



Prédiction du comportement d'une réparation structurale collée en escalier : application d'une méthodologie par évaluateurs technologiques

Ambre Cerisier

► To cite this version:

Ambre Cerisier. Prédiction du comportement d'une réparation structurale collée en escalier : application d'une méthodologie par évaluateurs technologiques. Mécanique des matériaux [physics.class-ph]. Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2017. Français. NNT : 2017TOU30120 . tel-01887629

HAL Id: tel-01887629

<https://theses.hal.science/tel-01887629>

Submitted on 4 Oct 2018

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 Fédérale



Toulouse Midi-Pyrénées

THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Université Toulouse 3 Paul Sabatier (UT3 Paul Sabatier)

Présentée et soutenue par :

Ambre CERISIER

le 7 juin 2017

Titre :

Prédiction du comportement d'une réparation structurale collée en escalier :
application d'une méthodologie par évaluateurs technologiques

École doctorale et discipline ou spécialité :

ED MEGEP : Génie mécanique, mécanique des matériaux

Unité de recherche :

Matériaux et structures composites

Directeur/trice(s) de Thèse :

Francis COLLOMBET

Laurent CROUZEIX

Jury :

Jean-Christophe Batsale (Institut de Mécanique et d'Ingénierie, Bordeaux): Président du jury

Nicolas Carrère (Safran Composite, Itteville): Rapporteur

Patrick Rosycki (Institut de Recherche en Génie Civil et Mécanique, Nantes): Rapporteur

Xiaojing Gong (Institut Clément Ader): Examinatrice

Yves-Henri Grunevald (Composites Expertise et Solutions): Invité

Remerciements

Je voudrais tout d'abord remercier mon directeur de thèse, le professeur Francis Collombet, pour m'avoir permise et encouragée à réaliser cette thèse. Je sais que notre relation n'a pas toujours été facile, mais vos conseils ont très souvent été précieux.

Je souhaite également remercier du fond du cœur mon co-directeur de thèse, Laurent Crouzeix, pour m'avoir guidée durant ces quatre longues et périlleuses années. Tu as toujours été présent, et je me suis parfois très (trop ?) reposée sur toi mais tu es toujours resté à l'écoute. Merci !

De même, un grand merci à Yves-Henri Grunevald, pour ses remarques toujours pertinentes lors de nos réunions ponctuelles.

Merci également aux différents membres de l'Institut Clément Ader, pour leur sollicitude et leur soutien sans faille. Je ne peux manquer de souligner l'amitié de Bénédicte Reine, « grande sœur » de cette thèse, qui m'a toujours aidée à garder les pieds sur terre, même dans les moments les plus sombres. « On » a réussi !

Enfin, un immense merci à mes parents, Didier et Daphné Cerisier, qui, malgré leurs angoisses de parents lorsqu'on laisse un enfant devenir adulte, ont toujours mis un point d'honneur à croire en moi.

Pour finir, mon amour, Clément, ce manuscrit t'est dédié, tu es celui qui a vécu cette thèse au plus près, qui a passé tes soirées et tes week-ends à subir la relecture incessante de ce document. Je n'y serai pas arrivée sans ta persévérance. Je t'aime !

Résumé

La réparation collée est une problématique d'actualité compte tenu de la part croissante des matériaux composites dans les structures primaires aéronautiques. La littérature ouverte sur le sujet concerne des éprouvettes de taille élémentaire. Ce travail se propose de concevoir un évaluateur technologique représentatif de problématiques de grandes dimensions permettant d'étudier l'influence des procédés d'obtention sur le comportement de l'interface collée d'une réparation structurale en escalier.

Afin d'atteindre cet objectif, une grande partie du travail consiste en la mise en place d'une stratégie numérique dite « légère » adaptée à l'étude de structures réparées multi-marches de taille représentative. Ce travail numérique se nourrit d'études préliminaires effectuées sur des éprouvettes élémentaires qui permettent de dégager un indicateur de rupture mixte du film adhésif.

Une fois les choix numériques validés, ils sont appliqués pour la conception d'un évaluateur ainsi que d'une cinématique de chargement destinée à solliciter jusqu'à rupture la zone de collage en conditions choisies. L'évaluateur et sa cinématique sont testés grâce à un bâti multiaxial associé à une multi-instrumentation.

Abstract

Bonded repair is an issue more and more brought to attention in the aeronautical industry due to the rise of composite materials in primary structures. If most studies in the literature are focused on bonded interface on small-sized coupons, this PhD dissertation intends to design a technological evaluator that represents issues due to their wide sizes, which would enable the study of the influence of several processes on the behavior of the bonded interface of a structural step-lap repair.

In order to reach this goal, a major part of the work involved the setting up of a numerical strategy, light in CPU time and adapted to the study of a multi-step repaired structure, with representative dimensions. This numerical step is fed by upstream studies, done on coupons, and that lead us to find a mixed failure indicator of the adhesive film.

Once the numerical choices validated, they were applied to find the design of a technological evaluator, as well as its loading kinematics, meant to place the latter in a representative industrial situation. They were both tested thanks to a multi axial test machine.

Sommaire

Remerciements.....	2
Résumé.....	4
Sommaire.....	6
Tableau des illustrations.....	12
Introduction générale.....	20

Chapitre I

1. Introduction.....	24
2. Généralités sur les matériaux composites	24
3. La tolérance aux dommages des matériaux composites dans l'aéronautique	26
3.1. Comment les dommages apparaissent-ils ?.....	26
3.2. Les différents types d'endommagement	27
3.3. Les moyens de détection actuellement utilisés	29
3.3.1. Les techniques d'ultrasons	30
3.3.2. La thermographie	31
3.3.3. La shearographie ou interférométrie différentielle	32
4. La réparation dans le domaine aéronautique	33
4.1. Estimation et origine de la réparation	33
4.2. La réparation structurale.....	34
4.2.1. Boulonnage/rivetage.....	34
4.2.2. Saignement.....	35
4.2.3. Injection.....	36
4.2.4. Collage de patch	38
5. L'interface d'une réparation par patch	41
5.1. Usinage des matériaux composites.....	41
5.1.1. Usinage manuel	41
5.1.2. Usinage par laser	42

5.1.3.	Usinage par jet d'eau abrasif.....	42
5.2.	Traitements de surface.....	43
5.2.1.	Le traitement de surface par plasma	44
5.2.2.	Le traitement de surface par laser	44
5.3.	Collage et rupture.....	45
5.4.	Les moyens d'essais.....	47
5.4.1.	Essais standards.....	47
5.4.2.	Essais non standards	50
5.4.3.	Essais sur éprouvettes réparées.....	51
6.	La modélisation numérique au service de l'étude de la réparation aéronautique.....	53
6.1.	L'approche des critères de rupture	53
6.2.	La modélisation de la réparation.....	54
7.	Cadre de l'étude	55
8.	Conclusion intermédiaire	58
9.	Références bibliographiques du chapitre I.....	59
10.	Liste des figures et des tableaux du chapitre I	65

Chapitre II

1.	Introduction.....	67
2.	Fabrication des éprouvettes en « step-lap ».....	69
2.1.	Les matériaux à l'étude	69
2.1.1.	Le matériau de l'éprouvette parente	69
2.1.2.	Le matériau du film adhésif.....	69
2.2.	Découpe et usinage des éprouvettes.....	70
2.3.	Collage de la réparation	73
3.	Etude de la rugosité et autres mesures.....	76
3.1.	Mesure de la rugosité après usinage	76
3.2.	Autres mesures et géométries finales des éprouvettes après réparation.....	79
4.	Essais mécaniques.....	83
4.1.	Essais avec sollicitations en cisaillement.....	83
4.1.1.	Montage expérimental.....	83
4.1.2.	Résultats expérimentaux.....	83
4.2.	Essais avec sollicitations mixtes pelage/cisaillement.....	87

4.2.1.	Montage expérimental.....	88
4.2.2.	Résultats expérimentaux.....	89
5.	Conclusion intermédiaire	92
6.	Références bibliographiques du chapitre II.....	93
7.	Liste des figures et des tableaux du chapitre II	94

Chapitre III

1.	Intentions et contexte de l'étude.....	97
2.	Choix de modélisation	97
2.1.	Modèle général	97
2.2.	Conditions aux limites	100
2.2.1.	Essai avec sollicitations en cisaillement « quasi pur ».....	100
2.2.2.	Essai avec sollicitations mixte pelage/cisaillement	101
3.	Résultats numériques.....	102
3.1.	Essais de sollicitation en cisaillement « pur »	103
3.2.	Indicateur de rupture en cisaillement pur	105
3.2.1.	Critère de rupture en cisaillement issu de la littérature	106
3.2.2.	Critère de rupture en cisaillement adapté	107
3.3.	Etude de sensibilité du maillage.....	108
3.4.	Essais en mode mixte pelage/cisaillement.....	110
3.5.	Indicateur mixte de rupture	114
4.	Stratégie de modélisation multi-marches	119
4.1.	Adaptation à une réparation en escalier avec plusieurs marches	120
4.2.	Résultats numériques.....	121
5.	Conclusion intermédiaire	126
6.	Références bibliographiques du chapitre III.....	127
7.	Liste des figures et des tableaux du chapitre III	128

Chapitre IV

1.	Intentions et contexte de l'étude.....	131
2.	Conception numérique de l'évaluateur technologique	132
2.1.	Informations générales sur le bâti multi-axial.....	132

2.2.	Cahier des charges de cette conception	135
2.3.	Modélisation numérique de l'évaluateur technologique	137
3.	Mise en place de la cinématique	141
3.1.	Premières itérations	141
3.1.1.	Cinématiques « basiques »	142
3.1.2.	Cinématique complexe	150
3.2.	Cinématique finale choisie	152
4.	Conclusion intermédiaire	159
5.	Références bibliographiques du chapitre IV	160
6.	Liste des figures et des tableaux du chapitre IV	161

Chapitre V

1.	Intentions et contexte de l'étude	164
2.	Fabrication de l'évaluateur technologique	165
2.1.	Usinage de la plaque	165
2.1.1.	Principe du jet d'eau abrasif	165
2.1.2.	Usinage de la plaque endommagée	165
2.2.	Réparation de la plaque	174
2.2.1.	Découpe et mise en place des ellipses composites	174
2.2.2.	Valise de polymérisation et cycle de cuisson	175
2.2.3.	Préparation à la cuisson/réparation	177
2.2.4.	Résultat de la cuisson	178
2.3.	Radiographie de la plaque réparée	179
3.	Mise en place des essais	181
3.1.	Le bâti multi-axial de l'Institut Clément Ader	181
3.2.	Rappel sur la cinématique du Chapitre IV	182
3.3.	Essai instrumenté	184
3.3.1.	Mise en place des jauges sur l'évaluateur technologique	184
3.3.2.	Mise en place du bâti multi-instrumenté	185
3.4.	Résultats et informations obtenus après essai	186
3.4.1.	Mesure de champs	187
3.4.2.	Radiographie de la rupture	193
3.4.3.	Informations numériques autour du point de rupture	195

4.	Conclusion intermédiaire	200
5.	Références bibliographiques du Chapitre V	201
6.	Liste des figures et des tableaux du Chapitre V	202

Conclusion.....	205
------------------------	------------

Références bibliographiques générales.....	209
---	------------

Tables des illustrations

Figure 1 : Procédure de maintenance et réparation [Falzon, 2006] [Hautier, 2010]	24
Figure 2 : Répartition des matériaux composites dans le Dreamliner B787 [Freissinet, 2011]	25
Figure 3 : Origines des endommagements sur les structures en matériaux composites [Thévenin, 2006] [Hautier, 2010]	26
Figure 4 : Types de dommages rencontrés sur les matériaux composites [Hautier, 2010] [Torres, 1986].....	28
Figure 5 : Modes d'endommagement dans les stratifiés [Anh Thang, 2010]	28
Figure 6 : Technique ultrasonore [Le Mans, 2013]	30
Figure 7 : Thermographie [Thermoconcept, 2015]	31
Figure 8 : Shearographie [Thermoconcept, 2015]	32
Figure 9 : Exemple d'une réparation rivetée dans le SRM [Airbus, 2006] [Hautier, 2010]	34
Figure 10 : Exemple de réparations rivetées [Hautier, 2010]	35
Figure 11 : Différentes phases associées au phénomène d'auto-cicatrisation par sphères creuses [White, 2001].....	36
Figure 12 : Installation du procédé de réparation par injection [Thunga, 2013]	37
Figure 13 : Types de patches externes, single lap (gauche) et double lap (droite) (échelle non représentative).....	38
Figure 14 : Méthodologie de la réparation collée à fleur [Katnam, 2013].....	39
Figure 15 : Réparation en pente [www.eaa.org].....	39
Figure 16 : Réparation en escalier [Crouzeix, 2012].....	40
Figure 17 : Différentes configurations d'usinage manuel [Werfelman, 2007] [www.abaris.com]	41
Figure 18 : Usinage par jet d'eau abrasif [Cénac, 2011].....	43
Figure 19 : Types de rupture dans les joints collés	46
Figure 20 : Résultats d'une enquête d'un rapport sur les dommages de la RAAF (Royal Australian Air Force) [Davis, 1999].....	46
Figure 21 : Essais de traction pure (a) et de cisaillement "pur" (b) [Bretton, 2005]	47
Figure 22 : Essai de traction-cisaillement [Bretton, 2005]	47
Figure 23 : Les modes élémentaires d'ouverture de fissure	48
Figure 24 : Principe de l'essai Double Cantilever Beam (DCB)	48
Figure 25 : Essai de flexion trois points [Cerimes, 2009].....	49
Figure 26 : Essai type Mixed Mode Flexure (MMF).....	49
Figure 27 : Principe de l'essai Arcan [Cognard, 2005]	50
Figure 28 : Essai T-peel [Alfano, 2008]	51
Figure 29 : Position des impacts sur les réparations en single-lap [Rodriguez-Bellido, 2012].....	51
Figure 30 : Evolution de la tenue mécanique en fonction de l'angle de réparation [Twist, 2012]	52
Figure 31 : Géométrie de la déformation après l'essai avec : (à gauche) expérimental, (à droite) numérique	54
Figure 32: Marche elliptique d'un évaluateur par rapport à la direction de sollicitation	68
Figure 34 : Essai de Lap-Shear Test, cf. site internet [Leitfaden]	70
Figure 35 : Schéma d'une éprouvette présentant une marche unique pour représenter la réparation en escalier.....	71
Figure 36 : Mise en place des guides et de la plaque pour l'usinage	71

Figure 37 : Dimensions finales des plaques après usinage	72
Figure 38 : Stratégie de découpe des éprouvettes en fonction des longueurs de marches avec a) deux plaques après usinage et b) et c) les découpes effectuées sur ces deux plaques usinées	72
Figure 39 : Valise de polymérisation servant à la cuisson du film adhésif	73
Figure 40 : Etapes de la superposition des tissus pour la cuisson du film adhésif	74
Figure 41 : Mise en place du film adhésif sur les demi-plaques 20 mm (gauche) et 6 mm (droite).....	74
Figure 42 : Mise en place des plaques pour la cuisson du film adhésif Redux 322.....	74
Figure 43 : Mise en place finale avant polymérisation du film adhésif.....	75
Figure 44 : Cycle de polymérisation du film adhésif Redux 322	75
Figure 45 : Découpe finale des éprouvettes avec a) phase de découpe en cours et b) vue globale des éprouvettes simple marche assemblées par collage	76
Figure 46 : Paramètres de rugosité sur une longueur l.....	77
Figure 47 : Mesure de la rugosité sur la surface usinée dans deux directions avec 45° (gauche) et 90° (droite).....	77
Figure 48 : Zones pour les mesures de la rugosité de la surface usinée	78
Figure 49 : Mesure de l'épaisseur (haut et bas) et de la largeur (haut) des éprouvettes.....	80
Figure 50 : Microscopie digitale du collage de la réparation (epr. M6-2).....	82
Figure 51 : Mise en place des essais de traction avec à gauche : le montage expérimental, et à droite : l'extensomètre	83
Figure 52 : Rupture de deux éprouvettes de longueur de marche nominale 12 mm (haut) et 20 mm (bas).....	84
Figure 53 : Rupture cohésive du joint de colle	84
Figure 54 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 6 mm	86
Figure 55 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 12 mm.....	87
Figure 56 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 20 mm.....	87
Figure 57 : Montage expérimental des essais de sollicitations mixtes	88
Figure 58 : Disposition du montage de l'essai de flexion trois points	89
Figure 59 : Rupture d'une éprouvette de longueur de marche nominale 12 mm	89
Figure 60 : Rupture d'une éprouvette de longueur de marche nominale 20 mm	90
Figure 61 : Modélisation d'une réparation à marche unique (échelle non représentative)	98
Figure 62 : Excentration des fibres neutres.....	99
Figure 63 : Essai avec sollicitations en cisaillement mis en place dans le Chapitre II	100
Figure 64 : Conditions aux limites pour l'essai de sollicitation en cisaillement	101
Figure 65 : Essai de flexion mis en place dans le Chapitre II	102
Figure 66 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 3,57 mm (en mm)	104
Figure 67 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 7,96 mm (en mm)	104
Figure 68 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 14,91 mm (en mm)	104
Figure 69 : Contrainte de cisaillement τ_{xz} aux nœuds pour les trois longueurs moyennes de la marche	105
Figure 70 : Evolution de la contrainte de cisaillement aux nœuds dans la longueur de la marche....	107
Figure 71 : Evolution de la contrainte de cisaillement dans la longueur de la marche (ici pour une marche de 15,25 mm)	109

Figure 72 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 4,48 mm	111
Figure 73 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 10,06 mm	111
Figure 74 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 19,81 mm	112
Figure 75 : Contrainte aux nœuds σ_{zz} pour les trois longueurs de marche avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm.....	113
Figure 76 : Contrainte aux nœuds τ_{xz} pour les trois longueurs de marche avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm.....	114
Figure 77 : Contraintes de cisaillement τ_{xz} moyennes par élément pour les trois longueurs de marche lors de l'essai de cisaillement avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm.....	116
Figure 78 : Contraintes de pelage σ_{zz} moyennes par élément pour les trois longueurs de marche lors de l'essai de pelage avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm	116
Figure 79 : Réparation en escalier à trois marches	120
Figure 80 : Plans disjoints d'une réparation à trois marches	120
Figure 81 : Mise en place des éléments rigides (RBE), nœud à nœud	121
Figure 82 : Modélisation numérique 3D d'une réparation à 20 marches	122
Figure 83 : Modélisation numérique 2D d'une réparation à 20 marches	122
Figure 84 : Déplacement en X pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	123
Figure 85 : Déplacement selon Z de la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	123
Figure 86 : Contraintes σ_{zz} aux nœuds pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	124
Figure 87 : Contraintes τ_{xz} aux nœuds pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	124
Figure 88 : Critère mixte de rupture de la colle à la charge ultime, par élément	125
Figure 89 : Schéma cinématique du bâti d'essais multi-axial.....	133
Figure 90 : Modélisation du bâti multi-axial	133
Figure 91 : Décomposition des quatre mouvements élémentaires.....	134
Figure 92 : Stratégie de modélisation d'une interface de réparation collée en marche d'escalier (échelle non respectée).....	137
Figure 93 : Paramétrage de certaines propriétés de l'évaluateur et du patch de réparation : deux valeurs de l'orientation angulaire du patch (à gauche, en haut et en bas) et deux longueurs de deux côtés opposés de l'hexagone extérieur (à droite, en haut et en bas).....	138
Figure 94 : Orientation de l'angle θ (l'angle de cette étude est fixé à 20°) – échelle non respectée	138
Figure 95 : Définition des parties modélisées – échelle non respectée.....	139
Figure 96 : Correction de la position des fibres neutres de chaque partie composite	139
Figure 97 : Définition de l'ensemble évaluateur/bâti multi-axial (vue de trois quart et de côté)	140
Figure 98 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y.....	142
Figure 99 : Contrainte aux nœuds σ_{zz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y	142
Figure 100 : Contrainte aux nœuds τ_{yz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y	143
Figure 101 : Contrainte aux nœuds τ_{xz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y	143

Figure 102 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+	144
Figure 103 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+	145
Figure 104 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+	145
Figure 105 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+	145
Figure 106 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-	146
Figure 107 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-	147
Figure 108 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-	147
Figure 109 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée uniquement d'un déplacement sur l'axe X-	147
Figure 110 : Déplacement selon Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	148
Figure 111 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	149
Figure 112 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	149
Figure 113 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	149
Figure 114 : Déplacement vertical lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique	151
Figure 115 : Contrainte de pelage σ_{zz} aux nœuds lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique	151
Figure 116 : Contrainte de cisaillement τ_{xz} aux nœuds lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique	151
Figure 117 : Déplacements selon l'axe X pour les phases a) 1 et b) 2	154
Figure 118 : Déplacement selon l'axe X pour la phase 3	154
Figure 119 : Déplacements selon l'axe X pour les phases a) 4 et b) 5	154
Figure 120 : Critère de rupture dans l'interface collée pour la phase 1, en moyenne par élément	155
Figure 121 : Critère de rupture pour la phase 2, en moyenne par élément	155
Figure 122 : Critère de rupture pour la phase 3, en moyenne par élément	156
Figure 123 : Critère de rupture pour la phase 4, en moyenne par élément	156
Figure 124 : Critère de rupture pour la phase 5, en moyenne par élément	156
Figure 125 : Jet d'eau abrasif avec la technologie Ultra Pierce	166
Figure 126 : Masques pour usiner la plaque composite pli par pli	166
Figure 127 : Etat de surface après découpe, au niveau du défaut généré par l'arrêt brutal de la machine	168
Figure 128 : Eprouvettes provenant des chutes de détourage	168
Figure 129 : Etat de surface après usinage (a): pression de 800 bar et vitesse de 10 mm/min; b): pression de 600 bar et vitesse de 5 mm/min)	169

Figure 130 : deux vues en cours d'usinage de la plaque	170
Figure 131 : a) Première et b) deuxième passe	170
Figure 132 : a) Troisième et b) sixième passe	171
Figure 133 : Huitième passe après bouchage du canon d'abrasif	171
Figure 134 : Dixième passe	172
Figure 135: a) Séchage de la plaque composite et b) apparition visuelle des défauts de fabrication	173
Figure 136 : Dernière passe et perte de matériau sur la première marche avec a) vue globale et b) zoom sur la zone présentant un manque de matériau	174
Figure 137 : Différentes vues lors de la découpe des ellipses de réparation	175
Figure 138 : Ellipses en matériau composite pour la mise en place du soft patch	175
Figure 139 : a) Valise de polymérisation pour la cuisson du patch de réparation et b) tapis chauffant	176
Figure 140 : Cycle de cuisson/réparation	176
Figure 141 : Séquence de placement des produits d'environnement pour la cuisson d'un matériau composite	177
Figure 142 : Présence de résine dans le tissu de pompage	178
Figure 143 : Apparition du patch de réparation polymérisé à travers le tissu d'arrachage rendu translucide par le flot de résine	179
Figure 144 : Evalueur réparé vu à gauche coté mors fixe et à droite coté mors mobile, vues obtenues par reconstruction et assemblage de radiographies par rayons-X	180
Figure 145 : Vue CAO du bâti multi-axial	181
Figure 146 : Critère de rupture pour la phase 4	183
Figure 147 : Critère de rupture pour la phase 5	183
Figure 148 : Mise en place des jauges (vue du dessus) (échelle non représentative)	184
Figure 149 : Mise en place des jauges (vue du dessous) (échelle non représentative)	185
Figure 150 : Deux vue de l'évaluateur technologique mis en place	186
Figure 151 : Description de la zone d'intérêt de l'étape de mesure de champs	187
Figure 152 : Déplacements en X dans la zone d'intérêt juste avant la rupture	187
Figure 153 : Déplacements en Z dans la zone d'intérêt juste avant la rupture	188
Figure 154 : Déformation ϵ_{xx} dans la zone d'intérêt à plusieurs instants de la cinématique, à titre d'illustration	189
Figure 155 : Déformation ϵ_{xx} dans la zone d'intérêt juste avant la rupture	189
Figure 156 : Essai et zone de rupture prévue, au début de l'essai (gauche), à la fin de l'étape de flexion (droite)	190
Figure 157 : deux vues à deux instants différents en cours d'essai, dans la zone de rupture prévue, au moment de la fissuration de l'interface collée	190
Figure 158 : Rupture de l'interface collée	191
Figure 159 : Présence de délaminages et ruptures de fibre en toute fin d'essai	191
Figure 160 : Valeurs des déformations mesurées par les jauges en fonction du temps	192
Figure 161 : Radiographie de la plaque après rupture	193
Figure 162 : Zoom de la radiographie dans la zone de rupture	194
Figure 163 : Efforts dans les vérins, numériques et expérimentaux jusqu'au point de rupture	195
Figure 164 : Déplacements (mm) selon X de l'évaluateur technologique au moment de la rupture (pas de temps 0,89)	196

Figure 165 : Déplacements (mm) selon Z de l'évaluateur technologique au moment de la rupture (pas de temps 0,89).....	196
Figure 166: Déplacements selon Z	197
Figure 167 : Contraintes σ_{zz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89)	197
Figure 168 : Contraintes τ_{yz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89) .	198
Figure 169 : Contraintes τ_{xz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89) .	198
Figure 170 : Critère de rupture du film adhésif à l'instant de la rupture (pas de temps 0,89), moyenne par élément	199

Tableau 1 : Propriétés du matériau parent M10.1/38%/UD300/CHS.....	69
Tableau 2 : Propriétés du film adhésif Redux 322.....	70
Tableau 3 : Valeurs de la rugosité pour la première plaque usinée.....	78
Tableau 4 : Valeurs de la rugosité pour la deuxième plaque usinée.....	78
Tableau 5 : Mesures de l'épaisseur des marches.....	79
Tableau 6 : Mesures de l'épaisseur et de la largeur de chaque éprouvette	80
Tableau 7 : Longueurs réelles mesurées par microscopie digitale	81
Tableau 8 : Valeurs globales de la réparation entre théorie et réalité	82
Tableau 9 : Résultats expérimentaux des essais de traction à rupture	85
Tableau 10 : Contraintes à rupture pour l'ensemble des éprouvettes de traction	85
Tableau 11 : Résultats expérimentaux des essais de flexion à rupture	90
Tableau 12: Contraintes à rupture pour l'ensemble des éprouvettes de flexion	91
Tableau 13: Rappel des valeurs expérimentales mesurées pour les essais de sollicitation en cisaillement	103
Tableau 14 : Calcul du critère de cisaillement d'après Whitney&Nuismer	106
Tableau 15 : Calcul du critère de cisaillement remanié	108
Tableau 16 : Application du critère de rupture en fonction du nombre d'éléments dans la longueur de la marche	109
Tableau 17 : Maillage pour les essais de flexion	111
Tableau 18 : Rappel des valeurs expérimentales mesurées pour les essais de flexion	111
Tableau 19 : Valeurs des contraintes moyennées maximales relevées en bout de marche pour l'ensemble des essais élémentaires	117
Tableau 20 : Valeur du critère de rupture proposé pour l'ensemble des essais élémentaires	117
Tableau 21 : Valeurs des contraintes moyennées par élément relevées en bout de marche pour les essais « élémentaires » sur les deux plus grandes longueurs de marche.....	118
Tableau 22 : Valeur du critère de rupture proposé pour l'ensemble des essais élémentaires avec un critère basé sur les valeurs moyennes par élément.....	119
Tableau 23 : Informations numériques par rapport aux éléments du modèle.....	140
Tableau 24 : Valeurs des angles et déplacement pour chaque phase de la cinématique	153
Tableau 25 : Efforts dans les quatre vérins du bâti d'essai pour l'étude de l'évaluateur technologique	157
Tableau 26 : Dimensions théoriques des ellipses à usiner	167
Tableau 27 : Epaisseur moyenne de la plaque composite	170
Tableau 28 : Epaisseur de la plaque après chaque passe et remarques associées.....	172
Tableau 29 : Valeurs des angles et déplacements pour chaque phase de la cinématique	182

Tableau 30 : Rappel des positions des jauges sur l'évaluateur technologique	192
Tableau 31 : Valeurs des efforts aux vérins au pas de temps 0,89 (rupture présumée)	195

Introduction générale

La grande majorité des industries du transport, qu'elles soient ferroviaires, automobiles, navales ou aéronautiques, est confrontée à la course aux économies d'énergie (et aux limitations d'émission de gaz polluants pour certaines) et a donc un intérêt à se tourner de plus en plus vers l'utilisation des matériaux de faibles densités.

Le monde aéronautique n'a plus à démontrer ses avancées en termes de sécurité pour ses passagers de nos jours. En effet, il s'agit d'une notion de la plus haute importance dans le domaine des transports et les constructeurs aéronautiques ont toujours dû prouver la fiabilité de leurs produits mais également de leur réparation en cas de dommages vis-à-vis des organismes de certification.

Cette notion de dommages, bien qu'elle puisse faire peur, est « monnaie courante » dans un milieu où les structures en jeu représentent plusieurs dizaines de mètres carrés de matériaux, et où les conditions environnementales sont également primordiales. De plus, il est à noter que l'augmentation récente de la part massive de matériaux composites dans les structures aéronautiques s'est notamment portée sur des surfaces potentiellement exposées à différents types de chocs. C'est ainsi que la question de la réparation des matériaux dans l'industrie aéronautique est devenue un des grands enjeux de ces dernières décennies.

La réparation se décline en plusieurs formes et pour un large éventail de types d'endommagement, et en tout premier lieu pour les structures métalliques. Cependant, face à l'augmentation des matériaux composites dans les structures primaires et secondaires des aéronefs, il est de plus en plus pressant de développer des méthodes de réparation adaptées à ce type de matériau. En effet, ce dernier, plus complexe que les métaux, nécessite une attention particulière sur sa réparation afin de ne pas annihiler les propriétés bénéfiques de ce type de matériau.

L'étude présentée dans ce manuscrit a pour but de créer un outil d'analyse de réparations collées d'une structure de grande dimension par rapport à la dimension classique de coupons élémentaires, que l'on appelle « évaluateur technologique ». Cet outil devra, à terme, permettre la comparaison de plusieurs processus de réparation afin de déterminer l'influence de chaque paramètre du process sur la tenue mécanique du joint de la réparation collée.

La conception d'une telle structure composite, associée à sa cinématique, dépend préalablement de la capacité de prédire la rupture de l'interface dans le cas des procédés actuels, tout en se donnant la faculté d'aller chercher une réponse au-delà ou en deçà des performances identifiées sur des essais élémentaires. En amont de cette étude est présenté un rapide état de l'art retraçant les étapes et réflexions concernant la réparation, à partir du moment où un endommagement est détecté jusqu'au contrôle final de la réparation, en passant par les moyens de détection et les essais standards ou non proposés jusqu'à maintenant.

La bibliographie exposée dans le Chapitre I sert ainsi à recentrer la recherche présentée dans ce manuscrit et à justifier les choix qui sont effectués tout au long de cette période de doctorat. Les Chapitres II et III regroupent les différentes recherches effectuées en amont de nos objectifs principaux.

Effectivement, dans un premier temps, dans le Chapitre II, des essais expérimentaux sont mis en place dans le but d'obtenir des valeurs à rupture du film adhésif qui est utilisé pour la réparation de l'évaluateur technologique et ce, dans le cas d'une réparation dite « représentative », du procédé de réparation de référence sélectionné, notamment présentant une forme d'escalier, ou « step-lap ». L'étape de fabrication et de mesure conduisant à cette réparation est explicitée et les résultats de plusieurs essais sont proposés.

Si l'aspect expérimental est important, l'étape la plus essentielle du travail en amont est présentée dans le Chapitre III. En effet, une majeure partie du travail de thèse détaillé dans ce manuscrit repose sur de la modélisation numérique, qui est également présente au sein des chapitres suivants. S'il existe dans la littérature de nombreuses stratégies fiables d'études numériques du collage, le cas particulier présenté dans cette thèse « interdit » l'utilisation de stratégies coûteuses en temps de calcul, notamment du fait du caractère itératif de la méthode choisie.

L'objet de ce troisième chapitre est donc la mise en place d'un plan de modélisation permettant la prédiction d'une rupture du joint adhésif de réparation. Ce dernier a pour cahier des charges d'être le plus léger possible, afin d'être capable d'opérer dans le cas de stratégies de conception à grand nombre d'itérations, et sur des géométries de tailles supérieures aux éprouvettes de laboratoires habituelles.

Cette étude au préalable va tout d'abord se concentrer sur la faisabilité de la stratégie légère de modélisation appliquée aux structures de taille « réduite » faisant l'objet du chapitre II, avant de complexifier progressivement la démarche à des cas multi-marches. Ensuite, les choix de modélisation et les critères que nous souhaitons étudier lors de la suite de notre étude sont affinés pour être au plus près d'une situation proche de la réalité industrielle.

Le chapitre III est en lien avec le Chapitre IV, qui a pour nature d'expliquer le travail de modélisation numérique qui est fait pour passer de structures de faibles dimensions à un évaluateur technologique de plusieurs dizaines de centimètres de côté. C'est dans cette section que tous les choix géométriques de ce dernier sont expliqués et mis en évidence, comme la forme elliptique du patch de réparation par exemple. Cette partie présente principalement la phase de conception de la cinématique de chargement à appliquer à cet évaluateur afin d'obtenir la rupture du film adhésif sous un mode mixte, interface entre la structure et le patch de réparation, conduisant au décollement de celui-ci.

Enfin, le Chapitre V, dernière partie de ce manuscrit, se concentre sur la démonstration de la faisabilité de l'essai complexe ainsi conçu, et sur sa validité en tant qu'outil d'étude de l'influence du process sur la tenue mécanique de la réparation structurale. Cette faisabilité est démontrée par la réalisation de toutes les phases nécessaires à la bonne maîtrise des conditions d'essai.

Le chapitre V porte donc d'abord sur la fabrication et la réparation de l'évaluateur technologique, puis sur toute la partie expérimentale permettant l'application de la cinématique identifiée dans le Chapitre IV. Dans cette section, il est question de mettre en avant les phases d'usinage pli à pli de la structure de grandes dimensions, mais également l'étape de fabrication du patch elliptique, ainsi que de la réparation permettant l'assemblage de ces derniers. Enfin, l'essai est présenté et les résultats de cet essai, corroborant ou non la prédiction numérique, sont analysés pour permettre de valider l'utilisabilité de cet évaluateur technologique de réparation comme outil d'étude de réparations structurales collées.

Chapitre I : Etat de l'art

1. Introduction

La sécurité est une problématique très importante dans le domaine aéronautique et l'essor de l'utilisation des matériaux composites obligent les constructeurs de cette industrie à actualiser leur méthodologie concernant leur processus de réparation. Une procédure à suivre concernant la maintenance, menant ou non à une réparation, a été mise en place et se compose de différentes étapes, comme on peut le voir sur la figure suivante (Figure 1) :

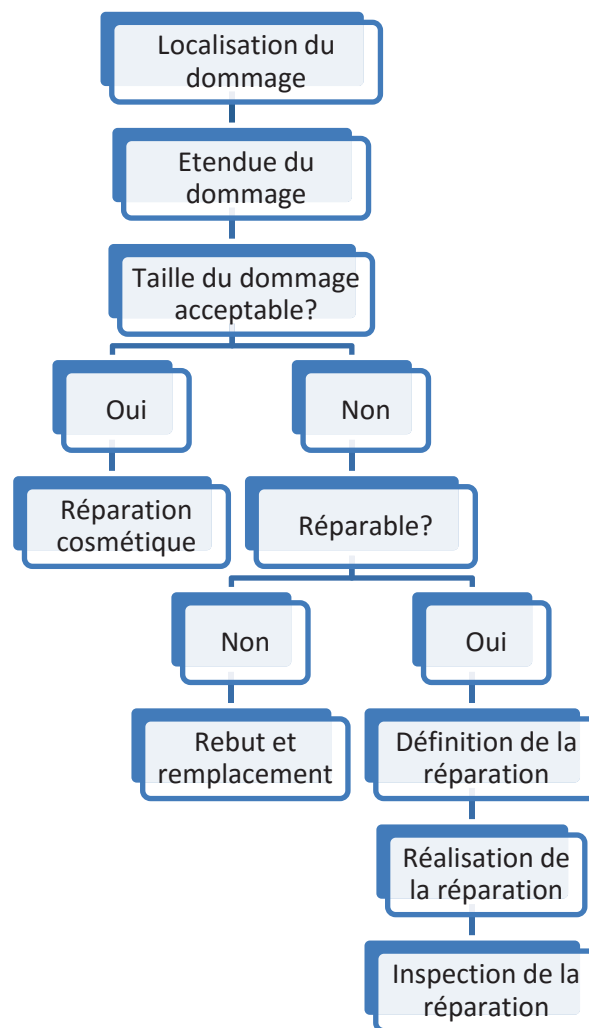


Figure 1 : Procédure de maintenance et réparation [Falzon, 2006] [Hautier, 2010]

2. Généralités sur les matériaux composites

Les premières études concernant l'utilisation de matériaux composites dans l'aviation ont été initiées par le domaine militaire dans les années 1960, puis se sont étendues à l'aviation civile deux décennies

plus tard. C'est en 1988 qu'Airbus, avec l'A320, a produit le premier avion commercial avec une queue entièrement faite en matériaux composites [Thévenin, 2006]. Boeing, avec le B777 a suivi en 1995, équipé lui aussi d'une queue en matériaux composites [Freissinet, 2011].

Plus récemment, depuis moins d'une dizaine d'années, les constructeurs cités ci-dessus ont étendu l'usage de ces matériaux au fuselage et aux ailes. Ainsi, le Boeing B787 ou Dreamliner est le premier gros porteur commercial construit majoritairement en matériaux composites. Ces derniers représentent 50% du poids de l'appareil, sans les réacteurs (Figure 2). L'Airbus A350 suit la ligne directrice de Boeing avec une proportion de ces matériaux manifestement similaire, quoique légèrement plus importante puisque 53% du poids de cet Airbus est composé de matériaux composites [Industrie-techno, 2013].

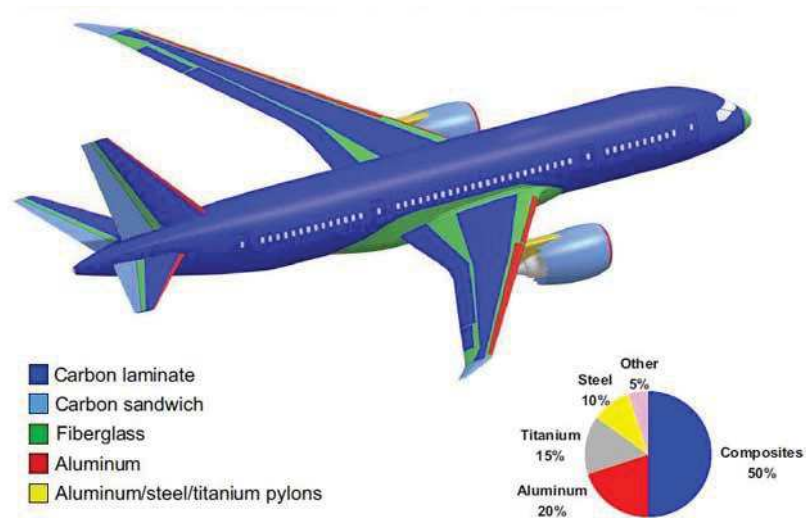


Figure 2 : Répartition des matériaux composites dans le Dreamliner B787 [Freissinet, 2011]

Les matériaux composites les plus utilisés sont généralement produits par une combinaison de matrice époxyde avec des fibres de carbone ou de verre. Il existe un troisième type de matériaux composites, fait à partir de fibres de bore, qui fut étudié au début des années 1960 par l'armée américaine [Tsai, 2005]. Cependant, en France, il est interdit de l'utiliser car il s'agit d'un matériau cancérigène. Dans le cadre de cette thèse, nous ne nous intéresserons qu'à l'utilisation de matériaux à base de fibres de carbone, composant en grande majorité les structures aéronautiques [Mathias, 2005].

Ainsi, désormais, ces matériaux font partie de l'aviation générale, de par leur grand nombre d'avantages en comparaison des matériaux métalliques. En effet, on peut citer de manière non exhaustive :

- Des propriétés mécaniques spécifiques élevées, telles que le module ou la résistance, mais également adaptables, de par les séquences d'empilement diverses et variées,
- Une masse volumique qui permet un gain de masse certain sur les éléments structuraux (densité de l'ordre de 1,6 en comparaison d'une densité de 2,7 pour les alliages d'aluminium),
- Une insensibilité à la corrosion et une tenue en fatigue excellente.

Cependant, aucun matériau ne pouvant être considéré comme une solution « miracle », il faut également prendre en compte les inconvénients des matériaux composites :

- Un coût important,
- Une complexité de conception, où une étude multi-niveau est nécessaire, afin d'analyser à la fois les interactions des constituants à une échelle microscopique et les propriétés apparentes du matériau à l'échelle macroscopique,
- Une faible tolérance aux dommages, de par la fragilité de ce type de matériau, en comparaison des matériaux métalliques.

Le dernier élément de cette liste constitue le point le plus compliqué et le plus important à surmonter. Afin d'y remédier, il est tout d'abord primordial de comprendre l'origine et les types d'endommagement référencés à ce jour, puis ensuite d'évaluer les techniques de réparations qui sont actuellement utilisées.

3. La tolérance aux dommages des matériaux composites dans l'aéronautique

3.1. Comment les dommages apparaissent-ils ?

Dans le domaine aéronautique, ce n'est que depuis les années 1970 que le concept de tolérance aux dommages a été introduit, et ce pour les structures de l'aviation civile qui étaient faites majoritairement en matériaux métalliques. Cependant, la problématique des dommages pour les matériaux composites est différente de celle connue et appliquée pour les matériaux métalliques. Ces études ont également pu mettre en évidence la nécessité de mettre au point des moyens de réparation fiables.

La tolérance à l'endommagement peut être associée à de la corrosion, de la fatigue, ou encore à la foudre ou aux interventions au sol, cas où les dommages sont très souvent accidentels [Thévenin, 2006] (Figure 3).

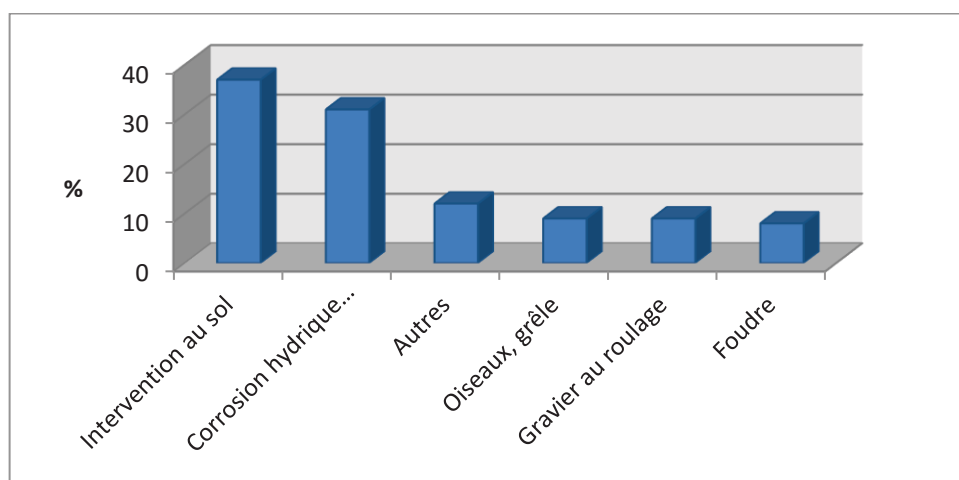


Figure 3 : Origines des endommagements sur les structures en matériaux composites [Thévenin, 2006] [Hautier, 2010]

Le dommage le plus « fatal » pour la structure composite est celui résultant d'un impact, car la fragilité des matériaux composites les rend plus vulnérables à ce type de sollicitation [Rozycki, 2001]. Ainsi, cinq catégories de dommages ont été dénombrées :

- CAT 1 : les dommages sont indétectables, la structure doit tenir les charges extrêmes (ultimate loads). La charge extrême est la charge limite (cf. CAT.2) multipliée par le coefficient de sécurité. Toutes les pièces de l'avion doivent pouvoir résister sans rupture à ce type de charges.
- CAT 2 : les dommages sont détectables dans le cadre d'une inspection, la structure doit tenir les charges limites. Ces dernières représentent les charges les plus élevées qu'il est possible de rencontrer dans la vie de l'aéronef, en tenant compte de tous les aspects de son utilisation, y compris les conditions atmosphériques ou encore les manœuvres brutales du pilote, etc. Si un dommage est classifié comme relevant de cette catégorie ou une catégorie au-delà, des réparations ou un changement de structure doivent avoir lieu,
- CAT 3 : les dommages sont rapidement détectables, la structure doit tenir 80% des charges limites,
- CAT 4 : les dommages sont immédiatement détectables, la structure doit tenir 70% des charges limites,
- CAT 5 : très grands dommages, l'aéronef doit être immobilisé.

Ces catégories sont présentes dans le monde aéronautique car il est vital d'assurer la sécurité de la structure, grâce à des programmes de certification [Rouchon, 2006]. Ces derniers étant extrêmement exigeants, les origines de l'endommagement d'une structure, ainsi que leur fréquence d'occurrence ou leur suivi, ont pu être étudiés.

3.2. Les différents types d'endommagement

Un matériau composite est une microstructure, avec plusieurs fibres de carbone par exemple, contenues dans une matrice polymère. Les propriétés mécaniques résultantes sont donc largement dépendantes des propriétés des fibres, de la matrice mais également de l'interface matrice-fibre. Ainsi, une faible liaison fibre-matrice peut entraîner une faible rigidité et une faible résistance mais une haute tenue à la rupture et inversement dans le cas d'une interface forte entre les deux spécimens.

Le comportement à rupture dépend non seulement de l'hétérogénéité et de l'anisotropie du matériau mais également des différents mécanismes d'endommagement et de leurs interactions. Par conséquent, ces dommages peuvent apparaître dès la fabrication de la structure composite, réduisant d'emblée la vie du matériau [Torres, 1986], [Thévenin, 2006].

L'endommagement peut survenir à plusieurs échelles : celle du pli, comme les ruptures de fibre ou de matrice ou les décohésions fibre-matrice, celle du laminé, tel que le délaminage – de quelques microns à plusieurs centimètres, ou encore celle de la structure, avec les entailles, rayures et autre écaillages (Figure 4). On peut également citer les endommagements dus à des facteurs environnementaux, comme la foudre, l'humidité ou encore la grêle [Katnam, 2013].

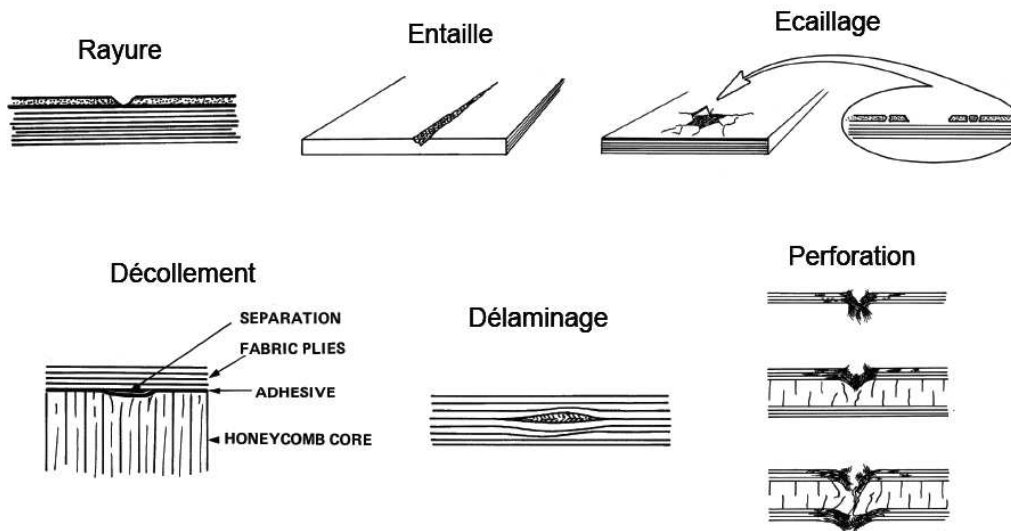


Figure 4 : Types de dommages rencontrés sur les matériaux composites [Hautier, 2010] [Torres, 1986]

Durant le service de l'avion, les dommages structuraux peuvent s'initier à partir de défauts de fabrication, comme décrit précédemment, ou à cause d'un chargement mécanique comme des chutes d'outils ou des impacts. Il est important de noter que plus de 50% des dommages sont liés à des sollicitations d'impact. Le délaminage (Figure 5), les ruptures de fibres ou les fissurations matricielles font partie de ces dommages résultants d'impact et peuvent conduire à une diminution radicale de la tenue résiduelle des structures composites, et ce même sans marque visible à la surface [Bouvet, 2011].

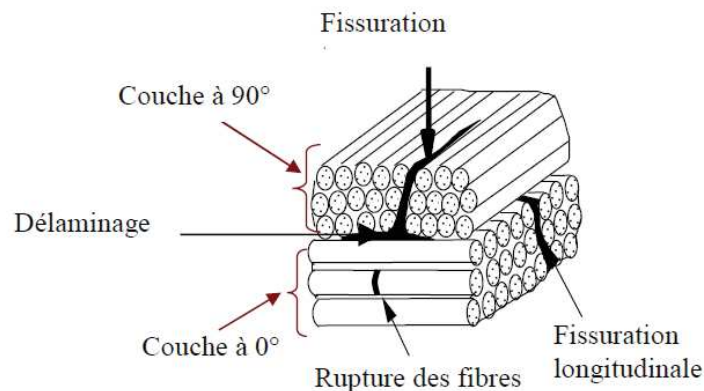


Figure 5 : Modes d'endommagement dans les stratifiés [Anh Thang, 2010]

En effet, alors que pour les structures métalliques, les dommages d'impact ne sont généralement pas un souci majeur pour la sécurité de l'avion, il n'en est pas de même pour les structures en matériaux composites, de par la fragilité de leurs composants (fibre/matrice). Ces dernières ne peuvent absorber que l'énergie des déformations élastiques, les rendant sensibles aux impacts. Une diminution non négligeable des tenues en compression, traction et cisaillement est le résultat de ce type d'endommagement, dépendant du diamètre de l'impact mais également de son énergie.

L'impact d'une valeur inférieure à 35J à faible vitesse, tel que la chute d'un outil de manutention, est le plus rencontré par les avionneurs [Hautier, 2010]. Il conduit à du délaminage, des entailles ou de manière plus microscopique à des ruptures de fibres ou de matrice. Le délaminage intervient à l'interface entre les plis du matériau et peut considérablement diminuer la rigidité structurale du composite, mais l'apparition d'entailles permet en général d'indiquer que l'endommagement a lieu en profondeur.

Les figures présentées précédemment démontrent la complexité des matériaux composites et leur extrême sensibilité aux impacts liés aux chutes d'outils ou autres chocs de faible intensité. En effet, les sollicitations d'impacts sont peu visibles en surface mais peuvent être prononcées à cœur du matériau. Il est donc absolument primordial de pouvoir détecter les dommages de façon fiable et rapide afin de prendre une décision de réparation ou non.

3.3. Les moyens de détection actuellement utilisés

Les inspections sur sites sont très importantes afin de savoir si l'aéronef a subi un dommage et si une réparation est nécessaire ou non. La philosophie des programmes de maintenance est que si le dommage n'est pas visible, l'intégrité structurale de la pièce n'en sera pas affectée [Thévenin, 2006]. En revanche, si l'endommagement est visible, une inspection plus détaillée aura lieu afin de déterminer l'étendue des dommages et établir les conditions de réparations en suivant le Standard Repair Manual (SRM).

Cependant, de par la complexité des structures en matériaux composites, cette philosophie peut ne pas être adaptée. En effet, les dommages sur ce type de matériau peuvent n'être que très peu visibles en surface alors qu'à cœur, un endommagement plus prononcé est à noter [Kelly, 1984]. On parle ici de marques peu visibles BVID (Barely Visible Impact Damage), c'est-à-dire le plus petit dommage détectable lors d'une inspection avec une probabilité suffisante [Bouvet, 2011] [Kumar, 1993].

Plusieurs types de contrôles non destructifs existent, mais aucune inspection ne permet d'évaluer l'ensemble des endommagements existants dans une structure composite. L'inspection visuelle, par exemple, est une des approches les plus utilisées car c'est un contrôle rapide, peu cher et évident qui permet d'estimer l'endommagement d'une surface, en particulier les fissures, perforations ou entailles. Certains facteurs, tels que la propreté de la surface, la couleur, les finitions, la vision de l'inspecteur ou encore la luminosité peuvent influencer l'issue du contrôle.

De la même manière, le tap test est également une technique d'inspection peu coûteuse, qui a été automatisée ces dernières années (par exemple Woodpecker®) pour une plus grande précision. Les zones saines auront une sonorité claire et une plus haute fréquence que les zones endommagées par un délaminage ou un décollement de fibres, qui produiront un son sourd avec une fréquence plus basse. Néanmoins, malgré le prix très abordable et la rapidité d'exécution de ce contrôle, il est impossible de repérer des dommages plus petits, et il est également inefficace pour les structures composites à sections épaisses (comme un fuselage ou une aile). Ainsi, des techniques de contrôle non destructif plus avancées, telles que l'ultrason, la thermographie ou la shearographie, sont développées pour une détection plus fiable et précise.

3.3.1. Les techniques d'ultrasons

Le contrôle par ultrasons est une technique non destructive permettant de détecter des endommagements situés sous la surface du matériau composite [Scott, 1982]. Quand les ondes ultrasonores progressent à travers le matériau, la propagation de l'onde est influencée par les dommages internes (comme le délaminage ou le décollement de fibres). Cela crée des discontinuités et introduit un changement d'impédance acoustique. On peut différencier les techniques directes et indirectes d'ultrasons (Figure 6).

Dans les contrôles directs, les ondes à hautes fréquences sont générées par un transducteur et transmises à la pièce inspectée. Ensuite, les ondes réfléchies ou transmises sont réceptionnées par le même transducteur (ou par un second transducteur). Les ondes à hautes fréquences sont plus sensibles aux dommages alors que les ondes de basses fréquences peuvent pénétrer le matériau en profondeur [Blitz, 1996].

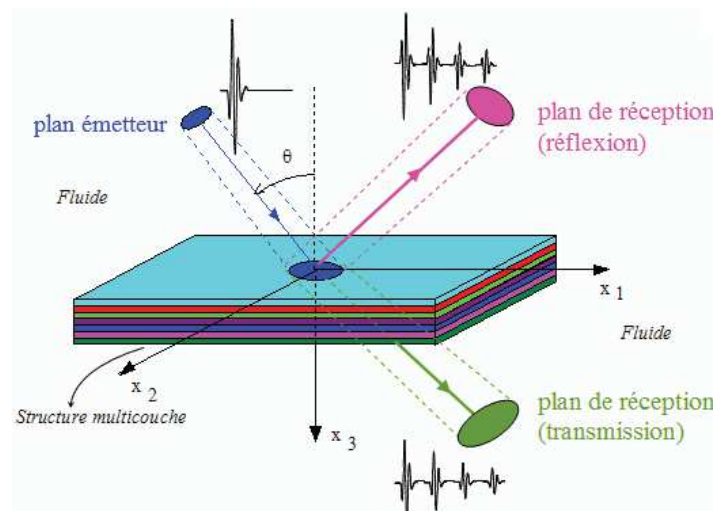


Figure 6 : Technique ultrasonore [Le Mans, 2013]

Du point de vue de la réparation composite, cette technique offre un panel d'avantages. En effet, il est possible de détecter plusieurs types d'endommagement et d'indiquer la profondeur du dommage dans le laminé. Les systèmes de balayage peuvent être portables afin d'inspecter de larges zones et certains modes permettent même d'accéder aux informations grâce à un seul côté de la surface à contrôler [Garnier, 2011]. Cependant, l'inconvénient majeur est l'utilisation d'un fluide de couplage afin de surmonter la différence d'impédance acoustique entre l'air et le matériau composite.

Par opposition à ces contrôles directs, les techniques par ultrasons indirects, qui combinent laser et ultrasons, n'ont pas besoin de transducteurs conventionnels pour générer les ondes ou pour les réceptionner. Il s'agit ici de générer des impulsions ultrasonores à la surface du matériau composite en le bombardant avec un laser à haute énergie [Dubois, 2011]. Les impulsions courtes sont utilisées pour générer les ondes tandis que les impulsions longues permettent la détection de ces ondes. L'impulsion ultrasonore traverse alors le matériau et se réfléchit sur sa surface la plus éloignée. Au retour, un système d'interférométrie laser capte le signal et l'analyse pour identifier les défauts éventuels du matériau.

Les avantages non négligeables de cette technique sont l'inspection sans contact, le balayage sans fluide de couplage, la possibilité de contrôler des formes complexes et à une plus grande distance. Néanmoins, il est nécessaire de posséder deux systèmes de laser et d'interféromètre, ce qui est relativement coûteux si l'on compare avec les systèmes directs. En outre, la sensibilité de la technique par laser ultrasonore peut être problématique.

3.3.2. La thermographie

La thermographie est une technique sans contact basée sur les radiations infrarouges, permettant la détection de défauts et de dommages dans un matériau (Figure 7). Elle peut être passive ou active, mesurant les gradients de température [Hung, 2009]. Tandis que la thermographie passive est utilisée pour des composants ayant une température différente de son environnement, la thermographie active quant à elle suppose de chauffer rapidement la surface du matériau grâce à une source de chaleur externe. Il est alors possible d'observer comment la température décroît avec le temps [Avdelidis, 2004].

Les matériaux composites possédant un coefficient d'expansion thermique relativement bas, les techniques de thermographie sont adaptées à l'inspection de telles structures [Almond, 2001]. Des caméras infrarouges sont mises en place afin de capturer des images thermiques, puis des logiciels avancés sont utilisés pour traiter ces images.

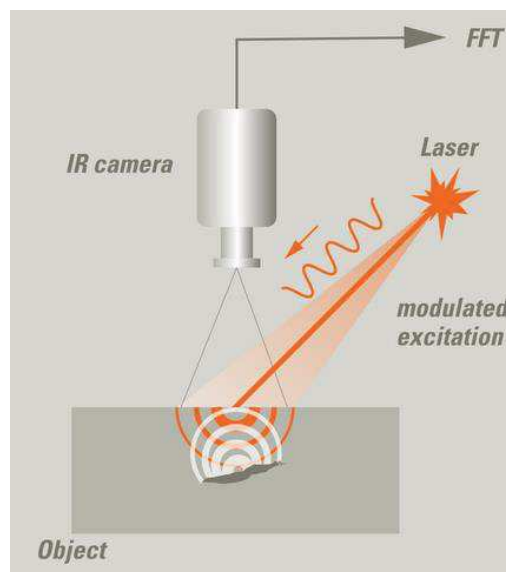


Figure 7 : Thermographie [Thermoconcept, 2015]

En ce qui concerne la réparation, les endommagements sous la surface des matériaux composites, comme le délaminage, affectent la conductivité thermique locale et se manifestent par des gradients de température locaux dans les zones endommagées [Krishnapillai, 2005]. Les dommages détectés peuvent être quantifiés en termes de profondeurs et de tailles. Cette technique permet des inspections sur de larges zones. Une fois les dommages identifiés, la technique par ultrasons peut également être utilisée pour inspecter la zone d'endommagement de façon plus locale.

La thermographie peut également être utile pour l'inspection des patches collés de réparation [Genest, 2009]. Le fait d'être sans contact et de pouvoir inspecter des pièces de formes complexes et en n'utilisant qu'un seul côté de la pièce, mais également la rapidité sont des avantages à cette technique de contrôle non destructif. Toutefois, la thermographie active est relativement chère du fait des technologies utilisées, comme les caméras thermiques et les sources de chaleur externes, mais il est également probable que cette technique soit moins sensible sur des laminés de fortes épaisseurs.

3.3.3. La shearographie ou interférométrie différentielle

La shearographie, ou interférométrie différentielle, utilise le faisceau d'un laser afin d'illuminer la surface à inspecter (Figure 8). Cette technique mesure les dérivées des déplacements de surface et fournit ensuite les déformations [Avdelidis, 2003]. La shearographie numérique est un contrôle non destructif adapté aux matériaux composites de par sa capacité à fournir des mesures de champs sans contact [Hung, 1999].

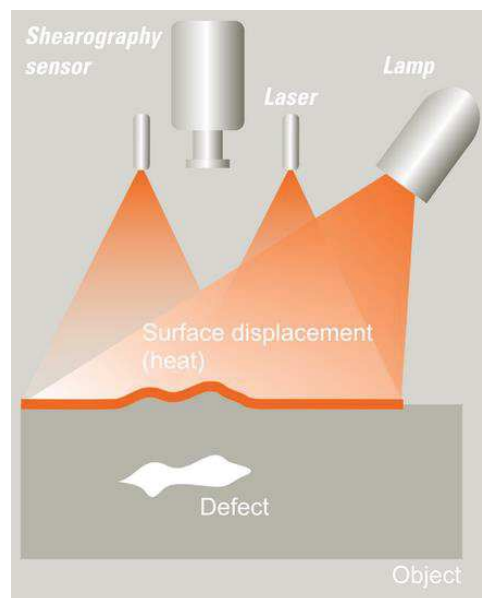


Figure 8 : Shearographie [Thermoconcept, 2015]

Ce type d'inspection se sert des propriétés monochromatiques du laser pour générer une figure de « speckle » (mouchetis en français) sur la surface testée. La figure de « speckle » est enregistrée avant et après déformation de la pièce. Il est nécessaire d'avoir un dispositif optique tel qu'un interféromètre de Michelson devant un détecteur. Ainsi, quand l'éprouvette est soumise à un chargement, les défauts sous la surface exposeront des déformations anormales comparées aux régions qui ne sont pas endommagées.

La shearographie numérique est particulièrement efficace pour détecter les endommagements dans les structures composites [Hung, 2000], [Ruzek, 2006]. Parmi les contraintes menant à cette technique d'inspection, on retrouve les contraintes thermiques, comme des lampes halogènes faisant office de source de chaleur, des contraintes en pression, comme des mises sous vide, ou des contraintes pneumatiques ou vibratoires. Les résultats du contrôle non destructifs sont disponibles en temps réel

et les systèmes utilisés peuvent être configurés pour détecter et mesurer automatiquement les dommages dans la structure.

La shearographie numérique augmente la vitesse d'inspection sur de larges structures en matériaux composites mais permet également de contrôler les patchs collés de manière non destructive [Gryzagodiris, 2010]. En revanche, comme cette technique mesure les anomalies de déformation, le succès de la détection tient dans la taille et la localisation du dommage et impose la nécessité d'appliquer un chargement sur la structure contrôlée ce qui pose un problème pour opérer sur des structures primaires aéronautiques.

Ainsi, il existe un panel de moyens de détection de l'endommagement d'une structure composite, pour la plupart non destructif, ce qui est adéquat face à l'anisotropie et l'hétérogénéité de cette dernière. Cependant, l'identification des dommages n'est que la « partie émergée de l'iceberg », puisqu'il faut désormais prendre des décisions concernant une éventuelle réparation.

4. La réparation dans le domaine aéronautique

4.1. Estimation et origine de la réparation

Cela peut paraître trivial, mais la réparation permet d'allonger la durée de vie d'un objet, qui dans le cadre de notre étude, est une structure en matériaux composites [Niu, 1992]. D'un point de vue économique et pour des questions de gain de temps, il paraît évident que la réparation dans le domaine aéronautique est obligatoire [Baker, 2004]. Des méthodes d'estimation analytique des tenues résiduelles des pièces composites endommagées sont nécessaires afin d'assurer que seules les réparations indispensables sont entreprises. On peut référencer quatre décisions essentielles [Rouchon, 2006] :

- La réparation n'est pas nécessaire car l'endommagement de la pièce est négligeable,
- La réparation cosmétique, pour des endommagements mineurs, permet de recréer la forme d'une pièce sans restaurer les propriétés mécaniques de celle-ci,
- La réparation structurale, pour des pièces dont les propriétés sont en dessous d'une limite acceptable ou dont le potentiel risque d'être altéré en service,
- La réparation est trop coûteuse, un changement de pièce est inévitable.

Pour évaluer le besoin de réparer, il faut également établir une certaine criticité de la structure, en différenciant ces dernières comme suit :

- Structure primaire : toute structure dans laquelle la moindre rupture peut être critique pour l'avion (par exemple l'aile ou le fuselage),
- Structure secondaire : ces structures servent à transférer les chargements aérodynamiques et autres dans les structures primaires. La réparation ne requiert pas une restauration complète des propriétés de la pièce,
- Structure tertiaire : structure pouvant être endommagée sans affecter la navigabilité de l'avion.

La distinction est donc claire entre les réparations dites « cosmétiques » et les réparations structurales. Néanmoins, avec les avions de nouvelle génération, le fuselage représente 69% des réparations composites dans le domaine aéronautique. La thèse présentée dans ce document va donc se focaliser sur l'étude des structures primaires grâce à un passage en revue des différentes réparations structurales existantes.

4.2. La réparation structurale

Généralement, le schéma d'une réparation structurale devrait être le plus simple et le moins intrusif possible tout en restaurant les capacités de la structure. En effet, il est nécessaire qu'elle résiste à des chargements ultimes, mais également que ces facultés soient maintenues pour une vie complète en service. La problématique de la réparation peut être vue du point de vue d'un assemblage. Ainsi, les deux principales réparations sont d'ordre mécanique, comme présentée dans la section suivante ou physico-chimique, telle que la réparation collée ou autres.

4.2.1. Boulonnage/rivetage

Le principal procédé de réparation sur les structures primaires, et ce depuis les structures métalliques, est le rivetage ou boulonnage d'une plaque qui sert de doubleur à la partie endommagée. En effet, il s'agit à ce jour de la seule réparation qui soit entièrement certifiée par les constructeurs aéronautiques.

Ce type de réparation consiste à placer une plaque (métallique ou composite) sur une zone endommagée et de riveter ou boulonner cette plaque à la structure (Figure 9) [Seidl, 1998]. Il est certain que l'adaptabilité aux matériaux utilisés en fait une technique avantageuse, mais il est absolument nécessaire de prendre en compte certains inconvénients majeurs si on utilise cette réparation sur des matériaux composites.

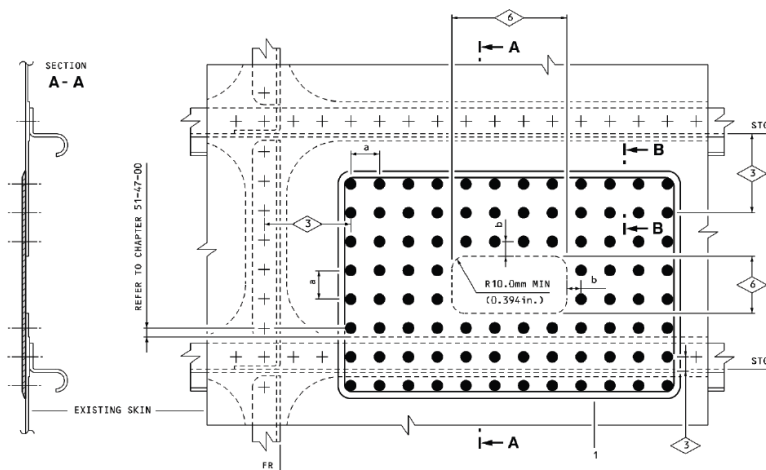


Figure 9 : Exemple d'une réparation rivetée dans le SRM [Airbus, 2006] [Hautier, 2010]

En effet, afin de riveter ou boulonner, il est nécessaire de faire des trous dans la plaque de réparation, mais également dans les structures endommagées (Figure 10). Cependant, les matériaux composites étant très fragiles, cette opération introduit des endommagements et/ou de fortes concentrations de contraintes. Zitoune [Zitoune, 2007] a montré que ces dommages peuvent survenir à la fois en entrée, sortie et pourtour de trou, créant à la fois du délaminage, des ruptures de fibres et de la dégradation de matrice.

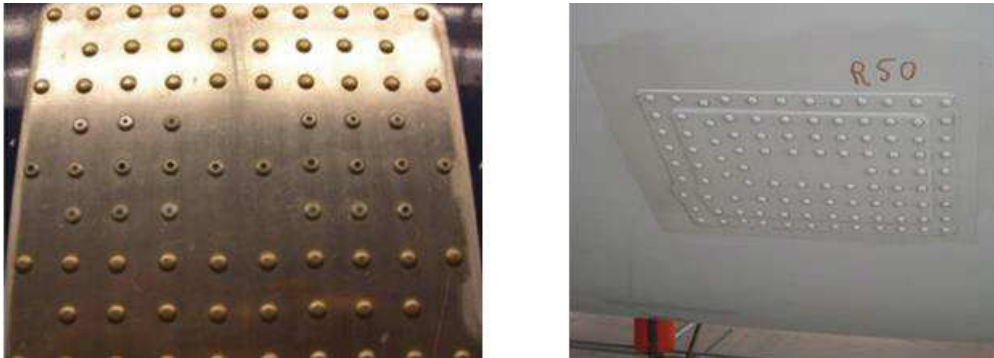


Figure 10 : Exemple de réparations rivetées [Hautier, 2010]

De plus, il est important de noter que l'ajout de rivets ou de boulons n'est pas négligeable, introduisant un surpoids important. L'utilisation de matériaux composites étant mise en place principalement afin d'alléger les avions, ce surpoids n'est pas optimal. Cette méthode devrait donc être utilisée comme réparation temporaire.

4.2.2. Saignement

La réparation par saignement consiste en des fibres creuses, en général des fibres de verre, remplies d'un agent adhésif de réparation. Ces fibres sont contenues dans une matrice de résine comme un matériau composite classique. Néanmoins, lors d'un impact ou d'un cas de rupture de fibre, la fibre creuse va libérer la résine qui va jouer le rôle de « colle » afin de réparer l'ensemble des fissures. Cette réparation est également appelé auto-cicatrisation ou « self-healing » en anglais.

Dès 1996, Carolyn Dry a mis en place des essais d'impact afin de démontrer que la résine peut migrer le long de la matrice fissurée et la réparer, mais également des essais de flexion permettant d'observer que cette réparation réussit à limiter voire arrêter la propagation d'une fissure [Dry, 1996]. De même, Pang s'est penché sur la propagation de résine dans le matériau endommagé à l'aide d'une résine contenant un agent fluorescent sensible aux ondes UV. Il a également observé que les propriétés mécaniques sont restaurées par cette propagation de résine [Pang, 2005].

De plus, d'autres études ont porté sur une autre forme que les fibres creuses. En effet, dans les travaux de White, des capsules sphériques contenant la résine sont insérées dans une matrice polymère contenant un catalyseur, comme on peut le voir ci-dessous (Figure 11a).

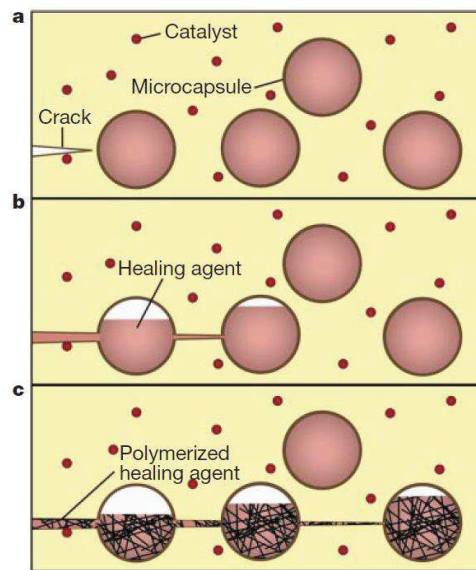


Figure 11 : Différentes phases associées au phénomène d'auto-cicatrisation par sphères creuses [White, 2001]

Une fois la matrice endommagée, la fissure va se propager et rompre les microcapsules, libérant la résine de réparation le long de la fissure par capillarité (Figure 11b). Enfin, la résine va entrer en contact avec le catalyseur, ce qui va enclencher la polymérisation permettant la réparation (Figure 11c). Ce type de réparation permet de retrouver environ 75% de la résistance à la rupture [White, 2001].

