

---

UNIVERSITE DE BOURGOGNE

THESE

Pour obtenir le grade de

Docteur de l'Université de Bourgogne

Discipline : mécanique

Par

Pengcheng CHENG

*Ingénieur ISAT*

-----  
Etude et optimisation de la réparation des composites  
stratifiés par collage des patches externes  
-----

Co-directeurs de thèse :

Shahram AIVAZZADEH

Xiao-Jing GONG

Soutenue le 15 décembre 2010, devant le jury d'examen :

M.	Jean-Yves COGNARD	Professeur, ENSIETA (Brest)	Rapporteur
M.	Xiao-Lu GONG	Professeur, UTT (Troyes)	Rapporteur
M.	Michel GREDIAC	Professeur, UBP (Clermont-Ferrand)	Examineur
Mme.	Xiao-Jing GONG	MdC, ISAT (Nevers)	Co-directeur de thèse
M.	Shahram AIVAZZADEH	Professeur, ISAT (Nevers)	Co-directeur de thèse

---

# Remerciement

Ce travail a été réalisé au Laboratoire DRIVE (Département de Recherche en Ingénierie des Véhicules pour l'Environnement) de l'Université de Bourgogne. Il est cofinancé par le Conseil Régional de Bourgogne et la ville de Nevers.

A mes directeurs de thèse, Monsieur Shahram AIVAZZADEH et Madame Xiao-Jing GONG, j'adresse mes sincères remerciements pour m'avoir accueilli ainsi que pour leur soutien et leur aide, tant technique, scientifique que moral.

J'exprime ma sincère gratitude à Monsieur le Professeur Michel GREDIAC, de l'Université Blaise Pascal (UBP), qui m'a fait l'honneur de présider le jury de thèse.

Monsieur le Professeur Jean-Yves COGNARD, de l'Ecole Nationale Supérieure des Ingénieurs des Etudes et Techniques d'Armement (ENSIETA), et Monsieur le Professeur Xiao-Lu GONG, de l'Université de Technologie de Troyes (UTT), ont accepté la charge de rapporteurs, je les en remercie vivement.

Je tiens à remercier Oliver SICOT, Jérôme ROUSSEAUX et Donald HEARN pour leurs précieux conseils et aides.

Je voudrais aussi exprimer ma reconnaissance à Pascal ROUAULT, Bernard ADAM et Régine LACOUR pour les services techniques et administratifs qu'ils ont tous bien voulu me rendre.

---

# Table des matières

<b>NOTATION .....</b>	<b>6</b>
<b>LISTE DE TABLEAUX.....</b>	<b>7</b>
<b>LISTE DE FIGURES.....</b>	<b>8</b>
<b>INTRODUCTION.....</b>	<b>12</b>
<b>1. ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE .....</b>	<b>16</b>
1.1 RÉPARATION PAR COLLAGE DE PATCHS COMPOSITE .....	19
1.1.1 <i>Types de patch</i> .....	21
1.1.2 <i>Méthodes de réparation</i> .....	22
1.2 MÉCANISMES DE RUPTURE DES RÉPARATIONS PAR PATCHS DURS.....	24
1.2.1 <i>Paramètres d'influence sur les mécanismes</i> .....	24
1.2.2 <i>Méthodes existantes pour détecter des modes de rupture d'une structure composite</i> .....	27
1.3 MÉTHODOLOGIE D'ÉTUDES.....	28
1.3.1 <i>Etude expérimentale</i> .....	29
1.3.2 <i>Etude numérique</i> .....	31
1.3.3 <i>Etude analytique</i> .....	32
1.4 BILAN .....	33
<b>2. ANALYSE EXPERIMENTALE DE DIFFERENTES METHODES DE REPARATION ET CHOIX D'UN PROCEDE.....</b>	<b>36</b>
2.1 ANALYSE EXPÉRIMENTALE DES MÉTHODES DE RÉPARATION PAR PATCH EXTERNE .....	37
2.1.1 <i>Caractérisation du matériau de base</i> .....	37
2.1.2 <i>Éléments de réparation</i> .....	44
2.1.3 <i>Analyse des procédés de réparation</i> .....	47
2.2 CHOIX DU PROCÉDÉ .....	50
2.2.1 <i>Réparation par collage des patchs mous externes</i> .....	50
2.2.2 <i>Réparation par collage des patchs durs à l'extérieur</i> .....	51
2.2.3 <i>Procédé de collage des talons</i> .....	52
<b>3. ETUDE EXPERIMENTALE DES REPARATIONS PAR PATCHS MOUS.....</b>	<b>54</b>
3.1 ESSAIS STATIQUES .....	55
3.1.1 <i>Eprouvette vierge</i> .....	55
3.1.2 <i>Eprouvette endommagée</i> .....	61
3.1.3 <i>Eprouvette trouée</i> .....	64
3.1.4 <i>Eprouvette réparée</i> .....	65
3.2 ESSAIS EN FATIGUE.....	72
3.2.1 <i>Eprouvette vierge</i> .....	74
3.2.2 <i>Eprouvette endommagée</i> .....	82
3.2.3 <i>Eprouvette réparée</i> .....	86

3.3	CONCLUSION .....	94
3.3.1	<i>Mécanisme de rupture</i> .....	94
3.3.2	<i>Résistance statique de la réparation</i> .....	96
<b>4.</b>	<b>ETUDE EXPERIMENTALE DES REPARATIONS PAR PATCHS DURS .....</b>	<b>98</b>
4.1	EPROUVETTES ET CONDITIONS D'ESSAIS .....	99
4.2	PERFORMANCE EN TRACTION STATIQUE DES RÉPARATIONS PAR COLLAGE DE PATCHS DURS EXTERNES .....	101
4.2.1	<i>Influence de la rigidité longitudinale des patchs</i> .....	101
4.2.2	<i>Influence de l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé</i> .....	105
4.3	MÉCANISMES DE RUPTURE DES RÉPARATIONS PAR COLLAGE DE PATCHS DURS EXTERNES .....	107
4.3.1	<i>Observation visuelles des faciès de rupture</i> .....	108
4.3.2	<i>Analyse des courbes expérimentales</i> .....	111
4.3.3	<i>Suivi d'évolution de l'endommagement par des jauges de déformation</i> .....	113
4.3.4	<i>Contrôle par émission acoustique</i> .....	115
4.3.5	<i>Modèles phénoménologiques</i> .....	121
4.4	CONCLUSION .....	124
<b>5.</b>	<b>ETABLISSEMENT D'UN MODELE NUMERIQUE PAR LA METHODE DES ELEMENTS FINIS.....</b>	<b>126</b>
5.1	MODÈLE I .....	127
5.1.1	<i>Maillage et conditions aux limites</i> .....	127
5.1.2	<i>Corrélation des résultats obtenus par le modèle I avec les observations expérimentales</i> .....	129
5.1.3	<i>Résultats et Discussions</i> .....	131
5.1.4	<i>Comparaison du modèle I avec les modèles numériques de la littérature</i> .....	137
5.2	MODÈLE II .....	139
5.2.1	<i>Maillage et conditions aux limites</i> .....	139
5.2.2	<i>Choix d'un critère de défaillance pour caractériser les composite stratifiés</i> .....	140
5.2.3	<i>Etude de convergence</i> .....	142
5.2.4	<i>Corrélation des résultats numériques avec les modèles phénoménologiques</i> .....	145
5.2.5	<i>Contraintes et Déformations dans le joint collé</i> .....	147
5.2.6	<i>Localisation de l'initiation de l'endommagement dans la plaque à réparer</i> .....	149
5.2.7	<i>Corrélation des résultats expérimentaux et numériques sur la performance des réparations</i> .....	151
5.3	CONCLUSION .....	153
<b>6.</b>	<b>PROPOSITION D'UN MODELE D'AIDE A LA CONCEPTION ET A L'OPTIMISATION D'UN SYSTEME EN COMPOSITES STRATIFIES REPARE .....</b>	<b>154</b>
6.1	INFLUENCE DE DIVERS PARAMÈTRES SUR LA PERFORMANCE DE LA RÉPARATION SOLlicitÉE EN TRACTION .....	155
6.1.1	<i>Rapport <math>r_1 = E_p / E_a</math></i> .....	156
6.1.2	<i>Rapport <math>r_2 = t_p / t_a</math></i> .....	157
6.1.3	<i>Rapport <math>r_3 = E_p t_p / E_{pp} t_{pp}</math></i> .....	157
6.1.4	<i>Influence de divers paramètres en fonction du module d'Young des patchs : <math>E_p</math></i> .....	159
6.1.5	<i>Influence du bouchon de remplissage du trou</i> .....	161

---

6.2	PROPOSITION D'UN MODÈLE D'AIDE À LA CONCEPTION ET À L'OPTIMISATION D'UN SYSTÈME EN COMPOSITES STRATIFIÉS RÉPARÉS .....	163
6.2.1	<i>Notion de joint équilibré</i> .....	163
6.1.2	<i>Modèle 2D pour un joint collé en double recouvrement</i> .....	164
6.2.3	<i>Proposition d'un modèle d'aide à la conception et à l'optimisation d'un système en composites stratifiés réparés</i> .....	165
6.2.4	<i>Détermination de <math>\alpha</math> et <math>\beta</math></i> .....	167
6.2.5	<i>Utilisation du paramètre de conception : <math>K</math></i> .....	170
6.2.6	<i>Influence de la taille de patch et de la forme des patchs sur <math>K</math></i> .....	171
6.2.7	<i>Influence de la forme des patchs sur l'optimisation de la réparation</i> .....	172
6.3	MODIFICATION DU MODÈLE $K$ .....	174
6.3.1	<i>Influence de bouchon de remplissage</i> .....	174
6.3.2	<i>Extension du modèle</i> .....	175
6.4	CONCLUSION .....	176
	<b>CONCLUSIONS GENERALES</b> .....	<b>177</b>
	<b>PERSPECTIVES</b> .....	<b>181</b>
	<b>BIBLIOGRAPHIE</b> .....	<b>183</b>
	<b>PUBLICATIONS</b> .....	<b>191</b>

---

# Notation

Indices 1, 2, 3	Axes d'orthotropie du pli élémentaire
Indices x, y, z	Axes de référence de la pièce
Orientation classique	Axes 1,2 et x, y dans le plan du stratifié, z et 3 normal au plan du stratifié
$\sigma$	Contrainte Normales
$\tau$	Contrainte de cisaillement
$\varepsilon$	Déformation normale
$\gamma$	Déformation de cisaillement
E	Module d'Young
$\nu$	Coefficient de Poisson
G	Module de cisaillement
Xt/c	Contrainte à rupture de traction/compression dans la direction 1
Yt/c	Contrainte à rupture de traction/compression dans la direction 1
Zt/c	Contrainte à rupture de traction/compression dans la direction 1
S	Contrainte à rupture de cisaillement

---

# Liste de tableaux

Tableau 2.1. Caractéristiques mécaniques du matériau T600S/R368-1(données fabricant).....	37
Tableau 2.2. Résultats de traction longitudinale.....	38
Tableau 2.3. Résultats des essais de traction transversale .....	40
Tableau 2.4. Module de Cisaillement $G_{12}$ en traction sur $[45/-45]_{2S}$ .....	41
Tableau 2.5. Module de Cisaillement $G_{12}$ en torsion.....	43
Tableau 2.6. Constantes de matériau élémentaire (expérimentales et bibliographiques) .....	44
Tableau 3.1. Module d'Young du stratifié vierge mesuré en utilisant la machine MTS avec l'extensomètre .....	56
Tableau 3.2. Constantes élastiques du stratifié vierge mesuré en utilisant la machine DY36 et des rosettes de jauges de déformation.....	56
Tableau 3.3. Comparaison des constantes élastiques mesurées par les essais et estimées par la théorie classique des stratifiés .....	57
Tableau 3.4. Contrainte à rupture du stratifié vierge .....	58
Tableau 3.5. Contrainte à rupture des éprouvettes impactées.....	63
Tableau 3.6. Contrainte à rupture des éprouvettes trouées .....	65
Tableau 3.7. Résultats des réparations statiques.....	68
Tableau 3.8. Résultats de fatigue des éprouvettes vierges .....	75
Tableau 3.9. Durée de vie mesurée des éprouvettes endommagées .....	83
Tableau 3.10. Résultats de fatigue des éprouvettes réparées .....	87
Tableau 4.1. Patches étudiés dans la série I.....	100
Tableau 4.2. Patches étudiés dans la série II .....	101
Tableau 4.3. Performance des réparations par les patches de la série I.....	102
Tableau 4.4. Performance des réparations par les patches de la série II.....	106
Tableau 5.1. Constantes de matériau de la colle .....	147
Tableau 5.2. Ex des patches et de la plaque utilisés dans les réparations étudiées.....	150
Tableau 6.1. Paramètre K calculé pour les réparations testées dans la série I.....	171

---

# Liste de figures

Figure 1.1. Importance des défauts dans les joints selon l'expérience de RAAF (Royal Australian Air Force) [5].....	19
Figure 1.2. Réparation des bordages en aluminium par patches composites [7].....	20
Figure 1.3. Réparation d'un châssis du véhicule F1 par patches composites [8].....	20
Figure 1.4. Réparation par patch externe.....	21
Figure 1.5. Réparation par patch interne [14].....	22
Figure 1.6. Schéma de réparation par patch externe.....	22
Figure 1.7. Schéma de la réparation biseautée par patch.....	23
Figure 1.8. Schéma de réparation en escalier par patch interne.....	23
Figure 1.9. Modes de rupture dans un assemblage collé entre composites.....	24
Figure 1.10. Mécanisme de rupture dans un stratifié composite.....	25
Figure 1.11. Deux façons de la rupture de fibre.....	25
Figure 1.12. Typiques défauts dans un joint collé [16].....	26
Figure 1.13. Typique système d'impact [34].....	30
Figure 1.14. Préparation de surface pour collage des patches internes [40].....	30
Figure 1.15. Faciès micrographique d'une réparation avec patches internes [40].....	31
Figure 1.16. Simulation numérique d'une réparation avec patches internes [58].....	32
Figure 1.17. Modèle analytique d'une réparation avec patches externes [65].....	33
Figure 2.1. Cycle de cuisson des stratifiés.....	45
Figure 2.2. Image C-Scan du trou de 10mm.....	46
Figure 2.3. Schéma de réparation par collage de patches externes.....	48
Figure 2.5. Schéma de principe du montage de réparation par patches durs.....	52
Figure 2.6. Mise en position des patches durs avec un film démoulant.....	52
Figure 2.7. Mise en place des cales/moules.....	52
Figure 2.8. Talons utilisés pour les essais de traction.....	53
Figure 3.1. Délaminage entre les plis à 0° et 90°.....	59
Figure 3.2. Délaminage entre les plis à 90° et 90°.....	59
Figure 3.3. Faciès de rupture en traction dans un stratifié vierges.....	59
Figure 3.4. Courbe expérimentale Contrainte/Déformation.....	60
Figure 3.5. Image C-Scan d'une éprouvette endommagée sous impact à 2J.....	62
Figure 3.6. Taille de la zone endommagée en fonction de l'énergie d'impact.....	62
Figure 3.7. Faciès de rupture d'une éprouvette trouée sollicitée en traction.....	65
Figure 3.8. Schéma d'un joint collé en double recouvrement.....	66
Figure 3.9. Schéma de la réparation par patches mous.....	67
Figure 3.10. Schéma des différents types de réparation.....	67
Figure 3.11. Contrainte à rupture apparente des réparations par patches mous.....	69
Figure 3.12. Faciès de rupture d'une réparation circulaire de diamètre 35mm.....	71
Figure 3.13. Schéma du programme de test en fatigue.....	74
Figure 3.14. Courbe S/N des éprouvettes vierges.....	76
Figure 3.15. Schéma de la propagation de la fissure latérale.....	77

Figure 3.16. Propagation des fissures à partir des bords libres vers le centre de la largeur .....	77
Figure 3.17. Faciès de rupture d'une éprouvette vierge sollicitée en traction cyclique avec $R=0,1$ et $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$ .....	78
Figure 3.18. Rupture d'une éprouvette vierge sollicitée en traction cyclique avec $R=0,1$ et $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$ .....	78
Figure 3.19. Evolution du module d'Young en fonction du nombre de cycles appliqués sur une éprouvette vierge sollicitée en traction cyclique avec $R=0,1$ et $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$ .....	79
Figure 3.20. Evolution du Module de Young en fonction du nombre de cycles appliqués sur une prouvette vierge sollicitée en traction cyclique( $R=0,1$ et $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^0$ ).....	80
Figure 3.21. Loi puissance appliqué aux éprouvettes vierges .....	81
Figure 3.22. Courbe S/N des éprouvettes endommagées .....	83
Figure 3.23. Schéma de la zone endommagée centrale observée visuellement lors des essais .....	84
Figure 3.24. Evolution du Module de Young en fonction du nombre de cycles appliqués sur les éprouvettes impactées à 2J sollicitées en traction cyclique ( $R=0,1$ et $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^1$ ).....	85
Figure 3.25. Courbe S/N des éprouvettes réparées.....	87
Figure 3.26. Faciès de rupture d'une éprouvette réparée en fatigue sous une charge de $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^r$ .....	89
Figure 3.27. Tranche d'une éprouvette réparée après rupture en fatigue sous une charge de $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^r$ .....	89
Figure 3.28. Visualisation par thermographie in situ de la réparation sous une charge de $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^r$ en début de cycle de vie .....	90
Figure 3.29. Visualisation par thermographie in situ de la réparation sous une charge de $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^r$ à la moitié de son cycle de vie (droite) et peu de temps avant la rupture (gauche)...	91
Figure 3.30 Visualisation par thermographie in situ d'une éprouvette troués sous chargement de fatigue à $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^{\text{Trou}}$ .....	91
Figure 3.31. Bords libres du trou délaminé sous une charge de $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^{\text{Trou}}$ après 1 million de cycles .....	92
Figure 3.32. Evolution du Module de Young en fonction des cycles appliqués sur des éprouvettes réparée sous une charge à $\sigma_{\max}=50\% \sigma_{\text{rup}}^r$ (échelle logarithmique).....	93
Figure 3.33. Evolution du Module de Young en fonction des cycles appliqués sur des éprouvettes réparées sous une charge à $\sigma_{\max}=50\% \sigma_{\text{rup}}^r$ (échelle linéaire) .....	93
Figure 4.1. Configuration de réparation par collage de patchs durs externes.....	100
Figure 4.2. Courbes expérimentales typiques obtenues par la réparation par de patchs durs de la série I.....	102
Figure 4.3. Forces à rupture des réparations en fonction de la rigidité de membrane des patchs de la série I.....	103
Figure 4.4. Influence de la rigidité de membrane relative des patchs sur la performance en compression des réparations par collage de patchs externes [17] .....	104
Figure 4.5. Influence de l'épaisseur des patchs normalisée sur la performance en traction des réparations par collage de patchs externes [20].....	104
Figure 4.6. Courbes expérimentales typiques de charge en fonction du déplacement des réparations par des patchs de la série II.....	105
Figure 4.7. Forces à rupture des éprouvettes réparées par les patchs de la série II .....	106
Figure 4.8. Influence de la séquence d'empilement de patchs sur la performance des réparations en	

traction par collage de patchs externes [20] .....	107
Figure 4.9. Quatre zones critiques dans une éprouvette réparée par patchs circulaires soumise à une traction axiale .....	108
Figure 4.10. Faciès de rupture des réparations par les patchs [90]4 et [75/-75]s .....	109
Figure 4.11. Faciès de rupture des réparations par les patchs [45/-45]s .....	110
Figure 4.12. Faciès de rupture des réparations par patchs [90/0/45/-45].....	110
Figure 4.13. Courbes expérimentales force-déplacement obtenues sur les réparations par patchs [90]4 et [75/-75]s et sur une plaque trouée.....	111
Figure 4.14 Courbes expérimentales force-déplacement obtenues sur les réparations par patchs [45/-45]s et sur une plaque trouée .....	112
Figure 4.15. Courbes expérimentales force-déplacement obtenues sur les réparations par patchs [90/0/-45/45] et [0]4 et sur une plaque trouée .....	112
Figure 4.16 Position des jauges de déformation sur une réparation par patchs [90/0/-45/45].....	113
Figure 4.17. Réponse des jauges de déformation en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par patchs [90/0/-45/45] .....	113
Figure 4.18. Position et Numérotation des trois capteurs d'émission acoustique .....	115
Figure 4.19. Contrôle par émission acoustique sur une réparation par patchs [75/-75]s.....	118
Figure 4.20. Contrôle par émission acoustique sur une réparation par patchs [45/-45]s.....	119
Figure 4.21. Contrôle par émission acoustique sur une réparation par Patchs [0]4.....	121
Figure 4.22. Trois processus d'endommagement et de rupture des éprouvettes réparées par patchs durs circulaires sollicitées en traction uniaxiale .....	123
Figure 4.23. Trois modes de rupture proposés par Wang et Liu pour des réparations par collage des patchs externes sollicitées en traction [20] .....	124
Figure 5.1. Maillage et conditions aux limites de la réparation du modèle I.....	128
Figure 5.2. Valeurs maximales des contraintes $\sigma_x$ , $\sigma_y$ et $\sigma_{\text{Von-Mises}}$ calculées par modèle I.....	129
Figure 5.3. Distribution de la contrainte $\sigma_x$ dans la plaque trouée calculée par le modèle I .....	130
Figure 5.4. Distribution de la contrainte $\sigma_x$ dans la réparation par patchs [45/-45]s calculée par le modèle I.....	130
Figure 5.5. Distribution de la contrainte $\sigma_x$ dans la réparation par patchs [90/0/-45/45] calculée par le modèle I.....	131
Figure 5.6. Distribution de contraintes longitudinales $\sigma_x$ à l'interface entre le joint collé et les plis adjacents au joint collé .....	132
Figure 5.7. Variation de $(\sigma_x^*)_{\text{max}}$ en fonction de $A11/h$ .....	133
Figure 5.8. Variation de $(\sigma_x^*)_{\text{max}}$ en fonction de l'orientation des fibres du pli du patch adjacent au joint collé.....	134
Figure 5.9. Variation de $(\sigma_z^*)_{\text{max}}$ en fonction de $A11/h$ .....	135
Figure 5.10. Variation de $(\sigma_z^*)_{\text{max ax}}$ en fonction de l'orientation des fibres du patch.....	135
Figure 5.11. Variation de $(\tau^*)_{\text{max x}}$ en fonction de $A11/h$ .....	136
Figure 5.12. Variation de $(\tau^*)_{\text{max}}$ en fonction de l'orientation des fibres du patch.....	136
Figure 5.13. Zones critiques proposées par Soutis et al [17-19].....	137
Figure 5.14. Zones critiques proposées par Liu et Wang [4.1] .....	138
Figure 5.15. Maillage du modèle II .....	139
Figure 5.16. Propriétés des patch [0]4 simulés par composite stratifié nécessaire au calcul par MSC. Marc .....	140

Figure 5.17. Rmax dans le 1 <sup>er</sup> pli de la plaque à réparer .....	143
Figure 5.18. Définition de la ligne 1 et la ligne 2 dans le 1 <sup>er</sup> pli de la plaque à réparer .....	143
Figure 5.19. Variation de R en fonction de la distance entre le point de calcul et le point de départ sur la ligne 1 .....	144
Figure 5.20. Variation de R en fonction de la distance entre le point de calcul et le point de départ sur la ligne 2 .....	144
Figure 5.21. Rmax dans chaque pli du patch et de la plaque à réparer (Série I) .....	146
Figure 5.22. Rmax dans chaque pli du patch et de la plaque à réparer (Série II) .....	146
Figure 5.23. Contraintes équivalentes de Von-Mises dans le joint collé .....	148
Figure 5.24. Déformations $\epsilon_{\max}$ dans le joint collé .....	148
Figure 5.25. Quatre zones critiques dans la plaque à réparer – Modèle II .....	149
Figure 5.26. Variation de $\alpha = R_{\max} / R_{\max\text{-vierge}}$ en fonction de $\beta = E_{x\text{-patch}} / E_{x\text{-plaque}}$ .....	151
Figure 5.27. Comparaison de la variation de $F^{\text{rup}}_{\text{-réparation}} / F^{\text{rup}}_{\text{-plaque vierge}}$ , et $1/R_{\max}$ en fonction de $A11^*_{\text{-patch}} / A11^*_{\text{-plaque à réparer}}$ pour les réparations de la série I .....	152
Figure 5.28. Comparaison de la variation de $F^{\text{rup}}_{\text{-réparation}} / F^{\text{rup}}_{\text{-plaque vierge}}$ , et $1/R_{\max}$ en fonction de la séquence d'empilement pour les réparations de la série II .....	153
Figure 6.1. Influence du rapport $r_1 = E_p / E_a$ .....	156
Figure 6.2. Influence du rapport $r_2 = t_p / t_a$ .....	157
Figure 6.3. Influence du rapport $r_3 = E_{p t p} / E_{p t p p}$ .....	158
Figure 6.4. Influence du module d'Young de l'adhésif ( $E_a$ ) en fonction du module d'Young du patch ( $E_p$ ) .....	159
Figure 6.5. Influence de l'épaisseur de l'adhésif ( $t_a$ ) en fonction du module d'Young du patch ( $E_p$ ) .....	160
Figure 6.6. Influence de l'épaisseur de patch $t_p$ en fonction du module de patch $E_p$ .....	161
Figure 6.7. Influence de la rigidité du bouchon de remplissage du trou .....	162
Figure 6.8. Influence de la rigidité du bouchon .....	163
Figure 6.9. Schéma d'un joint collé simple .....	163
Figure 6.10. Schéma d'un joint collé en double recouvrement [17] .....	164
Figure 6.11. Modèle analytique pour un joint collé en double recouvrement [85] .....	166
Figure 6.12. Effet de divers paramètre sur $R^*$ , la valeur optimale de R .....	168
Figure 6.13. Détermination de $\alpha$ et $\beta$ par interpolation des résultats numériques sur les réparations optimales .....	169
Figure 6.14. Valeur de K dans les réparations optimales en utilisant différent adhésif .....	170
Figure 6.15. Comparaison des résultats obtenus sur les réparations avec des patches circulaires de diamètre de 35mm et de 22mm .....	172
Figure 6.16. Trois formes de patch considérées : (a) elliptique longitudinal, (b) elliptique transversal (c) carré .....	173
Figure 6.17. Valeur maximale de R dans chaque pli des réparations avec les patches de géométries différentes .....	173
Figure 6.18. Valeur K déterminée par les réparations optimales .....	175



# **Introduction**

---

Dans le domaine des transports, la politique actuelle tend à alléger les structures tout en gardant leur rigidité et leur résistance. Les composites stratifiés sont de plus en plus utilisés afin de répondre cette demande. La généralisation de l'emploi des structures composites dans l'industrie des transports est largement dépendante de la fiabilité des méthodes d'assemblages qui leurs sont associées. Dans ce contexte, le collage offre à priori de nombreux avantages d'un point de vue économique et mécanique. Cependant ces avantages potentiels sont contrebalancés par le manque de confiance des concepteurs dans la capacité des assemblages collés à résister dans le temps à des sollicitations thermomécanique répétitives. De ce fait une meilleure connaissance des caractéristiques de durabilité des assemblages collés composites permettant sans aucun doute de généraliser leur emploi dans l'industrie des transports.