Cependant, les auteurs qui ont effectué des études sur le sujet sont conscients qu'il ne s'agit pas d'une réparation permanente mais qu'il s'agit d'inhiber la propagation d'un endommagement. Ainsi, le fait que cette réparation soit automatique l'empêche d'être répétable. En effet, si d'autres dommages surviennent une fois la structure composite réparée, il est impossible qu'une nouvelle auto-cicatrisation se mette en place et une nouvelle réparation doit être envisagée. De la même manière, cette réparation ne permet pas non plus de réparer les fibres composites rompues qui sont responsables de la reprise des efforts.

4.2.3. Injection

La réparation par injection est une technique envisagée depuis le début des années 1990 [Liu, 1993]. Elle est utilisée pour réparer le délaminage par l'injection d'une résine polymère dans les zones contenant des fissures. Cette réparation est particulièrement efficace si les fissures sont accessibles depuis l'extérieur de la pièce (Figure 12). Autrement, il est nécessaire d'usiner un petit trou créant un « tunnel » pour la résine. Une seringue est alors utilisée pour injecter la résine dans les zones endommagées. Un grand travail est donc porté sur l'écoulement de la résine dans les « tunnels » pour les dommages non accessibles, écoulement pouvant être induit par une force extérieure telle qu'un galet ou une pince.

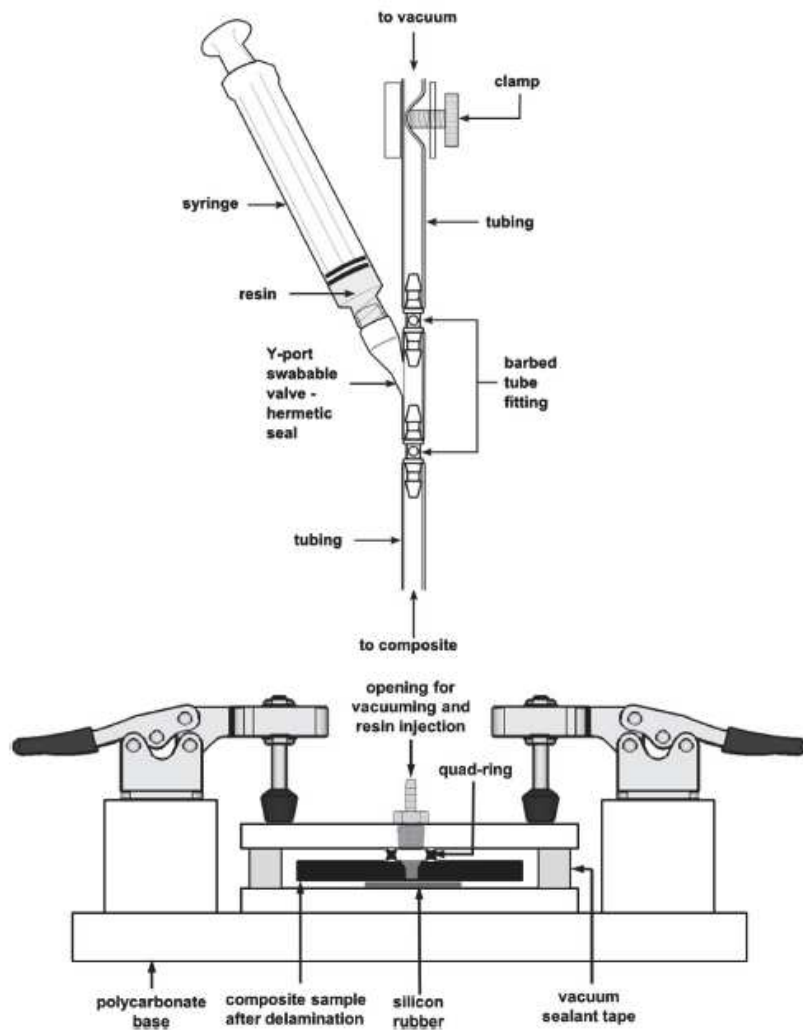


Figure 12 : Installation du procédé de réparation par injection [Thunga, 2013]

Thunga [Thunga, 2013] a montré que la température de la résine était un facteur clé pour l'obtention d'une infiltration réussie, puisque la viscosité est liée à cette dernière. De plus, grâce à des essais de compression post-délaminage et des essais de cisaillement sur des éprouvettes trouées, il est possible de restaurer la tenue structurelle d'un matériau composite particulier (bismaléimide et carbone).

De la même manière, Wu [Wu, 1996] a étudié la tenue en compression de matériaux composites constitué de graphite et de résine époxy. Ses résultats ont démontré que cette tenue diminue avec l'augmentation de la zone de délaminage mais également que l'efficacité de la réparation est réduite à mesure que la région de la réparation diminue. Ainsi, quand la résine répare 87,5% du délaminage, l'efficacité de la réparation peut dépasser les 80%.

Cependant, le pionnier de la réparation par injection est Russel [Russel, 1992], [Russel, 1995], qui a mené des études visant à restaurer la tenue mécanique d'un matériau composite endommagé par un impact sur un avion militaire CF-18. Russel a travaillé sur la formulation de la résine d'injection, convaincu que la viscosité n'était pas la seule propriété nécessaire à une réparation efficace. Il a pris en compte la tenue à l'humidité, la qualité du collage ou encore la tenue à la température. Après des essais de cisaillement sur des éprouvettes fissurées puis réparées, il a montré que la tenue mécanique

était restituée et que la réparation permet de restaurer la tenue en compression pour des impacts de moins de 30J.

Toutefois, il est important de noter que ce type de réparation est principalement efficace pour les fissures de matrice. Dans le cas où des ruptures de fibres seraient également présentes, il est nécessaire de compenser l'endommagement des fibres par l'addition d'un patch. Ainsi, la réparation par injection est appropriée dans un seul cas d'endommagement, ce qui constitue un inconvénient majeur.

4.2.4. Collage de patch

Lorsqu'il est question de réparation collée à l'aide d'un patch, il est tout d'abord nécessaire de différencier les « hards patches » et les « soft patches ». Cette nuance provient de la fabrication de ces patches de réparation : pour les « hards patches », le patch est lui-même polymérisé avant la réparation avec la structure endommagée, tandis que pour les « soft patches », les plis composant le patch sont empilés directement à même la structure puis cuit avec cette dernière. Le pionnier en matière de collage composite est sans conteste Alan Baker, un chercheur australien qui travaille sur cette problématique depuis le début des années 1980 [Baker, 2004].

Une fois cette précision observée, on peut également distinguer plusieurs types de patches collés, à commencer par les patches externes, aussi connus sous le nom « single-lap » ou « double-lap » (Figure 13). Il s'agit des patches les plus utilisés dans la littérature, puisqu'ils sont étudiés à la fois pour des structures endommagées composite mais également métalliques. En effet, Benyahia [Benyahia, 2015] est parti de la résistance à la fatigue et à la corrosion des matériaux composites pour analyser le comportement d'une plaque d'alliage aluminium réparée avec un patch composite. Les avantages des composites cités précédemment ont permis de montrer que la tenue en fatigue de la structure peut être améliorée grâce à ce type de patch.



Figure 13 : Types de patches externes, single lap (gauche) et double lap (droite) (échelle non représentative)

Cependant, ces types de patches, bien qu'étudiés et démontrant la restauration des propriétés de la structure endommagée, ne respectent pas l'aérodynamisme de la pièce. En effet, la tenue mécanique dépend énormément de l'épaisseur du film adhésif (en jaune sur la figure précédente) ainsi que du patch en lui-même, créant des épaisseurs de pièces bien plus importantes qu'à l'origine [Gong, 2015].

C'est dans cette optique d'aérodynamisme que l'étude des patches en pentes et en escaliers a été pensée puis étudiée, à partir d'une méthodologie de réparation précise. La figure suivante (Figure 14) passe en revue les étapes clés de cette méthodologie : estimation de l'endommagement, enlèvement de la matière endommagée, préparation de la surface au collage, sélection des matériaux pour le patch

et fabrication, analyses de prédiction de la tenue du patch et enfin surveillance et automatisation du procédé de réparation. On parle alors de réparation « à fleur » ou « flush » car il ne s'agit ici de n'enlever qu'un minimum de matière et de garder l'intégrité de la structure endommagée.

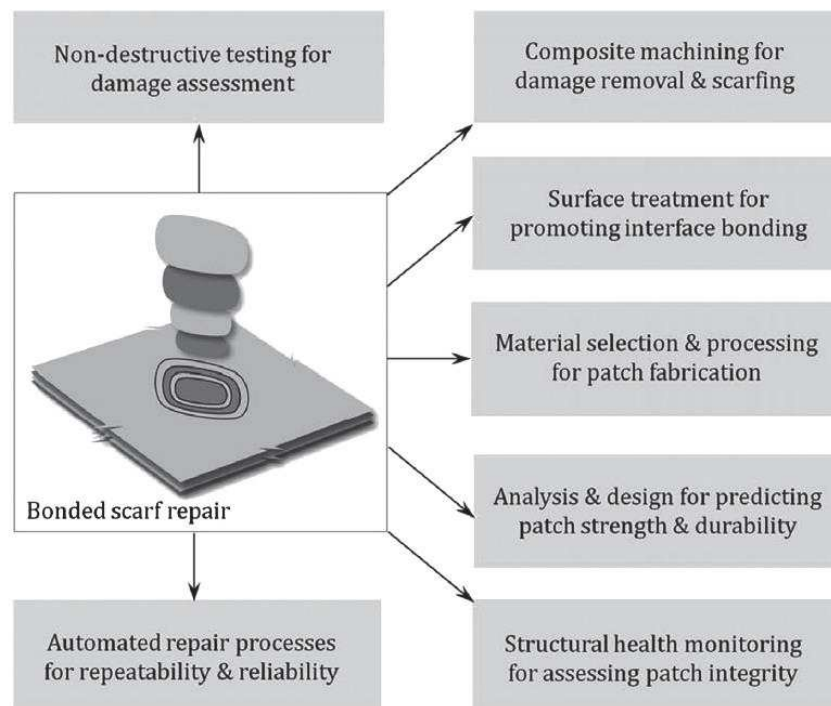


Figure 14 : Méthodologie de la réparation collée à fleur [Katnam, 2013]

La réparation en pente, ou « scarf repair » (Figure 15), est la réparation à fleur la plus étudiée dans la littérature car contrairement aux patchs externes, cette réparation permet d'obtenir des contraintes en pelage négligeable. Elle s'affranchit également de l'épaisseur du matériau composite qu'elle répare. L'angle de pente est une des caractéristiques primordiales à ce type de réparation, mais il limite la taille de la réparation car elle va représenter 20 à 100 fois l'épaisseur de la structure parente [Wang, 2009].

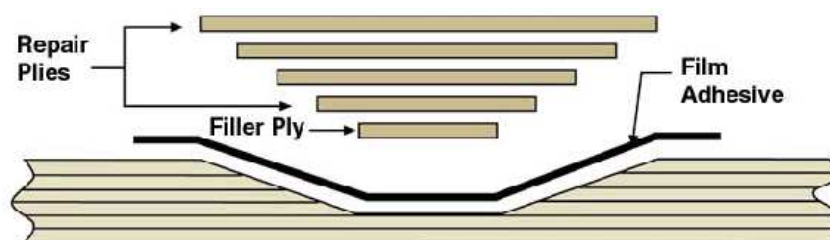


Figure 15 : Réparation en pente [www.eaa.org]

Quand on regarde de plus près la réparation en pente, on remarque que la préparation de la surface qui va accueillir la réparation est effectivement effectuée en pente mais que le patch est en réalité un

empilement de pli individuel, conduisant à un patch légèrement en escalier. La réparation en escalier nous permet de nous affranchir de l'angle de pente, puisqu'un usinage pli par pli aura lieu.

La réparation en escalier est peu étudiée pour le moment dans la littérature (Figure 16). La création de marche entraîne une non-uniformité des contraintes de cisaillement dans le film adhésif, créant une forte concentration de contraintes de cisaillement sur les bords de chaque marche d'escalier. Cependant, il s'agit d'une réparation particulièrement adaptée aux matériaux composites puisque le stratifié permet d'obtenir directement une configuration en escalier.

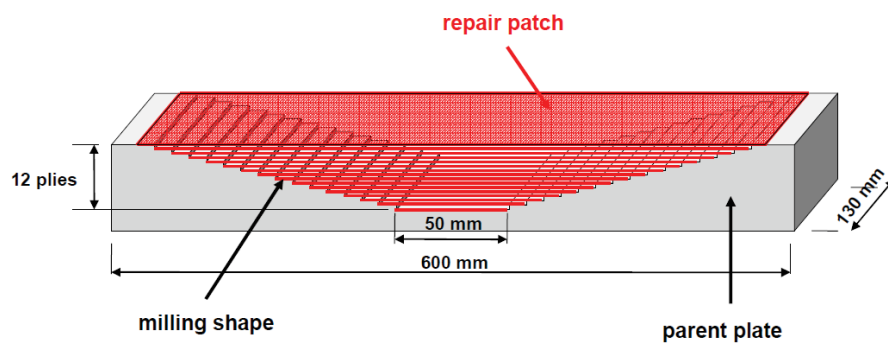


Figure 16 : Réparation en escalier [Crouzeix, 2012]

Baker [Baker, 2004] explique que la capacité de la réparation à transmettre les sollicitations ne passe pas par l'augmentation de la longueur des marches mais plutôt par l'augmentation du nombre de marches. De plus, pour les deux types de réparation, il faut faire attention aux effets de bord qui augmentent de manière significative les concentrations de contrainte. Pour cela, un ultime pli à 0° est rajouté après la réparation afin de réduire les contraintes en pelage au maximum.

Si l'on met de côté la différenciation patches externes, en pente ou en escalier, une grande attention est également portée à la conception géométrique du patch. En effet, plus la structure endommagée sera grande et avec une épaisseur importante, plus le patch sera grand. Cependant, dans le but de réduire le poids de l'appareil ou encore pour des soucis de faisabilité, il est nécessaire de penser la géométrie du patch autrement afin de gagner en matériau. Wang [Wang, 2009] s'est beaucoup intéressé à la question afin de trouver la forme qui aurait la meilleure tenue mécanique face à un chargement bi-axial. Il semblerait donc qu'une forme elliptique serait une possibilité pour réduire les concentrations de contraintes locales dans les cas de réparation collée de type « scarf ». Dans la même veine, Gong [Gong, 2015] propose une méthode afin d'optimiser la conception des réparations par patches externes, grâce à un équilibre des distributions de contraintes dans deux zones précises. Ces dernières sont respectivement les bords longitudinaux du patch et les bords transversaux de la partie à réparer.

La réparation collée est donc une technique très avantageuse car elle s'affranchit du type de dommage subi par la structure parente. De plus, elle convient à la fois aux matériaux composites stratifiés et aux composites sandwichs, ainsi qu'aux structures métalliques. Pourtant, il est important de reconnaître que cette réparation est très dépendante de la qualité du collage et du joint de colle utilisé. Une caractérisation de ce dernier est donc souvent mise en avant afin de démontrer la robustesse de cette technique.

5. L'interface d'une réparation par patch

Comme il a été expliqué dans la section précédente, la réparation à fleur passe par une phase d'enlèvement de matière, créant une interface entre la partie à réparer et le patch de réparation. Cette interface doit permettre la meilleure adhésion possible entre les deux parties et trois paramètres sont à prendre en compte : l'usinage, les traitements de surface ainsi que le type de collage et sa rupture [Katnam, 2013].

5.1. Usinage des matériaux composites

Une fois qu'un endommagement est repéré et identifié, il faut retirer la zone endommagée de façon précise et usiner la région à réparer pour qu'elle puisse « accueillir » une réparation. Cependant, l'usinage des matériaux composites est quelque peu problématique du fait de l'anisotropie inhérente à ces matériaux ainsi que leur non homogénéité [Koplev, 1983]. Cette usinabilité dépend des propriétés physiques et mécaniques du matériau, elles-mêmes liées au type de fibres, à leur orientation mais également à la matrice composant le matériau.

L'usinage conventionnel menant à une réparation collée passe par des procédés effectués manuellement, comme la découpe ou le meulage, mais ces derniers peuvent entraîner des géométries imprécises. Ainsi, la qualité et la précision de la réparation dépend largement des compétences du technicien en charge de l'usinage. Néanmoins, des approches moins conventionnelles existent et sont présentées en comparaison de l'usinage manuel.

5.1.1. Usinage manuel

L'usinage des matériaux composites est plus compliqué que pour les métaux ou alliages, de par les différentes phases entre les fibres et la matrice. En effet, les fibres sont fragiles alors que la matrice polymère est ductile. Ainsi, un usinage manuel (Figure 17) est caractérisé par des micro-fractures par intermittence, dues aux réponses différentes des fibres et de la matrice face aux forces engagées dans l'usinage [Bhatnagar, 1995]. La qualité de l'état de surface dépend donc énormément du type de fibre et de leur orientation.

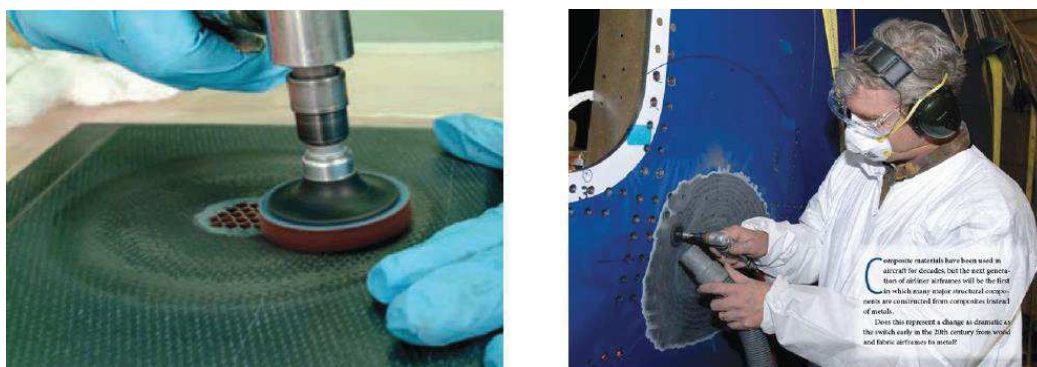


Figure 17 : Différentes configurations d'usinage manuel [Werfelman, 2007] [www.abaris.com]

La qualité de cet usinage se manifeste par les particularités géométriques, comme l'état de surface, ou encore l'étendue des dommages, tel que l'apparition ou non d'un délaminage en bord de surface [Koplev, 1983]. Ce délaminage peut se former lorsque des conditions d'usinage non appropriées sont utilisées, comme la vitesse ou la géométrie de l'outil, ce qui génère des forces d'usinage trop importantes.

De plus, les contraintes résiduelles, induites lors de la cuisson du matériau composite, sont libérées lors de l'usinage et peuvent déformer ou endommager le matériau [Sheikh-Ahmad, 2009]. Les débris sont également à prendre en considération puisqu'ils peuvent être un danger pour la santé si des installations d'extraction de poussières ne sont pas mises en place lors de l'usinage.

5.1.2. Usinage par laser

L'usinage par laser présente plusieurs avantages en comparaison de l'usinage manuel présenté dans la section précédente. Cette technologie permet d'obtenir un retrait précis de l'endommagement et un état de surface opportun pour une réparation collée. Cependant, il s'agit d'un procédé complexe car la matrice et les fibres ont des propriétés physiques et thermiques très différentes et répondent différemment aux lasers à haute énergie [Dubey, 2008].

Les fibres demandent des températures plus hautes et une exposition au laser plus longue. Les fibres de carbone en particulier ont une conductivité thermique plus élevée, ce qui peut entraîner une dissipation de la chaleur dans le matériau composite, créant une large zone endommagée thermiquement, si les paramètres du laser ne sont pas correctement mis en place [Mathew, 1999].

Le laser pulsé pourrait être une solution au problème de la zone endommagée thermiquement, avec plus de paramètres du procédé (temps d'interaction réduit entre le laser et le matériau, énergie plus importante) [Fischer, 2010]. Néanmoins, comme cette technologie est un procédé thermique, il n'y a pas de forces mécaniques externes mises en jeu, réduisant ainsi l'endommagement et la distorsion du matériau. Ce procédé a également l'avantage d'être sans contact avec le matériau, permettant l'usinage de formes complexes.

Toutefois, l'un des inconvénients majeurs de l'usinage par laser est la formation de zone endommagée thermiquement (HAZ, Heat-Affected Zone en anglais), ce qui peut fortement nuire aux propriétés du matériau composite. Afin de minimiser l'apparition de ces zones, les paramètres optimisés du laser ont besoin d'être identifiés [Cenna, 2002]. De même, l'interaction laser-matière durant l'usinage peut entraîner des risques concernant la santé.

5.1.3. Usinage par jet d'eau abrasif

L'usinage par jet d'eau abrasif (Figure 18) est un procédé combinant un jet d'eau et des particules abrasives lancés à grande vitesse, et permettant l'usinage de matériaux composites grâce à une technique de micro-érosion. L'eau est envoyée à haute pression à travers un embout pour former un jet d'eau à haute vitesse. Le mouvement du bec étant contrôlé, on peut ainsi obtenir une précision géométrique [Cénac, 2011].

Pourtant, la qualité de l'usinage par cette technologie dépend de beaucoup de facteurs : la pression de l'eau, le diamètre du tube où le mélange eau/abrasif a lieu, la taille des particules abrasives, la vitesse d'avance ou encore l'angle d'inclinaison de la buse. L'usinage se fait grâce aux particules abrasives : ces dernières impactent la surface du matériau à haute vitesse grâce à l'énergie cinétique fournie par l'eau. Un mécanisme de micro-érosion se met en place, permettant un enlèvement de matière à l'échelle microscopique [Ramulu, 1992], [Shanmugan, 2002].

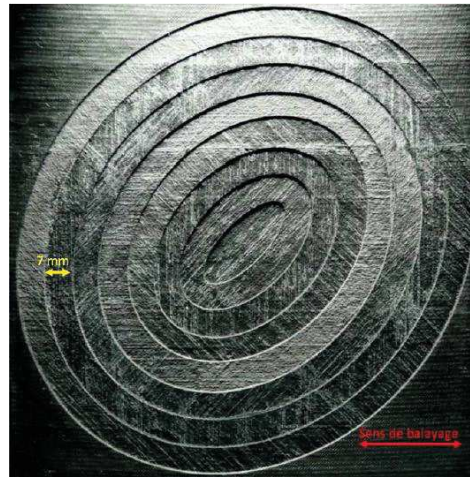


Figure 18 : Usinage par jet d'eau abrasif [Cénac, 2011]

Ce type d'usinage peut être utilisé pour retirer les zones endommagées avec précision, mais également de préparer la surface au collage de réparation. Avec des paramètres et une vitesse contrôlés, des formes prédéterminées peuvent être usinées, comme une forme en pente ou en escalier. De plus, l'absence d'échauffement permet d'éviter le problème des zones endommagées thermiquement. Enfin, l'absence de contacts outil-matière nous exonère des problèmes liés à l'usure des outils.

Néanmoins, il faut retenir que cette technologie peut tout de même introduire des délaminages et encourage la pénétration d'eau dans le matériau [Momber, 1998]. En effet, ce dernier souci peut entraîner des problèmes de collage si les surfaces composites sont mouillées [Shanmugan, 2008]. Il est donc important de prévoir un temps de séchage important. L'usinage par jet d'eau abrasif, malgré son efficacité, reste un procédé demandant une mise en place complexe, permettant le retrait de l'eau et des particules abrasives. Ce procédé vient récemment d'être certifié par Airbus via une machine mobile.

5.2. Traitements de surface

Les propriétés de surface étant primordiales afin de promouvoir des liens d'interaction qui soient forts, l'aspect des traitements de surface est critique. Les procédés de réparation, ainsi que les conditions (telle que l'humidité) contaminent souvent les surfaces composites avant le collage. Il est donc essentiel d'assurer un nettoyage et une préparation de la surface efficaces [Baldan, 2004]. Ce sont ces préparations qui vont assurer l'interface entre les deux parties composites, et donc améliorer la performance de la structure.

En effet, lors d'une réparation d'un matériau composite, le procédé d'usinage retire le matériau endommagé et crée de nouvelles surfaces. Ces dernières demandent une abrasion mécanique afin d'assurer l'uniformité de la surface et des solvants (tel que l'acétone) sont utilisés afin de nettoyer le matériau des débris ou de la poussière [Wingfield, 1993].

L'abrasion et le nettoyage par solvant est le traitement de surface le plus communément utilisé puisqu'il permet d'augmenter l'emboîtement (interlocking) mécanique de la colle avec les adhérents en retirant les éléments contaminants et en améliorant la rugosité de la surface [Banea, 2009]. Cependant, des traitements de surface avancés basés sur des plasmas atmosphériques et des lasers pulsés peuvent également être envisagés. Ces deux technologies sont exposées dans les sections suivantes.

5.2.1. Le traitement de surface par plasma

Les surfaces polymères peuvent être modifiées par exposition à un plasma atmosphérique. Ce dernier consiste en des particules chargées et ce traitement de surface permet d'obtenir des modifications chimiques dans le matériau composite et donc d'améliorer l'énergie libre de surface ou la mouillabilité, pour l'adhésion [Leahy, 2001].

L'interaction plasma-matériau menant à des réactions de surface, il est possible de modifier les propriétés de surface [Chan, 1996]. En effet, les espèces réactives dans le plasma interagissent avec les molécules en surface. Pourtant, l'installation de cette technologie est très compliquée, du fait des basses pressions, qui peuvent être compliquées voire impossible à obtenir sur de larges surfaces composites.

Il s'agit d'un traitement de surface sans contact avec un procédé contrôlé, ce qui assure l'uniformité des surfaces. Cependant, cette technologie est particulièrement complexe et dépend des propriétés matériaux, ainsi que de la source de plasma et de ses paramètres [Katnam, 2011]. De plus, le coût important de l'installation de ce système reste un inconvénient non négligeable pour des réparations en service. Cependant, le principe existe pour un traitement in-situ.

5.2.2. Le traitement de surface par laser

L'interaction d'un laser avec un matériau composite peut modifier les propriétés physiques et chimiques d'une surface grâce à des procédés photo thermiques ou photochimiques [Raynaud, 2005]. Ces procédés dépendent des paramètres du laser, mais également des propriétés des matériaux à traiter [Yao, 2005].

L'ablation de la phase matricielle du matériau composite par laser pulsé a lieu au-dessus du seuil d'ablation, ce qui permet d'éliminer du matériau et donc d'améliorer la rugosité de la surface [Rotel, 2000]. En comparaison du procédé d'abrasion communément usité, ce traitement de surface est sans contact. Il s'agit donc d'un procédé contrôlé et répétable, qui permet d'obtenir des surfaces uniformes et de l'automatiser.

Néanmoins, les interactions entre le laser et les matériaux sont complexes et dépendent énormément des propriétés des matériaux (par exemple les propriétés optiques et thermiques), mais également des paramètres du laser comme la longueur d'onde, la puissance ou le temps d'interaction [Bernard, 2006]. Le taux d'enlèvement de matière dépend aussi de certains paramètres comme la fréquence, la durée de pulsation ou encore le taux de répétition de cette dernière. L'intégration d'un système de laser, capable de retirer la matière endommagée, pourrait permettre des opportunités pour la réparation collée des matériaux composites, malgré un système assez coûteux.

5.3. Collage et rupture

Outre l'importance de l'usinage et la fabrication du patch de réparation, une attention particulière doit être portée sur l'interface entre la partie à réparer et le patch lui-même. Dans le cadre d'une réparation dite « collée », l'interface peut se présenter sous deux formes, la première étant un film adhésif et la seconde une résine.

Cette dernière, en général un matériau époxy, est souvent étudiée pour la réparation du délaminage sous forme d'injection de résine. Il s'agit là de restaurer les propriétés inter laminaires d'un composite carbone/époxy sans rajouter de concentrations de contraintes supplémentaires. Cependant, ce procédé dépend énormément de la formulation physico-chimique de la résine et donc de sa viscosité [Russel, 1995], [Thunga, 2013]. De plus, les études faites ont montré que si ces injections de résine sont très performantes pour des infiltrations complètes du délaminage, il est plus difficile d'obtenir une réparation satisfaisante pour des délaminages ayant occurrence sur des laminés de large épaisseur, tels que les structures primaires.

Ainsi, il est donc judicieux de se pencher sur la réparation collée à l'aide d'un film adhésif. Pour les réparations tertiaires ou cosmétiques, le collage par film adhésif est désormais une routine [Chester, 1999] mais il est nécessaire d'étendre cette technologie à la réparation de dommages sur des structures primaires. En effet, le collage par film adhésif est un procédé complexe, car il associe l'ancrage de ce dernier à un substrat, ici à la fois la structure à réparer et le patch, la chimie du durcissement mais également les propriétés mécaniques de l'adhésif une fois cuit [Cognard, 2006].

Pour étudier un collage par film adhésif et l'ancrage de ce dernier à un substrat, il est essentiel de différencier les ruptures cohésives et adhésives, comme le montre la Figure 19 [Davis, 1999].

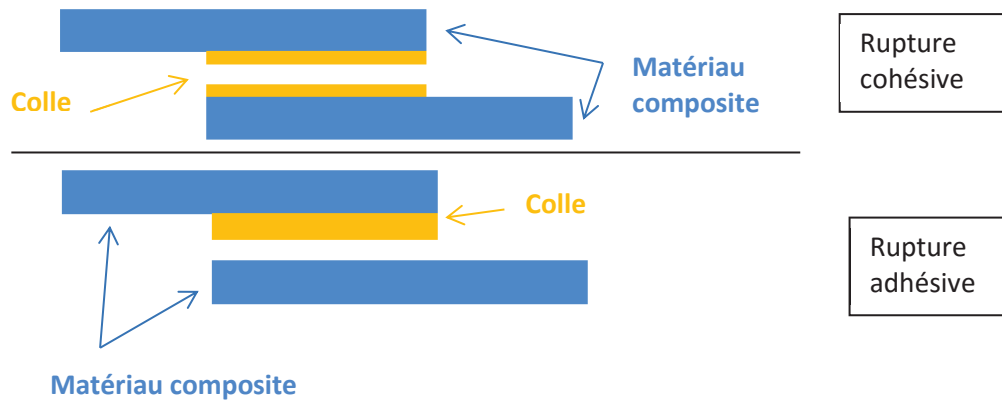


Figure 19 : Types de rupture dans les joints collés

En effet, la surface de collage où a lieu la rupture est un bon indicateur pour comprendre les déficiences de collage dans un cas général. Une rupture cohésive va démontrer une défaillance dans la conception de la réparation alors qu'une rupture adhésive va spécifier un problème dans le procédé [Davis, 1999]. Il est très important de comprendre ce dernier phénomène puisqu'un peu plus de la moitié (53%) des défauts recensés sur les structures primaires sont des ruptures de collage comme le montre la figure suivante (Figure 20).

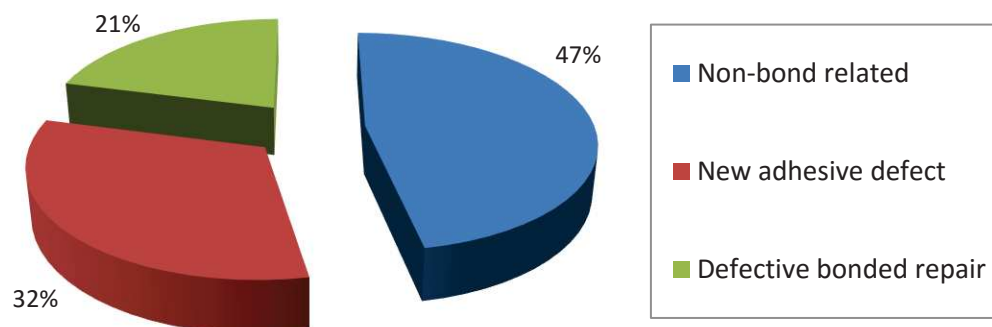


Figure 20 : Résultats d'une enquête d'un rapport sur les dommages de la RAAF (Royal Australian Air Force) [Davis, 1999]

Enfin, afin d'assurer le bon collage lors de la réparation d'une structure primaire, il est primordial de prendre en compte la durabilité du film adhésif en service, l'effet de la haute humidité sur ce dernier, ainsi que les effets des fluides en contact pendant le vol, comme l'eau, le kérosène, les huiles ou encore les liquides de dégivrage [Higgins, 2000].

5.4. Les moyens d'essais

L'objectif principal d'une réparation est de retrouver les propriétés initiales d'une pièce endommagée. Cependant, dans le cas d'un matériau composite, la fabrication et les propriétés finales de la structure ou du patch de réparation dépendent essentiellement des fibres, de la matrice, de la séquence d'empilement, mais également de l'environnement. Il est important d'être en mesure de caractériser la rupture du matériau composite mais également de la zone de collage. Pour cela, un ensemble d'essais standards et non standards sont à disposition.

5.4.1. Essais standards

Les essais dit « standards » sont définis afin d'obtenir un maximum de renseignements sur les caractéristiques mécaniques d'un film adhésif. De la même manière, leur mise en place est tout aussi importante car elle respecte des critères standards spécifiques. Néanmoins, les résultats obtenus sont toujours à considérer en comparaison du comportement en service de la structure composite afin d'être sûr d'être représentatif d'un cas industriel [Bretton, 2005].

Parmi ces essais, on peut retrouver les sollicitations en traction pure ou en cisaillement pur, mais les essais combinés traction-cisaillement sont particulièrement utilisés pour leur simplicité de mise en œuvre (Figure 21, Figure 22).

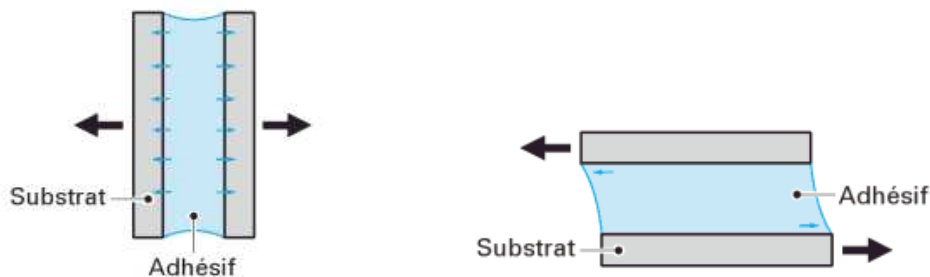


Figure 21 : Essais de traction pure (a) et de cisaillement "pur" (b) [Bretton, 2005]

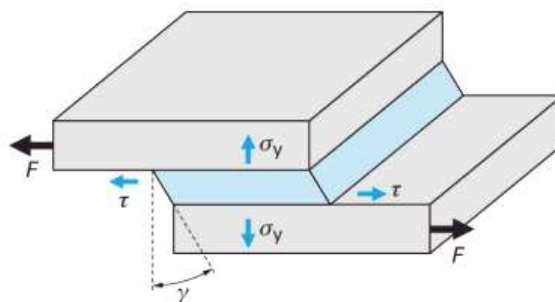


Figure 22 : Essai de traction-cisaillement [Bretton, 2005]

Il est également possible de mettre en œuvre des essais liés aux mécanismes de rupture du film adhésif. Il existe trois modes élémentaires de rupture, même si dans la réalité, la rupture d'une structure est une combinaison de sollicitations complexes menant à un mode mixte de rupture (Figure 23).

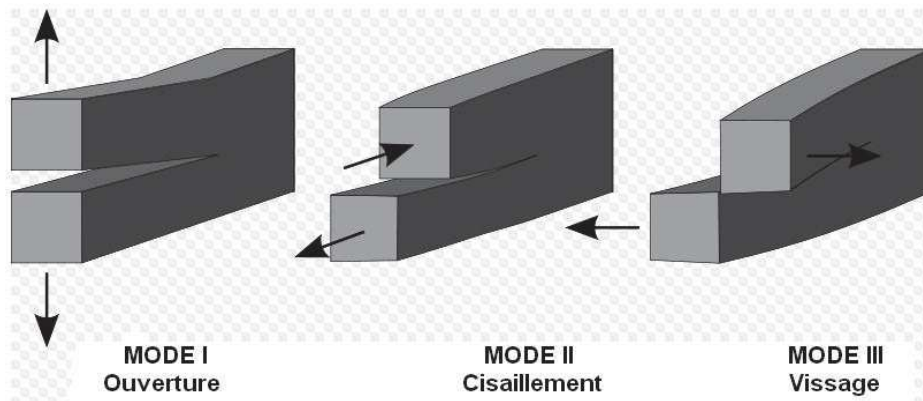


Figure 23 : Les modes élémentaires d'ouverture de fissure

Pour le mode I de rupture, dit mode d'ouverture, l'essai le plus répandu est le DCB (Double Cantilever Beam) (Figure 24). On crée un défaut artificiel grâce à un insert non adhésif tel que du téflon, puis des charnières sont fixées à l'extrémité de l'éprouvette et un chargement dans l'épaisseur de l'éprouvette est appliqué.

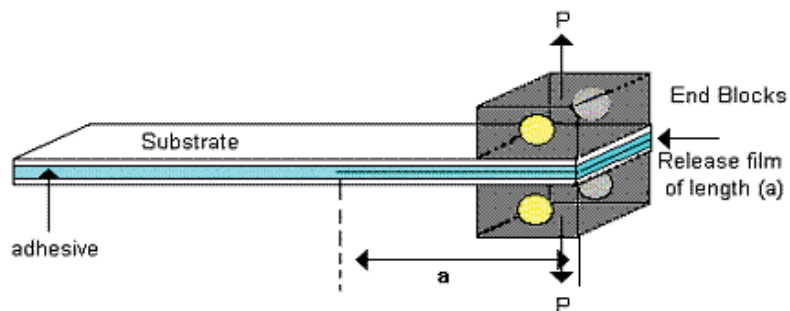


Figure 24 : Principe de l'essai Double Cantilever Beam (DCB)

Le mode II de rupture, ou glissement droit, est le plus souvent étudié dans une situation où le cisaillement pur est couplé avec de la traction. L'essai le plus répandu est l'essai ENF ou End Notched Flexure (Figure 25).

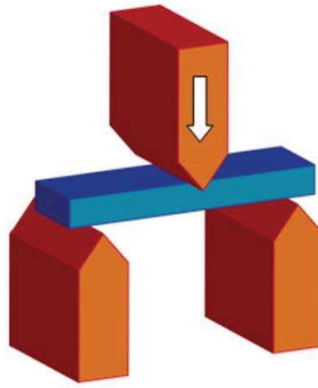


Figure 25 : Essai de flexion trois points [Cerimes, 2009]

Il s'agit d'un essai de flexion trois points où l'éprouvette est placée sur deux appuis. Un chargement est appliqué au centre de l'éprouvette. D'autres essais existent, comme la flexion quatre points, qui présente notamment l'avantage de ne pas positionner l'appui au niveau de la zone de rupture.

Le mode III, ou vissage, est le mode de rupture le moins étudié car il serait beaucoup moins dangereux pour les matériaux composites par rapport aux deux premiers modes [Peng, 2012]. L'essai associé est l'ECT (Edge Crack Torsion), basé comme son nom l'indique sur la torsion. Le chargement est appliqué sur un coin de l'éprouvette pendant que les autres coins sont fixés au montage, pour créer la torsion le long de l'éprouvette.

Enfin, de par la complexité des sollicitations subies par les structures primaires, il est nécessaire d'envisager une combinaison de modes élémentaires, comme le mode mixte I+II, qui associe les deux modes élémentaires les plus dangereux. L'essai en lien avec ce mode mixte est le MMF (Mixed Mode Flexure), qui est assez simple d'utilisation (Figure 26).

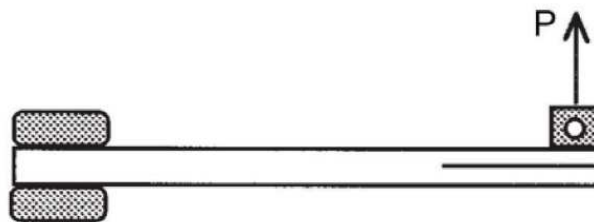


Figure 26 : Essai type Mixed Mode Flexure (MMF)

Néanmoins, ces essais dits « standards » ne caractérisent le joint collé qu'en termes de propagation de fissure. Cependant, malgré cela, ils permettent d'avoir plus d'informations concernant l'interface collée. De plus, la plupart des essais standards que l'on retrouve dans la littérature est effectuée sur des stratifiés unidirectionnels.

5.4.2. Essais non standards

Les essais non standards sont peu nombreux mais parmi les plus reconnus, on peut citer l'essai Arcan (Figure 27) [Cognard, 2005], [Cognard, 2011], [Sohier, 2011]. Il s'agit d'un banc d'essai utilisé notamment à l'université de Brest et qui permet de solliciter une pièce et son collage dans toutes les directions. Ainsi, il est possible d'avoir une vue d'ensemble des contraintes à rupture mixte, passant du mode I au mode II.

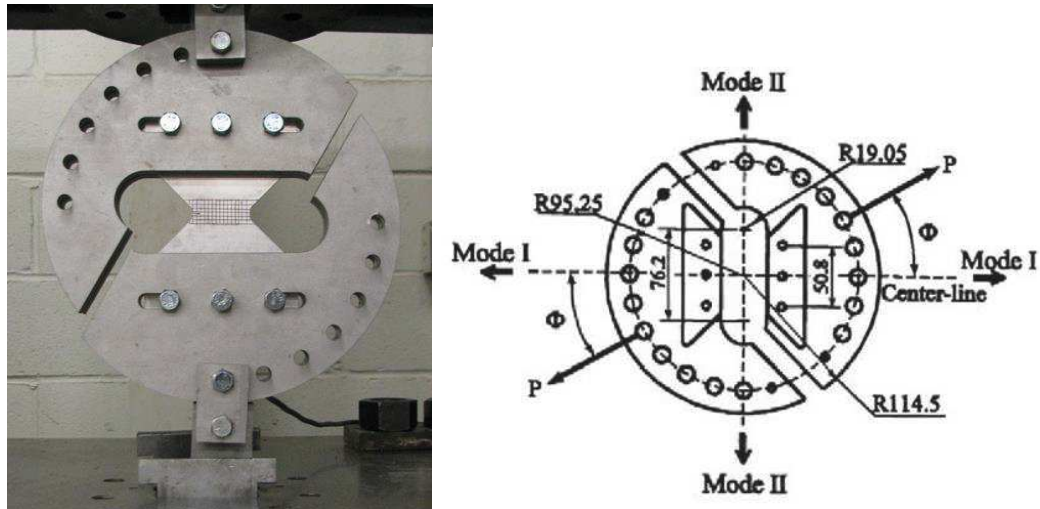


Figure 27 : Principe de l'essai Arcan [Cognard, 2005]

Un dispositif modifié a été mis en place afin de limiter les effets de bords sur les éprouvettes, mais d'une manière générale, ce dispositif est très performant pour étudier des chargements combinés, tout en obtenant des informations sur le comportement de la réparation dans l'épaisseur de l'éprouvette. De plus, il est démontré que l'orientation des fibres ainsi que les caractéristiques des différents plis ont une grande influence sur les tenues en contraintes hors-plan.

Un autre essai de caractérisation non standard est le T-peel (Figure 28), permettant la détermination de la résistance au pelage d'un collage. Pour cet essai, les deux matériaux adhérents doivent être similaires et pouvoir se courber à 90° sans rompre. [Alfano, 2011] et [Spadaro, 2008] ont travaillé sur le sujet, sur des spécimens en aluminium uniquement.

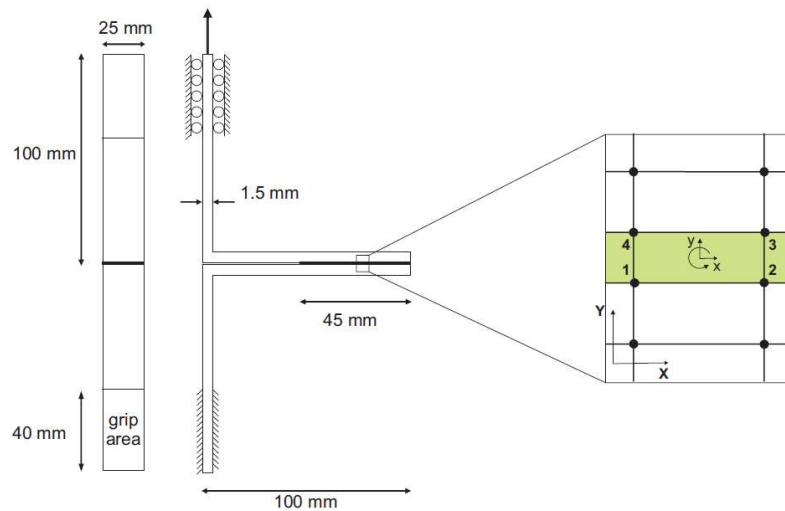


Figure 28 : Essai T-peel [Alfano, 2008]

L'avantage de cet essai est le coût assez bas de sa faisabilité, et le fait que tout adhésif peut être caractérisé. Cependant, dans notre étude, cette technique est impossible car nous travaillons avec des matériaux composites, trop fragiles pour résister à la pliure à 90°.

5.4.3. Essais sur éprouvettes réparées

L'étude et la caractérisation de l'interface collée, bien que primordiales, ne permet pas d'englober entièrement le phénomène de réparation. En effet, une fois l'interface étudiée, il est nécessaire de travailler sur des éprouvettes réparées, afin d'obtenir des résultats représentatifs d'un cas de réparation.

Rodriguez-Bellido [Rodriguez, 2012] a par exemple étudié les dommages d'impact sur deux types de réparations en « single-lap » différentes (Figure 29) : une réparation « soft patch », où le patch est cuit en même temps que la réparation est effectuée et une réparation « hard patch » où le patch de réparation est tout d'abord cuit puis ensuite collé à l'aide d'un film adhésif. Le tout s'effectue sous bâche à vide et en l'absence de pression, comme les contraintes de terrain l'obligent (pas de possibilité d'utiliser un autoclave).

Dans les deux cas, des études d'impact sont mises en place, avec trois localisations d'impact, comme le montre la figure suivante :

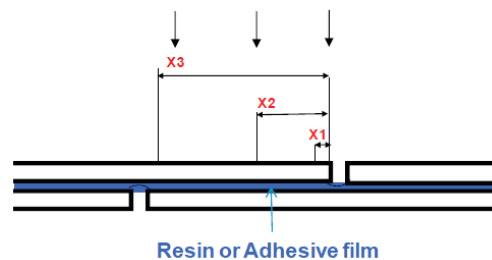


Figure 29 : Position des impacts sur les réparations en single-lap [Rodriguez-Bellido, 2012]

Les indentations dues aux impacts sont alors analysées et l'étude montre que pour les trois impacts et pour les deux types de réparations évaluées, peu de différences sont observées à part le fait que l'indentation soit fonction de la position de l'impact (indentation maximale en position X3).

Si les impacts sont largement étudiés dans la littérature, le type de réparation a également son importance. En effet, Twist [Twist, 2012] a travaillé sur l'influence de l'angle de pente d'une réparation en « scarf-lap ». Il s'est basé sur des études antérieures rapportant un travail sur des éprouvettes unidirectionnelles montrant que la tenue mécanique est diminuée de 60% pour un angle de 1° comparée à une tenue mécanique diminuée de 89 % pour un angle de 5° (Figure 30).

Cependant, les structures composites utilisées en aéronautique sont loin d'être unidirectionnelles, ce qui a amené à étudier le même type de données mais pour des structures avec une séquence d'empilement plus complexe [Twist, 2012]. Cinq angles de collage sur le même type d'éprouvettes ont été analysés, de 0.7° à 7°. De plus, il s'agit ici d'utiliser le même matériau pour la structure parente et le patch collé, s'affranchissant ainsi des problèmes particuliers et inhérents à une réparation et polymérisation du patch sur site.

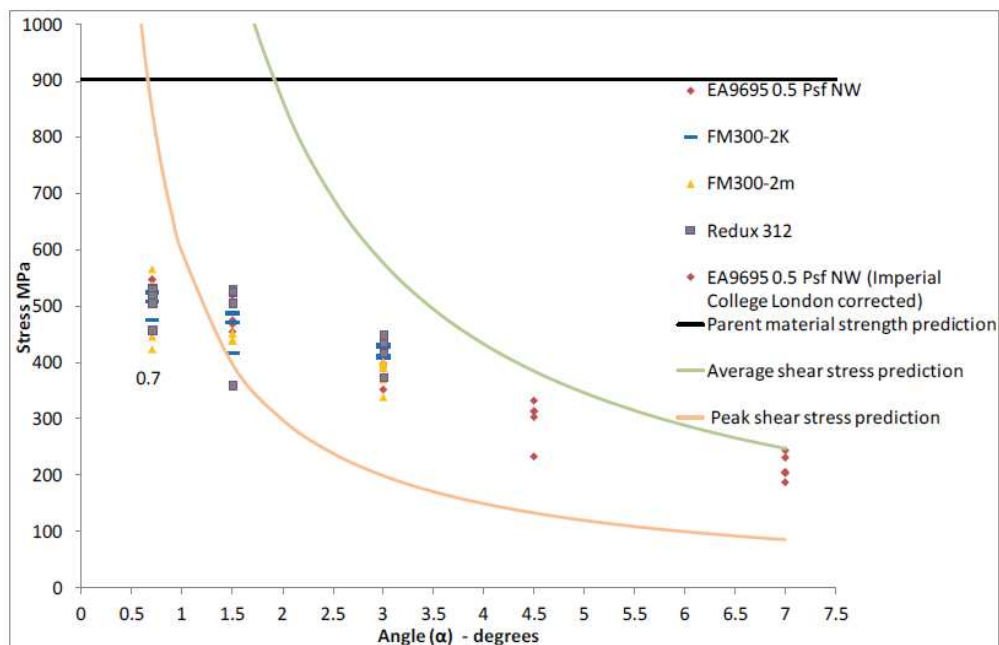


Figure 30 : Evolution de la tenue mécanique en fonction de l'angle de réparation [Twist, 2012]

Ainsi, la figure précédente montre bien que la tenue mécanique décroît en fonction de l'angle de réparation. Néanmoins, il faut prendre également en compte la faisabilité de tels angles, qui oblige alors à trouver le meilleur compromis possible.

Toutes les informations concernant l'interface collée, mais également le phénomène de réparation, sont à prendre en considération, pour assurer un collage expérimental aussi réussi que possible. De plus, la rupture, ainsi que les relations entre matériaux composites et la zone d'interface collée, dans le cas de notre étude le film adhésif, sont à étudier du point de vue de la modélisation numérique, outil indispensable afin d'anticiper le comportement de la structure réparée.

6. La modélisation numérique au service de l'étude de la réparation aéronautique

6.1. L'approche des critères de rupture

Avant de mettre en place la réparation, il est nécessaire d'évaluer la tenue de l'interface collée. Ce travail peut se faire selon l'approche des critères de rupture, qui permet de définir des seuils de déformations ou de contraintes. Ils ne permettent pas de prédire l'évolution d'une fissure après son amorçage.

Le type de critère le plus utilisé dans la littérature est basé sur le taux de restitution d'énergie.

Equation 1.
$$\sigma_r = \sqrt{\frac{EG_{1c}}{\pi a}}$$

Ici, E est le module d'Young, σ_r la contrainte à rupture et G_{1c} le taux de restitution d'énergie critique. Il s'agit d'une énergie critique qui caractérise la propagation d'une fissure. Goh [Goh, 2013] a recalculé ce taux de restitution d'énergie à l'interface entre le matériau composite et le film adhésif :

Equation 2.
$$G = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E_{eff} \cos h^2(\pi \varepsilon)}$$

Dans ce cas-là, E_{eff} est le module d'Young effectif des deux matériaux, ε le paramètre de fissure et K_I et K_{II} sont les facteurs d'intensité de contraintes en pelage et en cisaillement. Le paramètre de fissure ε est lui-même dépendant du second paramètre de Dundurs, β [Rice, 1988].

Cependant, il faut noter que ces critères énergétiques sont applicables uniquement en présence d'un début de fissure.

En termes de critère de rupture en contrainte, on peut utiliser un critère de contrainte en cisaillement maximal, permettant d'évaluer le film adhésif à l'échelle de l'élément [Liu, 2007] :

Equation 3.
$$\frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2} \geq S$$

Ici, σ_1 et σ_3 sont les contraintes principales maximale et minimale dans le film adhésif et S est la contrainte à rupture en cisaillement du joint collé.

Whitney & Nuismer [Whitney, 1974] ont également étudié le critère de rupture en contrainte, mais en moyennant les contraintes en cisaillement :

Equation 4.
$$\bar{\tau}_{ZX} = \frac{1}{d_0} \int_0^{d_0} \tau_{ZX} dx$$

Dans cette équation, d_0 est la distance caractéristique, généralement considérée comme la longueur de collage dans le cas d'une réparation en pente.

Enfin, par les essais Arcan [Cognard, 2011] présentés dans la section précédente, il a été possible de dégager des critères de rupture mixte, ce qui paraît cohérent face à la complexité des sollicitations des structures primaires en matériaux composites. L'étude s'appuie tout d'abord sur une équation de Voloshin [Voloshin, 1980] :

Equation 5.

$$\frac{\sigma_{YY}^2}{R_a^2} + \frac{\sigma_{XY}^2}{S_a^2} + \frac{\sigma_{XX}^2}{T_a^2} = 1$$

Ici, R_a , S_a et T_a sont respectivement les tenues à rupture en traction, cisaillement et en traction dans le plan. Or, lors de l'étude de Cognard, ce dernier a mis en avant l'hypothèse de l'isotropie du film adhésif, permettant de s'affranchir de la tenue à rupture en traction dans le plan, donnant l'équation suivante :

Equation 6.

$$\frac{\sigma_{YY}^2}{R_a^2} + \frac{\sigma_{XY}^2}{S_a^2} = 1$$

Néanmoins, les récentes études de Nicolas Carrère [Carrère, 2015] ont permis de comparer deux modèles basés sur l'emploi de deux critères de rupture différents : le premier est un critère de contraintes, menant à la prédiction de l'initiation de la rupture, le second est un critère d'énergie, et travaille à définir la propagation de cette dernière, formant ainsi une macro-fissure. Les conclusions de cette investigation montrent que l'utilisation de ces critères combinés conduit à une bonne prédiction de la rupture, indispensable au travail de la réparation. En effet, la définition des critères de rupture permet d'alimenter la conception des modèles numériques, indispensables pour la prédiction de la rupture de la réparation collée.

6.2. La modélisation de la réparation

La présence d'une interface est une particularité dans un composite stratifié réparé et il est nécessaire de comprendre et prédire son comportement lors des conceptions de modèles numériques.

Ces dernières années, une forte concentration des travaux trouvés dans la littérature évoque la notion de modèles de zones cohésives, ou MZC. En effet, ce type de modèles, bien qu'introduit dans les années 1960, permet la modélisation d'un joint collé à partir de son comportement linéaire, mais également de prédire l'apparition d'une fissure et sa possible propagation [Peng, 2012].

Alfano [Alfano, 2011] a étudié le décollement de deux plaques d'aluminium collées par un film époxy afin de prédire l'initiation et l'évolution d'une fissure lors d'un test T-peel (Figure 31). Les éléments cohésifs sont formulés à partir de l'exploitation du principe du travail virtuel, d'épaisseur nulle au plan du joint. Les résultats obtenus lors de l'analyse numérique ont été comparés à des valeurs expérimentales, et la géométrie de déformation expérimentale est bien celle prédite par la simulation :

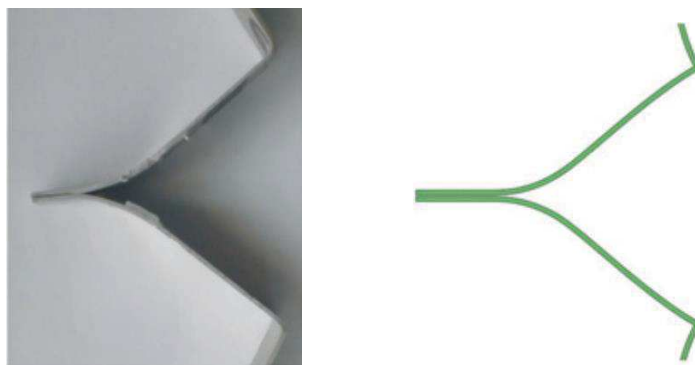


Figure 31 : Géométrie de la déformation après l'essai avec : (à gauche) expérimental, (à droite) numérique

Toutefois, l'utilisation des MZC est très dépendante au maillage, ce qui entraîne un grand nombre d'éléments et donc un temps de calcul relativement long, inconvénient majeur pour le calcul de structures [Goh, 2013].

De la même manière, Siener [Siener, 1992] a utilisé des modèles entièrement 2D grâce à l'hypothèse de contraintes dans le plan pour chaque pli d'un matériau composite. Réduisant son approche numérique à un modèle 2D, il est possible de passer par cette première étape dans la modélisation d'une réparation collée. Néanmoins, le manque d'informations hors plan ne permet pas d'obtenir un modèle pouvant supporter des sollicitations complexes.

Une des premières approches en 3D fut celle de Bair [Bair, 1991], qui utilisa des éléments coques composite 3D permettant de prendre en compte les déformations et les effets de cisaillement transverse. Odi [Odi, 2002] a comparé les deux études précédentes pour en déduire que le modèle de Bair est plus cohérent et robuste. Les informations sur les contraintes pli par pli dans le matériau parent mais également dans le patch sont plus précises. Néanmoins, les résultats concernant les contraintes en cisaillement dans le film adhésif sont moins fiables.

La modélisation de l'interface est toujours une partie compliquée, et plusieurs types de modèles existent, ce qui n'aide pas forcément dans le choix de la stratégie de modélisation. Cependant, il faut garder à l'esprit que chaque modèle permet d'obtenir plus ou moins d'informations concernant l'interface de réparation. Cela étant dit, il faut également prendre en compte que les raffinements de maillage ne sont pas à prendre à la légère car bien que très utile pour obtenir de meilleurs résultats, ils sont très coûteux en temps de calcul. La modélisation numérique n'échappe donc pas à la philosophie de compromis qu'est la recherche scientifique.

7. Cadre de l'étude

C'est dans le cadre de cette introduction bibliographique que s'inscrivent les travaux de recherche présentés dans ce mémoire. Depuis plusieurs années, des études sont réalisées au sein de l'Institut Clément Ader sur le thème de la réparation des structures composites, notamment dans le cadre de projets financés par la région Midi-Pyrénées (EPICEA UJEC et PROMAJEC) qui fait l'objet d'une coopération active entre l'Institut Clément Ader et la TPE Composites, Expertise et Solutions (CES).

La thèse présentée dans ce document porte sur l'étude de la réparation collée sur des structures de grandes dimensions en matériaux composites. En effet, aujourd'hui, ces structures dites primaires sont réparées avec des patches rivetés ou rivetés/collés, combinaisons déjà utilisées pour les structures métalliques. Cependant, ce que ce premier chapitre a tenté de démontrer est que l'hétérogénéité des matériaux composites fait de ces solutions un problème lié à la phase de rivetage.

Ce manuscrit se veut comme une étape sur la route complexe qui peut mener à terme à la certification de réparations uniquement collées pour ces structures primaires. Certains postulats technologiques sont posés dès le début du travail de thèse. Ainsi, dans tout ce manuscrit, le type de réparation envisagée est une réparation à fleur avec un usinage de préparation et un patch en escalier (ou step-lap), afin de se placer dans le cas contraignant de la nécessité de conserver l'aérodynamisme de la pièce.

La procédure de réparation étudiée est une solution en plusieurs étapes, à commencer par un enlèvement de la matière endommagée puis une préparation de la surface, puis la fabrication d'un patch et l'assemblage du patch avec la structure saine. Afin de se rapprocher au mieux des conditions aéronautiques tout en limitant les coûts, l'étude porte sur un matériau composite fabriqué en Hexply UD M10-T300 aux caractéristiques mécaniques très proches des matériaux structuraux utilisés dans les structures aéronautiques composites, et un joint collé utilisé dans l'aéronautique, un film adhésif Redux 322.

L'objectif général de la thèse est de développer une méthode d'évaluation de l'influence des modes de fabrication de la réparation sur le comportement de la zone d'interface d'une réparation de grande dimension. En permettant d'évaluer l'influence des conditions de fabrication sur la tenue mécanique de la structure réparée en conditions représentatives, cette thèse se veut être une étape dans l'ambition de certification de réparations structurales collées.

De plus, de par la concentration d'études se limitant à l'échelle de l'éprouvette et par la volonté de s'affranchir des effets de bords inhérents aux essais sur structures de dimensions limitées et aux géométries de réparation non fermées, il a été décidé de travailler à une échelle supérieure aux échelles envisagées dans la littérature ouverte. Les objets étudiés sont regroupés sous l'appellation « évaluateurs technologiques » et sont présentés ultérieurement. De plus, les essais envisagés sur ces évaluateurs ne doivent pas être soumis aux contraintes limitatives liées à l'emploi de machines de caractérisation mécaniques uni-axiales, mais sont au contraire dédiés à tirer profit de cinématiques de chargement multiaxiales pour mener à des états de contraintes les plus représentatifs possibles dans l'interface collée de réparation, et dans tous les cas de figure choisis à l'avance et non subis.

Toutefois, des essais complexes sur de telles structures ne peuvent se concevoir sans une partie modélisation au préalable. Il est donc nécessaire de mettre en place une conception numérique de l'évaluateur technologique mais également de sa cinématique, qui doit mener au chargement désiré dans l'interface de collage du patch sur la structure réparée. Une grande partie du travail porte sur la recherche d'une stratégie de modélisation légère et adéquate. En effet, la recherche du couple cinématique/géométrie de l'évaluateur se fait par une démarche numérique itérative qui nécessite un grand nombre de calculs sur une structure complexe.

Un des multiples objectifs de ces modèles numériques destinés à la conception de l'évaluateur technologique de réparation est de mener à la fin du chargement à une rupture du film de colle qui fait l'interface entre le patch et la structure réparée. Cette rupture du film de colle doit de plus être maîtrisée en localisation et suivant un état de contrainte prédéfini dans le cahier des charges.

Ce film de colle permettant le transfert des contraintes entre la structure parente et le patch, une attention particulière à ses conditions de rupture dans différents modes lui est accordée dans un premier temps. Pour cela, quelques essais préalables de caractérisation mécanique élémentaire du comportement du film de colle sont menés. Une fois ces essais complétés, il est possible de dégager un critère de rupture mixte, mêlant pelage et cisaillement, et convenant à plusieurs longueurs de marche d'escalier. De plus, ces essais simples sont les premiers cas tests de validation de la stratégie de modélisation numérique légère adaptée aux cas de réparation proposée dans ce manuscrit.

Une fois la stratégie de modélisation numérique dite légère appliquée à des cas simples puis complexes, elle est utilisée pour la conception numérique de l'évaluateur technologique et de sa cinématique de chargement mécanique. Cette cinématique a pour but de provoquer la rupture de l'interface collée, et est « complexe », c'est-à-dire qu'elle présente des sollicitations mixtes de flexion et compression suivant un séquençement particulier.

Enfin, des essais sont mis en place suivant la cinématique engagée dans la modélisation numérique développée afin de démontrer la faisabilité de l'essai complexe ainsi conçu, ainsi que sa capacité à obtenir la rupture du film adhésif à l'endroit voulu. Pour suivre cette partie expérimentale, des jauges ainsi que des caméras de mesures de champs sont mis à disposition afin de réunir un maximum d'informations lors de l'essai.

8. Conclusion intermédiaire

Les matériaux composites sont de plus en plus utilisés dans l'industrie aéronautique car ils possèdent des avantages majeurs comparés aux métaux. Néanmoins, leur principale faiblesse reste leur fragilité et leur extrême sensibilité aux dommages, même si la tolérance aux dommages des avions composites est aujourd'hui considérée comme supérieure à celle des avions métalliques grâce aux précautions prises par les avionneurs lors de la conception de la structure [Collombet, 2015].

Cependant, pour les cas où un endommagement est possible, ce dommage se présente sous différentes formes, souvent difficile à détecter. Il semblerait que cela soit critique, en particulier avec le développement des structures primaires, dont l'endommagement pourrait sérieusement engager la sécurité de l'avion. Toutefois, des moyens de détection non destructifs ont été mis en place ces dernières années afin d'y parer et d'avoir une vue d'ensemble des dommages rencontrés dans une structure composite. L'identification de ces dommages est cruciale puisqu'elle permet de prendre une décision quant à la réparation à envisager ou non.

Parmi toutes les réparations recensées, la réparation par patch est aujourd'hui employée industriellement mais uniquement pour les réparations cosmétiques, car elle ne rencontre pas encore les critères des programmes de certification. Cependant, face aux avantages des matériaux composites et aux problèmes liés à l'usinage et au rivetage, il s'agit de la réparation qui nous semble la plus prometteuse pour résoudre les dommages sur des structures primaires.

Afin de se rapprocher des contraintes représentatives de l'industrie aéronautique, il paraît cohérent de travailler avec des composants mesurant plusieurs dizaines de centimètres, nous permettant de nous affranchir des effets de bords et d'avoir une vision plus macroscopique de la réparation. Néanmoins, des essais impliquant de telles dimensions ne peuvent être mis en place sans une modélisation adaptée.

Il existe une multitude de modèles numériques, en 2D ou en 3D, adaptés selon les informations nécessaires à l'étude. Il est alors primordial de mettre en place une stratégie de modélisation dédiée, afin de savoir sur quelles informations se concentrer, et quel maillage et/ou raffinement répond le mieux au compromis fiabilité/temps de calcul/faisabilité.

L'étude d'une réparation collée de grande dimension que présente ce document de thèse se base donc sur l'ensemble des informations rassemblées dans ce premier chapitre. Chaque choix pris par la suite est expliqué et justifié, tout en gardant en mémoire que pour une réparation sur site, un ensemble de variabilités est à prendre en compte, autant numériquement qu'expérimentalement.

9. Références bibliographiques du chapitre I

- [Airbus, 2006] Airbus, "Structural Repair Manual A330", Technical Data Support and Services, 2006.
- [Alfano, 2011] Alfano, Marco et al. "Simulation of Debonding in Al/epoxy T-peel Joints Using a Potential-based Cohesive Zone Model." *Procedia Engineering* 10 (2011): 1760–1765.
- [Almond, 2001] Almond DP., Peng W., Thermal imaging of composites, *Journal of Microscopy*, 2001; 201:163–170
- [Ang Thang, 2010] Anh Thang, V., "Endommagement de stratifiés aéronautiques à fibres de carbone et matrice polymère soumis à des chargements monotones ou cycliques à plusieurs températures. Expériences et modélisation », *Thèse de doctorat*, ISAE-ENSMA, 05-10-2010.
- [Avdelidis, 2003] Avdelidis, N.P., B.C. Hawtin, and D.P. Almond. "Transient Thermography in the Assessment of Defects of Aircraft Composites." *NDT & E International* 36.6 (2003): 433–439.
- [Avdelidis, 2004] Avdelidis, N.P. et al. "Aircraft Composites Assessment by Means of Transient Thermal NDT." *Progress in Aerospace Sciences* 40.3 (2004): 143–162.
- [Bair, 1991] Bair, DL., Hudson, PO.; Ghanimati, GR., "Analysis and repair of damaged composite laminates," Proceedings 36th International SAMPE symposium, SAMPE, Covina, CA USA, Vol. 36, Book 2, 1991, pp. 2264–2278.
- [Baker, 2004] Baker A, Dutton S, Kelly D. *Composite materials for aircraft structures*. 2nd edition, Reston (VA): American Institute of Aeronautics, Inc.; 2004.
- [Baldan, 2004] Baldan A., "Adhesively-bonded joints and repairs in metallic alloys, polymers and composite materials: adhesives, adhesion theories and surface pre-treatment", *Journal of Materials Science*, 2004; 39(1):1-49.
- [Banea, 2009] Banea MD., da Silva LFM., "Adhesively bonded joints in composite materials: an overview", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L, *Journal of Materials, Design and Applications*, 2009; 223(1) P1-18.
- [Benyahia, 2015] Benyahia, F. et al. "Experimental and Numerical Analysis of Bonded Composite Patch Repair in Aluminum Alloy 7075 T6." *Materials & Design* 73 (2015): 67–73.
- [Bernard, 2006] Bernard Q., Fois M., Grisel M., LaurensP., Surface treatment of carbon/epoxy and glass/epoxy composites with an excimer laser beam, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2006; 26: 543–549
- [Bhatnagar, 1995] Bhatnagar N., Ramakrishnan N., Naik NK., Komanduri R., On the machining of fibre reinforced plastic (FRP) composite laminates, *International Journal of Machine Tools & Manufacture* 1995; 35(5):701–716
- [Blitz, 1996] Blitz J., Simpson G., *Ultrasonic methods of non-destructive testing*, London, Cahpman&Hall; 1996
- [Bouvet, 2011] Christophe Bouvet. « Dommages d'impact sur stratifié composite », AMAC, 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.206.
- [Bretton, 2005] Bretton, C., Villoutreix, G., « Techniques de l'Ingénieur : famille d'adhésifs et caractérisation d'un collage structural", N 1650.

- [Carrère, 2015] Carrère N., Martin E., Leguillon D., « Comparison between models based on a coupled criterion for the prediction of the failure of adhesively bonded joints », *Engineering Fracture Mechanics*, Volume 138, 2015: 185-201.
- [Cénac, 2011] Cénac, F., Collombet, F., Zitoune, R., Délérès, M., « Usinage des Composites par Jet d'Eau Abrasif », AMAC, 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.163.
- [Cenna, 2002] Cenna, A A, and P Mathew. "Analysis and Prediction of Laser Cutting Parameters of Fibre Reinforced Plastics (FRP) Composite Materials." 42 (2002): 105–113.
- [Cerimes, 2009] <http://campus.cerimes.fr/odontologie/enseignement/chap4/site/html/4.html>
- [Chan, 1996] Chan Cm., Ko TM., Hiraoka H., "Polymer surface modification by plasmas and photons" *Surface Science Reports*, 1996; 24: 1-54.
- [Chester, 1999] 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.
- [Cognard, 2005] Cognard, J et al. "Development of an Improved Adhesive Test Method for Composite Assembly Design." *Composites Science and Technology* 65.3-4 (2005): 359–368.
- [Cognard, 2006] Cognard, Jacques. "Some Recent Progress in Adhesion Technology and Science." *Comptes Rendus Chimie* 9.1 (2006): 13–24.
- [Cognard, 2011] Cognard, J.Y., L. Sohier, and P. Davies. "A Modified Arcan Test to Analyze the Behavior of Composites and Their Assemblies Under Out-of-plane Loadings." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 42.1 (2011): 111–121.
- [Collombet, 2015] Collombet F., Grunevald Y-H., Crouzeix L., Douchin B., Zitoune R., Davila Y., Cerisier A., Thévenin R. "*Repairing composites*", In book *Advances in Composites Manufacturing and Process Design*, Chap. 10, p.197-227, 2015.
- [Crouzeix, 2012] Crouzeix, L et al. "Study Of Double Step Lap Composite Repairs On CFRP.", 15th European Conference on Composite Materials (ECCM15), 2012.
- [Davis, 1999] Davis M, Bond D. Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 1999;19: 91–105.
- [Dry, 1996] Dry C., "Procedures developed for self-repair of polymer matrix composite materials", *Composite Structures*, V.35, pp.263-269., 1996.
- [Dubey, 2008] Dubey AK., Yadava V., Laser beam machining — a review, *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, 2008; 48:609–628
- [Dubois, 2011] Dubois M., Drake TE., Evolution of industrial laser-ultrasonic systems for the inspection of composites, *Nondestructive Testing and Evaluation*, 2011; 26: 213–228
- [Falzon, 2006] Falzon B. G., "Garteur AG-28: Impact Damage and Repair of Composite Structures", Imperia College of London, TP-155, 2006.
- [Fischer, 2010] Fischer F., Romoli L., Kling R., Laser-based repair of carbon fiber reinforced plastics, *CIRP Annals — Manufacturing Technology*, 2010; 59:203–206

[Freissinet, 2011] Article « Inquiétude sur les nouveaux avions en composite », publié en octobre 2011, www.1001crash.com

[Garnier, 2011] Garnier, Christian et al. "The Detection of Aeronautical Defects in Situ on Composite Structures Using Non Destructive Testing." *Composite Structures* 93.5 (2011): 1328–1336.