La grande majorité des structures composites sont susceptible de subir des chocs accidentels lors de leur utilisation mais aussi lors de leur fabrication et de leur maintenance (chute d'outils, etc.). L'endommagement qui découle de ces chocs est rarement spectaculaire mais il peut potentiellement avoir des conséquences néfastes importantes sur le comportement mécanique de la structure en question. Ceci est particulièrement vrai lorsque la structure travaille en fatigue et sous des conditions environnementales complexes et sévères (cycles de température et de pression, humidité, milieu corrosif, etc.). Dans ce cas, la réparation des structures endommagées devient problématique.

Une des solutions les plus pratiques pour la réparation des structures composites consiste à substituer toute ou partie de la zone endommagée et de coller des patches plus ou moins importants sur la surface de la structure. On peut également noter que le collage des patches externes est largement utilisé dans la réparation des structures métalliques afin d'arrêter la propagation d'un défaut. De nombreuses études ont été réalisées pour valider et normaliser ce type de réparation. Malheureusement, la réparation des structures en composites stratifiés par collage des patches externes est beaucoup moins concernée.

Dans cette optique, les deux objectifs principaux de ce projet d'études seront d'une part l'identification de l'ensemble des facteurs susceptibles d'influencer les performances à long terme de ce type de réparation, d'autre part de déterminer dans quelle mesure l'utilisation de tels assemblages peuvent s'avérer une optimale solution pour la réparation des structures composites endommagées.

---

Les études présentées dans ce mémoire représentent la première partie du projet. Il s'agit du comportement en traction statique des réparations par collage des patchs externes. La présentation du travail effectué est composée en 6 chapitres :

- Le premier chapitre consacre aux études bibliographiques. Nous présentons d'abord, les principales méthodes de la réparation existantes pour des structures en composites ; Ensuite de différents mécanismes d'endommagement de la réparation ainsi que leur détection sont décrits ; finalement la méthodologie des études proposée dans la littérature sont résumées ;
- Le deuxième chapitre présente des études expérimentales sur le procédé de la réalisation des réparations. Après avoir testé de différents procédés de fabrication, nous avons proposé un procédé de réparation à suivre pour la préparation de l'ensemble des éprouvettes testée dans cette étude ;
- L'étude expérimentale des éprouvettes vierges, endommagées, trouées et des réparations par patchs mous sont présentées dans le chapitre 3. L'effet de la géométrie (forme et taille) des patchs sur la performance des réparations en traction a été discuté. Les scénarios d'endommagement et de rupture sont décrits basés sur les observations expérimentales ;
- Le quatrième chapitre présente les études expérimentales sur les réparations en utilisant patchs durs de forme circulaire. Deux séries de patchs sont testées en variant de la rigidité membrane des patchs dans la série I et en variant la séquence d'empilement des patchs dans la série II. Plusieurs méthodes de contrôle ont été appliquées pour localiser l'initiation d'endommagement et suivre leur évolution jusqu'à la rupture. L'observation des scénarios d'endommagement conduit à proposer trois modèles phénoménologiques nécessaires dans la validation d'un modèle numérique par la suite ;
- La modélisation numérique par la méthode des éléments finis est présentée dans le chapitre 5. Les modèles proposés sont validés en corrélant des résultats numériques avec ceux expérimentaux. Un paramètre de conception,  $R^*$ , a été proposé dans l'objectif de l'optimisation du système réparé ;

- 
- Dans le chapitre 6, le modèle II validé par expérimentation a été appliqué pour réaliser une étude paramétrique. Les résultats obtenus permettent de proposer un modèle d'aide à la conception et à l'optimisation d'un système réparé. Ce modèle, extrêmement simple à appliquer, fournit des informations intéressantes sur la meilleure combinaison des paramètres de réparation à utiliser.

---

# **1. Etude bibliographique**

---

La réparation des structures composites peut être considérée comme étant un problème d'assemblage. Les méthodes classiques utilisées pour l'assemblage des structures mécaniques sont classées en deux catégories : mécanique (boulonnage, rivetage...) et physico-chimique (soudage, collage...). L'assemblage des structures composites stratifiées therm durcissables pose des problèmes particuliers. Il est connu que les composites stratifiés s'endommagent facilement aux bords libres où des contraintes interlaminaires sont induites par la différence de coefficient de Poisson. Il s'agit de l'effet de bords. Le perçage d'un trou dans les pièces à assembler, nécessaire dans les méthodes mécaniques classiques, crée non seulement de nouveaux bords libres, mais aussi une zone beaucoup plus faible mécaniquement du fait de la rupture des renforts. En plus dans un joint boulonné ou riveté [1], les charges sont transmises par le contact entre les boulons/rivets et le composite. Ces interfaces se révèlent plus endommagées dès que la charge transmise devient importante. Par conséquent, bien que l'assemblage mécanique classique soit facile à réaliser, il n'est pas souhaitable si l'on cherche à optimiser la performance de l'assemblage [2]. Actuellement, le collage devient une solution de plus en plus prisée pour l'assemblage des structures composites. Nous pouvons citer les avantages et les inconvénients de cette méthode [2-4] :

**Avantages :**

- ✓ Joint continu, pas d'affaiblissement des substrats et meilleur aspect visuel
- ✓ Bonne étanchéité. Le joint peut protéger les surfaces collées contre la corrosion, il peut être isolant ou conducteurs électriques
- ✓ Meilleure répartition des contraintes. Bonne tenue en fatigue. Bonnes propriétés d'amortissement des vibrations
- ✓ Peu de difficultés pour assembler des pièces de géométrie très différentes et constituées de matériaux différents ;
- ✓ Pas de dégagement de chaleur par effet Joule. Peu de modification de la géométrie et des propriétés physiques des substrats
- ✓ Gain important en termes d'encombrement, d'épaisseur et de poids.
- ✓ Possibilité de réaliser l'assemblage de diverses pièces en une seule opération
- ✓ Possibilité d'utilisation du collage avec d'autres méthodes d'assemblages mécaniques
- ✓ Excellente résistance aux couples transmis pour l'assemblage de pièces en rotation.

---

### **Inconvénients :**

- ❖ Difficulté à contrôler précisément l'épaisseur et la qualité du joint
- ❖ Impossibilité de démonter le joint
- ❖ Nécessité d'une bonne préparation des surfaces des substrats à coller
- ❖ Mauvaise résistance au pelage. Nécessité de travailler en cisaillement
- ❖ Sensibilité à l'humidité et à la température. Durabilité limitée du joint collé
- ❖ Dégradation importante sous l'action de certains solvants ou agents d'oxydation
- ❖ Longueur éventuelle du cycle de polymérisation
- ❖ Complexité de la conception du joint et du choix d'un adhésif

Dans les secteurs aéronautique et automobile, l'assemblage par joint collé constitue une excellente alternative aux assemblages traditionnels car l'association de plusieurs avantages cités ci-dessus conduit à un résultat très satisfaisant. De plus l'automatisation de la plupart des opérations de collage est importante, ce qui permet d'abaisser la dispersion et le coût de l'assemblage.

En général, la performance d'un joint collé dépend non seulement de la conception, qui a pour objectif d'optimiser l'ensemble de système, mais surtout du procédé de mise en œuvre qui garantit la répétitivité et la qualité du joint. Il a été montré que les défauts dans un joint, souvent inévitables, jouent un rôle primordial dans la durabilité de celui-ci [5]. Cet élément aléatoire est pris en compte dans la conception que de façon statistique. Cette incertitude sur l'importance des défauts constitue un frein à la confiance accordée à la fiabilité de ce type d'assemblage. C'est pourquoi la question importante demeure la mise au point d'un procédé d'assemblage standardisé permettant d'assurer la répétitivité du procédé. Les travaux de M. Davis et D. Bond [5] présentent un exemple d'application de l'assemblage par joint collé pour la réparation des structures composite. D'après leurs résultats, si le joint collé est réalisé correctement, l'importance des défauts au sein du joint peut être inférieure à celle des joints mécaniques (Figure 1.1).

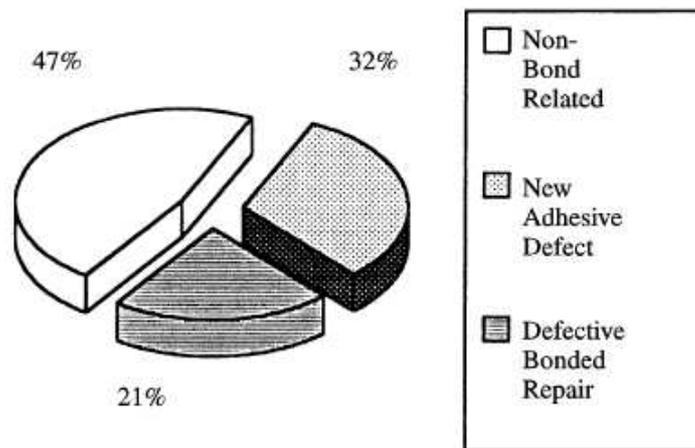


Figure 1.1. Importance des défauts dans les joints selon l'expérience de RAAF (Royal Australian Air Force) [5]

En fait, la réparation (assemblage) par collage implique que toutes les personnes intervenant dans la mise en œuvre du procédé soient sensibilisées à cette technique et respectent les préconisations [6].

Dans cette partie, nous allons d'abord analyser les différentes méthodes de réparation. Ensuite nous testerons expérimentalement ces différentes méthodes. Les résultats obtenus nous permettront finalement d'établir un procédé de réparation que nous utiliserons dans le reste de l'étude.

## 1.1 Réparation par collage de patches composite

Aujourd'hui, des structures composites sont utilisés couramment non seulement dans le domaine aéronautique mais aussi dans les domaines naval, véhicule de sport, bicycle, ski, etc. Donc toutes les applications posent peut-être un besoin de réparation.

I. Grabovac et D. Whittaker ont conclu concrètement des applications de patches composites pour la réparation des grands bateaux métalliques (Figure 1.2) en profitant une expérience pratique de 15 ans [7]. Grâce à leurs travaux dans l'équipe Honda Racing F1, G. Savage et M. Oxley ont exprimé leurs moyens de réparations pour des structures composites : insertion, injection de résine, patches composites (Figure 1.3), etc. Ils ont donné pas mal de conseils sur la conception de réparation et les considérations pratiques [8].

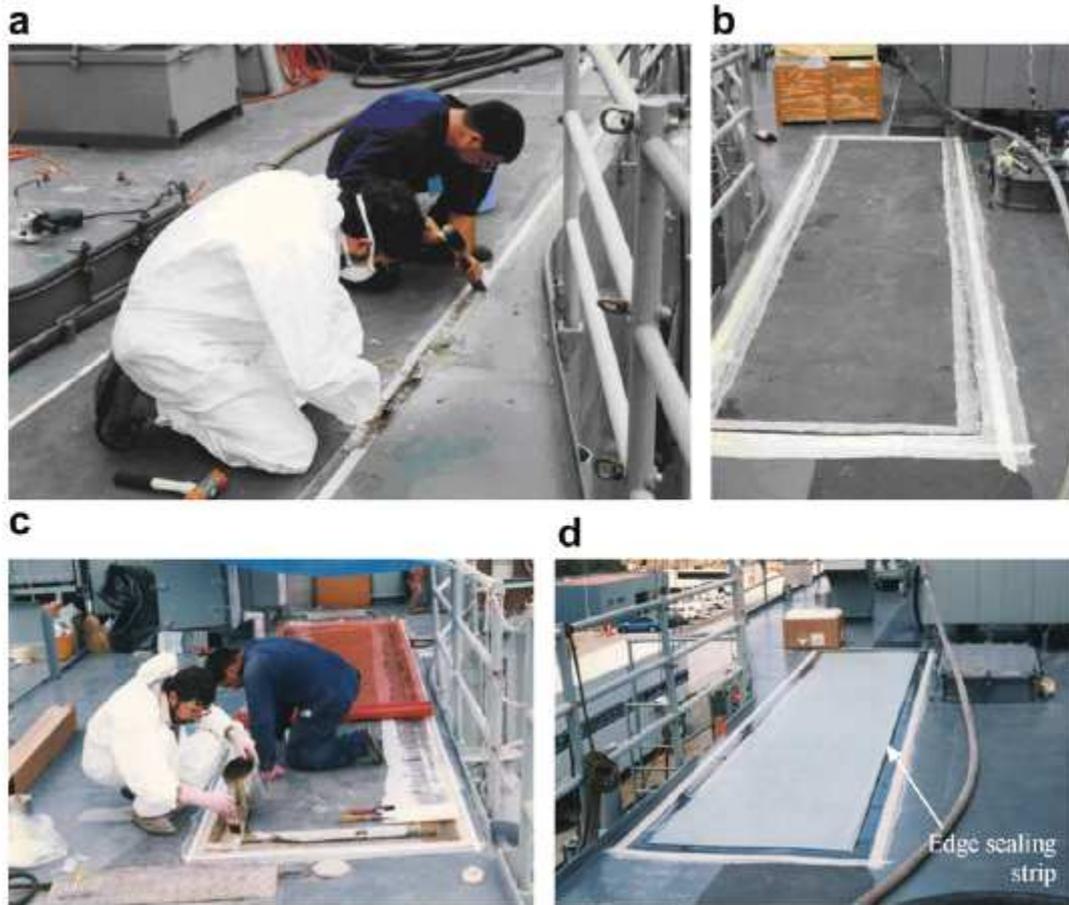


Figure 1.2. Réparation des bordages en aluminium par patches composites [7]



Figure 1.3. Réparation d'un châssis du véhicule F1 par patches composites [8]

En outre, des patches composites sont appliqués également dans l'ingénierie civile. Yao et al ont fait une étude expérimentale pour vérifier la performance de collage entre patches composites et bétons (simple recouvrement et double recouvrement) sous la traction [9].

---

Dans notre étude, nous ne nous concentrons que sur la réparation des structures composites avec le collage des patches composites.

### 1.1.1 Types de patch

Les patches utilisés pour réparer une structure composite endommagée sont classés en deux catégories : patches externes et patches internes.

Les patches externes sont collés sur la surface des zones endommagées (Figure 1.4). Différentes formes géométriques sont utilisées afin de couvrir au mieux la zone endommagée. Nous rencontrons des patches circulaires, carrés, rectangulaires, elliptiques, hexagonaux, etc. [10-13].

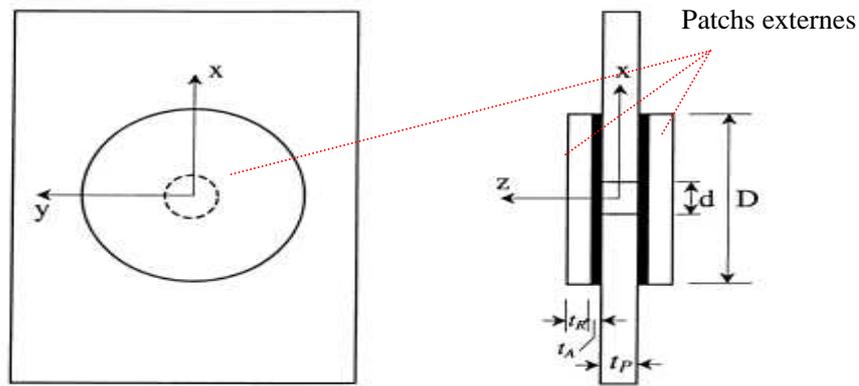


Figure 1.4. Réparation par patch externe

Les patches internes servent à remplacer la zone endommagée soustraite à la structure (Figure 1.5), en reprenant la forme de celle-ci [14].

Selon l'état du matériau, les patches de réparation en composite peuvent également être classés en deux types : patches durs et patches mous.

Les patches « dits » durs sont solidifiés avant leur mise en place. Les patches mous sont appliqués à l'état non solidifiés. Leur solidification est réalisée après leur mise en place sur la structure.

Notons que les caractéristiques des patches en composite peuvent varier sensiblement selon les caractéristiques du pli élémentaire et la séquence d'empilement du composite utilisées.

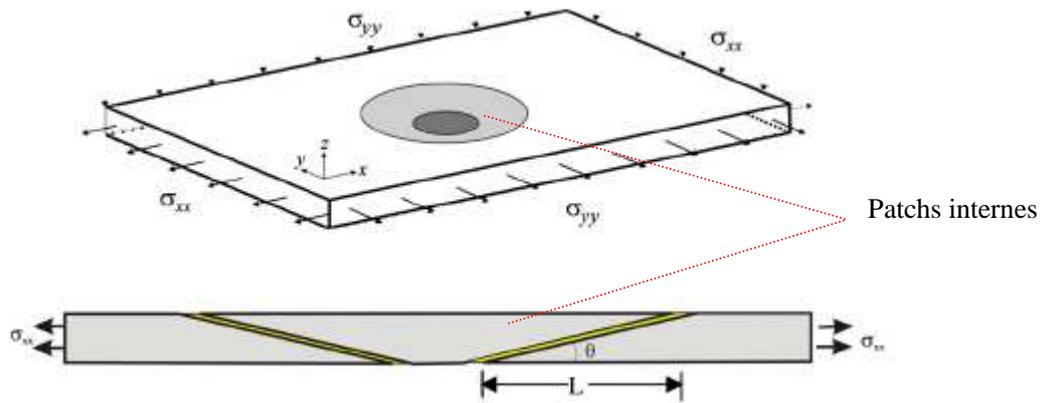


Figure 1.5. Réparation par patch interne [14]

## 1.1.2 Méthodes de réparation

Dans la littérature [15], on récence trois méthodes typiques pour la réparation des matériaux composites par collage de patches :

### 1) Réparation par patches externes (*Figure 1.6*)

La réparation par patch externe consiste à insérer un bouchon dans la zone « nettoyée », puis à appliquer une couche de colle et un patch externe. Cette méthode demande peu de préparation. Sa mise en œuvre est simple et rapide. Par contre, la réparation induit un alourdissement de la structure ainsi qu'une augmentation de l'épaisseur de celle-ci. Bien entendu, la qualité de cette réparation dépend grandement de la qualité du joint collé.

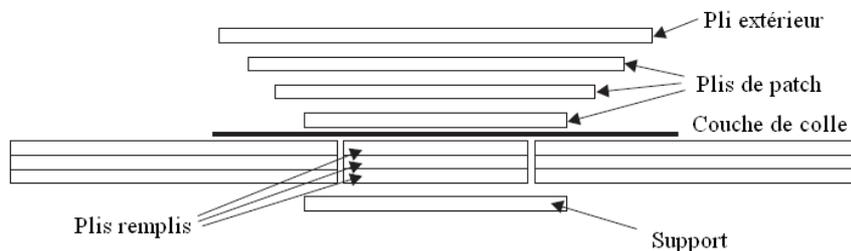


Figure 1.6. Schéma de réparation par patch externe

### 2) Réparation par patch intérieur biseauté (*Figure 1.7*)

La réparation par patch biseauté intérieur demande dans un premier temps de

nettoyer la partie endommagée avec un angle biseauté de 2 à 3° afin d'obtenir une surface de collage importante. Ensuite, le remplissage se fait couche par couche. Les charges sont transmises essentiellement par l'interface entre le patch et la plaque composite. Cette méthode, couramment utilisée dans l'industrie, est réputée du fait des bonnes performances mécaniques finales obtenues. En plus, la géométrie du système réparé est peu modifiée. En revanche, il est relativement difficile d'obtenir un petit angle biseauté. Certains équipements sont nécessaires et le temps de réalisation est conséquent. Enfin, la réparation demande une bonne technique de réalisation.

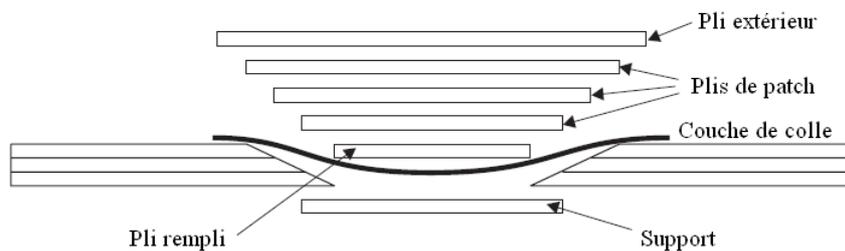


Figure 1.7. Schéma de la réparation biseautée par patch

### 3) Réparation en escalier par patch interne (Figure 1.8)

Cette méthode dérive de la méthode précédente. Au lieu de créer une surface biseautée lisse avec un très petit angle, on réalise une surface biseautée en escalier. Cette méthode a pratiquement les mêmes avantages et les inconvénients que la méthode schématisée à la Figure 1.7.

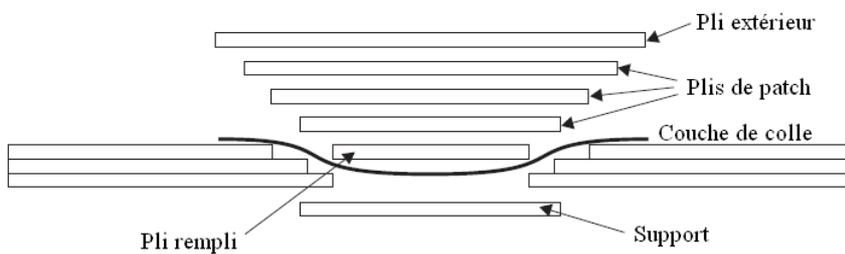


Figure 1.8. Schéma de réparation en escalier par patch interne

---

## 1.2 Mécanismes de rupture des réparations par patches durs

### 1.2.1 Paramètres d'influence sur les mécanismes

Pour vérifier l'efficacité d'une réparation ou d'un assemblage collé, on doit considérer des mécanismes de rupture.

Relativement, les modes de rupture d'un assemblage collé entre composites stratifiés sont plus complexes qu'entre substrats métalliques. En général, la défaillance peut résulter d'une rupture cohésive dans l'adhésif, d'une rupture adhésive à l'interface adhésif/substrat, d'une rupture dans les composites, et encore plus fréquemment d'une rupture mixte combinant successivement ces trois modes [16]. L'initiation peut se produire dans la résine par rupture transverse ou interlaminaire, ainsi qu'à l'interface fibre/résine. On peut également noter des cas de ruptures des substrats en tension. Ces phénomènes sont résumés Figure 1.9.

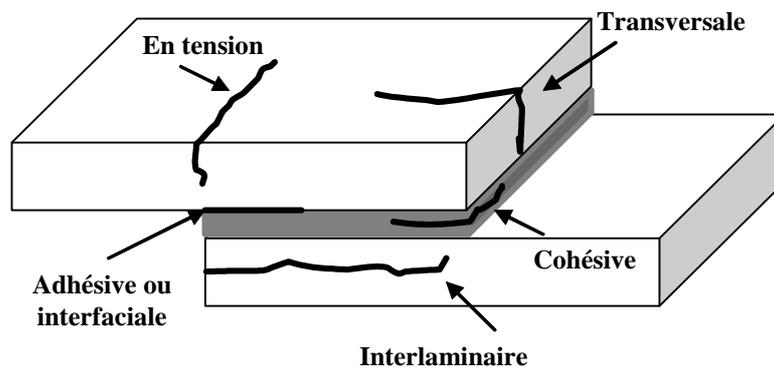


Figure 1.9. Modes de rupture dans un assemblage collé entre composites

#### - Mécanismes de rupture dans un stratifié composite

Dans un stratifié composite, des mécanismes de rupture éventuels sont illustrés dans la Figure 1.10 :

- Rupture de fibre
- Rupture de matrice (longitudinale et transversale)
- Décohésion entre fibre et matrice
- Délaminage

Concrètement, pour la rupture de fibre, il existe deux façons possibles à cause de différentes sollicitations. Figure 1.11-a montre la rupture de fibre sous des charges en traction. Figure 1.11-b illustre le flambement local de fibre sous charges en compression qui a lieu largement dans l'étude de Soutis et al [17 – 19].

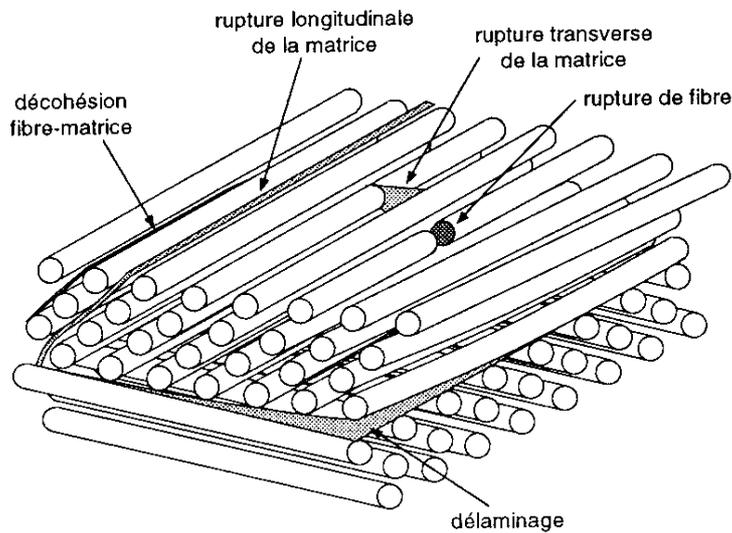


Figure 1.10. Mécanisme de rupture dans un stratifié composite

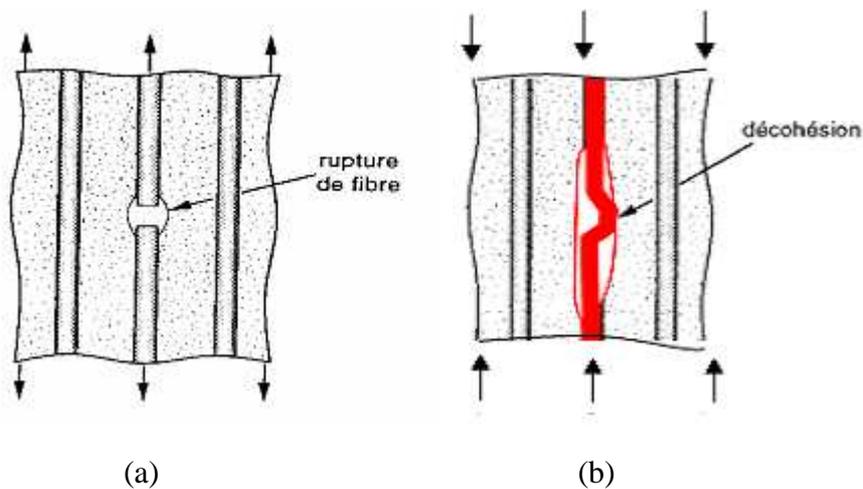


Figure 1.11. Deux façons de la rupture de fibre

- Mécanismes de rupture dans un joint collé

Des mécanismes de rupture dans un joint collé sont relativement simple (par rapport à un stratifié composite) : Rupture cohésive ; Rupture adhésive ou interfaciale.