[Genest, 2009] Genest, M. et al. "Pulsed Thermography for Non-destructive Evaluation and Damage Growth Monitoring of Bonded Repairs." *Composite Structures* 88.1 (2009): 112–120.

[Goh, 2013] Goh, J.Y. et al. "Effects of Bondline Flaws on the Damage Tolerance of Composite Scarf Joints." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 55 (2013): 110–119.

[Gong, 2015] Gong, Xiao-Jing et al. "Design and Optimization of Bonded Patch Repairs of Laminated Composite Structures." *Composite Structures* 123 (2015): 292–300.

[Gryzadoridis, 2010] Gryzadoridis J., Findeis D., *Impact damage detection on composites using optical NDT techniques*, Insight 2010; 52(5):248–251

[Hautier, 2010] Hautier, M., "Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique, Thèse de doctorat, Université Toulouse III - Paul Sabatier, 03-12-2010.

[Higgins, 2000] Higgins A., "Adhesive bonding of aircraft structures", *International Journal of Adhesion and Adhesives* 20 (2000) 367.

[Hung, 1999] Hung, YY. "Applications of Digital Shearography for Testing of Composite Structures." 30 (1999): 765–773.

[Hung, 200] Hung, YY et al. "Evaluating the Soundness of Bonding Using Shearography." 50 (2000): 353–362.

[Hung, 2009] Hung, YY et al. "Review and Comparison of Shearography and Active Thermography for Nondestructive Evaluation." *Materials Science and Engineering: R: Reports* 64.5-6 (2009): 73–112.

[Industrie-techno, 2013] <http://www.industrie-techno.com/l-a350-xwb-premier-airbus-avec-plus-de-50-dde-composites.23272>

[Katnam, 2011] Katnam KB., Comer AJ., Stanley WF., Buggy M., Ellingboe AR., Young TM., Characterising pre-preg and non-crimp-fabric composite single-lap bonded joints, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2011; 31(7): 679–686

[Katnam, 2013] Katnam, K.B., L.F.M. Da Silva, and T.M. Young. "Bonded Repair of Composite Aircraft Structures: A Review of Scientific Challenges and Opportunities." *Progress in Aerospace Sciences* 61 (2013): 26–42.

[Kelly, 1984] Kelly L.G., "Composite Structure Repair", Rapport n°716, AGARD. 1984.

[Koplev, 1983] Koplev A., Lystrup A., Vorm T., "The cutting process, chips and cutting forces in machining CFRP Composites", 1983 14(4):371–376.

[Krishnapillai, 2005] Krishnapillai, M. et al. "Thermography as a Tool for Damage Assessment." *Composite Structures* 67.2 (2005): 149–155.

[Kumar, 1993] Kumar, Prashant, and Badri Rai. "Delaminations of Barely Visible Impact Damage in CFRP Laminates." 23 (1993): 313–318.

[Leahy, 2001] Leahy W., Barron V., Buggy M., Young T., Mas A., Schue F., et al., Plasma surface treatment of aerospace materials for enhanced adhesive bonding, *The Journal of Adhesion* 2001; 77(3): 215–249

[Le Mans, 2013] <http://perso.univ-lemans.fr/~cpotel/ECND.html>

[Liu, 1993] 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, 2007] Liu, Xi, and Guoping Wang. "Progressive Failure Analysis of Bonded Composite Repairs." *Composite Structures* 81.3 (2007): 331–340.

[Mathew, 1999] Mathew, J. et al. "Parametric Studies on Pulsed Nd : YAG Laser Cutting of Carbon Fibre Reinforced Plastic Composites." 90 (1999): 198–203.

[Mathias, 2005] Mathias J.-D., "*Etude du comportement mécanique de patchs composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques*", *Thèse de doctorat*, Blaise Pascal - Clermont II, 30-9- 2005.

[Momber, 1998] Momber A., Kovacevic R., *Principles of abrasive water jet machining*, New York: Springer; 1998

[Niu, 1992] Niu M.C.Y. *Composite airframe structures practical design information and data*, Conmillit press limited, 1992.

[Odi, 2002] Odi R, Friend C. A comparative study of finite element models for the bonded repair of composite structures. *Journal of Reinforced Plastic Composites* 2002;21:311–32.

[Pang, 2005] 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.

[Peng, 2012] Peng, L., "*Modélisation numérique d'assemblages collés : Application à la réparation de structures en composites*", *Thèse de doctorat*, Université Toulouse III - Paul Sabatier, 31-01-2013.

[Ramulu, 1993] Ramulu, M, and D Arola. "Water Jet and Abrasive Water Jet Cutting of Unidirectional Graphite / Epoxy Composite." 24.4 (1993): 299–308.

[Raynaud, 2005] Raynaud P., Despax B., Seguy Y., Caquineau H., "FTIR Plasma Phase Analysis of Hexamethyldisiloxane discharge in microwave multipolar plasma at different electrical powers", *Plasmas processes and polymers*, V2-01, pp45-52, 2005.

[Rice, 1988] Rice JR., Elastic fracture mechanics concepts for interfacial cracks, *Journal of Applied Mechanics*, (Trans ASME) 1988; 55(1): 98–103.

[Rodriguez-Bellido, 2012] Rodriguez-Bellido A., et al., Impact damage and shear strength in bonded lap joints for repair purposes, *Compte-rendu de la 15th European Conference on Composite Materials (ECCM15)*, Venise, Italie 06-2012

[Rotel, 2000] Rotel M., Zahavi J., Tamir S., Buchman A., Dodiuk H., "Pre-bonding technology based on excimer laser surface treatment", *Applied Surface Science*, 2000; 154:610-616.

[Rouchon, 2007] Rouchon J., "*Bonded Composite Patches in front of Civil Airworthiness Requirements*", *Composite Patch Repair Seminar*, DGA Techniques Aéronautiques, 2007.

- [Rozycki, 2001] Rozycki P., Johnson A.F., "Computational methods for predicting impact damage in composite structures", *Composites Science and Technologie* 61, (2001): 2183-2192
- [Russel, 1992] 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.
- [Russel, 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.
- [Ruzek, 2006] Růžek, Roman, Radek Lohonka, and Josef Jironč. "Ultrasonic C-Scan and Shearography NDI Techniques Evaluation of Impact Defects Identification." *NDT & E International* 39.2 (2006): 132–142.
- [Scott, 1982] Scott, I G, and C M Scala. "A Review of Non-destructive Testing of Composite Materials." April (1982): 75–86.
- [Seidl, 1998] Seidl AL., "Repair Aspects of Composite and Adhesively Bonded Aircraft Structures" - Handbook of Composites, Chapitre 39, Springer, p857-882, 1998, ISBN 0 412 54020 7
- [Shanmugan, 2002] Shanmugam, D K et al. "Comparative Study of Jetting Machining Technologies over Laser Machining Technology for Cutting Composite Materials." 57 (2002): 289–296.
- [Shanmugan, 2008] Shanmugam, D.K., T. Nguyen, and J. Wang. "A Study of Delamination on Graphite/epoxy Composites in Abrasive Waterjet Machining." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 39.6 (2008): 923–929.
- [Sheikh-Ahmad, 2009] Sheikh-Ahmad JY., *Machining of polymer composites*, NewYork: Springer; 2009
- [Siener, 1992] Siener,MP; "Stress field sensitivity of a composite patch repair as a result of varying patch repair thickness," ASTM STP 1120, *Composite Materials: Testing and Design*, Volume 10, 1992, pp. 444–464.
- [Sohier, 2011] Sohier, L., Cognard, J-Y., Davies, P., Eude expérimentale du comportement d'assemblages collés de composites sous chargement hors plan. AMAC. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.54, 2011.
- [Spadaro, 2008] Spadaro, C., C. Dispenza, and C. Sunseri. "The Influence of the Nature of the Surface Oxide on the Adhesive Fracture Energy of Aluminium-bonded Joints as Measured by T-peel Tests." *International Journal of Adhesion and Adhesives* 28.4-5 (2008): 211–221.
- [Thermoconcept, 2015] <http://www.thermoconcept-sarl.com/controle-non-destructif-infrarouge/>
- [Thévenin, 2006] Thévenin R., "Composites @ Airbus Maintenance & Repairs Validations", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, Chicago, IL, Airbus, 2006.
- [Thunga, 2013] Thunga, Mahendra et al. "Low Viscosity Cyanate Ester Resin for the Injection Repair of Hole-edge Delaminations in Bismaleimide/carbon Fiber Composites." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 52 (2013): 31–37.
- [Torres, 1986] Torres M., Plissonneau B., "Repair of Helicopter composite structure: Techniques and Substantiations", *Advisory group for aerospace research & development (AGARD) CP402*, The Repair of Aircraft Structures Involving Composite Materials, p.6-1-6-21, 1986.
- [Tsai, 2005] Tsai, S.W., 2005. Three decades of composite activity at US Air Force Materials laboratory. *Compos. Sci. Technol.* 65, 2295–2299.

[Twist, 2012] Twist B., et al. Bonded repair of CFRP primary structure: Testing and analysis of bonded scarf joints, *Compte-rendu de la 15th European Conference on Composite Materials (ECCM15)*, Venise, Italie, 06-2012

[Voloshin, 1980] Voloshin, A., Arcan, M., «Pure shear moduli of unidirectional fibre-reinforced materials (FRM)», *Fiber Science and Technology*; Vol 13, pp. 125-134, 1980.

[Wang, 2009] Wang, Chun H., and Gunnion, Andrew J., "Optimum Shapes of Scarf Repairs." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 40.9 (2009): 1407–1418.

[Werfelman, 2007] Werfelman L., Boeing, "*The Composite Evolution*", Boeing, p.17-21. 2007.

[White, 2011] 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.

[Whitney, 1974] Whitney, J.M. & Nuismer, R.J., Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations, *Journal of Composite Materials*, 18 (1974) 263-5.

[Wingfield, 1993] Wingfield JRJ., Treatment of composite surfaces for adhesive bonding, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 1993; 13(3): 151–156

[Wu, 1996] 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.

[Yao, 2005] Yao YL., Chen H., Zhang W., Timescale effects in laser material removal: a review, *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2005; 26: 598–608

[Zitoun, 2007] Zitoun 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* 38.3 (2007): 858–866.

10. Liste des figures et des tableaux du chapitre I

Figure 1: Procédure de maintenance et réparation [Falzon, 2006] [Hautier, 2010].....	24
Figure 2: Répartition des matériaux composites de le Dreamliner B787 [Freissinet, 2011]	25
Figure 3: Origines des endommagements sur les structures en matériaux composites [Thévenin, 2006] [Hautier, 2010]	26
Figure 4: Types de dommages rencontrés sur les matériaux composites [Hautier, 2010] [Torres, 1986]	28
Figure 5: Modes d'endommagement dans les stratifiés [Anh Thang, 2010]	28
Figure 6: Technique ultrasonore [Le Mans, 2013]	30
Figure 7: Thermographie [Thermoconcept, 2015].....	31
Figure 8: Shearographie [Thermoconcept, 2015]	32
Figure 9: Exemple d'une réparation rivetée dans le SRM [Airbus, 2006] [Hautier, 2010].....	34
Figure 10: Exemple de réparations rivetées.....	35
Figure 11: Phénomène d'auto-cicatrisation par sphères creuses [White, 2001]	36
Figure 12: Installation du procédé de réparation par injection [Thunga, 2013].....	37
Figure 13: Types de patchs externes, single lap (gauche) et double lap (droite) (<i>échelle non représentative</i>)	38
Figure 14: Méthodologie de la réparation collée à fleur [Katnam, 2013].....	39
Figure 15: Réparation en pente [www.eaa.org].....	39
Figure 16: Réparation en escalier [Crouzeix, 2012].....	40
Figure 17: Usinage manuel [Werfelman, 2007] [www.abaris.com].....	41
Figure 18: Usinage par jet d'eau abrasif [Cénac, 2011].....	43
Figure 19: Types de rupture dans les joints collés	46
Figure 20: Résultats d'une enquête d'un rapport sur les dommages de la RAAF (Royal Australian Air Force) [Davis, 1999].....	46
Figure 21: Essais de traction pure (a) et de cisaillement "pur" (b)	47
Figure 22: Essai de traction-cisaillement.....	47
Figure 23: Les modes élémentaires de rupture	48
Figure 24: Essai DCB	48
Figure 25: Essai de flexion trois points	49
Figure 26: Essai MMF	49
Figure 27: Essai Arcan.....	50
Figure 28: Essai T-peel [Alfano, 2008]	51
Figure 29: Position des impacts sur les réparations en single-lap [Rodriguez-Bellido, 2012].....	51
Figure 30: Evolution de la tenue mécanique en fonction de l'angle de réparation [Twist, 2012]	52
Figure 31: Géométrie de la déformation après l'essai: (gauche) expérimental, (droite) numérique...	54

Chapitre II : Etude expérimentale de la rupture de la colle dans le cas d'une réparation en « step-lap » sous deux sollicitations dites « élémentaires »

1. Introduction

La réparation collée dite « à fleur » est une solution innovante mais peu étudiée dans le cadre d'une structure primaire [Collombet, 2013], [Katnam, 2013]. Cette méthode de réparation en plusieurs étapes, passant de l'enlèvement de la matière endommagée à la fabrication et à l'assemblage d'un patch collé, a pour but de permettre le transfert des contraintes entre la structure à réparer et le patch de réparation grâce à un film adhésif.

La thèse présentée dans ce document a pour objectif de mener une étude sur la réparation collée d'une structure de grande dimension et d'étudier la rupture du joint de colle, entraînant le décollement du patch de réparation. Cette structure est appelée dans ce document « évaluateur technologique de réparation » et est explicitée dans les chapitres suivants.

La première phase de ce travail de doctorat est l'évaluation du comportement de la zone d'interface collée dans le cadre d'une réparation de type escalier ou « step-lap ». La majorité des études expérimentales concernant une réparation collée se concentre sur des éprouvettes dites « élémentaires », de petites dimensions, de par leur simplicité de mise en œuvre et leur faible coût de fabrication. En effet, il semblerait que, d'après la littérature ouverte, il ne soit pas nécessaire de travailler sur des pièces plus grandes que les coupons « élémentaires » pour l'étude du comportement de la colle à rupture, à partir du moment où la réparation est représentative.

Dans le cadre de ce chapitre, une démarche d'essais « élémentaires » sur un collage en « step-lap » composite sur composite est mise en avant dans le but d'identifier des valeurs à rupture du film adhésif. En effet, afin de mener à terme une stratégie d'évaluation de la réponse de la réparation collée par évaluateurs technologiques, il est nécessaire de disposer d'ordres de grandeurs de valeurs à rupture locales cohérentes avec la réalité physique. De plus, il est primordial de mettre en place une situation de réparation proche d'une situation industrielle. Pour mener à bien cet objectif, on considère dans ce chapitre une géométrie différente de celle des éprouvettes dites single-lap ou double-lap, afin de faire intervenir la phase d'enlèvement de matière dans le process de fabrication des éprouvettes étudiées. La géométrie considérée possède une marche unique, permettant de situer le joint collé dans le plan médian de chaque éprouvette (Figure 34). Cela présente également l'avantage de limiter les couplages par rapport à une configuration single-lap.

Les mécanismes de rupture d'un film de colle destiné à lier deux substrats composites peuvent se décomposer en combinaisons de sollicitations de cisaillement et de pelage. Ainsi, deux types d'essais dits « élémentaires » sont mis en œuvre dans ce document, le premier étant un essai majoritairement

orienté « cisaillement » à l'aide d'une sollicitation en traction dans le plan du film adhésif, le second par un essai mixte orienté « pelage/cisaillement », état de contrainte obtenu grâce à une sollicitation en flexion à l'échelle macroscopique. En effet, l'essai standard pour obtenir un pelage quasi-pur est le Double Cantilever Beam (ou DCB) mais dans le cas de notre étude, il est proscrit du fait de la nécessité d'initier une rupture par l'ajout d'un insert [Bretton, 2005].

Une des caractéristiques d'une réparation en escalier est la longueur des marches. Le SRM A330 fixe la longueur référence des marches à 12 mm pour des réparations, le SRM en objet ne traitant que de réparations cosmétiques ou peu structurales [Airbus, 2006]. L'étude d'une réparation structurale pouvant amener à faire varier la longueur des marches, il est donc important d'obtenir un maximum d'informations, notamment un indicateur de rupture de l'interface collée, et ce pour un ensemble de longueurs de marches possibles.

En effet, la conception de l'évaluateur technologique présentée dans ce document se propose d'étudier une réparation structurale sous la forme d'un patch elliptique. A partir de cette volonté de géométrie, il est possible d'observer qu'effectivement, la longueur de collage dans la direction de la sollicitation peut parfois être très supérieure à la longueur nominale de la longueur de marche. Ainsi, en travaillant avec un critère de rupture global adapté à plusieurs longueurs de marche, dont de très grandes longueurs de collage, on tente d'éviter de surestimer la capacité de chargement de l'interface collée dans une zone où la longueur de collage est bien plus importante que la longueur nominale d'une marche (Figure 32).

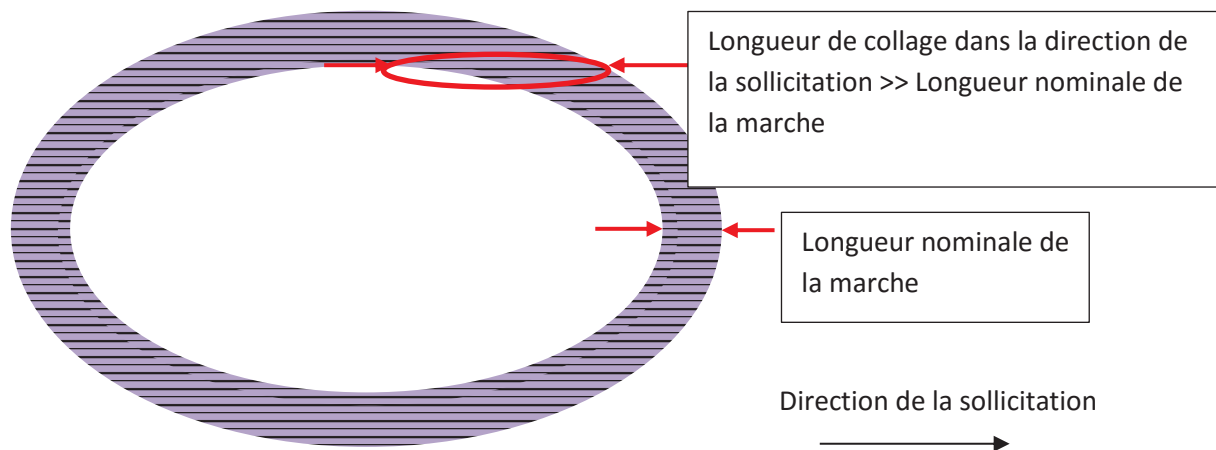


Figure 32: Marche elliptique d'un évaluateur par rapport à la direction de sollicitation

C'est pour cela que deux valeurs de longueurs nominales de marches de 6 et 20 mm, réparties autour de la longueur de 12 mm, ont été choisies afin de balayer un panel de longueurs possibles.

Avant d'initier les essais présentés précédemment, il faut fabriquer les éprouvettes réparées, puis mesurer certaines caractéristiques finales, importantes pour mettre en place une modélisation numérique aussi proche que possible d'une situation réelle, présentée dans le chapitre III.

2. Fabrication des éprouvettes en « step-lap »

2.1. Les matériaux à l'étude

2.1.1. Le matériau de l'éprouvette parente

Le matériau « parent » sélectionné pour l'ensemble de l'étude de la réparation structurale est le M10.1/38%/UD300.CHS, développé par la société Hexcel® et commercialisé sous le nom HexPly® M10R [Hexcel-1].

Les propriétés de ce pré imprégné sont les suivantes (Tableau 1) :

Tableau 1 : Propriétés du matériau parent M10.1/38%/UD300/CHS

M10.1/38%/UD300/CHS	
Masse surfacique	300 g.m ⁻²
Matrice	Epoxy
Type de renfort	Fibre de carbone
Température de cuisson	120 °C
Fraction massique de résine dans le pré imprégné	38 %
Densité du matériau	484 g.m ⁻²
Fraction volumique du renfort	52.4 %
Module de Young sens fibres	130 GPa
Module sens transverse	127 GPa
Contrainte à rupture en traction (UTS)	1700 MPa
Epaisseur d'un pli	0,3 mm

Ces propriétés sont assez similaires à celles du matériau M21/T700GC, pré imprégné largement utilisé dans l'industrie aéronautique pour la fabrication de structures composites. Dans le but d'obtenir une épaisseur représentative d'une peau de fuselage, une séquence quasi-isotrope de 16 plis a été définie comme suit :

$$[0/45/90/-45/-45/90/45/0]_s$$

Les éprouvettes destinées aux essais élémentaires de réparation sont issues d'une plaque de 600 mm de long pour 300 mm de large, fabriquée dans le cadre d'une campagne de fabrication pour la thèse d'Yves Davila concernant les variabilités spécifiques d'un matériau composite, telle que l'épaisseur des plis [Davila, 2015].

2.1.2. Le matériau du film adhésif

Le matériau du film adhésif choisi pour notre étude est le Redux® 322, développé et commercialisé par la société Hexcel®. Il s'agit d'un film adhésif époxy de haute performance, avec une marquissette intégrée, qui est une armature Nylon utilisée afin d'assurer l'épaisseur minimum du joint de colle [Hexcel-2]. Les propriétés de ce matériau sont les suivantes (Tableau 2) :

Tableau 2 : Propriétés du film adhésif Redux 322

	Redux 322
Epaisseur	0,1 mm
Température de cuisson	175 °C
Masse surfacique	300 g.m ⁻²
Tenue au cisaillement	22 MPa

Le choix de cet adhésif est un choix par défaut en fonction des matériaux à notre disposition au moment de la fabrication des éprouvettes. Le cycle de polymérisation du film adhésif est adapté pour ne pas endommager les substrats composites, et présenté au paragraphe II-2.3.

La tenue au cisaillement annoncée par le fabricant est obtenue à partir d'un essai normalisé de « Lap-Shear Test », comme montré sur la Figure 33 :

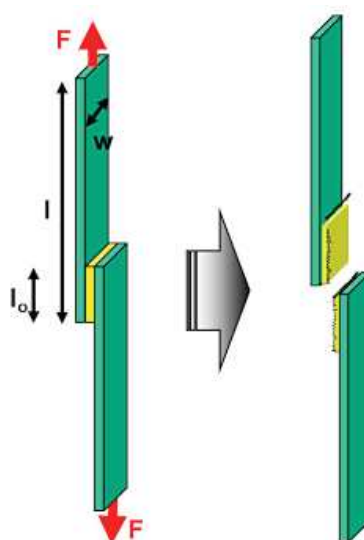


Figure 33 : Essai de Lap-Shear Test, cf. site internet [Leitfaden]

Le paragraphe suivant nous permet d'exposer une nouvelle géométrie de caractérisation par rapport à cette situation de Lap-Shear test normalisée, et adaptée à nos besoins de représentativité de la situation de réparation, notamment en faisant intervenir une phase d'enlèvement de matière.

2.2. Découpe et usinage des éprouvettes

Les éprouvettes nécessaires à cette étude et présentant une réparation en escalier vont posséder une marche unique (Fig.3). Une plaque parent est usinée en son centre, enlevant la moitié des plis de la plaque mais également la moitié de l'épaisseur de la colle. Cela permet de conserver un aérodynamisme virtuel, ainsi que de conserver l'épaisseur générale sur l'ensemble des éprouvettes. La plaque est ensuite découpée puis une des parties retournées afin de créer la réparation, comme montré sur la Figure 34. Ce retournement est permis par la double symétrie miroir, qui évite un couplage traction/flexion.

A partir de la plaque issue des travaux d'Yves Davila [Davila, 2015], deux plaques de 200 mm de côté sont découpées à la scie diamantée.

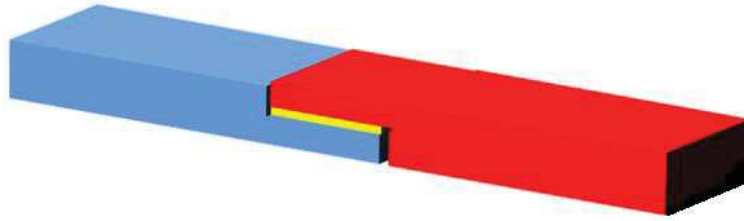


Figure 34 : Schéma d'une éprouvette présentant une marche unique pour représenter la réparation en escalier

Chacune de ces plaques de 200 mm de côté est usinée en partie centrale pour créer les marches grâce à une meule manuelle, outil standard de réparation. La marche la plus longue étant de 20 mm (de chaque côté de la plaque), nous avons pris une distance centrale de 50 mm par sécurité, permettant d'assurer deux marches de 20 mm dans la zone usinée. Deux barres d'aciers sont disposées à 25 mm du centre des plaques afin de fixer les pièces, mais également dans le but de servir de guidage pour l'outil d'usinage (Figure 35).



Figure 35 : Mise en place des guides et de la plaque pour l'usinage

Un usinage manuel a donc lieu de façon à enlever la moitié des plis de chaque plaque, mais également la moitié de l'épaisseur de la colle (propriétés données dans la section 3.1), ceci afin de retrouver l'épaisseur totale après réparation. La figure suivante (Figure 36) montre la plaque après usinage de son centre, la section 3 suivante abordera les mesures effectuées permettant la vérification que l'usinage permet d'enlever la moitié des plis de la plaque composite.

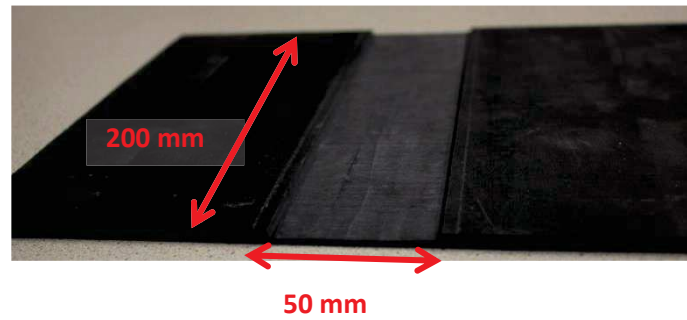


Figure 36 : Dimensions finales des plaques après usinage

Une fois que l'usinage des deux plaques est effectué, il est nécessaire d'envisager une stratégie de découpe afin de séparer et différencier les plaques selon leur longueur de marche. Avec 50 mm de longueur d'usinage, il est possible d'appairer soit deux marches de 12 mm, soit une marche de 6 mm avec une marche de 20 mm, permettant d'harmoniser les restes après découpe (Figure 37).

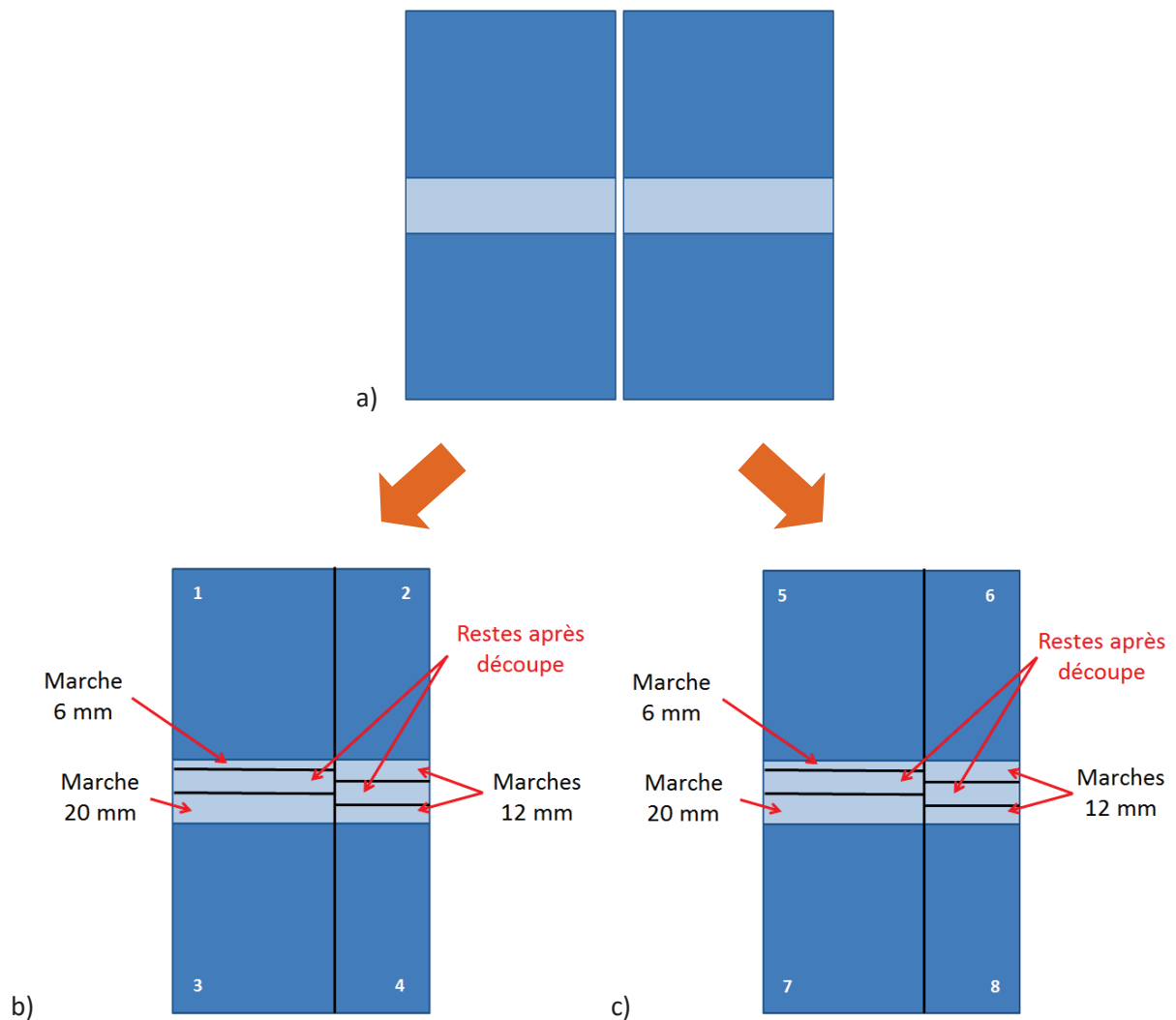


Figure 37 : Stratégie de découpe des échantillons en fonction des longueurs de marches avec a) deux plaques après usinage et b) et c) les découpes effectuées sur ces deux plaques usinées

On obtient après la découpe par scie circulaire 8 plaques qui sont assemblées deux à deux en fonction des longueurs de marches, par exemple la plaque 1 avec la plaque 5, la plaque 3 avec la plaque 7, etc. Il est alors possible de passer à la phase de collage/cuisson.

2.3. Collage de la réparation

Le collage de la réparation est en réalité une polymérisation du film adhésif servant de joint de colle entre une structure à réparer et le patch. Dans l'étude présentée dans ce chapitre, il s'agit de coller les deux structures usinées l'une sur l'autre afin d'avoir une marche au centre. Cette étape se fait à l'aide d'une valise de polymérisation commercialisée par Aéroform® [Aeroform] (Figure 38).



Figure 38 : Valise de polymérisation servant à la cuisson du film adhésif

La valise de polymérisation permet de fabriquer, cuire et réparer des structures composites directement sur site ou en atelier à l'aide d'une mise sous vide et d'une cuisson par tapis chauffant dans notre cas (possibilité d'utiliser des lampes infra rouges). Il s'agit d'une technologie qui est utilisée rapidement sur site, contrairement à un autoclave.

Le film adhésif est sorti du congélateur 24h avant son utilisation afin d'être à température ambiante lors de la cuisson. Des bandes de film sont découpées et placées entre chaque couple de plaques. Les pièces sont ensuite disposées entre plusieurs tissus pour la cuisson, comme suit (Figure 39) :



Figure 39 : Etapes de la superposition des tissus pour la cuisson du film adhésif

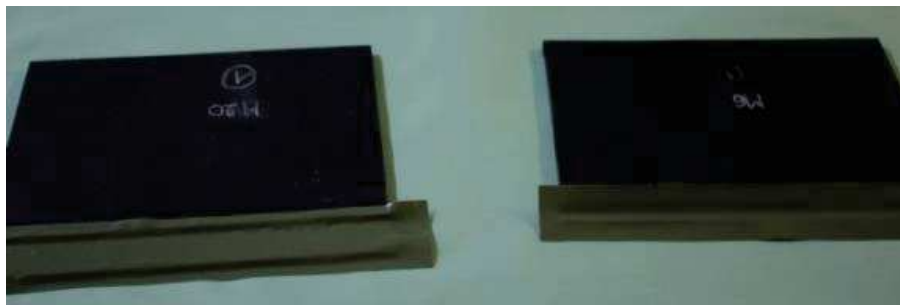


Figure 40 : Mise en place du film adhésif sur les demi-plaques 20 mm (gauche) et 6 mm (droite)

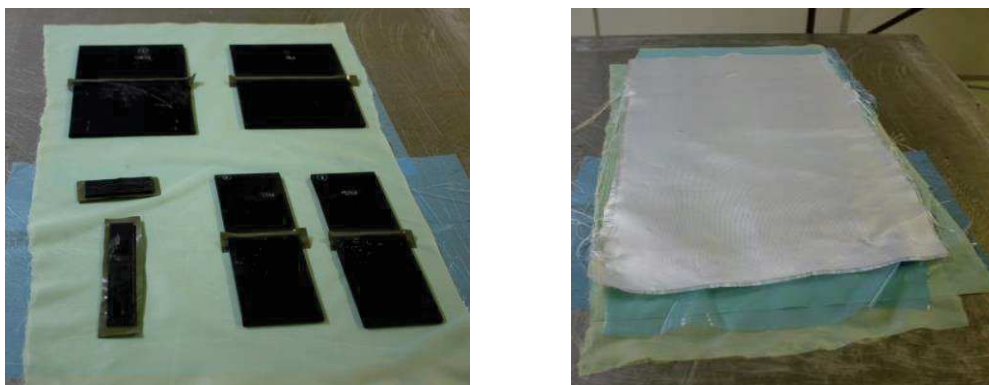


Figure 41 : Mise en place des plaques pour la cuisson du film adhésif Redux 322

On place l'ensemble de la superposition sur une plaque d'aluminium, on rajoute le tapis chauffant sous le tissu de drainage (Figure 40, Figure 41). En effet, il est important que le tapis chauffant soit assez proche de la pièce à cuire tout en s'assurant que la résine n'entre pas en contact avec ce dernier et que la bâche ne brûle pas à cause de son contact. Ensuite, on place les connecteurs permettant de faire le vide sous la bâche puis on fixe cette dernière à l'aide d'un mastic garantissant son étanchéité (Figure 42).

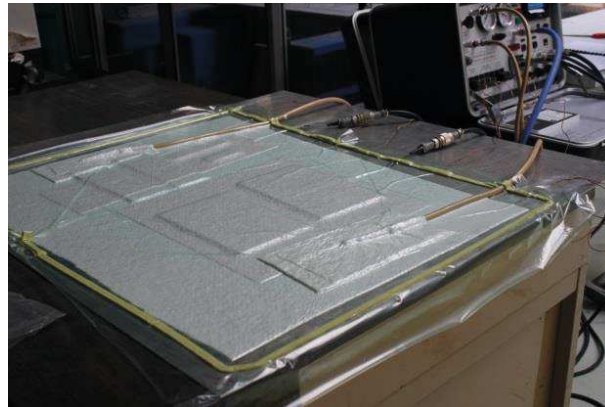


Figure 42 : Mise en place finale avant polymérisation du film adhésif

Il est alors possible de définir le cycle de cuisson. La température de cuisson du film adhésif Redux 322 préconisée par le fournisseur est de 175 °C [Hexcel-2], comme explicité précédemment. Cependant il est ici associé à un matériau dont la température de polymérisation préconisée est de 120°C.

Le cycle de polymérisation alors utilisé pour polymériser le film de colle consiste ici en une première partie de cycle caractérisée par un premier palier à 120 °C. Une descente à la température ambiante est ensuite effectuée. Enfin, un recuit à 150 °C est ensuite réalisé, avec une durée plus importante pour le plateau que ce qui est préconisé pour une polymérisation à 175 °C, afin de pallier ce problème et de terminer la polymérisation du film adhésif (Figure 43). Des thermocouples de surveillance et de sécurité sont mis en place pour le suivi de la cuisson, permettant également de vérifier l'homogénéité de la température dans les pièces.

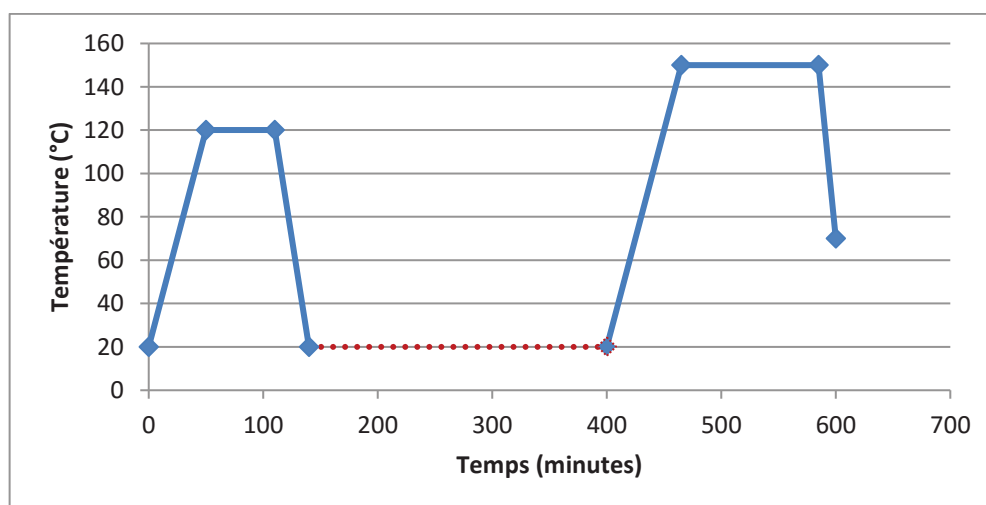


Figure 43 : Cycle de polymérisation du film adhésif Redux 322

Une fois la polymérisation terminée, on procède à une dernière découpe afin d'obtenir des éprouvettes finales de dimensions 200 mm x 30 mm. On obtient grâce à cette étape 12 éprouvettes, 4 pour chaque longueur de marche (Figure 44).

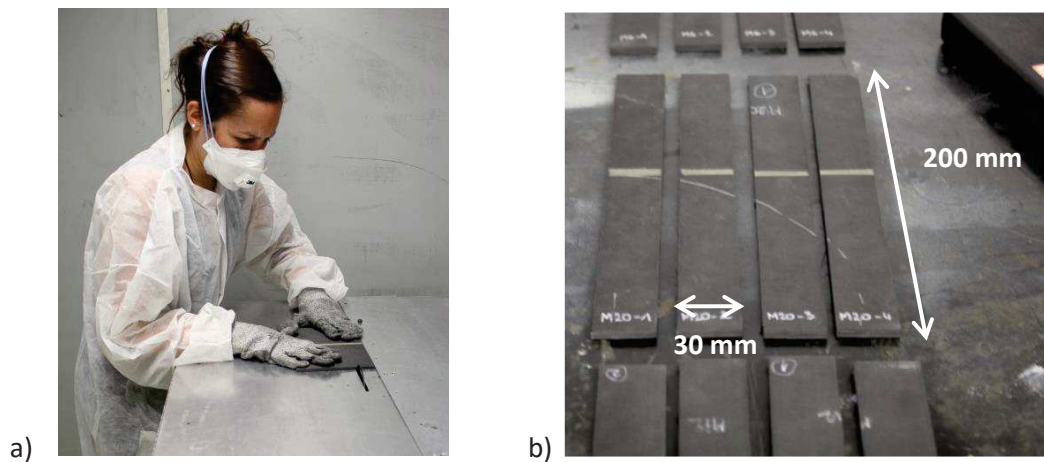


Figure 44 : Découpe finale des éprouvettes avec a) phase de découpe en cours et b) vue globale des éprouvettes simple marche assemblées par collage

Tout au long des étapes majeures de la fabrication de ces éprouvettes, des mesures ont été effectuées : après l'usinage, la rugosité a été étudiée, puis avant et après le collage, des mesures générales concernant les pièces et le film adhésif ont été réalisées.

3. Etude de la rugosité et autres mesures

Comme évoqué précédemment, avant même d'envisager le collage des pièces composites, il est nécessaire de prendre du temps pour effectuer quelques mesures afin de nous assurer que l'usinage s'est bien déroulé et que l'épaisseur souhaitée (moitié des plis + moitié de l'épaisseur du joint de colle) a bien été retirée.

De plus, des mesures de la rugosité de la surface usinée sont effectuées dans le but de comparer l'état de surface en fonction des procédés d'usinage, puis des mesures concernant la géométrie globale des éprouvettes finales sont faites. Cela permet d'alimenter le modèle numérique, présenté dans le chapitre suivant, en données géométriques proches des valeurs réelles, qui peuvent être différentes des valeurs espérées, appelées dans la suite du document valeurs nominales.

3.1. Mesure de la rugosité après usinage

L'état de surface est primordial afin d'assurer la bonne tenue du joint de colle, qui est au centre du transfert des sollicitations entre la structure à réparer et le patch de réparation.

La rugosité concerne les défauts micro géométriques de la surface et quatre paramètres sont mesurés dans cette étude (Figure 45) :

- R_a : écart moyen arithmétique du profil (moyenne des valeurs absolues des écarts entre le profil et une ligne moyenne de ce profil),
- R_p : profondeur moyenne de rugosité (moyenne arithmétique des valeurs de l'ordonnée y de tous les points du profil sur la longueur de base),
- R_t : rugosité totale (somme du pic maximal et du creux maximal observés),
- R_v : profondeur maximale de creux.

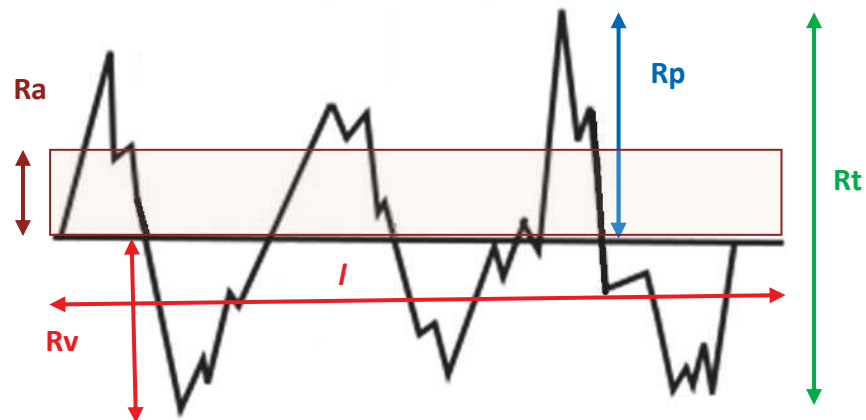


Figure 45 : Paramètres de rugosité sur une longueur l

Il existe un critère « classique » de R_a de $0,8 \mu\text{m}$ (classe N6), mais des études ont mis en évidence l'existence d'un seuil de rugosité lors d'un usinage de matériaux composites. En effet, ce phénomène s'explique par les arrachements lors de la coupe et dépend donc du couple outil/matière utilisé [Chaudron, 2011].

La rugosité de la zone usinée est mesurée dans un pli orienté à 0° (pli numéro 8 au niveau duquel se termine l'usinage) avant la découpe des plaques à l'aide d'un rugosimètre (Figure 46). Cinq zones d'étude sont étudiées dont les deux bords des plaques (n°4 et n°5 sur la Figure 47). Les orientations mesurées sont 0° , 90° et $\pm 45^\circ$ pour obtenir un maximum d'informations.

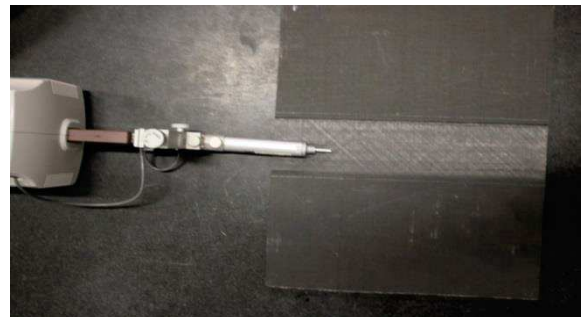
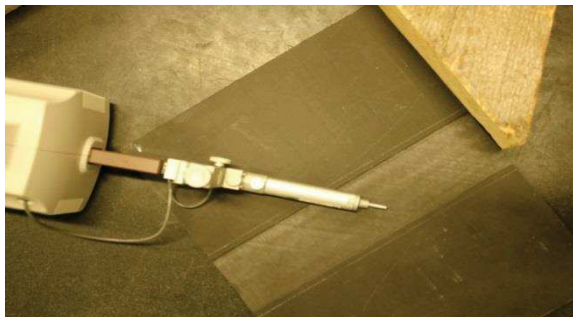


Figure 46 : Mesure de la rugosité sur la surface usinée dans deux directions avec 45° (gauche) et 90° (droite)

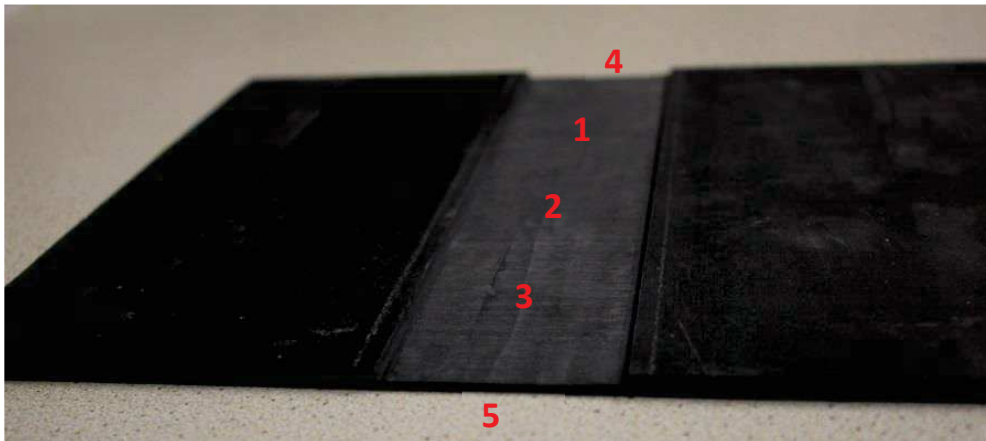


Figure 47 : Zones pour les mesures de la rugosité de la surface usinée

Les Tableau 3 et Tableau 4 regroupent les différents paramètres de rugosité mesurés pour chacune des deux plaques :

Tableau 3 : Valeurs de la rugosité pour la première plaque usinée

PLAQUE 1														
	Orientation 90°			Orientation 0°			Orientation +45°			Orientation -45°			Bords	
(μm)	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	4	5
Ra	3,3	6,4	3,0	2,8	2,6	2,95	5,4	4,7	3,8	6,8	3,3	4,3	3,7	2,7
Rp	10,4	16,1	10,7	7,6	11,7	10,7	17,1	12,5	11,3	19,8	9,4	11,4	15,9	7,6
Rv	13,6	21,8	13,6	10,3	9,0	22,2	21,7	14,6	14,2	18,6	10,5	18,4	11,1	7,8
Rt	24,0	37,9	24,3	17,9	20,8	32,9	38,8	27,1	25,6	38,4	19,8	29,8	26,9	15,4

Tableau 4 : Valeurs de la rugosité pour la deuxième plaque usinée

PLAQUE 2														
	Orientation 90° épreuve			Orientation 0° épreuve			Orientation +45° épreuve			Orientation -45° épreuve			Bords	
(μm)	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	4	5
Ra	3,2	3,2	3,6	3,1	2,9	3,1	4,4	4,1	3,5	3,0	3,6	3,7	4,4	3,5
Rp	11,9	8,8	10,9	8,1	9,7	9,9	12,7	22,2	12,0	9,8	12,0	13,0	14,1	8,5
Rv	10,0	12,9	15,4	9,2	8,0	12,6	17,4	15,7	12,1	8,8	15,0	11,0	15,2	14,3
Rt	21,9	21,6	26,3	17,3	17,7	22,5	30,1	37,9	24,0	18,6	27,0	24,0	29,3	22,8

On remarque que les deux plaques montrent des paramètres de rugosité très similaires pour les Ra et Rp. Cela permet d'en déduire que l'usinage manuel a permis d'obtenir un état de surface plutôt identique, même si cela n'est pas surprenant compte tenu que ces deux paramètres sont des valeurs moyennes. Cependant, en regardant les valeurs des bords, il est possible de noter que les valeurs de

Rp passent du simple au double, permettant d'en conclure que les passes manuelles de la meule ne permettent pas forcément d'obtenir une qualité d'usinage identique en bord de plaque.

De même, il est possible de remarquer que les valeurs de l'ensemble des paramètres sont toujours plus élevées pour les orientations de mesure orientées à $\pm 45^\circ$ par rapport aux fibres du pli mesuré, ce qui paraît tout à fait logique puisque lors de l'usinage manuel, les passes ont pour la plupart été effectuées selon des orientations longitudinales et transversales à l'orientation du pli à 0° .

Ces valeurs sont comparées avec un autre type d'usinage dans le chapitre V. Néanmoins, d'autres mesures ont encore besoin d'être effectuées afin d'avoir des valeurs réelles permettant une modélisation numérique de la réparation aussi proche que possible d'une situation représentative.

3.2. Autres mesures et géométries finales des éprouvettes après réparation

Avant l'étape du collage, plusieurs mesures d'épaisseurs des marches usinées sont effectuées à l'aide d'un micromètre, dans le but de vérifier que l'usinage a permis d'être dans le pli moyen de la structure composite.

Pour la longueur de marche de 20 mm, des mesures sont faites en deux endroits : là où la marche se termine (bas) et là où la marche commence (haut). Le tableau suivant (Tableau 5) montre les épaisseurs obtenues pour chaque plaque usinée.

Tableau 5 : Mesures de l'épaisseur des marches

	M6 (1)	M6 (2)	M12 (1)	M12 (2)	M12 (3)	M12(4)	M20 (1)	M20 (2)	
Gauche	2,29	2,74	2,50	2,63	2,56	2,68	2,61	2,45	Haut
							2,59	2,41	Bas
Milieu	2,54	2,57	2,59	2,70	2,55	2,66	2,56	2,63	Haut
							2,49	2,63	Bas
Droit	2,59	2,39	2,66	2,68	2,57	2,60	2,41	2,69	Haut
							2,32	2,66	Bas
Ecart type	0,2	0,2	0,1	0,03	0,01	0,04	0,1	0,1	

Il est à noter que l'écart type est relativement faible et que les mesures d'épaisseurs sont similaires, excepté pour les plus petites longueurs de marches. En effet, les résultats ci-dessus laissent à penser que les marches présentent une pente, ce qui peut être expliqué par une variabilité importante au niveau de l'épaisseur de chaque pli composite. Malgré cela, il est possible de conclure à un bon déroulement de l'usinage manuel, et grâce à cela, une constance dans l'épaisseur enlevée.

Une fois les plaques collées, cuites et découpées, des mesures sur chaque éprouvette sont effectuées. L'épaisseur et la largeur de chaque éprouvette sont mesurées, en trois points pour l'épaisseur, dont la zone de collage, et des deux côtés pour la largeur (Figure 48).

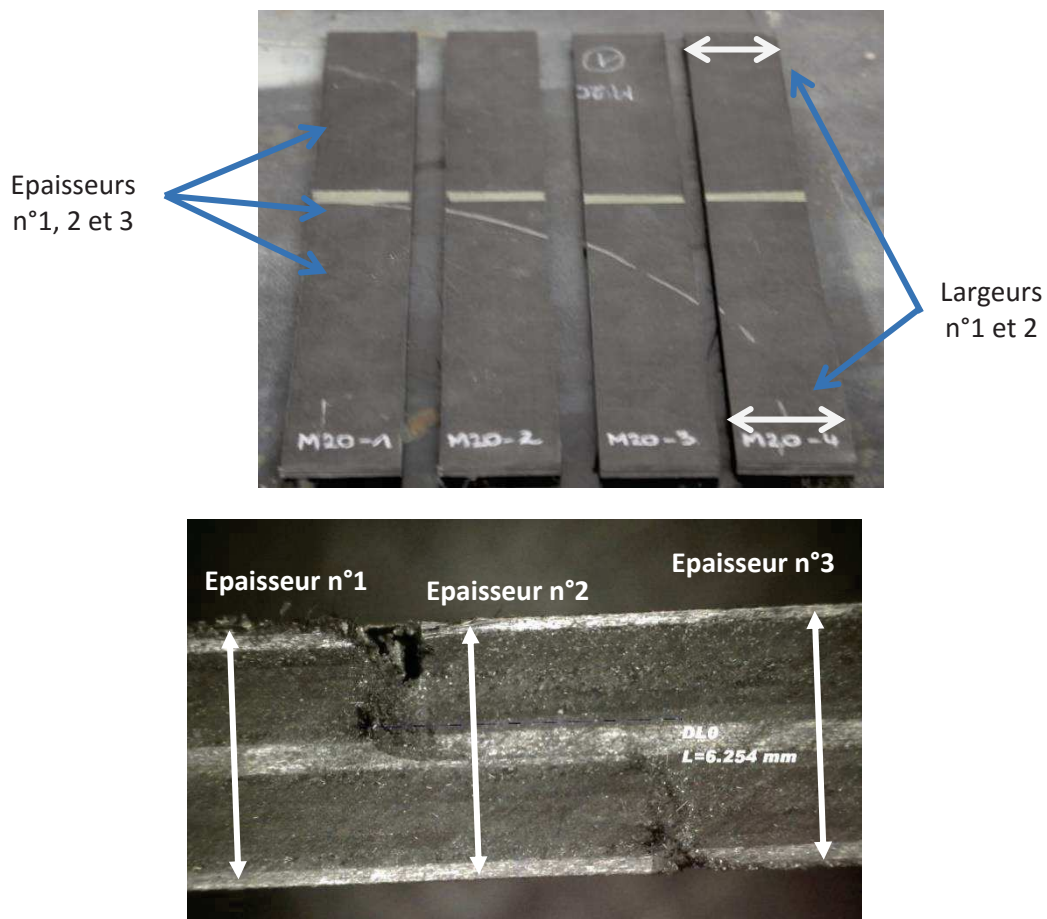


Figure 48 : Mesure de l'épaisseur (haut et bas) et de la largeur (haut) des éprouvettes

Le Tableau 6 permet de visualiser les différentes mesures d'épaisseur et de largeur pour les douze éprouvettes fabriquées :

Tableau 6 : Mesures de l'épaisseur et de la largeur de chaque éprouvette

	Largeurs (mm)		Epaisseurs (mm)		
	n° 1	n°2	n° 1	n° 2	n° 3
M6-1	30,13	30,34	4,86	5,06	4,82
M6-2	30,05	30,23	4,83	5,03	4,9
M6-3	30,05	29,99	4,85	5,08	4,85
M6-4	29,74	30,15	4,86	5,06	4,83
M12-1	30,09	30,19	4,85	5,34	4,86
M12-2	30,24	30,3	4,85	5,26	4,82
M12-3	30,19	30,17	4,88	5,32	4,87
M12-4	30,24	30,3	4,85	5,3	4,89
M20-1	30,24	30,22	4,8	5,2	4,84
M20-2	30,32	30,23	4,82	5,25	4,85
M20-3	30,05	30,19	4,8	5,2	4,83
M20-4	30,3	30,3	4,82	5,18	4,85
Ecart-type	0,13		0,31		

En termes de largeur, la découpe a permis d'obtenir des dimensions constantes sur l'ensemble des éprouvettes. Néanmoins, au niveau de l'épaisseur, on remarque que la zone de collage est affectée par l'usinage et le joint de colle. En effet, on compte entre 0,4 et 0,5 mm de différence d'épaisseur dans cette zone entre les zones courantes (mesures n°1 et n°3) et la zone de collage plus épaisse (mesure n°2). Cela peut être expliqué par un « mauvais emboîtement » des deux plaques servant à créer la réparation, par exemple par le fait que la marche usinée puisse être légèrement moins profonde que désiré, ce qui fait se soulever une plaque par rapport à l'autre durant la cuisson sous vide.

L'évaluation du collage est rendue possible grâce à une étude par microscope digital. Cela est primordial pour savoir si la longueur de marche nominale fixée est respectée. On rappelle que ces longueurs ont des valeurs nominales de 6 mm, 12 mm et 20 mm. Le Tableau 7 suivant regroupe l'ensemble des longueurs de marches réelles pour chaque éprouvette.

Tableau 7 : Longueurs réelles mesurées par microscopie digitale

Eprouvette	Longueur totale du collage (mm)	Moyenne du jeu de collage (mm)	Longueur réelle de la marche (mm)	Moyenne des longueurs de marche (mm)
M6-1	4,883	1,726	3,157	3,57
M6-2	5,538	1,846	3,692	
M6-3	5,787	1,815	3,972	
M6-4	5,528	2,083	3,445	
M12-1	8,627	1,381	7,246	7,96
M12-2	9,548	1,792	7,756	
M12-3	9,73	1,5	8,23	
M12-4	10,652	2,03	8,622	
M20-1	16,198	1,41	14,788	14,91
M20-2	16,466	1,637	14,829	
M20-3	16,644	1,863	14,781	
M20-4	16,405	1,155	15,25	

Il existe une grande différence entre les valeurs visées et les valeurs réelles et la figure suivante (Figure 49) permet de comprendre l'origine de ce phénomène.

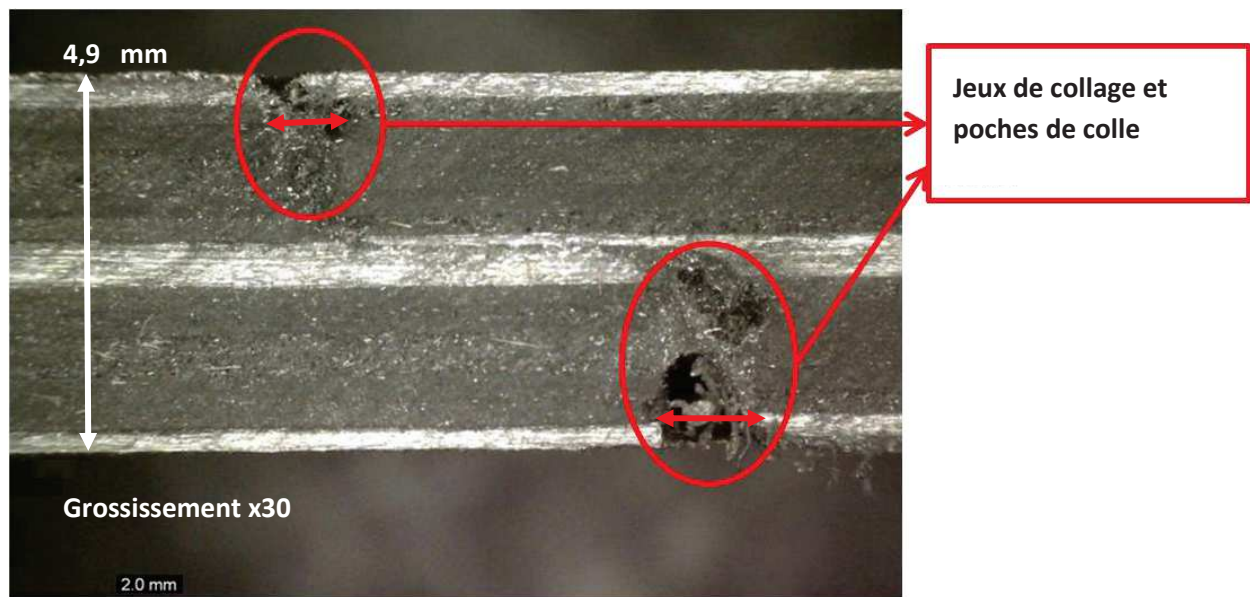


Figure 49 : Microscopie digitale du collage de la réparation (epr. M6-2)

Lors de la cuisson, les plaques sont libres de se déplacer dans la direction de leur longueur, afin de leur laisser la possibilité de glisser pour se coller parfaitement l'une sur l'autre et éviter que les congés en fond de marche conduisent à un collage imparfait. Cette forme arrondie des extrémités de ces plaques usinées est étroitement liée au rayon de la meule utilisée lors de l'usinage manuel. C'est au niveau de ces extrémités que des poches de colle mais également des jeux de collage sont apparus. De manière générale, le décalage est similaire pour chaque éprouvette, soit entre 1 mm et 2,5 mm de chaque côté. Le Tableau 20 permet de reprendre les valeurs globales de la réparation. Les valeurs moyennes mesurées alimenteront la modélisation numérique présentée dans le chapitre III.

Tableau 8 : Valeurs globales de la réparation entre théorie et réalité

	Grandeurs visées (mm)	Valeurs moyennes mesurées (mm)
Longueur de marche	6	3,57 ($\pm 0,35$)
	12	7,96 ($\pm 0,59$)
	20	14,91 ($\pm 0,23$)
Longueur du jeu de collage	1	0,9 ($\pm 0,2$)
Epaisseur des plis composite	0,31	0,31 ($\pm 0,01$)
Epaisseur du joint de colle	0,1	0,1 ($\pm 0,02$)
Largeur	30	30,2 ($\pm 0,1$)

Le tableau précédent recense les valeurs nominales et mesurées qui nous seront utiles lors de la modélisation numérique abordée dans le chapitre III. Toutes les mesures ayant été effectuées afin d'obtenir un maximum d'informations, il est désormais possible de mettre en place les essais mécaniques pour étudier la rupture des éprouvettes, et particulièrement du film de colle.

4. Essais mécaniques

4.1. Essais avec sollicitations en cisaillement

4.1.1. Montage expérimental

Les essais de cisaillement du joint collé sont effectués sur une machine de traction INSTRON®, à laquelle nous avons rajouté des mors hydrauliques, du fait des dimensions des éprouvettes (Figure 50). Un extensomètre est également ajouté au niveau de la zone réparée afin de mesurer la déformation moyenne sur une longueur de 50 mm, centrée sur la marche de réparation.

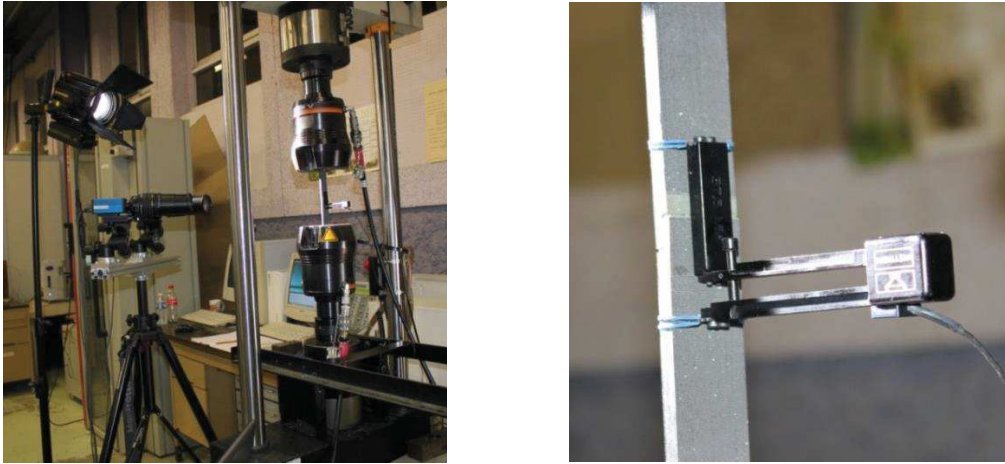


Figure 50 : Mise en place des essais de traction avec à gauche : le montage expérimental, et à droite : l'extensomètre

La machine sollicite l'éprouvette en traction dans le sens de sa longueur, faisant apparaître des contraintes de cisaillement sur la longueur de la marche, comme c'est le cas lors d'un essai « Lap Shear Test » évoqué en début de chapitre. Les éprouvettes sont sollicitées jusqu'à la rupture du joint de colle et les résultats expérimentaux sont présentés dans la section suivante.

4.1.2. Résultats expérimentaux

Les essais mécaniques ayant entraîné la rupture des éprouvettes, il est possible de visualiser cette dernière à l'œil nu, comme sur la Figure 51.

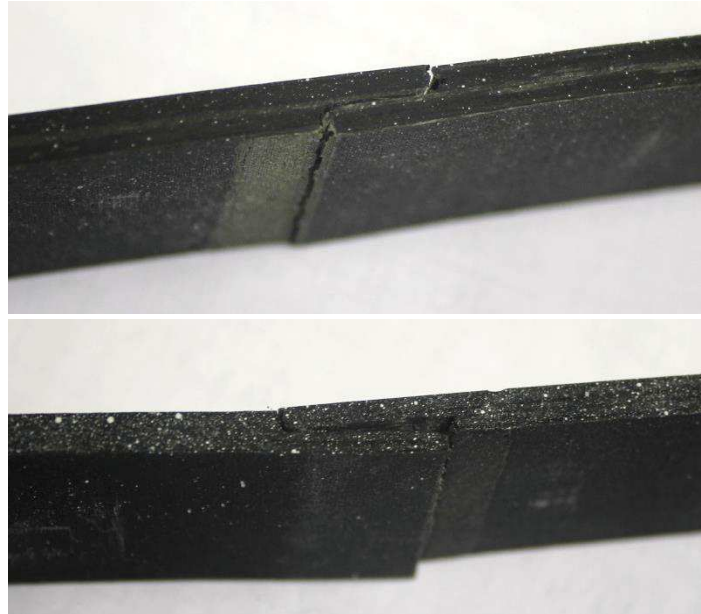


Figure 51 : Rupture de deux éprouvettes de longueur de marche nominale 12 mm (haut) et 20 mm (bas)

La Figure 52 montre que la rupture est une rupture cohésive, par la présence de film adhésif des deux côtés du collage. Cela démontre que la rupture vient du joint de colle et non du procédé de réparation. Il s'agit d'un résultat assez encourageant puisque l'étude présentée dans ce document de thèse porte sur la rupture du film adhésif lors d'un collage de réparation.

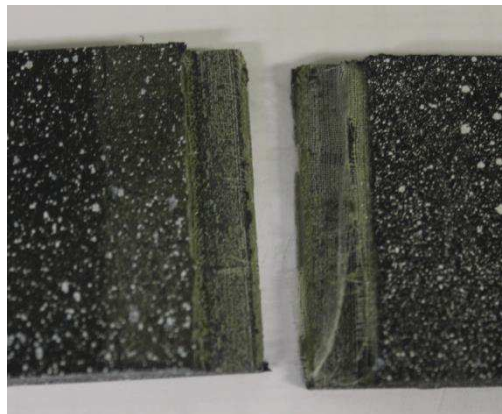


Figure 52 : Rupture cohésive du joint de colle

Le Tableau 9 recense les résultats expérimentaux de l'ensemble des essais de traction à rupture des douze éprouvettes : les déplacements, les chargements et la déformation moyenne grâce à l'extensomètre.

Tableau 9 : Résultats expérimentaux des essais de traction à rupture

	Déplacement (mm)	Chargement (N)	Moyenne (N)	Déformation (10 ⁻⁶)
M6-1	0,21	3278	4180	1132
M6-2	0,22	3985		1590
M6-3	0,27	4716		1755
M6-4	0,28	4740		1608
M12-1	0,72	9405	9018	3020
M12-2	0,53	7931		2744
M12-3	0,99	9320		3113
M12-4	0,52	9416		3101
M20-2	0,46	6808	8681	3119
M20-3	0,59	10020		3697
M20-4	0,78	9216		3418

On remarque une tendance proportionnelle entre la longueur de marche nominale 6 mm et 12 mm mais cette tendance ne se confirme pas pour les éprouvettes de longueur nominale de 20 mm. A l'aide de la formule classique suivante, il est possible de calculer les contraintes à rupture :

Equation 7.
$$\tau = \frac{T}{S}$$

Ici τ est la contrainte à rupture, T représente le chargement à rupture et S est la surface de collage réelle. Ces contraintes sont regroupées dans le Tableau 10 suivant, et seront comparées aux valeurs issues de la modélisation numérique présentées dans le chapitre III.

Tableau 10 : Contraintes à rupture pour l'ensemble des éprouvettes de traction

	Longueur de marche (mm)	Surface de collage (mm²)	Chargement (N)	Contrainte (MPa)	Contrainte moyenne (MPa)
M6-1	3,157	94,71	3278	34,61	39,01
M6-2	3,692	110,76	3985	35,98	
M6-3	3,972	119,16	4716	39,58	
M6-4	3,445	103,35	4740	45,86	
M12-1	7,246	217,38	9405	43,27	37,88
M12-2	7,756	232,68	7931	34,09	
M12-3	8,23	246,9	9320	37,75	
M12-4	8,622	258,66	9416	36,4	
M20-2	14,829	444,87	6808	15,3	19,35
M20-3	14,781	443,43	10020	22,6	
M20-4	15,25	457,5	9216	20,14	

Cette fois encore, on remarque que les contraintes moyennes des longueurs de marche nominales 6 mm et 12 mm sont similaires alors que la contrainte à rupture est divisée par deux dans le cas de la longueur visée de 20 mm. Cependant, il est possible d'observer que pour les éprouvettes M6-4 et M12-1 les valeurs de contraintes à rupture sont au-dessus des valeurs communes.

Cela peut être expliqué par un meilleur collage des deux parties de la réparation, où les plaques n'auraient pas autant glissé que les autres. D'une certaine manière, il se pourrait que ces deux éprouvettes aient été au milieu des plaques avant découpage, permettant de ne pas être trop influencées par les effets de bords lors de la réparation sous vide. Il est également probable qu'au lieu d'un jeu de collage, les bords de la réparation aient été remplis de film adhésif, créant une poche de colle renforçant la réparation.

De plus dans le chapitre III, on s'efforce de rechercher un critère de rupture cohérent pour chaque longueur de marche mais cette étude ici présente permet d'éliminer un critère de rupture de contrainte moyenne pour les raisons citées précédemment.

La présence de l'extensomètre a également permis d'étudier le comportement mécanique du joint de collage pour chaque éprouvette. Les Figure 53, Figure 54 et Figure 55 regroupent les chargements de l'ensemble des éprouvettes en fonction de la déformation moyenne.