---

En général, des défauts dans un joint collé [16] sont décrits dans la Figure 1.12 :

- ◆ Porosité
- ◆ Pauvre curé
- ◆ Vide
- ◆ Microfissure
- ◆ Décollement

Afin d'obtenir une bonne performance de réparation, il est nécessaire d'éviter ces défaut le mieux possible.

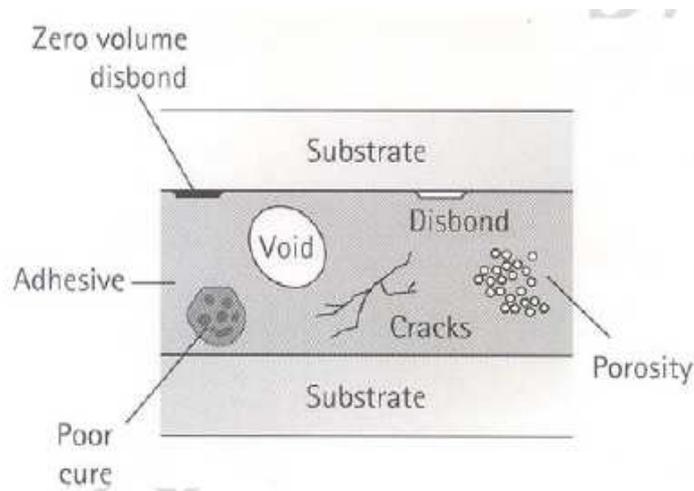


Figure 1.12. Typiques défauts dans un joint collé [16]

La modélisation des mécanismes de rupture passe nécessairement par l'analyse des résultats expérimentaux. Concrètement, pour la réparation par patch circulaire dur, il existe plusieurs paramètres à considérer ou sélectionner :

- Forme des patches
- Epaisseur des patches
- Séquence d'empilement des patches
- Propriété de la colle
- Epaisseur du joint collé

Soutis et al ont bien analysé des influences de chaque paramètre (sauf la séquence d'empilement des patches) pour des performances de réparation en base des essais statiques en compression [17-19]. On peut dire que chaque paramètre entraîne plus ou moins la performance de réparation. Liu et Wang ont fait une étude similaire avec des essais statiques en traction [20]. Ils ont considéré également des influences de divers

---

paramètres : forme de patch, épaisseur de patch, séquence d'empilement de patch et épaisseur de joint collé.

Selon la littérature existante, il n'y a pas une relation assez simple pour combiner tous les paramètres de réparation. C'est-à-dire, chaque paramètre pourrait influencer la performance de réparation ainsi que le mécanisme de rupture.

## 1.2.2 Méthodes existantes pour détecter des modes de rupture d'une structure composite

Jusqu'à présent, il y a pas mal de méthodes de mesure qui sont utilisées pour détecter des modes de rupture d'une structure composite. Parmi elles, certaines méthodes sont capables de suivre la procédure de rupture.

### - **Jauge de déformation**

Cette méthode est très classique et elle est capable de mesurer des déformations locales sur la surface où se trouvent des jauges utilisées. Sa performance dépend de la sensibilité de jauge et sa mise en place.

### - **Extensométrie optique**

L'extensométrie optique applique une technique susceptible de délivrer un champ de grandeurs cinématiques (déplacement, flèches, pentes...) lors des essais mécaniques pratiqués sur éprouvettes composites [21]. Cette méthode est utilisée très rarement selon la littérature présente.

### - **Thermographie infrarouge**

La technologie de thermographie infrarouge est de plus en plus mûre. Pour une composite structure réparée, on a essayé de l'utiliser à inspecter la fiabilité de réparation [22] ou à suivre la propagation d'endommagement dans un système réparé [23]. Une source de chaleur est obligée pour l'utilisation de cette méthode. Afin de réussir le suivi de révélation des endommagements, des essais en fatigue sont indispensables.

### - **Mesure de champs pleins par caméra optique**

En utilisant cette méthode, on peut mesurer des déplacements d'un champ plein en fonction son maillage présélectionné. Mathias et al [24] ont utilisé cette méthode à mesurer des patches de réparation dans un système réparé avec des essais statiques en

---

traction. Gill et al [25] ont testés des éprouvettes trouées et ont suivi la propagation des endommagements avec cette méthode.

- **Capteur de fibre optique**

On peut surveiller attentivement une structure composite avec l'utilisation des capteurs de fibre optique. Des capteurs peuvent être placés entre des plis avant la polymérisation de la structure composite. Cette méthode est assez sensible, mais elle coûte cher. McKenzie et al [26] ont réussi à suivre la procédure de rupture d'un système réparé en utilisant cette méthode.

- **Transducteur piézoélectrique**

L'utilisation des transducteurs piézoélectriques permet d'inspecter une large structure composite avec un convenable arrangement [27]. La mise en place des transducteurs influence la performance de mesure. White et al [28] ont utilisé cette méthode à détecter des endommagements dans un système réparé. S.H. Diaz et C. Soutis ont détecté des propagations de délamination en utilisant aussi cette méthode [29].

- **C-Scan**

C-scan est utilisé couramment sur structure composite [25]. Elle est obligée de fonctionner dans l'eau. Autrement dit, on ne peut pas suivre une procédure de rupture sans arrêt.

- **Emission acoustique**

La méthode émission acoustique est très pratique à utiliser. Mais le traitement des résultats n'est pas évident. On peut trouver facilement quand et où l'endommagement a lieu. Cependant le suivi de sa propagation devient compliqué [30] [31].

### 1.3 Méthodologie d'études

En général, il existe trois typiques méthodologies d'études : étude expérimentale, étude (simulation) numérique et étude analytique. Afin de bien arranger nos travaux futurs, il faudrait faire un aperçu global de la réparation des structures composites. En profitant des résultats obtenus par d'autres chercheurs, nous pouvons déterminer correctement un procédé de réparation, créer raisonnablement un modèle numérique et

---

proposer un modèle d'aide à la conception et à l'optimisation d'un système réparé.

### 1.3.1 Etude expérimentale

Pour des réparations des structures composites de l'avion, il faut bien considérer [32] :

- Type de structure (premier / secondaire)
- Type de sollicitation (traction / compression, cisaillement)
- Type d'endommagement
- Environnement d'opération (température et moiteur)

De plus, la politique des réparations structurales est proposée concrètement par R. Jones et al [33]. Une méthode endommagement - tolérance est présentée en même temps.

Un typique système d'impact est décrit dans la littérature [34]. On peut régler facilement l'énergie d'impact en changeant l'hauteur de la tête d'impact (Figure 1.13). Notamment, nous avons un équipement similaire dans notre laboratoire.

L'effet de différents adhésifs pour des réparations composite – composite est analysé par A. Tezvergil et al [35]. Des traitements de surface jouent un rôle important.

Li et al ont montré une rapide méthode de réparation en polymérisant des patches mous avec le rayonnement ultraviolet [36]. Selon leurs résultats, cette méthode est rapide, forte, durable et économique pour la réparation des structures composites endommagées par impact à basse vitesse.

Dans un système réparé, des contraintes résiduelles sont nécessaires à considérer [37] [38]. La diffusion de moiteur doit être considérée également [37].

Wang et al ont proposé un modèle simple pour vérifier l'efficacité des réparations structurales [39]. Avec ce modèle, on peut simplifier la conception de réparation et avoir une performance assez bonne.

Dans la littérature [40], des patches mous et durs (moulé et machiné) sont considérés ensemble. La préparation de surface est très gênante car il faut faire un pli par un pli avec un très petit décalage (Figure 1.14). Bien qu'on fasse attentivement chaque étape, on ne peut pas obtenir un faciès parfait car la colle s'écoule durant la polymérisation (Figure 1.15). Il est presque impossible d'éviter ce problème pour le collage des patches.

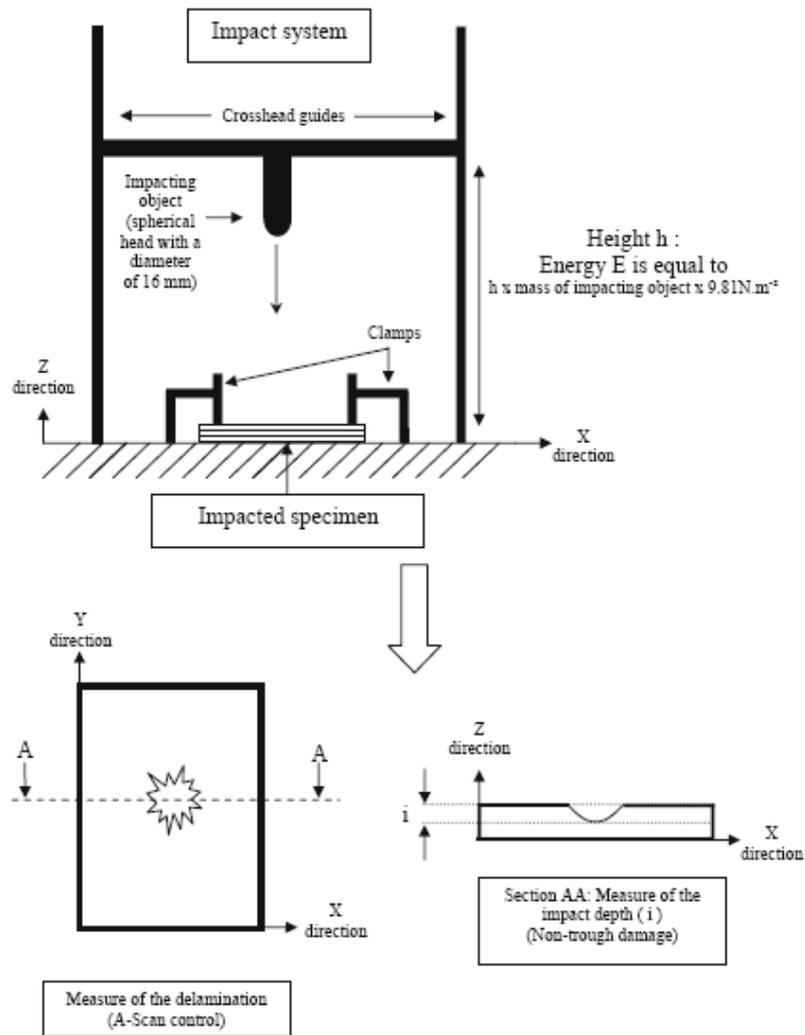


Figure 1.13. Typique système d'impact [34]



Figure 1.14. Préparation de surface pour collage des patches internes [40]

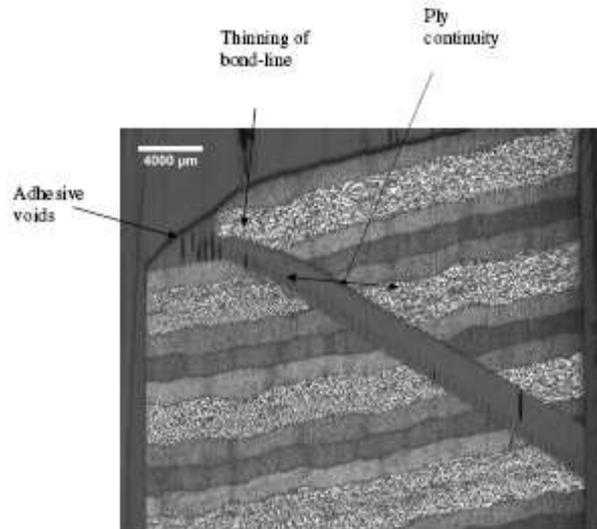


Figure 1.15. Faciès micrographique d'une réparation avec patches internes [40]

Pour un renforcement 3D, l'application de Z-pins devient profitable. Elle peut résister significativement la délamination des structures composites [41-43]. Il existe aussi un autre moyen similaire en utilisant des nanotubes de carbone [44] qui est plus compliqué et cher. Pratiquement, le dernier n'est pas faisable pour nous.

### 1.3.2 Etude numérique

Selon la littérature existante, il y a pas mal de résultats concentrés sur la réparation des structures métalliques avec le collage des patches composites [45-51]. L'objectif de leurs travaux est plutôt de résister la propagation de fissure existante. Donc, c'est ce que nous voudrions faire.

Zhang et Yang ont fait un bilan des analyses éléments finis pour des stratifiés composites [52]. En général, il y a quatre théories principales :

- Classical lamination theory (CLT)
- The first-order shear deformation theory (FSDT)
- High-order shear deformation theories (HSDT)
- Layer-wise lamination theory (LLT)

Il existe beaucoup de logiciels adaptés aux structures composites, Karlsson a fait une comparaison globale afin de trouver une solution la plus convenable pour des modélisations numériques [53].

Hu et al ont étudié des contraintes interlaminaires dans un stratifié composite avec un trou [54]. Ils ont utilisé le critère de Tsai-Wu et the average failure criterion (ASFC).

---

Les simple et double recouvrements sont analysés par Campilho et al [55]. Ils ont considéré la distribution des contraintes et l'influence de patches (forme et épaisseur). Sheppard et al ont simulé les mêmes choses et ils ont proposé un modèle de rupture (zone volumique) à la fin [56].

Pour des réparations avec patches internes (scarf), Wang et Gunnion ont étudié l'optimisation des patches internes sous traction biaxiale [57] et la forme des patches peut varier selon des charges appliquées. Breitzman et al ont simulé cette réparation en 3D (Figure 1.16) et trouvé un moyen pour l'optimisation de ce type de réparation [58]. Campilho et al ont travaillé dans le même domaine, mais leurs éprouvettes sont plus simples et la modélisation est réalisée en 2D [59].

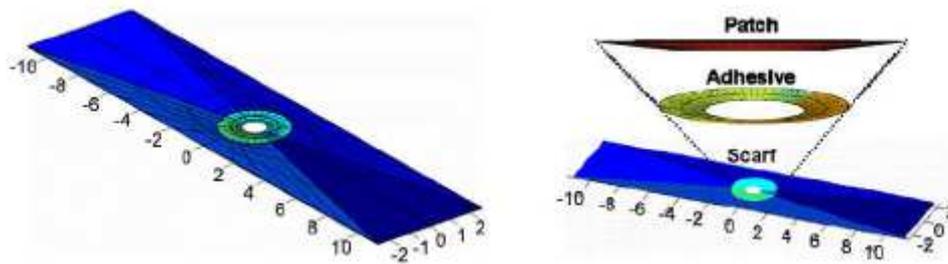


Figure 1.16. Simulation numérique d'une réparation avec patches internes [58]

Des modèles évolutifs pour des structures composites sont intéressants [60-62]. Le choix des critères de rupture. La dégradation des propriétés de matériaux doit bien considérée.

Pour l'application de Z-pins, on a fait aussi des modélisations numériques [63] [64]. Pour l'instant, il n'y a que la délamination (Mode I) qui peut être bien considéré.

### 1.3.3 Etude analytique

L'étude de Becker et al répond aux réparations des structures composites par patches externes [65-69]. Un problème d'une structure composite avec un elliptique trou réparé par elliptiques patches est investi. Pour le substrat et les patches de réparation, un couplage d'extension est admis. L'analyse de problème de réparation est confirmée par «the complex potential method» qui se composée en 3 parties : le substrat, la région réparée et la zone du trou. La simplifiée solution d'analyse assure toutes les essentielles conditions pour une exacte et effective estimation de la réparation par patches extérieurs.

En comparant des analyses expérimentales et numériques de Soutis [17-19], cette méthode analytique est vraiment proche et applicable pour analyser le comportement d'un système de réparation par patches collés des structures composites.

Généralement, on a besoin de 6 paramètres inconnus qui seront déterminés par 16

équations en considérant les conditions d'équilibre et d'extrémités. La proposition très intéressante est de simuler le système de réparation par 3 sub-positions (Figure 1.17) :

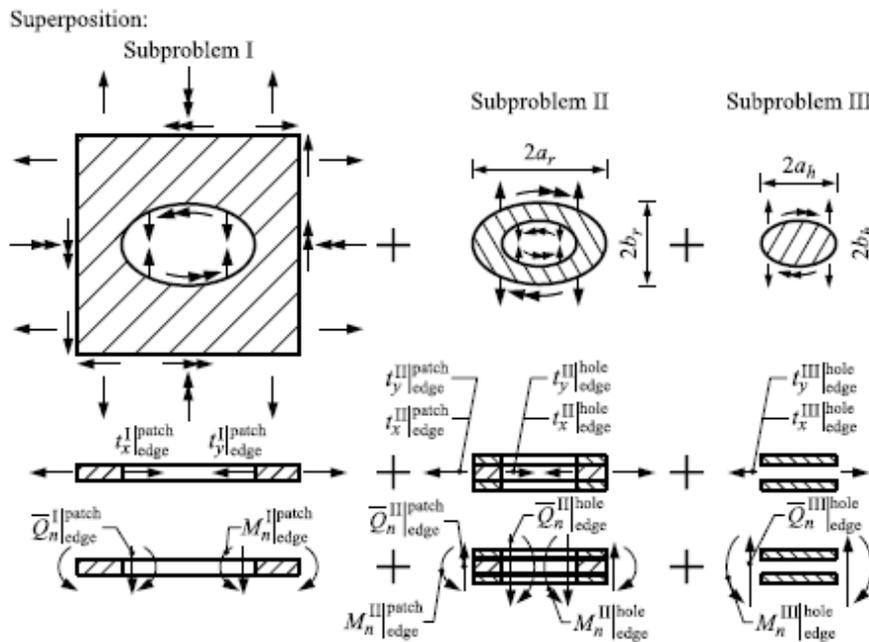


Figure 1.17. Modèle analytique d'une réparation avec patches externes [65]

Enfin, un exemple calculé par cette méthode analytique est montré. Il est comparé avec la méthode éléments finis. Les résultats analytiques correspondent parfaitement. Autrement dit, la méthode proposée dans ce texte est fiable et applicable pour analyser des problèmes de ce type de réparation des structures composites.

En général, il y a encore beaucoup de résultats pour des études analytiques [70-80]. Mais ils ne sont pas très correspondants à notre recherche suivante.

## 1.4 Bilan

Après l'étude bibliographique, on peut faire un bilan suivant :

### 1) *Domaine de recherche*

Pour l'instant, il y a beaucoup d'études existantes pour la réparation des structures métalliques avec des patches composites. Par contre, la réparation des structures composites en utilisant des patches composites n'est pas mûre, surtout pour des pièces de sécurité (avion, bateau, etc.).

Industriellement, on utilise souvent des « scarf » patches. En absence des

---

équipements spécifiques, on ne pourrait pas faire trop de choses pour étudier ce type de patch. Donc, on ne se concentre que sur le patch externe.

D'une part, on voudrait trouver un procès fiable pour la réparation des stratifiés composites par collage des patches externes. Egalement, on devrait maîtriser des savoir-faire pour la conception et l'optimisation de ce type de réparation.

D'autre part, on pourrait profiter nos compétences de réparation pour des assemblages des structures composites par joint collé. C'est aussi intéressant à long terme.

## 2) *Etude expérimentale*

### - Type de patches

Pour des patches externes, très peu de travail est présentées pour des patches « mous ». On pourrait l'essayer. De plus, le patch « dur » doit être bien considéré à cause de ses avantages significatifs.

### - Type d'essais

En général, il y a deux types d'essais à faire : statique et fatigue. Pour des essais statiques, des sollicitations sont souvent en traction, en compression ou en flexion. Dans un premier temps, on pourrait plutôt tester des éprouvettes en traction.

En réalité, le comportement de vibration des structures composites n'est pas négligeable. Donc, à long terme, la sollicitation en compression doit être analysée. Des essais en flexion permettent d'observer tous les deux types de phénomènes. Mais ils sont plus complexes.

Grâce aux essais en fatigue, on pourrait vérifier la durabilité des stratifiés composites. En même temps, on pourrait savoir la propagation d'endommagement éventuel en utilisant une thermographie infrarouge. Au début, on pourrait choisir la mode d'essais en fatigue comme Traction/Traction car elle est plus facile à réaliser.

### - Contrôle non-destructif

Afin de bien connaître des mécanismes de rupture des stratifiés composites réparés, des contrôles non-destructifs pourraient être appliqués. Selon nos équipements existants, on pourrait utiliser : gauge de déformation, C-Scan, thermographie infrarouge et émission acoustique.

## 3) *Etude numérique*

---

L'étude numérique pourrait faire une grande partie de notre travail. Et elle est utilisée très couramment dans le domaine de recherche.

D'abord, on pourrait vérifier des résultats expérimentaux avec des modélisations numériques. En même temps, on pourrait ajuster des modèles numériques en profitant des essais expérimentaux afin d'établir un modèle convenable et fiable.

Dès que la création du modèle numérique, on pourrait simuler tous les types d'essais intéressants. C'est-à-dire, on pourrait diminuer des essais expérimentaux réels.

En pratique, on pourrait utiliser alternativement les méthodes expérimentales et numériques. A la fin, on voudrait trouver un modèle d'aide à la conception et à l'optimisation des stratifiés composites réparés par des patchs externes.

#### 4) *Etude analytique*

L'étude analytique est relativement indépendante. Si l'on pourrait créer un modèle analytique, les choses seront plus faciles. Jusqu'à présent, il n'existe pas un modèle adapté parfaitement à notre recherche future. En outre, la durée d'une thèse est limitée. Donc, l'étude analytique n'aurait pas la priorité dans notre travail future.

---

## **2. Analyse expérimentale de différentes méthodes de réparation et choix d'un procédé**

---

## 2.1 Analyse expérimentale des méthodes de réparation par patch externe

En comparant les trois méthodes de réparation, on constate que la méthode de réparation par patch externe est plus facile et plus rapide à mettre en œuvre. Cependant, la performance de cette méthode de réparation doit être améliorée. Afin de proposer une méthode de réparation à la fois facile et performante, nous avons choisi la réparation par patch externe. Notre attention va tout d'abord porter sur la caractérisation expérimentale du matériau de base utilisé. Ensuite la fabrication des différents éléments intervenant dans la réparation sera décrite. Enfin, l'analyse expérimentale des protocoles de réparation nous conduira à établir le procédé de réparation utilisé dans le reste de l'étude.

### 2.1.1 Caractérisation du matériau de base

Le matériau de base pour l'ensemble des composites testés est un préimprégné unidirectionnel carbone/époxyde de référence T600S HR R368-1. Le matériau est fabriqué par la société *STRUCTIL*, entreprise spécialisée dans la chimie des polymères. Il s'agit d'un composé de fibres enduites de matrice non polymérisée sous forme de bandes planes. Les fibres de carbone sont fabriquées par la société japonaise TORAY et ont comme référence T600S HR. La résine est un époxyde R368-1. La fraction volumique de fibres est estimée à 59%.

Les caractéristiques mécaniques du matériau fournies par le constructeur (Tableau 2.1) sont données à température ambiante et pour un matériau polymérisé sous autoclave avec un cycle de cuisson « standard ».

$E_{11}$	120 GPa
$X_t$	2100 MPa
ILSS (Cisaillement interlaminaire $S_{13}$ )	68 MPa

Tableau 2.1. Caractéristiques mécaniques du matériau T600S/R368-1(données fabricant)

Ces constantes restent à vérifiées car les stratifiés testés dans cette étude sont fabriquées par compression à chaud. De plus, elles ne sont pas complètes. La

---

connaissance des autres constantes du matériau s'avère indispensable pour le calcul par la théorie classique des stratifiés ou par méthode éléments finis.

Par conséquent, certains essais de caractérisation sont réalisés pour obtenir des propriétés élastiques et de rupture du pli élémentaire. La comparaison entre les résultats obtenus par nos essais et les données fournies par le fabricant permet aussi de juger la qualité et la répétabilité des stratifiés réalisés au laboratoire.

Théoriquement, pour caractériser complètement un pli élémentaire orthotrope il faut connaître 9 constantes élastiques et 9 valeurs de résistance suivant les trois axes d'orthotropie du matériau. Rappelons que les directions 1 et 2 sont celles du pli, respectivement parallèles et perpendiculaires aux fibres. La direction transverse 3 est normale au pli.

En pratique, la détermination des propriétés transverses s'avère relativement délicate à mettre en place. Il faut souvent fabriquer des plaques stratifiées avec des empilements « exotiques » épais, très peu économes en matériaux qui donnent des résultats au prix de nombreux essais [81].

Dans notre étude, les essais sont limités à la détermination des propriétés du matériau dans le plan.

### 2.1.1.1 Mesure expérimentale des constantes du pli élémentaire unidirectionnel dans le sens longitudinal

Les propriétés longitudinales du pli élémentaire sont déterminées sur des éprouvettes unidirectionnelles à huit couches. Selon les normes et les recommandations d'essais, les dimensions d'éprouvettes sont 250 x 15 x 1,6mm avec des talons de 50 x 15mm. La partie utile est donc fixée à 150 mm. 3 éprouvettes sont testées en traction dans la direction des fibres à une vitesse de déplacement de la traverse de 1 mm/min. Les éprouvettes sont équipées de rosettes à 2 jauges de déformation à 0°/90°. Des jauges de 2mm de longueur ont été utilisées pour une bonne évaluation de la déformation locale. Les résultats sont présentés dans le Tableau 2.2.