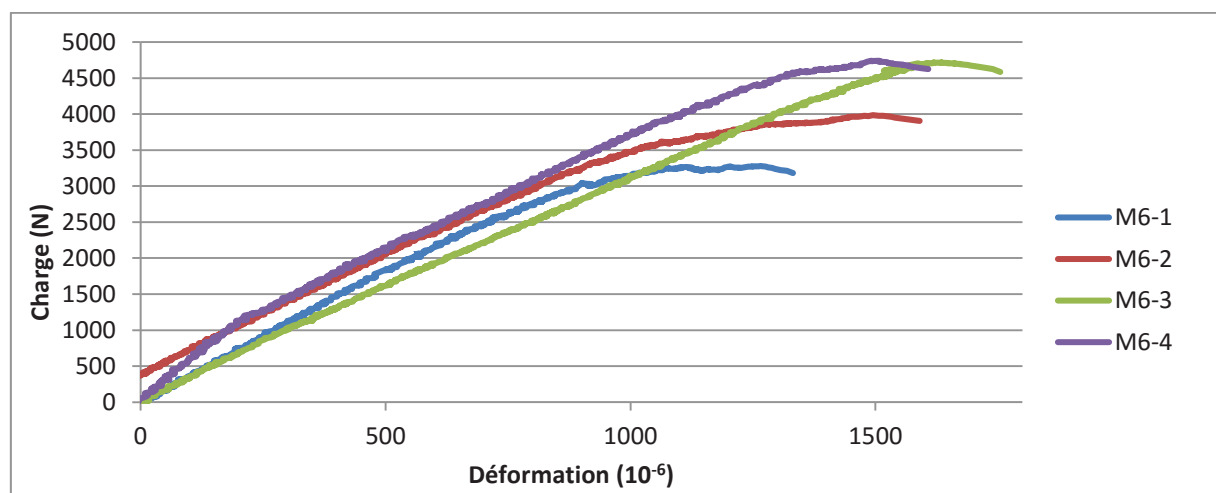


Figure 53 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 6 mm

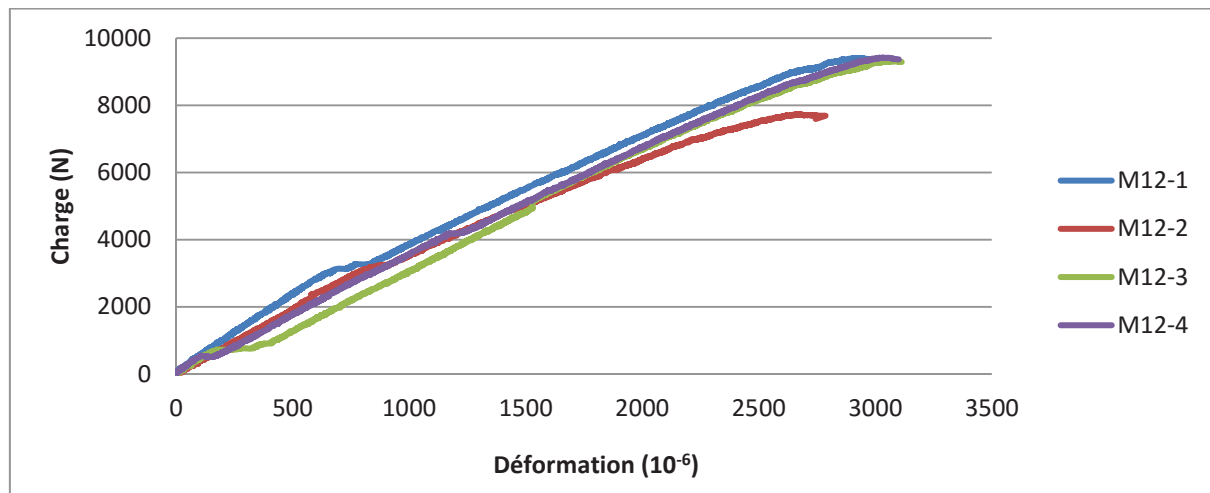


Figure 54 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 12 mm

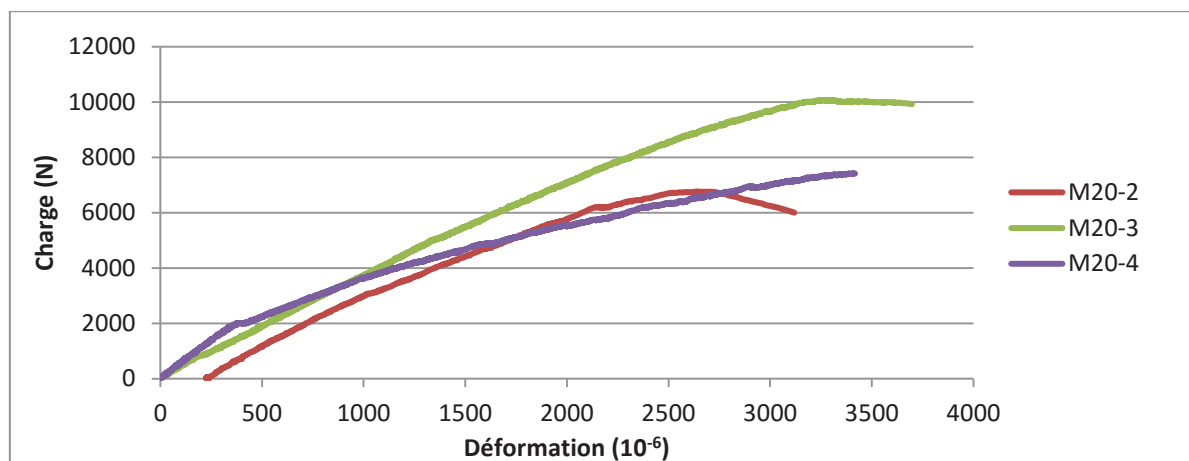


Figure 55 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 20 mm

On observe une forte déformation élastique pour l'ensemble des éprouvettes, exceptée la dernière éprouvette de longueur de marche visée 20 mm. De la même manière, la déformation plastique est relativement faible. Un comportement élastique sera donc à prendre en compte pour le film adhésif dans la modélisation numérique en première approximation.

Si les essais permettant de solliciter le joint de colle en cisaillement ont abouti à des résultats qui sont utilisés dans la modélisation numérique, des essais sollicitant l'interface collée à la fois en pelage et en cisaillement (mixtes) doivent également être mis en place afin d'obtenir davantage de renseignements.

4.2. Essais avec sollicitations mixtes pelage/cisaillement

Pour les essais dits « mixtes », de nouvelles éprouvettes ont été fabriquées mais les mesures effectuées de rugosité et de longueur de marche ne seront pas présentées dans ce manuscrit de thèse.

Les valeurs de longueurs de marche réelles présentées dans cette section sont les valeurs identifiées par la même démarche que celle décrite de la section précédente.

4.2.1. Montage expérimental

Tout comme les essais de sollicitations en cisaillement, les essais « mixtes » sont réalisés sur une machine de traction INSTRON®.

Trois rouleaux sont placés de part et d'autre de l'éprouvette, comme l'indique la figure suivante (Figure 56). Le rouleau central est placé à 30 mm au-dessus du centre du collage et les deux autres rouleaux sont placés à 30 mm du rouleau central, sous l'éprouvette. Ainsi, la zone de collage est comprise entre un rouleau inférieur et le rouleau central.

Afin que cette zone de réparation soit au plus proche des rouleaux, tout en restant hors de ces derniers, une longueur de 30 mm entre deux rouleaux a été choisie. En effet, la longueur visée maximale étant 20 mm, l'espacement de 5mm de chaque côté permet à la zone de collage d'être sollicitée un maximum.

De même, le sens de l'éprouvette a également son importance. Dans la figure suivante, la force étant appliquée sur le rouleau supérieur, il est attendu à ce que la zone entourée soit sollicitée en pelage, c'est-à-dire que le film adhésif est censé « s'arracher » et provoquer une ouverture.

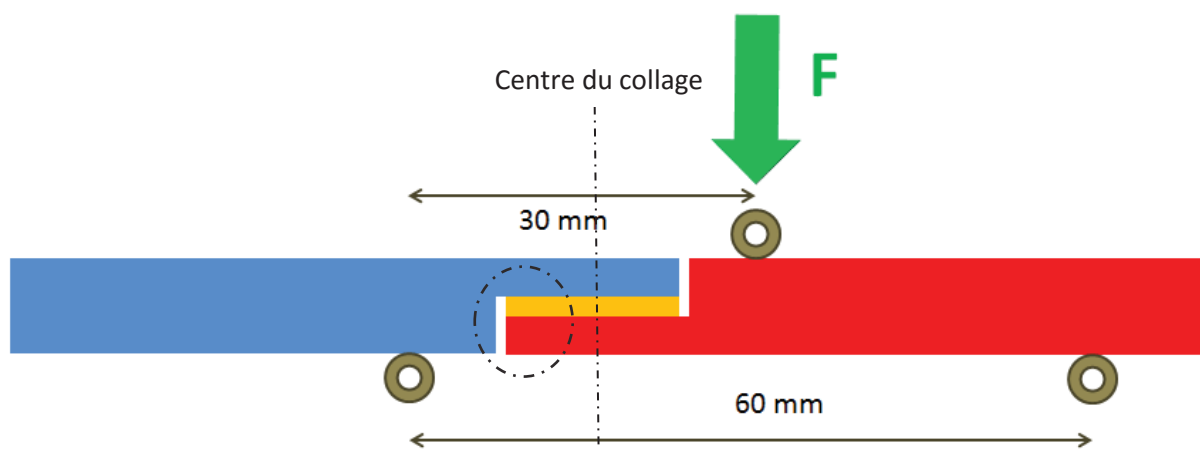


Figure 56 : Montage expérimental des essais de sollicitations mixtes

Le rouleau central est déplacé verticalement (Figure 57), de façon perpendiculaire à la longueur de l'éprouvette, jusqu'à la rupture de cette dernière.



Figure 57 : Disposition du montage de l'essai de flexion trois points

Les résultats expérimentaux pour l'ensemble des douze éprouvettes sont présentés dans la section suivante.

4.2.2. Résultats expérimentaux

Les Figure 58 et Figure 59 représentent la rupture de deux éprouvettes de deux longueurs de marche nominales différentes. Il est possible d'observer que la rupture a lieu dans la zone de collage, et plus particulièrement dans le film adhésif.

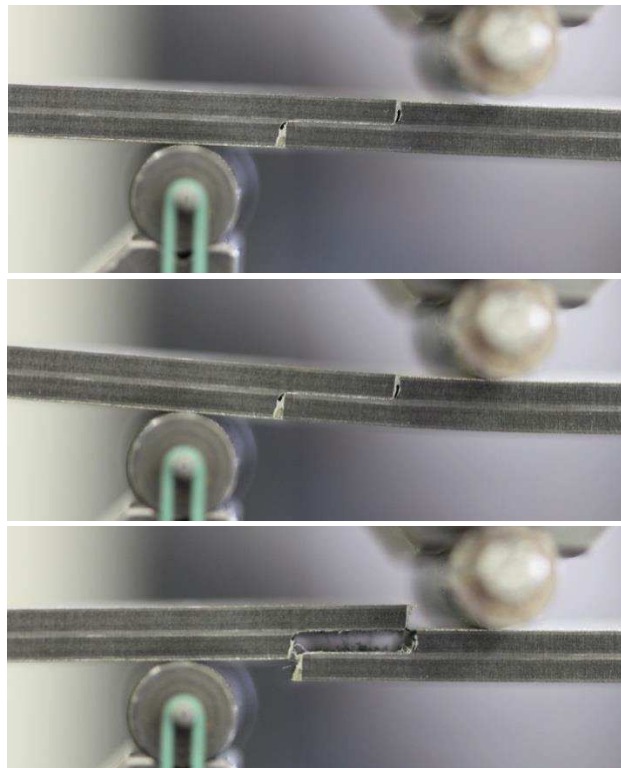


Figure 58 : Rupture d'une éprouvette de longueur de marche nominale 12 mm

La Figure 59 montre bien la sollicitation en pelage sur le côté gauche de la zone de collage tout en sollicitant le côté droite en compression. Ce phénomène sera à étudier dans le chapitre III lors de la modélisation numérique.

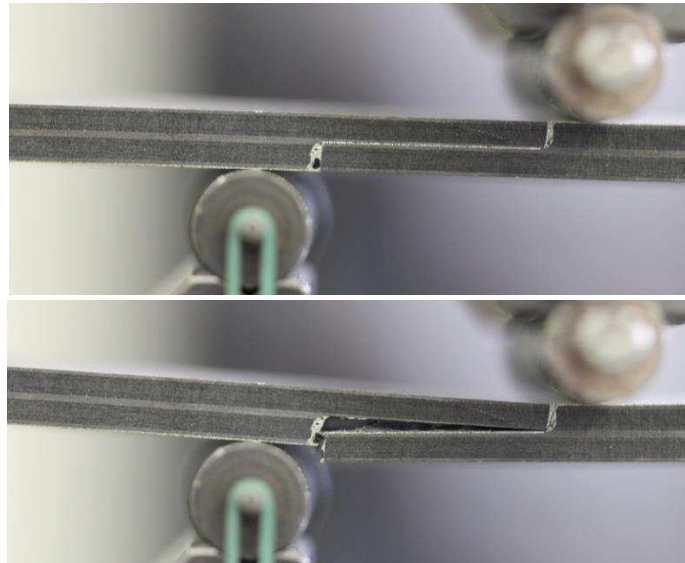


Figure 59 : Rupture d'une éprouvette de longueur de marche nominale 20 mm

Le Tableau 11 suivant regroupe les résultats de déplacement et chargement à rupture des essais de flexion :

Tableau 11 : Résultats expérimentaux des essais de flexion à rupture

	Déplacement (mm)	Chargement (N)	Moyenne (N)
M6-1	0,46	626,7	709,7
M6-2	0,46	603,5	
M6-3	0,99	809,5	
M6-4	0,59	799	
M12-1	0,88	1854,7	1297,6
M12-2	0,74	1128	
M12-3	0,91	1095,6	
M12-4	0,66	1112,2	
M20-1	0,77	1595,4	1725,6
M20-2	2,31	1924,2	
M20-3	0,87	1623,1	
M20-4	0,93	1759,6	

On peut remarquer une légère proportionnalité entre les trois longueurs de marche visées, même si les déplacements pour l'ensemble des éprouvettes n'ont pas de réelle cohérence les uns par rapport aux autres.

Le tableau 12 réunit les contraintes à rupture, calculées de la même manière que dans la section précédente. Il est possible d'observer une concordance entre les contraintes moyennes des longueurs de marche nominales de 6 mm et 12 mm. Cependant, la contrainte moyenne pour une longueur visée de 20 mm est deux fois inférieure aux deux autres, ce qui était déjà le cas pour les essais de traction.

Tableau 12: Contraintes à rupture pour l'ensemble des éprouvettes de flexion

	Longueur de marche (mm)	Surface de collage (mm²)	Chargement (N)	Contrainte (MPa)	Contrainte moyenne (MPa)
M6-1	3,157	94,71	626,7	6,62	6,65
M6-2	3,692	110,76	603,5	5,45	
M6-3	3,972	119,16	809,5	6,79	
M6-4	3,445	103,35	799	7,73	
M12-1	7,246	217,38	1854,7	8,53	5,53
M12-2	7,756	232,68	1128	4,85	
M12-3	8,23	246,9	1095,6	4,44	
M12-4	8,622	258,66	1112,2	4,3	
M20-1	14,788	443,64	1595,4	3,6	3,86
M20-2	14,829	444,87	1924,2	4,33	
M20-3	14,781	443,43	1623,1	3,66	
M20-4	15,25	457,5	1759,6	3,85	

De la même manière que pour les essais de sollicitations en cisaillement, il est possible de remarquer que l'éprouvette M12-1 a une valeur au-dessus des trois autres. Les mêmes raisons évoquées précédemment peuvent être rappelées : un meilleur collage des deux parties de la réparation ou encore une poche de colle renforçant cette dernière. Ce phénomène particulier de la diminution de la contrainte moyenne à rupture est à considérer lors de la modélisation numérique et est étudiée dans le chapitre III.

5. Conclusion intermédiaire

Afin d'obtenir quelques informations minimales sur la tenue mécanique d'un joint de colle dans une situation de réparation de « step-lap », ou escalier, des éprouvettes de faibles dimensions, 200 mm x 30 mm, ont été fabriquées à partir d'une plaque de grande dimension issue d'une étude sur les variabilités. Une étape d'usinage manuelle, à l'aide d'une meule, a précédé une étape de collage afin de créer la marche unique représentant le type de réparation.

Le collage de réparation a été réalisé grâce à une valise de polymérisation, système utilisée dans l'industrie aéronautique pour des réparations sur site. Néanmoins, la microscopie digitale a permis de mettre en évidence un glissement des deux plaques pendant la cuisson, créant des jeux et des poches de collage. Ces derniers ont été mesurés et seront à prendre en compte dans la modélisation numérique présentée ultérieurement. D'autres mesures ont également permis d'obtenir les longueurs réelles de marches, assez différentes des longueurs de marche visées. Ces valeurs alimenteront la modélisation numérique présentée dans le chapitre III suivant.

A l'issue de la fabrication et des différentes mesures et études de rugosité, les essais mécaniques, afin de solliciter la réparation en cisaillement et en mode mixte, ont été mis en place. Ces essais sont réalisés grâce à une machine de traction INSTRON® et l'état de la rupture des éprouvettes démontrent d'une rupture de type cohésif. De plus, pour les essais en cisaillement, les chargements à rupture sont proportionnels à la longueur des marches pour les deux premières longueurs de marche nominales (6 mm et 12mm) mais stagnent à partir de la valeur nominale de 12mm. Le calcul de contrainte, à partir de ces chargements à rupture, ont permis de confirmer cette observation.

Quant aux essais de sollicitations en mode mixte, les chargements sont relativement proportionnels à la longueur de marche pour les trois longueurs de marches visées mais les contraintes calculées, bien que similaires pour les longueurs nominales de 6 mm et 12 mm, montrent une différence avec la plus grande longueur de marche.

Tous les résultats provenant de cette étude expérimentale serviront à alimenter la modélisation numérique présentée dans le chapitre III, permettant ou non de valider une stratégie de modélisation et de trouver des caractéristiques à rupture pour le film adhésif dans des conditions réelles de réparation en « step-lap » ou escalier.

6. Références bibliographiques du chapitre II

[Aeroform] http://www.aeroform-france.fr/Valise_de_reparationbca.html

[Airbus, 2006] Airbus, "Structural Repair Manual A330", *Technical Data Support and Services*, 2006.

[Bretton, 2005] Bretton, C., Villoutreix, G., « Techniques de l'Ingénieur : famille d'adhésifs et caractérisation d'un collage structural", N 1650.

[Chaudron, 2011] Chaudron G., « *Les aspects mécaniques de l'usinage des composites* », présentation au GDR Week 2011, Saint-Etienne, 2011

[Collombet, 2013] Collombet F., et al. « *Added value of technological evaluators for structural repair characterization: MITE Toolbox* », Conférence SEICO13 – Sampe Europe 34th International Conference & Forum, Paris (France), 2013

[Davila, 2015] Davila Y., « *Etude multi-échelle du couplage matériau-procédé pour l'identification et la modélisation des variabilités au sein d'une structure composite* », Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier, 27-01-2015

[Hexcel-1] http://www.hexcel.com/resources/dataSheets/prepreg-data-sheets/M10R_eu.pdf

[Hexcel-2] http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Adhesives-Data-Sheets/322_eu.pdf

[Katnam, 2013] Katnam, K.B., L.F.M. Da Silva, and T.M. Young. "Bonded Repair of Composite Aircraft Structures: A Review of Scientific Challenges and Opportunities." *Progress in Aerospace Sciences* 61 (2013): 26–42.

[Leitfaden] http://leitfaden.klebstoffe.com/english/index.php?section=6_16

7. Liste des figures et des tableaux du chapitre II

Figure 31 : Géométrie de la déformation après l'essai avec : (à gauche) expérimental, (à droite) numérique	54
Figure 32: Marche elliptique d'un évaluateur par rapport à la direction de sollicitation	68
Figure 34 : Essai de Lap-Shear Test, cf. site internet [Leitfaden]	70
Figure 35 : Schéma d'une éprouvette présentant une marche unique pour représenter la réparation en escalier.....	71
Figure 36 : Mise en place des guides et de la plaque pour l'usinage	71
Figure 37 : Dimensions finales des plaques après usinage	72
Figure 38 : Stratégie de découpe des éprouvettes en fonction des longueurs de marches avec a) deux plaques après usinage et b) et c) les découpes effectuées sur ces deux plaques usinées	72
Figure 39 : Valise de polymérisation servant à la cuisson du film adhésif	73
Figure 40 : Etapes de la superposition des tissus pour la cuisson du film adhésif.....	74
Figure 41 : Mise en place du film adhésif sur les demi-plaques 20 mm (gauche) et 6 mm (droite).....	74
Figure 42 : Mise en place des plaques pour la cuisson du film adhésif Redux 322.....	74
Figure 43 : Mise en place finale avant polymérisation du film adhésif.....	75
Figure 44 : Cycle de polymérisation du film adhésif Redux 322	75
Figure 45 : Découpe finale des éprouvettes avec a) phase de découpe en cours et b) vue globale des éprouvettes simple marche assemblées par collage	76
Figure 46 : Paramètres de rugosité sur une longueur l	77
Figure 47 : Mesure de la rugosité sur la surface usinée dans deux directions avec 45° (gauche) et 90° (droite).....	77
Figure 48 : Zones pour les mesures de la rugosité de la surface usinée	78
Figure 49 : Mesure de l'épaisseur (haut et bas) et de la largeur (haut) des éprouvettes.....	80
Figure 50 : Microscopie digitale du collage de la réparation (epr. M6-2)	82
Figure 51 : Mise en place des essais de traction avec à gauche : le montage expérimental, et à droite : l'extensomètre	83
Figure 52 : Rupture de deux éprouvettes de longueur de marche nominale 12 mm (haut) et 20 mm (bas).....	84
Figure 53 : Rupture cohésive du joint de colle	84
Figure 54 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 6 mm	86
Figure 55 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 12 mm.....	87
Figure 56 : Déformation et charge à rupture en fonction des éprouvettes de longueur nominale 20 mm.....	87
Figure 57 : Montage expérimental des essais de sollicitations mixtes	88
Figure 58 : Disposition du montage de l'essai de flexion trois points	89
Figure 59 : Rupture d'une éprouvette de longueur de marche nominale 12 mm	89

Tableau 1 : Propriétés du matériau parent M10.1/38%/UD300/CHS.....	69
Tableau 2 : Propriétés du film adhésif Redux 322.....	70
Tableau 3 : Valeurs de la rugosité pour la première plaque usinée.....	78
Tableau 4 : Valeurs de la rugosité pour la deuxième plaque usinée.....	78
Tableau 5 : Mesures de l'épaisseur des marches.....	79
Tableau 6 : Mesures de l'épaisseur et de la largeur de chaque éprouvette.....	80
Tableau 7 : Longueurs réelles mesurées par microscopie digitale	81
Tableau 8 : Valeurs globales de la réparation entre théorie et réalité	82
Tableau 9 : Résultats expérimentaux des essais de traction à rupture	85
Tableau 10 : Contraintes à rupture pour l'ensemble des éprouvettes de traction	85
Tableau 11 : Résultats expérimentaux des essais de flexion à rupture	90
Tableau 12: Contraintes à rupture pour l'ensemble des éprouvettes de flexion	91

Chapitre III : Modélisation et étude numérique de la rupture d'une réparation en « step-lap »

1. Intentions et contexte de l'étude

L'étude expérimentale présentée dans le Chapitre II a permis d'obtenir des informations sur la rupture de l'interface collée, ainsi que sur le collage de manière générale. En effet, les longueurs de marche mesurées et les valeurs de chargement à rupture de chaque éprouvette sont des variables qu'il faudra prendre en compte lors de la modélisation numérique.

Cette première étape de modélisation numérique doit permettre de mettre en place une stratégie de modélisation qui soit légère en temps de calcul tout en étant robuste. Il est important de rappeler que dans la littérature, les études numériques sont exclusivement réalisées en 3D, ce qui est impossible dans le cadre de ce manuscrit de thèse, de par la grande dimension de l'évaluateur technologique sur lequel nous souhaitons travailler. Les détails de ce dernier seront explicités dans le chapitre suivant.

Ainsi, la modélisation numérique étant au cœur de la conception numérique de l'évaluateur technologique, elle devra supporter des centaines d'itérations menant à une cinématique idéale. Les choix associés à cette modélisation sont donc importants et sont détaillés dans la suite du document.

L'étude numérique se décompose alors comme suit : définir nos choix de modélisation, du modèle général en passant par la définition de chaque partie de la pièce réparée aux conditions aux limites permettant de valider les types d'essais étudiés dans le chapitre précédent. Ensuite, les résultats numériques, déplacements et diverses contraintes, sont présentés puis discutés, afin de permettre la validation ou non de la stratégie de modélisation.

Enfin, une étude portant sur des critères de rupture, nous menant à un choix d'indicateur de rupture pour l'optimisation de la cinématique de l'évaluateur, ainsi que sur la sensibilité du maillage, est présentée à la fin de ce chapitre, avant d'adapter cette stratégie de modélisation à un cas d'une réparation à 20 marches, permettant de parfaire la conception de l'évaluateur, mais également le critère de rupture.

2. Choix de modélisation

2.1. Modèle général

Les choix de modélisation sont menés en fonction des informations numériques souhaitées. Etudiant la rupture du joint de colle, avec le décollement du patch dans le cas de l'évaluateur technologique, il est nécessaire d'obtenir un maximum d'informations sur les contraintes à rupture dans le plan et hors plan du film de colle. De la même manière, pour les parties composites, on ne s'intéressera, lors de la

conception numérique de l'évaluateur technologique de réparation, qu'aux contraintes dans le plan pour être certain que la partie saine, mais également le patch, ne cassent pas.

Ainsi, par rapport aux informations désirées, les parties composites (ou substrats) sont modélisés en tant qu'éléments coques composite 2D tandis que le film adhésif est représenté en tant qu'éléments volumiques 3D. Le progiciel utilisé pour la modélisation numérique est Samcef® Finite Element. La Figure 60 suivante représente la modélisation effectuée avec les choix précisés précédemment :

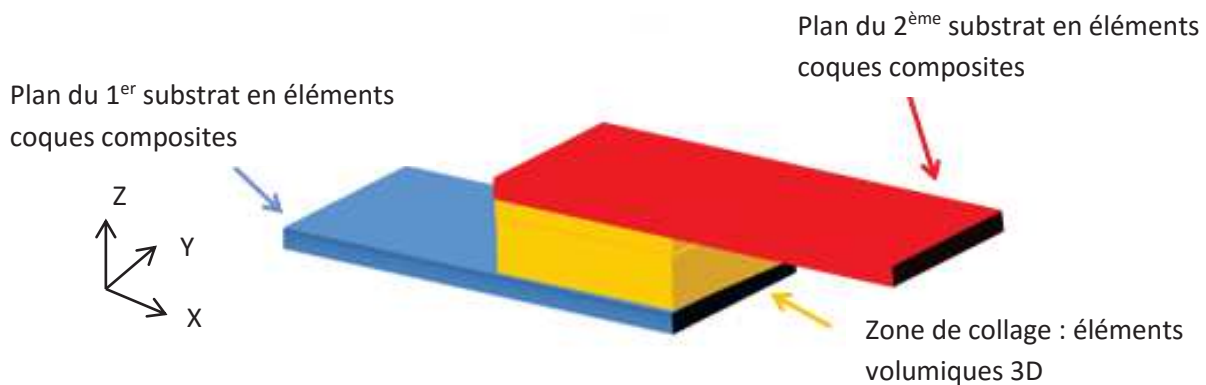


Figure 60 : Modélisation d'une réparation à marche unique (échelle non représentative)

Cette proposition de modélisation amène donc à situer les éléments coques représentant les deux substrats composites au niveau du plan géométrique de contact avec la colle. Cette colle est de faible épaisseur ($\approx 0,1$ mm), mais ce choix de modélisation entraîne donc un décalage entre le plan de création des éléments représentant les parties composites et le plan moyen théorique de ces mêmes parties.

Ainsi, il est alors nécessaire, à ce stade, de préciser au logiciel de calcul l'écart entre le plan de création des éléments coques composite et le plan contenant la fibre neutre de chaque partie du substrat. De plus, cette phase de relocalisation de la fibre neutre des substrats permet d'inclure dans la modélisation les jeux présents en bout de zone de collage.

En effet, sur ces petites zones, évaluées dans le chapitre précédent à 1 mm de part et d'autre de la colle, on va imposer une stratification qui correspond à l'épaisseur du substrat dans la zone de collage, et un décalage de la fibre neutre correspondant à la réalité. La Figure 61 représente ce choix de modélisation dans le cas des éprouvettes de cisaillement présentées au chapitre précédent.

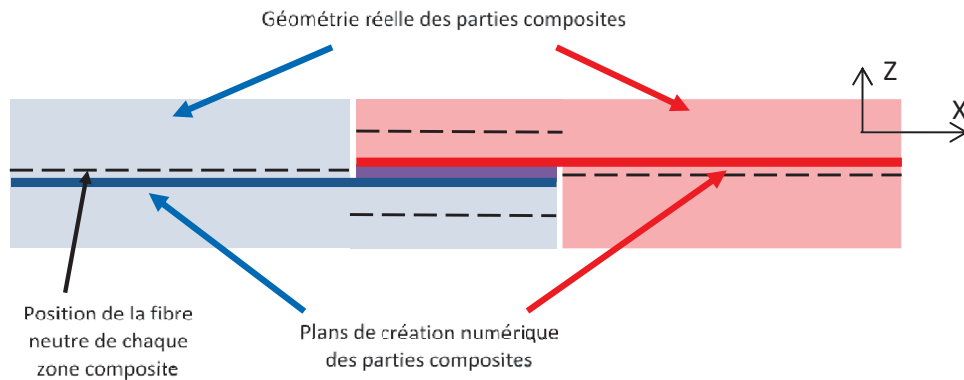


Figure 61 : Excentration des fibres neutres

A ce stade, la modélisation proposée rend possible la représentation des deux essais simples présentés dans le chapitre précédent. Cela doit permettre d’obtenir une analyse du comportement à rupture de la colle et de valider le fait que cette modélisation légère puisse fournir quelques informations utiles.

Une adaptation de cette stratégie de modélisation au cas de structures composites réparées avec une interface de réparation multi-marches est proposée dans la suite du chapitre. Il est notamment question de discuter la difficulté de relier ensemble les différentes parties des substrats, qui sont, comme nous venons de le présenter, modélisées dans le plan géométrique réel de contact avec l’interface de colle.

Toutefois, dans un premier temps, nous restons sur l’étude des éprouvettes présentant une seule marche usinée, servant d’interface de réparation. Pour cela, nous appliquons cette stratégie aux deux essais présentés plus tôt. Pour la représentation de ces deux essais, il a été défini les quelques paramètres de départ suivants, qui sont ensuite discutés lors d’une procédure d’analyse de sensibilité à la taille des mailles, notamment dans la zone de l’interface collé :

Le maillage est défini comme suit :

- 30 éléments dans la longueur des parties « saines », c’est-à-dire des mailles d’environ 3 mm de long,
- 10 éléments dans la largeur de la pièce, soit 3 mm de longueur de maille dans cette direction,
- 1 élément pour chaque jeu de collage, soit 1 mm par maille,
- De 3 à 20 éléments dans la longueur de la marche (étude de sensibilité présentée en section 5), c’est-à-dire des longueurs de mailles comprises entre 0,2 et 7 mm.

Le choix de ces valeurs est principalement dicté par la volonté de maintenir des rapports longueur/largeur raisonnables pour chaque maille (ratio jusqu’à environ 4). La stratégie de modélisation étant mise en place, il est nécessaire de définir les conditions aux limites pour chaque type d’essai.

2.2. Conditions aux limites

Avant de lancer toute analyse, il est primordial de vérifier les conditions aux limites des deux essais dits « élémentaires » que nous souhaitons étudier. Ces dernières permettent de cadrer le type d'essai souhaité, de telle manière que la pièce modélisée aura le même comportement que si on testait cette dernière expérimentalement. Dans le document de thèse présenté ici, les deux essais mis en place et étudiés présentent un cas de sollicitations en cisaillement « quasi pur » et un cas de sollicitations mixtes pelage/cisaillement.

2.2.1. Essai avec sollicitations en cisaillement « quasi pur »

Pour l'essai présentant un cas de sollicitation en cisaillement, effectué et présenté dans le Chapitre II, la machine sollicite l'éprouvette dans la longueur, faisant apparaître ces contraintes de cisaillement dans le plan de la marche de réparation (Figure 62).

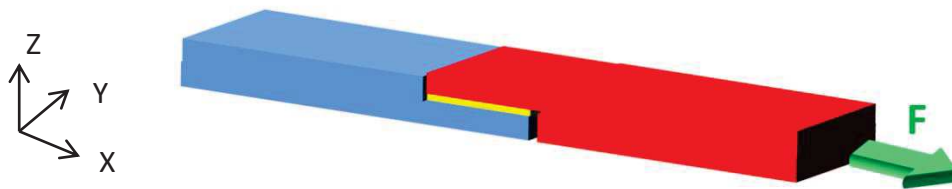


Figure 62 : Essai avec sollicitations en cisaillement mis en place dans le Chapitre II

Pour définir les conditions aux limites associées à cet essai, on crée un encastrement sur la dernière ligne d'une extrémité de l'éprouvette. Les déplacements et les rotations sont donc inhibés sur cette partie de pièce, afin de simuler la tenue de la pièce dans un mors. De l'autre côté, un nœud maître, qui pilote le déplacement de la dernière ligne de l'autre extrémité non encastree, est défini. Le chargement à rupture mesuré lors de la partie expérimentale est mis en place sur ce nœud maître.

L'essai de traction a fait apparaître un comportement quasi linéaire sur la courbe « charge/déplacement », nous laissant l'opportunité de piloter au choix en force comme en déplacement. En revanche, il est apparu par l'expérience que les déplacements enregistrés par la machine de traction, qui sont les déplacements pilotés au niveau du vérin électrique de la machine, ne sont pas assez fiables et représentatifs pour servir de référence valable. En effet, ils prennent en compte l'intégralité des déformations de toute la chaîne de mise en sollicitation, et sont surestimés par rapport aux déplacements au niveau des extrémités de l'éprouvette.

Ainsi, il a donc été décidé de piloter la modélisation par une force appliquée à une extrémité, et non par un déplacement. Cette dernière correspondra alors à l'effort maximal avant rupture mesuré lors des différents essais mécaniques.

Le fait d'imposer cette force sur un unique nœud maître, qui répartit ensuite cette force sur les nœuds esclaves, permet de s'assurer que l'on applique le bon niveau d'effort sur l'éprouvette numérique. Cela permet de ne pas se soucier de la part d'effort à appliquer à chaque nœud de la ligne supérieure, et ce, sans dépendance aux nombres d'éléments dans la largeur. Il est également à noter que la ligne

contenant les nœuds esclaves est bloquée en déplacements hors plan (suivant Z), et en rotation autour de l'axe transverse (autour de Y), dans le but de simuler la tenue de la pièce dans le mors mobile (Figure 63).

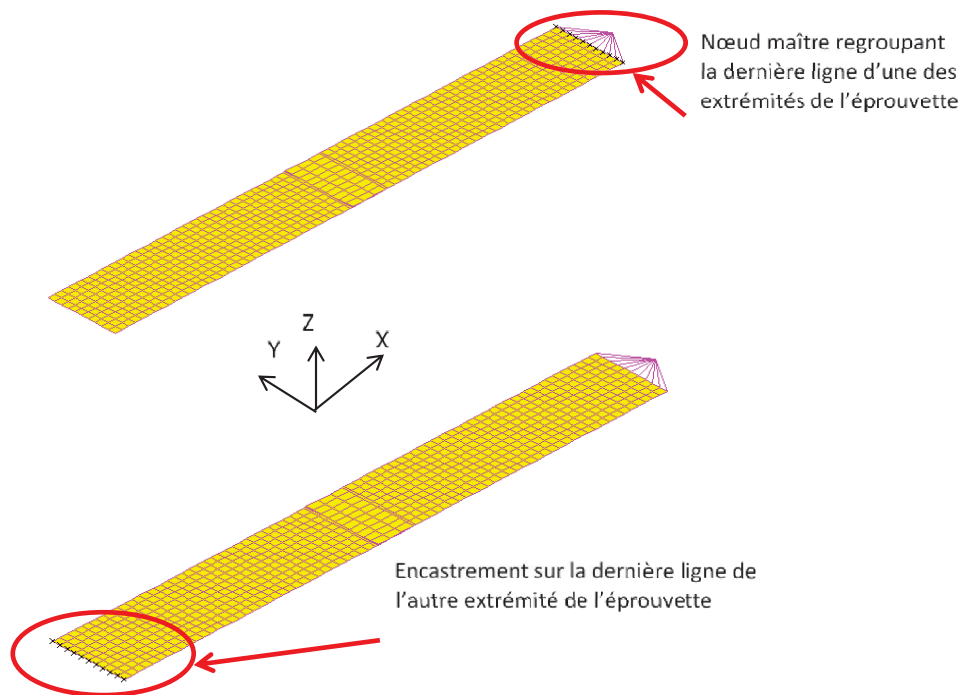


Figure 63 : Conditions aux limites pour l'essai de sollicitation en cisaillement

Il est également important de remarquer qu'il a été choisi ici de modéliser les éprouvettes dans toute leur longueur. On aurait effectivement pu être tenté de ne modéliser que quelques centimètres de part et d'autre de la zone de collage. Cependant, des couplages traction-flexion sont attendus dans cet essai numérique, de par la dissymétrie du système au niveau du film adhésif, et notamment au niveau des petits jeux constatés aux extrémités de la zone de collage. Pour cette raison, les éprouvettes sont entièrement modélisées depuis l'extrémité des mors de la machine.

Désormais, la définition du modèle numérique pour l'essai avec des cas de sollicitations en cisaillement quasi « pur » est terminée, il est alors possible de lancer le calcul de comportement mécanique sous chargement de traction par éléments finis. Les résultats numériques sont rendus disponibles en section 3. Néanmoins, les conditions aux limites sont encore différentes pour le deuxième essai mis en place dans le Chapitre II.

2.2.2. Essai avec sollicitations mixte pelage/cisaillement

Pour l'essai permettant de mettre en avant un chargement mixte de contraintes de cisaillement et de pelage, il faut modéliser les conditions aux limites induites par les trois rouleaux permettant l'application de la flexion, comme le montre la figure suivante (Figure 64).

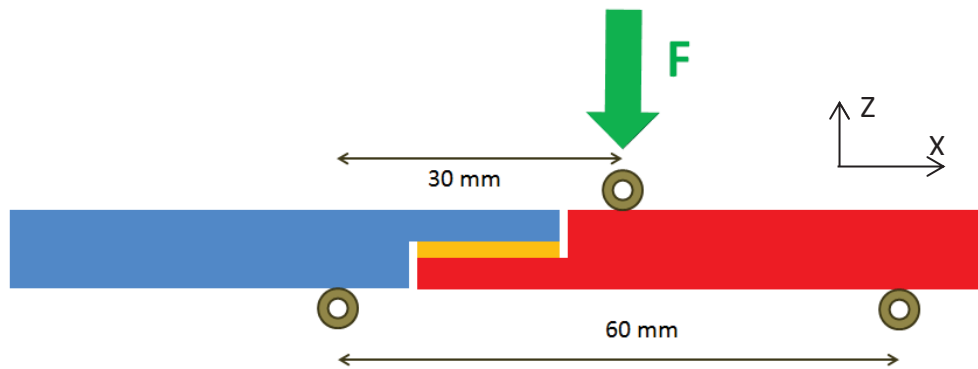


Figure 64 : Essai de flexion mis en place dans le Chapitre II

Ainsi, il est nécessaire de sélectionner trois lignes de nœuds qui vont correspondre à la zone de contact entre la pièce et les rouleaux. Les deux lignes sous la pièce représentent les deux rouleaux sur lesquels repose la pièce. Leurs déplacements et leurs rotations sont donc contraints, comme s'il était question d'une liaison linéaire. On bloque en effet à ce niveau-là les déplacements verticaux de tous les points des lignes représentant les rouleaux d'appui.

La ligne centrale se situant sur la pièce représente le rouleau qui se déplace jusqu'à rupture de l'éprouvette. C'est pour cela qu'un chargement est imposé, celui menant à la rupture expérimentalement. Néanmoins, afin de s'affranchir du nombre de mailles dans la ligne décrite ici, un nœud maître, ayant pour esclave cette dernière, a été créé. Le chargement à rupture est donc défini sur ce nœud particulier.

De la même manière que pour l'essai précédent, la linéarité de la courbe force-déplacements ainsi que la connaissance expérimentale de l'existence de défauts de mesure des déplacements machine nous conduit à sélectionner un pilotage par une force appliquée sur cette ligne centrale. Afin d'éviter des mouvements de corps rigide, le point central de pilotage est également bloqué en déplacement dans les directions longitudinale (X) et transverse (Y), ainsi qu'en rotation autour de l'axe hors plan (Z).

Les conditions aux limites des deux types d'essais étant mises en place, la modélisation numérique peut être « lancée » et les résultats présentés et discutés. Les résultats numériques permettront également de dégager un critère de rupture en mode mixte qui sera ensuite utilisé dans la conception numérique de l'évaluateur technologique.

3. Résultats numériques

Les résultats de la modélisation numérique présentés dans cette section détaillent les déplacements dans les directions d'intérêt mais également les contraintes pertinentes. Dans un premier temps, les essais de cisaillement « pur » sont analysés, puis un premier critère de rupture est identifié. Ensuite, l'essai de sollicitations mixte pelage/cisaillement est détaillé puis un indicateur de rupture mixte est dégagé à l'aide des informations recueillies.

De plus, il est à noter que les longueurs de marches et les chargements à rupture appliqués dans les modèles sont les valeurs moyennes des résultats expérimentaux présentés dans le Chapitre II pour chaque type d'éprouvettes.

3.1. Essais de sollicitation en cisaillement « pur »

Concernant les essais de sollicitations en cisaillement « pur », les trois longueurs de marche moyennes, leurs contraintes à rupture expérimentales associées ainsi que leurs déplacements expérimentaux sont rappelés dans le tableau suivant (Tableau 13) :

Tableau 13: Rappel des valeurs expérimentales mesurées pour les essais de sollicitation en cisaillement

Longueur de marche moyenne (mm)	Déplacement selon X (mm)	Force à rupture (N)	Contrainte à rupture (MPa)
3,57	0,25	4180	39
7,96	0,69	9018	37,9
14,91	0,61	8681	19,4

Lors de la modélisation numérique, un maillage est défini et les premières études sont menées. Cependant, une étude de sensibilité, présentée dans la section 3.3, est effectuée et le nombre d'éléments dans la longueur de la marche est adapté à cette dernière. Pour l'instant, cette sous-section sur les essais de cisaillement ne présente que les résultats numériques pour des modèles possédant des tailles d'éléments équivalents dans la zone d'intérêt. Dans ce paragraphe, les tailles d'éléments sélectionnées pour la représentation graphique des résultats sont d'environ 1 mm dans la direction de traction.

Les trois figures suivantes (Figure 65, Figure 66, Figure 67) sont les représentations du déplacement selon X pour les trois longueurs de marche. En termes de cartographie, le déplacement semble cohérent, bien qu'en termes de valeur, la modélisation numérique sous-estime celui-ci. Notre proposition de modélisation numérique allégée originale semble donc bien faire transiter correctement les efforts d'un substrat à l'autre.

Les écarts en termes d'amplitude du déplacement maximal semblent principalement induits par une mesure expérimentale des déplacements située trop loin des mors tenant l'éprouvette, comme cela a déjà été signalé. De la même manière, on retrouve cette même sous-estimation du déplacement pour toutes les longueurs de marche. Néanmoins, la similarité du déplacement expérimental pour les longueurs de marche 7,96 mm et 14,91 mm semble se retrouver également d'un point de vue numérique, avec un déplacement commun de 0,29 mm.

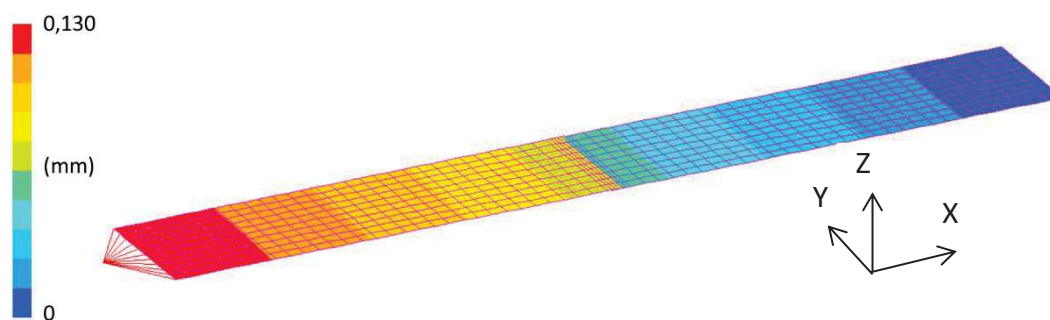


Figure 65 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 3,57 mm (en mm)

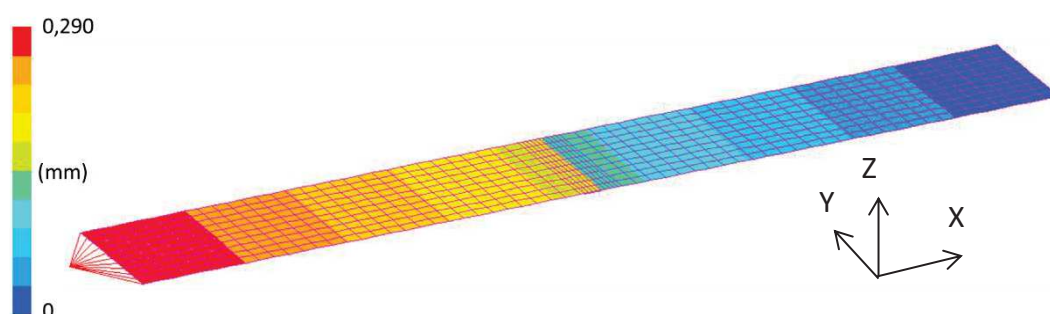


Figure 66 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 7,96 mm (en mm)

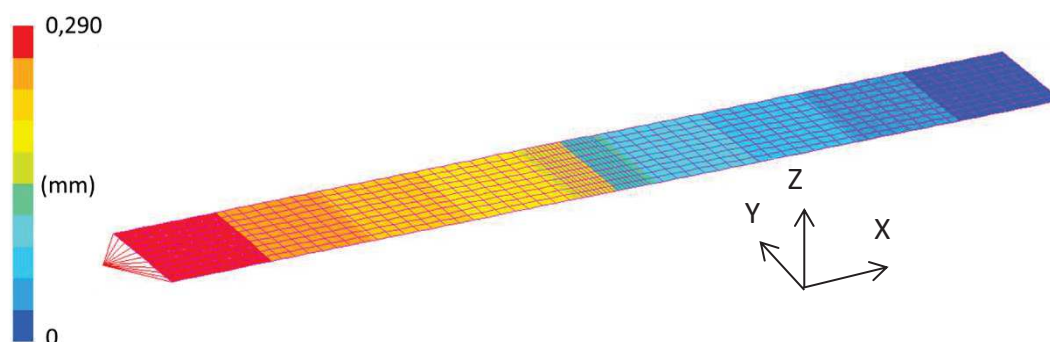


Figure 67 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 14,91 mm (en mm)

La figure suivante (Figure 68) présente une représentation graphique des contraintes de cisaillement τ_{xz} par nœud dans la colle, en regardant l'éprouvette depuis l'axe Z. Cette dernière est coupée pour ne représenter que la zone qui nous intéresse, et l'axe de sollicitation est placé horizontalement. On retrouve le même type de cartographies pour toutes les longueurs de marche, cartographies cohérentes avec la connaissance du comportement de ce type de structure dans la littérature.

La ressemblance entre ces cartographies et des résultats bien connus est par ailleurs rassurante quant au bon comportement mécanique du modèle très léger proposé dans ce chapitre. En effet, on observe une forte concentration de ces contraintes sur les bords de la marche, et une zone au centre avec une

contrainte plus faible. Cette zone centrale peu chargée croît avec l'augmentation de la longueur de la marche.

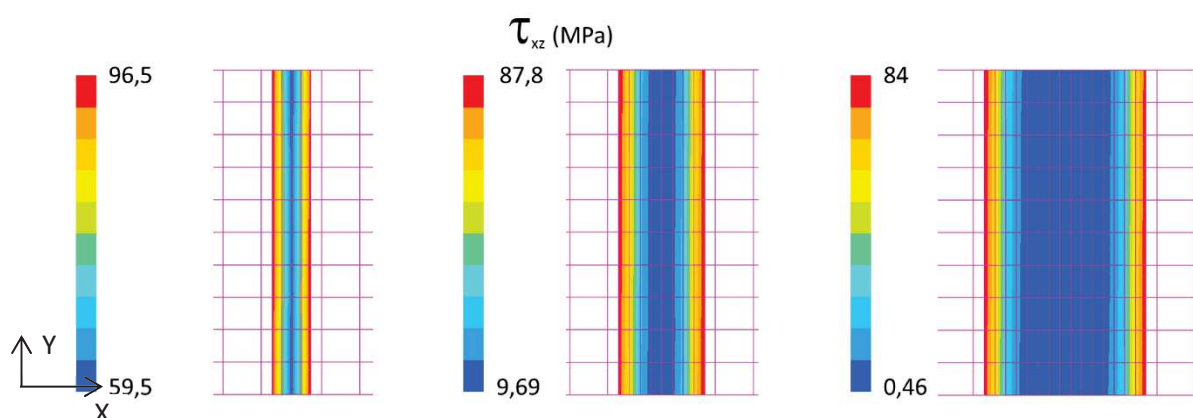


Figure 68 : Contrainte de cisaillement τ_{xz} aux nœuds pour les trois longueurs moyennes de la marche

Bien que seules les contraintes de cisaillement soient présentées pour ce type d'essai, les autres contraintes disponibles ont été dépouillées. Cependant, face à un essai fortement orienté cisaillement, nous avons bien retrouvé des valeurs négligeables face aux contraintes τ_{xz} présentées ici.

Il est également observable qu'il n'existe pas de valeur maximale commune à toutes les longueurs de marches, mais que toutes les valeurs maximales sont tout de même du même ordre de grandeur. Cela pourrait nous permettre de d'introduire un critère de rupture en contrainte maximum. Cependant les études d'influence de la taille des mailles démontrent que ces valeurs sont intimement liées au maillage. La bonne correspondance ici entre les valeurs obtenues est liée au fait que les résultats affichés ici sont tous pour la même longueur de maille. De plus, on peut constater que la différence entre valeurs maximales et minimales est très disparate entre les différentes longueurs de marche.

3.2. Indicateur de rupture en cisaillement pur

Dans la perspective de l'étude du comportement de l'évaluateur technologique face à une cinématique complexe, menant au décollement du patch de réparation, il est nécessaire de mettre en place des indicateurs de rupture. Si pour les parties composites composant l'évaluateur, le choix se porte sur un critère classique de Tsai-Hill, il est nécessaire de trouver un critère correspondant à notre interface collée et ce, dans le cadre de notre type de réparation.

Cela permet de s'assurer de la rupture du joint de colle et donc du patch avant la rupture de la partie saine de l'évaluateur. Les deux types d'essais étudiés, mettant en avant des contraintes de cisaillement quasi-pur et des contraintes mixtes pelage/cisaillement, doivent permettre de dégager des critères mixtes de rupture qui, en les assemblant, déboucheront sur un indicateur mixte de rupture.

Il est important de noter que les critères et indicateurs de rupture présentés dans cette section, mais également dans la section 3.4 suivante, n'ont pas la prétention d'être le plus exact possible, mais de présenter une première estimation de la rupture du joint de colle. En effet, ces indicateurs vont aider

au dépouillement des centaines d'itérations menant au meilleur compromis cinématique/contrainte, et pourront être affinés par la suite.

De plus, ils n'ont pas la prétention d'être universels. Ils sont en effet uniquement destinés à être utilisés avec la modélisation légère proposée dans ce chapitre (mixte coque composite-volumique), avec le type de substrats et de colles utilisés dans cette étude, mais surtout avec la taille des mailles qui sont sélectionnées par la suite, parce que sensibles au maillage (section 3.5).

3.2.1. Critère de rupture en cisaillement issu de la littérature

Après les premiers essais et modélisations du comportement de la colle en cisaillement « pur », un critère de rupture a été dégagé d'après la littérature [Whitney, 1974] :

Equation 8.
$$\bar{\tau}_{ZX} = \frac{1}{d_0} \int_0^{d_0} \tau_{ZX} dx$$

Il s'agit d'un indicateur d'après les travaux de Whitney&Nuismer, qui ont travaillé sur le collage en pente (scarf-lap). Ici, d_0 représente une distance caractéristique qui, d'après leur ouvrage, correspondrait à la longueur de collage. Ainsi, ce critère donne une valeur moyennée de la contrainte de cisaillement sur une longueur caractéristique. Il a été en effet privilégié initialement la recherche d'indicateurs de rupture qui ne soient pas trop sensibles à la taille des mailles.

Pour permettre ce calcul, les valeurs de contraintes de cisaillement dans la longueur de la marche ont été relevées, puis le tableau suivant (Tableau 14) a été créé afin de comparer les résultats des calculs de critère :

Tableau 14 : Calcul du critère de cisaillement d'après Whitney&Nuismer

Nombre d'éléments		20	
Longueur moyenne expérimentale de la marche (mm)	3,57	7,96	14,9
Taille d'un élément (mm)	0,2	0,4	0,7
Critère de cisaillement (MPa)	40,9	41,3	26,6

Ce critère semble correspondre pour les deux premières longueurs de marche mais pour une longueur de marche moyenne de 14,9 mm, la valeur obtenue à rupture chute fortement, ne permettant pas d'utiliser ce critère. Afin de mieux illustrer ce phénomène, l'évolution de la contrainte de cisaillement dans la longueur de la marche est tracée dans la figure suivante (Figure 69) pour chaque longueur. Il est à noter que cette figure est réalisée avec 20 éléments par marches pour les trois longueurs, ce qui explique les écarts sur les valeurs, notamment maximales, avec les valeurs présentées dans la Figure 68. De plus, afin de rendre le tracé compréhensible, le tracé est effectué en fonction de la position dans la largeur adimensionnée, c'est-à-dire en divisant la position par la longueur de chaque marche. Ce choix permet de mieux comparer les formes des évolutions pour les trois longueurs différentes.

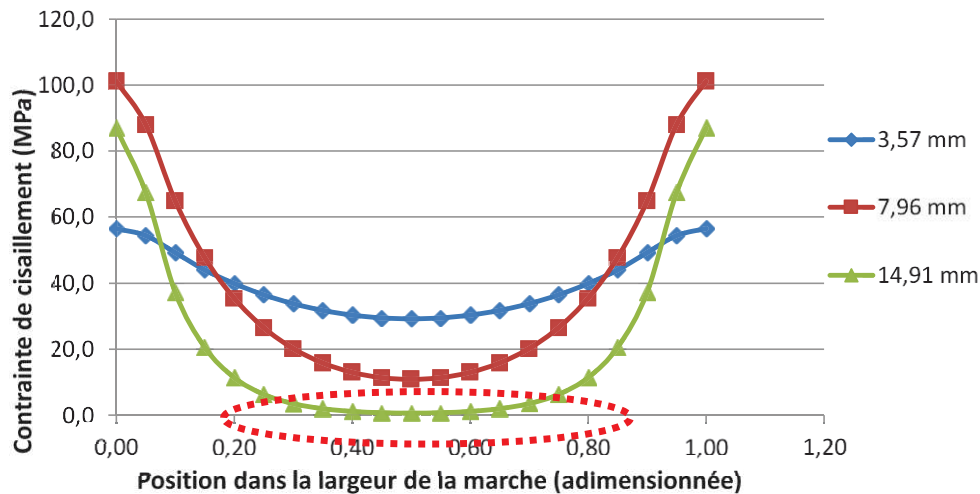


Figure 69 : Evolution de la contrainte de cisaillement aux nœuds dans la longueur de la marche

Pour la plus grande longueur de marche, on observe une zone où la contrainte de cisaillement semble nulle ou quasi-nulle, faisant chuter le critère associé à cette dernière. Cette région est nommée « zone non chargée » et va permettre la redéfinition d'un critère adapté à la prise en compte de cette bande non travaillante.

3.2.2. Critère de rupture en cisaillement adapté

Le critère, réécrit pour une utilisation numérique, c'est-à-dire sur une représentation discrète des grandeurs, est le suivant, dans lequel l_i représente la longueur de l'élément i , τ_{xz} la contrainte de cisaillement moyenne de cet élément i et d_u une longueur que l'on appelle « longueur utile » :

Equation 9.
$$\bar{\tau}_{ZZ} = \frac{1}{d_u} \sum \tau_{ZZ_i} \times l_i$$

L'ensemble des contraintes par élément est sommé après avoir été multiplié par la longueur des éléments, mais au lieu de moyenner le critère grâce à la longueur caractéristique, une nouvelle longueur, dite « utile » est définie ici. En effet, elle représente la longueur pour laquelle la zone non chargée n'existe pas, donc la longueur par laquelle transite la charge d'un substrat à l'autre. La définition de cette longueur utile a été faite en observant la longueur à partir de laquelle apparaît un tel plateau très peu chargé. Cette étude a été faite numériquement.

En prenant en compte le maillage utilisé et les propriétés mécaniques de nos matériaux (rigidité notamment), il apparaît qu'une longueur de colle à contrainte non nulle se dégage. En effet, en fixant ce seuil de contrainte de manière arbitraire à 1% de la valeur maximale de contrainte, cette longueur dite « utile » stagne à environ 4,75 mm de chaque extrémité, soit 9,5 mm de longueur totale, lorsque la longueur de collage dépasse cette valeur. Ainsi, la longueur utile équivaut à la longueur de la marche si cette dernière est inférieure à 9,5 mm, et à 9,5 mm pour des longueurs de marche supérieures.

Rappelons qu'il était important pour nous de déterminer un critère de rupture de la colle pour de grandes longueurs de collage. En effet, ces modèles sont destinés à l'étude de structures réparées par

des interfaces de réparation elliptiques. Si la longueur radiale des marches est toujours inférieure à la longueur utile que nous venons de déterminer, il est peu probable que la sollicitation soit radiale en tous points de l'interface collée. Il est donc important d'obtenir un critère qui soit utilisable même lorsque la direction de sollicitation est tangentielle à l'ellipse au point considéré, et qui ne surestime pas la tenue mécanique dans ce cas-là comme l'aurait fait un critère en contrainte moyenne.

Il est également intéressant d'observer que la machine d'essai qui est utilisée par la suite, par ses importantes possibilités cinématiques, peut effectivement fortement charger tangentiellement une zone sans pour autant nécessairement charger radialement une autre zone de l'ellipse. Le tableau (Tableau 15) reprenant les calculs du critère a de nouveau été créé ci-dessous afin de tester notre critère remanié :

Tableau 15 : Calcul du critère de cisaillement remanié

Nombre d'éléments		20	
Longueur moyenne expérimentale de la marche (mm)	3,57	7,96	14,9
Taille d'un élément (mm)	0,2	0,4	0,7
Critère de cisaillement (MPa)	40,9	41,3	38,1

Ce critère, adapté à notre type de collage, mais également à nos conditions de fabrication et d'essais, semble cohérent et approprié à la suite de notre étude. Si les résultats sont convenables, ils restent grossiers et pourraient être raffinés une fois le travail sur l'évaluateur technologique et sa cinématique avancé.

Néanmoins, si cet indicateur est adapté pour l'étude de sollicitations en cisaillement « pur », la volonté de ce manuscrit reste de créer une cinématique complexe, permettant la représentativité d'une situation réelle. Pour cela, il est nécessaire de trouver un indicateur de rupture qui soit mixte, comprenant à la fois des critères en cisaillement et en pelage.

Les essais en mode mixte devraient nous permettre de dégager ces derniers après qu'une étude de sensibilité du maillage ait été effectuée. Cela permettra en effet de sélectionner le plus petit nombre de mailles dans la longueur de marche donnant un résultat cohérent et fiable, nous permettant d'avoir un modèle le plus léger possible en temps de calcul.

3.3. Etude de sensibilité du maillage

Comme on se plaît à le répéter dans ce chapitre, l'objectif de cette première étape de modélisation numérique est d'obtenir un modèle qui soit léger en temps de calcul tout en étant robuste. Bien que le travail en amont se concentre sur des éprouvettes de « petites » dimensions, la stratégie de modélisation est créée afin d'être adaptée à la modélisation d'un évaluateur de plusieurs dizaines de centimètres de dimensions. Le nombre d'éléments et de mailles va donc augmenter considérablement, augmentant par la même occasion le temps de calcul.

De cette manière, il est donc primordial de trouver le nombre minimum d'éléments pour lequel les modèles numériques restent cohérents et fiables. Ainsi, grâce aux premières études sur le cisaillement, il est possible d'effectuer une étude de la sensibilité au maillage. La Figure 70 ci-dessous représente

l'évolution de la contrainte de cisaillement dans la longueur de la marche, en faisant varier le nombre d'éléments de 2 à 12 dans la direction de la longueur de la marche de collage. La longueur de la marche choisie est 15,25 mm, dimension d'une des éprouvettes utilisées expérimentalement dans le chapitre II, afin de visualiser la zone « non chargée », comme définie précédemment.

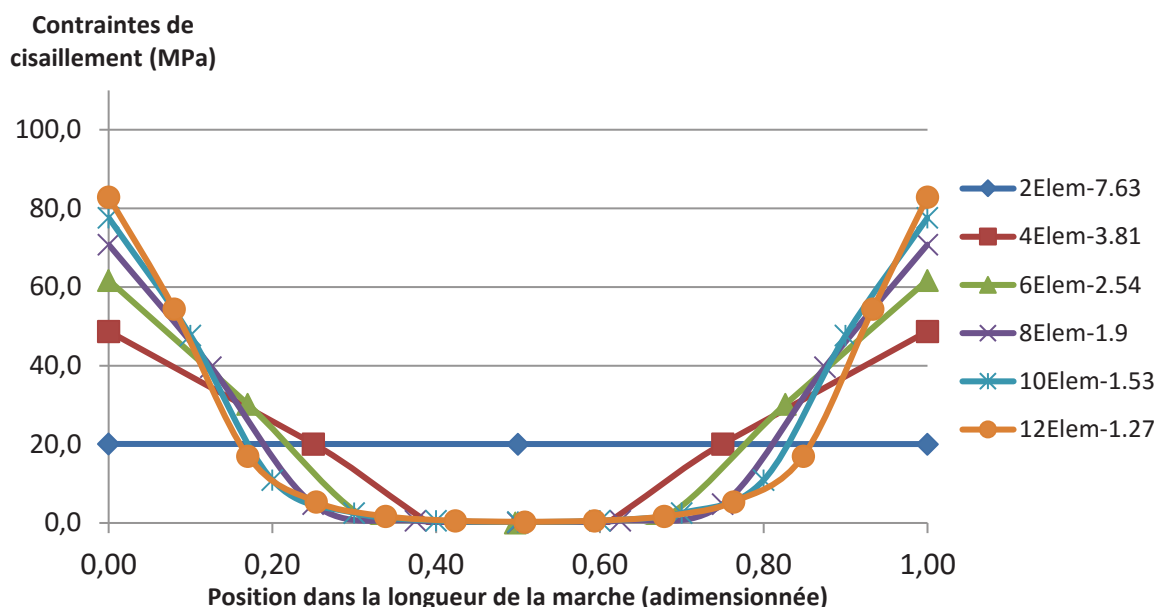


Figure 70 : Evolution de la contrainte de cisaillement dans la longueur de la marche (ici pour une marche de 15,25 mm)

Pour deux éléments, on trouve une valeur constante, ne rendant pas compte du moindre changement de contrainte entre les éléments. De la même manière, on remarque que, dès quatre éléments, on retrouve la zone « non chargée », justifiant d'une diminution de la contrainte de cisaillement.

Bien que la zone « non chargée » se dessine plus précisément et s'élargit avec l'augmentation du nombre d'éléments, la nécessité de légèreté pour la modélisation numérique oblige à prendre le moins d'éléments tout en restant fiable.

Le tableau suivant (Tableau 16) reprend l'ensemble des critères de rupture appliqués à des longueurs de marche comptant de 2 à 20 éléments :

Tableau 16 : Application du critère de rupture en fonction du nombre d'éléments dans la longueur de la marche

Nombre d'éléments	Taille d'un élément (mm)	Contrainte de cisaillement calculée (MPa)
2	7,63	32,2
4	3,81	41,5
6	2,54	41,9
8	1,9	41,4
10	1,53	40,7
12	1,27	40,1
14	1,09	39,5
16	0,95	39
18	0,85	38,5
20	0,76	38,1

De la même manière que le graphique précédent, il semblerait que la valeur du critère s'affine lorsque l'on augmente le nombre d'éléments. Néanmoins, excepté pour deux éléments, les valeurs sont assez proches. Il semble donc qu'en prenant au-dessus de quatre éléments dans la longueur de marche, auxquels viennent s'ajouter les deux éléments de jeux (un de chaque côté de la marche), on obtienne un compromis satisfaisant entre légèreté du modèle et sa capacité à prédire une rupture du film de colle en cisaillement.

Suite à cette étude, la taille d'éléments qui est utilisée pour la conception numérique de l'évaluateur est fixée à 2 mm environ. Cette longueur correspond dans le tableau précédent à 8 éléments sur la marche de ces éprouvettes dont la longueur de collage effective est de 15 mm. Cette taille d'élément permettra de mettre 4 éléments dans la direction radiale de chaque marche, donc deux éléments dans chaque demi-marche.

Ce nombre d'éléments dans la longueur de marche est donc mis en place lors de la conception numérique de l'évaluateur, puis pourrait éventuellement être affiné lorsque la cinématique de ce dernier sera approchée.

Les sections précédentes ont donc fait état d'un premier critère de rupture du joint collé, et ce en cas de sollicitations en cisaillement dit « pur ». Les sections suivantes présentent les essais en mode mixte pelage/cisaillement pour tenter de dégager un critère mixte de rupture de l'interface de réparation.

3.4. Essais en mode mixte pelage/cisaillement

Après avoir travaillé sur des essais ne sollicitant la réparation qu'en cisaillement pur, il a été décidé de mettre en place des essais en mode mixte pelage/cisaillement. En effet, la cinématique que nous souhaitons développer prévoit de contraindre l'évaluateur technologique selon des combinaisons de sollicitations.

En premier lieu, grâce à la section précédente, il a été possible de dégager un nombre d'éléments permettant d'obtenir un modèle à la fois léger en temps de calcul mais également fiable. Cependant, de par la multitude de dimensions différentes avec lesquelles nous travaillons, il nous a semblé plus judicieux de se focaliser sur une taille d'éléments plutôt qu'un nombre d'éléments, permettant ainsi de meilleures comparaisons.

En effet, de par la sensibilité élevée des différentes grandeurs évaluées aux tailles de mailles, nous avons souhaité travailler à partir de ce point à taille de maille du même ordre de grandeur. Ainsi, il a été décidé de travailler avec une taille d'élément autour de 2,5 mm. Le Tableau 17 indique donc le nombre d'éléments utilisés pour la modélisation des essais en mode mixte, en fonction de la longueur de la marche et de la taille d'un élément.

Tableau 17 : Maillage pour les essais de flexion

Longueur de marche (mm)	4,48	10,06	19,81
Nombre d'élément	2	4	8
Taille d'un élément	2,24	2,5	2,48

De plus, afin de faire écho aux essais de cisaillement de la colle, le Tableau 18 recense les déplacements et contraintes hors plan σ_{zz} à rupture moyennes associées mesurées expérimentalement dans le Chapitre II :

Tableau 18 : Rappel des valeurs expérimentales mesurées pour les essais de flexion

Longueur de marche moyenne (mm)	Déplacement selon Z (mm)	Force à rupture (N)	Contrainte à rupture σ_{zz} (MPa)
4,48	0,63	709,7	6,7
10,06	0,8	1297,6	5,6
19,81	1,2	1725,6	3,9

Les déplacements selon Z issus des simulations de l'essai en mode mixte, pour les trois longueurs de marche, sont observés sur les Figure 71, Figure 72 et Figure 73 suivantes :

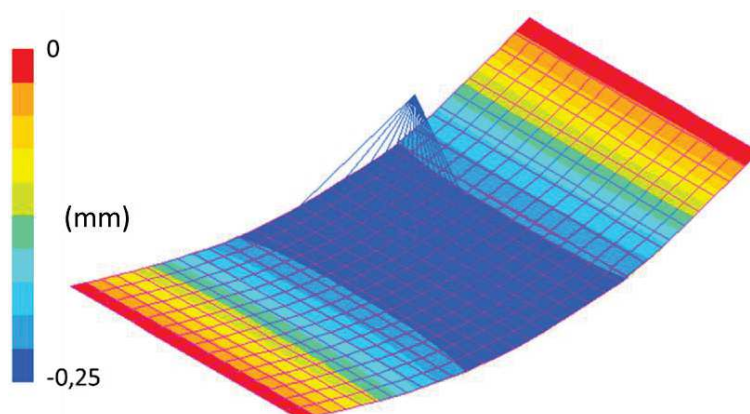


Figure 71 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 4,48 mm

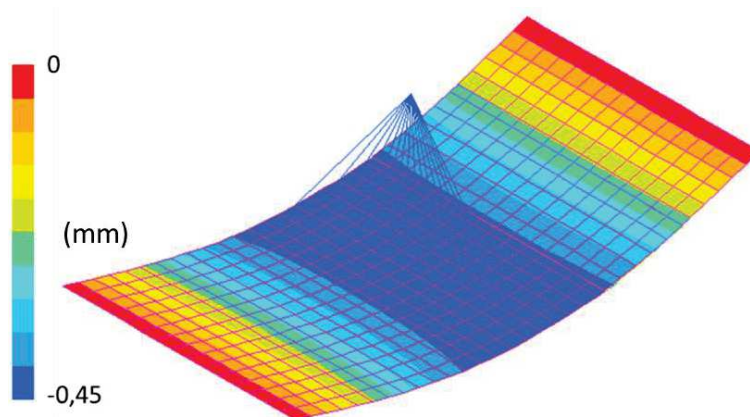


Figure 72 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 10,06 mm

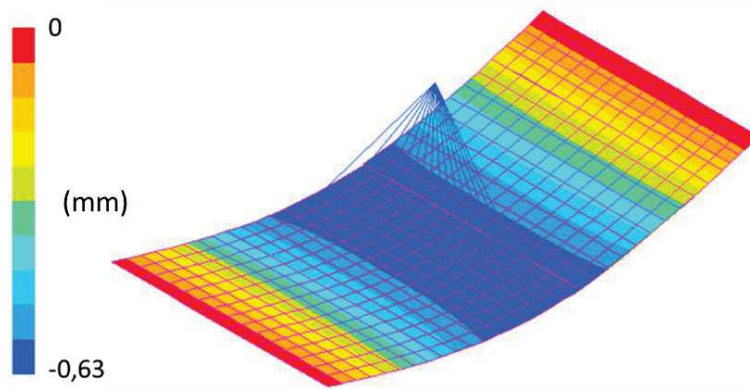


Figure 73 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 19,81 mm

Il est possible de noter que les cartographies sont somme toute très similaires pour les trois longueurs de marche, avec un déplacement selon Z qui varie proportionnellement. Le déplacement au niveau du couteau du milieu est maximal sur ces figures, et la comparaison avec le tableau précédent est plutôt encourageante. En effet, les valeurs numériques, bien que sous-estimant le déplacement réel, restent tout de même dans les mêmes ordres de grandeur que les résultats mesurés expérimentalement.