Référence d'éprouvettes	$E_{11}$ (GPa)	$\nu_{12}$	$X_t$ (MPa)
1	101,42	0,353	1506
2	103,64	0,336	1554
3	105,36	0,335	2006
Moyenne	103,47	0,341	1689
Ecart type	1,61	0,008	225

Tableau 2.2. Résultats de traction longitudinale

---

Avec	$E_{11}$ :	Module de Young longitudinal (dans le sens des fibres)
	$\nu_{12} = \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1}$ :	Coefficient de Poisson dans le plan 12
	$X_t$ :	Résistance en traction longitudinale

On peut remarquer que le module de Young longitudinal mesuré est peu dispersé, cela signifie que les propriétés mécaniques et les protocoles de fabrication et d'essais sont relativement répétitifs. Cependant la valeur mesurée est de 14,2% inférieure à la valeur annoncée par le fabricant. En ce qui concerne la résistance longitudinale en traction,  $X_t$ , la dispersion est plus importante et la moyenne est de 20% inférieure à celle donnée par constructeur. Cette perte de propriétés longitudinales peut être principalement due à la différence de méthode de fabrication. Le coefficient de poisson est lui relativement proche de ce que l'on peut trouver dans la littérature.

On peut souligner que les éprouvettes unidirectionnelles en traction longitudinale présentent un comportement élastique linéaire sans perte de rigidité jusqu'à la rupture finale fragile qui survient sans aucun craquement préalable. Cela signifie que l'interface fibres/matrice de ce matériau est très résistante. L'observation des différentes éprouvettes montre que la rupture se produit de façon irrégulière dans l'éprouvette notamment dans les talons ce qui normalement invalide nos essais. Par manque de temps, nous avons malgré tout décidé de garder la valeur moyenne obtenue comme résultat de référence pour la suite de notre étude.

### 2.1.1.2 Mesure expérimentale des constantes du pli élémentaire unidirectionnel dans le sens transversal

Les tests en traction transversale se font sur le même stratifié unidirectionnel de 8 couches, l'application de la charge se faisant à 90° par rapport à la direction des fibres. Ces tests sont relativement délicats à réaliser car les éprouvettes sont très fragiles. Les tests ont été faits avec une vitesse de déplacement de 0,5 mm/min. Pour augmenter la précision de nos mesures, l'essai a été réalisé en utilisant une cellule de force de 10 KN. Selon les recommandations proposées dans la littérature, on a utilisé des éprouvettes de dimensions 140 x 25 x 1,6mm avec des talons de 20 x 25mm, soit 100mm de longueur utile.

Les trois éprouvettes testées ont été équipées d'une jauge de déformation longitudinale de 5mm de longueur. Les résultats sont présentés dans le Tableau 2.3.

Référence de l'éprouvette	$E_{22}$ (GPa)	$Y_t$ (MPa)
4	6,99	41,6
5	7,10	43,7
6	6,82	38,0
Moyenne	6,97	41,1
Ecart type	0,14	2,83

Tableau 2.3. Résultats des essais de traction transversale

Avec  $E_{22}$  : Module de Young transversal  
 $Y_t$  : Résistance en traction transversale

Le comportement des éprouvettes est linéaire jusqu'à la rupture. La rupture se produit dans la partie utile de l'éprouvette. Les valeurs de  $E_{22}$  et de  $Y_t$  mesurées ici sont tout à fait acceptables dans la mesure où elles sont relativement proches des résultats publiés dans la littérature.

### 2.1.1.3 Caractéristiques du cisaillement dans le plan

Pour déterminer les caractéristiques de cisaillement dans le plan, nous avons mené un essai de traction sur des stratifiés  $[45/-45]_{N_s}$  et un essai de torsion. Ces deux méthodes documentées dans la thèse de K. Khellil [81], permettent de déterminer le module de cisaillement  $G_{12}$ . Cependant la mesure de la résistance en cisaillement dans le plan 12 ( $S_{12}$ ) reste délicate.

#### \* Essais de traction sur les stratifiés $[45/-45]_{2s}$

Les essais de traction sont réalisés sur des éprouvettes  $[45/-45]_{2s}$ , soit huit couches de préimprégné, équipées de jauges de déformation longitudinale de 5mm. Selon les recommandations d'essai, les éprouvettes testées ont les dimensions suivantes : 250 x 25 x 1,6mm avec des talons de 50 x 25mm, soit 150mm de longueur utile. Les tests ont été effectués avec une vitesse de déplacement de la traverse imposée à 1 mm/min. Trois éprouvettes ont été testées.

Comme nous avons pu le voir dans la littérature, le comportement au cisaillement de la majorité des composites est fortement non linéaire avant la rupture. Dans notre cas un comportement linéaire est observé pour les très faibles charges. Ensuite, une non-linéarité apparaît. Enfin la rupture intervient après une grande déformation. L'exploitation des résultats s'avère délicate car seule la partie linéaire permet de déterminer un module Young apparent de l'éprouvette. La contrainte à la

rupture quand à elle, est très difficile à déterminer car la pièce s'est plastifiée et s'est fissurée avant la rupture finale. La détermination de  $S_{12}$  n'est donc pas possible avec cette méthode.

La mesure du module apparent de l'éprouvette,  $E_{xx}$ , suivant l'axe de la charge, défini par la fraction de la contrainte apparente sur la déformation longitudinale, permet d'obtenir le module de cisaillement  $G_{12}$  grâce à l'équation 2.1 :

$$G_{12} = \frac{0,25E_{xx}E_{11}(E_{22} + 2\nu_{12}E_{22} + E_{11})}{E_{11}(-E_{xx} + E_{22} + 2\nu_{12}E_{22} + E_{11}) + E_{xx}\nu_{12}^2E_{22}} \quad (2.1)$$

Avec :

- $E_{11}$  - Module de Young longitudinal
- $E_{22}$  - Module de Young transversal
- $\nu_{12}$  - Coefficient de poisson
- $E_{xx}$  - Module de Young apparent dans l'axe de la charge

Référence de l'éprouvette	$G_{12}$ (GPa)
1	non valide
2	3,46
3	3,12
Moyenne	3,29
Ecart type	0,17

Tableau 2.4. Module de Cisaillement  $G_{12}$  en traction sur  $[45/-45]_{2S}$

Les résultats (Tableau 2.4) ainsi obtenus avec une dispersion acceptable sont assez proches des résultats publiés dans la littérature pour des matériaux similaires. L'éprouvette 11±458-1 n'est pas prise en compte car la partie linéaire s'étend sur une très faible plage et nous n'avons pas d'approximation linéaire significative.

Finalement la détermination expérimentale de  $S_{12}$  n'a pas pu être faite. Cependant les valeurs de  $S_{12}$  pour un stratifié carbone/époxy sont généralement comprises entre 60 à 70MPa. De plus on dispose des données fournies par le fabricant sur la contrainte de rupture par cisaillement interlaminaire (ILSS) qui indique 68 MPa. Cette valeur de contrainte devrait être la même que  $S_{12}$  si le matériau est considéré comme isotrope transverse. Dans cette étude, on n'estime que  $S_{12}=65$  MPa.

#### \* Essais de torsion

Cette méthode permet de déterminer le module de cisaillement dans le plan 12 du matériau en créant un état de contrainte de cisaillement. En effet un moment de torsion

appliqué aux extrémités de l'éprouvette suivant l'axe « i » provoque un angle de rotation qui fait intervenir les modules de cisaillement  $G_{ij}$  et  $G_{ik}$ . La constante élastique  $G_{ij}$  s'exprime par l'équation suivante :

$$G_{ij} = \frac{ML}{\theta ab^3 \beta(c)} \quad (2.2)$$

Avec  $\theta$  - Angle de rotation entre la longueur L  
M - Moment de torsion appliqué  
a, b - Epaisseur et largeur de l'éprouvette  
L - Longueur de l'éprouvette entre les mors

La fonction  $\beta(C)$  est définie par l'équation suivante :

$$\beta(C) = \frac{32C^2}{\pi^4} \sum_{i=1,2,5}^{\infty} \frac{1}{n^4} \left[ 1 - \frac{2C}{n\pi} \operatorname{th}\left(\frac{n\pi}{2C}\right) \right] \quad (2.3)$$

Le paramètre C dépend de la géométrie de l'éprouvette et du rapport des deux modules de cisaillement.

$$C = \frac{b}{a} \sqrt{\frac{G_{ik}}{G_{ij}}} \quad (2.4)$$

La difficulté de détermination de  $G_{ij}$  par cet essai réside dans l'ignorance du rapport  $G_{ik}/G_{ij}$ . On peut s'en affranchir en choisissant une géométrie d'éprouvette adaptée. En effet  $\beta$  n'est plus sensible à la valeur de C si celle-ci est supérieure à 10. En effet,  $\beta$  tend vers 0,323 lorsque la valeur de C devient très élevée. Le rapport classique de  $G_{ik}/G_{ij}$  pour les composites se situe entre 1/2 et 1, on peut donc choisir une géométrie telle que  $b/a > 15$  pour garantir la condition  $C > 10$ . Ainsi le module  $G_{12}$  peut être déterminé en prenant  $\beta = 0,323$  avec une erreur relative acceptable. Dans notre cas, nous avons utilisé des éprouvettes de dimension : 125 x 25 x 1,6 mm qui nous donne un rapport satisfaisant ( $b/a = 15,6$ ). La mesure de la contrainte à la rupture n'est pas du tout envisageable à cause de la capacité insuffisante de la machine.

Les essais sont réalisés sur une machine de torsion de capacité de 14Nm. La partie linéaire de la courbe « angle de rotation entre les mors ( $\gamma$ )/couple appliqué (M) » permet de mesurer le coefficient directeur  $\alpha$ .

$$M = \alpha\gamma \quad (2.5)$$

D'où

$$\alpha = \frac{M}{\gamma} = \frac{ML}{\theta} \quad (2.6)$$

Ce qui donne :

$$G_{12} = \frac{\alpha}{ab^3 \beta(c)} \quad (2.7)$$

Nous avons pu tester avec cette méthode des éprouvettes unidirectionnelles dans le sens longitudinal et transversal. Ceci nous permet de déterminer  $G_{12}$  et  $G_{13}$ . Les résultats sont présentés dans le Tableau 2.5.

On remarque que les résultats sont peu dispersés et très proches pour les tests longitudinaux et transversaux. Cela nous fait supposer que le matériau a un comportement isotrope transverse. Les valeurs  $G_{12}$  mesurées par l'essai de torsion sont aussi proches de la valeur mesurée par la méthode de traction sur les éprouvettes  $[45/-45]_{2S}$ . On pourra donc prendre la moyenne des deux méthodes comme valeur de référence dans notre étude.

Référence éprouvette		$G_{12}$ (GPa)
Longitudinaux $G_{12}$	1	3,00
	2	3,25
	3	3,24
Résultats retenus		3,16
Ecart type		0,14

(a)

Référence éprouvette		$G_{13}$ (GPa)
Transversaux $G_{13}$	4	2,95
	5	2,90
	6	2,85
Résultats retenus		2,90
Ecart type		0,05

(b)

Tableau 2.5. Module de Cisaillement  $G_{12}$  en torsion

#### 2.1.1.4 Bilan

Ces divers essais nous ont permis de mesurer les caractéristiques dans le plan 12. Les valeurs obtenues sont toutes relativement cohérentes par rapport aux données de la littérature. Le tableau 2.6 résume ces résultats expérimentaux (en gris dans le tableau) ainsi que les constantes estimées à partir des données publiés pour des matériaux similaires [82]. Ces constantes seront utilisées par la suite dans l'ensemble de notre étude.

Dans la suite, le matériau élémentaire sera considéré comme isotrope transverse.

Paramètre	Valeur	Unité
$E_{11}$	103	GPa
$E_{22}=E_{33}$	7	GPa
$\nu_{12}=\nu_{13}$	0,34	-
$\nu_{23}$	0,30	-
$G_{12}=G_{13}$	3,15	GPa
$G_{23}$	2,75	GPa
$X_t$	1688	MPa
$X_c$	1500	MPa
$Y_t=Z_t$	41	MPa
$Y_c=Z_c$	140	MPa
$S_{12}=S_{13}$	65	MPa
$S_{23}$	32,5	MPa

Tableau 2.6. Constantes de matériau élémentaire (expérimentales et bibliographiques)

#### 2.1.2 Eléments de réparation

Dans cette étude, les plaques à réparer sont fabriquées à partir d'un préimprégné unidirectionnel carbone/époxyde. La séquence d'empilement reprend celle utilisée le plus généralement dans les structures aéronautiques. Le même préimprégné a été utilisé pour réaliser les patches de réparation. Afin de connaître les caractéristiques du matériau de base, plusieurs essais ont été réalisés. Les constantes mesurées sont complétées par des données publiées dans la littérature afin d'analyser numériquement en trois dimensions (3D) le comportement du système réparé.

### 2.1.2.1 Fabrication des stratifiés

Afin de garantir une bonne répétabilité des caractéristiques mécaniques des stratifiés fabriqués, un protocole de fabrication commun à l'ensemble des plaques fabriquées doit être défini en suivant les recommandations du fabricant.

Le matériau utilisé est un préimprégné unidirectionnel fibres de carbone /résine époxyde (STRUCTIL CTE2 17, référence : T600S/41% R368-1). L'épaisseur de chaque pli est d'environ 0,18mm.

La plaque à réparer est constituée de 8 plis [45/-45/0/90]<sub>s</sub>. Les patchs sont fabriqués à partir du même pré-imprégné suivant différentes séquences d'empilement.

Les feuilles en préimprégné sont stockées au congélateur à une température de -18°C afin de conserver au maximum la qualité de la résine. Cependant, ce stockage induit une atmosphère humide qui a pour conséquence l'humidification du matériau, ce qui est relativement néfaste pour la fabrication d'un stratifié.

C'est pourquoi une remise à température ambiante lente avant la découpe des feuilles en préimprégné, asséchant le matériau, est imposée. Une durée minimum de séchage de 6 heures est fixée par l'expérience des utilisateurs de préimprégné, mais souvent le matériau est sorti la veille ce qui offre environ 14 heures de séchage.

#### - Polymérisation des stratifiés

On applique un cycle de cuisson à deux paliers pour le stratifié (Figure 2.1). Si la température ambiante est de 20°C, la durée du cycle est de 155 minutes environ. Après la cuisson, les plaques sont refroidies lentement à température ambiante pour éviter au maximum l'apparition de contraintes résiduelles.

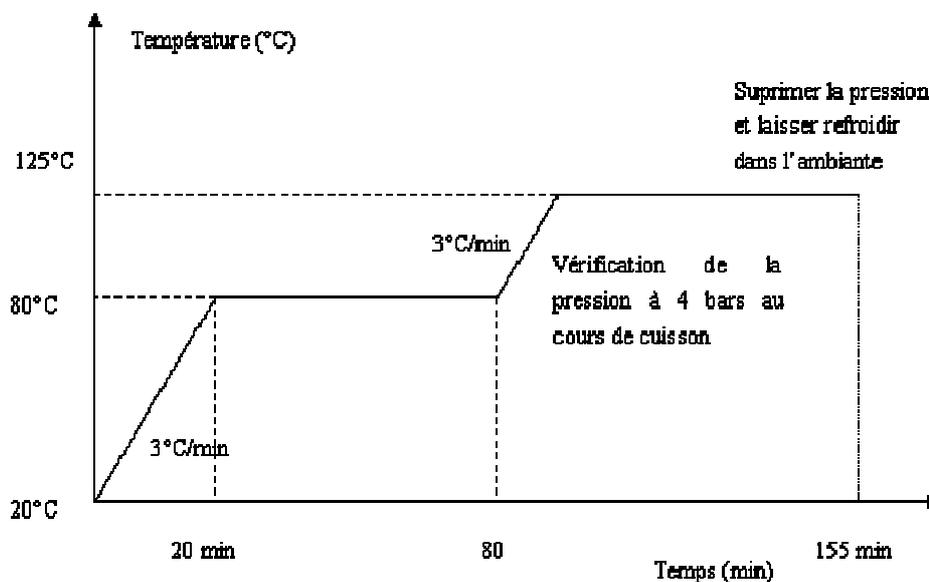


Figure 2.1. Cycle de cuisson des stratifiés

---

### - Découpe de la plaque

Une fois que les plaques sont refroidies et solidifiées, l'uniformité de l'épaisseur des plaques est vérifiée. Ensuite, grâce à une scie diamantée, les plaques sont découpées aux dimensions des éprouvettes. Pour une bonne répétitivité de la découpe, on utilise un montage constitué d'un guide fixé sur le plateau mobile de la scie. Une vitesse de coupe relativement lente est choisie pour éviter des petites fissures ou l'arrachement de fibre sur les cotés des éprouvettes.

### - Perçage d'un trou

Dans cette étude, le nettoyage de la zone endommagée est réalisé par perçage d'un trou de diamètre à 10mm. Pour cela, on utilise un centre d'usinage à commande numérique équipé d'une fraise carbure de 5mm de diamètre. Le programme de perçage est réalisé pour générer un trou de 10mm en contournage interne. Les conditions de coupe sont déterminées par l'expérience du technicien et sont fixées à 125 m/min pour la vitesse de coupe et 50 mm/min pour la vitesse d'avance.

La qualité de la coupe et les conditions d'usinage sont ensuite validées par un contrôle au C-Scan de la zone percée pour vérifier que l'usinage ne génère pas de délaminage sur les bords du perçage. Dans ce cas le perçage n'aurait en effet pas du tout le rôle recherché en créant de l'endommagement. On peut voir sur la Figure 2.2 la visualisation C-Scan du trou. On peut effectivement observer que le perçage génère très peu d'endommagement aux bords du trou.

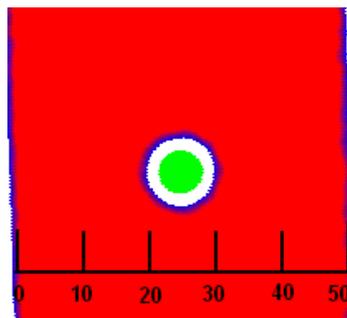


Figure 2.2. Image C-Scan du trou de 10mm

#### 2.1.2.2 Fabrication des talons

Avant d'effectuer des tests mécaniques de traction statique ou dynamique, le talonnage des éprouvettes s'impose afin de supporter la compression due au serrage par les mors. Il s'agit également d'introduire la charge de traction sans générer trop de concentrations de contraintes.

---

Les talons de dimension 50 x 50mm sont fabriqués à partir de préimprégnés verre/Epoxy, dont le renfort est un tissu équilibré. 15 couches drapées (unidirectionnelle) donnent une épaisseur de 2,3mm environ. Une colle ARALDITE 2015 produit par la société HUNTSMANN a été choisie pour coller les talons. Il s'agit d'une colle époxy bi-composante qui permet une polymérisation dans une grande plage de température (de 10°C à 100°C). La durée de polymérisation dépend de la température appliquée. Nous avons choisi une polymérisation à 40°C pendant 4 heures qui permet d'avoir une résistance au cisaillement de plus de 10 MPa sans modifier les caractéristiques des substrats. Cette résistance au cisaillement nous guide dans le choix des dimensions des talons. Selon l'effort maximum de cisaillement mis en jeu lors des essais de traction, une longueur de 50mm a été définie en considérant une largeur constante des éprouvettes (50mm).

Les plaques de verre/époxy sont donc découpées en carré de 50 x 50mm avec une scie diamantée, puis poncée manuellement à l'aide d'une ponceuse à bande sur un côté afin de générer un biseau d'environ 30° (Figure 2.13), qui assure une introduction progressive de l'effort dans l'éprouvette.

### 2.1.2.3 Fabrication des patches

Les patches durs sont taillés sur des plaques composites solidifiées. La découpe est réalisée par usinage à l'aide d'un foret diamanté afin d'éviter le plus possible les endommagements des bords libres.

Les patches mous sont découpés aux ciseaux, selon la forme et la géométrie voulues, sur les feuilles en préimprégné déjà drapées. Ils sont ensuite positionnés sur la plaque à réparer à l'état non polymérisé (mou).

## 2.1.3 Analyse des procédés de réparation

Dans cette étude, le nettoyage de la zone endommagée est réalisé par perçage d'un trou de diamètre à 10mm. En fait, le trou a été usiné grâce à un foret diamanté afin d'éviter tous types de dommage. Pour tester les différents procédés de réparation, des patches de diamètre 35mm sont appliqués à la surface supérieure et inférieure de façon symétrique (Figure 2.3), quelle que soit le patch utilisé. Les deux interfaces entre la plaque à réparer et les patches sont donc identiques. Les patches présentés à la Figure 2.8 sont considérés comme des patches de référence dans notre étude car leur séquence d'empilement [45/-45/0/90] représente la moitié de celle de la plaque à réparer.

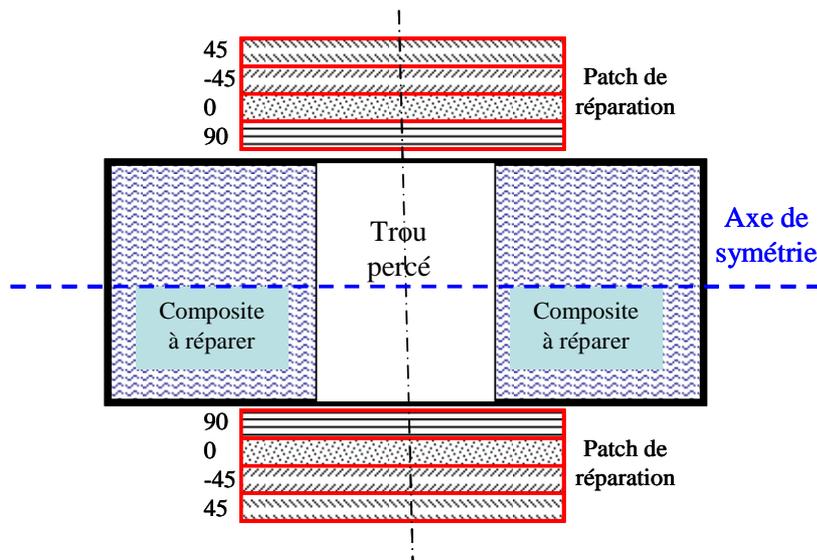


Figure 2.3. Schéma de réparation par collage de patches externes

### 2.1.3.1 Procédé pour la réparation par patches mous

La réparation par patches mous nécessite un cycle de cuisson sous pression pour la polymérisation des patches et de la colle. La position des patches par rapport à la plaque à réparer doit être précise et l'épaisseur de joint de colle doit être uniforme afin d'obtenir une répétitivité et une fiabilité correctes. Nous avons donc réalisé différents tests. Les expériences montrent que :

La position des patches peut changer lors de leur mise en place dans la presse chauffante. Il est donc préférable de chauffer le système sous vide.

Les patches, une fois ramollis durant la polymérisation, peuvent glisser par rapport à la plaque à réparer. Il faut donc trouver un moyen de fixation des patches. Les patches se déforment de façon importante au niveau du trou si celui-ci n'est pas rempli. Un montage symétrique doit donc être conçu.

Afin de bien évaluer la qualité de la réparation, la performance de la réparation pour une même géométrie a été réalisée pour chaque procédé en considérant la charge à la rupture. Les réparations ainsi réalisées sont testées en traction avec une vitesse de déplacement imposée à 0,5 mm/min. Après de nombreux essais et différentes modifications du procédé de réparation, la dispersion des résultats devient de moins en moins importante. La force à la rupture mesurée sur les systèmes réparés s'améliore passant de 67,6% à 85,3% de celle mesurée sur les plaques vierges (les plaques sans trou). Ces résultats satisfaisants nous permettent finalement de proposer un procédé de réparation par patches mous, qui sera décrit plus en détail dans la partie 2.3.1.

---

### 2.1.3.2 Procédé pour la réparation par patchs durs

Pour des raisons pratiques, la réparation par patchs durs bénéficie de plus d'avantages. En effet, les patchs durs peuvent être préparés à l'avance, le collage peut ainsi être réalisé rapidement.

Par rapport au procédé de réparation par patchs mous, la réalisation s'avère plus simple, car il suffit de polymériser la colle. Dans la pratique, la distribution de colle n'est pas contrôlable et l'épaisseur du joint collé varie de façon aléatoire et considérable à cause de l'écoulement de la colle. Les expériences ont montré que l'épaisseur de la colle est tellement faible à certains endroits que le décollement des patchs peut provoquer une rupture prématurée du système réparé. Nous pouvons en conclure que la performance du système réparé dépend fortement de l'uniformité de l'épaisseur du joint collé.

Différentes méthodes ont été testées, les résultats obtenus nous conduisent à définir un procédé pratique et efficace dans la réalisation de réparation par patchs durs (voir la partie 3.2.2). Une amélioration au niveau de la mise en position des patchs a été apportée par rapport à celle utilisée pour la réparation par patchs mous. Afin de contrôler l'épaisseur de la colle, deux cales identiques avec un trou centré peuvent être placées entre l'éprouvette à réparer et les deux plaques rigides extérieures (Figure 2.3). Les cales peuvent être réalisées de telle manière que leur épaisseur,  $t$ -cale, est parfaitement égale à la somme de l'épaisseur du patch,  $t$ -patch, et de celle de la colle,  $t$ -colle. Sa largeur est la même que celle de la plaque à réparer et le trou centré, dont la dimension est légèrement supérieure à celle du patch, joue un rôle de moule male pour la mise en position des patchs. Ainsi l'épaisseur du joint collé peut être estimée par l'équation 2.8 :

$$t\text{-colle} = (t\text{-cale}) - (t\text{-patch}) \quad (2.8)$$

En effet, la distribution de la colle dépend étroitement de la précision de la dimension des cales/moules et aussi de celle des stratifiés. Dans cette étude, tous ces éléments sont fabriqués à partir du même préimprégné et avec le même cycle de polymérisation. Les cales/moules peuvent être utilisées de façon répétitive.

L'utilisation des cales/moules s'avère très efficace : la répétitivité des résultats obtenus est satisfaisante. La charge à la rupture mesurée sur les systèmes réparés a augmenté pour atteindre 79,8% de celle de la plaque vierge en lieu et place des 60,4% obtenus sur les réparations sans les cales/moules.