L'éprouvette étant beaucoup plus souple macroscopiquement que lors des essais de cisaillement de la colle, la part des déformations de l'ensemble des composants de mise en charge est moindre devant les déplacements engendrés par la déformation de la structure composite. Ceci explique donc que les déplacements calculés soient ici plus proches des déplacements mesurés que lors de l'essai précédent et toujours légèrement inférieurs.

Par exemple, on obtenait pour les éprouvettes de longueur nominale 12 mm et pour l'essai type cisaillement un déplacement à rupture de 0.69 mm en moyenne expérimentalement, contre 0,29 numériquement, soit un déplacement numérique qui représente 42 % du déplacement expérimental. Par contre, pour l'essai type « flexion » et pour cette même longueur de marche, on obtient un déplacement expérimental de 0,8 mm contre 0,45 mm numériquement, soit une valeur numérique qui représente 56% de la valeur expérimentale. L'amplitude des déplacements sous le couteau central (déplacement maximum négatif sur nos représentations) est tout de même rassurante quant à la viabilité de la stratégie de modélisation mise en place dans ce chapitre, et nous encourage à continuer nos analyses.

La Figure 74 suivante représente les résultats des contraintes de pelage par nœuds σ_{zz} , pour les trois longueurs de marche. Les résultats sont visuellement différents même si certains points sont proches. En effet, les valeurs extrêmes, négatives et positives, se situent aux bords des marches, créant ainsi une zone de pelage (à gauche sur les figures) et une zone de compression de l'autre côté (à droite sur les figures), induite par l'ouverture.

Les contraintes sont donc maximales à ces extrémités. Bien que les contraintes maximales soient du même ordre de grandeur, on observe cependant des différences notables d'une taille de marche à l'autre, malgré le fait que les tailles d'éléments soient proches (aux environs des 2 mm définis dans la section précédente).

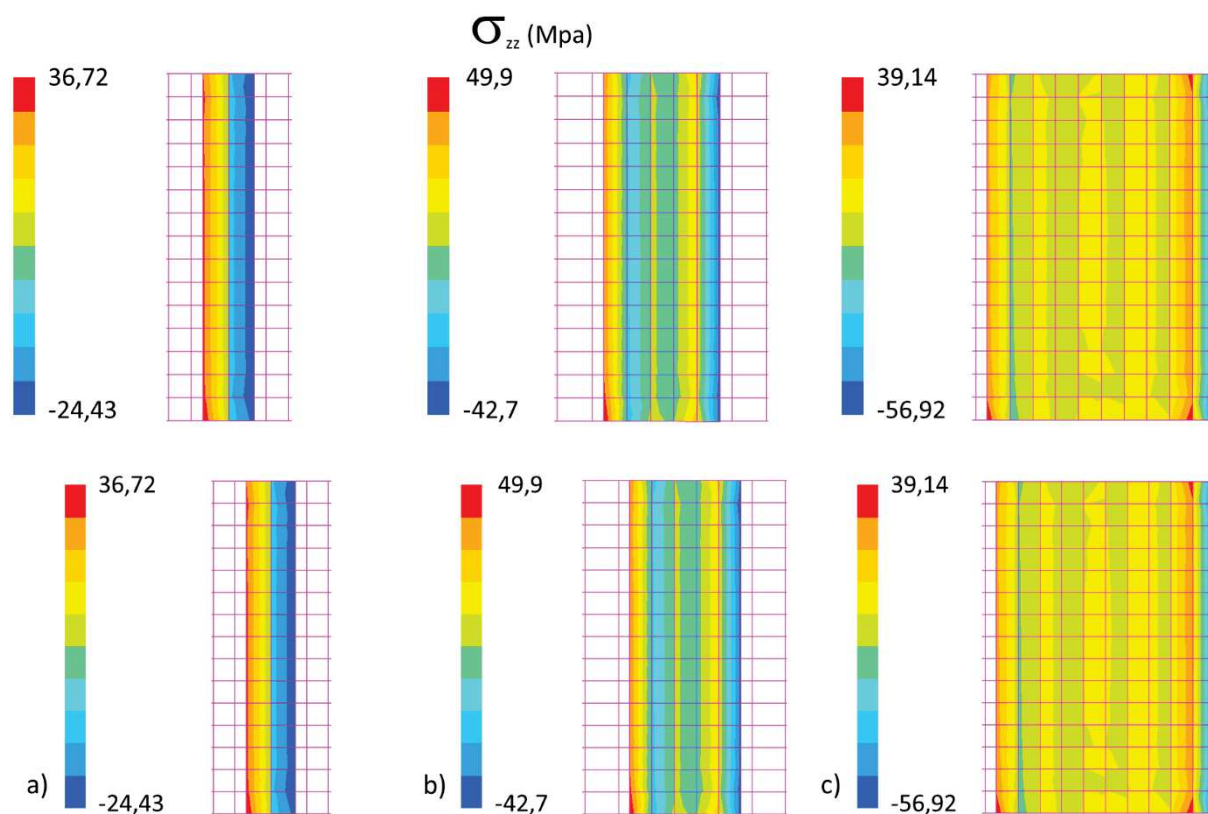


Figure 74 : Contrainte aux nœuds σ_{zz} pour les trois longueurs de marche avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm

La plus grande longueur de marche présente une particularité en cela que les contraintes extrémales, positives comme négatives, se situent dans la même zone que pour les autres longueurs étudiées, à savoir les extrémités de la zone de collage. Cependant, on note une zone chargée sur la deuxième ligne d'éléments en partant de la droite dans le cas de la plus grande longueur de marche atteignant des valeurs proches de celles obtenues à l'extrémité gauche de cette même marche. Cette partie chargée à cœur disparaît cependant si on modifie le nombre de mailles dans la longueur de la marche, traduisant la forte sensibilité au maillage d'une modélisation numérique en 2D.

La Figure 75 montre les contraintes de cisaillement par nœud lors de ces essais mixtes, et ce, pour chaque longueur de marche. D'une manière générale, il est clairement notable que les valeurs maximales et minimales sont différentes d'une longueur de marche à une autre, bien que du même ordre de grandeur. De même, la part de cisaillement est bien plus faible que la part de pelage présentée ci-dessus, information intéressante pour la suite de l'étude sur le critère mixte.

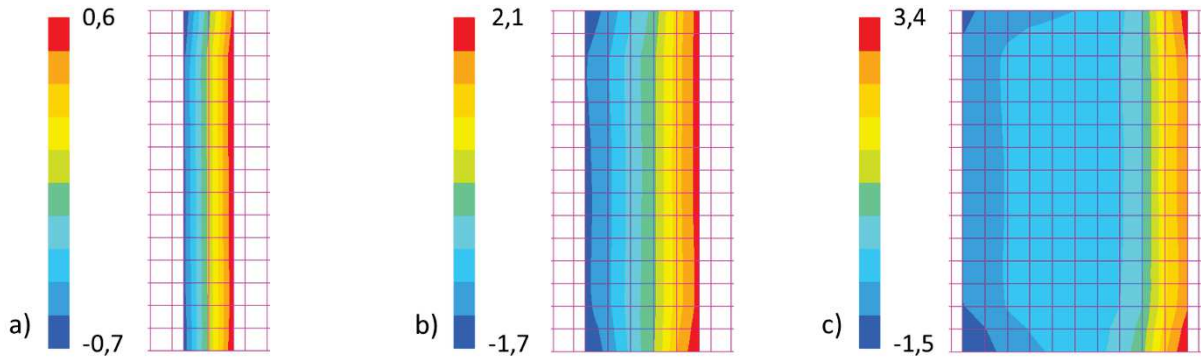


Figure 75 : Contrainte aux nœuds τ_{xz} pour les trois longueurs de marche avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm

Ainsi, après avoir validé une modélisation numérique permettant de retrouver certaines valeurs (même si parfois sous-estimées), il est important de dégager un indicateur de rupture mixte, grâce aux informations recueillies depuis le début de la section 3. Ce dernier sera au cœur de la conception numérique de l'évaluateur technologique.

3.5. Indicateur mixte de rupture

Si un critère a été dégagé des essais de traction dans l'axe de l'éprouvette, sollicitant la pièce en cisaillement quasi-pur, il est également important de pouvoir obtenir un indicateur mixte de la rupture, pouvant être fiable à la fois pour une sollicitation en cisaillement et que pour une sollicitation en pelage. Pour cela, Voloshin [Voloshin, 1980] a proposé une équation prenant en compte l'ensemble des sollicitations complexes que subissent les structures primaires en matériaux composites :

Equation 10.

$$\frac{\sigma_{ZZ}^2}{R_a^2} + \frac{\tau_{XZ}^2}{S_a^2} + \frac{\sigma_{XX}^2}{T_a^2} = 1$$

Ici R_a , S_a et T_a sont respectivement les tenues à rupture en traction, cisaillement et en traction dans le plan. Néanmoins, comme il a été présenté dans le Chapitre I, les études de Cognard [Cognard, 2011] ont mis en avant l'hypothèse selon laquelle le film adhésif utilisé dans le cadre d'un assemblage collé est isotrope, permettant alors de s'affranchir de la tenue à rupture en traction dans le plan, donnant l'équation suivante :

Equation 11.

$$\frac{\sigma_{ZZ}^2}{R_a^2} + \frac{\tau_{XZ}^2}{S_a^2} = 1$$

Cette équation fait donc intervenir deux inconnues à identifier, qui sont les deux seuils à rupture en mode pur R_a et S_a , respectivement en sollicitation hors plan et en cisaillement. Si le S_a a été défini dans la section précédente, et semble proche de 39 MPa (Tableau 15) en valeur moyennée sur la longueur identifiée comme utile, il est encore nécessaire de trouver le R_a adapté à la situation de cette étude.

On a vu lors des paragraphes précédents que les valeurs extrémales obtenues par la modélisation numérique sont assez différentes au moment de la rupture, d'une longueur de marche à l'autre, notamment pour l'essai de pelage. Cela tend à nous faire exclure un critère en valeur maximale du

pelage, que l'on sait également très dépendant au maillage. De plus, le critère en cisaillement qui a été proposé est un critère moyenné et non local.

A partir de ce constat, il apparaît qu'un critère moyenné serait probablement retenu également pour les contraintes de pelage, par cohérence et afin de rendre notre calcul possible. Pour rendre l'utilisation des deux valeurs de critères possible conjointement, il faudrait dans l'idéal moyenner les deux valeurs sur la même longueur, autant que faire se peut.

A ce stade de l'étude, un certain nombre de décisions sont déjà prises quant à la conception de l'évaluateur technologique, qui doit utiliser ce critère pour son dimensionnement. Il est notamment décidé de réaliser des marches de 9 mm, moins un jeu de 1 mm, soit 8 mm de longueur de collage effectif dans la direction radiale. Par les premiers retours d'expérience sur les modélisations légères que nous proposons, il apparaît qu'il serait viable d'utiliser quatre éléments par marche sur la longueur effective de collage, soit des mailles de 2 mm dans cette direction.

De plus, ces longueurs de maille seraient compatibles avec la surface de notre structure réparée et les capacités des stations de calcul à notre disposition. Il est également possible de rendre le temps de calcul compatible avec une procédure de conception itérative. Ceci nous mène alors à une longueur de maille dans la zone de collage de 2 mm, ce qui correspond plus ou moins à la moitié de la longueur utile de chaque côté des marches en cisaillement. Les études de critères sont donc menées en se basant sur cette longueur de maille (en s'en approchant autant que possible) pour l'analyse de nos trois essais en mode mixte (pour les trois longueurs de marche étudiées).

Le critère en cisaillement décrit au paragraphe 3.2 peut être écrit par « demi-marche », de par la symétrie du champ de contraintes autour de la ligne médiane de la marche. Il est alors moyenné sur une « demi-longueur » de marche pour des marches de moins de 9,5 mm dans la direction de sollicitation, et sur 4,75 mm au-delà. Il est donc décidé, par cohérence, de tenter de déterminer la valeur de la limite en pelage S_a en suivant des hypothèses proches.

La méthode la plus utilisable qui est apparue consiste alors à se fixer à priori une longueur d'élément, et à travailler en valeur moyenne par élément. Les figures 19 et 20 présentent les valeurs moyennes par éléments des contraintes de cisaillement pour les trois longueurs de marche lors de l'essai de cisaillement (figure 19), et les valeurs de contraintes hors-plan pour les trois longueurs de marche lors de l'essai dit de pelage (figure 20), avec des longueurs de maille d'environ 2 mm dans la direction de la marche pour tous les cas présentés.

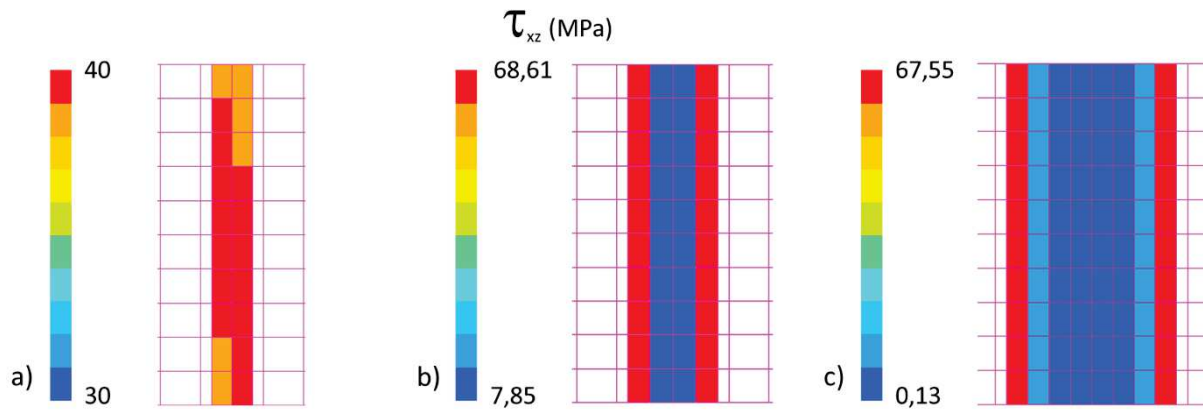


Figure 76 : Contraintes de cisaillement τ_{xz} moyennes par élément pour les trois longueurs de marche lors de l'essai de cisaillement avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm

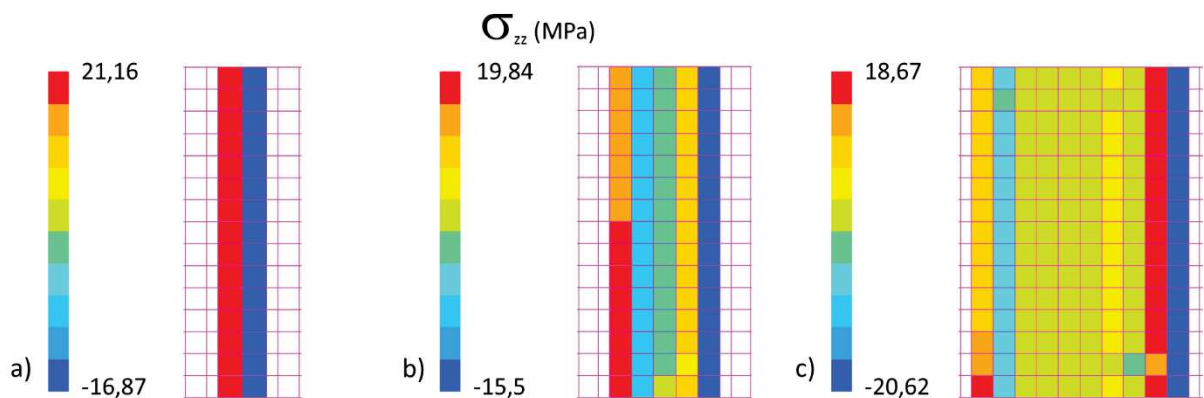


Figure 77 : Contraintes de pelage σ_{zz} moyennes par élément pour les trois longueurs de marche lors de l'essai de pelage avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm

Il est à noter la bonne correspondance entre les valeurs maximales de contrainte hors plan lors des trois essais différents de pelage, lorsque l'on travaille en contrainte moyenne par éléments pour des éléments d'environ 2 mm de long.

Cependant, les tentatives pour travailler sur une longueur moyennée d'environ 4 mm (c'est-à-dire proche de la longueur utile déterminées lors de l'essai de cisaillement) n'ont pas abouti lorsque l'on souhaite étudier les contraintes hors plan lors de l'essai de pelage. En effet, cette longueur utile couvre l'ensemble de la surface de la marche la plus petite.

Un calcul d'une contrainte moyennée va donc nous mener à une valeur très faible dans le cas de cette petite marche, puisque la contrainte va se retrouver comme étant la moyenne des valeurs de la partie en traction de la colle (ouverture) et de la partie en compression. Si par contre, on limite les moyennes sur une demi-marche lorsque la marche est inférieure à une valeur seuil égale à la « longueur utile »

(comme on l'avait fait pour les essais de cisaillement), les résultats sont très différents entre les trois longueurs de marche, et peu convaincants.

La méthode la plus convaincante qui est apparue consiste alors à moyenniser les deux grandeurs, cisaillement et pelage, sur deux longueurs différentes : les contraintes de cisaillements sont moyennées sur une longueur d'environ 4 mm, correspondant à deux éléments dans notre cas, et les contraintes de pelage sont moyennées par éléments, donc sur une longueur d'environ 2 mm. Les valeurs de ces contraintes dans le cas de l'ensemble des essais sont présentées dans le Tableau 19 ci-dessous :

Tableau 19 : Valeurs des contraintes moyennées maximales relevées en bout de marche pour l'ensemble des essais élémentaires

		Marches courtes	Marches médianes	Marches longues
Essais de sollicitations en cisaillement	τ_{xz} (MPa)	39,3	38,0	37,8
	σ_{zz} (MPa)	1,1	3,5	3,9
Essais de sollicitations en pelage	τ_{xz} (MPa)	-0,7	-1,2	-1,25
	σ_{zz} (MPa)	21,2	19,85	18,7

A partir de l'ensemble de ces valeurs, une optimisation est effectuée pour obtenir les limites de tenue, respectivement en cisaillement et en pelage, pour le film de colle. Cette optimisation nous a conduit à sélectionner des valeurs d'environ 39 MPa pour la limite de la tenue mécanique de la colle en cisaillement, comme vu en section 3.2, et de 20 MPa pour la valeur de la colle en mode d'ouverture du joint de colle.

A partir de ces valeurs, il a été possible de recalculer les valeurs du critère de rupture proposé, pour l'ensemble des éprouvettes testées lors de ces essais élémentaires, récapitulées dans le Tableau 20 ci-dessous :

Tableau 20 : Valeur du critère de rupture proposé pour l'ensemble des essais élémentaires

	Marches courtes	Marches médianes	Marches longues
Essais de sollicitation en cisaillement	1,02	0,98	0,98
Essai de sollicitation mixte	1,12	0,99	0,87

Il apparait donc difficile ici de concilier simplicité du modèle et précision dans l'évaluation d'un critère de rupture en mode mixte. Cependant, nous pouvons remarquer que les longueurs de maille ne sont pas exactement la valeur visée ici, mais qu'il a été fait au mieux pour s'en rapprocher, puisque les longueurs de maille du modèle ne peuvent être que les longueurs de collage effectives divisées par un nombre entier, choisi pour se rapprocher au plus près de la longueur qui est utilisée pour la conception de l'évaluateur.

Cette dispersion dans les différentes longueurs de maille de l'analyse participe à l'écart entre les valeurs résumées dans le tableau ci-dessus. Cependant, on observe que le critère proposé offre une première vision assez correcte de la probabilité de rupture du film adhésif dans nos différents cas.

Ces valeurs de limites en tenue mécanique de la colle n'ont pas la prétention d'être précises. Ce ne sont qu'une estimation approchée de la valeur de la contrainte à rupture, moyennées sur une longueur d'élément qui est celle qui sera utilisée par la suite, et n'est pas valable en dehors de toutes nos hypothèses, que ce soit en terme de type de maillage (mélange de substrats en éléments coques composites et de colle en éléments volumiques), de rigidité de nos différents matériaux, ainsi que du type de colle, voir même du procédé d'obtention de la surface usinée de réparation et de polymérisation du film adhésif. Ces valeurs ne seront pas interprétées pour nous comme une valeur seuil au-delà de laquelle une rupture se produirait à coup sûr, mais plutôt une valeur nous indiquant une probabilité importante d'apparition d'une rupture au niveau de l'interface de réparation.

Néanmoins, une version plus facile à implémenter est également étudiée. Celle-ci consiste à moyenner les deux grandeurs sur la même longueur, à savoir les deux premiers millimètres aux deux bords de la marche. Il s'agit donc d'observer directement les valeurs moyennes par élément, sans avoir à regarder la valeur de l'élément voisin. Une telle démarche ne pouvait pas fonctionner avec les essais « élémentaires » menés sur la plus petite longueur de marche étudiée, qui est trop courte pour disposer d'une zone non chargée.

En effet, de par l'apparition des défauts de collage et des glissements entre substrats, cette longueur de 2 mm correspond à la demi-longueur de marche. Par symétrie du champ de cisaillement, on constate que la valeur moyennée sur 2 mm pour une petite marche est la valeur moyenne de la marche, et mène à un champ de cisaillement homogène dans ce cas. Pour les autres longueurs, cette longueur d'étude a mené donc à travailler dans le pic de cisaillement aux extrémités, et donc à des valeurs bien supérieures à la valeur moyenne.

Pour ces raisons, il a été décidé d'effectuer cette nouvelle recherche de critère uniquement sur les marches d'environ 8 et 15 mm de longueur effective de collage. De plus, la longueur de 8 mm correspond à la longueur qui est utilisée dans l'étude de l'évaluateur. Le Tableau 21 reprend les valeurs de contrainte moyennées par élément de 2 mm de long lors des différents essais « élémentaires » retenus :

Tableau 21 : Valeurs des contraintes moyennées par élément relevées en bout de marche pour les essais « élémentaires » sur les deux plus grandes longueurs de marche

		Marches médianes	Marches longues
Essais de sollicitations en cisaillement	τ_{xz} (MPa)	68,6	67,5
	σ_{zz} (MPa)	3,5	3,9
Essais de sollicitations en cisaillement	τ_{xz} (MPa)	-1,7	-1,5
	σ_{zz} (MPa)	19,85	18,7

On observe donc de manière assez logique pour cette longueur de travail, des valeurs de cisaillement moyennées bien plus élevées. Cependant, il n'est pas étonnant d'obtenir ici des valeurs de cisaillement moyennes très proches lors des différents essais de sollicitations en cisaillement. En effet, le terme de

longueur « utile » ayant été évoqué précédemment, nous pouvons constater qu'à partir de cette dernière, les pics de cisaillement semblent conserver une forme constante lorsque l'on fait augmenter la longueur de la marche de collage, l'augmentation de la longueur semblant se traduire par une zone non chargée entre les pics.

A partir de ces dernières valeurs, une nouvelle estimation des limites en cisaillement et en pelage peut être effectuée. On arrive dans ce cas à une limite en cisaillement d'environ 68 MPa lorsque le cisaillement est regardé sur une longueur de 2 mm en bord de marche, et une valeur de pelage limite de 19 MPa sous les mêmes hypothèses. Il est alors possible de recalculer les valeurs atteintes par cette deuxième proposition de valeurs de critère lors des essais « élémentaires » effectués sur les deux plus grandes longueurs de marches, valeurs récapitulées dans le Tableau 22.

Tableau 22 : Valeur du critère de rupture proposé pour l'ensemble des essais élémentaires avec un critère basé sur les valeurs moyennes par élément

	Marches médianes	Marches longues
Essais de sollicitation en cisaillement	1,05	1,03
Essai de sollicitation mixte	1,09	0,97

Cette deuxième proposition de mise en place d'un critère, plus facile à mettre en œuvre car ne faisant intervenir qu'une seule longueur sur laquelle se calculent les différentes grandeurs moyennées, est celle qui est retenue dans les différentes illustrations qui vont suivre. En effet, nous ne rencontrons à partir de maintenant que des applications mettant en œuvre des longueurs de marche de 8 mm, et au-delà quand on observera les marches dans des directions différentes de la direction radiale. Cependant, toutes les mises en garde quant à la validité du premier critère proposé restent valables pour cette seconde proposition.

Désormais, il est essentiel de développer une stratégie de modélisation permettant de passer d'une éprouvette à une seule marche à une éprouvette de plusieurs marches afin de valider les choix de modélisation et de commencer à prendre ses marques pour la future conception numérique de l'évaluateur technologique de réparation.

4. Stratégie de modélisation multi-marches

Si les premières parties de ce chapitre ont mis l'accent sur la modélisation d'une réparation à une seule marche, démarche issue des éprouvettes « élémentaires » étudiées lors du chapitre II, il est nécessaire de travailler cette fois-ci à une stratégie de modélisation permettant la conception d'une réparation « step-lap » de plusieurs marches. Ainsi, une fois cette stratégie validée, il sera plus simple de mettre en place la conception numérique de l'évaluateur technologique de réparation, présentée dans le chapitre suivant.

4.1. Adaptation à une réparation en escalier avec plusieurs marches

Lors des essais en amont sur des éprouvettes de petites dimensions, une modélisation numérique légère en temps de calcul a été mise en place et rappelée dans la section précédente. Si la modélisation employée est cohérente pour une réparation avec une marche unique, il est nécessaire désormais de l'adapter à une réparation en escalier avec plusieurs marches (Figure 78).

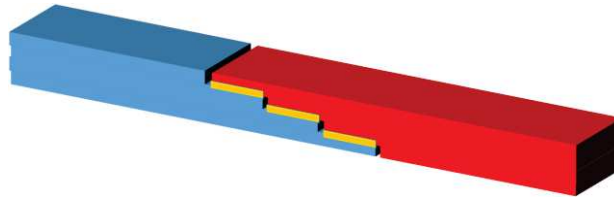


Figure 78 : Réparation en escalier à trois marches

En effet, si la forme souhaitée d'une modélisation est représentée dans la figure précédente, le début de stratégie mise en place se fait plan par plan et s'arrête pour le moment à la fin de l'étape d'extrusion du plan de l'interface collée. Il est alors possible de reprendre ces étapes de modélisation et de dupliquer la stratégie autant de fois que nécessaire pour obtenir le nombre de marches désiré.

Ainsi, la Figure 79 suivante représente le début de la stratégie de modélisation pour une réparation à trois marches : les parties jaunes (centrales) représentent les plans du film adhésif, espacés verticalement de l'épaisseur d'un pli composite dans le cas où la profondeur de chaque marche sera choisie comme égale à l'épaisseur d'un pli, ce qui sera le cas pour nous.

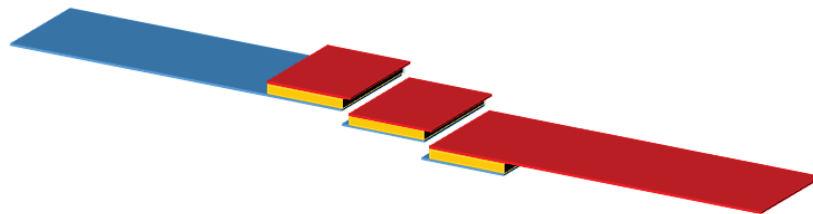


Figure 79 : Plans disjoints d'une réparation à trois marches

Néanmoins, un réel travail de réflexion porte sur la réunion de chaque plan composite entre eux. En effet, la figure précédente montre bien que les plans ne sont pas reliés entre eux, ne permettant pas une modélisation complète de la réparation. Une dernière étape à la stratégie de modélisation est donc cruciale afin de valider cette dernière et de permettre la conception de l'évaluateur technologique.

Pour se faire, la dernière phase numérique consiste à relier les plans de chaque substrat entre eux, à l'aide d'éléments rigides (RBE, Rigid Body Element pour le logiciel SAMCEF). En effet, cette commande a pour vocation d'imposer à un groupe de nœuds dits « esclaves » d'être strictement lié à un nœud dit « maître ». Ainsi, si on impose un déplacement sur ce dernier par exemple, le groupe de nœuds dits « esclave » suivra le même déplacement.

Ces derniers sont contraints dans leurs déplacements et leurs rotations. L'utilisation des RBE s'effectue nœud à nœud par paire de nœuds. Ces paires sont placées verticalement l'une par rapport à l'autre (c'est-à-dire dans la direction représentant l'épaisseur de la pièce) et séparées d'une profondeur de marche, i.e. d'une épaisseur de pli, reliant les plans de la plaque à réparer ensemble et les plans du patch de réparation ensemble, comme on peut observer sur la figure suivante (Figure 80) :

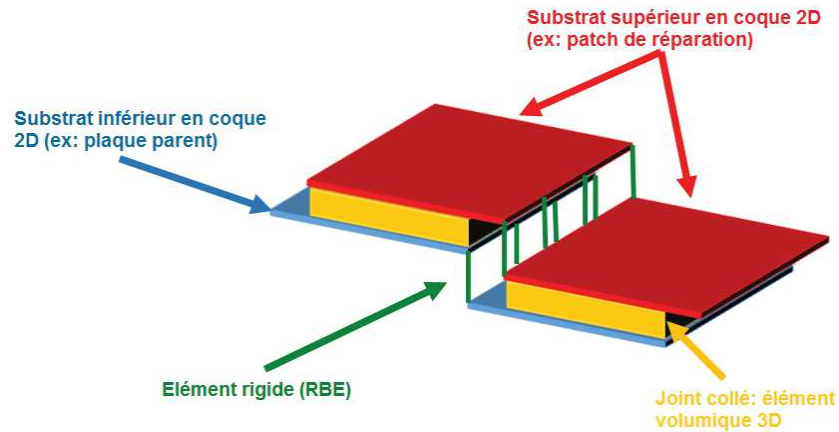


Figure 80 : Mise en place des éléments rigides (RBE), nœud à nœud

Une fois ces éléments mis en place, la modélisation numérique peut avoir lieu et il est alors possible d'obtenir les premiers résultats numériques.

4.2. Résultats numériques

Afin de valider cette stratégie de modélisation numérique complète et de potentiellement tester l'applicabilité du critère mixte présenté précédemment, nous nous sommes basés sur des essais réalisés en 2011 au laboratoire Institut Clément Ader dans le cadre d'un projet financé par la région Midi-Pyrénées. Ce dernier portait sur la réparation de structures primaires en matériaux composite via un usinage de réparation réalisé par un procédé d'usinage par jet d'eau abrasif (projet PROMAJEC).

Lors de ce programme, il avait notamment été étudié expérimentalement et numériquement des éprouvettes droites simulant une réparation en vingt marches. Il s'agissait d'effectuer des essais de cisaillement de joint collé sur des éprouvettes de dimensions 250 mm x 20 mm, composées de vingt plis de M21/T700. Lors de ce projet, une modélisation numérique 3D avait été mise en place, comme le montre la Figure 81 suivante :

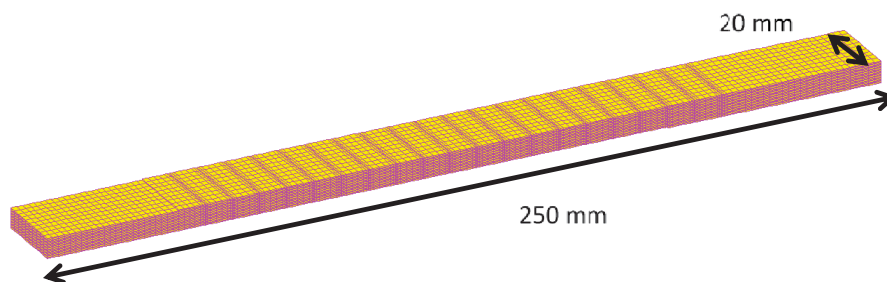


Figure 81 : Modélisation numérique 3D d'une réparation à 20 marches

Durant l'étude menée lors du projet PROMAJEC, la rupture de l'éprouvette était recherchée expérimentalement et numériquement. D'un point de vue expérimental, les essais de cisaillement d'interface collée avaient révélé une rupture pour une charge de traction dans l'axe de l'éprouvette estimée entre 67 et 83 kN suivant les éprouvettes. Cette rupture s'était traduite par un décollement de l'interface collée, qui semblait être parti du bord d'une des deux extrémités du collage.

Dans le cadre de l'étude de cette thèse, nous avons modélisé les essais de l'époque avec la stratégie de modélisation légère en temps de calcul présentée dans ce manuscrit. L'objectif est de valider à la fois le comportement des éléments de liaison rigide utilisés pour relier les différents plans représentant chaque substrat, mais également d'appliquer le critère mixte défini précédemment dans ce cas plus complexe.

Dans un premier temps, les conditions aux limites imposées au modèle 20 marches sont modélisées via un encastrement de tous les nœuds à une extrémité, et un effort imposé à l'autre extrémité correspondant à l'effort moyen à rupture obtenu expérimentalement (Figure 82).

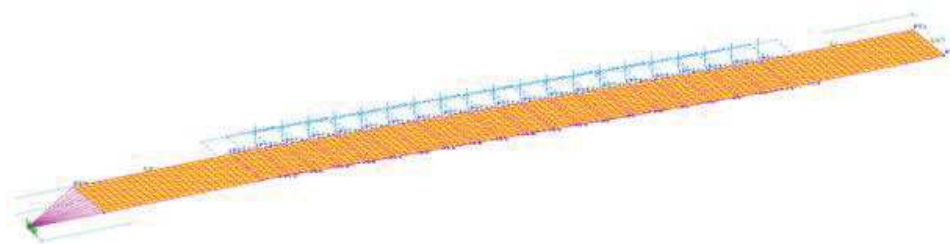


Figure 82 : Modélisation numérique 2D d'une réparation à 20 marches

Les Figure 83 et Figure 84 reprennent les déplacements en X et en Z d'après l'ancienne modélisation numérique 3D mais également avec la stratégie de modélisation mixte 2D/3D développées ci-dessus. Cette première itération permet de valider le bon comportement des éléments rigides de jonction. On peut en effet observer une bonne continuité des déplacements et des rotations, fournissant ainsi un résultat conforme aux attentes, ce qui permet de vérifier que ce résultat était toujours identique lorsque que l'on intervertit nœuds maitres et esclaves.

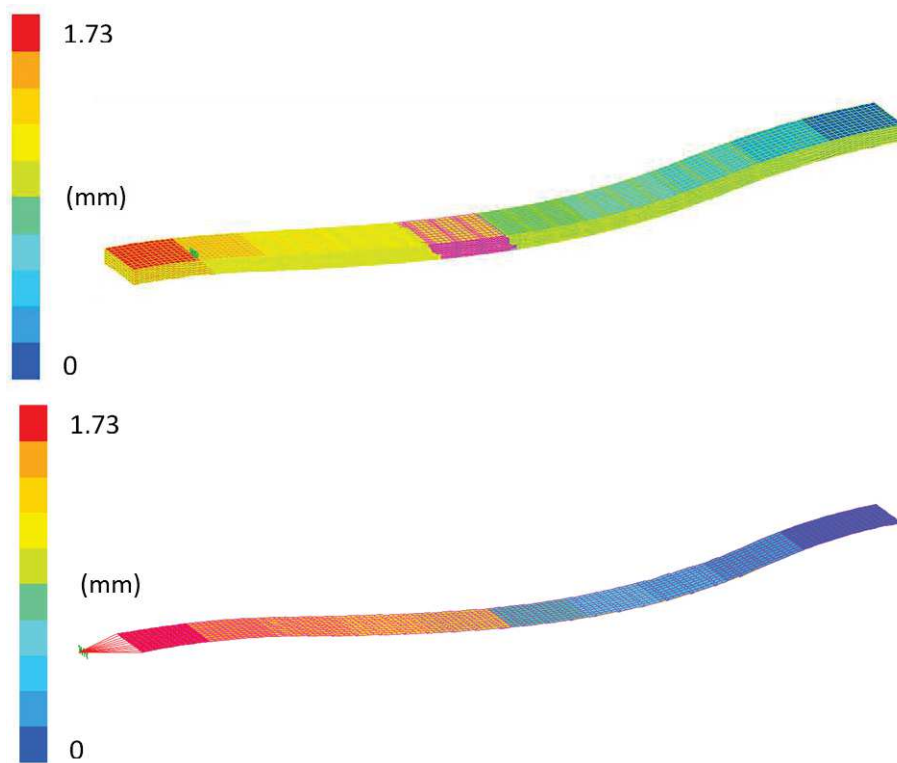


Figure 83 : Déplacement en X pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)

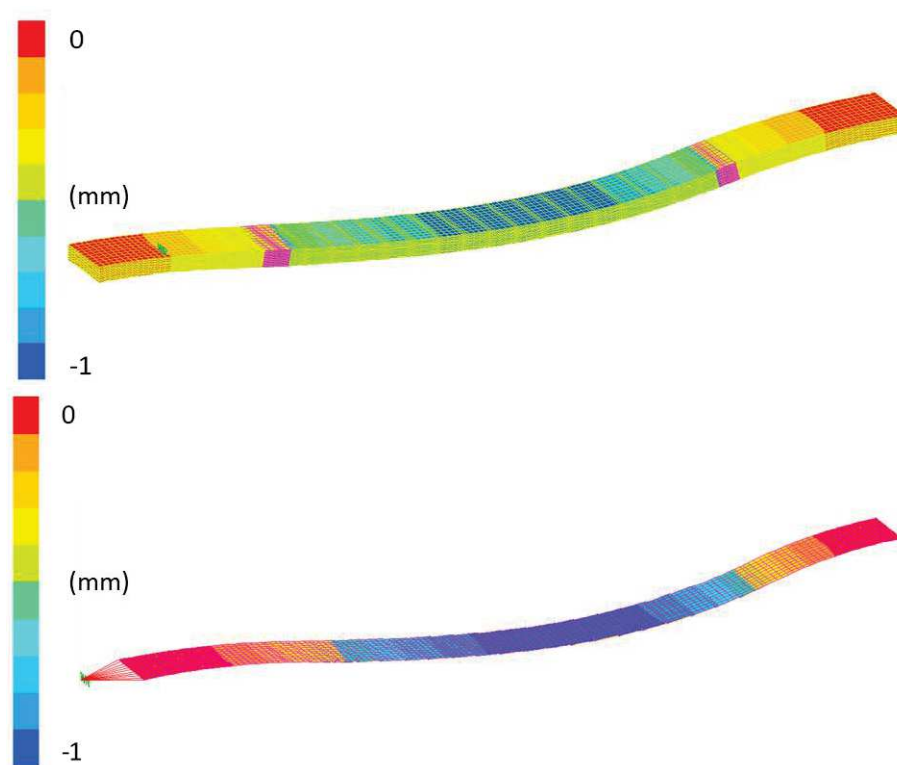


Figure 84 : Déplacement selon Z de la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)

De plus, d'autres solutions ont aussi été testées (telles qu'un matériau virtuel « vertical », plus facile à programmer qu'un appariement nœud par nœud) mais ces dernières, non présentées ici, faisaient apparaître des comportements non satisfaisants pour nos besoins de modélisation.

Les figures 28 et 29 reprennent les contraintes σ_{zz} et τ_{xz} pour les deux types de modélisation. Il est possible de remarquer que les valeurs extrêmes sont quelque peu différentes, bien que du même ordre de grandeur. Néanmoins, les cartographies sont très similaires et les contraintes de cisaillement sont plus importantes que les contraintes de pelage dans les deux cas de modélisations (2D et 3D).

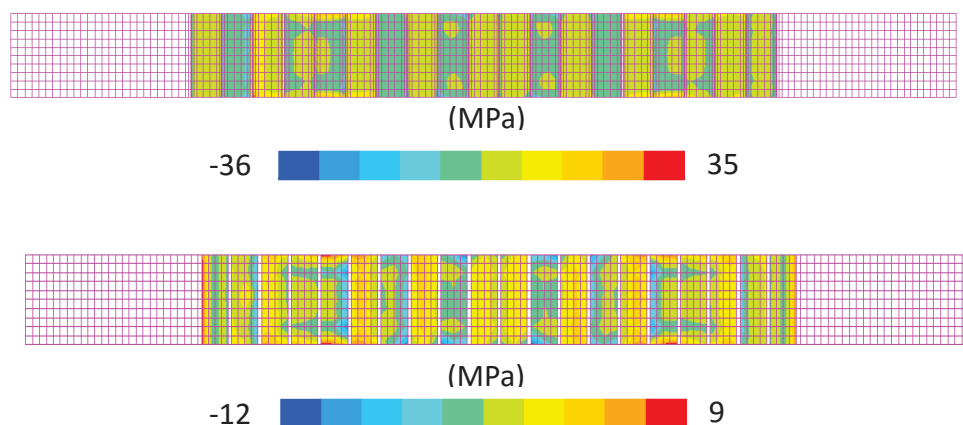


Figure 85 : Contraintes σ_{zz} aux nœuds pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)

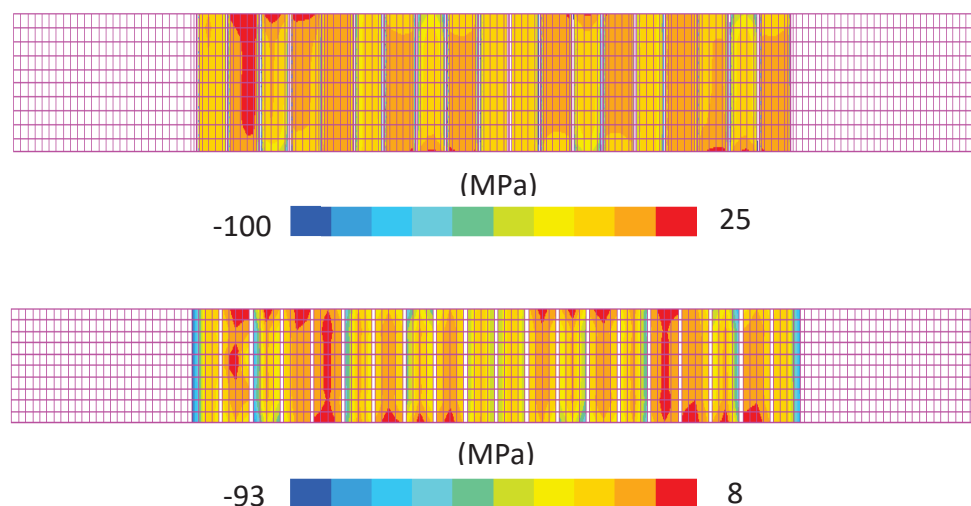


Figure 86 : Contraintes τ_{xz} aux nœuds pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)

Une fois l'utilisation des éléments rigides verticaux validée, la deuxième étape est de tester l'applicabilité du critère mixte sur ces éprouvettes, sachant cependant que si la colle est la même que celle étudiée lors des chapitres précédents, le type de composite n'est pas exactement le même (T300M-10 pour les cas d'étude mono marche, T700M-21 dans le cas de l'éprouvette 20 marches).

Cependant, les rigidités dans les deux cas sont très similaires, et doivent à priori conduire à des comportements assez proches. Pour cette étude, la démarche consiste à appliquer l'effort moyen à rupture constaté lors de ces essais, et à tracer les cartes du critère mixte proposé plus tôt. Cette carte est présentée sur la Figure 87.



Figure 87 : Critère mixte de rupture de la colle à la charge ultime, par élément

On observe donc ici que le critère a largement saturé au niveau des deux extrémités du collage. Cependant, il avait été constaté durant l'essai que les deux extrémités s'étaient effectivement ouvertes de façon précoce avant la rupture complète de la structure. L'observation des autres zones de l'interface collée nous démontre qu'un certain nombre de marches présentent un critère mixte de rupture du film de colle proche de la valeur indiquant une forte probabilité de rencontrer un décollement, à savoir 1 (en bleu ciel).

Même s'il ne s'agissait pas des mêmes matériaux que ceux utilisés lors de l'élaboration de notre critère, les résultats ci-dessus nous semblent cohérents et encourageants. Lors de ces essais, il n'a, à l'époque, pas été mené d'études permettant d'affiner un scénario de rupture précis, notamment par l'analyse de l'ordre de la rupture des différentes interfaces de collage sur chaque marche. Il est donc difficile de mener notre analyse de ce résultat plus loin.

Le principal objectif de notre étude est de réduire le temps de calcul. La stratégie de modélisation allégée mixant élément coques, volumiques et poutres rigides permet de passer de 550 000 degrés de libertés à 40 000, menant à un temps de calcul de plus de 3 minutes pour un modèle 3D à 16 secondes pour le modèle 2D sur le même ordinateur. Pour ce type d'éprouvettes, ce résultat ne semble pas si exceptionnel, mais on peut espérer que cela aura un impact positif sur la modélisation de détails structuraux et de structures primaires.

5. Conclusion intermédiaire

Afin d'entamer la réflexion sur la partie numérique qui est au centre de ce travail de thèse, ce chapitre s'est proposé de mettre en place une stratégie de modélisation fiable et légère en temps de calcul, afin de permettre le grand nombre d'itérations nécessaires à la conception de l'évaluateur technologique et de sa cinématique.

Dans un premier temps, il a été nécessaire de reprendre les essais « élémentaires » présentés dans le chapitre II afin de créer un modèle numérique associé à ces derniers. Cette première modélisation a permis de définir les choix de travail, telle que la mise en place d'éléments volumiques 3D pour l'interface collée et d'éléments coques composites 2D pour les parties en matériaux composites. Ces choix découlent des informations qui nous semblent nécessaires au décollement du patch lors de l'étude de l'évaluateur technologique et ont été explicités au début du chapitre.

De plus, les valeurs mesurées dans le chapitre II ont été utilisées dans le modèle et certains paramètres, tels que les jeux de collage, ont été pris en compte, le tout dans le but d'avoir un modèle aussi réaliste que possible dans la prise en compte des variabilités. Les conditions aux limites ont été explicitées, pour les essais de sollicitations en cisaillement « pur » et pour les essais en mode mixte pelage/cisaillement. Pour chaque essai, il a été possible de dégager des résultats numériques, qui, en comparaison des résultats expérimentaux obtenus dans le chapitre II, se sont révélés être probants, validant ainsi cette première partie de modélisation.

Au-delà du travail numérique, il était également important pour nous de pouvoir dégager un indicateur de rupture du film adhésif qui soit représentatif de nos conditions d'essais. Pour cela, et grâce à la littérature, un premier critère, inspiré de Whitney&Nuismer a pu être identifié. A la suite des essais en mode mixte pelage/cisaillement, ce dernier a pu alimenter un indicateur global, convenant à tout type de sollicitations mixte pelage/cisaillement. Cet indicateur de rupture sera au centre de la conception numérique de l'évaluateur technologique et de sa cinématique, permettant ou non de prédire la rupture de la structure réparée.

Cependant, si la modélisation numérique a montré que nos choix étaient justifiés sur des éprouvettes dites « élémentaires » présentant une marche unique, il est absolument nécessaire de passer à une échelle supérieure afin d'être certain que la modélisation de plusieurs marches est possible et fiable. Pour cela, nous nous sommes inspirés d'un projet de 2011, portant sur l'étude d'une réparation en « step-lap » de 20 marches, grâce à une modélisation entièrement 3D. Dans notre cas, des éléments de liaison, appelés dans Samcef « RBE » ont été utilisés afin de relier les différents plans de collage entre eux. Les résultats numériques se sont avérés concluants, permettant par la même de réduire les temps de calcul considérablement, ce qui devrait nous aider lors des multiples itérations nécessaires à la modélisation de l'évaluateur.

Ainsi, la stratégie de modélisation étant complètement terminée puis validée grâce à l'exemple présenté dans la section précédente, la conception numérique de l'évaluateur technologique réparé, ainsi que sa cinématique menant au décollement du patch de réparation, peuvent être définies. Il sera dans un premier temps essentiel de définir un cahier des charges précis afin d'avoir une idée claire de ce qui est attendu dans la modélisation numérique et de bien justifier les choix qui seront faits par la suite.

6. Références bibliographiques du chapitre III

[Cognard, 2011] Cognard, J.Y., L. Sohier, and P. Davies. "A Modified Arcan Test to Analyze the Behavior of Composites and Their Assemblies Under Out-of-plane Loadings." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 42.1 (2011): 111–121.

[Voloshin, 1980] Voloshin, A., Arcan, M., «Pure shear moduli of unidirectional fibre-reinforced materials (FRM)», *Fiber Science and Technology*; Vol 13, pp. 125-134, 1980.

[Whitney, 1974] Whitney, J.M. & Nuismer, R.J., Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations, *Journal of Composite Materials*, 18 (1974) 263-5.

7. Liste des figures et des tableaux du chapitre III

Figure 60 : Modélisation d'une réparation à marche unique (échelle non représentative).....	98
Figure 61 : Excentration des fibres neutres.....	99
Figure 62 : Essai avec sollicitations en cisaillement mis en place dans le Chapitre II	100
Figure 63 : Conditions aux limites pour l'essai de sollicitation en cisaillement	101
Figure 64 : Essai de flexion mis en place dans le Chapitre II	102
Figure 65 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 3,57 mm (en mm)	104
Figure 66 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 7,96 mm (en mm)	104
Figure 67 : Déplacement selon X pour la longueur de marche moyenne 14,91 mm (en mm)	104
Figure 68 : Contrainte de cisaillement τ_{xz} aux nœuds pour les trois longueurs moyennes de la marche	105
Figure 69 : Evolution de la contrainte de cisaillement aux nœuds dans la longueur de la marche....	107
Figure 70 : Evolution de la contrainte de cisaillement dans la longueur de la marche (ici pour une marche de 15,25 mm)	109
Figure 71 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 4,48 mm	111
Figure 72 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 10,06 mm	111
Figure 73 : Déplacement selon Z pour une longueur de marche moyenne de 19,81 mm	112
Figure 74 : Contrainte aux nœuds σ_{zz} pour les trois longueurs de marche avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm	113
Figure 75 : Contrainte aux nœuds τ_{xz} pour les trois longueurs de marche avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm	114
Figure 76 : Contraintes de cisaillement τ_{xz} moyennes par élément pour les trois longueurs de marche lors de l'essai de cisaillement avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm.....	116
Figure 77 : Contraintes de pelage σ_{zz} moyennes par élément pour les trois longueurs de marche lors de l'essai de pelage avec a) 6 mm, b) 12 mm et c) 20 mm	116
Figure 78 : Réparation en escalier à trois marches	120
Figure 79 : Plans disjoints d'une réparation à trois marches	120
Figure 80 : Mise en place des éléments rigides (RBE), nœud à nœud	121
Figure 81 : Modélisation numérique 3D d'une réparation à 20 marches	122
Figure 82 : Modélisation numérique 2D d'une réparation à 20 marches	122
Figure 83 : Déplacement en X pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	123
Figure 84 : Déplacement selon Z de la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	123
Figure 85 : Contraintes σ_{zz} aux nœuds pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	124
Figure 86 : Contraintes τ_{xz} aux nœuds pour la modélisation 3D (haut) et pour la modélisation 2D (bas)	124
Figure 87 : Critère mixte de rupture de la colle à la charge ultime, par élément	125

Tableau 13: Rappel des valeurs expérimentales mesurées pour les essais de sollicitation en cisaillement	103
Tableau 14 : Calcul du critère de cisaillement d'après Whitney&Nuismer.....	106
Tableau 15 : Calcul du critère de cisaillement remanié	108
Tableau 16 : Application du critère de rupture en fonction du nombre d'éléments dans la longueur de la marche.....	109
Tableau 17 : Maillage pour les essais de flexion	111
Tableau 18 : Rappel des valeurs expérimentales mesurées pour les essais de flexion	111
Tableau 19 : Valeurs des contraintes moyennées maximales relevées en bout de marche pour l'ensemble des essais élémentaires	117
Tableau 20 : Valeur du critère de rupture proposé pour l'ensemble des essais élémentaires	117
Tableau 21 : Valeurs des contraintes moyennées par élément relevées en bout de marche pour les essais « élémentaires » sur les deux plus grandes longueurs de marche.....	118
Tableau 22 : Valeur du critère de rupture proposé pour l'ensemble des essais élémentaires avec un critère basé sur les valeurs moyennes par élément.....	119

Chapitre IV : Conception numérique de l'évaluateur technologique et de sa cinématique

1. Intentions et contexte de l'étude

Les deux chapitres précédents présentaient une étude expérimentale et numérique portant sur la capacité à disposer d'un ordre de grandeur du niveau de charge à rupture d'éprouvettes simples contenant un collage représentatif d'une réparation collée réalisée suite à une phase d'usinage. Ces études préliminaires ont permis de valider une stratégie de modélisation numérique légère en temps de calcul, qui est mise à profit pour l'étude d'un évaluateur technologique contenant une réparation collée, présentée dans ce chapitre, ainsi que dans le suivant.

Cette notion d'évaluateur technologique provient d'un concept original d'une boîte à outils ETMI (Evalueur Technologique Multi-Instrumenté) développé au sein du laboratoire Clément Ader. Cette dernière permet d'établir un dialogue calculs/essais adapté notamment au cas particulier des structures composites. Elle est ainsi composée d'un ensemble d'outils et de méthodologies complémentaires. Trois parties d'importance équivalente sont concernées : un volet expérimental, un volet numérique et un volet structural. L'objectif de cette boîte à outils est d'évaluer – numériquement et expérimentalement - la réponse d'un spécimen de taille réduite mais suffisamment représentative sous un état de contrainte complexe, et tout en contenant les échelles caractéristiques d'une structure industrielle.

L'évaluateur technologique est donc une pièce de grande dimension comparée à celle des coupons élémentaires créée au cas par cas afin de mettre en situation les problèmes liés aux singularités de conception dans la structure, ce qui reste plus économique que l'étude d'une pièce de taille réelle. Ceci permet alors une étude statistique ouvrant la voie à la prise en compte des variabilités inhérentes du matériau ou du procédé car l'évaluateur technologique permet d'adresser différentes échelles de la pyramide des essais.

D'une manière plus spécifique à la thèse présentée dans ce document, l'évaluateur technologique de réparation envisagé ici présente une épaisseur caractéristique d'une zone renforcée de peau de fuselage long courrier (4,2 mm) et une séquence d'empilement quasi-isotrope. La réparation envisagée est basée sur une interface « step-lap » (ou en escalier) et l'utilisation d'un patch, pré-polymérisé ou non avant son collage sur la pièce mère. Ce dernier est fabriqué avec le même procédé que la pièce saine et la réalisation d'une marche par pli s'effectuera en utilisant l'usinage par Jet d'Eau Abrasif (JEA), disponible au laboratoire ICA.

La stratégie de modélisation présentée dans le Chapitre III, volet numérique de la boîte à outils « évaluateurs technologiques multi-instrumentés », est au cœur de la conception numérique de l'évaluateur technologique et de sa cinématique, en définissant en premier lieu un cahier des charges assez détaillé, puis en expliquant la modélisation effectuée. Enfin, la cinématique retenue est

explicitée. Tout ce travail numérique a pour objectif d'étudier l'interface de collage d'une réparation en « step-lap » mais également d'une manière plus globale de comparer différents procédés d'obtention. Ces derniers devraient permettre par exemple de dégager l'influence qu'ils peuvent avoir sur la tenue mécanique d'une réparation collée. Cela donne à la boîte à outils « évaluateurs technologiques multi-instrumentés » un rôle d'accompagnement des démarches standards utilisées dans l'aéronautique.

2. Conception numérique de l'évaluateur technologique

2.1. Informations générales sur le bâti multiaxial

Un bâti multiaxial modulaire est disponible au sein de l'Institut Clément Ader. Cette machine originale est destinée à l'étude de structures composites représentatives en taille et en type de sollicitations que l'on peut appliquer par son biais. Elle a été initialement conçue et assemblée au sein de l'équipe de recherche spécifiquement pour le type d'étude qui fait l'objet de ce manuscrit.

C'est donc tout naturellement qu'il a été envisagé dès le départ de réaliser les essais sur évaluateurs de réparation dans ce bâti multiaxial. Afin de bien entrevoir la particularité de la conception de notre évaluateur technologique et de sa cinématique de chargement associée, il est nécessaire de comprendre son principe cinématique.

Le principe de fonctionnement de ce banc d'essais multiaxial repose sur deux ensembles mécaniques principaux et quatre vérins (Figure 88). La pièce centrale de l'ensemble (en orange sur le schéma de la Figure 88), que l'on nomme rectangle par la suite, est celle qui reçoit le mors mobile agrippant l'évaluateur en son centre (voir Figure 89). C'est également sur ce rectangle que viennent se fixer les quatre tiges de vérins (en jaune sur la Figure 88) par des liaisons rotules. Les quatre vérins sont également fixés à l'autre extrémité à un bâti fixe au moyen de liaisons rotules (en réalité des rotules à doigt dans la réalisation pratique du bâti).

Cette configuration rappelle le principe des hexapodes, mais avec seulement quatre vérins. Afin de supprimer deux degrés de liberté et rendre le système prévisible et pilotable, un bras (en bleu sur la Figure 88) est intercalé entre le rectangle et le bâti fixe. Ce bras est en liaison rotule avec le rectangle, et en liaison pivot d'axe Y avec le bâti. Il va donc avoir pour conséquence de bloquer deux mouvements du rectangle : le déplacement en Y et en Z du centre de la rotule entre le rectangle et le bras.

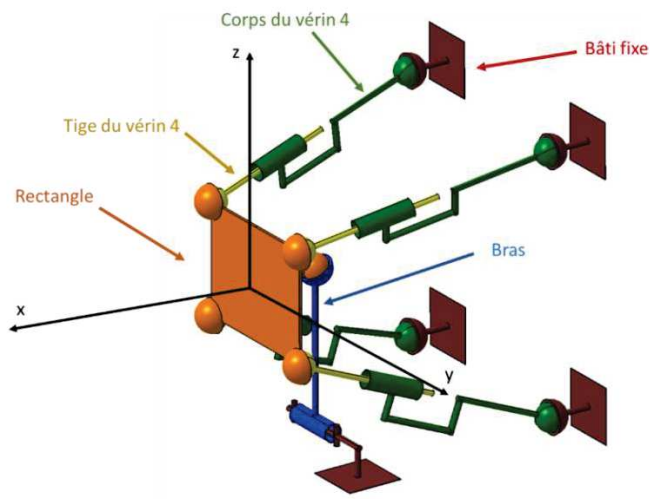


Figure 88 : Schéma cinématique du bâti d'essais multiaxial

La structure composite à solliciter est attachée sur deux extrémités : une extrémité est reliée au rectangle mobile, et l'autre extrémité est attachée à un point fixe du bâti d'essais (Figure 89). Ce rectangle est rendu mobile par le mouvement combiné des quatre vérins, dont la position est pilotée en fonction du temps. Cela permet d'imposer un chemin de déplacement prédéfini afin de piloter les déformations et donc la localisation des zones de sur-contraintes.

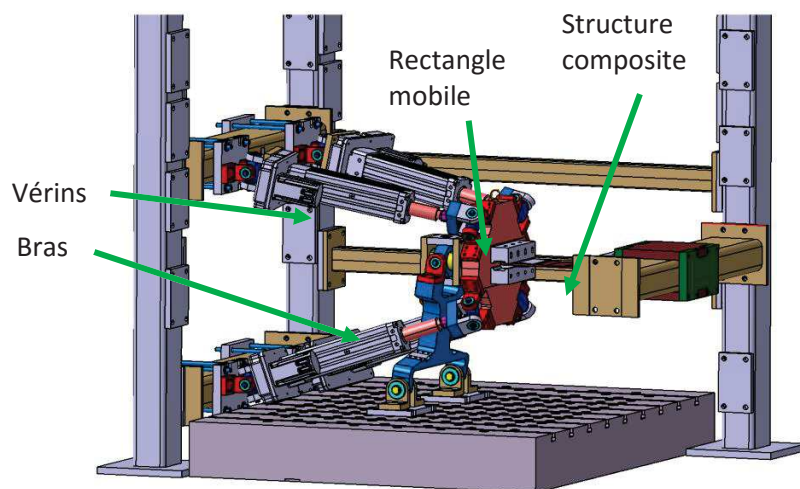


Figure 89 : Modélisation du bâti multiaxial

De plus, les quatre vérins étant indépendants, il est possible d'obtenir des combinaisons de quatre mouvements élémentaires. En effet, en sortant par exemple les deux vérins de gauche et en rentrant les deux de droite, on obtient ainsi une rotation autour du centre de la rotule, située entre le bras et le rectangle.

De la même manière, une sortie différentielle entre les vérins supérieurs et inférieurs conduit à une rotation autour de Y. Une rentrée ou une sortie synchronisée des quatre vérins conduit à un mouvement de translation dans la direction X du rectangle (et donc du mors mobile), tout en

introduisant un mouvement vertical par la rotation du bras autour de la liaison pivot située à son extrémité inférieure.

Cependant ce mouvement vertical est très faible devant le mouvement horizontal, mais est néanmoins pris en compte dans les conceptions et calculs. Enfin, le dernier mouvement possible est obtenu par une combinaison complexe de sorties et de rentrées des quatre vérins, et est un mouvement de rotation autour de l'axe X. Le pilotage de la machine permet de piloter chaque vérin indépendamment et suivant des séquencements complexes, et donc de cumuler les quatre mouvements élémentaires à volonté, dans le respect des courses, vitesses et efforts admissibles.

Du point de vue de la structure composite testée, ces mouvements entraînent donc la possibilité de combiner par exemple une flexion, une torsion et une compression (Figure 90). Cependant, la conséquence d'une telle liberté est que la recherche d'une cinématique dédiée entraîne une infinité de choix possibles.

La taille maximale de l'éprouvette dans la configuration actuelle de la machine est d'environ 600 mm de longueur par 300 mm de largeur au niveau des mors de préhension et 10 mm d'épaisseur (en employant des talons spécialement conçus qui ont une épaisseur d'environ 33 mm).

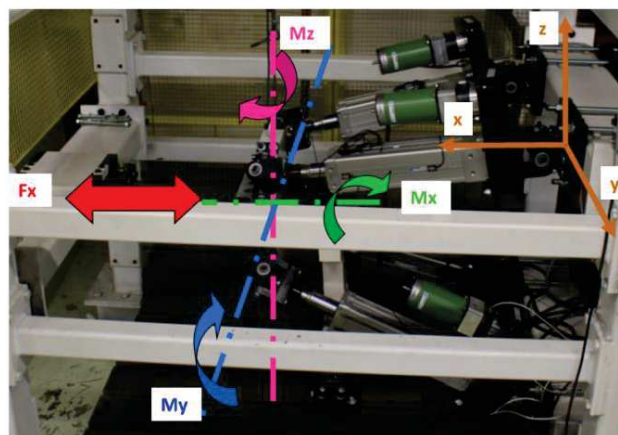


Figure 90 : Décomposition des quatre mouvements élémentaires

La stratégie que nous avons sélectionnée pour la conception des cinématiques d'essais est une conception assistée par un calcul numérique par éléments finis, destinée à s'assurer que la cinématique complexe envisagée génère effectivement l'état de contraintes attendu à la localisation souhaitée, tout en respectant l'ensemble des contraintes technologiques rendant l'essai réalisable.

De plus, il a été initialement décidé que la conception se ferait par une procédure d'optimisation itérative qui paraît la plus à même d'obtenir le résultat désiré tout en respectant au mieux les contraintes. C'est donc pour cette raison qu'il est absolument nécessaire que la stratégie de modélisation choisie soit la plus légère en temps de calcul possible, afin de permettre un maximum d'itérations menant au meilleur compromis.

Dans le cadre de l'étude présentée dans ce document de thèse, l'utilisation du bâti multi-axial a pour but de piloter à une cinématique conduisant à des flux de cisaillement/pelage dans le joint collé, et ce jusqu'à décollement du patch. Cela passe par la définition préalable d'un cahier des charges

permettant d'y voir plus clair sur les tenants et les aboutissants de la conception numérique de l'évaluateur puis de sa cinématique complexe, avant de se lancer dans la modélisation numérique à proprement parler.

2.2. Cahier des charges de cette conception

Le cahier des charges de la conception numérique de l'évaluateur est un temps de réflexion à deux niveaux : tout d'abord une première attention est portée sur l'ensemble évaluateur-cinématique, puis ensuite sur ce qui doit être modélisé, les raisons puis les choix qui seront faits afin de répondre à ces besoins. L'objectif premier de cet évaluateur technologique est l'étude d'une interface de réparation collée placée dans des conditions représentatives de la réalité.

Ces dernières se traduisent ici aussi bien par des contraintes géométriques que par des états de contrainte. Afin d'adresser des problématiques proches de la réalité de pièces structurales, on considère en premier lieu une épaisseur de matériau qui ne soit pas trop fine, mais qui puisse par exemple correspondre à l'épaisseur d'une peau de structure aéronautique.

Dans ce but, l'évaluateur technologique est constitué de 16 plis d'un matériau carbone/époxy HexPly® UD M10 T300 avec une séquence d'empilement quasi-isotrope : $[0/45/90/-45/-45/90/45/0]_s$. De la même manière, les plis du patch de réparation vont reprendre la stratification des plis de la plaque mère, mais avec un décalage d'un pli vers le haut. En effet, cela doit permettre d'obtenir des plis de même direction qui seront juxtaposés au niveau de chaque marche pour restituer une réparation de type step-lap.

Le deuxième objectif géométrique que doit remplir cet évaluateur est qu'il doit permettre la création d'une interface de réparation fermée, afin d'éviter tout effet de bord qui précipiterait le décollement du patch, influençant directement son comportement. La réparation envisagée est une réparation en « step-lap », avec une longueur de chacune des marches d'environ 9 mm, comprenant 1 mm de jeu de collage et une profondeur de marche égale à l'épaisseur du pli élémentaire. Ceci amène à un ratio de 1/30, cohérent avec la norme aéronautique pour le nombre de plis en jeu.

De plus, la forme de réparation sélectionnée est une réparation elliptique pour coller à des géométries actuellement mises en œuvre [Wang, 2009]. L'orientation de ces ellipses est définie comme une variable de la conception de l'évaluateur afin de permettre l'étude de son influence dans des travaux futurs. Il est également supposé que l'endommagement est traversant, ce qui oblige à enlever la matière sur toute l'épaisseur de l'évaluateur. L'ensemble de ces contraintes mène à des dimensions extérieures de l'évaluateur assez importantes au regard des éprouvettes de laboratoire habituelles, aux alentours de 650 mm de long pour 450 mm de large.

Ces dimensions ne devaient être, à ce stade de l'étude, que purement indicatives. Le calcul des dimensions optimales était un des objectifs initiaux de l'optimisation numérique, les valeurs données précédemment représentant les valeurs d'initialisation de la procédure. Cependant, dans le cadre de ce travail, ces valeurs sont restées des paramètres fixes. Enfin, il est choisi de réaliser cet évaluateur sous la forme d'une pièce composite hexagonale. En effet, la largeur maximale admissible dans les mors de la machine est de 350 mm, et ne permet pas de contenir la réparation décrite précédemment. La géométrie générale est donc élargie au centre pour contenir l'interface de réparation.

L'objectif principal de l'étude de cet évaluateur est de trouver la cinématique adéquate permettant un décollement du patch au niveau de la dernière marche, étant un pli à 0° grâce à une combinaison de sollicitations en compression, flexion (majoritairement) et torsion. Pour cela, lors de la stratégie de modélisation, une attention particulière a été portée à l'interface collée et moins aux différents

substrats. En effet, les choix effectués dans la partie précédente découlent de l'hypothèse retenue dans ce manuscrit, c'est à dire que l'interface collée est plus sensible aux contraintes hors plan que les substrats. Ainsi, tout délaminage dans les substrats est supposé nécessairement précédé d'une rupture de l'interface collée en mode mixte.

Une des forces de la démarche de conception d'un évaluateur technologique est qu'elle doit permettre une souplesse sur le choix de la zone d'endommagement ou de rupture. Ici, la zone d'étude sélectionnée pour l'interface collée est choisie en bout d'ellipse sur la dernière marche du patch du côté où le mors du bâti est fixe. Le choix de cette zone est fait entre autres dans le but de permettre une instrumentation par caméras optiques qui nécessite de limiter autant que possible les déplacements hors plan de la zone étudiée. L'endommagement de la zone sélectionnée doit apparaître tout en garantissant qu'aucune autre zone de collage ne cède auparavant, et en rajoutant la contrainte de ne pas endommager les parties composites de l'évaluateur. De plus, on cherche à étudier une rupture sous mode mixte cisaillement/pelage.

Ces choix s'accompagnent également des contraintes liées au bâti d'essais multiaxial présenté dans la section précédente. En effet, il est nécessaire de minimiser, ou du moins limiter, les charges dans les vérins précédemment cités tout en restant dans les courses admissibles. Ainsi, il faudra s'assurer lors de l'étude de la cinématique de l'évaluateur technologique que la course des vérins ne dépasse pas les 100 mm autour de la position de départ. De même, les efforts dans chaque vérin ne doivent pas être supérieurs à 40 kN pour chaque vérin, 15 kN pour le bras inférieur dans la direction Y et 30kN pour ce dernier également dans la direction Z, afin de n'endommager aucun composant mécanique du système de mise en charge. Il est donc primordial d'être capable de prédire le niveau de charge atteint par chaque composant du bâti, dont les vérins, lors de la conception numérique.

Pour résumer, le cahier des charges est le suivant :

- Pièce initiale de 16 plis avec une stratification quasi-isotrope,
- Endommagement supposé inscrit dans une ellipse de 120 mm x 60 mm,
- Interface de réparation fermée réalisée en 16 marches de longueur radiale 9 mm et de profondeur égale à celle du pli,
- Rupture de l'interface collée en bout d'ellipse sous mode mixte (si possible avec un ratio cisaillement/pelage de plusieurs unités, environ 3 par exemple),
- Déplacements hors plan de la zone d'intérêt réduits au maximum afin de rendre possible un suivi par stéréo corrélation d'images sur toute la longueur de l'essai.

D'un point de vue des contraintes technologiques :

- Effort dans chaque vérin limité à 40 kN,
- Effort en Y dans le bras inférieur à 15 kN,
- Effort en Z dans le bras inférieur à 30 kN,
- Longueur de l'évaluateur entre 550 mm et 700 mm (longueur entre les mors),
- Course dans chaque vérin inférieure à 100 mm autour de la position de départ,
- Largeur au niveau des mors de préhension de 350 mm maximum.

Les variables de conception sont :

- Déplacement de chacun des vérins,
- Orientation de l'ellipse,
- Dimensions de l'hexagone.

Il est désormais possible, grâce à toutes les informations explicitées dans cette section de mettre en place la modélisation numérique de l'évaluateur technologique, permettant ensuite l'étape de la définition de la cinématique de ce dernier.

2.3. Modélisation numérique de l'évaluateur technologique

La conception numérique reprend le cahier des charges présenté précédemment. Cette démarche de conception va s'appuyer sur la stratégie de modélisation allégée en temps de calcul qui a été présentée dans le chapitre III. Pour rappel, cette stratégie de modélisation est basée sur les choix suivants (Figure 91) :

- Les substrats composites parent et patch sont modélisés par des éléments coques composites localisés sur la surface de contact avec le joint de colle, donc ici sur 16 surfaces non coplanaires différentes pour chaque partie (parent et patch),
- Le film adhésif est modélisé par des éléments volumiques possédant un élément dans l'épaisseur du joint,
- Des éléments poutres rigides (éléments RBE de Samcef) servent à relier les différentes parties non-jointives de chacun des substrats,
- Les fibres neutres de chaque substrat sont replacées à leur position réelle, différente de la position de modélisation.

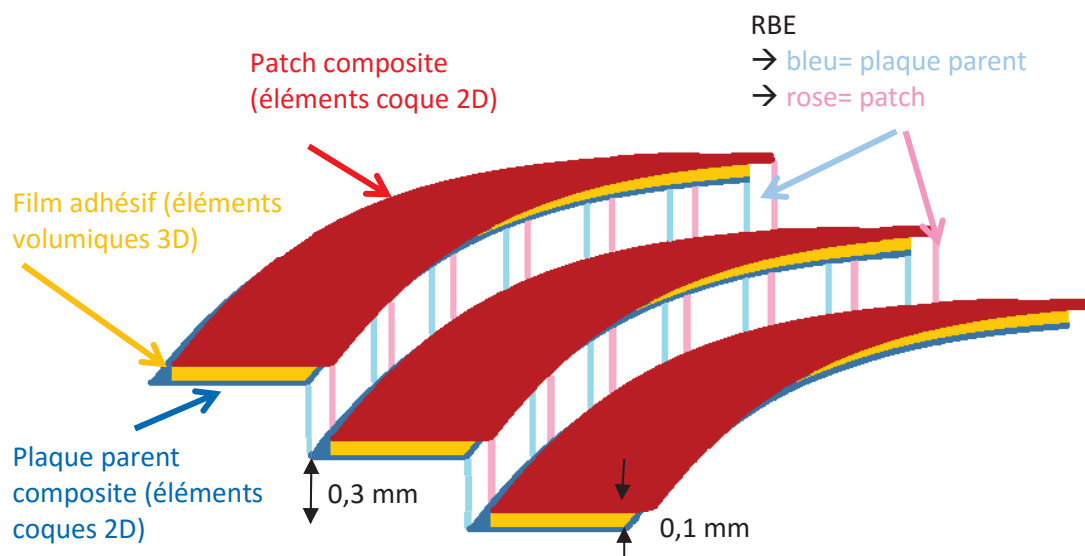


Figure 91 : Stratégie de modélisation d'une interface de réparation collée en marche d'escalier (échelle non respectée)

Pour créer ce modèle de l'évaluateur de réparation elliptique, la géométrie de la plaque hexagonale parent est tout d'abord définie, avant la géométrie des ellipses du substrat inférieur et supérieur. Afin de mettre en place une procédure d'optimisation sous contraintes conduisant à la conception, des paramètres tels que la position et l'orientation de l'ellipse, la largeur de la pièce ou encore la longueur de la partie centrale, sont définis comme un ensemble de paramètres variables auquel aura accès le logiciel d'optimisation.

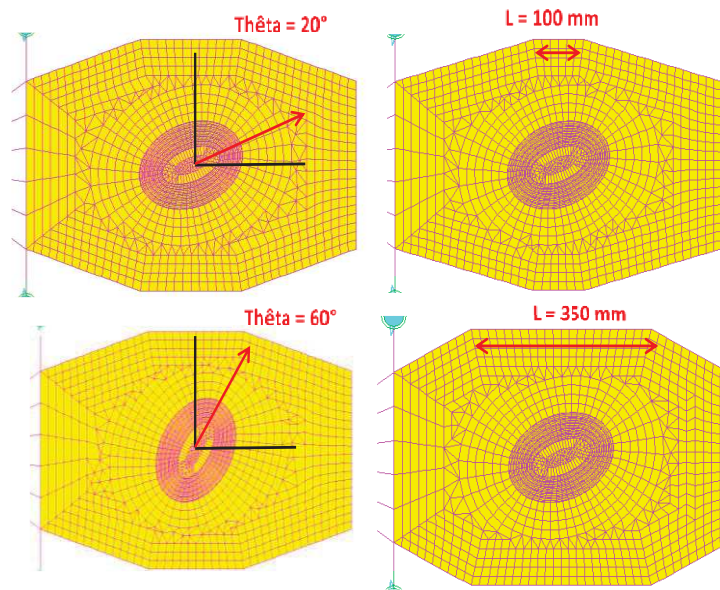


Figure 92 : Paramétrage de certaines propriétés de l'évaluateur et du patch de réparation : deux valeurs de l'orientation angulaire du patch (à gauche, en haut et en bas) et deux longueurs de deux côtés opposés de l'hexagone extérieur (à droite, en haut et en bas)

La définition des ellipses est constituée d'un angle θ permettant l'orientation de ces dernières, de la position du centre ainsi que des grands et petits axes des ellipses (Figure 92 et Figure 93).

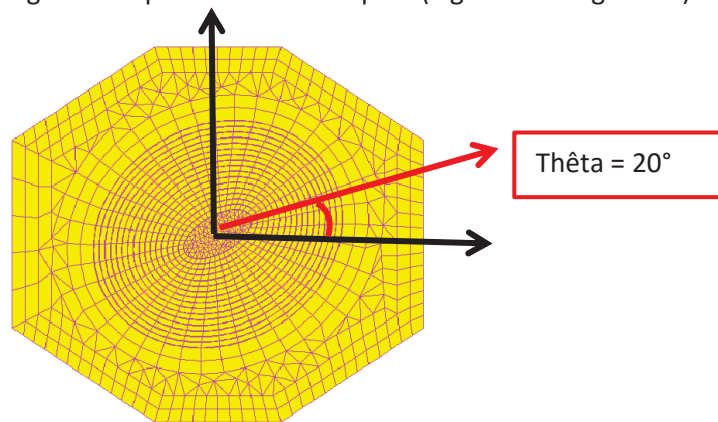


Figure 93 : Orientation de l'angle θ (l'angle de cette étude est fixé à 20°) – échelle non respectée

Au terme de cette étape, les plans des substrats sont réalisés, la colle est alors définie puis extrudée pour relier les substrats inférieurs et supérieurs ensemble. Tous les plans étant créés, il reste à mettre en place les éléments rigides nœuds à nœuds, ce qui est une étape longue et complexe sur le progiciel Samcef® (Figure 94).

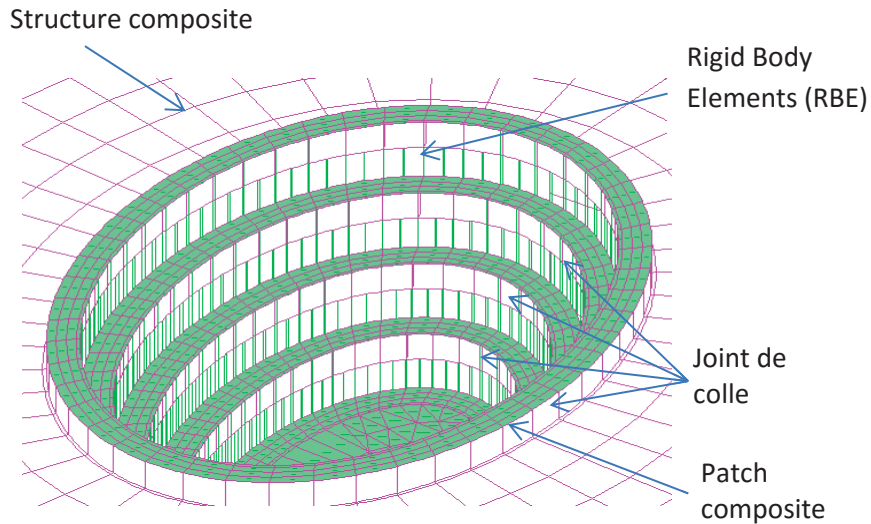


Figure 94 : Définition des parties modélisées – échelle non respectée

En effet, cette commande nécessite la définition de nœuds maîtres ainsi que de groupe de nœuds esclaves. Or, le numéro des nœuds n'est pas généré de façon à avoir une suite logique entre le substrat inférieur et le substrat supérieur à relier. Ainsi, les nœuds doivent être renumérotés puis chaque nœud esclave doit être associé à un groupe avant de définir la commande reliant chaque nœud esclave à son nœud maître.

Enfin, la modélisation de l'évaluateur se termine par l'indication de la position des fibres neutres de flexion, par un décalage à partir de la position géométrique de modélisation des éléments coques composites (Figure 95). Cependant, il est fait ici l'hypothèse que la fibre neutre se situe dans le plan de géométrie moyen, et n'est pas calculée en fonction du schéma de stratification en vis-à-vis de chaque plan. Une telle modification serait à apporter un jour afin d'améliorer ce modèle.

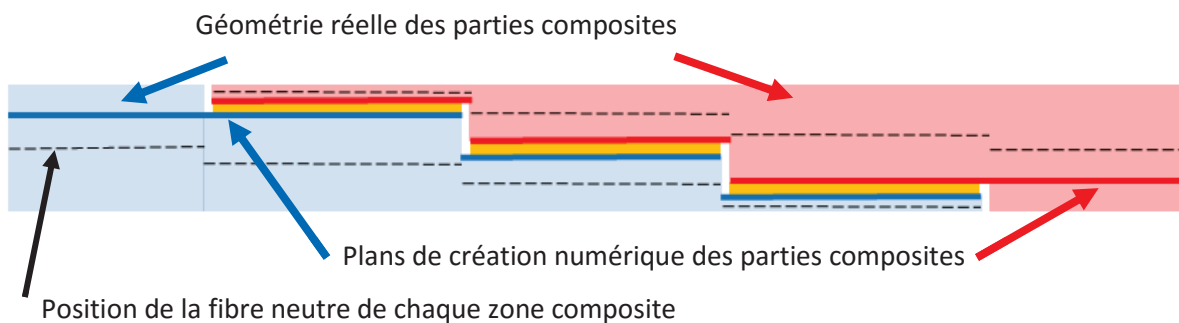


Figure 95 : Correction de la position des fibres neutres de chaque partie composite

Afin de respecter les contraintes technologiques liées au fonctionnement de la machine d'essais, à savoir principalement les courses et efforts dans les vérins, il est nécessaire de modéliser une partie de cette machine (Figure 96). Dans ce but, la modélisation numérique inclut le bras, le rectangle mobile ainsi que les vérins. Le bras est modélisé par une pièce infiniment rigide, articulée par une liaison pivot en son extrémité inférieure (réalisée par un blocage de cinq degrés de libertés du nœud inférieur) et via une rotule avec le rectangle. Celui-ci est modélisé par des éléments coques auxquels on attribue l'épaisseur réelle ainsi que le matériau réel de la pièce. Une souplesse éventuelle de cette pièce sera

donc prise en compte, ainsi que son influence sur la capacité à introduire la cinématique désirée au niveau du mors mobile.

Les vérins sont modélisés par des liaisons glissières reliées aux quatre coins du rectangle par une liaison sphérique (Figure 96). L'autre extrémité des vérins est fixée en déplacement dans les trois directions, de manière à représenter simplement une liaison rotule entre les vérins et le bâti fixe. Ce choix de modélisation des vérins permet de piloter directement les déplacements des liaisons glissières dans les courses admissibles. Il est également possible grâce à cela d'obtenir l'effort dans chaque vérin en contrôlant l'effort transmis dans chacune des liaisons sphériques situées aux quatre coins du rectangle. De plus, ce choix de modélisation est cohérent avec la réalité matérielle du bâti d'essai, puisqu'un essai se fait par un pilotage en déplacement de chacun des vérins. Cette solution, incluant la modélisation des éléments réels de la machine, est apparue comme la plus simple et la meilleure manière de vérifier facilement les contraintes technologiques dans une stratégie d'optimisation itérative.

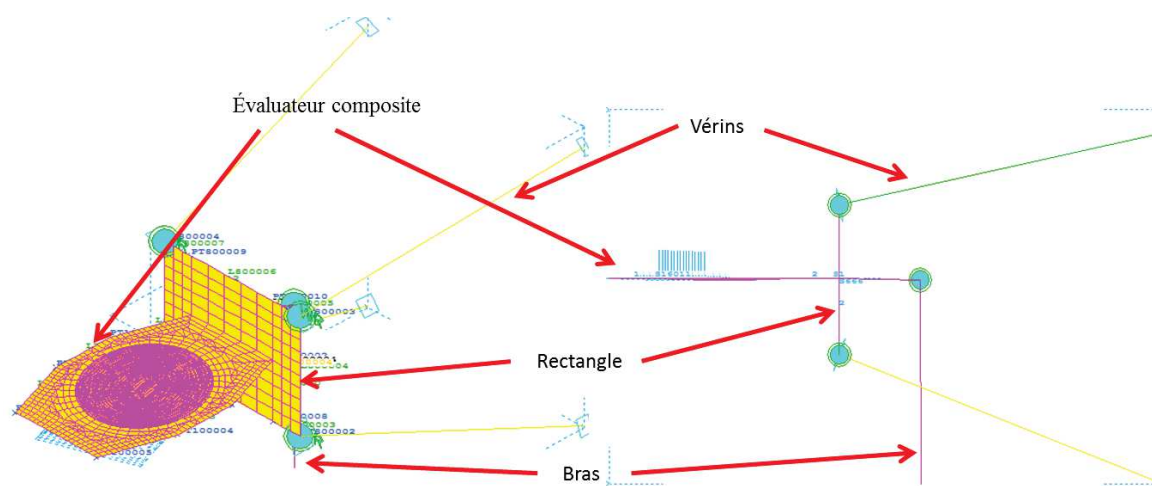


Figure 96 : Définition de l'ensemble évaluateur/bâti multiaxial (vue de trois quarts et de côté)

Pour un évaluateur de cette dimension, le tableau suivant (Tableau 23) regroupe les informations concernant le nombre d'éléments :

Tableau 23 : Informations numériques par rapport aux éléments du modèle

Informations numériques	Valeurs
Nombre d'éléments volumiques	2304
Nombre d'éléments coques composites	6947
Nombre d'éléments de mécanismes	9
Nombre d'élément poutre rigide (bras)	1
Nombre d'éléments rigides	2886

Il est important de remarquer que dans le cas d'un modèle 3D présentant des éléments volumiques pour les parties composites, on pourrait en première approximation multiplier par 16 le nombre d'éléments pour se faire une idée de l'ordre de grandeur de la complexité qu'aurait le modèle sous ces hypothèses, ramenant à plus de 100000 le nombre d'éléments dans la structure composite, comprenant la plaque et le patch et augmentant les temps de calcul de manière considérable.

Pour la condition de l'évaluation de la rupture, deux groupes sont définis, avec des critères de rupture : tout d'abord, un groupe « rupture » est spécifié en sélectionnant les mailles où la rupture est

souhaitée, ensuite un groupe « colle intacte », qui représente le reste de l'interface collée, ne devant pas casser. Ces deux groupes sont soumis à un critère de rupture mixte, associant des valeurs limites en pelage et en cisaillement :

Equation 12.
$$\frac{\sigma_{ZZ}^2}{20^2} + \frac{\tau_{XZ}^2 + \tau_{YZ}^2}{39^2} = C$$

La valeur 39 (MPa) représente la valeur à rupture de l'interface collée en cisaillement tandis que la grandeur 20 (MPa) représente la valeur à rupture de ce joint collé en pelage, ces valeurs ayant été définies dans le chapitre III. Pour qu'il n'y ait pas rupture, il faut alors que la valeur obtenue à partir de ce critère soit inférieure à 1.

Ensuite, un dernier groupe « composite » décrit l'ensemble des substrats qui eux non plus ne doivent pas rompre, selon un critère « classique » de Tsai-Hill. La création de ces différents groupes permet de donner des objectifs et des contraintes lors de la procédure d'optimisation, différents suivant la zone étudiée.

Enfin, le déplacement des vérins est l'une des principales variables d'entrée de l'optimisation : ces derniers doivent créer une cinématique idéale au décollement du patch mais tout en minimisant les charges dans les vérins. La modélisation numérique étant mise en place, avec la définition à la fois de l'évaluateur technologique et du bâti d'essai, mais également avec la spécification des critères et indicateurs de rupture, il est désormais possible de passer à la phase de recherche de la cinématique.

3. Mise en place de la cinématique

Le cahier des charges présenté dans la section précédente a permis de dégager les contraintes technologiques mais également les variables de conception. Lors de la mise en place de la cinématique, qui va être présentée ici, il est décidé de ne pas toucher aux dimensions de l'hexagone ou à l'orientation de l'ellipse mais de piloter la cinématique par les déplacements des vérins.

Néanmoins, la définition de la cinématique est une étape très couteuse en termes de temps et d'énergie. En effet, des centaines d'itérations sont nécessaires afin d'arriver à une cinématique qui se rapproche autant que possible des objectifs définis dans cette étude. Dans un premier temps, des cinématiques dites « basiques » sont présentées puis une étude plus complexe est proposée, jusqu'à arriver à la cinématique finale qui est explicitée. Pour ce faire, le travail présenté dans cette section est effectué avec un module de résolution numérique non linéaire, nous permettant de pouvoir représenter des évolutions complexes et des non-linéarités géométriques.

Afin de savoir si la cinématique trouvée correspond au souhait initial, il est décidé, avant d'entamer le travail d'itération, que la rupture doit avoir lieu sur la dernière marche du patch de réparation, et du côté des mors mobiles du bâti d'essai multiaxial. L'étape de la conception numérique de la cinématique découle donc de ce choix, et est présenté.

3.1. Premières itérations

Afin d'affiner les choix au fur et à mesure de la démarche numérique, il est choisi tout d'abord d'effectuer des cinématiques dites « basiques », où l'évaluateur n'est soumis qu'à un seul type de

sollicitation, ou plutôt à un mouvement élémentaire. Ensuite, la cinématique est rendue plus complexe afin d'arriver au meilleur compromis.

3.1.1. Cinématiques « basiques »

3.1.1.1. Rotation autour de l'axe Y

Dans cette première hypothèse, on impose une rotation autour de l'axe Y autour du centre de la rotule. Dans les résultats présentés ici, on a imposé une rotation de 6.3° , compatible avec les limitations machine. Cette cinématique introduit une flexion dans l'éprouvette, couplée à une traction générée par l'éloignement du mors mobile et du mors fixe.

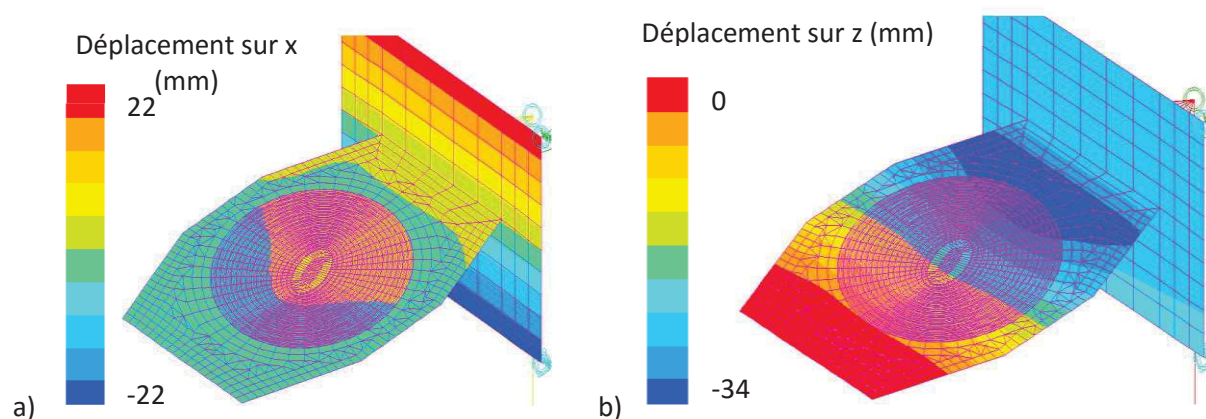


Figure 97 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y

Le déplacement selon Z montre l'effet de la flexion sur l'éprouvette, avec un déplacement total de 34 mm (Figure 97). Cependant, il est important de regarder l'ensemble des cartographies de contraintes pour savoir si une rupture est envisageable et si oui, à la localisation désirée. Les Figure, Figure 99 et Figure 100 reprennent les contraintes σ_{zz} , τ_{xy} et τ_{xz} (sollicitations en cisaillement et pelage).

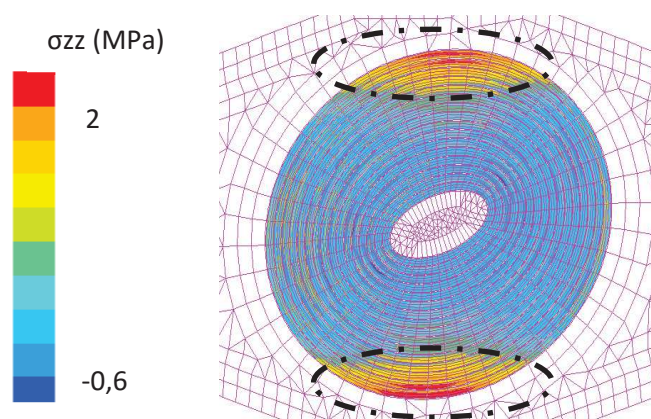


Figure 98 : Contrainte aux nœuds σ_{zz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y

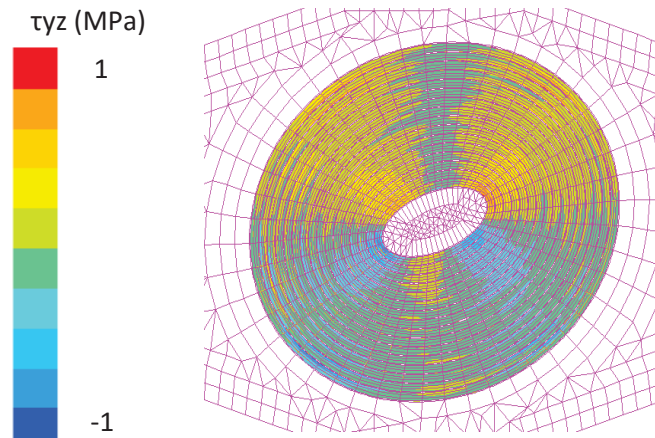


Figure 99 : Contrainte aux nœuds τ_{yz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y

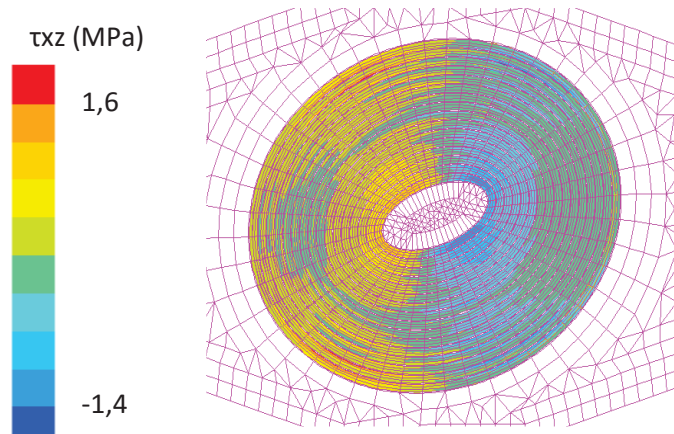


Figure 100 : Contrainte aux nœuds τ_{xz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y

Sur les trois figures, il paraît évident que les contraintes sont trop basses et donc que la rupture du film adhésif n'aura pas lieu sous ce type de cinématique avant d'atteindre les limites des courses de la machine d'essai. Néanmoins, il est important de remarquer que pour les contraintes σ_{zz} , la localisation est encourageante. En effet, la plus grosse concentration de contraintes (environ 1,5 MPa, Figure 98) se situe sur la dernière marche de la réparation, bien que positionnée dans la zone du petit axe de l'ellipse, comparée à l'extrémité du grand axe souhaité.

3.1.1.2. Déplacement sur l'axe X positif

En premier lieu, il est important de noter que pour cette cinématique, le déplacement des vérins imposé (en première approximation le déplacement en x des quatre coins du rectangle de sollicitation, voir Figure 101-a) est bien inférieur aux déplacements imposés pour la cinématique précédente, à savoir 1,25 mm contre 22 mm précédemment (Figure 97-a). En effet, lors d'une première estimation du comportement de la structure, la valeur des efforts dans les vérins était au-dessus de la limite du bâti multiaxial. Il a donc été décidé de réduire le déplacement des vérins, tout en assurant une

sollicitation en traction. Cette cinématique est obtenue en rentrant les quatre vérins de la même valeur, aux écarts de projection près. Il ne s'agit pas d'une traction « pure » dans le sens où la construction de la machine fait que tout mouvement horizontal est accompagné d'un petit déplacement vertical. Cependant ici, pour un déplacement horizontal de 1 mm, la perturbation verticale engendrée est de 10^{-3} mm, donc parfaitement négligeable.

La Figure 101 montre les déplacements selon les deux axes de l'évaluateur technologique soumis à une telle cinématique. Comme expliqué précédemment, il est possible d'observer que le déplacement selon X n'est que de 1,25 mm, ce qui n'est pas beaucoup comparé aux déplacements de la première cinématique. Il est à noter également que des déplacements hors plan apparaissent sur toute la surface de l'évaluateur. Pour rappel, les plis du patch reprennent la stratification des plis de la plaque mère, mais avec un décalage d'un pli vers le haut. Ceci permet d'obtenir des plis de même direction, juxtaposés au niveau de chaque marche. Cette dissymétrie, qui apparaît dans la stratification au niveau de la réparation, entraîne donc des couplages traction/flexion responsables de ces mouvements hors-plan.

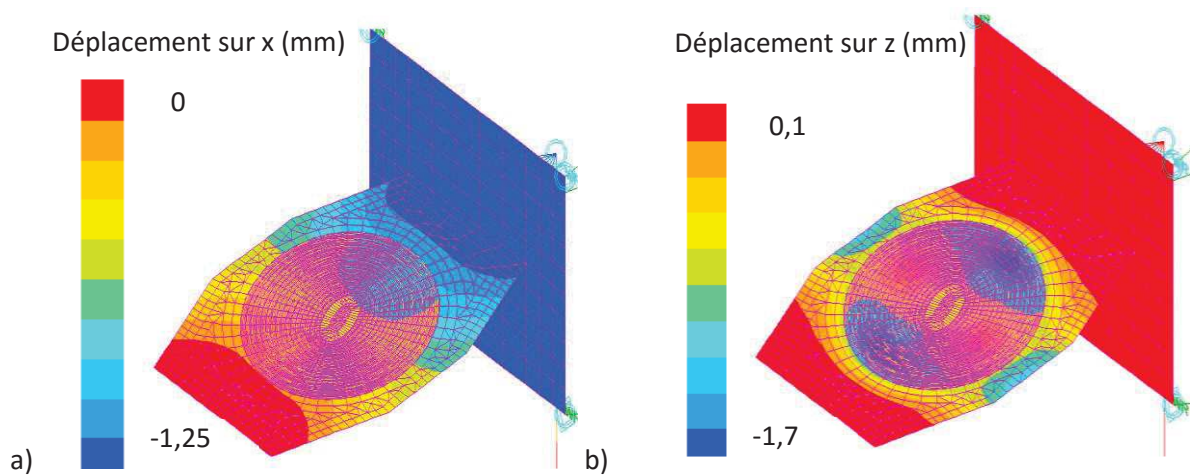


Figure 101 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+

Les Figure 102, Figure 103 et Figure 104 montrent la cartographie des contraintes en pelage et en cisaillement pour une cinématique uniquement composée d'un mouvement dans la direction de traction. Bien que les valeurs soient inférieures à celles recommandées pour mener à la rupture du patch de réparation, il est possible de remarquer que la localisation sur la dernière marche de la réparation est quelque peu encourageante. Néanmoins, et comme pour toutes les cinématiques « basiques » étudiées, les valeurs maximales des contraintes se situent sur le petit axe de l'ellipse, contrairement à l'objectif de cette étude qui est de provoquer une rupture de l'interface collée au niveau du grand axe de l'ellipse de réparation.

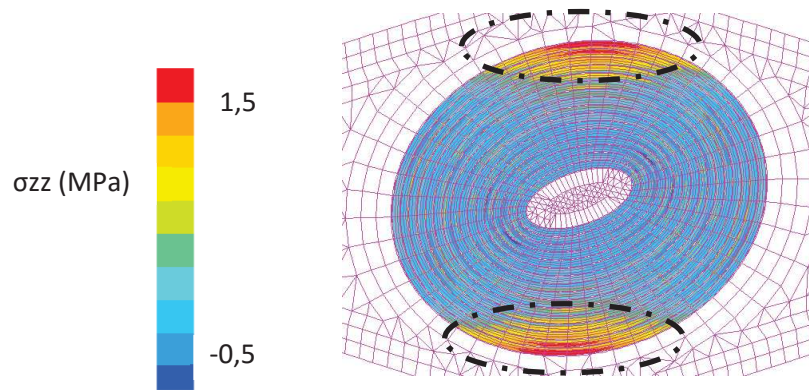


Figure 102 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+

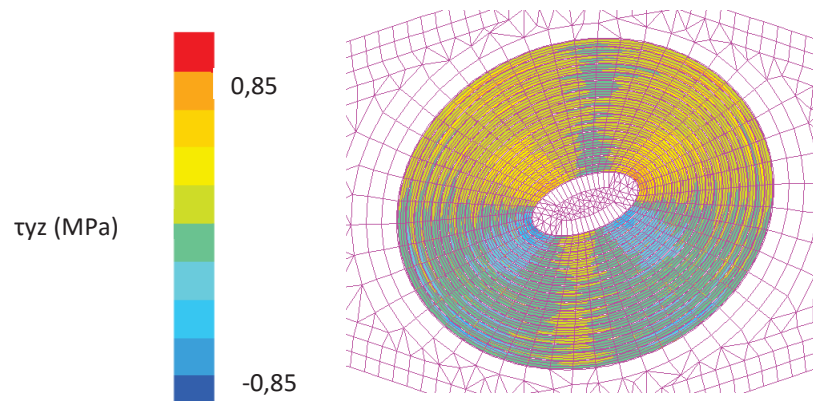


Figure 103 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+

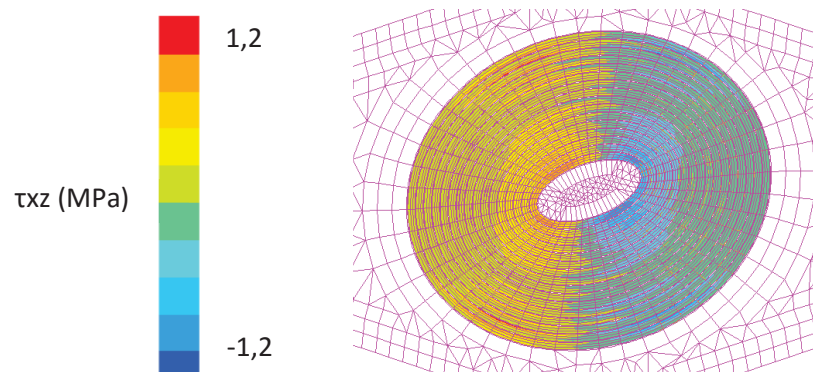


Figure 104 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+

3.1.1.3. Déplacement sur l'axe X négatif

Cette cinématique est obtenue en imposant un déplacement quasiment égal aux quatre vérins. Le déplacement imposé ici (environ 21 mm) est suffisant pour faire apparaître des modes de flambage qui sont ceux nous intéressant dans ce paragraphe. Les résultats avant flambage correspondent, au signe près, à ceux obtenus dans le cas de la cinématique élémentaire en traction. Comme précisé, le

calcul est mené à l'aide d'un module de calcul non linéaire. La Figure 105 montre les déplacements selon X et Z de cette modélisation où la cinématique est un déplacement dans la direction de compression.

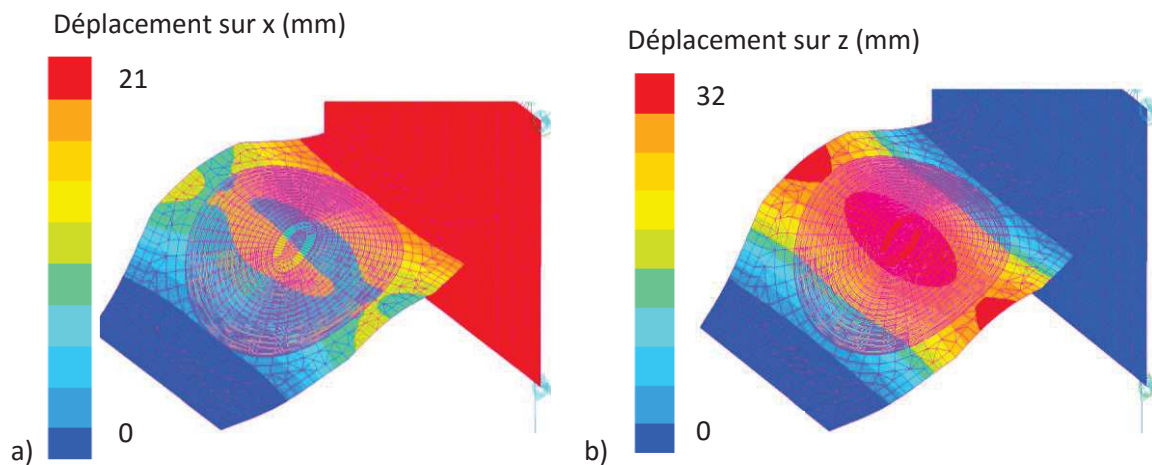


Figure 105 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-

De la même manière que la sollicitation en flexion creuse l'évaluateur technologique, cet essai avec une cinématique composée uniquement de sollicitations en compression, vient « bomber » la pièce par la création d'un flambement, déplaçant le centre de 32 mm pour un déplacement axial de 21 mm. Il est désormais possible de supposer qu'une combinaison de ces deux cinématiques permettrait une série de mouvements complexes pouvant mener à l'objectif final de ce manuscrit.

Les Figure 106, Figure 107 et Figure 108 quant à elle représentent les contraintes hors plan et en cisaillement de cette cinématique. Pour la contrainte en pelage, bien que les valeurs maximales soient plus encourageantes car plus élevées que celles pour une cinématique de sollicitation en flexion, la localisation n'est pas acceptable. En effet, les contraintes maximales se situent selon le petit axe de l'ellipse mais en plus, il est possible d'observer qu'elles ne sont pas placées sur la dernière marche de la réparation en « step-lap ».

Néanmoins, pour les contraintes de cisaillement, des marqueurs de contraintes maximales, quoique trop bas pour mener à la rupture, apparaissent dans l'axe souhaité, permettant de confirmer que la compression serait envisageable afin d'obtenir une rupture mixte pelage/cisaillement.

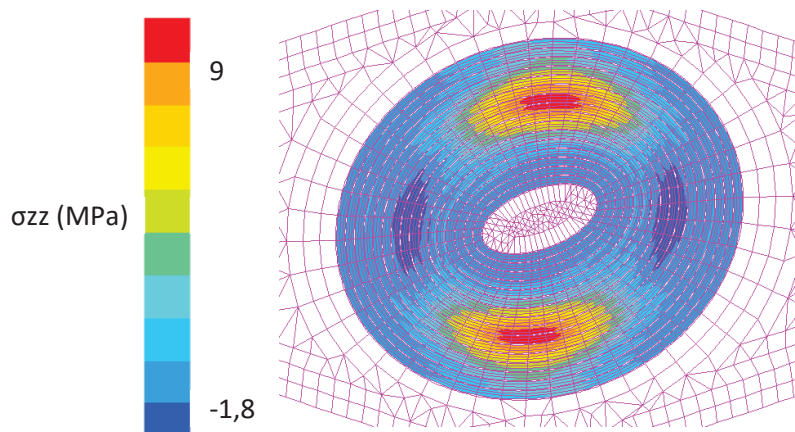


Figure 106 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-

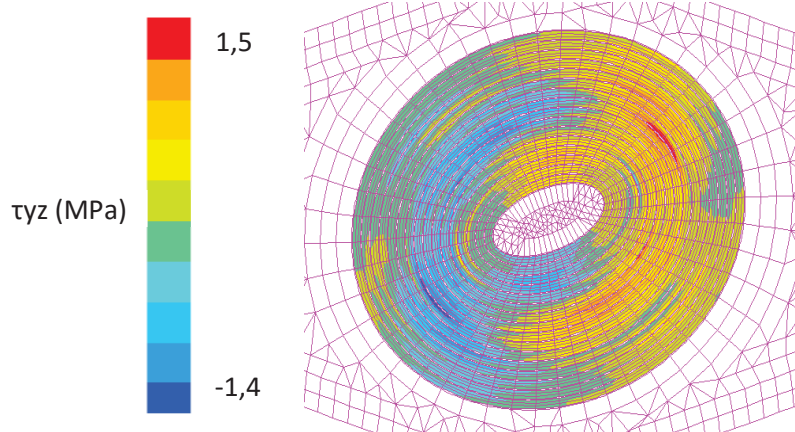


Figure 107 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-

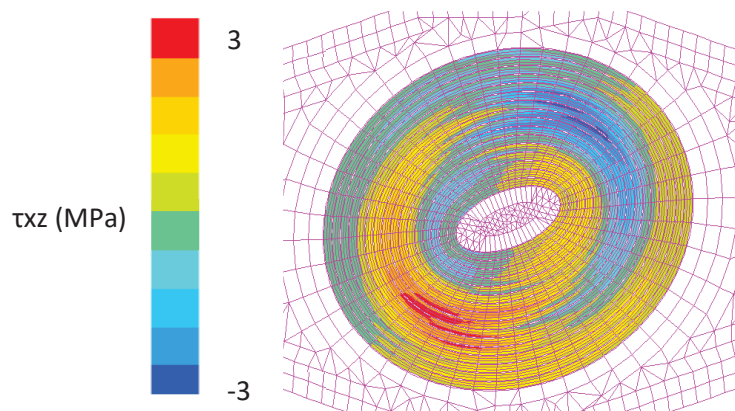


Figure 108 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée uniquement d'un déplacement sur l'axe X-

3.1.1.4. Rotation autour de l'axe X

Une cinématique uniquement composée de sollicitations en torsion est la dernière cinématique dite « basique » étudiée avant de passer à un modèle de cinématique plus complexe. Cette cinématique, abusivement appelée « torsion », est obtenue en bougeant uniquement un seul vérin et en bloquant les trois autres. Si le mouvement de torsion est effectivement le mouvement principal constaté, ce mouvement génère aussi des petits mouvements dans les autres directions. Tout comme la cinématique en déplacement sur l'axe X+, il est important ici de mentionner que les déplacements des vérins ont été réduits pour la même raison, à savoir respecter les valeurs limites des efforts acceptables aux vérins, qui sont de 40 kN.

Ainsi, grâce à la Figure 109 suivante, il est possible d'observer que le champ de déplacement selon Z est le témoin d'une légère torsion.

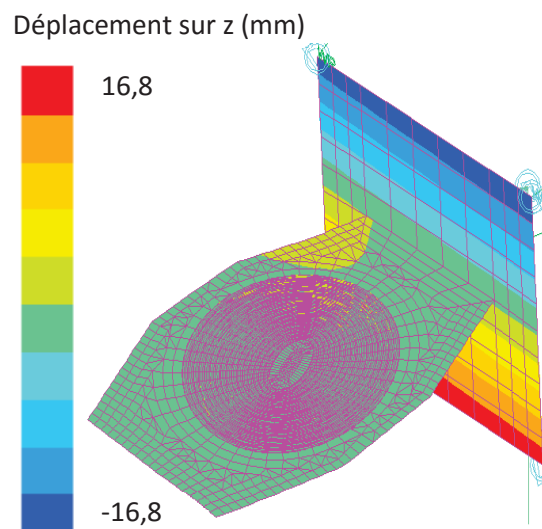


Figure 109 : Déplacement selon Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X

Les Figure 110, Figure 111 et Figure 112 représentent la cartographie des contraintes en pelage et en cisaillement. Il est possible de remarquer que les valeurs sont faibles pour les trois types de contraintes, et que la cartographie ne permet pas de dégager une zone avec des valeurs maximales. Devant d'aussi faibles valeurs de contraintes pour de grandes valeurs d'efforts aux vérins, ce type de sollicitation ne sera pas retenu pour la cinématique complexe.

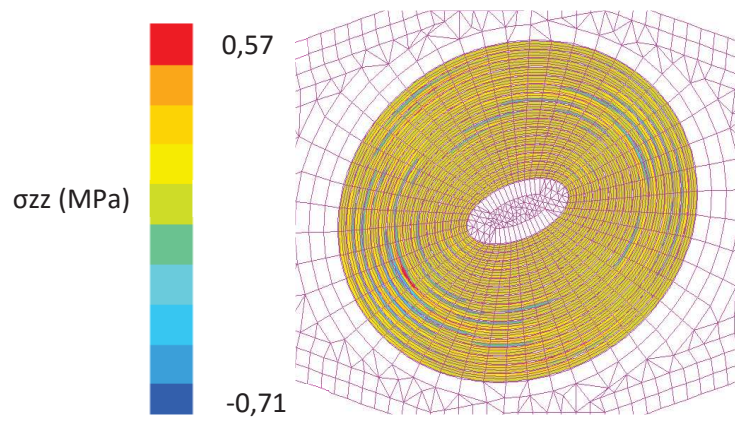


Figure 110 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X

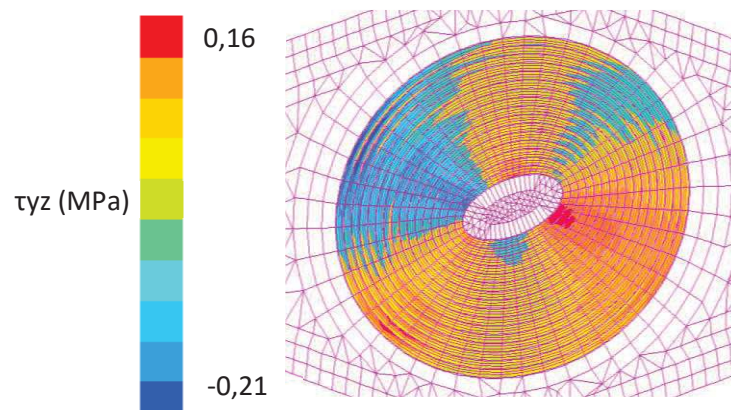


Figure 111 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X

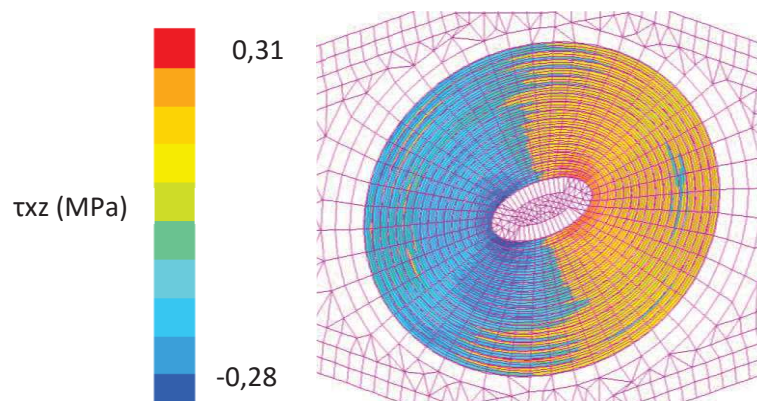


Figure 112 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X

Les quatre types de cinématiques dites « basiques » ayant été étudiés, il est possible de dégager de ces dernières que les sollicitations en flexion et en compression semblent être les plus prometteuses en termes de contraintes mais également d'efforts dans les vérins et des contraintes machine à

prendre en compte lors de la modélisation numérique. Ainsi, d'après ces choix, les itérations de cinématiques complexes peuvent débuter.

3.1.2. Cinématique complexe

Une fois les cinématiques dites « basiques » étudiées, il est nécessaire de se baser sur ces dernières afin de construire une cinématique complexe, combinaison de plusieurs cinématiques « basiques ». En effet, il apparaît via les résultats précédents qu'aucune cinématique dite « basique » n'a de chances de faire céder le joint de colle avant qu'on atteigne les limites de la machine d'essais, en efforts ou en courses admissibles. Quoique non présentés dans ce document, il est important de rappeler que pour les cinématiques de sollicitations en « traction » et en « torsion », les efforts dans les vérins atteignent rapidement des valeurs limites, frôlant les 40 kN maximaux.

Ainsi, on décide de ne partir que sur un ensemble de sollicitations en « compression » et en « flexion ». Durant tout le développement de ce travail, il a été envisagé de réaliser la recherche de la cinématique idéale via un logiciel d'optimisation numérique, et l'ensemble des développements et de la programmation du modèle EF dans le logiciel Samcef a été fait en ce sens. Cependant, devant le manque de temps pour terminer complètement l'étude, il est apparu que nous ne disposions pas du temps nécessaire pour apprendre et maîtriser assez finement le logiciel d'optimisation envisagé (BossQuattro). S'il ne fait pas de doute que ce logiciel nous aurait permis de réaliser une vraie optimisation automatique de notre problème, nos premières expérimentations nous ont montré qu'il restait un certain nombre de difficultés à surmonter afin de réussir à résoudre le problème complexe qui est le nôtre.

Devant la nécessité d'avancer et de réaliser les essais à temps, il a été décidé alors que la recherche de la cinématique optimale serait faite manuellement, en tirant profit au maximum de l'expérience qui a été acquise sur les essais de cinématiques basiques. Si ceux-ci ne nous ont pas ouvert de voie évidente, ils ont fourni cependant des indices et des pistes de réflexions, que l'on a complétés en essayant manuellement plusieurs combinaisons de sollicitations.

Les figures présentées dans cette sous-section représentent une cinématique complexe durant les itérations alimentant la réflexion vers un meilleur compromis. La figure 26 montre le déplacement selon Z pour une de ces itérations. Il est possible d'observer qu'un mélange de compression et de flexion a été appliqué sur l'évaluateur de sorte que le centre de ce dernier, lieu de la réparation se creuse.

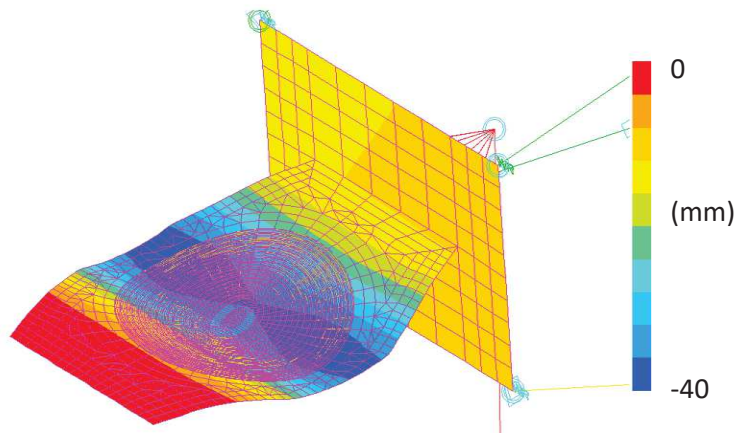


Figure 113 : Déplacement vertical lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique

Les Figure 114 et Figure 115 suivantes représentent les contraintes de pelage et de cisaillement de la cinématique précédente. Bien que les valeurs maximales et minimales soient au-dessus de celles trouvées lors de la présentation des cinématiques « basiques », ces contraintes sont encore loin de pouvoir prétendre de mener le patch de réparation et l'interface collée à la rupture.

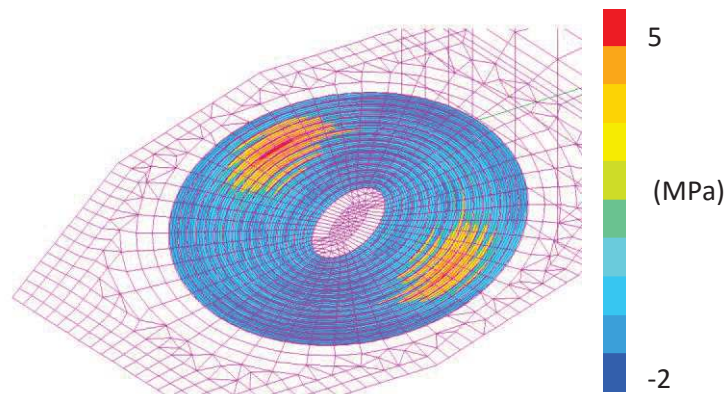


Figure 114 : Contrainte de pelage σ_{zz} aux nœuds lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique

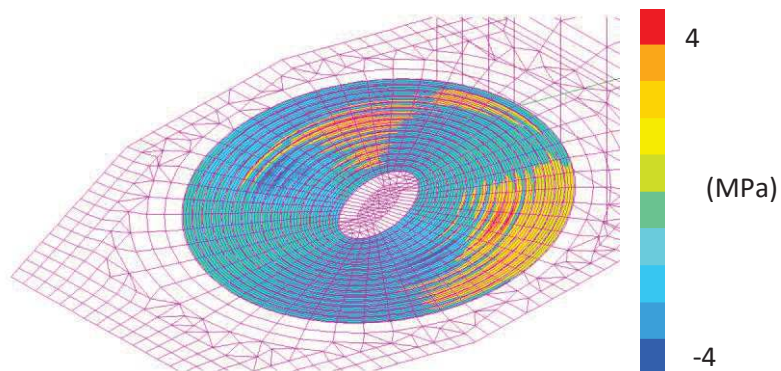


Figure 115 : Contrainte de cisaillement τ_{xz} aux nœuds lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique

On remarque grâce aux Figure 113, Figure 114 et Figure 115 que les contraintes maximales souhaitées ne se trouvent pas à la localisation désirée, indiquant qu'il est nécessaire de continuer les itérations, en faisant évoluer le chargement vers des sollicitations en compression, puis en flexion, afin de trouver le compromis le plus performant menant au décollement du patch, tout en minimisant les efforts dans les vérins.

3.2. Cinématique finale choisie

Après avoir présenté les premières étapes de cinématiques approchées, il est désormais possible de présenter l'ensemble des sollicitations complexes qui mèneront au décollement du patch de réparation. Comme il a été précisé plus tôt, nous nous orientons vers une sollicitation qui soit une combinaison de flexion et de compression, d'un point de vue « macroscopique ». La plupart des combinaisons essayées ont permis de se rapprocher du résultat désiré en introduisant un flambement de la zone réparée. Cependant, un flambement « classique » présente deux inconvénients majeurs.

D'une part, il engendre de forts risques de rupture des parties composites au centre de la pièce avant que l'interface collée ne cède. D'autre part, la zone la plus sollicitée du joint de colle, au sens du critère mixte présenté plus tôt, se situe au centre de l'éprouvette, du côté des petits axes de l'ellipse, et subit un important déplacement hors plan durant l'essai, rendant difficile, voire impossible, le suivi de la zone d'intérêt par méthodes optiques de corrélation d'images numériques.

Afin de pallier ces problèmes, on choisit de se diriger vers un mode de flambement possédant une double courbure, c'est-à-dire possédant un sommet suivant l'axe Z positif et un sommet en Z négatif (déformée en S). Néanmoins, contrôler un tel mode de flambement s'avère difficile dans le cas d'un mouvement simple, puisque quelle que soit la combinaison de flexion et de compression utilisée, le mode de flambement généré induit un unique point extrême, déformant l'évaluateur sous la forme d'un « chapeau de gendarme », alors que nous souhaitons obtenir une déformée en forme de « S ».

Ainsi, dans le but de générer la déformée souhaitée, il est nécessaire d'introduire un chargement complexe en sollicitations, mais également complexe s'agissant de l'évolution temporelle des mouvements pilotés. Après quelques tentatives, il apparaît effectivement possible d'obtenir la déformée attendue par un mouvement réalisé en 4 à 5 phases différentes. De plus, il semble que cette cinématique possède l'avantage de solliciter très fortement l'interface collée à l'endroit souhaité, c'est-à-dire vers la dernière marche, et tout au bout du grand axe de l'ellipse.

La finalisation de la cinématique se déroule en deux étapes. D'abord, le point final de notre cinématique est recherché, générant une rupture du joint collé en bout d'ellipse, tout en respectant l'ensemble des contraintes souhaitées : aucune autre rupture du joint collé ailleurs que dans la zone souhaitée, pas de rupture des parties composites de l'évaluateur, pas de dépassement des valeurs d'efforts et de courses admissibles pour les composants de la machine d'essai, déplacements hors plan réduits dans la zone d'intérêt pour permettre une instrumentation optique, etc.

Enfin, une fois le point de rupture théorique correctement identifié, l'ensemble du trajet de chargement est conçu. Le trajet doit respecter l'ensemble des contraintes technologiques citées précédemment à tout instant du chargement. Pour cela, cette conception du trajet est effectuée point par point, en partant de l'instant initial, en progressant et en validant chaque étape intermédiaire jusqu'au point désiré.

De plus, l'essai est conçu de manière à dépasser largement le point de rupture prédit, afin de couvrir les risques à la fois liés à des écarts avec les prédictions numériques, mais également à des joints collés plus résistants que prévus, par un meilleur procédé, par exemple. Afin de rendre cette phase de dépassement du point de rupture possible, il est décidé que la dernière phase de l'essai soit une phase d'un mouvement simple dans la direction de compression, passant par le point prévu, et pouvant le dépasser largement sans risquer de dépasser une des contraintes technologiques que nous nous sommes imposées.

Une fois la cinématique conçue, les valeurs des angles et des déplacements moyens selon l'axe X sont regroupées dans le tableau suivant (Tableau 24).

Tableau 24 : Valeurs des angles et déplacement pour chaque phase de la cinématique

Phase	1	2	3	4	5
Angle (°)	7	7	0	-5,7	-5,7
Déplacement moyen selon X (mm)	4	7	5	7	12

La cinématique va donc prendre la forme d'une combinaison de 5 phases :

1. Durant la première phase de l'essai, une sollicitation en flexion (avec un peu de compression pour ne pas solliciter la pièce en traction) est mise en place jusqu'à obtenir une rotation du quadrangle de 7° autour de l'axe Y. Le mouvement de déplacement dans la direction X associée, qui permet de ne pas tendre la pièce et donc de limiter à la fois les efforts vérins et les sollicitations dans la pièce composite, est de 4 mm,
2. Une fois cette phase terminée, une étape de compression est envisagée, avec un déplacement de 3 mm. Cela a pour but de générer la première apparition d'un mode de flambement, et générer un déplacement hors plan du centre de l'évaluateur vers le haut,
3. Ensuite, on décide d'effectuer une étape où la position initiale nulle en angle est retrouvée, afin de se retrouver avec les deux mors à plat en vis-à-vis, et donc d'obtenir un flambement symétrique. Durant cette phase, le mors mobile recule de quelques millimètres de manière à limiter les efforts dans les vérins et les contraintes dans les parties composites, tout en conservant la déformée en flambement apparue lors de la deuxième phase,
4. La quatrième étape est plus longue et engage une rotation du rectangle toujours autour de l'axe Y, mais dans le sens opposé à la rotation de la phase 1. Cette phase prépare donc l'apparition d'un « lobe de flambement » vers le bas à proximité du mors mobile. Cette phase de rotation est accompagnée d'une avancée dans la direction X, afin de conserver le mode de flambement généré,
5. Enfin, un mouvement de translation dans la direction X est imposé au rectangle, en bloquant l'angle de rotation.

Les Figure 116, Figure 117 et Figure 118 illustrent les déplacements horizontaux, pour chaque phase :

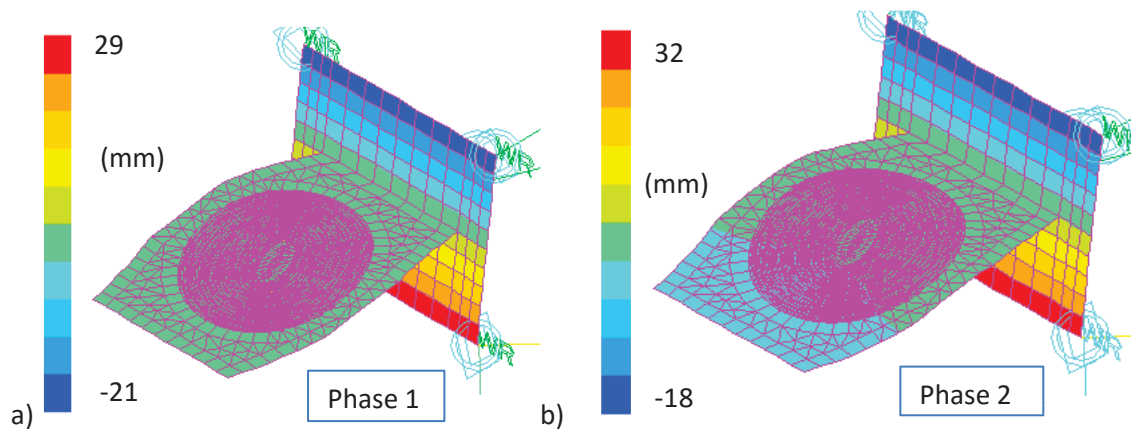


Figure 116 : Déplacements selon l'axe X pour les phases a) 1 et b) 2

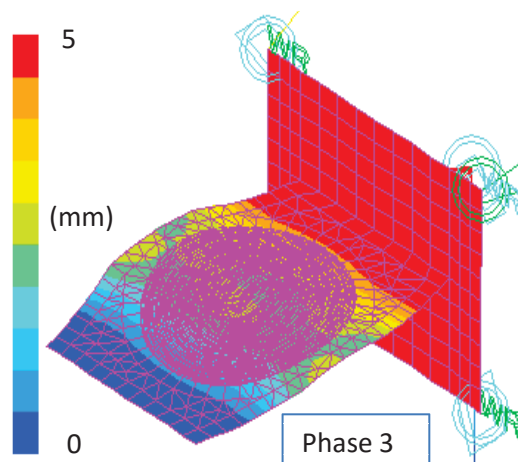


Figure 117 : Déplacement selon l'axe X pour la phase 3

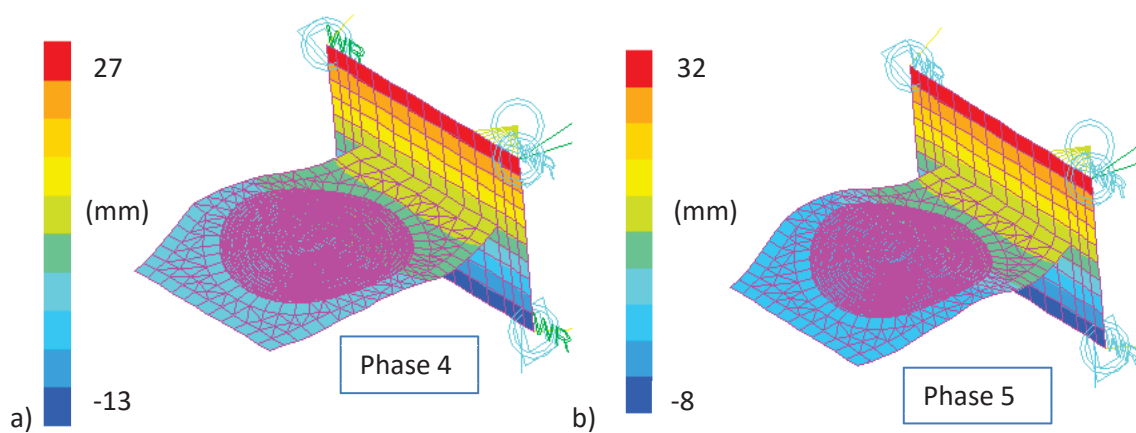


Figure 118 : Déplacements selon l'axe X pour les phases a) 4 et b) 5

Ces figures illustrent bien la complexité de la cinématique. Les phases de sollicitations en flexion et/ou en compression sont nettement visibles. Néanmoins, l'information cruciale de l'étude de cette

cinématique est de « prédire » la rupture du patch de réparation à la location désirée, grâce à l'indicateur de rupture développé dans le chapitre III à cette fin.

Les Figure 119 à Figure 123 présentent le critère de rupture pour le film adhésif et ce pour chaque phase :

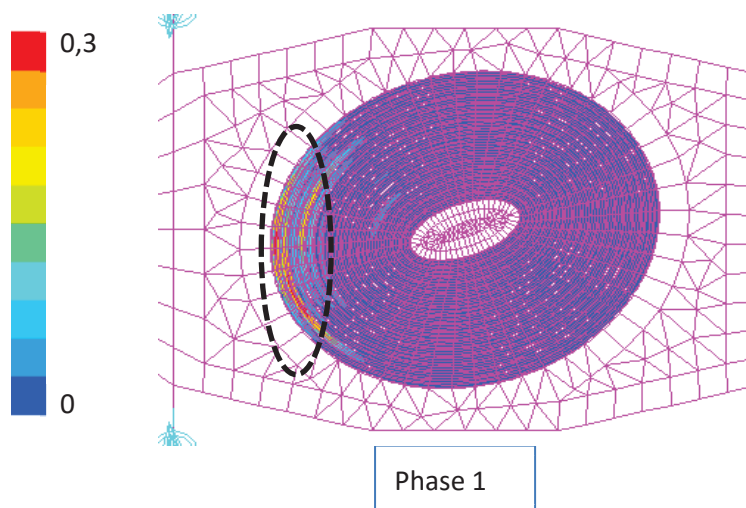


Figure 119 : Critère de rupture dans l'interface collée pour la phase 1, en moyenne par élément

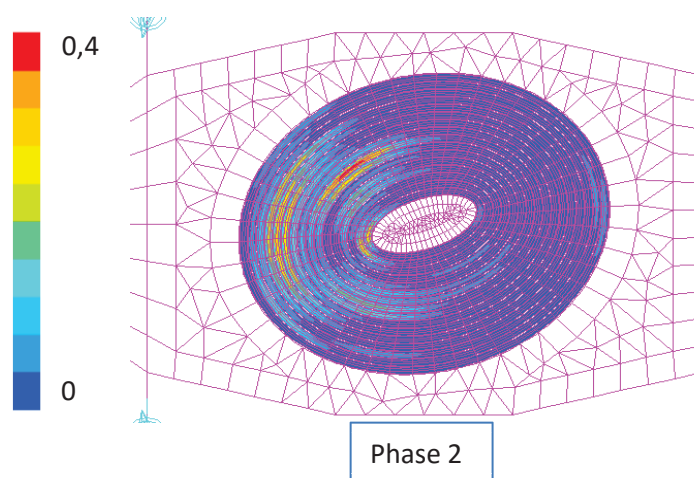


Figure 120 : Critère de rupture pour la phase 2, en moyenne par élément

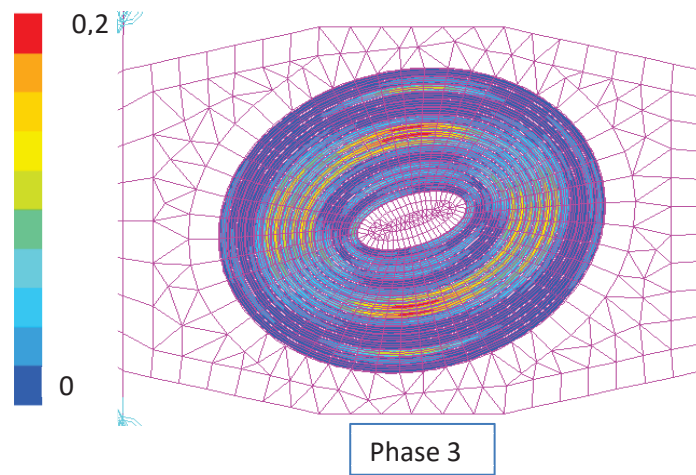


Figure 121 : Critère de rupture pour la phase 3, en moyenne par élément

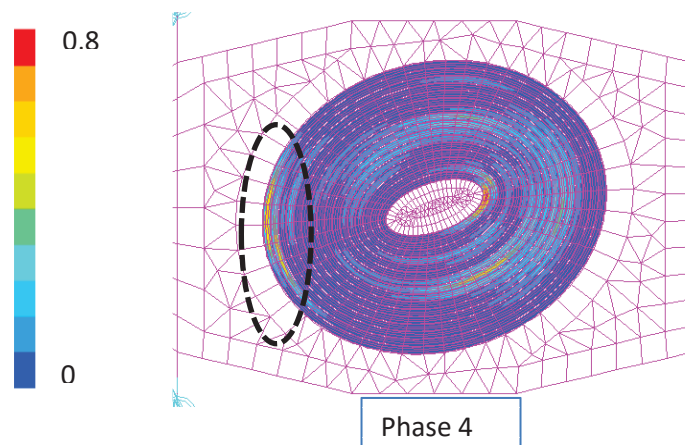


Figure 122 : Critère de rupture pour la phase 4, en moyenne par élément

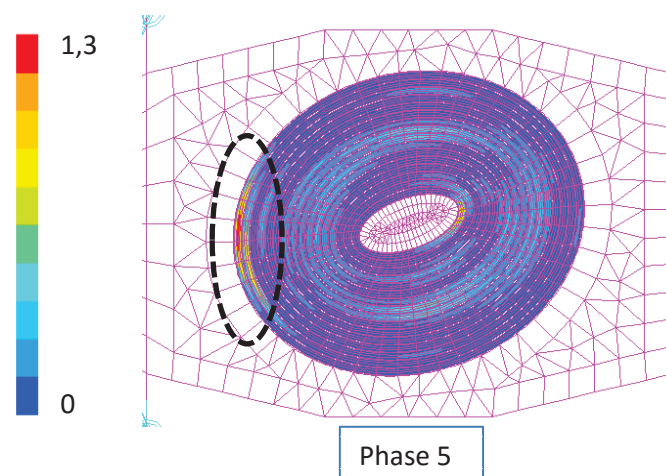


Figure 123 : Critère de rupture pour la phase 5, en moyenne par élément

Dès la première phase de sollicitation en flexion, une contrainte plus importante apparaît dans la zone souhaitée pour la rupture du patch de réparation. Ce phénomène, non rencontré lors de la recherche des mouvements élémentaires, est généré par un équilibre entre le mouvement de rotation autour de l'axe Y et d'avancée dans la direction X que nous n'avions pas fait apparaître lors que la recherche des mouvements élémentaires, mais qui apparaît lors de la recherche de mouvement combinés.

De même, la zone s'intensifie lors de la deuxième phase de flexion (la phase 4, dans le sens opposé à la première étape). A la phase finale, le critère de rupture mixte atteint une valeur de 1,3, ce qui montre que le patch devrait se décoller. Ainsi, il est possible de prévoir une rupture du patch de réparation par décollement après la fin de la phase 4 et au cours de la phase 5.

Cependant, on doit rester attentifs à prendre en compte l'une des contraintes principales liées au bâti d'essai multiaxial, à savoir les efforts appliqués aux vérins, qui ne doivent pas dépasser 40 kN. Pour cela, le tableau qui regroupe l'ensemble des valeurs des efforts appliqués à chaque vérin est proposé ci-dessous, à la fin de chaque phase de la cinématique (Tableau 25).

Tableau 25 : Efforts dans les quatre vérins du bâti d'essai pour l'étude de l'évaluateur technologique

Phase	Numéro des vérins	Efforts en X (N)	Efforts en Y (N)	Efforts en Z (N)
1	1	-6234	1	96
	2	-6293	-1	98
	3	-7221	-2	150
	4	-7158	2	148
2	1	-8505	1	121
	2	-8253	-1	117
	3	-12324	-2	260
	4	-12290	2	266
3	1	-11048	1	-22
	2	-10401	-1	-25
	3	-12531	2	18
	4	-13215	-1	24
4	1	-15649	2	-234
	2	-14470	-3	-232
	3	-12299	0	-190
	4	-13545	0	-196
5	1	-13599	2	-235
	2	-12759	-2	-231
	3	-12027	0	-165
	4	-12915	1	-167

Les efforts appliqués aux vérins n'atteignent jamais les valeurs hautes des capacités des vérins, permettant de valider la cinématique de l'évaluateur technologique. Enfin, une des dernières contraintes à vérifier est que si la rupture du patch de réparation est souhaitée, la cinématique doit laisser intacte la partie composite saine de l'évaluateur. Pour cela, un critère classique de Tsai-Hill est utilisé et la tenue de la pièce est vérifiée à chaque phase de la cinématique.

Ainsi, la cinématique est mise en place et validée, autant du point de vue critère de rupture menant au décollement du patch de réparation que du point de vue des contraintes machine liées au bâti d'essai multiaxial. Il est désormais possible de passer à la phase finale du travail présenté dans ce document de thèse. En effet, le chapitre suivant décrit la fabrication d'un évaluateur technologique avec une réparation en « step-lap » elliptique, puis la manière dont les essais découlant de la cinématique traduite ici sont mis en place et si leur pertinence par rapport à la modélisation numérique est avérée.

4. Conclusion intermédiaire

Les deux grandes parties présentées dans ce chapitre ont pour but de valider tout le plan de modélisation numérique associé à l'évaluateur technologique. En effet, pour pouvoir entamer des essais expérimentaux permettant de tester la tenue du patch de réparation ainsi que de l'interface collée, le volet numérique, comprenant la conception numérique de l'évaluateur en tant que tel, mais également de sa cinématique jusqu'à rupture, doit être adressé.

Dans un premier temps, l'objectif de la thèse, rappelé de nombreuses fois lors de cette étude, est d'évaluer l'effet des procédés de réparation sur la tenue du collage d'un patch de réparation sur une structure de grande dimension. Il est donc important de faciliter cette étude par une conception numérique d'un évaluateur technologique adéquate, permettant d'obtenir une estimation grossière, puis ensuite affinée, de la cinématique nécessaire à cet objectif.

Un cahier des charges, le plus détaillé possible, est défini, afin d'aboutir à une vision claire de la ligne directrice de la conception numérique. La modélisation numérique associée a permis d'obtenir un évaluateur technologique paramétré, menant à une analyse et une conception de la cinématique plus simple. Pour être au plus proche des phénomènes rencontrés dans la réalité, la grande majorité du bâti d'essai multiaxial a également été modélisé.

Néanmoins, la conception numérique de l'évaluateur technologique n'est que la « face visible de l'iceberg », car une fois cette partie-là résolue, il est nécessaire de prendre du temps à la conception de la cinématique. L'étude présentée dans ce document a comme ambition de développer une cinématique complexe, alliant des sollicitations en compression et de flexion. Ces dernières sont imposées étape par étape, phase après phase.

La cinématique finale choisie dans ce chapitre a été validée grâce à trois indicateurs primordiaux. En effet, en premier lieu, les efforts appliqués dans les vérins ne dépassent pas une certaine limite, liée à une contrainte machine. Ensuite, du point de vue du décollement du patch, un critère de rupture a été défini et mis en place lors de la modélisation numérique. Ce dernier a contribué à la détermination de la cinématique adéquate permettant de créer un phénomène attendu à la localisation désirée, c'est-à-dire une rupture située sur la dernière marche du patch de réparation, proche du rectangle du bâti. Enfin, il est également nécessaire que la partie composite saine ne casse pas avant que le patch de réparation ne se décolle. Ainsi, la cinématique numérique choisie répond parfaitement à ces critères.

La conception numérique de l'évaluateur technologique et de sa cinématique terminée et validée, l'étape suivante est de passer à la phase de fabrication d'une telle structure, en passant par des phases de fabrication de la structure composite et du patch de réparation, d'usinage et de réparation. Les essais issus de ce chapitre sont également explicités.