---

## 2.2 Choix du procédé

Dans cette partie, nous allons d'abord présenter les procédés de réparation par patches mous, puis ceux par patches durs. La proposition de ces procédés est basée sur l'analyse expérimentale réalisée dans les conditions du laboratoire. Les étapes de chaque procédé sont détaillées ci-dessous pour pouvoir les appliquer systématiquement par la suite dans l'ensemble de l'étude. Ceci afin de garantir une bonne répétitivité des résultats. Le collage des talons aux extrémités des éprouvettes est également présenté.

### 2.2.1 Réparation par collage des patches mous externes

La réparation par collage de patches mous externes (Figure 2.4) consiste à :

- Poncer les surfaces de la plaque à réparer sur une partie plus grande que celle d'un patch et les nettoyer avec de l'acétone.
- Marquer la position des patches sur la plaque avec un crayon à papier.
- Mettre la colle (colle en film : ST 1035) sur la plaque en se servant des marques faites au préalable, puis appliquer les patches sur la plaque de façon symétrique ;
- Fixer les patches sur la plaque à réparer avec un adhésif.
- Mettre une couche de film micro perforé autour des patches pour démouler et pour que l'air puisse s'échapper durant la polymérisation des patches.
- Poser une cale de dimension 50 x 50mm sur chaque coté du patch afin de mieux équilibrer la préparation.
- Mettre une feuille de téflon puis une plaque solide de dimension 320 x 350mm sur chaque côté. La feuille de téflon ne doit pas empêcher la circulation de l'air.
- Entrer l'ensemble de la préparation dans la poche sous vide et la fermer. Placer la poche dans une étuve chauffante.
- Brancher le tuyau de la pompe à l'embout de la poche.
- Mettre en route la pompe pour faire le vide et vérifier la pression régulièrement
- Chauffer l'étuve pour la polymérisation des patches et de la colle.

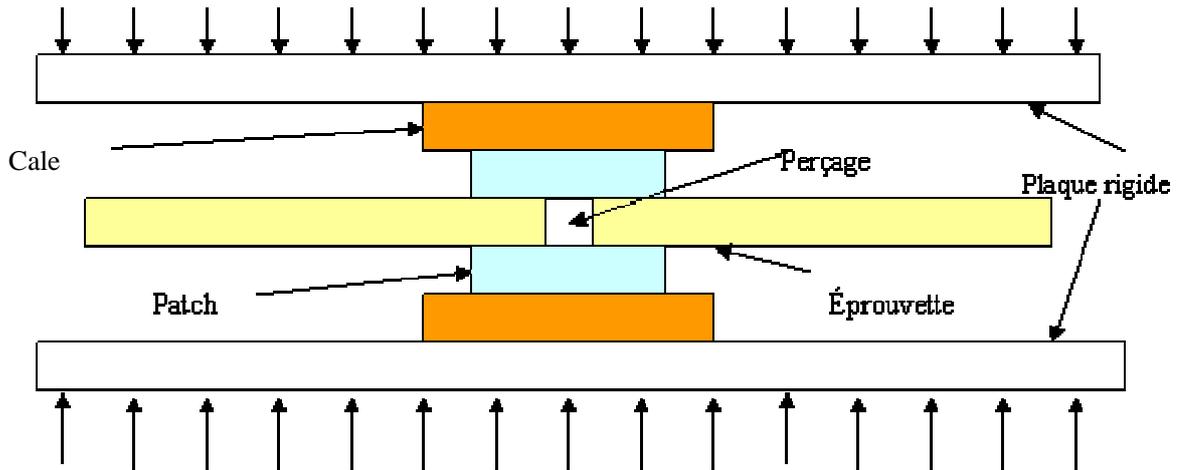


Figure 2.4. Procédé final pour la réparation par patches mous

## 2.2.2 Réparation par collage des patches durs à l'extérieur

La réparation par collage de patches durs externes (Figure 2.5) consiste à :

- Poncer les surfaces de la plaque à réparer sur une partie plus grande que celle d'un patch et les nettoyer avec de l'acétone ;
- Marquer la position des patches sur la plaque avec un crayon à papier ;
- Mettre la colle (MASTERBOND ESP 110) sur la plaque en se servant des marques faites au préalable puis appliquer les patches sur la plaque de façon symétrique ;
- Couvrir les patches par une couche de film micro perforé très fin ( $\cong 16\mu\text{m}$  dans notre cas) pour démouler et pour que l'air puisse s'échapper durant la polymérisation de la colle (Figure 2.6) ;
- Poser des cales/moules sur chaque coté du patch afin de fixer sa position et contrôler l'épaisseur du joint collé (Figure 2.7) ;
- Placer une feuille de téflon puis une plaque solide de dimension 320 x 350mm sur chaque côté ;
- Entrer l'ensemble de la préparation dans une étuve chauffante ;
- Appliquer un poids contant sur la plaque solide afin d'obtenir une pression continue et uniforme ;
- Chauffer l'étuve à 120°C pendant 1 heure pour la polymérisation de la colle.

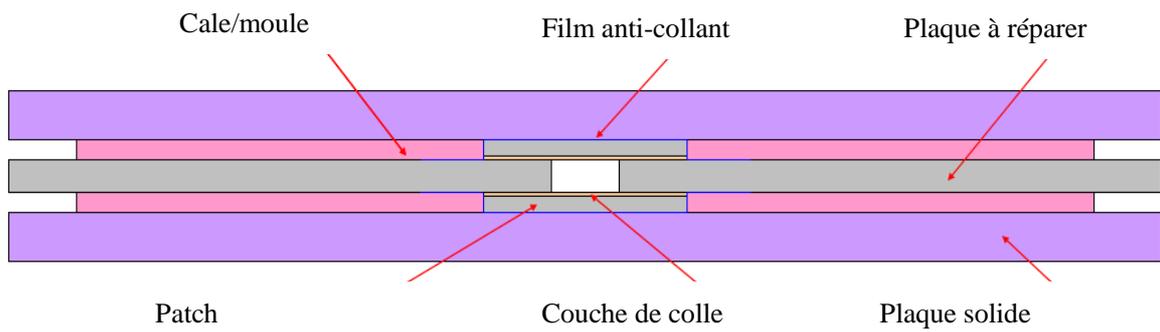


Figure 2.5. Schéma de principe du montage de réparation par patches durs



Figure 2.6. Mise en position des patches durs avec un film démoulant



Figure 2.7. Mise en place des cales/moules

### 2.2.3 Procédé de collage des talons

Le collage des talons biseautés (Figure 2.8) est réalisé en suivant les étapes décrites ci-dessous :

- Poncer les surfaces de la plaque à coller de façon manuelle en utilisant un papier sablé à 320. Les surfaces à coller sont nettoyées et dégraissées à l'acétone.
- Préparer la colle bi-composante puis l'appliquer en fine couche sur les talons à l'aide d'une spatule.

- 
- Assemblez les talons avec l'éprouvette un par un en pressant les deux talons en face, puis placer la préparation sur une plaque rigide ;
  - Glisser la plaque dans une étuve chauffante, mettre une plaque en acier de masse appropriée sur l'ensemble de la préparation afin de créer une pression avoisinante 1 bar.
  - Chauffer l'étuve à 40°C pendant 4 heures puis laisser refroidir à température ambiante.

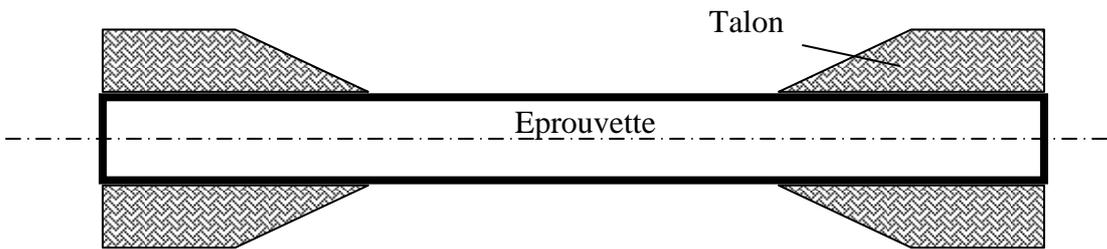


Figure 2.8. Talons utilisés pour les essais de traction

---

### **3. Etude expérimentale des réparations par patchs mous**

---

Dans cette partie, les études expérimentales sur les réparations par patchs mous sont présentées. Afin de connaître la performance de la réparation, nous avons effectué des essais de traction statique sur les éprouvettes vierges, puis sur les éprouvettes endommagées et trouées (sans réparation) et enfin sur des éprouvettes réparées par patchs mous.

Des essais de fatigue ont également été réalisés sur des éprouvettes endommagées réparées par patchs mous circulaires de diamètres 35mm afin d'observer l'évolution de l'endommagement jusqu'à rupture de l'éprouvette.

## 3.1 Essais statiques

### 3.1.1 Eprouvette vierge

Les propriétés élastiques et de rupture du stratifié vierge constituent une référence pour apprécier la performance de la réparation. Les résultats obtenus par essais sont comparés à ceux estimés par la théorie classique du stratifié.

#### 3.1.1.1 Conditions d'expérimentation

Les éprouvettes vierges testées ont été préparées selon le protocole classique de fabrication du stratifié décrit dans le chapitre 2.

Afin de définir la géométrie de nos éprouvettes, une étude préliminaire a été réalisée. Il s'agit de tester des éprouvettes de largeur différente avec deux machines disponibles au laboratoire : Machine statique ADAMEL DY36 et Machine hydraulique MTS. 5 éprouvettes de dimension 250 x 25 x 1,6mm et 3 éprouvettes 250 x 50 x 1,6mm ont été testées à une vitesse de déplacement de 1mm/min. Les résultats obtenus sont très proches sur les éprouvettes de largeur différente et aucune influence de la machine d'essais n'a été constatée.

Par la suite, la dimension de l'éprouvette sans patch de réparation a été fixée à 250 x 50 x 1,6mm. Tous les essais ont été réalisés sur la machine statique ADAMEL DY36 avec une vitesse de déplacement imposé à 1 mm/min.

#### 3.1.1.2 Propriétés élastiques

Les constantes élastiques du stratifié vierge :  $E_{xx}$ ,  $\nu_{xy}$  ont été mesurées à la fois sur la machine statique DY36 et sur la machine dynamique MTS. La contrainte appliquée est

limitée à 200 MPa afin d'assurer que le matériau reste dans le domaine élastique sans endommagement.

Les éprouvettes sont instrumentées soit par un extensomètre, soit par une rosette de jauges de déformation à deux directions ( $0^\circ$  et  $90^\circ$ ) ou à trois directions ( $0^\circ$ ,  $45^\circ$  et  $90^\circ$ ).

Les résultats obtenus sont présentés dans les Tableaux 3.1 et 3.2

Essai sur machine dynamique	
Eprouvette	Module d'Young (GPa)
1	37,69
2	37,27
3	36,92
Moyenne	37,29
Ecart type	0,312

Tableau 3.1. Module d'Young du stratifié vierge mesuré en utilisant la machine MTS avec l'extensomètre

Essai sur machine statique		
Eprouvette	Module de Young (GPa)	Coefficient de Poisson
1	42,06	0,3462
2	38,57	0,3154
3	39,45	0,3345
Moyenne	40,03	0,3320
Ecart type	1,482	0,013

Tableau 3.2. Constants élastiques du stratifié vierges mesurés en utilisant la machine DY36 et des rosettes de jauges de déformation

On observe que la dispersion des résultats obtenus est tout à fait satisfaisante car l'écart type relatif à la moyenne est inférieur à 5%. Cependant, le module d'Young du stratifié mesuré par l'extensomètre est environ 7% inférieur à celui mesuré par des jauges de déformation.

Les jauges de déformation donnent plusieurs informations intéressantes. Tout d'abord la rosette à trois jauges permet de vérifier que la direction de la déformation principale maximale (direction de cisaillement nul) est décalée de  $3^\circ$  par rapport à la direction de chargement. Ce décalage est suffisamment faible pour être accepté. En sachant que ce décalage traduit le cumul de l'imprécision de la fabrication du stratifié, de la mise en place de l'éprouvette dans les mors ainsi que l'erreur de positionnement

---

de la jauge, on peut donc considérer que notre stratifié est de bonne qualité et que la méthode d'essais utilisée est correcte.

Le tableau 3.3 compare la valeur du module d'Young du stratifié calculé par la théorie classique des stratifiés et la moyenne des mesures réalisées par les deux méthodes d'essais. Les erreurs relatives s'avèrent tout à fait acceptables.

	Valeur Expérimentale	Valeur calculée	Erreur relative
Exx (GPa)	38,66	39,36	1,78%
v <sub>xy</sub>	0,332	0,321	3,14%

Tableau 3.3. Comparaison des constants élastiques mesurées par les essais et estimées par la théorie classique des stratifiés

### 3.1.1.3 Rupture de l'éprouvette

#### - Contrainte à rupture

Les contraintes à rupture des éprouvettes sont déterminées par une valeur moyenne apparente définie par :

$$\sigma_{rupt} = \frac{F_{rupt}}{A} \quad (3.1)$$

Où :  $F_{rupt}$  est la force à rupture mesurée par la cellule de force de la machine de traction et A représente la section de l'éprouvette vierge.

Les valeurs de la contrainte à rupture sont répertoriées dans le Tableau 3.4. Les résultats semblent relativement dispersés. Cependant, il est admis que la résistance des composites stratifiés est très sensible à tous les différents défauts inhérents à l'expérimentation. Une dispersion relative inférieure à 20% est considérée acceptable. Dans notre cas, cette dispersion en termes d'écart-type relatif à la moyenne est de 5,8%, donc tout à fait satisfaisante.

Eprouvette	Contrainte à rupture (MPa)
1	641,89
2	701,65
3	608,30
4	629,03
5	567,16
6	607,31
7	607,02
8	624,90
Résultat retenu	623,41
Ecart type	36,08

Tableau 3.4. Contrainte à rupture du stratifié vierge

- **Scénario de rupture**

Afin de déterminer le scénario de rupture, on relève les divers craquements audibles et on observe le comportement visuellement de l'éprouvette. On peut alors imaginer l'ordre de rupture des différents plis qui précèdent la ruine de l'éprouvette, très utile pour l'interprétation des résultats et la corrélation avec des critères de rupture

Le scénario est quasiment identique pour toutes les éprouvettes. Dans un premier temps, on constate de nombreux petits craquements qui apparaissent vers 300 MPa. Ces craquements se traduisent par une fissure visible entre les deux plis à 90° au milieu de l'épaisseur de l'éprouvette. Ce délaminage augmente avec la charge et un couplage entre la traction et la flexion est observé. Environ 50 MPa avant la rupture, on assiste à nouveau à de nombreux craquements qui s'intensifient jusqu'à la rupture brutale de la pièce.

La longueur délaminées après rupture est non négligeable. La photographie de la Figure 3.1 et la Figure 3.2 amène l'épreuve que la fissure se propage entre les plis 0° et 90° et/ou entre les plis 90° et 90°. La propagation de la fissure crée deux bras asymétriques couplés, la force en traction provoque donc dans chaque bras un effet de pelage (mode I) et de cisaillement (mode II et mode III) du fait du couplage. Cela explique pourquoi la rupture se trouve généralement à 20-25mm des talons où pourrait être le font de la fissure, c'est-à-dire la zone la plus chargée.

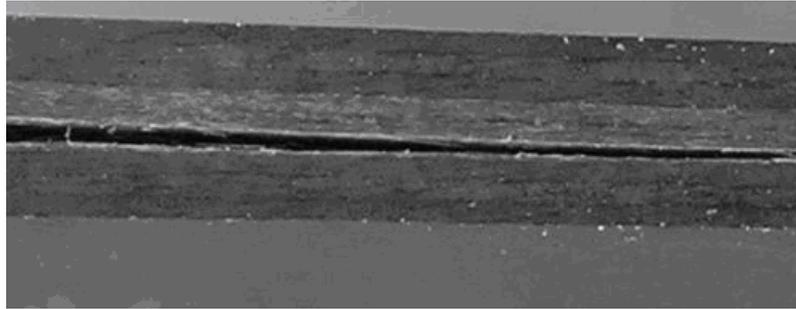


Figure 3.1. Délaminage entre les plis à 0° et 90°

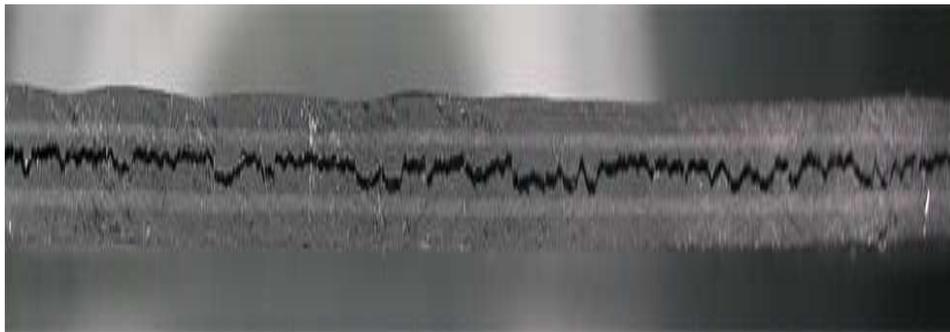


Figure 3.2. Délaminage entre les plis à 90° et 90°

Le faciès de rupture de la pièce est lui aussi similaire pour toutes les éprouvettes. La Figure 3.3 représente un faciès de rupture typique. On voit une rupture droite et franche des plis à 0° et 90°, une rupture en « peigne » des couches à -45° et 45°.

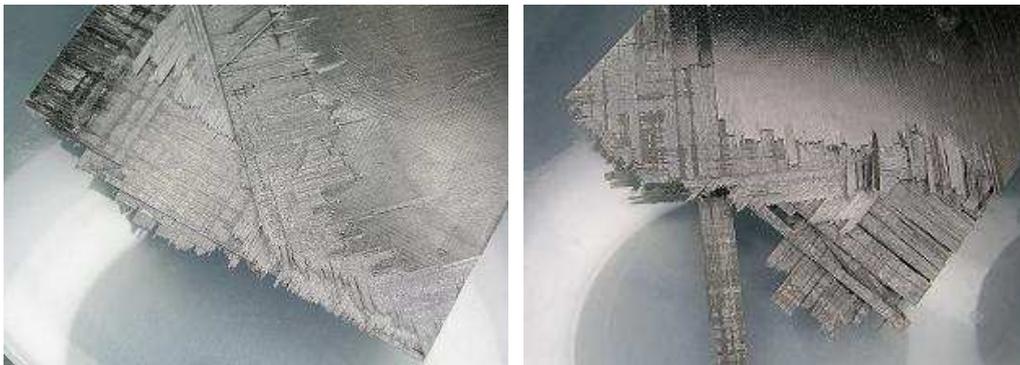


Figure 3.3. Faciès de rupture en traction dans un stratifié vierges

- **Courbe contrainte / déformation**

La rupture finale de la pièce intervient après une succession d'endommagements internes dans l'éprouvette. L'endommagement concerne chaque couche et dépend de l'état de contraintes auquel elle est soumise.

Durant les essais, on observe que la rupture des plis à 90° arrive bien avant la rupture finale. La rupture de ces plis peut modifier la rigidité apparente de la pièce. L'étude de la courbe contrainte/déformation, sur la Figure 3.4, permet de voir l'évolution de la rigidité lors de la charge à vitesse de déplacement constante.

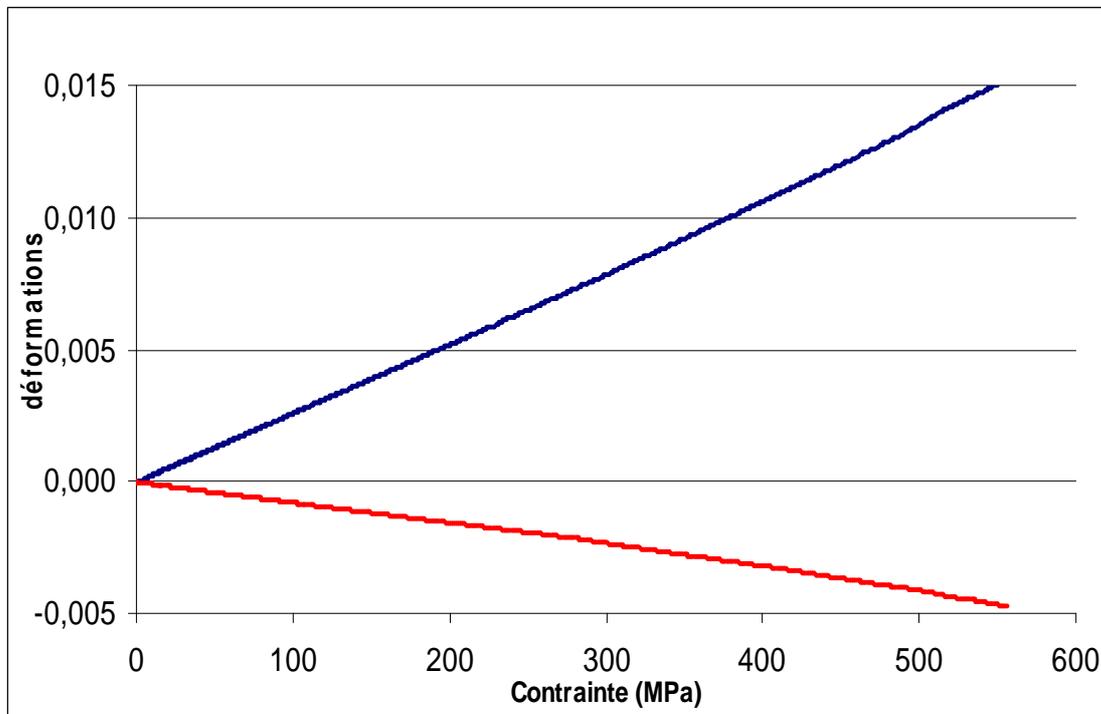


Figure 3.4. Courbe expérimentale Contrainte/Déformation

Même si elle peut paraître relativement linéaire, on peut distinguer deux zones. La première zone est linéaire avec un module de Young de 38 GPa et un coefficient de Poisson de 0,29. Cette zone s'étend de 0 à 320 MPa environ.

A partir de 320 MPa, on assiste à un comportement non linéaire caractéristique d'un endommagement avec une diminution progressive des rigidités. La chaîne d'acquisition étant limitée à 1,6% de déformation par les résistances du pont de Wheatston, on ne peut avoir la courbe jusqu'à la rupture finale de la pièce. Cependant on peut voir que le module de Young mesurable avant la coupure de l'acquisition est d'environ 32 GPa soit une perte de 15,7% de rigidité et le coefficient de Poisson passe à 0,35.

Au vu des niveaux de contraintes mis en jeu et de l'influence des différentes orientations dans la rigidité globale, on peut d'ores et déjà penser que la première zone linéaire correspondrait au comportement de la pièce vierge et avec rupture des plis à 90° qui n'influence que très peu la rigidité longitudinale de la pièce. La baisse de rigidité ne peut donc être détectée sur la courbe.

---

La zone de non linéarité correspondrait à l'endommagement progressif des plis à  $45^\circ$  et  $-45^\circ$ . En effet les tests sur les éprouvettes à  $[45/-45]_{2S}$  avaient bien montré le comportement non linéaire dû à la sollicitation de cisaillement. Dans cette zone les plis à  $0^\circ$  ne sont toujours pas endommagés. La rupture de ces derniers entraîne ensuite la ruine de la pièce à environ 623 MPa.

### 3.1.2 Epreuve endommagée

On s'est intéressé ici au comportement en traction des éprouvettes endommagées par impact. Ces résultats sont importants car ils permettent d'une part de voir dans quelles proportions un impact à basse vitesse altère les caractéristiques mécaniques du matériau sous chargement quasi-statique ainsi que le scénario de rupture, et d'autre part de connaître la contrainte ultime, base des essais de fatigue.

#### 3.1.2.1 Impact des éprouvettes

Pour mener l'étude concernat la réparation, on a fixé la dimension maximum de la zone endommagée à 10mm sur les 50mm de largeur de nos éprouvettes, soit  $1/5$  ce qui donne une zone à la fois importante en terme d'effet mais qui laisse tout de même assez de matériau non endommagé.

L'impact a été réalisé sur une machine d'impact par masse tombante avec un impacteur de diamètre 20mm en aluminium et une fenêtre d'encastrement circulaire de 40mm. La masse tombante est de 2,625Kg sur laquelle on peut ajouter une masse supplémentaire pour atteindre 3,817Kg. La hauteur de chute est comprise entre 0 et 800mm. Les énergies d'impact sont donc comprises entre 0 et 30J avec des vitesses d'impact comprises entre 0 et 3,96 m/s.

Après plusieurs essais avec des énergies différentes sur nos stratifiés, puis contrôle de la zone endommagée par C-Scan (ultrasonore), une énergie de 2J a été choisie pour générer un endommagement d'environ 8mm, proche des 10mm visés. On peut voir sur la Figure 3.5, l'endommagement obtenu par C-Scan sur une éprouvette impactée à 2J.

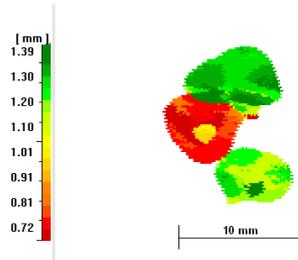


Figure 3.5. Image C-Scan d'une éprouvette endommagée sous impact à 2J

D'après ces taches, l'endommagement n'est pas constant pour une même énergie d'impact. En effet, la zone d'endommagement visée est très faible par rapport au diamètre de l'impacteur. L'énergie choisie de 2J doit donc être à la limite de création d'endommagement. On trouve en effet dans la littérature qu'il existe une énergie « seuil » pour la création de l'endommagement : en dessous de cette énergie, la réponse de l'éprouvette à l'impact est purement élastique, sans zone endommagée. Au dessus il y a création d'une zone d'endommagement de taille minimum. On ne peut donc pas avoir d'endommagement de taille inférieure à celle créée par l'énergie seuil. Mitrovich et al [83] décrivent ce phénomène avec une courbe taille de la zone endommagée en fonction de l'énergie d'impact (Figure 3.6).

Si l'énergie d'impact se trouve proche de ce seuil, à la moindre variation de celle-ci impact due à l'imperfection du matériel, on peut avoir des zones endommagées ulativement différentes.