5. Références bibliographiques du chapitre IV

[Wang, 2009] Wang C.H, Gunnion A.J., Optimum shapes of scarf repairs, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Volume 40, pp 1407-1418 (2009)

6. Liste des figures et des tableaux du chapitre IV

Figure 88 : Schéma cinématique du bâti d'essais multi-axial.....	133
Figure 89 : Modélisation du bâti multi-axial	133
Figure 90 : Décomposition des quatre mouvements élémentaires.....	134
Figure 91 : Stratégie de modélisation d'une interface de réparation collée en marche d'escalier (échelle non respectée).....	137
Figure 92 : Paramétrage de certaines propriétés de l'évaluateur et du patch de réparation : deux valeurs de l'orientation angulaire du patch (à gauche, en haut et en bas) et deux longueurs de deux côtés opposés de l'hexagone extérieur (à droite, en haut et en bas).....	138
Figure 93 : Orientation de l'angle θ (l'angle de cette étude est fixé à 20°) – échelle non respectée	138
Figure 94 : Définition des parties modélisées – échelle non respectée.....	139
Figure 95 : Correction de la position des fibres neutres de chaque partie composite	139
Figure 96 : Définition de l'ensemble évaluateur/bâti multi-axial (vue de trois quart et de côté)	140
Figure 97 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y.....	142
Figure 98 : Contrainte aux nœuds σ_{zz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y	142
Figure 99 : Contrainte aux nœuds τ_{yz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y	143
Figure 100 : Contrainte aux nœuds τ_{xz} pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe Y	143
Figure 101 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+	144
Figure 102 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+.....	145
Figure 103 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+.....	145
Figure 104 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X+.....	145
Figure 105 : Déplacements selon a) X et b) Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-.....	146
Figure 106 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-.....	147
Figure 107 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'un déplacement sur l'axe X-.....	147
Figure 108 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée uniquement d'un déplacement sur l'axe X-.....	147
Figure 109 : Déplacement selon Z (mm) à la fin d'une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	148
Figure 110 : Contrainte σ_{zz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	149
Figure 111 : Contrainte τ_{yz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	149

Figure 112 : Contrainte τ_{xz} aux nœuds pour une cinématique composée d'une rotation autour de l'axe X	149
Figure 113 : Déplacement vertical lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique	151
Figure 114 : Contrainte de pelage σ_{zz} aux nœuds lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique.....	151
Figure 115 : Contrainte de cisaillement τ_{xz} aux nœuds lors d'une étape intermédiaire du calcul numérique de la cinématique de l'évaluateur technologique	151
Figure 116 : Déplacements selon l'axe X pour les phases a) 1 et b) 2.....	154
Figure 117 : Déplacement selon l'axe X pour la phase 3.....	154
Figure 118 : Déplacements selon l'axe X pour les phases a) 4 et b) 5.....	154
Figure 119 : Critère de rupture dans l'interface collée pour la phase 1, en moyenne par élément...	155
Figure 120 : Critère de rupture pour la phase 2, en moyenne par élément.....	155
Figure 121 : Critère de rupture pour la phase 3, en moyenne par élément.....	156
Figure 122 : Critère de rupture pour la phase 4, en moyenne par élément.....	156
Figure 123 : Critère de rupture pour la phase 5, en moyenne par élément.....	156
 Tableau 23 : Informations numériques par rapport aux éléments du modèle.....	140
Tableau 24 : Valeurs des angles et déplacement pour chaque phase de la cinématique	153
Tableau 25 : Efforts dans les quatre vérins du bâti d'essai pour l'étude de l'évaluateur technologique	157

Chapitre V : Fabrication et essai sur un évaluateur technologique de grande dimension

1. Intentions et contexte de l'étude

Le cahier des charges ayant été défini précisément, une cinématique détaillée et explicite, combinant des sollicitations en compression et en flexion, a pu être déterminée afin de mener au décollement du patch de réparation par l'interface collée. Cette phase de modélisation numérique n'est pourtant que le début de l'étude de l'évaluateur technologique. En effet, une fois la cinématique spécifiée, il est alors nécessaire de mettre en œuvre la pièce de grande dimension. Cette étape permet alors d'obtenir des résultats sur la cinématique qui servent à affiner cette dernière pour obtenir une conception la plus fiable et robuste possible.

Dans un premier temps, une phase d'usinage pli à pli est nécessaire, grâce au jet d'eau abrasif. Cet usinage demande une phase de mise en place, avec des paramètres à régler car, dans l'état actuel des recherches sur ce procédé, la variabilité des matériaux composites impose des vérifications et corrections régulières afin de pouvoir contrôler la profondeur usinée. Une fois cette étape effectuée, il est possible de mettre en place une réparation de type escalier ou « step-lap ».

Cette réparation, qu'il est possible de qualifier de « soft-patch », se divise alors en deux parties : la première est la fabrication d'un patch de réparation, la seconde est la cuisson de ce dernier ainsi que de la réparation grâce à l'utilisation d'un film adhésif. Une valise de polymérisation est utilisée afin de se rapprocher au maximum d'une situation réelle, où des opérateurs ou techniciens auraient la charge d'effectuer une réparation sur site. Cette valise, légère et de taille raisonnable, est un outil pour le domaine de la réparation depuis des dizaines d'années (principalement pour les réparations de structures tertiaires ou secondaires de faibles dimensions), permettant une mise sous vide et une cuisson jusqu'à des températures atteignant 230 °C.

Ensuite la mise en place de la partie expérimentale peut être effectuée grâce au bâti multiaxial présenté succinctement dans le Chapitre IV et explicité de nouveau dans une section de ce chapitre. Sans ce dernier, la cinématique choisie et étudiée ne pourrait être réalisée car il possède quatre vérins indépendants qui permettent ce type de cinématiques complexes. Les choix présentés dans le chapitre précédent sont à nouveau explicités avant d'exposer les résultats obtenus lors des essais multi-instrumentés. Des jauges sont placées sur l'évaluateur technologique et des caméras de mesures de champs sont également mises en place afin de suivre l'essai et les déplacements de la pièce.

Enfin, une fois la rupture mise en évidence, la modélisation numérique est reprise et est étudiée à l'instant de cette dernière. Cette ultime étape dans le manuscrit de thèse permet d'obtenir plus d'informations sur la modélisation numérique. Ainsi, les travaux qui suivront seront en mesure de reprendre la cinématique et les critères de rupture afin de les affiner et de se rapprocher un maximum

d'une situation industrielle, prenant en compte les variabilités des matériaux et de l'environnement de réparation.

2. Fabrication de l'évaluateur technologique

2.1. Usinage de la plaque

2.1.1. Principe du jet d'eau abrasif

La réparation à fleur, présentée dans ce manuscrit de thèse, se décompose en plusieurs étapes. Après la détection de l'endommagement, une phase d'enlèvement de matière a lieu. Cette étape pose les bases de la réparation à suivre, dans notre cas, une réparation en escalier, ou « step-lap ». En effet, l'usinage permet de créer les marches qui servent à accueillir le patch de réparation. Il est donc nécessaire d'usiner une plaque de matériau composite, fabriquée au préalable par nos soins, ici à l'aide d'une machine à jet d'eau abrasif (JEA), système disponible au sein de l'Institut Clément Ader.

L'usinage par jet d'eau abrasif est un procédé combinant un jet d'eau et des particules abrasives lancées à grande vitesse, et permettant l'usinage de matériaux composites grâce à des phénomènes de micro-érosion. L'eau est envoyée à haute pression à travers une buse pour former un jet d'eau à haute vitesse.

Le choix d'une stratégie d'usinage par jet d'eau abrasif est principalement justifié par la plus grande facilité d'obtention d'une géométrie particulière par le biais du jet d'eau que par un usinage manuel à la meule. Le procédé par jet d'eau sera moins long, moins éprouvant et moins générateur de poussières nocives que l'usinage à l'outil meule. De plus, l'usinage non débouchant de pièces composites est un thème d'étude de l'Institut Clément Ader.

2.1.2. Usinage de la plaque endommagée

Une étape de détournage est nécessaire afin d'obtenir les dimensions finales de l'évaluateur puis une phase de découpe est effectuée dans le but de représenter le retrait d'une zone endommagée. Ceci permet alors d'avoir la réparation débouchante souhaitée et de passer à une étape d'usinage. Pour entraîner un minimum de délaminage lors du perçage de la plaque composite, la technologie Ultra Pierce est utilisée. Il s'agit d'une technologie d'assistance par dépression, idéale pour découper des matériaux fragiles, tels que les matériaux composites.

En effet, elle est conçue pour éviter une arrivée d'eau pure sur la pièce composite, en plaçant l'abrasif dans la tête de découpe avant que le jet d'eau ne commence. Une arrivée d'eau non chargée d'abrasif pendant quelques dixièmes de seconde peut suffire pour créer d'importants délaminages dans les pièces stratifiées. Avec ce système particulier, l'abrasif est immédiatement entraîné dans le jet d'eau (Figure 124).



Figure 124 : Jet d'eau abrasif avec la technologie Ultra Pierce

Pour la stratégie d'usinage utilisée ici, des masques sont fabriqués au préalable par nos soins, à partir de plaques d'acier de 1,54 mm d'épaisseur (Figure 125). En effet, ces derniers servent à protéger le matériau composite à ne pas usiner. Chaque masque représente une ellipse avec des petits et grands axes qui augmentent de façon constante, de 9 mm par masque sur chaque demi-axe, symbolisant une longueur de marche d'après les choix explicités au Chapitre IV.

Il est également important de rappeler que la réparation envisagée est une réparation débouchante. Il faut donc prendre en compte la première taille d'ellipse, théoriquement 120 mm x 60 mm, comme étant la partie « ouverte » de l'évalateur. De la même manière, l'épaisseur d'une marche d'escalier de la réparation correspond à l'épaisseur d'un pli.



Figure 125 : Masques pour usiner la plaque composite pli par pli

Ainsi, une phase de réglage de l'usinage a pour but de trouver la vitesse de passe permettant de n'enlever qu'un pli par passe. Le tableau suivant (Tableau 26) rassemble l'ensemble des dimensions théoriques des différentes ellipses à usiner :

Tableau 26 : Dimensions théoriques des ellipses à usiner

	Longueur du grand axe (mm)	Longueur du petit axe (mm)
Ellipse débouchante	120	60
Numéro du masque	-----	
-		
1	138	78
2	156	96
3	174	114
4	192	132
5	210	150
6	228	168
7	246	186
8	264	204
9	282	222
10	300	240
11	318	258
12	336	276
13	354	294
14	372	312
15	390	330

L'usinage commence par le masque n°1, la plus petite ellipse, pour finir avec le masque n°15, avec la plus grande ellipse, sur l'extérieur de la réparation. Ce choix d'un usinage partant de l'intérieur vers l'extérieur permet de garantir que les masques soient en contact direct avec la plaque composite, alors qu'un usinage de l'extérieur vers l'intérieur aurait généré un jeu entre le masque et la plaque à usiner, correspondant à l'épaisseur déjà usinée lors des phases précédentes, et pouvant potentiellement générer une déviation du jet.

Lors de l'étape de perçage, une erreur de manipulation a provoqué un arrêt d'urgence de la machine. Il est possible de remarquer que cela a entraîné un délaminage dans plusieurs couches de la plaque composite (Figure 126). La suite de l'usinage indique si les endommagements se sont propagés dans l'évaluateur.

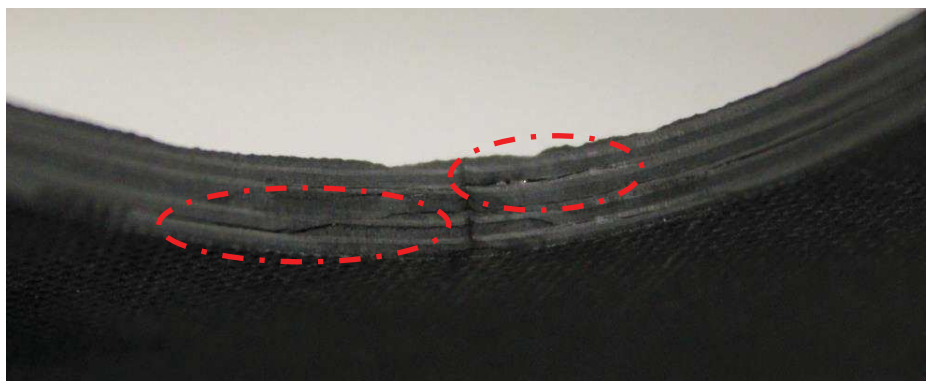


Figure 126 : Etat de surface après découpe, au niveau du défaut généré par l'arrêt brutal de la machine

Une fois les découpes effectuées, il faut définir les paramètres d'usinage afin que le jet d'eau abrasif n'enlève que l'épaisseur d'un pli, passage après passage. Cela permet d'obtenir des marches pli par pli pour une réparation en escalier, ou « step-lap ». Ces paramètres, vitesse et pression principalement, sont recherchés sur des chutes de plaques composites récupérées lors du détournage, donc sur le même matériau que celui que l'on souhaite usiner (Figure 127).



Figure 127 : Epreuves provenant des chutes de détournage

L'épaisseur moyenne de la première zone d'usinage est de 5,08 mm et après la passe d'usinage, il faudrait obtenir une épaisseur de 4,8 mm, soit une épaisseur de pli en moins (0,28 mm). Les paramètres d'usinage de la première itération, basés sur l'expérience de l'équipe de recherche sur ce procédé, sont :

- Vitesse : 10 m/min
- Pression : 600 bar

Après l'usinage, l'épaisseur est recalculée et on obtient une valeur de 5,02 mm. La vitesse est donc trop rapide, il faut la réduire. La deuxième zone d'usinage a pour épaisseur 5,18 mm (il faut trouver 4,9 mm d'épaisseur après l'usinage). Les paramètres suivants sont sélectionnés :

- Vitesse : 5 m/min
- Pression : 600 bar

Cette fois-ci l'épaisseur finale est de 4,87 mm de moyenne, trop de matière a donc été enlevée. On augmente de nouveau la vitesse, en faisant un calcul simple (avec une hypothèse simpliste de linéarité de la relation entre épaisseur retirée et vitesse d'avance). Avec une épaisseur de 5,15 mm pour la troisième zone d'usinage, on calcule les paramètres :

- Vitesse : 5,36 m/min
- Pression : 600 bar

On obtient une épaisseur de 4,87 mm, qui est l'épaisseur recherchée. On va également chercher à augmenter la pression tout en augmentant la vitesse, afin de comparer l'état de surface. Pour cela on va prendre les paramètres suivants :

- Vitesse : 10 mm/min
- Pression : 800 bar

On obtient une épaisseur satisfaisante mais un état de surface moins adéquat, car il y a moins d'aspérités, permettant la bonne accroche du film adhésif sur le substrat, comme le montre la figure suivante (Figure 128) :

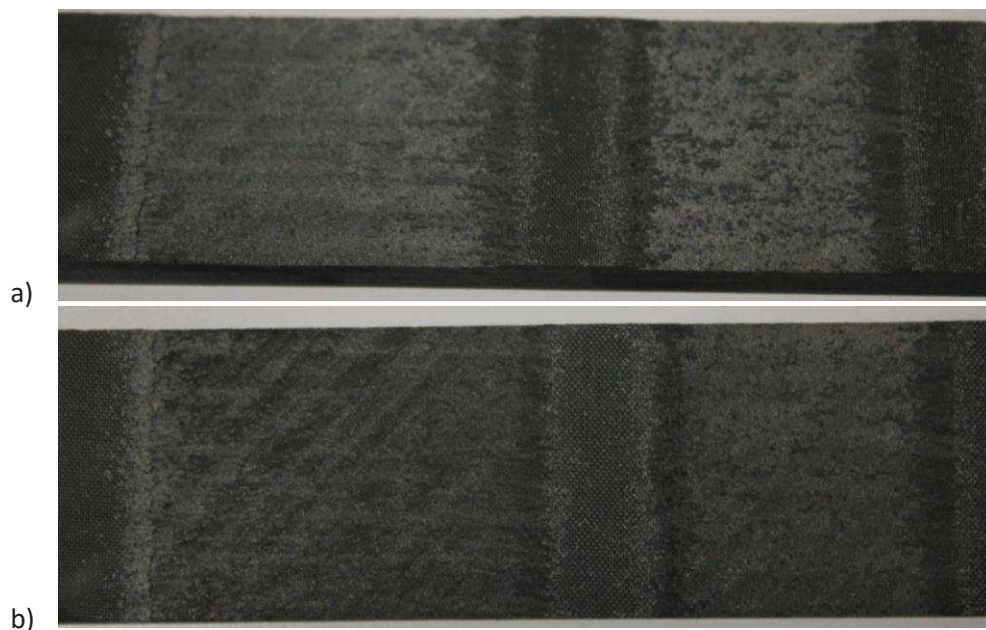


Figure 128 : Etat de surface après usinage (a) : pression de 800 bar et vitesse de 10 mm/min ; b) : pression de 600 bar et vitesse de 5 mm/min)

Ainsi, le choix d'une pression moins importante est effectué afin de privilégier un état de surface permettant une bonne tenue du joint de colle. Une fois les paramètres fixés (vitesse : 5,36 m/min et

pression : 600 bar), l'épaisseur le long de la première ellipse peut être mesurée à l'aide d'un micromètre afin de connaître l'épaisseur désirée après chaque passe. Le Tableau 27 ci-dessous présente les épaisseurs mesurées autour de la partie débouchante de la plaque composite, puis une épaisseur moyennée :

Tableau 27 : Epaisseur moyenne de la plaque composite

Moyenne = 4,41 mm			
4,47	4,35	4,44	4,34
4,38	4,67	4,3	4,35
4,41	4,44	4,41	4,36
4,39	4,45	4,37	4,35
4,5	4,42	4,36	4,37

Une fois les valeurs des paramètres arrêtées et l'épaisseur moyenne de la plaque composite calculée, l'usinage peut être mis en place, passe après passe, grâce aux différentes tailles de masque, du plus petit au plus grand (Figure 129).

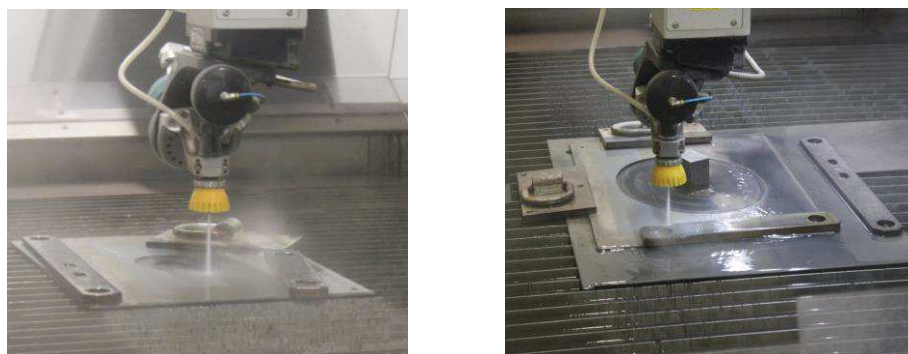


Figure 129 : deux vues en cours d'usinage de la plaque

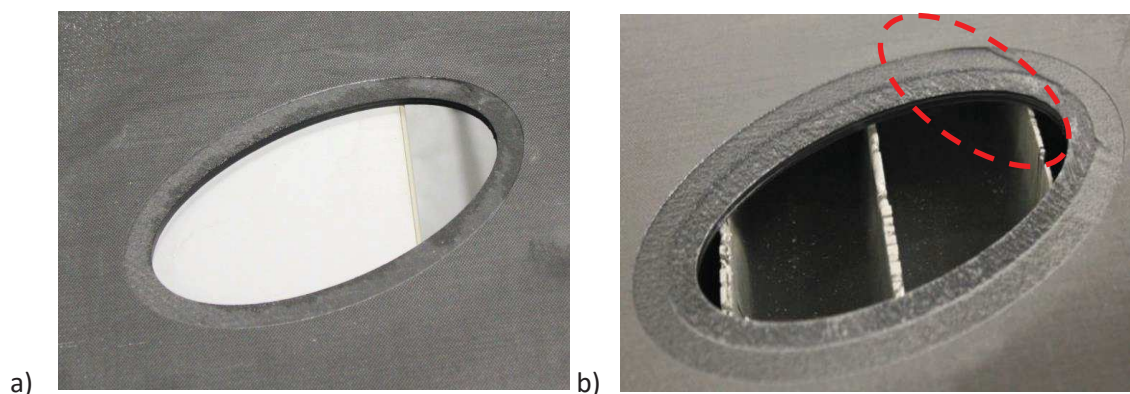


Figure 130 : a) Première et b) deuxième passe

On peut observer que les premières passes mettent en évidence les délaminages notés lors du perçage et découpe (Figure 130-b). La figure suivante (Figure 131) montre que le délaminage se propage au-

delà de plusieurs plis. Il faut attendre les dernières passes pour remarquer si le défaut de délaminage a pu être réduit ou même éliminé avec l'usinage.

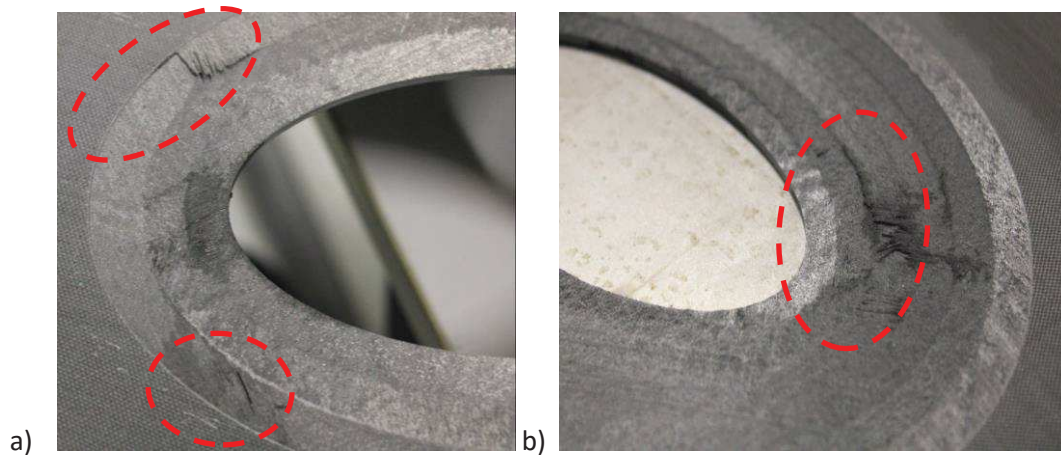


Figure 131 : a) Troisième et b) sixième passe

Lors de la huitième passe, l'arrivée de l'abrasif s'est bouchée et l'abrasif n'a pas pu être envoyé dans la chambre de mélange avec l'eau. Ainsi, il est possible d'observer que les fibres ont été abimées et que cet usinage a sûrement créé de nouveau du délaminage. Une fois le débouchage d'abrasif effectué, l'usinage a pu continuer (Figure 132).

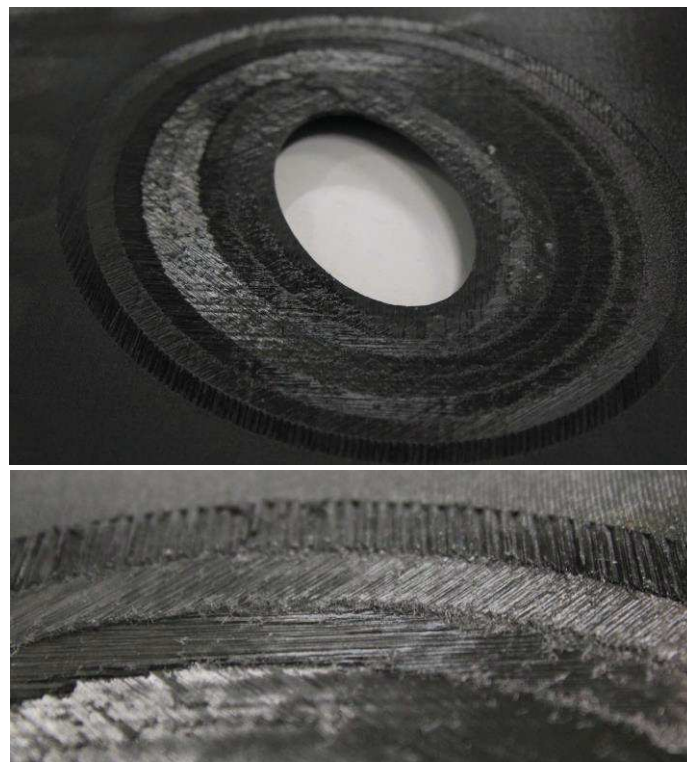


Figure 132 : Huitième passe après bouchage du canon d'abrasif

Après la dixième passe, on peut remarquer que la dégradation de la surface qui a eu lieu lors du huitième passage est presque rattrapée (Figure 133). Il reste néanmoins le délaminage généré par le

problème survenu lors de l'opération initiale de découpe. De plus, il est notable que l'état de surface des marches les plus profondes est de moins en moins régulier et net.



Figure 133 : Dixième passe

Le tableau suivant (Tableau 28) reprend toutes les épaisseurs calculées après chaque passe, et les remarques associées à chaque usinage, démontrant d'une variabilité certaine, ne permettant pas de considérer la vitesse d'usinage comme constante du début à la fin.

Tableau 28 : Epaisseur de la plaque après chaque passe et remarques associées

Numéro du masque	Epaisseur finale moyenne (mm)	Remarques
1	4,12 (-0,28)	Vitesse de départ (5,36m/s)
2	3,85 (-0,27)	Apparition du délaminage post perçage
3	3,44 (-0,41)	On a trop enlevé → on reprend la vitesse (8,25 m/min)
4	3,17 (-0,27)	
5	2,92 (-0,25)	
6	2,66 (-0,26)	
7	2,42 (-0,24)	
8	-	Problème d'abrasif → moins de matière enlevée mais un état de surface médiocre et apparition d'endommagement
9	1,99	Etat de surface plus ou moins rattrapé → à voir à la fin des passages
10	1,71 (-0,28)	Il reste 0.285mm à enlever par passe donc on diminue la vitesse → 7,53 m/min
11	1,43 (-0,28)	
12	1,15 (-0,28)	
13	-	On a placé un masque sur la plus petite marche car sur une zone, il restait une épaisseur de 0,71 mm On augmente de nouveau la vitesse à 8,25 m/min pour n'enlever que 0,26 mm par passe
14	0,82	
15	0,56 (-0,26)	

A chaque fois que l'on change de vitesse, il faut être certain que la course d'accélération et de décélération se produise avant la zone d'usinage. Pour cela, on peut effectuer les calculs suivants à partir de la vitesse 7.53 m/min et connaissant l'accélération maximum des axes horizontaux de la machine :

Equation 13. $a = 0,05g$

Equation 14. $V = 0,05gt$

Equation 15. $d = \frac{1}{2} * 0,05gt^2$

Equation 16. $t = \frac{V}{0,05g} = \frac{0,13}{0,49} = 0,26 \text{ s}$

Equation 17. $d = \frac{1}{2} * 0,05 * 9,81 * 0,26^2 = 17 \text{ mm}$

Il faut donc 17 mm de chaque côté de la zone d'usinage pour être certain que la vitesse soit optimale dans cette zone. Toutefois, le masque avec la plus grande ellipse a une largeur de 58 mm de chaque côté de l'ellipse, donc la vitesse sera toujours optimale en zone d'usinage si on change la vitesse.

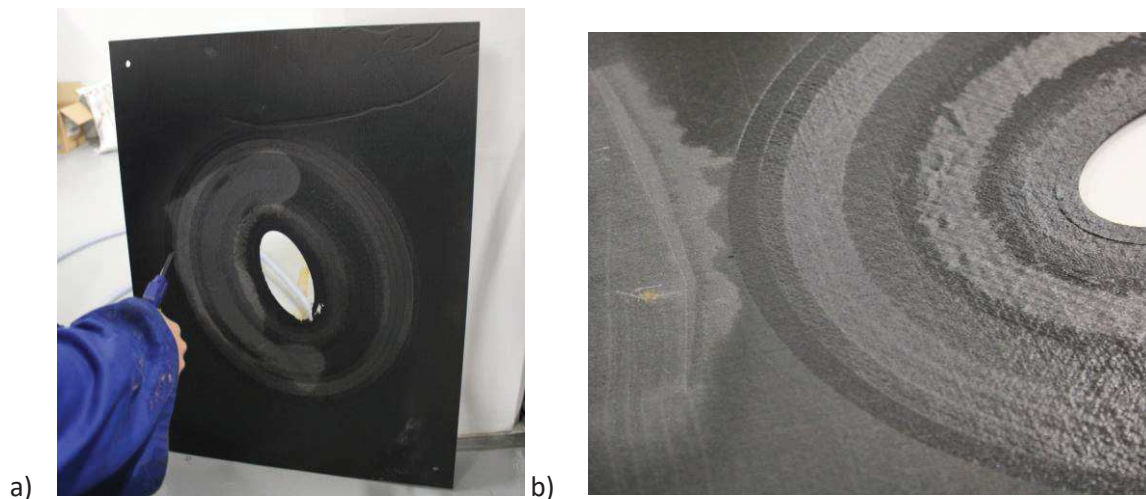


Figure 134: a) Séchage de la plaque composite et b) apparition visuelle des défauts de fabrication

Sur la figure précédente (Figure 134), on peut remarquer la présence de plusieurs défauts dans la pièce, provenant des thermocouples lors de la cuisson de la plaque composite. Si ces défauts échappent à l'usinage et ne se retrouveront donc pas dans la partie à réparer, il est important de les relever afin de prendre conscience de la variabilité qui entoure la question de la réparation, et ce depuis l'étape de fabrication de la structure saine. Si cette dernière n'est pas prise en considération dans les travaux numériques, il est important d'y prêter attention.

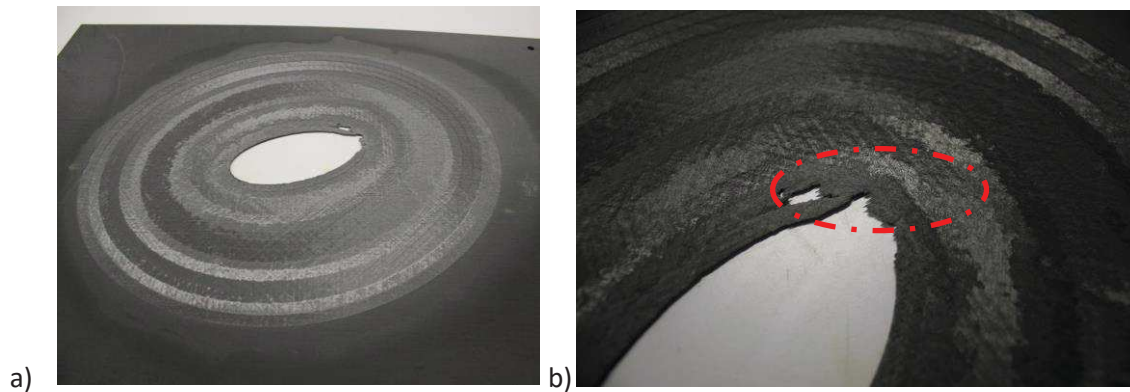


Figure 135 : Dernière passe et perte de matériau sur la première marche avec a) vue globale et b) zoom sur la zone présentant un manque de matériau

Malgré des efforts pour ne pas abîmer la plaque composite lors de l'usinage, et pour prendre en compte les épaisseurs réelles de la dernière marche, la différence entre ces dernières est telle qu'il a été impossible d'éviter la perte de matériau. Ces gros arrachements sont les conséquences directes des endommagements générés lors de la phase de détournage de l'ellipse intérieure (Figure 135).

Il est possible d'observer sur la Figure 135 que la dernière marche est en partie « trouée », un bout de matériau composite étant manquant. Il a été décidé de remplacer ce morceau lors de la réparation et d'ajouter du matériau à ce niveau-ci. Ainsi, l'usinage de la première plaque accompli, il est possible de passer à la phase de réparation.

2.2. Réparation de la plaque

2.2.1. Découpe et mise en place des ellipses composites

La réparation de l'évaluateur technologique envisagée est une réparation dite « soft patch », où le patch de réparation n'est pas encore polymérisé avant l'étape de réparation et d'assemblage collé. Ainsi, la première phase de réparation de l'évaluateur est donc de fabriquer le patch selon les critères définis et explicités dans les chapitres précédents.

Rappelons que le patch de réparation est un ensemble de 17 ellipses de matériau composite HexPly® M10.1/38%/UD300. Les ellipses sont toutes centrées, mais de tailles différentes, créant des marches de 8 mm. La séquence d'empilement choisie est la même que la structure parent, mais décalée d'un pli. De plus, on ajoute un pli supplémentaire à 0°. Ainsi, la séquence devient :

$$[0/45/90/-45/-45/90/45/0/0/45/90/-45/-45/90/45/0/0]$$

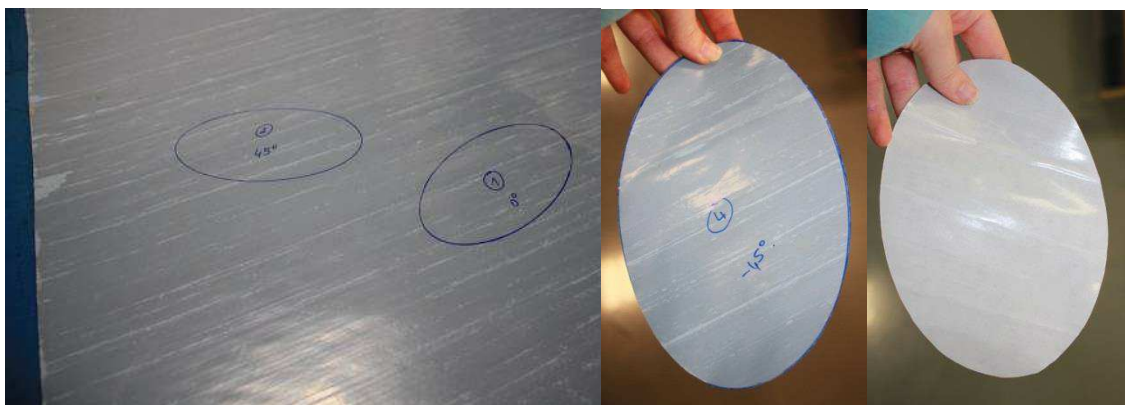


Figure 136 : Différentes vues lors de la découpe des ellipses de réparation

Il est donc nécessaire d'attribuer à chaque ellipse la bonne orientation, puis de trouver une solution permettant d'utiliser le rouleau de matériau composite de manière à réduire les pertes de matériau (Figure 136, Figure 137).

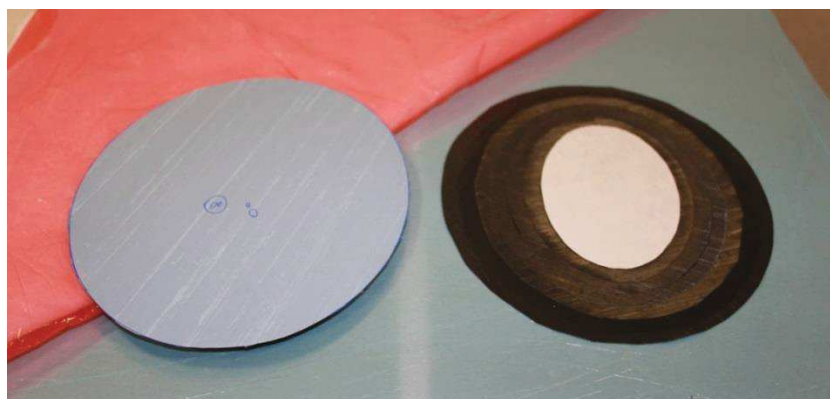


Figure 137 : Ellipses en matériau composite pour la mise en place du soft patch

Une fois le patch de réparation complet, il est possible de passer à la mise en place de la valise de polymérisation et de définir le cycle de cuisson.

2.2.2. Valise de polymérisation et cycle de cuisson

La valise de polymérisation « Hot Bonder Dual zone » par Aéroform France®, ou communément appelée valise de « réparation » est un système sophistiqué permettant la fabrication, réparation ou encore cuisson des structures composites. Il est également possible de procéder à de l'assemblage collé de matériaux (métaux ou composites).

Elle permet le pilotage d'une cuisson avec en périphérie un système de chauffe par tapis chauffant (Figure 138). L'ajout de thermocouples lors de cette étape est important afin d'obtenir un suivi en temps réel.

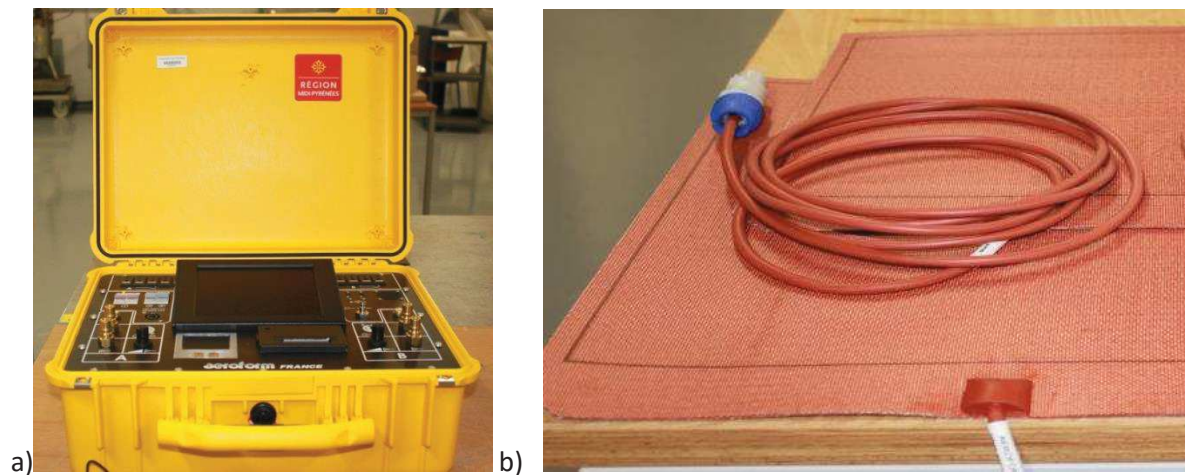


Figure 138 : a) Valise de polymérisation pour la cuisson du patch de réparation et b) tapis chauffant

Pour la cuisson du patch de réparation, le cycle est identique à celui présenté dans le Chapitre II :

- Une montée à 2 °C/min
- Un palier à 80 °C pendant 15 minutes afin d'évaporer les excédents de résine
- Une montée à 2 °C/min
- Un palier de cuisson à 120 °C

Pour la cuisson du film adhésif, comme pour les premiers essais, nous avons repris également le cycle de cuisson présenté dans le Chapitre II, incluant donc un palier de deux heures à 150°C. Comme ce cycle coïncidait avec un palier d'une heure à 120°C, il a été décidé de tout regrouper en un seul et même cycle de cuisson. La figure suivante (Figure 139) montre le cycle de cuisson en temps réel de la valise, avec une valeur référence et les valeurs plus chaude et plus froide des thermocouples.

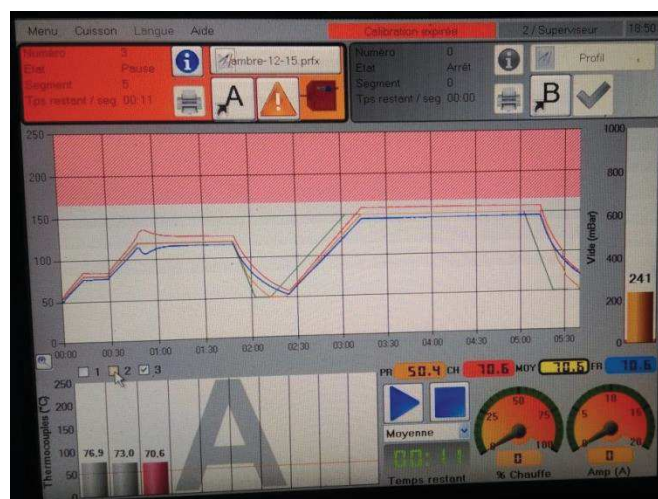


Figure 139 : Cycle de cuisson/réparation

Le cycle et la valise de réparation étant mis en place, la préparation à la cuisson/réparation peut avoir lieu, en commençant par les produits d'environnement qui vont venir protéger et envelopper l'évaluateur technologique, notamment pour l'application du vide.

2.2.3. Préparation à la cuisson/réparation

Avant de lancer la cuisson/réparation, il est nécessaire de protéger la pièce à l'aide de produits d'environnement. Parmi ces derniers, le rôle spécifique de certains est rappelé ci-dessous :

- Tissu d'arrachage pour assurer une surface d'accrochage,
- Démoulant/film (micro-)perforé afin de réguler le flux de résine,
- Tissu de pompage pour absorber l'excédent de résine,
- Feutre de drainage afin d'assurer la répartition du vide.

La figure suivante (Figure 140) rappelle l'ordre de ces derniers :



Figure 140 : Séquence de placement des produits d'environnement pour la cuisson d'un matériau composite

Les produits d'environnement présentés dans la figure précédente sont parfois doublés uniquement dans le cas d'une cuisson. En effet, la viscosité de la résine non polymérisée varie avec la température et il est important que ni le tapis chauffant, ni les prises de vide ne soient touchés. Pour une situation

de réparation avec un matériau composite déjà polymérisé (hard patch), il n'est pas nécessaire de doubler les produits précédemment cités.

Dans le cas présenté ici, il s'agit d'effectuer la cuisson du patch afin de polymériser la résine, puis de redescendre en température avant d'enchaîner sur une cuisson de réparation, où la température de chauffe du film adhésif est prise en considération.

Une fois les produits d'environnement et le tapis chauffant positionnés, les thermocouples sont placés de part et d'autre de l'évaluateur technologique. La bache de cuisson est disposée et maintenue par du mastic puis les prises de vide sont mises en place et maintenues par du feutre de drainage (Figure 140)

Le tuyau d'air comprimé, ainsi que le tapis chauffant sont branchés et la cuisson peut alors être mise en route, en prenant garde aux tolérances admissibles sur les températures définies, afin que la cuisson ne s'arrête pas si la température mesurée en un point est trop éloignée de la valeur cible.

Le bon déroulement de la cuisson est régulièrement vérifié afin de pallier les problèmes de thermocouples ou encore de déviation importante de température. Une fois la cuisson terminée, il est possible de découvrir le résultat et de s'assurer d'un bon déroulement.

2.2.4. Résultat de la cuisson

A la fin de la cuisson, il est possible de retirer la pièce terminée. Cependant, il est intéressant de se soucier des indices d'une bonne cuisson, afin de savoir si le cycle s'est bien passé et si l'évaluateur technologique réparé est obtenu selon les attentes initiales.

Après avoir vérifié que le vide est toujours présent à la fin du cycle de cuisson, il est important d'observer les tissus de pompage (Figure 141). Ces derniers sont un bon indicateur d'une cuisson qui s'est déroulée sans encombre lorsque de la résine se trouve sur ces tissus, rendant les matériaux d'environnement rigides.



Figure 141 : Présence de résine dans le tissu de pompage

Les figures de cette section (Figure 141, Figure 142) montrent bien que l'étape de cuisson/réparation s'est bien passée, avec en plus un patch de réparation qui a perdu son aspect « luisant » induit par la résine non polymérisée, comme on peut le voir sur les figures des sections précédentes.

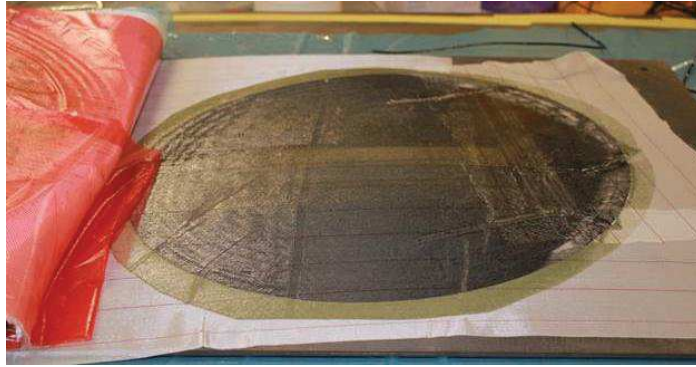


Figure 142 : Apparition du patch de réparation polymérisé à travers le tissu d'arrachage rendu translucide par le flot de résine

Afin de vérifier l'état de la réparation avant essais, il est important de réaliser des clichés de radiographie de l'évaluateur technologique, nous permettant de détecter les défauts de la pièce réparée.

2.3. Radiographie de la plaque réparée

Une fois l'évaluateur réparé, des radiographies sont prises, à défaut de pouvoir effectuer une étape de tomographie. En effet, l'évaluateur étant de grandes dimensions, seule la radiographie est envisageable. Cette étape passe par l'assemblage de plusieurs dizaines de radiographies différentes du fait de la taille de l'évaluateur qui ne permet pas de d'obtenir une radiographie de la pièce entière. Ainsi, la figure suivante (Figure 143) présente deux larges parties du collage, sous deux angles différents afin de couvrir toute la plaque (il n'est pas possible de balayer toute la plaque dans le tomographe).

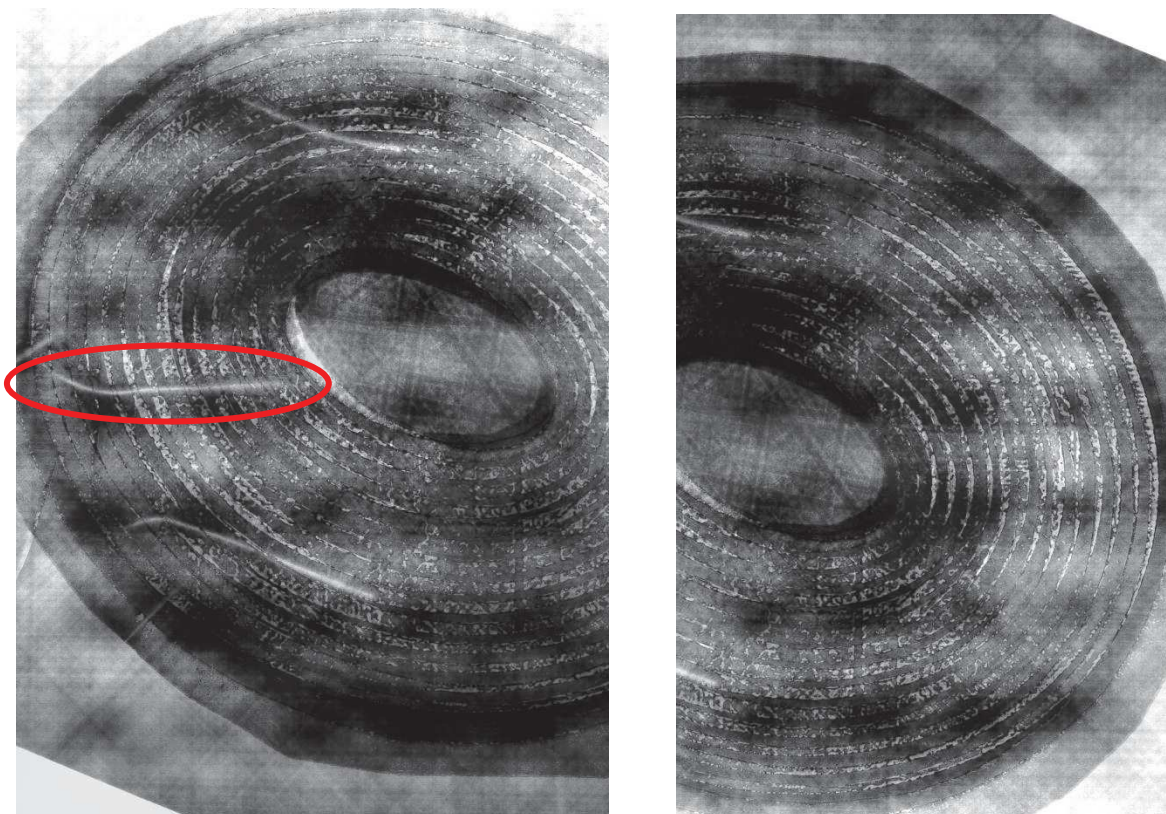


Figure 143 : Evalueur réparé vu à gauche coté mors fixe et à droite coté mors mobile, vues obtenues par reconstruction et assemblage de radiographies par rayons-X

La zone de collage peut être distinguée clairement, ainsi que les zones où les thermocouples étaient placés. Cependant, les zones plus claires sur le collage représentent des décalages entre la plaque à réparer et le patch. Cela pourrait être expliqué par le fait que la mise en place des ellipses n'a pas permis de caler parfaitement ces dernières sur la zone à réparer.

En effet, la technique de réparation peut certainement être améliorée, en cela que la part de variabilités est très importante car tout est fait manuellement. Toutefois, ces informations indiquent que le collage a bien été réalisé, mais que de par ce décalage, il est nécessaire de s'attendre à ce que la tenue du patch de réparation en soit quelque peu altérée et donc que la rupture survienne avant la fin de la cinématique prévue.

La position du patch de réparation par rapport à l'évalueur à réparer est une information à retenir et à prendre en considération lors de la comparaison entre les essais numériques qui ont été présentés au chapitre précédent et les essais expérimentaux qui sont mis en place dans la section suivante.

3. Mise en place des essais

3.1. Le bâti multiaxial de l'Institut Clément Ader

Le banc d'essai multiaxial disponible au sein de l'Institut Clément Ader permet de solliciter une pièce composite dans un état de déformations et de contraintes choisi et prédéfini. Il s'agit ici d'un des trois volets de la philosophie d'études des matériaux composites proposée par le laboratoire et la TPE Composite Expertise & Solutions (CES). Cette philosophie, présentée tout au long de ce document de thèse, est nommée *Evaluateurs Technologiques Multi-Instrumentés (ETMI)*.

Le bâti a pour but de transmettre des sollicitations complexes aux pièces par le biais de mouvements combinés (Figure 144). Les pièces peuvent alors être sollicitées en flexion, torsion, compression ou traction de façon simultanée ou échelonnée. Les sollicitations sont transmises à la pièce aux moyens de mors situés à ses extrémités. L'un de ces mors est lié au rectangle piloté par 4 vérins, ancrés à deux poutres de la structure du bâti, l'autre est encastré sur le bâti et reste fixe.

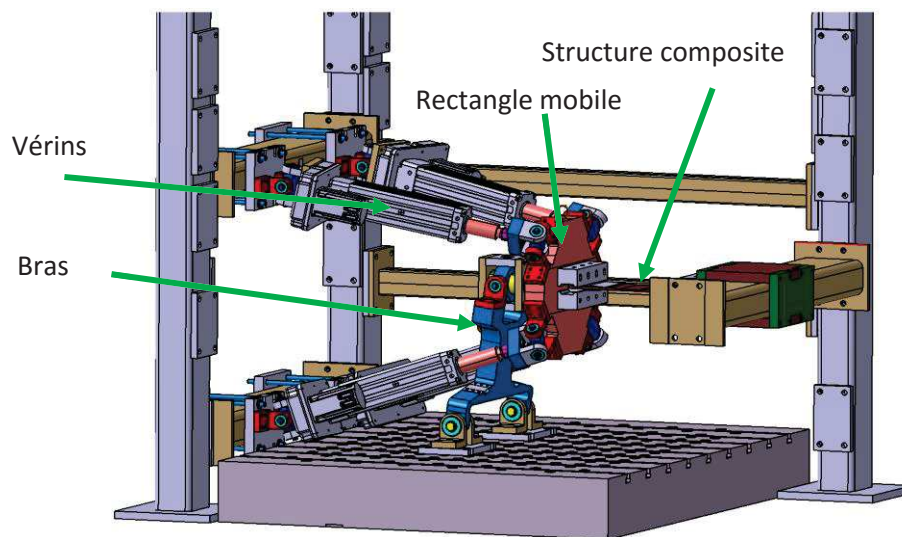


Figure 144 : Vue CAO du bâti multiaxial

Le moyen de mise en charge est composé de 5 sous-ensembles :

- Le bâti qui est constitué de poutres et de colonnes de sections carrées et possède des grilles de protection. Au sol, une dalle rainurée permet le placement de points d'ancrage,
- Le bras instrumenté qui est le support du rectangle, et est relié à la dalle du bâti par une liaison pivot qui lui offre la possibilité d'effectuer des rotations,
- Une rotule située à l'extrémité du bras instrumenté,
- Un ensemble axe et rectangle qui est équipé de mors, et permet de fixer l'évaluateur qui transmet la cinématique imposée par les vérins,
- Quatre vérins électromécaniques reliés aux poutres du bâti par des cardans et reliés au rectangle par l'intermédiaire de quatre rotules.
- L'évaluateur est encastré au quadrangle et au bâti par l'intermédiaire de deux mors fixes et deux mors mobiles maintenus en position par des boulons. La taille maximale de l'éprouvette dans la configuration actuelle de la machine est d'environ 600 mm de longueur par 300 mm de largeur (d'où la forme hexagonale afin d'étendre la largeur totale de l'évaluateur) et 10 mm

d'épaisseur (en employant des talons spécialement conçus qui ont une épaisseur d'environ 33 mm).

Afin de déterminer les efforts appliqués au rectangle, chaque tête de vérin est équipée d'un capteur de force calibré pour mesurer ± 50 kN. Ainsi pour évaluer les efforts verticaux, le bras possède deux plaques déformables instrumentées avec des jauges, et une loi, reliant la déformation des plaques aux efforts qui traversent le bras, est employée.

3.2. Rappel sur la cinématique du Chapitre IV

Une fois la cinématique approchée, les valeurs des angles de rotation autour de l'axe Y et des déplacements moyens selon l'axe X sont regroupées dans le tableau suivant (Tableau 29) :

Tableau 29 : Valeurs des angles et déplacements pour chaque phase de la cinématique

Phase	1	2	3	4	5
Angle (°)	7	7	0	-5,7	-5,7
Déplacement moyen selon X (mm)	4	7	5	7	12

La cinématique va donc prendre la forme d'une combinaison de 5 phases :

1. Les premiers pas de temps, une flexion (avec un peu de compression pour ne pas solliciter la pièce en traction) est mise en place jusqu'à obtenir un angle de 7° ;
2. Une fois la flexion terminée, une étape de compression destinée à créer un flambement global de la structure composite a lieu avec un déplacement de 3 mm ;
3. Ensuite, on décide d'effectuer une étape où la position initiale en angle nul est retrouvée, tout en conservant un peu de compression pour conserver le mode de flambement généré ;
4. La quatrième étape engage une sollicitation de flexion dans l'autre sens que la première effectuée en ajoutant une partie de compression pour maintenir le flambement ;
5. Enfin, un mouvement de compression est appliqué, pour générer un deuxième lobe de flambement et permettre d'arriver jusqu'à la rupture.

D'un point de vue numérique, la rupture du patch de réparation est censée arriver pendant l'étape 5, dernière étape où une compression supplémentaire est exercée, comme le montre les deux figures suivantes (Figure 145, Figure 146).

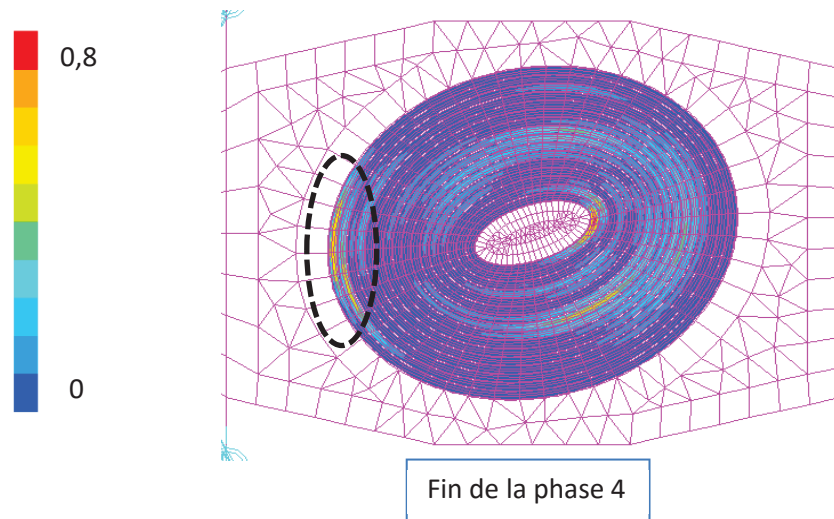


Figure 145 : Critère de rupture pour la phase 4

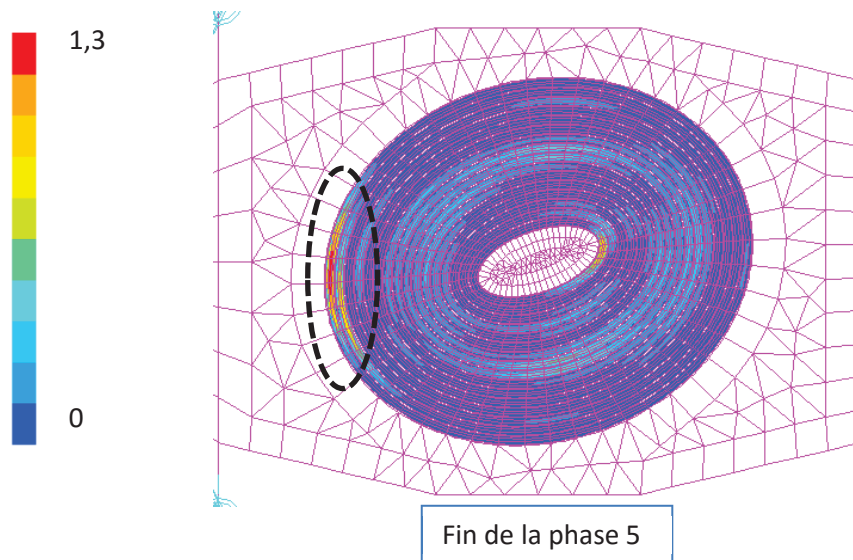


Figure 146 : Critère de rupture pour la phase 5

Néanmoins, dans la section précédente, les analyses de radiographie montrent un décalage dans l'orientation des ellipses du patch de réparation par rapport à la partie usinée de l'évaluateur. Ainsi, il est attendu que celui-ci arrive à rupture avant le point prévu numériquement.

3.3. Essai instrumenté

3.3.1. Mise en place des jauges sur l'évaluateur technologique

Dans le but d'obtenir un maximum d'informations sur la rupture de l'interface de collage du patch de réparation sur la structure, il est décidé de disposer six jauges de déformations de part et d'autre de l'évaluateur technologique. Dans la figure suivante (Figure 147), qui représente ce dernier vu du dessus, quatre jauges sont disposées de la manière suivante :

- Une jauge au centre de l'évaluateur, orientée à 45°, afin d'observer la présence d'une possible torsion de la pièce ;
- Une jauge à 25mm du bord de la pièce, mais centrée dans la longueur de l'évaluateur, pour observer les étapes de flexion ;
- Deux jauges en fin de patch, à 60 mm du centre en largeur et 174 mm du centre en longueur, dont une à cheval partie saine/patch, c'est-à-dire dans la zone de rupture envisagée.

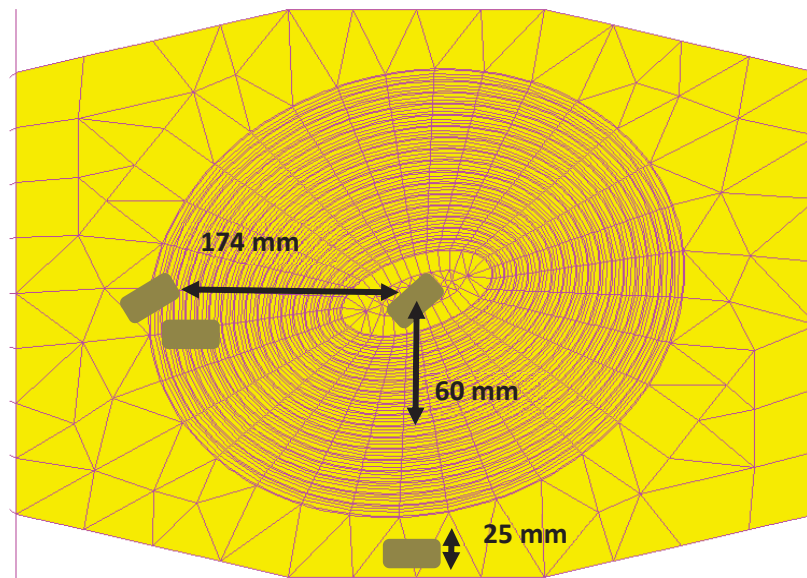


Figure 147 : Mise en place des jauges (vue du dessus) (échelle non représentative)

De la même manière, deux des six jauges sont placées en vis-à-vis de l'autre côté de la pièce réparée, comme le montre la Figure 148.

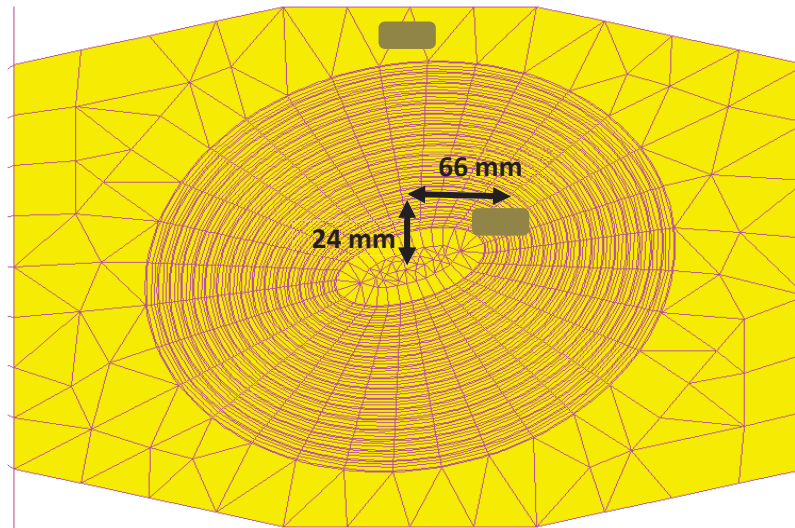


Figure 148 : Mise en place des jauges (vue du dessous) (échelle non représentative)

Cette fois-ci, la disposition est la suivante :

- Une jauge en vis-à-vis de celle du bord de l'évaluateur, afin d'observer les effets de la flexion ;
- Une jauge en milieu de patch, à 24 mm du centre en largeur et 66 mm du centre en longueur, zone qui était présentée dans le Chapitre IV comme potentiellement critique.

Les jauges sont collées à l'aide d'une colle industrielle et après cette étape, l'évaluateur technologique est prêt. Il est alors nécessaire de se pencher sur la mise en place du bâti d'essais multi-instrumentés, et de positionner la pièce réparée afin d'organiser l'essai final menant à la rupture du patch de réparation.

3.3.2. Mise en place du bâti multi-instrumenté

Afin de piloter le bâti d'essai, un programme de pilotage rédigé sous Excel est mis en place, comprenant un ensemble d'outils permettant à terme de générer un fichier de pilotage des vérins pour l'essai.

Ce dernier permet d'obtenir des données telles que :

- La position des vérins ;
- La configuration de la machine par la définition de la position initiale de tous ses points particuliers ;
- La longueur initiale des vérins ;
- Leur course en fonction du temps.

Ainsi, il est possible de positionner le rectangle de façon à ce que les mors, accueillant l'évaluateur technologique, soient en vis-à-vis, mais également de fixer les bases des vérins sur leur support (Figure 149).

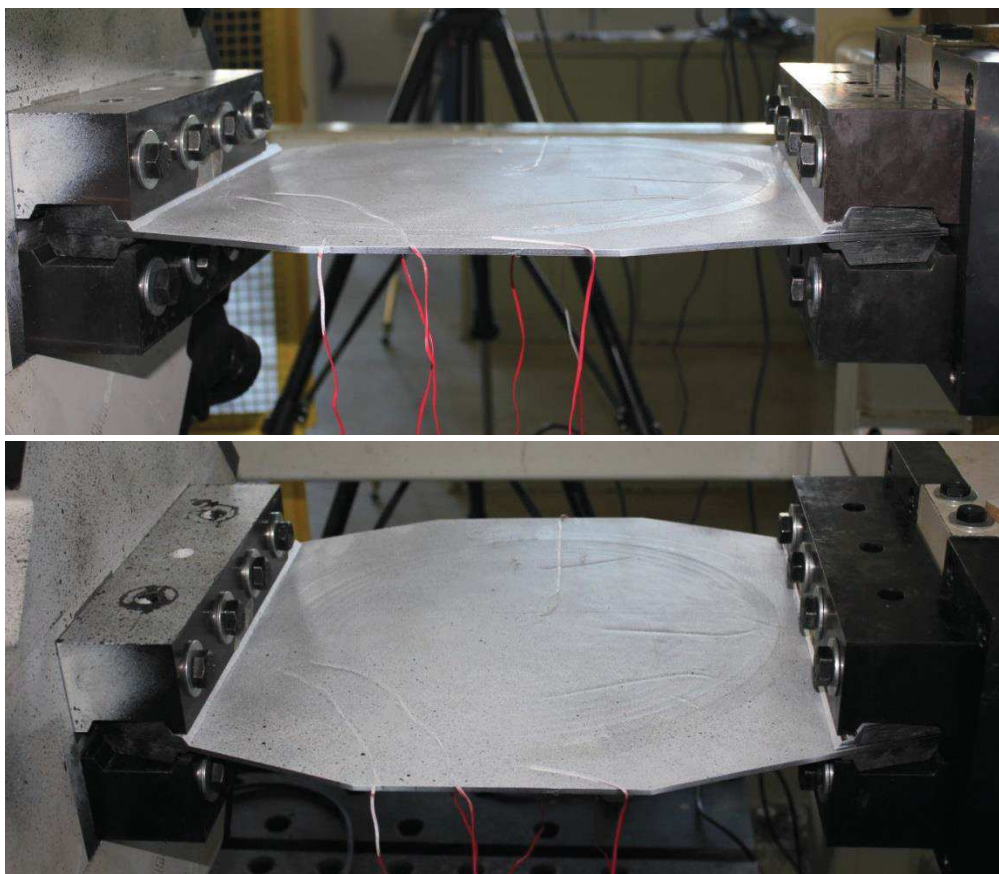


Figure 149 : Deux vue de l'évaluateur technologique mis en place

Les jauges étant mises en place et l'évaluateur technologique étant prêt dans le bâti d'essai multi-instrumenté, l'essai a lieu jusqu'à rupture du patch de réparation. La section suivante regroupe alors un certain nombre de résultats et informations obtenus après essai.

3.4. Résultats et informations obtenus après essai

Les essais se déroulent en deux temps : en premier lieu, l'évaluateur technologique est soumis une première fois au début de la cinématique prévue jusqu'à la fin de l'étape 3, afin de se rassurer sur le bon déroulement de l'essai et la bonne réponse des différents capteurs. Il est important d'être certains que la pièce allait tenir jusqu'à cette étape de flambement symétrique (les deux mors reviennent en vis-à-vis). Puis les contraintes dans l'évaluateur sont relâchées par un retour au point de départ.

Ensuite, l'ensemble de la cinématique est appliqué jusqu'à rupture. De la même manière que la fois précédente, tout s'est bien déroulé jusqu'à l'étape 3. A partir de l'étape 4, il est possible de commencer à entendre la pièce travailler, en commençant par la première fissure au niveau du patch de réparation, vers 400 s après le début de l'essai. Nous avons laissé l'étape 5 se terminer, en sachant que la rupture de l'interface patch de réparation/évaluateur technologique est survenue lors de l'étape 4.

Une fois la rupture survenue, les jauges et l'évaluateur sont analysés et des mesures de champs, dans la zone d'intérêt mais également au centre de l'évaluateur sont dépouillées afin de remonter au pas de temps de la rupture et d'analyser cet essai original.

3.4.1. Mesure de champs

Les techniques optiques, utilisées depuis des décennies, mais de plus en plus performantes, ont permis d'ouvrir un large champ d'applications dans le domaine du contrôle et de la mesure [Clerc, 2001]. La corrélation d'images numériques, en particulier, s'impose aujourd'hui comme un outil de mesure de champs de déplacement pratique et fiable en raison de sa grande flexibilité, de son caractère non intrusif et de sa facilité d'emploi [Chambard, 2009], [Garcia, 2001].

La mesure de champs permet d'obtenir les déplacements en X et en Z dans la zone d'intérêt de la rupture juste avant que celle-ci ne survienne (Figure 150). Ces derniers sont disponibles sur les Figure 151 et Figure 152 suivantes :

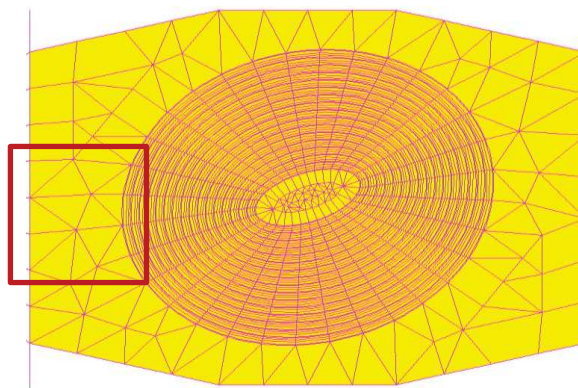


Figure 150 : Description de la zone d'intérêt de l'étape de mesure de champs

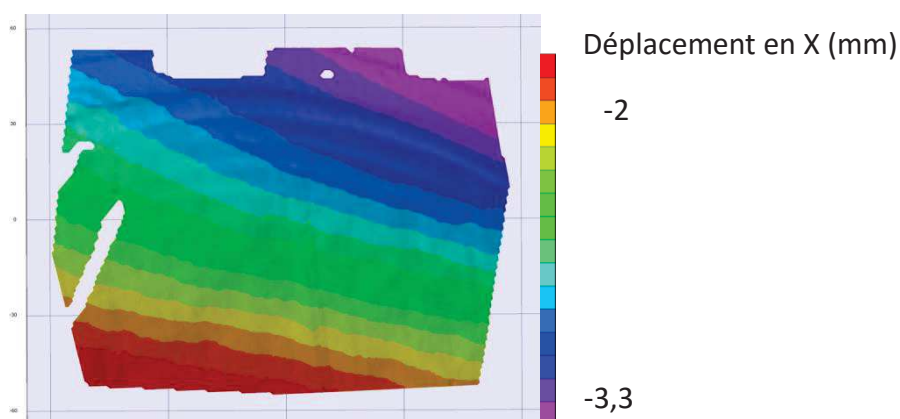


Figure 151 : Déplacements en X dans la zone d'intérêt juste avant la rupture

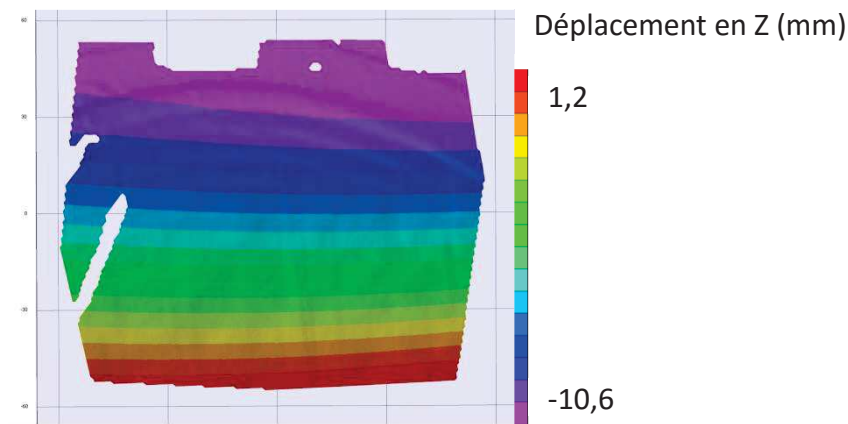


Figure 152 : Déplacements en Z dans la zone d'intérêt juste avant la rupture

Ces figures permettent d'identifier la cinématique à ce moment précis. En effet, on retrouve des déplacements latéraux pour la Figure 151, qui démontre que l'on se situe dans une phase avec de la compression. La Figure 152, quant à elle, présente les déplacements selon Z qui montrent une phase de flexion (attendue et souhaitée) de l'évaluateur technologique.