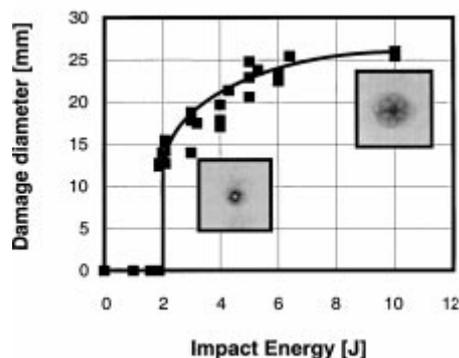


Figure 3.6. Taille de la zone endommagée en fonction de l'énergie d'impact

Pour éviter tout risque d'essai sur une éprouvette non endommagée qui fausserait les résultats, on teste systématiquement toutes les pièces au C-Scan après impact pour vérifier la taille et la forme de la zone endommagée. Ainsi l'ensemble des pièces testées statiquement aura un endommagement relativement homogène, ce qui facilitera la répétitivité des essais. Il faut toutefois noter que le contrôle des pièces au C-Scan est

---

relativement délicat car les éprouvettes sont fines vis-à-vis du capteur disponible et de la faible taille de la zone endommagée.

### 3.1.2.2 Conditions d'expérimentation et résultats

Les éprouvettes utilisées pour ces essais ont été préparées selon le protocole classique de fabrication. Elles sont impactées sous 2J. Ensuite les trois éprouvettes impactées de 250 x 50 x 1,6 mm sont testées en traction à une vitesse de déplacement de 1 mm/min sur la machine de traction DY36.

Les contraintes à rupture, déterminées par l'Eq. 3.1, sont répertoriées dans le Tableau 3.5. La valeur moyenne pour les éprouvettes endommagées est 2,4% inférieure à celle des éprouvettes vierges.

Eprouvette	Contrainte à rupture (MPa)
1	658,49
2	597,42
3	611,11
4	578,99
5	594,96
Moyenne	608,19
Ecart type	27,14

Tableau 3.5. Contrainte à rupture des éprouvettes impactées

### 3.1.2.3 Scénario de rupture

Malgré la similitude des valeurs de contrainte à rupture, on peut noter que l'endommagement au sein des éprouvettes vierges et celles endommagées n'évolue pas de la même façon.

En effet lors de l'essai et dès que la contrainte moyenne atteint environ 300 MPa, les éprouvettes endommagées génèrent de nombreux craquements audibles. Ces craquements traduisent la création et la coalescence de microfissures dans la matrice et ainsi que la rupture des fibres dans la zone impactée. Ces craquements continus ne s'interrompent pas et au contraire augmentent en volume sonore au fur et à mesure de la montée en charge jusqu'à la rupture de l'éprouvette.

Concernant le mode de rupture de ces éprouvettes endommagées, on peut le considérer comme identique à celui des éprouvettes vierges. La rupture se produit en effet comme pour les éprouvettes vierges, soit de façon centrale dans la pièce soit à environ 20-25mm des talons.

---

Le faciès de rupture est également identique avec des ruptures franches et droites des plis à 0° et 90°, une rupture en « peigne » des couches à -45° et 45°.

### 3.1.3 Eprouvette trouée

On s'est intéressé également à la rupture d'éprouvettes trouées en leur centre. Les conditions d'essais sont exactement les mêmes que celles adoptées dans la partie précédente. Les résultats obtenus permettent de voir dans quelle mesure, un trou servant à enlever l'endommagement mais qui rajoute à la pièce des singularités propres, engendre des pertes de propriétés mécaniques. De plus les résultats de ces essais ainsi que le scénario de rupture pourront servir de pour comparer les différentes réparations.

#### 3.1.3.1 Contrainte à rupture

Afin de faciliter la comparaison au niveau de la résistance des éprouvettes, la contrainte à rupture apparente est définie par la division de la charge à rupture par l'aire de la section de l'éprouvette vierge (Eq. 3.1). Cette valeur représente une contrainte moyenne en dehors de la zone réparée. Elle ne prend en compte ni la section affaiblie par le perçage du trou dans le cas des éprouvettes trouées, ni la section renforcée par le collage des patchs dans le cas des éprouvettes réparées même si la rupture se produit le plus souvent dans la zone réparée.

On peut également calculer, pour information, la contrainte à rupture moyennée sur la plus petite section définie par l'équation 3.2

$$\sigma_{rupt}^* = \frac{F_{rupt}}{A^*} \quad (3.2)$$

Avec  $A^* = A - d \cdot h$

Où  $F_{rupt}$  --- la force à rupture ;

$A$  --- l'aire de la section de l'éprouvette vierge ;

$d, h$  --- diamètre du trou percé et épaisseur de la plaque à réparer.

Le Tableau 3.6 regroupe les résultats obtenus sur les éprouvettes trouées :

Eprouvette	$\sigma_{rup}$ (MPa)	$\sigma_{rup}^*$ (MPa)
1	328,37	412,57
2	366,05	459,91
3	352,75	443,20
Moyenne	349,06	438,56
Ecart type	15,60	19,60

Tableau 3.6. Contrainte à rupture des éprouvettes trouées

### 3.1.3.2 Scénario de rupture

La rupture des éprouvettes trouées en traction se produit de façon plutôt brutale. A environ 95% de la charge à rupture, quelle que craquements audibles apparaissent et sont suivis par une rupture finale de la pièce. L'évolution de dommage, de son initiation aux bords du trou à la rupture finale, est tellement rapide que la courbe charge-déplacement est pratiquement linéaire jusqu'à la rupture.

En ce qui concerne les faciès de rupture des éprouvettes trouées, plus de délaminages entre les plis ont été observés en particulier aux bords du trou (Figure 3.7). Il est clair que l'endommagement s'initie aux bords du trou et l'effet dynamique de la rupture brutale de la pièce accélère le délaminage entre les plis.

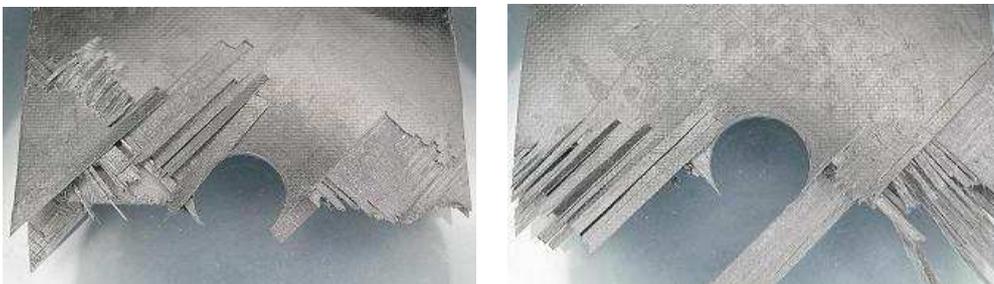


Figure 3.7. Faciès de rupture d'une éprouvette trouée sollicitée en traction

### 3.1.4 Eprouvette réparée

Le but de cette partie est de vérifier les conclusions avancées dans certains articles et de mettre en place des protocoles et des idées nouvelles afin d'obtenir une ou plusieurs réparations fiables que l'on puisse ensuite évaluer en fatigue. On expose les différentes tendances et les conclusions générales des essais. Il faut bien noter que cette étude vise uniquement à évaluer la performance des différentes réparations par patches mous et de les comparer entre elles. L'objectif est donc d'améliorer la performance des

éprouvettes trouées en visant celles des éprouvettes vierges à travers plusieurs méthodes, et en aucun cas de se limiter à rétablir simplement la performance originelle.

### 3.1.4.1 Choix des patchs

Les éprouvettes réparées par patchs mous sont préparées selon le protocole décrit dans la partie 2.3.1. Le choix de patchs est orienté sur l'efficacité de la forme géométrique du patch. Pour ce faire, certains paramètres ont été fixés dès le début et ils sont restés communs à tous les essais. Afin d'améliorer le transfert des charges par le joint collé, quelle que soit l'éprouvette avec l'insert d'un z-pin ont été testées.

Comme le préconisent Soutis et al. [17-19], la meilleure réparation externe s'obtient en réalisant un ensemble système collé « équilibré ». Ce terme d'équilibrage de l'ensemble est issu de la technologie des joints collés avec pour notre cas un ensemble en double recouvrement (Figure 3.8).

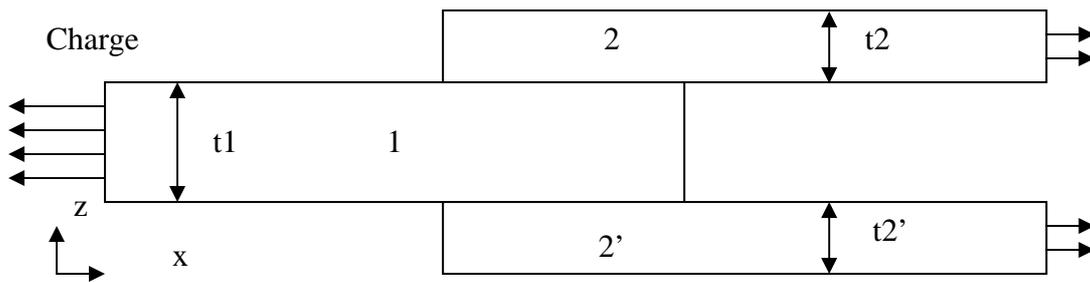


Figure 3.8. Schéma d'un joint collé en double recouvrement

Le joint collé est dit « équilibré » si on vérifie la condition

$$E_1 t_1 = E_2 t_2 + E_2' t_2' \quad (3.3)$$

Où :  $E_i$  et  $t_i$  sont définies respectivement comme le module d'Young et l'épaisseur du substrat  $i$ .

Soit pour des substrats 2 et 2' identiques

$$E_1 t_1 = 2 E_2 t_2 \quad (3.4)$$

Selon l'équation 3.4, nous avons choisi des patchs composés de 4 couches de préimprégné avec une séquence d'empilement : [45/-45/0/90], qui est justement la moitié de la séquence d'empilement de la plaque à réparer [45/-45/0/90]s. Les patchs

sont collés sur la plaque de façon symétrique (voir Figure 3.9). Ainsi la séquence d'empilement de l'épaisseur totale dans la partie superposée devient  $([45/-45/0/90]_2)_s$ . Le joint collé se trouve entre le pli à  $90^\circ$  et  $45^\circ$ .

Chaque patch a donc la même rigidité en membrane et une épaisseur deux fois plus fine que la plaque à réparer. De plus, ce type de patch permet d'obtenir une réparation théoriquement quasi-isotrope et un stratifié global non couplé ce qui est très intéressant. La rigidité et l'épaisseur des patches sont les paramètres constants de l'étude. On a donc fait varier les paramètres géométriques des patches.

Les schémas de ces réparations sont présentés sur la Figure 3.10. La configuration elliptique avec Z-pins [41] est similaire à celle de l'elliptique longitudinale mais avec deux pins métalliques d'1 mm de diamètre situés à environ 3mm de chaque extrémité du grand axe, qui traversent la plaque et les des patches afin de renforcer le maintien de l'ensemble de façon rivetée.

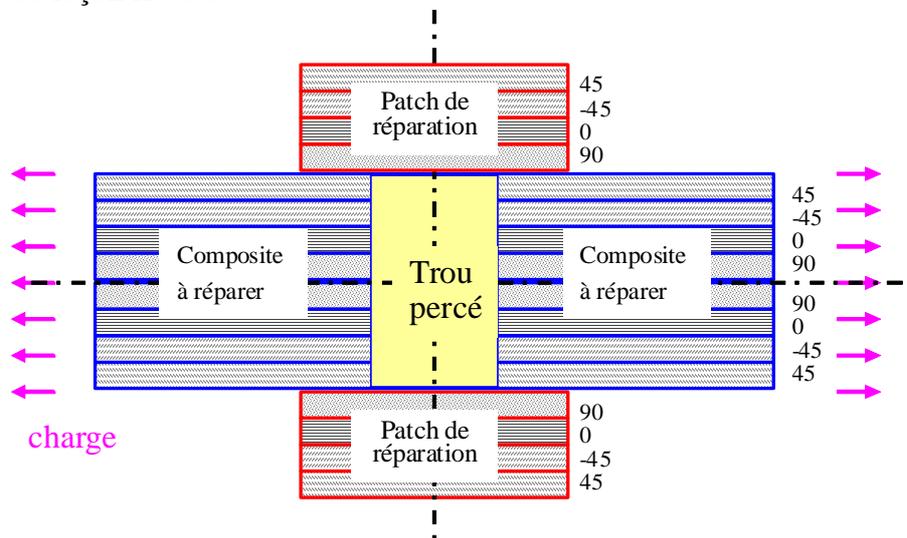


Figure 3.9. Schéma de la réparation par patches mous

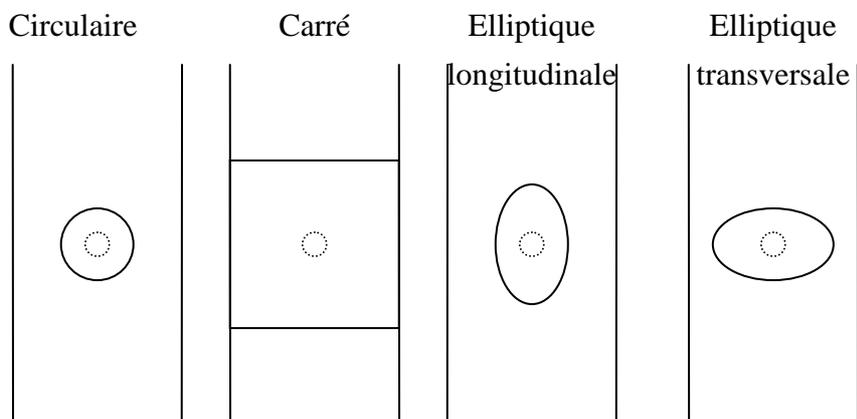


Figure 3.10. Schéma des différents types de réparation

### 3.1.4.2 Contrainte à rupture apparente

Comme présenté précédemment, la contrainte à rupture apparente est définie par la division de la charge à rupture par l'aire de la section de l'éprouvette vierge (Eq.3.1). Cette valeur représente une contrainte moyenne en dehors de la zone réparée. On peut calculer également la contrainte  $\sigma_{rup}^{**}$  définie par la contrainte à rupture moyennée sur la vraie section troués et renforcée par le collage de patches :

$$\sigma_{rup}^{**} = \frac{F_{rup}}{A^{**}} \quad (3.3)$$

Avec  $A^{**} = A + (B-d) \cdot h$

Où :  
 $F_{rup}$  --- la force à rupture ;  
 $A$  --- l'aire de la section de l'éprouvette vierge ;  
 $D$  --- le diamètre du trou percé ;  
 $B, h$  --- largeur et l'épaisseur de la plaque à réparer.

Les résultats obtenus sont tous répertoriés dans le Tableau 3.7.

	Patch de réparation	Surface collée mm <sup>2</sup>	$\sigma_{rup}$ (MPa)	Ecart type	$\frac{\sigma_{rup}^{Rép}}{\sigma_{rup}^{vierge}}$ %	$\sigma_{rup}^{**}$ (MPa)
Référence	vierge		623	38	100	
	trouée		349	16	56	439
Circulaire	$\phi=20$ mm	236	364	25	58	303
	$\phi=20$ mm + bouchon	314	390	13	63	279
	$\phi=30$ mm	628	477	17	77	341
	$\phi=35$ mm	884	531	19	85	354
Carré	t = 50 mm	2421	596	22	96	331
Elliptique	2a, 2b=20x35mm transversale	471	414	9	66	276
	2a, 2b=20x35mm longitudinale	471	488	14	78	407
	2a, 2b=20x35mm longitudinale+Z pins	471	544	9	87	453

Tableau 3.7. Résultats des réparations statiques

Il faut remarquer que pour chaque configuration, trois éprouvettes ont été testées sauf pour la réparation par patches elliptiques longitudinaux+Z pins où seulement deux essais ont pu être menés. Dans l'ensemble, les résultats d'une même réparation sont relativement proches.

Dans un objectif de comparaison, les résultats sont aussi présentés à la Figure 3.11. Il est remarqué tout d'abord que l'amélioration de la résistance de la réparation muni du remplissage à trou par un bouchon en stratifié n'est pas si importante par rapport aux conclusions faites par Soutis et al [17-19]. Il faut encore chercher techniquement un meilleur remplissage du trou et une optimisation de la rigidité de bouchon. Ensuite même si l'efficacité de la réparation augmente avec le diamètre des patches circulaires utilisés, il n'existe pas d'une relation évidente entre l'efficacité de la réparation et la surface de collage des patches. Les patches elliptiques à surface collage identique donnent des résultats différents selon leur orientation. En effet la position transversale permet de réduire la concentration de contraintes aux bords du trou mais la faible distance de collage dans la direction de charge ne permet pas de maintenir l'ensemble aux charges élevées. L'orientation longitudinale des patches elliptiques donne par contre une résistance que la précédente (+18%). Si l'on détermine la résistance de la réparation par patches circulaires à surface collée identique par interpolation linéaire des résultats expérimentaux, on trouve  $\sigma_{rup}=432$  MPa ( $\phi=24,5$ mm). On voit que cette valeur se situe entre celles obtenues par patches elliptiques longitudinal et transversal.

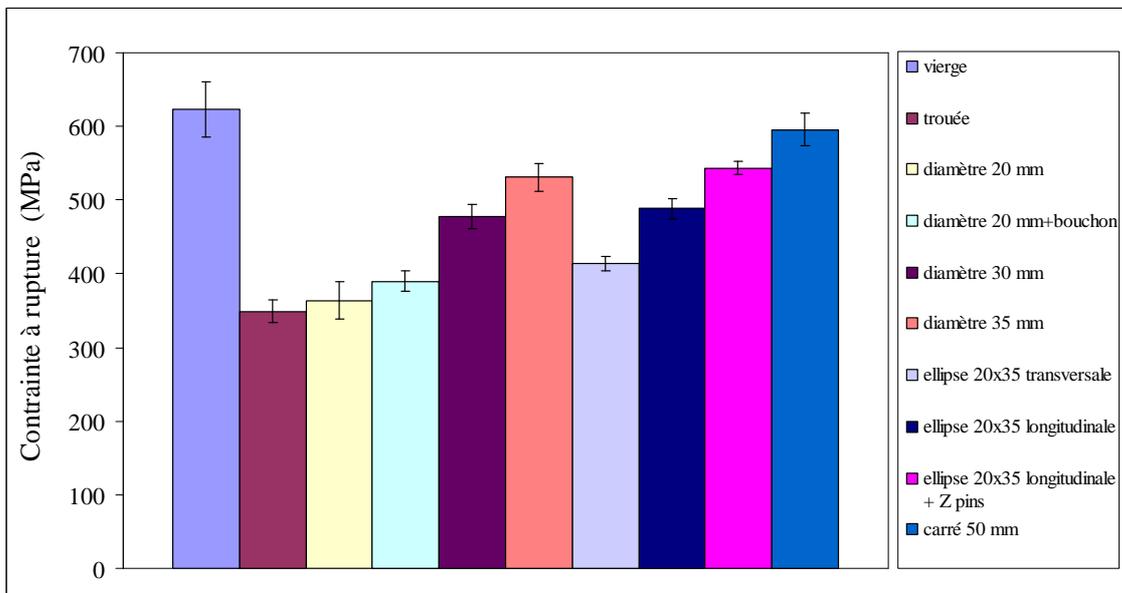


Figure 3.11. Contrainte à rupture apparente des réparations par patches mous

---

L'utilisation de Z-pins permet d'améliorer significativement la performance de la réparation par patchs elliptiques longitudinaux. Cette méthode allie en effet les performances du collage et du « rivetage » qui permettent de combler le déficit d'efficacité du collage simple [64].

En fait, la performance de la réparation dépend non seulement du renforcement de la section la plus affaiblie, mais également de la distribution de contrainte dans le joint collé. L'optimisation de la réparation doit être réalisée en améliorant la distribution de contraintes dans toutes les zones critiques.

### 3.1.4.3 Scénario de rupture

Lors des essais, on assiste à un scénario de rupture plus ou moins identique pour l'ensemble des réparations excepté par celles réparées par les patchs carrés de côté 50mm.

Lors de la traction, de petits craquements audibles débutent, selon la géométrie des patchs, entre 70% et 80% de la contrainte à rupture apparente. Ensuite, on observe généralement une plage sans bruit précédant une série de craquements répétés qui interviennent juste avant la rupture brutale de l'ensemble. Afin de comprendre les mécanismes de rupture, certaines éprouvettes ont été contrôlées par C-Scan avant les essais pour connaître la qualité et l'uniformité du collage. Lors de la traction, à l'application de craquements significatifs, les essais sont arrêtés afin de contrôler les zones endommagées par C-Scan. Une zone endommagée aux bords de trou dans la section la plus affaiblie a été souvent observée, un décollement des patchs à partir de leurs extrémités longitudinales ont été aussi vu sur certaines éprouvettes. On peut donc supposer que les endommagements associés aux premiers craquements peuvent être liés à l'apparition des microfissures et leur coalescence dans les zones les plus chargées aux bords du trou ou/et dans le joint collé aux extrémités longitudinales des patchs. Ensuite un décollement de patchs se produit. Sous l'effet du couplage, un ou deux patchs se décolle plus en plus de façon privilégiée, en même temps que les contraintes aux bords du trou augmentent. Quand le délaminage du joint collé devient suffisamment important, la rupture finale survient de façon violente au niveau de la section affaiblie par le trou. Un décollement partiel ou total a toujours été observé.

La Figure 3.12 donne le faciès de rupture d'une réparation par patchs circulaire de diamètre 35mm. On peut observer une rupture propre dans le joint collé aux extrémités du patch. Des fibres arrachés de la plaque à réparer et collés sur le patch complètement décollé se trouvent plutôt aux bords du trou. Cela signifie que la plaque s'endommage aux bords du trou avant le décollement complet du patch. En réalité, les faciès de

---

rupture dépendent fortement de la distribution de la colle dans le joint et la qualité du collage des patchs. Selon l'éprouvette, la zone de rupture propre dans le joint collé est plus ou moins étendue et les fibres arrachées sur les patchs décollés de la pièce sont aussi plus ou moins nombreuses. Il est difficile d'obtenir une conclusion quantitative.

Il est intéressant de noter que la rupture d'une réparation par patchs carrés se produit au bout du patch. Ici la répétitivité n'est pas vérifiée.

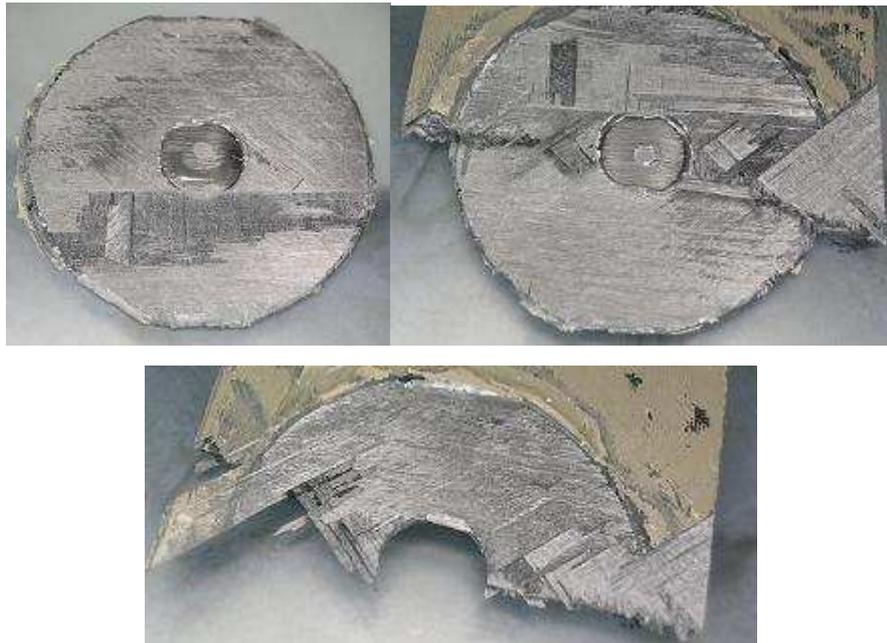


Figure 3.12. Faciès de rupture d'une réparation circulaire de diamètre 35mm

#### 3.1.4.4 Conclusions

Les différentes observations expérimentales et statistiques permettent de mettre en évidence certains phénomènes.

Dans une réparation par patchs mous, la rupture finale résulte de l'évolution des endommagements dans la plaque aux bords du trou dû aux concentrations de contraintes. L'accélération de cette évolution au fait du décollement des patchs conduit à une faible performance du système réparé. Il est donc important d'harmoniser la distribution de contraintes dans la plaque aux bords du trou et celle dans le joint collé aux extrémités des patchs.

En utilisant les patchs en stratifiés de même séquence d'empilement, la performance de la réparation par patchs mous dépend non seulement de la grandeur de la surface de collage, mais également de la géométrie des patchs. L'utilisation de bouchon de remplissage de trou s'avère positive pour la performance de la réparation. Les Z-pins jouent un rôle de renfort dans le transfert de charge par le joint collé. Ils retardent le

---

décollement des patches et conduisent ainsi une amélioration de la résistance du système réparé.

Il faut également noter que chaque patch en lui-même est un stratifié de quatre couches quasi-isotrope en membrane mais malheureusement couplé en flexion. On peut alors supposer que lors de la traction le patch tend naturellement à se fléchir sur lui-même sous l'effet de la flexion et l'effet de couplage. Les contraintes engendrées par ce phénomène transforment alors les contraintes de cisaillement pur du collage en un pelage beaucoup plus néfaste à la tenue de l'ensemble.

## 3.2 Essais en fatigue

Pour les essais de fatigue, on utilise la méthode par patch circulaire de diamètre 35mm qui donne des performances relativement bonnes avec une propriété d'isotropie intéressante.

Dans le domaine des transports, les composites stratifiés sont souvent employés sous forme de peau pour les structures sandwichs du fait leur haute rigidité spécifique et leur haute résistance spécifique. Les structures sandwichs constituent une très bonne solution mécanique vis à vis des sollicitations de flexion. Ainsi les peaux en composite stratifié sont sollicitées soit en traction soit en compression et bien encore en traction et compression alternées. Il est admi que si les stratifiés sont endommagés, la charge de compression peut provoquer un flambement local des fibres qui conduit à une rupture prématurée du système. Afin de constituer une base de données, notre attention a porté, dans un premier temps, sur le comportement des stratifiés et de la réparation sous la sollicitation la plus simple : la traction pure. La sollicitation en fatigue dans notre cas se réalise donc uniquement en variant la contrainte de tension, on note cette sollicitation Traction/Traction (T/T).

Les essais de fatigue classiques T/T pour les matériaux métalliques et composites se font généralement en chargement de type sinusoïdal à  $R=0,1-0,9$ , soit  $R$  le rapport entre la contrainte minimale et la contrainte maximale durant un cycle de sollicitation. Dans notre cas,  $R=0,1$  a été choisi, cela signifie que la contrainte maximum appliquée est 10 fois supérieure à la contrainte minimale. Ce choix permet d'éviter la compression lorsque l'asservissement de la machine recherche la force nulle de façon rapide.

Les essais de fatigue sont effectués à charge contrôlée. D'un point de vue plus pratique relatif pour la mise en place des essais, le contrôle en charge à deux avantages. D'une part il est plus exigeant pour les éprouvettes et donne des résultats de durée de vie

---

souvent inférieure au contrôle en déformation. D'autre part, le contrôle en charge est plus précis car il n'est pas influencé par le phénomène de « glissement ». En effet pour des essais à déplacement imposé ou à déformation imposée, l'éprouvette peut glisser dans les mords ou l'extensomètre mécanique peut glisser sur l'éprouvette. La valeur du déplacement du capteur est alors entachée de l'erreur du glissement qui se traduit alors par un décalage complet du chargement. L'éprouvette peut alors subir des charges de traction supérieures aux valeurs prévues, ou même pire, subir un flambement dû à un décalage en compression.

L'utilisation d'un extensomètre optique avec un système de vidéo permet de mesurer une déformation instantanée d'une façon beaucoup plus fiable dans le temps qu'un extensomètre mécanique soumis au glissement. Ce type de contrôle jugé plus réaliste par Stinchcomb [83] pourrait être envisagé.

Concernant la fréquence de chargement, dans la littérature il est montré que pour des matériaux de type carbone/époxyde, les résultats en fatigue sont peu influencés par la fréquence si cette dernière ne dépasse pas une certaine valeurs, car l'effet de la chaleur dégagée par le frottement au sein de matériau s'avère négligeable. On a donc choisi une fréquence de chargement de 3 Hz qui semble être un compromis idéal entre le temps nécessaire pour tester une pièce que l'on vise à réduire et une vitesse de chargement qui ne soit pas trop élevée. De plus cette fréquence permet d'obtenir une forme sinusoïdale de chargement relativement fidèle avec un asservissement de la machine bien géré.

L'ensemble des essais de fatigue a été effectué sur la machine dynamique biaxiale MTS en mode de traction avec un capteur de force 100 KN. Du fait que la forme de l'extensomètre et ressorts de maintien, il n'est pas possible de mesurer au centre de la largeur de la pièce. Nous avons du positionner l'extensomètre toujours le plus au centre des possibilités soit une mesure faite à environ 15mm du bord.

En général, deux objectifs ont été visés pour chaque éprouvette testée. D'une part, il s'agissait de solliciter la pièce avec les charges choisies de façon répétitive sans apporter de chargements parasites. D'autre part, s'agissait de mesurer régulièrement la rigidité de la pièce pour suivre son évolution dans le temps et essayer d'établir un lien entre son évolution, la dégradation visuelle et la rupture par fatigue de la pièce.

Pour cela, un programme d'essai a été établi afin de piloter les essais de façon identique. Le programme a une structure bouclée. Chaque boucle commence par une montée en charge quasi-statique avec un contrôle en charge à 0,8 KN/s jusqu'à une charge d'environ 150 MPa puis une mesure et une sauvegarde du module de Young de la pièce sont réalisés. C'est cette mesure qui une fois traitée permet de tracer l'évolution de la rigidité en fonction de nombre de cycles appliqués. La pièce est ensuite chargée de

façon quasi-statique jusqu'à la charge moyenne du cycle de fatigue puis chargée alternativement pendant un nombre  $N$  de cycles. Ce nombre  $N$  évolue au fur et à mesure du test de la pièce afin de pouvoir avoir des mesures de rigidité de période logarithmique. La Figure 3.13 montre de façon schématique la structure de chaque boucle.

Les boucles sont répétées un nombre  $M$  de fois. Le programme impose donc un nombre total  $N \times M$  de cycles de fatigue répertoriés dans le fichier d'acquisition.

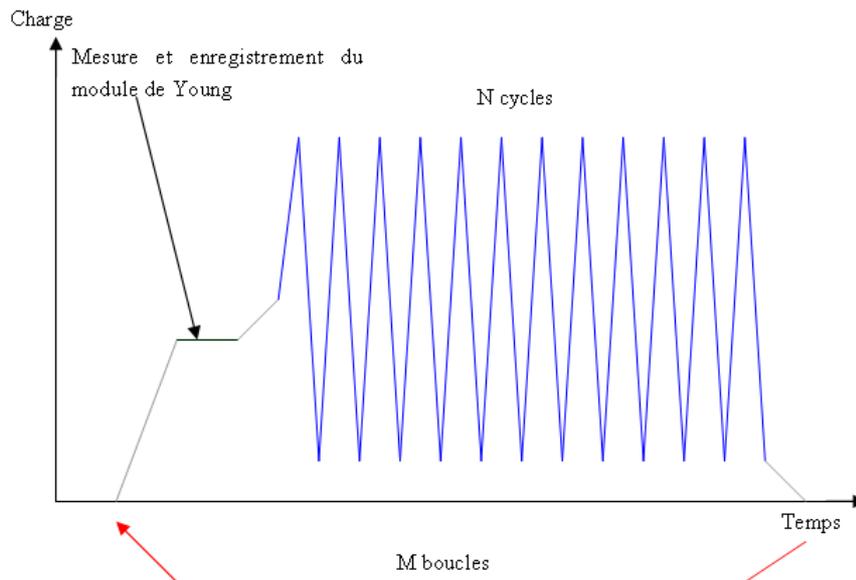


Figure 3.13. Schéma du programme de test en fatigue

### 3.2.1 Eprouvette vierge

Les essais de fatigue d'éprouvettes vierges sont destinés d'une part à caractériser succinctement les capacités du matériau et de notre stratification aux sollicitations de fatigue, et d'autre part à établir des références pour comparer ensuite les performances des éprouvettes impactées et réparées.

Il faut bien prendre en compte que notre objectif, à travers ces essais, n'est pas d'établir une courbe de Wölher complète et précise de notre ensemble matériaux/stratification, comme c'est le but dans certaines recherches.

#### 3.2.1.1 Conditions d'expérimentation

Comme pour les essais statiques, les éprouvettes testées en fatigue sont préparées selon le protocole classique de fabrication du stratifié.

Deux niveaux de charges maximum ont été appliqués : 80% et 60% de la contrainte ultime statique, notée par la suite  $\sigma_{\max}^0$ , soit  $\sigma_{\max} = 498$  MPa pour la série F1 et  $\sigma_{\max} = 374$  MPa pour la série F2. Etant donné que la dispersion des résultats est forte dans tous les essais de fatigue, 5 éprouvettes et 3 éprouvettes ont été testées dans les essais de la série F1 et F2, respectivement. Une limite :  $N > 1$  million de cycle est considérée comme « durée de vie infinie ».

### 3.2.1.2 Durées de vie

On présente ici les résultats de durée de vie des éprouvettes vierges. Il faut noter que comme souvent les résultats de fatigue sont utilisés sous leur forme logarithmique car la grande dispersion de parfois plusieurs ordres de grandeurs pour une même configuration, donnent des résultats peu significatifs. Les résultats sont répertoriés dans le Tableau 3.8.

Notons que la « moyenne logarithmique » est définie par.

$$moyenne = 10^{\frac{\sum_{i=1}^n \log(N)}{n}} \quad (3.5)$$

Avec N le nombre de cycles à rupture et n le nombre d'essais.

Cette moyenne permet de donner une pondération logarithmique aux valeurs de cycles à rupture.

Série d'essais	Référence éprouvette	Nombre de cycle à rupture	Log (N)
F1 $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$	1	274900	5,43917
	2	3000	3,47712
	3	17100	4,23300
	4	24400	4,38739
	5	34910	4,54295
	Moyenne logarithmique	26057	
F2 $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^0$	1	1089460 (non cassée)	6,03721
	2	1065110 (non cassée)	6,02739
	3	868600	5,93882
	Moyenne logarithmique	1002633	

Tableau 3.8. Résultats de fatigue des éprouvettes vierges

Ce tableau donne de façon plus visuelle la courbe S/N suivante. Plusieurs remarques peuvent être faites suite à ces résultats (Figure 3.14). Tout d'abord, on peut voir que les

résultats de la série F1 sont relativement dispersés et s'étalent sur deux ordres de grandeur. Les résultats de la série F2 semblent plus concentrés mais il faut bien noter que deux des trois éprouvettes ont été arrêtées avant la rupture. Les points de ces deux éprouvettes ne caractérisent donc pas la rupture par fatigue mais la limite imposée aux essais.

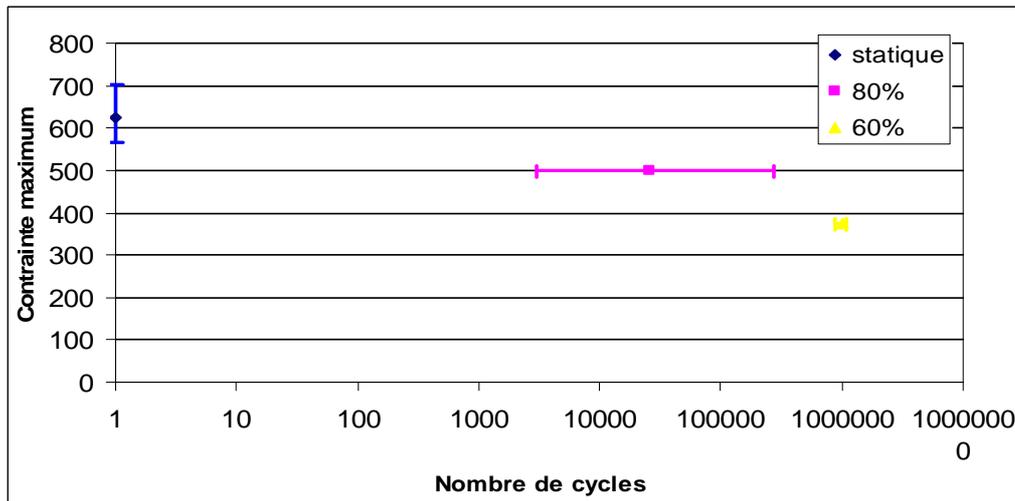


Figure 3.14. Courbe S/N des éprouvettes vierges

### 3.2.1.3 Scénario de rupture

Pour l'ensemble des éprouvettes vierges testées en fatigue, le scénario de rupture est similaire et bien différent de la rupture statique. En effet, dès les tous premiers cycles (entre le 1<sup>er</sup> et le 5<sup>ème</sup> cycle) on peut entendre un craquement audible relativement fort. Suite à ce craquement une fissure apparaît aux bords libres entre les couches à 90° et/ou aux interfaces 0°/90°. Cette fissure se propage au fil des cycles appliqués de façon « aléatoire » en passant successivement d'une interface à une autre interface 0°/90°. Parfois la propagation se situe simultanément entre les deux interfaces 0°/90° (Figure 3.15).

La fissure se propage non seulement suivant la longueur de l'éprouvette, mais elle s'étend également des bords libres vers le centre de l'éprouvette (Figure 3.16). La longueur de l'extension de ces fissures semble assez symétrique sur deux côtés de l'éprouvette, mais leur profondeur dans la largeur de l'éprouvette dépend de la section étudiée. A un moment donné, la fissure traverse à certains endroits toute la largeur de l'éprouvette, sépare ainsi le stratifié en deux bras souvent identiques. Chaque bras n'est plus un stratifié symétrique, les termes de la matrice de couplage  $B_{ij}$  ne sont plus nuls. Par la suite, les deux bras se déforment de façon couplée. Au fil des cycles appliqués, le délaminage se propage vers la partie centrale de la pièce et les amplitudes de flexion de

chaque bras augmentent sous la charge en traction cyclique. En se rapprochant des talons, ce mouvement est plus limité et même annulé à leur proximité. Le délaminage se propage donc beaucoup plus dans la partie libre du centre et il reste plus limité près des talons.

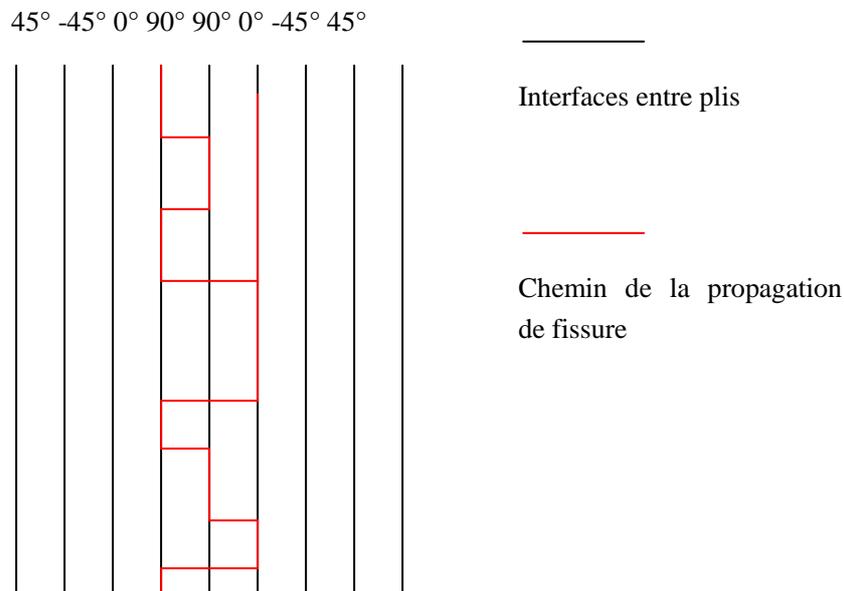


Figure 3.15. Schéma de la propagation de la fissure latérale



Figure 3.16. Propagation des fissures à partir des bords libres vers le centre de la largeur

Pour certaines éprouvettes, on assiste à un léger délaminage des couches extérieures à 45°. Ce délaminage se produit de manière très locale et ne semble pas avoir d'effet significatif sur les résultats de durée de vie.

La rupture du stratifié intervient alors de façon brutale sur une phase de traction sans craquement préalable. La Figure 3.17 présente deux photographies du faciès de rupture d'une éprouvette chargée à  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$ . On peut voir qu'une rupture franche des plis à 90°, une rupture parfois franche et parfois en créneaux des plis à 0°. La rupture des plis à 45° et -45° se fait en « peigne » par rupture de la matrice mais également parfois par rupture franche des fibres. Il est évident à la vue de ces images que la rupture intervient après une longue phase de délaminage entre différentes couches. L'ensemble du matériau semble avoir été arraché dans une zone relativement grande comparée à la rupture statique.

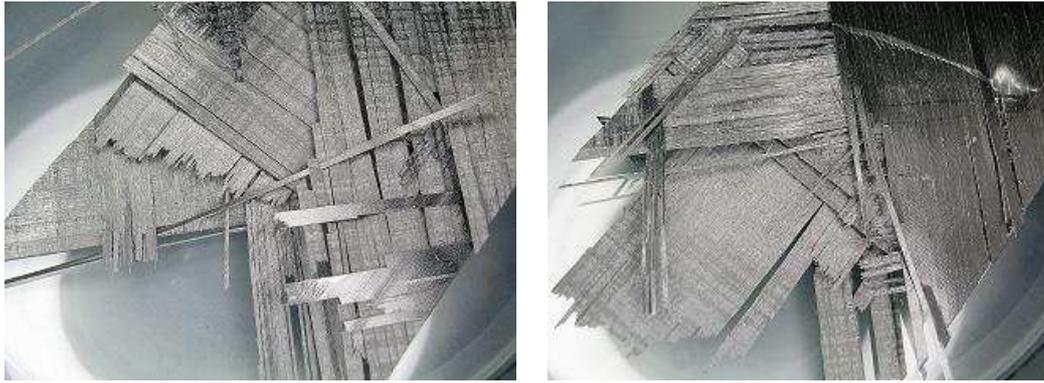


Figure 3.17. Faciès de rupture d'une éprouvette vierge sollicitée en traction cyclique avec  $R=0,1$  et  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$

En général, la rupture finale des éprouvettes sollicitées en fatigue intervient de façon assez « aléatoire » dans la longueur de l'éprouvette majoritairement dans la partie centrale. Par contre dans le cas de la traction statique, la rupture finale se produit plus souvent dans la zone de 20 à 25mm des talons. On peut donc supposer que la zone la plus déformée dans la partie centrale de l'éprouvette se délamine le plus vite en fatigue, un frottement alterné important entre les couches délaminées dégage un échauffement au sein du matériau et accélère la rupture finale dans cette zone.

La Figure 3.18 montre le profil d'une éprouvette cassée en fatigue. La rupture finale se situe dans la partie centrale où le délaminage entre les couches révèle tellement étendu que les mèches des fibres sont complètement séparées après la rupture finale.



Figure 3.18. Rupture d'une éprouvette vierge sollicitée en traction cyclique avec  $R=0,1$  et  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$

#### 3.2.1.4 Evolution de la rigidité

La mesure régulière de la rigidité permet d'observer son évolution. Il faut noter que la mesure de la rigidité est soumise à de nombreux problèmes expérimentaux. D'une part la rigidité est calculée à partir de la mesure de déformation de l'extensomètre mécanique. Cette mesure est une valeur moyenne sur l'ouverture des pinces de

l'extensomètre, soit 50mm. Elle est soumise au décalage possible dû à un glissement des pinces durant la montée de charge même si une correction sur la déformation à charge a été réalisée avant chaque mesure de la rigidité.

D'autre part l'extensomètre est situé à environ 15mm du bord de la pièce. Comme on vient de le voir, cette zone est soumise au couplage important de déformations dû au délaminage, la fixation de pinces de l'extensomètre n'est donc plus assurée. Cela entraîne une perturbation de la mesure de la déformation longitudinale.

Pour certaines éprouvettes, le délaminage était trop important, le stratifié a été séparé en deux ou plusieurs tranches indépendantes. Sous l'effet du couplage, ces tranches fléchissent en fonction de la contrainte de traction appliquée, provoquant une vibration latérale trop importante pour que l'extensomètre puisse rester en place. Dans ces cas, la mesure de la rigidité n'est pas possible.

La Figure 3.19 et 3.20 présente l'évolution typique de la rigidité en fonction du nombre de cycles appliqués pour une éprouvette chargée respectivement à  $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^0$  et à  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$ .

On peut noter au début du cycle de vie une baisse très rapide de la rigidité. Selon les éprouvettes, cette baisse du module de Young est entre 5% et 9% et intervient dans la plage de 1% à 10% de la durée de vie de l'éprouvette. Cette baisse est très brutale. On peut alors considérer qu'il s'agit de la première phase de vie de l'éprouvette.

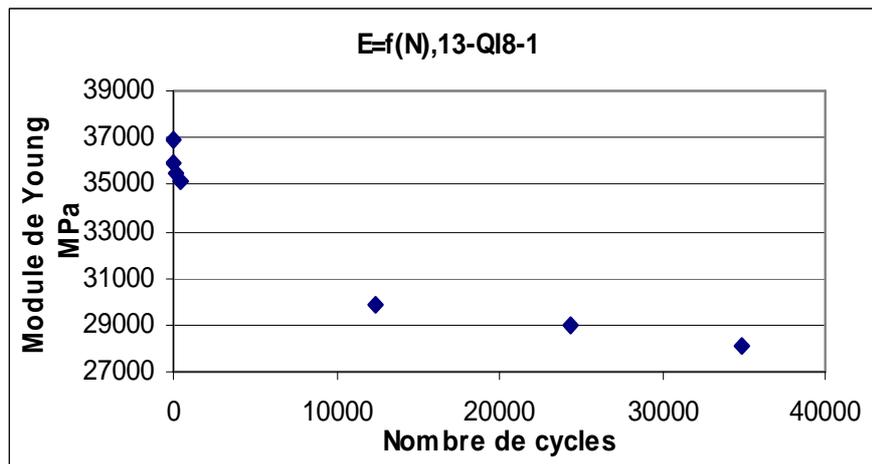


Figure 3.19. Evolution du module d'Young en fonction du nombre de cycles appliqués sur une éprouvette vierge sollicitée en traction cyclique avec  $R=0,1$  et  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$

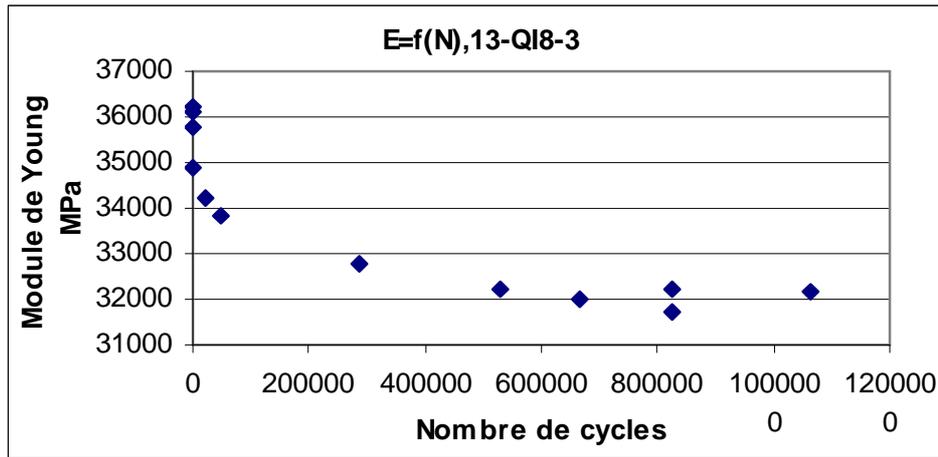


Figure 3.20. Evolution du Module de Young en fonction du nombre de cycles appliqués sur une poutre vierge sollicitée en traction cyclique ( $R=0,1$  et  $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^0$ )

Ensuite, la rigidité continue de décroître au fil des cycles mais de façon beaucoup moins prononcée. La diminution maximale de la rigidité de la pièce avant la rupture atteint 20% pour les éprouvettes chargées à  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$ . Dans le cas de l'éprouvette chargée à  $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^0$ , cette chute de rigidité s'arrête autour de 10%, sachant que la rupture finale n'intervient que après  $10^6$  cycles appliqué (Fig. 3.21).

### 3.2.1.5 Prédiction de la durée de vie

Comme on a pu le voir dans la bibliographie, les modèles permettant de prédire la durée de vie en fatigue sont relativement nombreux en fonction du matériau et du chargement appliqué. Ici, les données disponibles sont très limitées car on dispose uniquement de cinq valeurs pour ce cas où  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^0$  et une seule valeur pour le chargement à 60%, étant donné à un million de cycles. Les modèles élaborés de durée de vie basés sur la dégradation du matériau ou de la rigidité ont été mis de cotés. Nous avons tout simplement essayé d'appliquer deux modèles relativement simples.

La loi de puissance classique s'exprimée par l'équation suivante a été appliquée de façon empirique (Figure 3.21) :

$$\frac{\sigma_{\text{ult}}}{\sigma_a} = N^s \quad (3.6)$$

Où  $N$  est le nombre de cycles à rupture ;  $\sigma_a$  la contrainte appliquée.  $\sigma_{\text{ult}}$  et  $s$  sont deux constantes du matériau : la première est la contrainte ultime en traction statique, déjà mesurée précédemment, c'est-à-dire  $\sigma_{\text{ult}} = \sigma_{\text{rup}}^0 = 623\text{MPa}$ . La constante  $s=0.0296$ , est déterminée en interpolant les résultats expérimentaux. L'équation 3.6 s'écrit par :

$$\frac{623}{\sigma_a} = N^{0,0296} \quad (3.7)$$

Cette loi a été reportée sur la Figure 3.21 afin de la comparer avec les points mesurés. Il est évident que cette première approximation ne donne pas de résultats réalistes à cause de résultats expérimentaux peu nombreux.

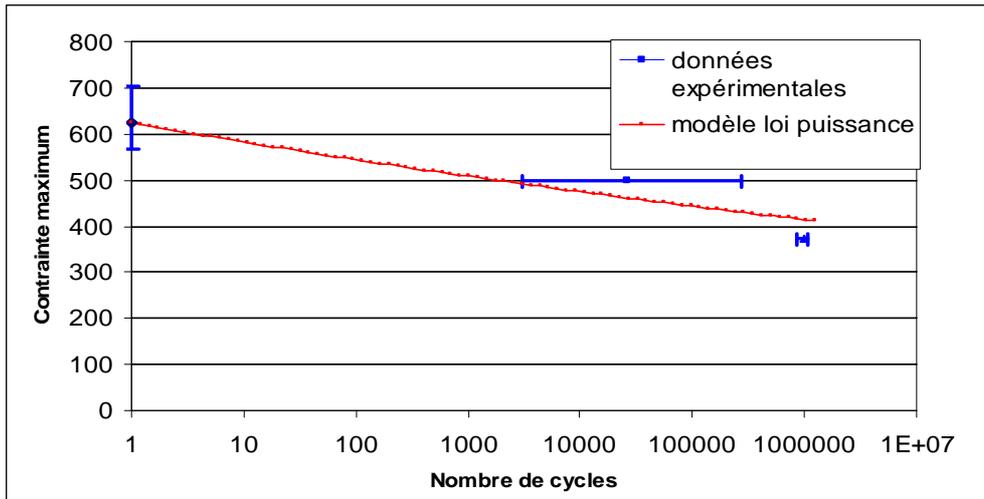


Figure 3.21. Loi puissance appliqué aux éprouvettes vierges

Le modèle de Mandell exprimé par l'équation 3.8 a été aussi appliqué aux résultats obtenus.

$$\sigma_a = \sigma_{ult} - b \log(N) \quad (3.8)$$

La constante b est déterminée à 34,95 MPa (Eq. 3.9). Ce modèle est en fait très proche de celui de la loi de puissance :

$$\sigma_a = 623 - 34,95 \log(N) \quad (3.9)$$

En réalité, il faudrait des données beaucoup plus nombreuses afin d'établir une loi de prévision de durée de vie d'une pièce en composite stratifié.