On note que le champ de déplacements en X au moment de la rupture fait apparaître un léger mouvement parasite de rotation autour de l'axe Z, qui se traduit ici par des courbes d'iso-déplacements qui ne sont pas parfaitement parallèles à l'axe Y. Ces petits écarts par rapport au mouvement attendu peuvent par exemple être dus à une mauvaise connaissance des points fixes de la machine (extrémité fixe des vérins) qui doivent être identifiés précisément à terme, mais qui n'ont pu être parfaitement mesurés avant cet essai.

La mesure de champs permet également d'obtenir des informations concernant la déformation de la plaque réparée. Dans les deux figures suivantes (Figure 153, Figure 154), il est possible d'identifier les phases de déformation de l'évaluateur technologique dans la zone d'intérêt de la rupture. La Figure 154 en particulier montre bien la déformation juste avant l'instant de rupture. La valeur maximale de cette dernière est nettement visible sur le haut de l'image, à l'endroit où la zone de rupture est souhaitée. De plus, il est possible de remarquer que la déformation est particulièrement localisée sur la dernière marche du patch de réparation, à l'endroit même où apparaîtra la première fissure quelques instants plus tard.

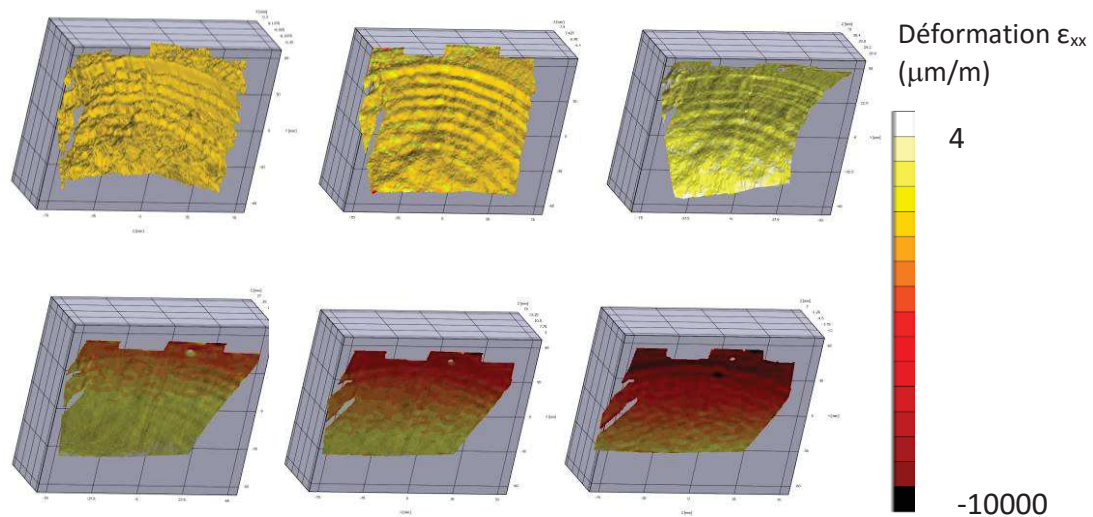


Figure 153 : Déformation ϵ_{xx} dans la zone d'intérêt à plusieurs instants de la cinématique, à titre d'illustration

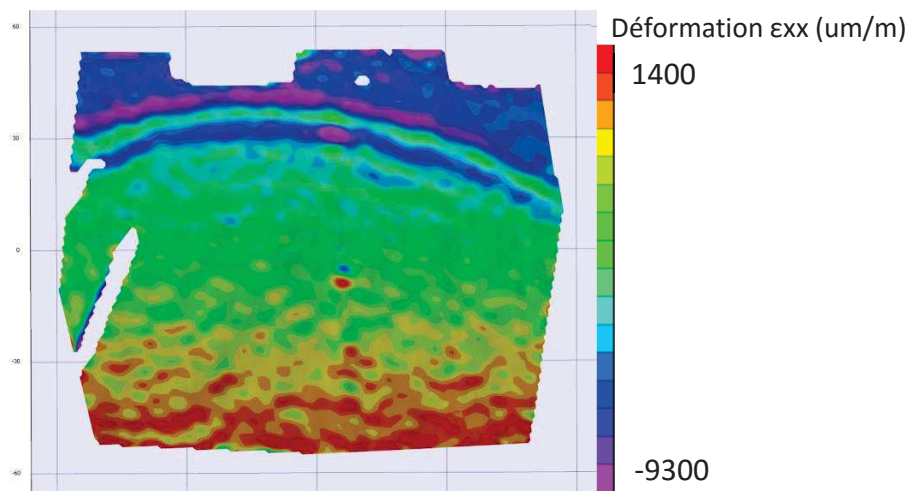


Figure 154 : Déformation ϵ_{xx} dans la zone d'intérêt juste avant la rupture

La Figure 155 montre la zone de rupture envisagée, au début de l'essai puis à la fin de la première étape. La sollicitation en flexion semble claire puisqu'il est possible de remarquer que la pièce s'est creusée.

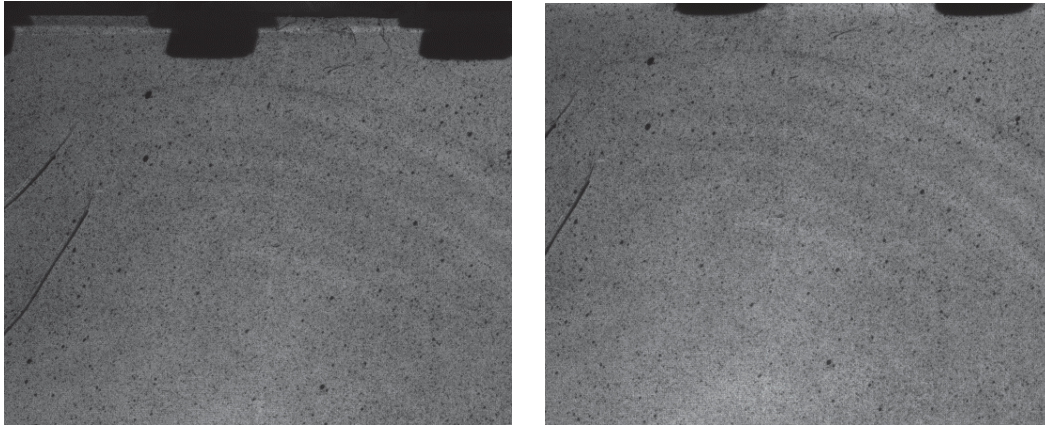


Figure 155 : Essai et zone de rupture prévue, au début de l'essai (gauche), à la fin de l'étape de flexion (droite)

La figure suivante (Figure 156) montre le début de la fissuration apparaissant au niveau de la dernière marche de la réparation mais également sa propagation. La Figure 157 permet d'observer la rupture complète de la zone d'intérêt avec la fissuration du patch de réparation. Cette zone d'intérêt prédite est donc validée, bien que la rupture soit survenue avant la fin de la cinématique.

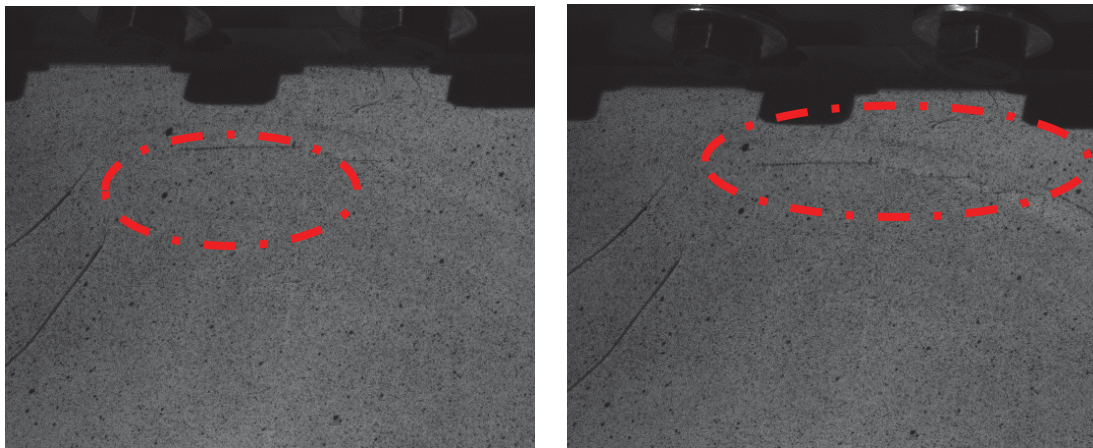


Figure 156 : deux vues à deux instants différents en cours d'essai, dans la zone de rupture prévue, au moment de la fissuration de l'interface collée

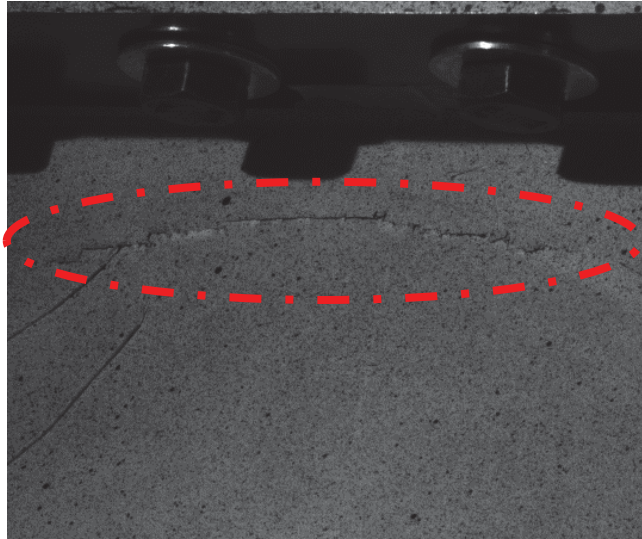


Figure 157 : Rupture de l'interface collée

Les jauges de déformation ont été collées au bon endroit, comme peut en témoigner la Figure 157. En effet, il est possible de remarquer que la rupture de l'interface collée est adjacente à la jauge de déformation. Il est alors possible d'analyser cette dernière afin d'en retirer d'autres informations sur l'ensemble de l'essai et de sa cinématique.

Cependant, au-delà de la rupture de l'interface collée, la cinématique choisie a engendré du délaminage, de la rupture de fibres et de la fissuration matricielle peu de temps après la rupture dans la zone d'intérêt. La figure suivante (Figure 158) montre que ces endommagements ont eu lieu au bord des mors et en bord d'évaluateur.



Figure 158 : Présence de délaminages et ruptures de fibre en toute fin d'essai

Le Tableau 30 rappelle les positions des six jauges placées sur l'évaluateur technologique telles que présentées dans la section 3.3.1 :

Tableau 30 : Rappel des positions des jauges sur l'évaluateur technologique

Numéro de jauges	Position sur l'évaluateur technologique
1	A cheval structure saine/patch de réparation
2	Dans la zone de rupture envisagée
3	Près du centre de l'évaluateur
4	Bord de l'évaluateur sur le niveau supérieur
5	Bord de l'évaluateur sur le niveau inférieur
6	Centre de la pièce avec orientation 45°

La Figure 159 quant à elle donne les valeurs des jauges de déformation en fonction du temps pour l'ensemble des jauges placées sur l'évaluateur :

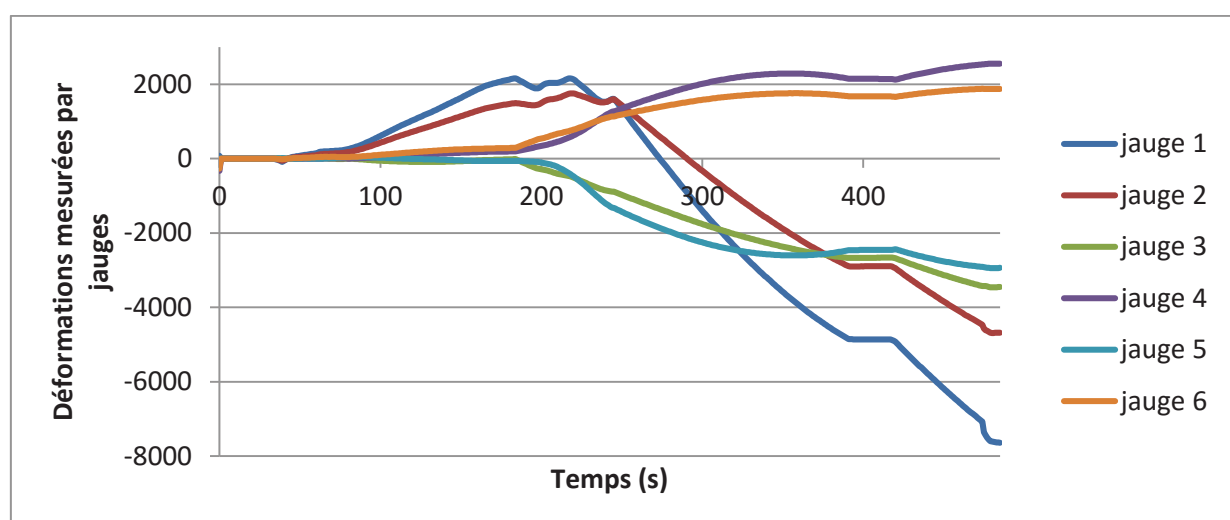


Figure 159 : Valeurs des déformations mesurées par les jauges en fonction du temps

Il est possible d'observer une chute soudaine du signal mesuré par les jauges n°1 et n°2 au bout de 250 secondes environ. Cela traduit un changement de phase, passant d'un état de traction lorsque l'on met l'évaluateur dans un état de flexion lors de l'étape 1 de la cinématique, à un état de compression lorsque l'on fait flamber la pièce pendant l'étape 2. Cet état augmente d'ailleurs lors des étapes 3 et 4, ce qui explique cette chute brutale. De plus, on peut remarquer, un peu avant les 480 s, en toute fin de courbe, un saut brusque de ces deux jauges. Cela témoigne de l'arrivée de la fissure de l'interface patch/évaluateur à leur niveau.

La jauge n°3 suit de près la jauge n°5 sur la Figure 159, démontrant la présence d'une légère torsion mais qui semble négligeable devant les effets de la flexion. Les jauges n°4 et n°5 présentent une quasi-symétrie, qui paraît logique car elles sont en vis-à-vis sur l'évaluateur technologique. On peut également remarquer grâce à ces jauges que la part de compression est négligeable, elle aussi devant le mode de flexion. Enfin, la jauge n°6 apparaît être le témoin d'une légère torsion au cours de l'essai, probablement générée par un couplage flexion-torsion engendré par la dissymétrie de la stratification au niveau du patch de réparation.

Néanmoins, les radiographies effectuées et présentées en début de chapitre ont déterminé un écart de position entre les ellipses usinées dans la pièce mère et les plis elliptiques du patch, affaiblissant par conséquent la structure. Il est donc logique que la rupture de l'interface collée survienne avant la fin de l'étape 4. Les premiers résultats de la cinématique ayant été analysés, il est possible de repasser par une étape de radiographie de la pièce afin d'observer la fissuration du patch de réparation en profondeur dans la pièce.

3.4.2. Radiographie de la rupture

Des radiographies de l'évalateur ont de nouveau été effectuées après la rupture du patch de réparation afin d'identifier les zones de rupture sur l'ensemble de l'évalateur. La Figure 160 suivante montre les radiographies dans chaque moitié de l'évalateur :

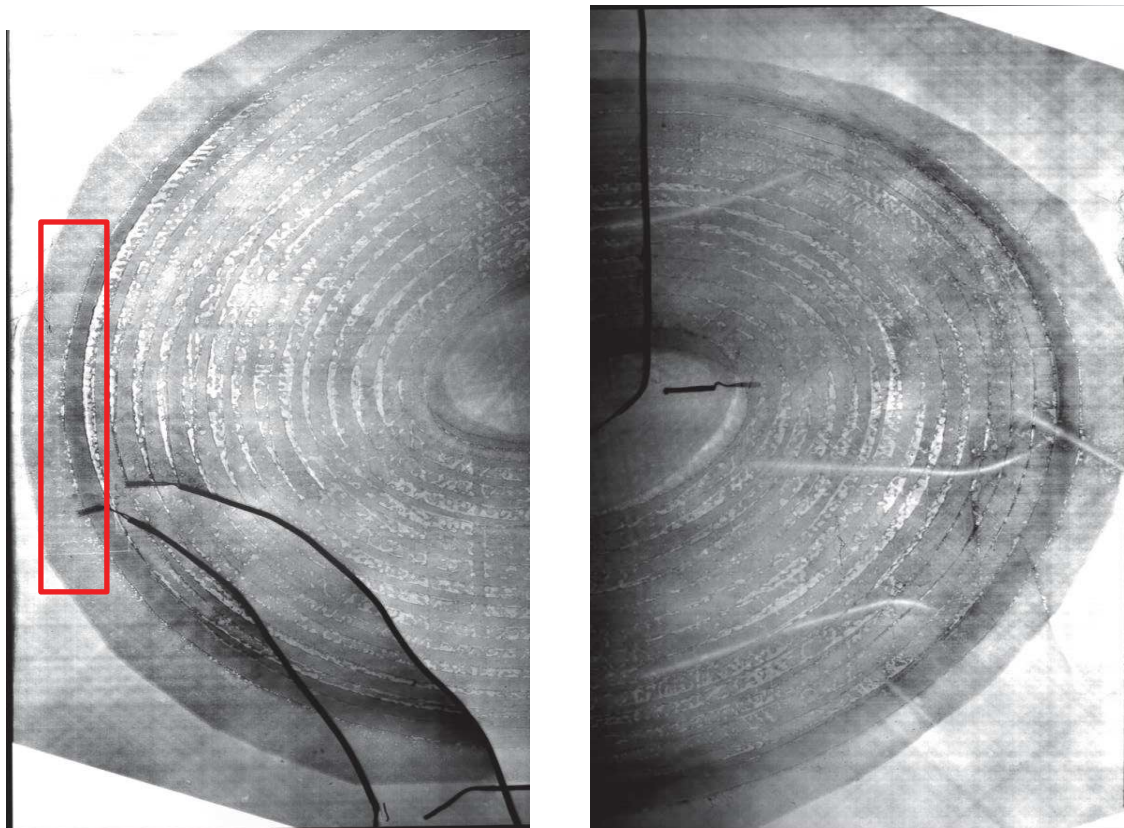


Figure 160 : Radiographie de la plaque après rupture

Sur ces radiographies, rien n'indique de manière évidente la présence d'une rupture, il est donc nécessaire de regarder plus près, comme le montre la Figure 161 :

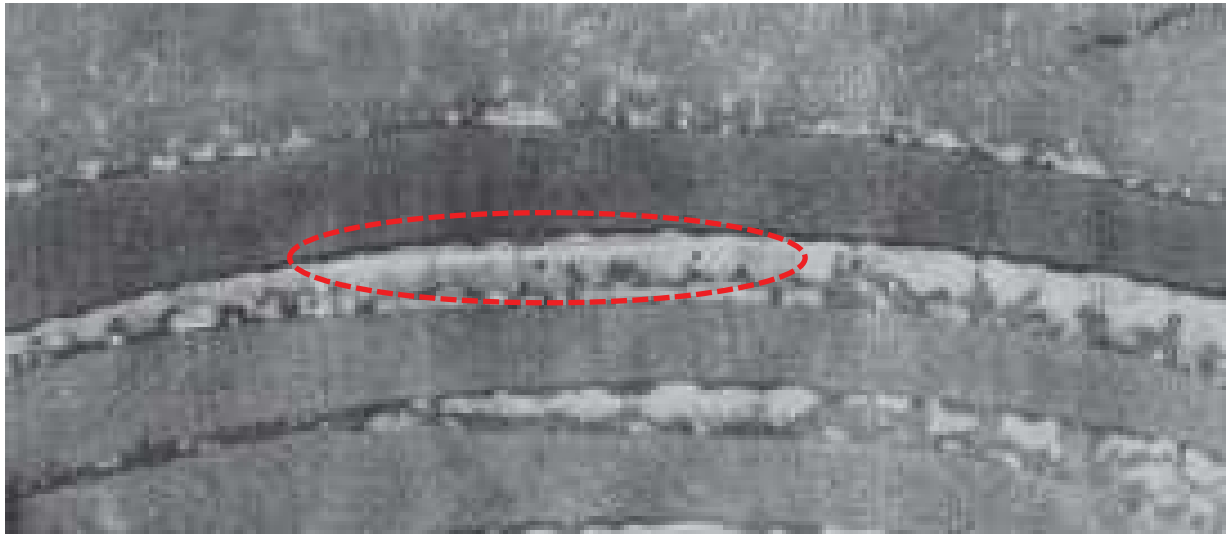


Figure 161 : Zoom de la radiographie dans la zone de rupture

Sur cette dernière, il est possible d'observer l'apparition d'une fine ligne blanche, témoin de la fissure apparue en zone d'intérêt au cours de l'essai. Il est important également de noter que la zone de rupture correspond effectivement à la zone d'intérêt souhaitée et présentée depuis le Chapitre IV. Cette radiographie permet donc de confirmer que la cinématique choisie permet de solliciter fortement la zone réparée au cours de cet essai complexe.

Néanmoins, le mode de rupture apparu n'est pas exactement celui qui était attendu, bien que le phénomène soit apparu bien plus tôt qu'on l'avait prédit. Cependant, la fissuration du premier pli semble suivre parfaitement les défauts présents au niveau de la zone de collage. L'hypothèse que l'on peut faire à ce stade est qu'une partie du pli supérieur du patch, au droit de la « bulle d'air » dans la colle, s'est retrouvée libre de flamber localement, par cette absence d'adhésif dans une zone de quelques millimètres de large et de plusieurs centimètres de long.

Dans la phase de flexion vers le bas (phase 4), destinée à préparer l'apparition d'un deuxième lobe de flambement, cette zone se retrouve en compression. Par l'existence du vide sous le premier pli du patch, on crée un flambement localisé de ce pli jusqu'à la rupture. Enfin, si l'essai a dû être interrompu avant de solliciter assez la colle pour générer une rupture de l'interface collée, on a quand même pu réaliser un essai qui semble, à ce stade de l'analyse, sensible à la qualité de la réparation effectuée, ce qui était notre objectif initial.

D'autres essais seront en conséquence nécessaires, avec moins de défauts de fabrication générés lors de la réparation, pour démontrer que cet essai peut être un bon témoin de la qualité de collage. Cependant, la radiographie de l'évaluateur n'est pas suffisante puisqu'elle montre l'évaluateur technologique avant puis après l'essai, ce qui ne permet pas d'obtenir des informations sur le déroulement de la rupture à proprement parlé. Des mesures de champs ont été effectuées pendant toute la durée de l'essai afin d'obtenir des informations au fur et à mesure que la cinématique est mise en place.

Avec toutes les informations regroupées et analysées dans cette section, il est alors possible de revenir sur la modélisation numérique et de s'intéresser aux informations qu'il est possible de dégager autour du moment de la rupture, qui intervient lors de l'étape 4 de la cinématique.

3.4.3. Informations numériques autour du point de rupture

La particularité de l'évaluateur technologique et de ces essais est qu'il s'agit d'un travail avec itération : une modélisation numérique est effectuée, puis les essais sont mis en place afin de corroborer cette dernière, avant de revenir sur celle-ci et d'affiner le modèle en fonction des résultats obtenus. L'idée générale de cet exercice est de pouvoir partir d'une modélisation grossière permettant d'effectuer des centaines d'itérations afin de s'approcher de la cinématique idéale puis ensuite de raffiner au fur et à mesure afin de se retrouver dans une situation représentative quasi idéale.

Ainsi, le premier essai ayant été effectué, il est possible de revenir sur la modélisation numérique et d'analyser les résultats obtenus au pas de temps de la rupture présumée, soit 480 s. Dans un premier temps, le tableau suivant (Tableau 31) regroupe les valeurs des efforts aux vérins à ce moment-là. Il est important de noter que ces derniers sont encore loin des efforts maximaux qui mettraient en défaut le bâti multiaxial, à savoir 40 kN dans chaque vérin.

Tableau 31 : Valeurs des efforts aux vérins au pas de temps 0,89 (rupture présumée)

Numéro des vérins	Effort selon X (N)	Effort selon Y (N)	Effort selon Z (N)
1	-13431	1,3	-142,2
2	-12503	-1,3	-142,2
3	-12369	8,8	-115,1
4	-13349	-3,8	-115,3

Néanmoins, si l'on regroupe l'ensemble des efforts vérins, expérimental et numérique, il est possible de constater que les vérins n'atteignent jamais les valeurs extrêmes (Figure 162). De plus, on note que les valeurs des efforts obtenues numériquement surestiment les valeurs expérimentales, tout du moins lors des premiers pas de temps.

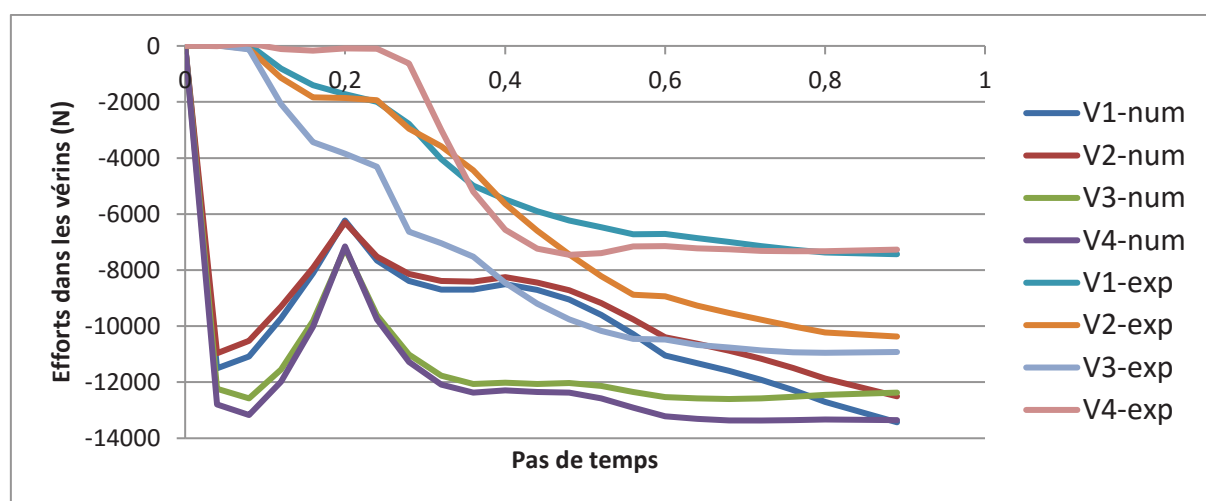


Figure 162 : Efforts dans les vérins, numériques et expérimentaux jusqu'au point de rupture

La modélisation numérique est relancée jusqu'au pas de temps de la rupture présumée afin d'analyser en détails les informations disponibles numériquement. Les Figure 163, Figure 164 et Figure 165 reprennent les déplacements selon X et Z à ce moment précis.

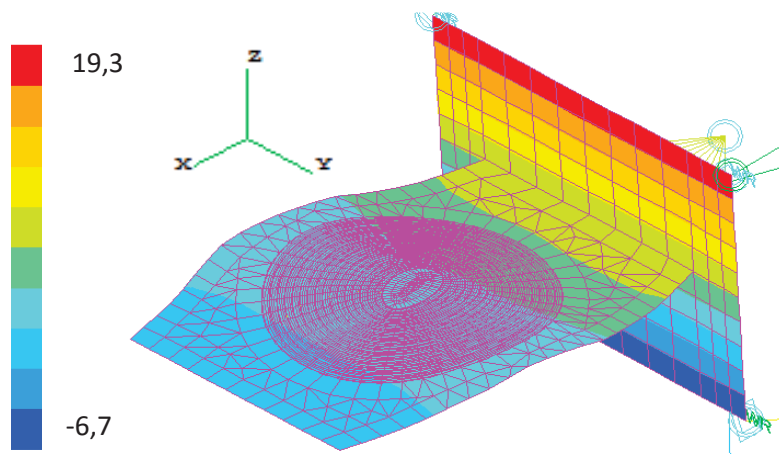


Figure 163 : Déplacements (mm) selon X de l'évaluateur technologique au moment de la rupture (pas de temps 0,89)

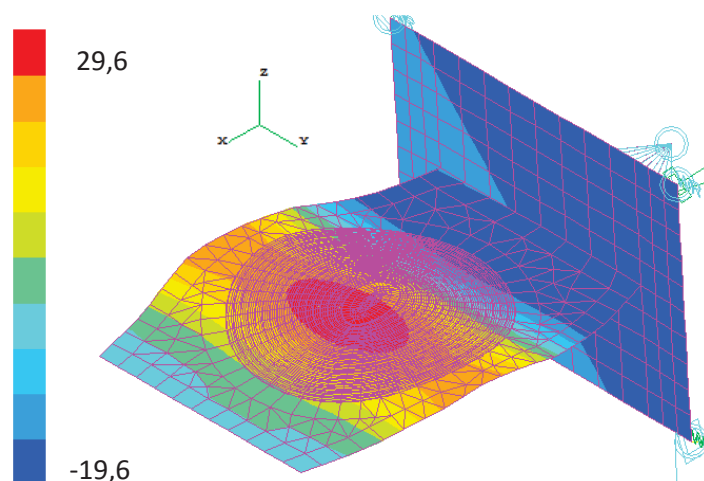


Figure 164 : Déplacements (mm) selon Z de l'évaluateur technologique au moment de la rupture (pas de temps 0,89)

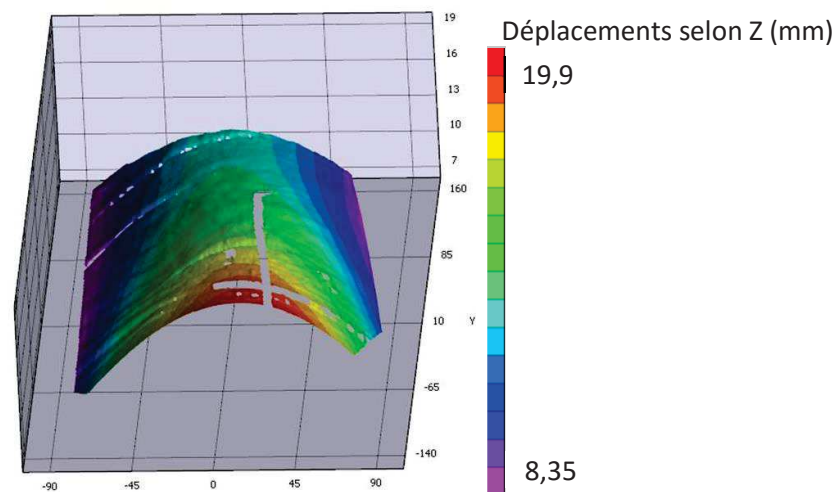


Figure 165: Déplacements selon Z

La Figure 165 représente le déplacement selon Z des mesures de champs effectuées au centre de la pièce lors de l'essai. On remarque qu'en termes d'amplitude du déplacement, la modélisation numérique (Figure 164) a surestimé la réalité, tout en restant dans les mêmes ordres de grandeur. De même, on retrouve bien au centre la concentration du déplacement maximal, traduisant l'étape n°4, sollicitant l'évaluateur technologique en flexion/compression.

Les Figure 166, Figure 167 et Figure 168, quant à elles, représentent les contraintes en pelage et en cisaillement au niveau du patch de réparation au moment de la rupture. Si les valeurs des contraintes σ_{zz} sont encore un peu faibles, il est possible de remarquer que les valeurs de contraintes en cisaillement sont significatives (atteignant une vingtaine de MPa en certains points).

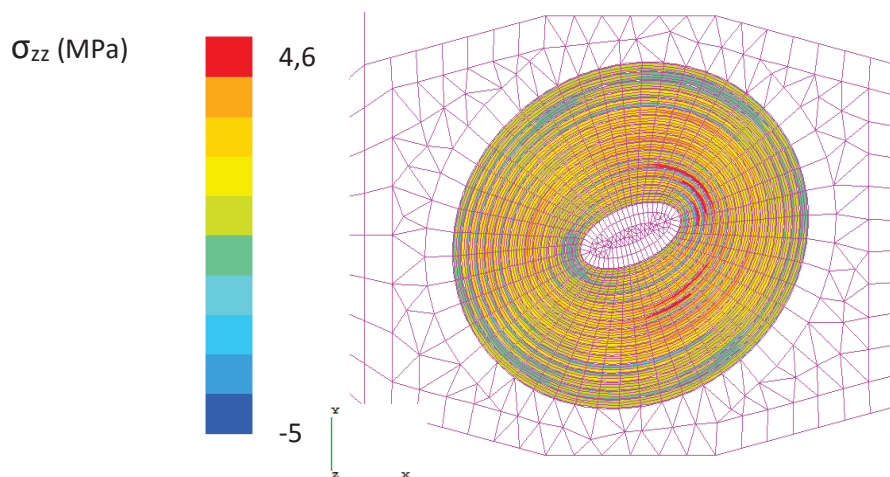


Figure 166 : Contraintes σ_{zz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89)

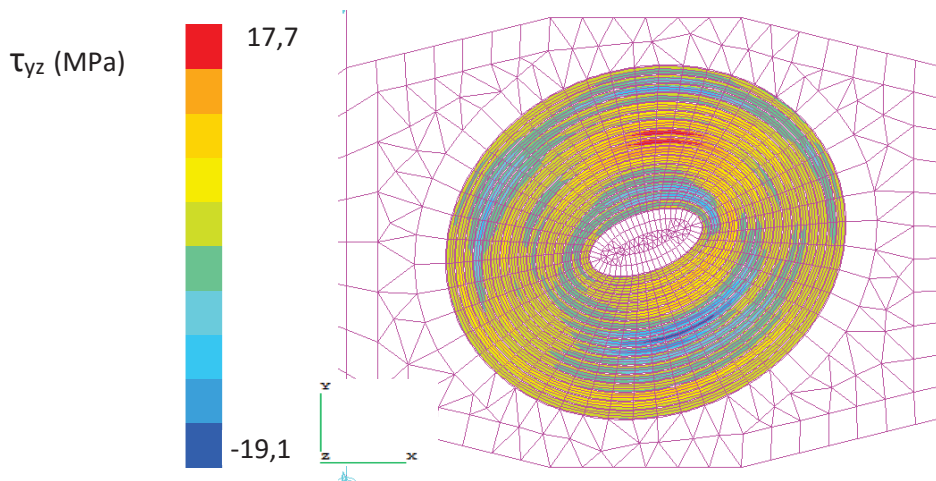


Figure 167 : Contraintes τ_{yz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89)

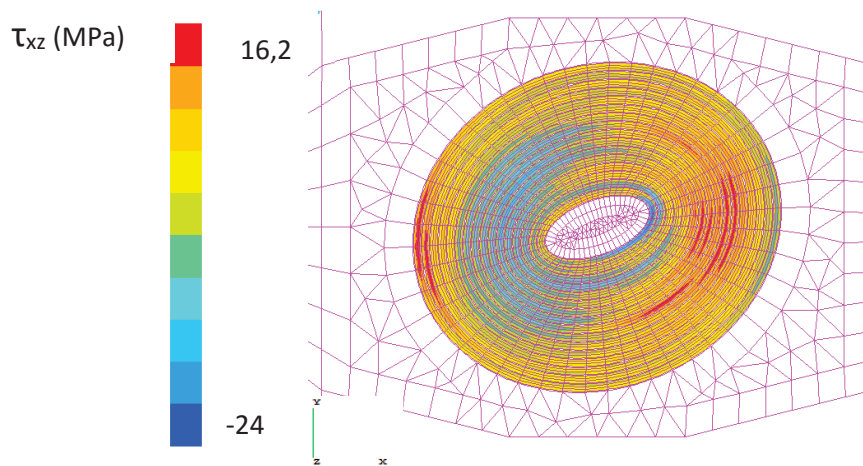


Figure 168 : Contraintes τ_{xz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89)

De plus, il est également notable que les concentrations des valeurs de contraintes maximales se situent notamment à l'endroit escompté, c'est-à-dire au niveau du grand axe des ellipses constituant le patch de réparation. Cependant, on retrouve également des valeurs importantes de l'autre côté du centre du patch, zone qui pourrait être étudiée lors de l'étude du critère mais également lors de la phase d'affinage des résultats, dans de prochains travaux.

La figure suivante (Figure 169) est justement l'affichage du critère de rupture de l'interface collée étudié et sélectionné lors du Chapitre III. Il est possible de remarquer que la valeur extrême, 0,5, est loin de la valeur menant à la rupture du film adhésif. Si une zone commence à apparaître à la localisation souhaitée, la modélisation numérique ne prédit pas une rupture lors de ce pas de temps. Cette différence peut s'expliquer par la surestimation numérique, déjà démontrée pour les valeurs des efforts dans les vérins.

Cependant, l'explication la plus probable reste la variabilité des matériaux et de la fabrication de l'évaluateur technologique. En effet, lors des premières radiographies, il a été montré qu'un décalage survenait entre le patch de réparation et la plaque saine et une remarque prédisant la rupture « prématurée » de l'interface collée avait également été exprimée. Cette figure vient donc corroborer cette hypothèse.

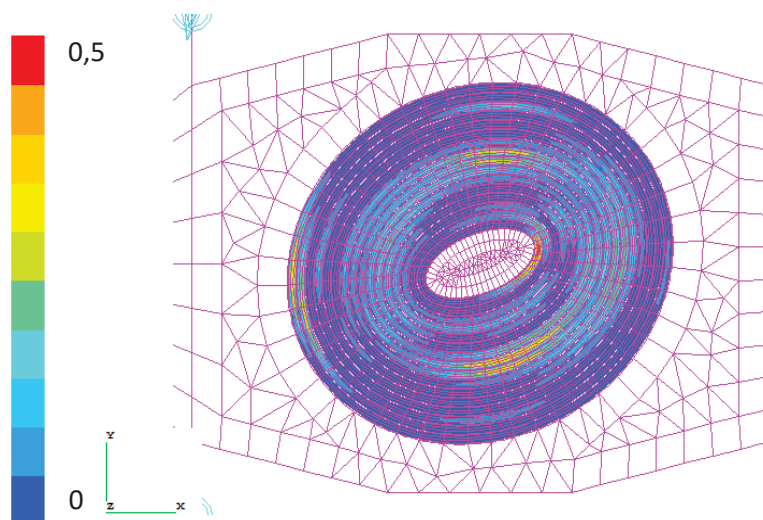


Figure 169 : Critère de rupture du film adhésif à l'instant de la rupture (pas de temps 0,89), moyenne par élément

4. Conclusion intermédiaire

La fabrication d'un évaluateur technologique est une étape longue et complexe de ce travail de thèse. Partant d'une plaque saine de plusieurs dizaines de centimètres de côté, une phase d'usinage par jet d'eau abrasif est mise en place afin de créer un support pour une réparation en escalier ou « step-lap ».

Ce type d'usinage entraîne donc une nécessité de créer en parallèle un patch de réparation elliptique en escalier lui aussi, où chaque pli a des dimensions différentes. Ce patch est indispensable pour la réparation de l'évaluateur technologique et sa forme est étudiée afin d'épouser l'usinage effectué. Ceci est une réparation dite « à fleur », permettant de conserver l'aérodynamisme de la pièce endommagée. De plus, afin d'être le plus représentatif possible d'une situation industrielle réelle, la réparation est effectuée à l'aide d'une valise de polymérisation.

Après la création de l'évaluateur technologique réparé, des radiographies ont révélé un décalage entre la plaque mère et le patch de réparation. Une hypothèse de rupture prématurée a donc été émise.

La cinématique de l'évaluateur technologique est développée lors du Chapitre IV, combinant des sollicitations en flexion et en compression. Elle est rappelée lors de ce chapitre afin de bien comprendre les enjeux de celle-ci et de sa relation avec le bâti multiaxial, disponible au sein de l'Institut Clément Ader. La mise en place des essais associés à cette cinématique et au bâti peut être effectuée après que l'évaluateur technologique ait été équipé de jauges de déformations, au nombre de 6, et placées stratégiquement au niveau de la zone de rupture prédite. Afin d'instrumenter l'essai, des caméras de mesures de champs de déplacement sont également installées et étalonnées.

La rupture, prévue lors de la modélisation numérique au début de l'étape 5 de la cinématique, a lieu au milieu de l'étape 4. Bien que l'hypothèse de rupture prématurée soit confirmée, des radiographies supplémentaires viennent corroborer la zone de rupture de l'interface collée, en bout du grand axe des ellipses, et sur la dernière marche.

L'information de la rupture expérimentale va donc venir alimenter la modélisation numérique, en cela qu'il est possible de repartir au pas de temps de la rupture présumée, et de retrouver les informations numériques. A partir de ces dernières, un travail d'itération est possible, afin d'affiner la conception de la cinématique, à travers le déplacement des vérins, mais également par le critère de rupture développé dans ce manuscrit de thèse. L'itération de la tenue du film adhésif lors d'une réparation structurale en « step-lap » ne vient finalement que de commencer.

5. Références bibliographiques du Chapitre V

[Chambard, 2009] Chambard J.P., Jaminion S., Tazeroualti M., Galerne C., Hild F., *Mesure de champs de déplacements 3D par corrélation d'images - Etude métrologique et application sur structures*, JNC 16, Jun 2009, Toulouse, France. AMAC, 8 p., 2009.

[Clerc, 2001] Clerc P., *Mesure de champs de déplacements et de déformations par stéréovision et corrélations d'images numériques*, Thèse de doctorat, INSA Lyon, 6-12-2001.

[Garcia, 2001] Garcia D., *Mesure de formes et de champs de déplacements tridimensionnels par stéréo-corrélation d'images*, Thèse de doctorat, Institut National Polytechnique de Toulouse- INPT, 21-12-2001.

6. Liste des figures et des tableaux du Chapitre V

Figure 124 : Jet d'eau abrasif avec la technologie Ultra Pierce.....	166
Figure 125 : Masques pour usiner la plaque composite pli par pli	166
Figure 126 : Etat de surface après découpe, au niveau du défaut généré par l'arrêt brutal de la machine	168
Figure 127 : Eprouvettes provenant des chutes de détournage.....	168
Figure 128 : Etat de surface après usinage (a): pression de 800 bar et vitesse de 10 mm/min; b): pression de 600 bar et vitesse de 5 mm/min).....	169
Figure 129 : deux vues en cours d'usinage de la plaque	170
Figure 130 : a) Première et b) deuxième passe.....	170
Figure 131 : a) Troisième et b) sixième passe	171
Figure 132 : Huitième passe après bouchage du canon d'abrasif.....	171
Figure 133 : Dixième passe.....	172
Figure 134: a) Séchage de la plaque composite et b) apparition visuelle des défauts de fabrication	173
Figure 135 : Dernière passe et perte de matériau sur la première marche avec a) vue globale et b) zoom sur la zone présentant un manque de matériau	174
Figure 136 : Différentes vues lors de la découpe des ellipses de réparation.....	175
Figure 137 : Ellipses en matériau composite pour la mise en place du soft patch	175
Figure 138 : a) Valise de polymérisation pour la cuisson du patch de réparation et b) tapis chauffant	176
Figure 139 : Cycle de cuisson/réparation.....	176
Figure 140 : Séquence de placement des produits d'environnement pour la cuisson d'un matériau composite.....	177
Figure 141 : Présence de résine dans le tissu de pompage.....	178
Figure 142 : Apparition du patch de réparation polymérisé à travers le tissu d'arrachage rendu translucide par le flot de résine.....	179
Figure 143 : Evalueur réparé vu à gauche coté mors fixe et à droite coté mors mobile, vues obtenues par reconstruction et assemblage de radiographies par rayons-X	180
Figure 144 : Vue CAO du bâti multi-axial	181
Figure 145 : Critère de rupture pour la phase 4.....	183
Figure 146 : Critère de rupture pour la phase 5.....	183
Figure 147 : Mise en place des jauges (vue du dessus) (échelle non représentative)	184
Figure 148 : Mise en place des jauges (vue du dessous) (échelle non représentative)	185
Figure 149 : Deux vue de l'évaluateur technologique mis en place.....	186
Figure 150 : Description de la zone d'intérêt de l'étape de mesure de champs.....	187
Figure 151 : Déplacements en X dans la zone d'intérêt juste avant la rupture	187
Figure 152 : Déplacements en Z dans la zone d'intérêt juste avant la rupture	188
Figure 153 : Déformation ϵ_{xx} dans la zone d'intérêt à plusieurs instants de la cinématique, à titre d'illustration	189
Figure 154 : Déformation ϵ_{xx} dans la zone d'intérêt juste avant la rupture.....	189
Figure 155 : Essai et zone de rupture prévue, au début de l'essai (gauche), à la fin de l'étape de flexion (droite).....	190

Figure 156 : deux vues à deux instants différents en cours d'essai, dans la zone de rupture prévue, au moment de la fissuration de l'interface collée.....	190
Figure 157 : Rupture de l'interface collée	191
Figure 158 : Présence de délaminages et ruptures de fibre en toute fin d'essai.....	191
Figure 159 : Valeurs des déformations mesurées par les jauges en fonction du temps	192
Figure 160 : Radiographie de la plaque après rupture.....	193
Figure 161 : Zoom de la radiographie dans la zone de rupture	194
Figure 162 : Efforts dans les vérins, numériques et expérimentaux jusqu'au point de rupture.....	195
Figure 163 : Déplacements (mm) selon X de l'évaluateur technologique au moment de la rupture (pas de temps 0,89).....	196
Figure 164 : Déplacements (mm) selon Z de l'évaluateur technologique au moment de la rupture (pas de temps 0,89).....	196
Figure 165: Déplacements selon Z	197
Figure 166 : Contraintes σ_{zz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89)	197
Figure 167 : Contraintes τ_{vz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89) .	198
Figure 168 : Contraintes τ_{xz} du patch de réparation au moment de la rupture (pas de temps 0,89) .	198
Figure 169 : Critère de rupture du film adhésif à l'instant de la rupture (pas de temps 0,89), moyenne par élément	199
Tableau 26 : Dimensions théoriques des ellipses à usiner	167
Tableau 27 : Epaisseur moyenne de la plaque composite	170
Tableau 28 : Epaisseur de la plaque après chaque passe et remarques associées.....	172
Tableau 29 : Valeurs des angles et déplacements pour chaque phase de la cinématique.....	182
Tableau 30 : Rappel des positions des jauges sur l'évaluateur technologique	192
Tableau 31 : Valeurs des efforts aux vérins au pas de temps 0,89 (rupture présumée)	195

Conclusion générale et perspectives

L'étude présentée dans ce document de thèse avait pour objectif de concevoir un outil d'étude du comportement de réparations structurales collées pour des pièces primaires aéronautiques en matériaux composites. Cet outil était notamment destiné à la comparaison des différents procédés de réparations envisageables, en plaçant une interface de réparation dans une situation complexe, représentative de la réparation sur pièces réelles.

Pour atteindre ce but, il a fallu entre autres montrer que la prédiction de la rupture sous chargement mécanique quasi-statique d'une interface collée entre une structure de grande dimension et un patch de réparation en « step-lap », ou escalier, est possible et fiable. Ceci est la première étape d'un travail qui vise à faire certifier la réparation collée structurales sur pièces primaires dans les domaines des transports, dont celui de l'aéronautique, particulièrement stricte en matière de certification.

Le Chapitre I présentait l'état de l'art au sujet de la réparation, en reprenant toutes les étapes pour arriver au constat que l'endommagement des structures composites est un réel enjeu contemporain et que la question de la réparation est cruciale. En effet, si la détection de l'endommagement des structures composites est ardue, c'est bien parce qu'il est impossible d'avoir une idée précise de l'étendue des dommages du fait de leur structure faite de plis superposés

Les types de réparations ont été recensés, et la réparation par patch, plus particulièrement la réparation collée a été explicitée. Elle présente de nombreux avantages pour les structures composites mais demande encore une phase d'étude importante avant de pouvoir être certifiée. Devant la recrudescence d'études sur éprouvettes élémentaires, le Chapitre I a tenté de démontrer la nécessité de compléter ces études par un travail à une échelle supérieure, afin d'avoir une vue d'ensemble de la réalité industrielle.

Enfin, la partie modélisation a été mise en avant afin de montrer que pour une réparation de plus grande envergure que celles étudiées jusqu'à maintenant, il est absolument nécessaire de faire des choix numériques, permettant de travailler à de grandes échelles sans faire augmenter considérablement le temps de calcul. Cet objectif de stratégie de modélisation a d'ailleurs été au centre de l'étude.

Le Chapitre II a abordé une étude expérimentale en amont effectuée sur des éprouvettes « élémentaires », étape essentielle pour obtenir un maximum d'informations sur la rupture de l'interface collée, mais également sur des valeurs représentatives de la situation de réparation présentée, qui viendront alimenter l'étape de modélisation numérique présentée dans le chapitre suivant.

Deux types de sollicitations ont été étudiés : la première se rapproche d'un cas de sollicitations en cisaillement pur, la seconde présente un cas de sollicitations présentant essentiellement une sollicitation de pelage de l'interface collée. Ces premiers essais ont permis de conclure que la rupture du film adhésif n'était pas homothétique en fonction de la longueur de la marche de réparation, et ce pour les deux types de sollicitations explicités précédemment.

Le Chapitre III a repris les essais expérimentaux du chapitre précédent pour mettre en place une modélisation numérique fiable et robuste de ces essais, mais avec l'objectif que cette modélisation soit la moins coûteuse possible en temps de calcul. Dans un premier temps, les résultats d'essais sur les éprouvettes dites « élémentaires » sont repris afin de fiabiliser la modélisation. Des choix ont été effectués sur la base des informations nécessaires à l'étude de la prédiction de la rupture de l'interface collée, reléguant les parties composites en éléments coques 2D, tandis que le film adhésif est modélisé comme des éléments volumiques 3D.

Les deux types d'essais expérimentaux ont été repris dans la modélisation afin de vérifier la fiabilité du modèle puis un critère mixte de rupture du film adhésif est développé à partir de ces résultats. Si les résultats sont cohérents avec les essais, leurs différences proviendraient d'un problème de mesure selon les hypothèses que nous avons effectuées. De plus, un premier critère, basé sur le critère de Whitney&Nuismer a été mis en évidence afin de caractériser l'interface collée lors de sollicitations en cisaillement. Cet indicateur est donc réutilisé dans un autre critère, cette fois ci inspiré des études de Voloshin. Ce critère global permet donc de prédire la rupture du film adhésif lorsqu'il est sollicité de manière mixte.

Afin d'appuyer cette étude de critère, une étude de réparation présentant un niveau de difficulté supplémentaire a été effectuée. Il s'agit d'un travail sur une éprouvette de réparation à 20 marches, qui a nécessité d'imaginer une solution numérique peu coûteuse en temps de calcul afin de relier des surfaces de collage non coplanaires dans le cas de notre stratégie mixte 2D/3D. La stratégie de modélisation a été reprise dans le cas qui avait déjà été étudié en 3D, puis le critère a été appliqué afin de valider ce dernier, permettant donc la mise en place de la conception de l'évaluateur technologique mais également de sa cinématique.

Le Chapitre IV a permis de développer toute la stratégie de modélisation de l'évaluateur technologique, du cahier des charges nécessaires à la mise en place d'une telle phase numérique à la modélisation. Ce plan de modélisation a donc mené au choix de la cinématique de chargements mécaniques, tout en assurant le meilleur compromis entre gain de temps et robustesse du modèle. Tout ce travail a alors pu mener au décollement du patch de réparation grâce à la rupture de l'interface collée sous un mode mixte, objectif principal de ce manuscrit de thèse. La cinématique de chargement ainsi élaborée se décompose en cinq étapes, avec une rupture présumée lors de la dernière étape qui correspond à un mode de sollicitation global de flambement générant une déformée présentant deux lobes (trois points d'inflexion).

Enfin, le Chapitre V a proposé de détailler l'étape expérimentale associée à la démonstration de la faisabilité de cet évaluateur technologique, de sa fabrication à l'essai menant à sa rupture, pour finir sur l'analyse de la cinématique développée. Pour la partie concernant la fabrication de l'évaluateur, il a été précisé la création de la plaque parent, son usinage afin de créer les marches qui accueillent le patch de réparation. La fabrication de ce dernier, ainsi que sa cuisson et la réparation de l'évaluateur technologique a ensuite été expliquée.

La partie essai, avec une instrumentation comprenant des jauges de déformations et des mesures de champs et stéréo corrélation a permis d'obtenir des informations sur le déroulement de la cinématique. Il a pu être remarqué que la rupture est survenue avant l'étape finale de la cinématique, venant confirmer l'hypothèse que le patch de réparation casserait avant la fin du fait des variabilités concernant l'orientation des plis elliptique et le collage. L'étude post mortem de l'évaluateur sollicité

démontre le lien entre la localisation de défauts de réparation et le lieu où se sont produits les événements responsables de la rupture. Néanmoins, il est important de noter que la rupture est arrivée à la localisation désirée, et en milieu d'étape 4, ce qui est très encourageant pour de futures études.

Ainsi, grâce à cette instrumentation, il a été possible de déterminer le moment de la rupture, et ainsi de revenir sur la modélisation numérique de la conception de la cinématique afin d'étudier le modèle à ce moment précis. Comme attendu, la cinématique ne prévoit pas de rupture à ce pas de temps identifié en tant que moment de rupture. Il sera donc important d'affiner la cinématique afin que la rupture se déroule à ce pas de temps précis.

Ces travaux sont perfectibles, en cela qu'ils ne représentent que les prémices d'une étude sur la réparation collée des structures primaires qui pourrait aboutir à des avancées pour les équipementiers aéronautiques.

En premier lieu, une étude pourrait être effectuée sur le raffinement des critères de rupture employés lors de la modélisation numérique de la cinématique. Les résultats obtenus par ces premiers essais permettraient de trouver une cinématique plus précise et le maillage, encore grossier, pourrait être raffiné. De la même manière, les critères de rupture utilisés pourraient être encore étoffés afin de trouver les valeurs à rupture réelles.

De plus, un véritable travail de fond pourrait être fait sur le lien entre les variabilités du matériau composite et les paramètres géométriques, tels que l'orientation des ellipses du patch de réparation. En effet, il a été montré que le décalage des ellipses du patch de réparation par rapport à celles usinées dans la plaque « mère » conduit à une rupture avancée du film adhésif et si un moyen de contrôle pouvait être mis en place, cela réduirait certainement le temps pour arriver à cette rupture.

Enfin, un seul procédé de réparation a pu pour l'instant être testé suivant ce protocole. Le principal travail futur sur ce thème sera donc de réaliser un grand nombre d'évaluateurs reprenant cette géométrie et cette cinématique et de faire varier un à un ou en groupe un ensemble infini de possibilités sur le process. On peut compter parmi ces possibilités : technologie d'enlèvement de matière, technologie de préparation de surface et états de surfaces associés, dégraissage des surfaces, procédés de chauffe conduisant à la polymérisation du film adhésif, patch pré-polymérisés ou non, fonctionnalisation par dopage des films de colle afin de le rendre « parlant », etc. Ces dernières sont infinies, et contribueront à termes à la certification de réparations composites collées.

Références bibliographiques générales

[Aeroform] http://www.aeroform-france.fr/Valise_de_reparationbca.html

[Airbus, 2006] Airbus, “Structural Repair Manual A330”, Technical Data Support and Services, 2006.

[Alfano, 2011] Alfano, Marco et al. “Simulation of Debonding in Al/epoxy T-peel Joints Using a Potential-based Cohesive Zone Model.” *Procedia Engineering* 10 (2011): 1760–1765.

[Almond, 2001] Almond DP., Peng W., Thermal imaging of composites, *Journal of Microscopy*, 2001; 201:163–170.

[Ang Thang, 2010] Anh Thang, V., “Endommagement de stratifiés aéronautiques à fibres de carbone et matrice polymère soumis à des chargements monotones ou cycliques à plusieurs températures. Expériences et modélisation », *Thèse de doctorat*, ISAE-ENSMA, 05-10-2010.

[Avdelidis, 2003] Avdelidis, N.P., B.C. Hawtin, and D.P. Almond. “Transient Thermography in the Assessment of Defects of Aircraft Composites.” *NDT & E International* 36.6 (2003): 433–439.

[Avdelidis, 2004] Avdelidis, N.P. et al. “Aircraft Composites Assessment by Means of Transient Thermal NDT.” *Progress in Aerospace Sciences* 40.3 (2004): 143–162.

[Bair, 1991] Bair, DL., Hudson, PO.; Ghanimati, GR., “Analysis and repair of damaged composite laminates,” *Proceedings 36th International SAMPE symposium*, SAMPE, Covina, CA USA, Vol. 36, Book 2, 1991, pp. 2264–2278.

[Baker, 2004] Baker A, Dutton S, Kelly D. *Composite materials for aircraft structures*. 2nd edition, Reston (VA): American Institute of Aeronautics, Inc.; 2004.

[Baldan, 2004] Baldan A., “Adhesively-bonded joints and repairs in metallic alloys, polymers and composite materials: adhesives, adhesion theories and surface pre-treatment”, *Journal of Materials Science*, 2004; 39(1):1-49.

[Banea, 2009] Banea MD., da Silva LFM., “Adhesively bonded joints in composite materials: an overview”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L, Journal of Materials, Design and Applications*, 2009; 223(1) P1-18.

[Benyahia, 2015] Benyahia, F. et al. “Experimental and Numerical Analysis of Bonded Composite Patch Repair in Aluminum Alloy 7075 T6.” *Materials & Design* 73 (2015): 67–73.

[Bernard, 2006] Bernard Q., Fois M., Grisel M., LaurensP., Surface treatment of carbon/epoxy and glass/epoxy composites with an excimer laser beam, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2006; 26: 543–549.

[Bhatnagar, 1995] Bhatnagar N., Ramakrishnan N., Naik NK., Komanduri R., On the machining of fibre reinforced plastic (FRP) composite laminates, *International Journal of Machine Tools & Manufacture* 1995; 35(5):701–716.

[Blitz, 1996] Blitz J., Simpson G., *Ultrasonic methods of non-destructive testing*, London, Cahpman&Hall; 1996.

[Bouvet, 2011] Christophe Bouvet. « Dommages d'impact sur stratifié composite », AMAC, 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.206.

[Bretton, 2005] Bretton, C., Villoutreix, G., « Techniques de l'Ingénieur : famille d'adhésifs et caractérisation d'un collage structural", N 1650.

[Carrère, 2015] Carrère N., Martin E., Leguillon D., « Comparison between models based on a coupled criterion for the prediction of the failure of adhesively bonded joints », *Engineering Fracture Mechanics*, Volume 138, 2015: 185-201.

[Cénac, 2011] Cénac, F., Collombet, F., Zitoune, R., Déléris, M., « Usinage des Composites par Jet d'Eau Abrasif », AMAC, 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.163.

[Cenna, 2002] Cenna, A A, and P Mathew. "Analysis and Prediction of Laser Cutting Parameters of Fibre Reinforced Plastics (FRP) Composite Materials." 42 (2002): 105–113.

[Chan, 1996] Chan Cm., Ko TM., Hiraoka H., "Polymer surface modification by plasmas and photons" *Surface Science Reports*, 1996; 24: 1-54.

[Chaudron, 2011] Chaudron G., « *Les aspects mécaniques de l'usinage des composites* », présentation au GDR Week 2011, Saint-Etienne, 2011.

[Chester, 1999] 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.

[Cognard, 2005] Cognard, J et al. "Development of an Improved Adhesive Test Method for Composite Assembly Design." *Composites Science and Technology* 65.3-4 (2005): 359–368.

[Cognard, 2006] Cognard, Jacques. "Some Recent Progress in Adhesion Technology and Science." *Comptes Rendus Chimie* 9.1 (2006): 13–24.

[Cognard, 2011] Cognard, J.Y., L. Sohier, and P. Davies. "A Modified Arcan Test to Analyze the Behavior of Composites and Their Assemblies Under Out-of-plane Loadings." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 42.1 (2011): 111–121.

[Collombet, 2013] Collombet F., et al. « *Added value of technological evaluators for structural repair characterization: MITE Toolbox* », Conférence SEICO13 – Sampe Europe 34th International Conference & Forum, Paris (France), 2013.

[Crouzeix, 2012] Crouzeix, L et al. "Study Of Double Step Lap Composite Repairs On CFRP.", 15th European Conference on Composite Materials (ECCM15), 2012.

[Davila, 2015] Davila Y., « *Etude multi-échelle du couplage matériau-procédé pour l'identification et la modélisation des variabilités au sein d'une structure composite* », Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier, 27-01-2015.

[Davis, 1999] Davis M, Bond D. Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 1999;19: 91–105.

[Dry, 1996] Dry C., "Procedures developed for self-repair of polymer matrix composite materials", *Composite Structures*, V.35, pp.263-269., 1996.

- [Dubey, 2008] Dubey AK., Yadava V., Laser beam machining — a review, *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, 2008; 48:609–628.
- [Dubois, 2011] Dubois M., Drake TE., Evolution of industrial laser-ultrasonic systems for the inspection of composites, *Nondestructive Testing and Evaluation*, 2011; 26: 213–228.
- [Falzon, 2006] Falzon B. G., "Garteur AG-28: Impact Damage and Repair of Composite Structures", Imperia College of London, TP-155, 2006.
- [Fischer, 2010] Fischer F., Romoli L., Kling R., Laser-based repair of carbon fiber reinforced plastics, *CIRP Annals — Manufacturing Technology*, 2010; 59:203–206.
- [Freissinet, 2011] Article « Inquiétude sur les nouveaux avions en composite », publié en octobre 2011, www.1001crash.com
- [Garnier, 2011] Garnier, Christian et al. "The Detection of Aeronautical Defects in Situ on Composite Structures Using Non Destructive Testing." *Composite Structures* 93.5 (2011): 1328–1336.
- [Genest, 2009] Genest, M. et al. "Pulsed Thermography for Non-destructive Evaluation and Damage Growth Monitoring of Bonded Repairs." *Composite Structures* 88.1 (2009): 112–120.
- [Goh, 2013] Goh, J.Y. et al. "Effects of Bondline Flaws on the Damage Tolerance of Composite Scarf Joints." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 55 (2013): 110–119.
- [Gong, 2015] Gong, Xiao-Jing et al. "Design and Optimization of Bonded Patch Repairs of Laminated Composite Structures." *Composite Structures* 123 (2015): 292–300.
- [Gryzadoridis, 2010] Gryzagoridis J., Findeis D., *Impact damage detection on composites using optical NDT techniques*, Insight 2010; 52(5):248–251.
- [Hautier, 2010] Hautier, M., "Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique, Thèse de doctorat, Université Toulouse III - Paul Sabatier, 03-12-2010.
- [Hexcel-1] http://www.hexcel.com/resources/dataSheets/prepreg-data-sheets/M10R_eu.pdf
- [Hexcel-2] http://www.hexcel.com/Resourses/DataSheets/Adhesives-Data-Sheets/322_eu.pdf
- [Higgins, 2000] Higgins A., "Adhesive bonding of aircraft structures", *International Journal of Adhesion and Adhesives* 20 (2000) 367.
- [Hung, 1999] Hung, YY. "Applications of Digital Shearography for Testing of Composite Structures." 30 (1999): 765–773.
- [Hung, 200] Hung, YY et al. "Evaluating the Soundness of Bonding Using Shearography." 50 (2000): 353–362.
- [Hung, 2009] Hung, YY et al. "Review and Comparison of Shearography and Active Thermography for Nondestructive Evaluation." *Materials Science and Engineering: R: Reports* 64.5-6 (2009): 73–112.
- [Industrie-techno, 2013] <http://www.industrie-techno.com/l-a350-xwb-premier-airbus-avec-plus-de-50-dde-composites.23272>

[Katnam, 2011] Katnam KB., Comer AJ., Stanley WF., Buggy M., Ellingboe AR., Young TM., Characterising pre-preg and non-crimp-fabric composite single-lap bonded joints, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2011; 31(7): 679–686.

[Katnam, 2013] Katnam, K.B., L.F.M. Da Silva, and T.M. Young. "Bonded Repair of Composite Aircraft Structures: A Review of Scientific Challenges and Opportunities." *Progress in Aerospace Sciences* 61 (2013): 26–42.

[Kelly, 1984] Kelly L.G., "Composite Structure Repair", Rapport n°716, AGARD. 1984.

[Koplev, 1983] Koplev A., Lystrup A., Vorm T., "The cutting process, chips and cutting forces in machining CFRP Composites", 1983 14(4):371–376.

[Krishnapillai, 2005] Krishnapillai, M. et al. "Thermography as a Tool for Damage Assessment." *Composite Structures* 67.2 (2005): 149–155.

[Kumar, 1993] Kumar, Prashant, and Badri Rai. "Delaminations of Barely Visible Impact Damage in CFRP Laminates." 23 (1993): 313–318.

[Leahy, 2001] Leahy W., Barron V., Buggy M., Young T., Mas A., Schue F., et al., Plasma surface treatment of aerospace materials for enhanced adhesive bonding, *The Journal of Adhesion* 2001; 77(3): 215–249.

[Leitfaden] http://leitfaden.klebstoffe.com/english/index.php?section=6_16

[Le Mans, 2013] <http://perso.univ-lemans.fr/~cpotel/ECND.html>

[Liu, 1993] 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, 2007] Liu, Xi, and Guoping Wang. "Progressive Failure Analysis of Bonded Composite Repairs." *Composite Structures* 81.3 (2007): 331–340.

[Mathew, 1999] Mathew, J. et al. "Parametric Studies on Pulsed Nd : YAG Laser Cutting of Carbon Fibre Reinforced Plastic Composites." 90 (1999): 198–203.

[Mathias, 2005] Mathias J.-D., "Etude du comportement mécanique de patchs composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques", *Thèse de doctorat*, Blaise Pascal - Clermont II, 30-9- 2005.

[Momber, 1998] Momber A., Kovacevic R., *Principles of abrasive water jet machining*, New York: Springer; 1998.

[Niu, 1992] Niu M.C.Y. *Composite airframe structures practical design information and data*, Conmilit press limited, 1992.

[Odi, 2002] Odi R, Friend C. A comparative study of finite element models for the bonded repair of composite structures. *Journal of Reinforced Plastic Composites* 2002; 21:311–32.

[Pang, 2005] 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.

[Peng, 2012] Peng, L., "Modélisation numérique d'assemblages collés : Application à la réparation de structures en composites", *Thèse de doctorat*, Université Toulouse III - Paul Sabatier, 31-01-2013.

[Ramulu, 1993] Ramulu, M, and D Arola. "Water Jet and Abrasive Water Jet Cutting of Unidirectional Graphite / Epoxy Composite." 24.4 (1993): 299–308.

[Rice, 1988] Rice JR., Elastic fracture mechanics concepts for interfacial cracks, *Journal of Applied Mechanics*, (Trans ASME) 1988; 55(1): 98–103.

[Rodriguez-Bellido, 2012] Rodriguez-Bellido A., et al., Impact damage and shear strength in bonded lap joints for repair purposes, *Compte-rendu de la 15th European Conference on Composite Materials (ECCM15)*, Venise, Italie 06-2012.

[Rotel, 2000] Rotel M., Zahavi J., Tamir S., Buchman A., Dodiuk H., "Pre-bonding technology based on excimer laser surface treatment", *Applied Surface Science*, 2000; 154:610-616.

[Rouchon, 2007] Rouchon J., "Bonded Composite Patches in front of Civil Airworthiness Requirements", Composite Patch Repair Seminar, DGA Techniques Aéronautiques, 2007.

[Russel, 1992] 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.

[Russel, 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.

[Ruzek, 2006] Růžek, Roman, Radek Lohonka, and Josef Jironč. "Ultrasonic C-Scan and Shearography NDI Techniques Evaluation of Impact Defects Identification." *NDT & E International* 39.2 (2006): 132–142.

[Scott, 1982] Scott, I G, and C M Scala. "A Review of Non-destructive Testing of Composite Materials." April (1982): 75–86.

[Seidl, 1998] Seidl AL., "Repair Aspects of Composite and Adhesively Bonded Aircraft Structures" - Handbook of Composites, Chapitre 39, Springer, p857-882, 1998, ISBN 0 412 54020.

[Shanmugan, 2002] Shanmugam, D K et al. "Comparative Study of Jetting Machining Technologies over Laser Machining Technology for Cutting Composite Materials." 57 (2002): 289–296.

[Shanmugan, 2008] Shanmugam, D.K., T. Nguyen, and J. Wang. "A Study of Delamination on Graphite/epoxy Composites in Abrasive Waterjet Machining." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 39.6 (2008): 923–929.

[Sheikh-Ahmad, 2009] Sheikh-Ahmad JY., *Machining of polymer composites*, NewYork: Springer; 2009

[Siener, 1992] Siener,MP; "Stress field sensitivity of a composite patch repair as a result of varying patch repair thickness," ASTM STP 1120, *Composite Materials: Testing and Design*, Volume 10, 1992, pp. 444–464.

[Sohier, 2011] Sohier, L., Cognard, J-Y., Davies, P., Eude expérimentale du comportement d'assemblages collés de composites sous chargement hors plan. AMAC. 17^{èmes} Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.54, 2011.

[Spadaro, 2008] Spadaro, C., C. Dispenza, and C. Sunseri. "The Influence of the Nature of the Surface Oxide on the Adhesive Fracture Energy of Aluminium-bonded Joints as Measured by T-peel Tests." *International Journal of Adhesion and Adhesives* 28.4-5 (2008): 211–221.

[Thermoconcept, 2015] <http://www.thermoconcept-sarl.com/controle-non-destructif-infrarouge/>

[Thévenin, 2006] Thévenin R., "Composites @ Airbus Maintenance & Repairs Validations", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, Chicago, IL, Airbus, 2006.

[Thévenin, 2006] Thévenin R., "Composites @ Airbus Maintenance & Repairs Validations", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, Chicago, IL, Airbus, 2006.

[Thunga, 2013] Thunga, Mahendra et al. "Low Viscosity Cyanate Ester Resin for the Injection Repair of Hole-edge Delaminations in Bismaleimide/carbon Fiber Composites." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 52 (2013): 31–37.

[Torres, 1986] Torres M., Plissonneau B., "Repair of Helicopter composite structure : Techniques and Substantiations", *Advisory group for aerospace research & development (AGARD) CP402*, The Repair of Aircraft Structures Involving Composite Materials, p.6-1-6-21, 1986.

[Tsai, 2005] Tsai, S.W., 2005. Three decades of composite activity at US Air Force Materials laboratory. *Compos. Sci. Technol.* 65, 2295–2299.

[Twist, 2012] Twist B., et al. Bonded repair of CFRP primary structure: Testing and analysis of bonded scarf joints, *Compte-rendu de la 15th European Conference on Composite Materials (ECCM15)*, Venise, Italie, 06-2012.

[Voloshin, 1980] Voloshin, A., Arcan, M., «Pure shear moduli of unidirectional fibre-reinforced materials (FRM)», *Fiber Science and Technology*; Vol 13, pp. 125-134, 1980.

[Wang, 2009] Wang, Chun H., and Gunnion, Andrew J., "Optimum Shapes of Scarf Repairs." *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 40.9 (2009): 1407–1418.

[Werfelman, 2007] Werfelman L., Boeing, "The Composite Evolution", Boeing, p.17-21. 2007.

[White, 2011] 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.

[Whitney, 1974] Whitney, J.M. & Nuismer, R.J., Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations, *Journal of Composite Materials*, 18 (1974) 263-5.

[Wingfield, 1993] Wingfield JRJ., Treatment of composite surfaces for adhesive bonding, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 1993; 13(3): 151–156.

[Wu, 1996] 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.

[Yao, 2005] Yao YL., Chen H., Zhang W., Timescale effects in laser material removal: a review, *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2005; 26: 598–608.

[Zitoune, 2007] 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* 38.3 (2007): 858–866.