---

### 3.2.1.6 Conclusions

A la suite de ces essais sur les éprouvettes vierges, on peut conclure sur le fait que notre matériau possède des caractéristiques de tenue sous charge de fatigue cyclique relativement intéressantes comparées aux divers résultats de la littérature. Ces essais, loin de donner une description complète des capacités du matériau, permettent d'établir des bases pour la comparaison avec les autres configurations d'essais envisagées dans notre étude. La loi de prévision de durée de vie en fatigue du stratifié testé, bien que très utile n'a pas pu être établie de façon approfondie par manque de données expérimentales. De même la propagation du délaminage n'a pu être contrôlée par des moyens de mesures fiables car elle nécessite le démontage peu recommandé de la pièce.

Ces essais ont permis de mettre en évidence un certain nombre de problèmes relatifs à la pratique des essais de fatigue. Il faut souligner d'une part le temps important intrinsèque au test en lui-même réalisé sous 3 Hz. Ce temps théorique est souvent largement augmenté par de nombreux petits problèmes techniques. Le premier d'entre eux et le plus régulier est le glissement de l'extensomètre malgré son collage, qui stoppe le programme pour pouvoir effectuer une mesure correcte de déformation. Cet arrêt lorsqu'il intervient en début de nuit ou de week-end perturbe très rapidement les objectifs des plannings. Il faut également noter que ces essais ne peuvent être commencés qu'après dépouillement des essais statiques correspondants ce qui ne permet pas une organisation chronologique aisée des essais.

Concernant les perspectives de ces essais, il faut bien sûr envisager des tests plus complets avec des cas de chargements supplémentaires afin de pouvoir conclure de façon fiable sur le comportement du matériau. Ces essais pourront évidemment permettre d'appliquer des modèles de fatigue adaptés. Des essais plus contraignants, pour lesquels un montage anti-flambement devra être conçu, en Traction/Compression ou Compression/Compression devront être faits car ils apparaissent dans la littérature comme beaucoup plus critiques pour les stratifiés.

### 3.2.2 Eprouvette endommagée

Les essais de fatigue d'éprouvettes endommagées permettent de voir dans quelle mesure un impact à basse vitesse qui ne diminue pas les caractéristiques de traction statiques modifie le comportement sous des charges répétées.

Il faut prendre en compte que notre objectif est uniquement de comparer le comportement aux éprouvettes vierges et par la suite aux éprouvettes réparées et non d'établir une loi de la durée de vie en fatigue de la configuration.

### 3.2.2.1 Conditions d'expérimentation

Les éprouvettes d'essais sont préparées selon le protocole classique de fabrication du stratifié, puis impacté sous 2J. L'endommagement généré est contrôlé avant les essais par contrôle ultrason (C-Scan).

Le temps disponible pour ces essais étant relativement court, on n'a testé les éprouvettes que sous un niveau de charges à  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^1$ , où  $\sigma_{\text{rup}}^1$  se présente la contrainte ultime statique des éprouvettes endommagées par impact sous 2 J, soit 487 MPa.

### 3.2.2.2 Durée de vie

On présente ici les résultats de durée de vie des éprouvettes endommagées. Comme précédemment, les résultats sont présentés sous leur forme logarithmique et ils sont répertoriés dans le Tableau 3.9.

Charge	Référence éprouvette	Nombre de cycle à rupture	Log(N)
$\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^1$	1	6311	3,80010
	2	4011	3,60325
	3	27800	4,44404
	4	24500	4,38917
	5	589700	5,77063
	Moyenne logarithmique	25202	

Tableau 3.9. Durée de vie mesurée des éprouvettes endommagées

Les résultats sont représentés sur la courbe S/N suivante (Figure 3.22) :

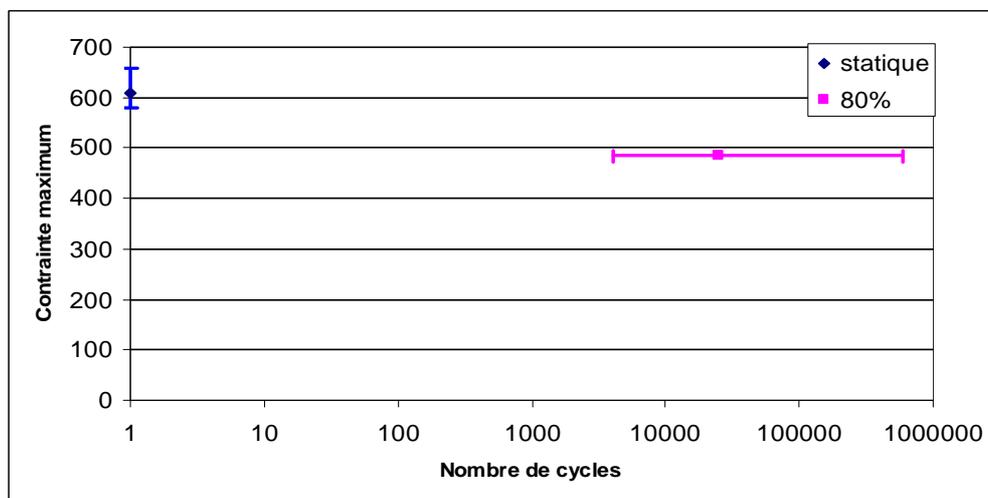


Figure 3.22. Courbe S/N des éprouvettes endommagées

On peut remarquer que comme pour les éprouvettes vierges, la dispersion de la durée de vie en terme de nombre de cycles à rupture est relativement élevée avec là encore un étalement des données sur deux ordres de grandeur. La moyenne logarithmique de la durée de vie définie par l'équation 3.5 est légèrement moins élevée que celle obtenue sur les éprouvettes vierges.

### 3.2.2.3 Scénario de rupture

Le scénario de rupture des éprouvettes endommagées est très similaire aux éprouvettes vierges. On peut toutefois noter une densité de craquements audibles beaucoup plus importante pour les éprouvettes endommagées surtout au début du test.

Visuellement, on peut observer pendant les essais l'évolution de la zone de délaminage au centre de l'éprouvette à partir de la zone endommagée par impact. En plus, sous les charges cycliques de traction, une zone elliptique se forme au centre de l'éprouvette, et tend à se « décoller » entre deux couches de l'éprouvette (Figure 3.23). Cette zone très visible sur les premiers cycles tend cependant à s'estomper au fur et à mesure de l'avance de l'essai.

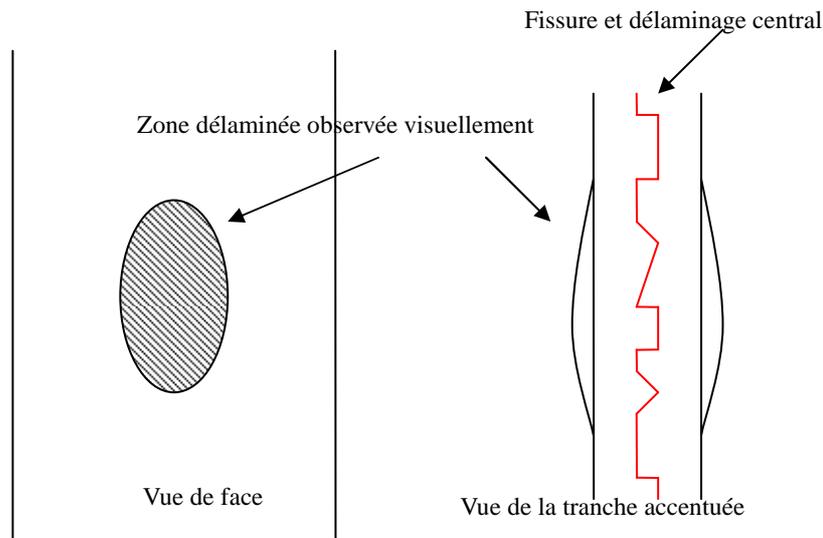


Figure 3.23. Schéma de la zone endommagée centrale observée visuellement lors des essais

Cette zone semble pourtant avoir des effets très mineurs sur la rupture finale du stratifié car celle-ci intervient comme pour les éprouvettes vierges, principalement dans la partie centrale mais pas spécifiquement dans la zone endommagée par impact.

### 3.2.2.4 Evolution de la rigidité

La Figure 3.24 montre l'évolution de la rigidité par rapport au nombre de cycles appliqués dans les éprouvettes endommagées.

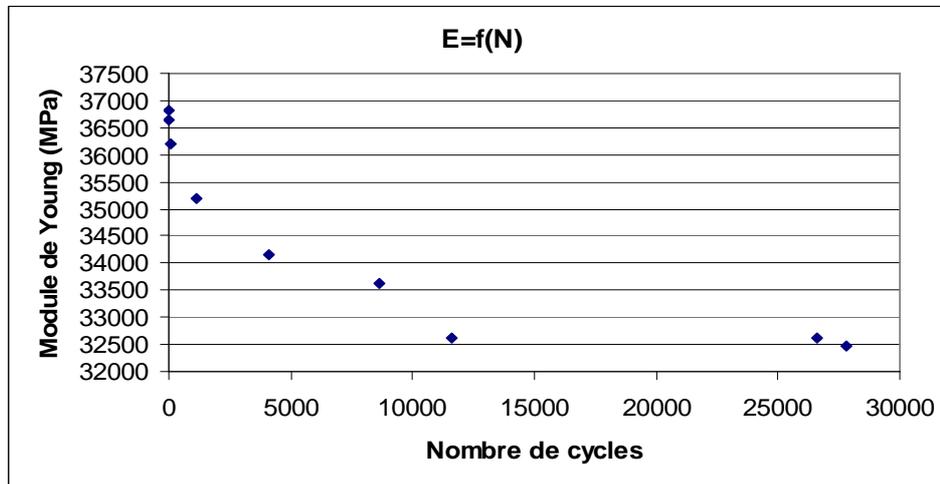


Figure 3.24. Evolution du Module de Young en fonction du nombre de cycles appliqués sur les éprouvettes impactées à 2J sollicitées en traction cyclique ( $R=0,1$  et  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{rup}^1$ )

Cette figure 3.24 illustre le comportement typique des éprouvettes endommagées où on voit là encore deux phases de chute de rigidité en fonction de nombre de cycles appliqués. Ces deux phases sont marquées pour une perte de rigidité très proche de celles observées par les éprouvettes vierges.

Les mesures effectuées sur une longueur calibrée de 50mm ne permettent pas de conclure sur un comportement différent en traction entre les deux séries d'essai malgré l'endommagement par impact. Des essais complémentaires sont donc à envisager pour mettre en évidence de tels phénomènes.

### 3.2.2.5 Discussions

Il faut remarquer que ces essais ont permis de soulever un important problème relatif à l'impact. On contrôle la taille de la zone endommagée de chaque éprouvette impactée à 2J avant de commencer les essais. La plupart des éprouvettes impactées présentent une zone endommagée tout à fait comparable, mais il existe aussi quelle que les éprouvettes impactées sans zone endommagée. L'énergie d'impact à 2J est donc faible en vue de créer une zone endommagée suffisamment grande dans les éprouvettes. Cela explique en partie pourquoi les résultats en fatigue obtenus sur les éprouvettes endommagées ne présentent pas de différence significative par rapport aux éprouvettes

---

vierges. En plus le comportement en fatigue Traction/Traction est moins influencé par une petite zone endommagée, car il y a peu de flambage local dans ce cas qui est en fait le vrai mécanisme de perte de performance d'un stratifié endommagé sollicité en fatigue

On peut donc supposer que pour des structures impactées par de faibles énergies comme expérimentées, ici si les sollicitations sont purement en traction, ce qui limite le champ d'application, la réparation ou le remplacement de la structure peut ne pas être systématique.

### 3.2.3 Epreuve réparée

Après avoir défini une des réparations les plus concluantes d'un point de vue statique, on évoque dans cette partie les résultats et les observations faites lors des essais de fatigue effectués sur des éprouvettes réparées par patches mous de diamètre 35mm.

On évoque également succinctement le comportement en fatigue d'une éprouvette trouée afin de discuter sur les modifications de comportement qu'entraîne la réparation.

#### 3.2.3.1 Conditions d'expérimentation

Trois niveaux de charges maximum ont été appliqués : 80%, 60% et 50% de la contrainte ultime statique, notée par la suite  $\sigma_{\max}^r=531$  MPa, soit respectivement  $\sigma_{\max} = 425$ , 319 et 265 MPa. 4 éprouvettes ont été testées pour  $\sigma_{\max} =80\%\sigma_{\max}^r$  et 2 éprouvettes pour les niveaux  $\sigma_{\max} =60\%$  et  $50\%\sigma_{\max}^r$ . Une limite :  $N > 1$  million de cycle est considérée comme « durée de vie infinie ». Les éprouvettes n'ayant pas cassée à cette limite continuelle l'arrêt de l'essai.

#### 3.2.3.2 Durée de vie

On présente ici les résultats des durées de vie des réparations. Les résultats sont présentés sous leur forme logarithmique et ils sont répertoriés dans le Tableau 3.10.

Charge	Référence éprouvette	Nombre de cycle à rupture	Log(N)
$\sigma_{\max}=80\% \sigma_{rup}^r$	1	205	2,31175
	2	156	2,19312
	3	12	1,07918
	4	20	1,30103
	Moyenne logarithmique	53	
$\sigma_{\max}=60\% \sigma_{rup}^r$	1	9700	3,98677
	2	91100	4,95952
	Moyenne logarithmique	29727	
$\sigma_{\max}=50\% \sigma_{rup}^r$	1	763100	5,88258
	2	2566100 (pas cassée)	6,40927
	Moyenne logarithmique	1399354	

Tableau 3.10. Résultats de fatigue des éprouvettes réparées

Les résultats sont représentés sur la courbe S/N suivante (Figure 3.25).

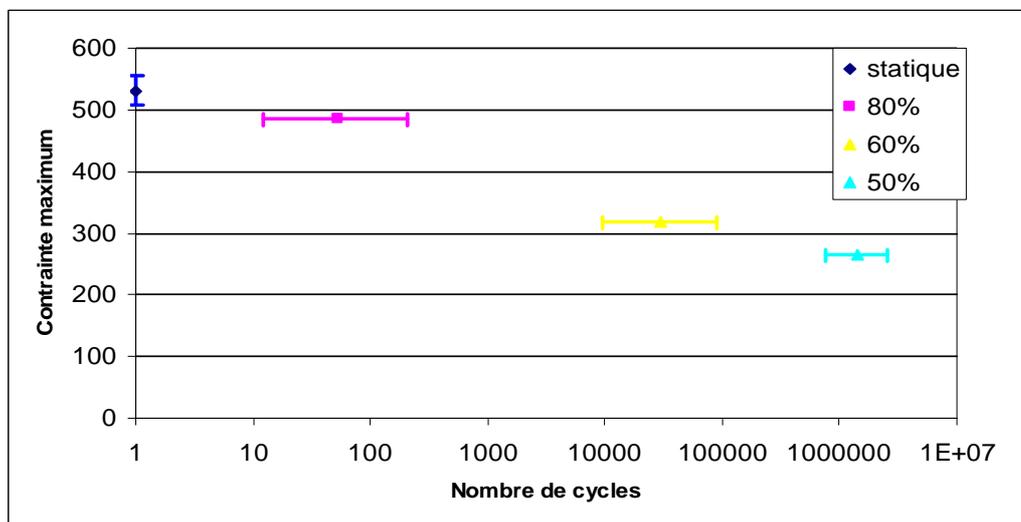


Figure 3.25. Courbe S/N des éprouvettes réparées

Ces résultats montrent que les pièces réparées résistent moins bien à la fatigue que les pièces vierges, car les réparations chargées à 60% sont toutes cassées avant  $10^5$  cycles. On peut remarquer que la dispersion pour un même niveau de charge est relativement acceptable. Il faut toutefois avoir l'esprit qu'il s'agit de test sur un très

---

faible nombre d'observations et que des essais complémentaires pourraient très bien faire augmenter la dispersion.

### 3.2.3.3 Scénario de rupture

Le scénario de rupture des réparations est tout à fait différent des autres essais. Au vu des grandes différences de durées de vie en fonction du niveau de charge, on présentera le scénario de rupture dans le cas  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^f$  puis dans celui  $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^f$ , en sachant que la rupture de la réparation dans le cas de  $\sigma_{\max}=50\% \sigma_{\text{rup}}^f$ , présente un scénario très similaire à celui pour lequel  $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^f$ .

#### - $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^f$

La faible durée de vie de cette série d'éprouvettes met en évidence la médiocre performance de cette réparation sous chargement dynamique. L'observation du scénario de rupture n'est pas évidente avec des durées de vie aussi courtes. On ne peut se baser que sur l'observation des plus résistantes et penser que les mêmes phénomènes se déroulent plus tôt pour les éprouvettes moins résistantes.

Dès le premier cycle, on peut entendre un craquement significatif. Le délaminage à mi-épaisseur du stratifié est alors visible sur la tranche de l'éprouvette. La rupture intervient brutalement après une courte durée de vie, sans craquement ni signe préventifs.

La rupture intervient dans la section du trou avec décollage des patches et parfois leur expulsion. Les faciès de rupture montrent une rupture très franche de presque toutes les couches. Seules quelle que parties des couches à  $45^\circ$  et  $-45^\circ$  cassent en peigne.

On peut penser que lors du cycle de fatigue, dès que le décollage des patches intervient, l'ensemble casse brutalement au vu des importantes contraintes mises en jeu par ce chargement, contraintes largement au dessus de la contrainte ultime des éprouvettes trouées.

#### - $\sigma_{\max}=60\%$ et $50\% \sigma_{\text{rup}}^f$

Pour les éprouvettes chargées à  $\sigma_{\max}=60\%$  et  $50\% \sigma_{\text{rup}}^f$ , on assiste également très tôt au délaminage à mi-épaisseur du stratifié mais de façon plus progressive et silencieuse.

Après peu de cycles appliqués, soit entre 100 et 1000 cycles selon les éprouvettes et leur chargement, on peut observer un décollage partiel des patches. Ce décollage intervient généralement dans les zones les plus chargées aux bords extrêmes longitudinaux. Ce décollage se propage petit à petit et tend à se stabiliser. On peut

---

observer que la stabilisation intervient avec une surface collée de 40% à 60% des patches entiers.

A ce stade il est difficile de dire si les patches jouent un rôle déterminant dans la tenue de l'ensemble. Cependant il faut noter que les parties décollées des patches tendent naturellement à se fléchir à cause de leur couplage intrinsèque. Ces flexions dans les zones décollées perturbent les zones encore collées en créant des contraintes de pelage dans la plaque à réparer. On assiste alors à des délaminages locaux dans les couches extérieures à  $45^\circ$  et  $-45^\circ$  du stratifié tout autour de la zone réparée. Ces délaminages sont bien voyants car une fois apparus, les zones se couplent en flexion avec les patches, formant une éprouvette complètement déformée dans l'épaisseur de l'éprouvette qui semble « gonfler » sous la charge de traction.

L'éprouvette subit les chargements jusqu'à la rupture brutale dans la section du trou. Les Figures 3.26 et 3.27 montrent des photographies d'une éprouvette après sa rupture sous une charge de  $\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^f$ .

Ces photographies montrent comment les couplages parasites ont engendrés des frottements importants dans la pièce qui ont entraînés la rupture donnant un faciès « usé ». On voit également les multiples délaminages dans l'épaisseur de l'éprouvette réduisant certainement les capacités mécaniques d'endurance du matériau.



Figure 3.26. Faciès de rupture d'une éprouvette réparée en fatigue sous une charge de

$$\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^f$$



Figure 3.27. Tranche d'une éprouvette réparée après rupture en fatigue sous une charge de

$$\sigma_{\max}=60\% \sigma_{\text{rup}}^f$$

### 3.2.3.4 Contrôle par thermographie in situ

La thermographie in situ a été utilisée sur les éprouvettes chargées en fatigue aux  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^f$  afin de pouvoir observer les zones de chargement élevé. La visualisation du champ de température durant le cyclage pour donner des informations très utiles sur l'initiation et l'évolution de l'endommagement de la réparation. La Figure 3.28 montre le champ observé après un très faible nombre de cycles.

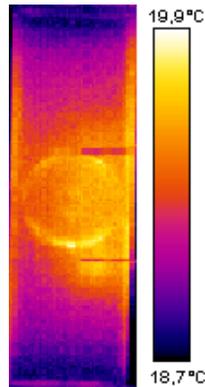


Figure 3.28. Visualisation par thermographie in situ de la réparation sous une charge de  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^f$  en début de cycle de vie

Cette figure 3.28 permet de voir une augmentation de température aux bords extrêmes longitudinaux des patches. Ces zones sont soumises à des concentrations de contraintes à cause de la singularité géométrique créée par les patches. Cette singularité géométrique se traduit par une forte variation de rigidité entre la partie patchée et non patchée. Les endommagements semblent s'amorcer du niveau de ces zones. La Figure 3.28 laisse également deviner la forme du trou qui, lui aussi chargé par les concentrations de contraintes, émet beaucoup de chaleur et montre que la réparation ne permet pas de faire disparaître ces zones critiques.

La Figure 3.29 montre l'évolution du champ de température à environ la moitié du cycle de vie de la pièce puis peu de temps avant la rupture.

Nous pouvons voir au fil des cycles de charge appliqués, une propagation des zones endommagées des extrémités longitudinales vers le centre du patch. En plus des zones endommagées se forment aux bords du trou dans la section la plus affaiblie et s'étendent vers l'extérieur. Ces images nous permettent de comprendre le scénario de rupture du système réparé : la concentration de contraintes aux extrémités longitudinales des patches provoque un décollement local des patches ; ces derniers au fur et à mesure que les cycles de charges appliqués se propagent progressivement vers le centre du patch jusqu'à un niveau où les concentrations de contraintes aux bords du trou

de la section la plus affaiblie deviennent suffisamment importantes pour que la rupture finale du système s'est déclenchée à partir des bords du trou.

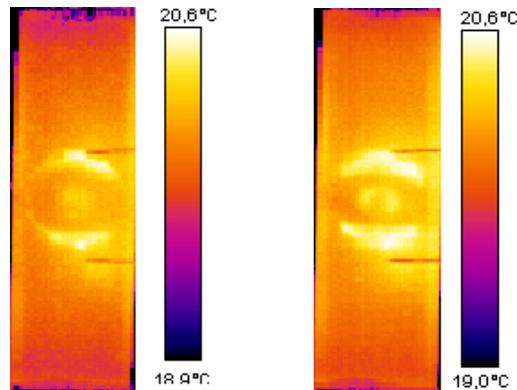


Figure 3.29. Visualisation par thermographie in situ de la réparation sous une charge de  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^r$  à la moitié de son cycle de vie (droite) et peu de temps avant la rupture (gauche)

Afin de savoir la procédure de la rupture finale à partir des bords du trou, il est intéressant d'observer l'évolution d'endommagement sur une éprouvette trouée sans patch de réparation sollicitée en fatigue. Nous avons donc testé une éprouvette trouée en fatigue. Elle est sollicitée à la contrainte maximale égale à 80% de sa contrainte ultime statique soit  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^{\text{Trou}}=279 \text{ MPa}$ . La Figure 3.30 donne une visualisation par thermographie sur cette éprouvette.

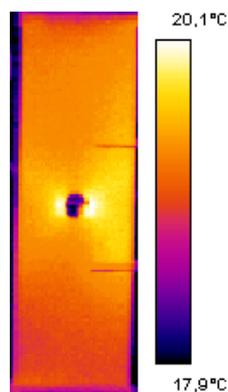


Figure 3.30 Visualisation par thermographie in situ d'une éprouvette troués sous chargement de fatigue à  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^{\text{Trou}}$

Nous pouvons voir que la zone de concentration de contrainte est bien visible sur les bords du trou comme nous pouvions nous y attendre. Notons que cette éprouvette a été arrêtée à un million de cycle sans rupture. Mais elle présente aux bords du trou un délaminage important des couches à  $0^\circ$ , et très faible d'une des deux couches

---

extérieures à 45° (Figure 3.31). Nous pouvons donc imaginer que la rupture finale à partir des bords du trou commence par le délaminage des couches, la propagation du délaminage provoque une baisse de rigidité du stratifié puis conduit à la rupture finale du système.

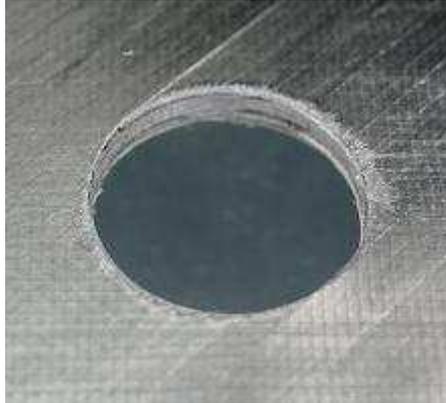


Figure 3.31. Bords libres du trou délaminé sous une charge de  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^{\text{Trou}}$  après 1 million de cycles

### 3.2.3.5 Evolution de la rigidité

Le suivi de l'évolution de la rigidité permet d'avoir des informations intéressantes sur la tenue de la réparation. En effet l'extensomètre de 50mm est positionné de part et d'autre de la zone réparée et traduit donc sa rigidité.

On assiste à trois phases bien distinctes :

La première est une phase de rigidité relativement constante. Pendant cette phase, la rigidité reste constante pour certaines éprouvettes et diminue très légèrement pour d'autres. On peut assimiler la bonne tenue du collage de la réparation à cette phase. Pour les éprouvettes chargées à  $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{\text{rup}}^r$ , on ne peut percevoir que cette phase, le décollage des patches se traduisant par la rupture instantanée de l'ensemble.

Pour les éprouvettes chargées à  $\sigma_{\max}=60\%$  et  $50\% \sigma_{\text{rup}}^r$ , on peut alors remarquer la deuxième phase lors de laquelle la rigidité baisse significativement et très rapidement. Cette deuxième phase est assimilée au décollage rapide des patches sous les sollicitations alternées. Ce décollage, comme on l'a vu précédemment, est partiel mais son influence sur la rigidité mesurée est importante. La Figure 3.32 montre bien, avec son échelle logarithmique en temps, les deux premières phases d'évolution la rigidité.

Lors de la troisième phase, la rigidité continue de décroître progressivement mais de façon très lente, surtout pour les éprouvettes sous une charge à  $\sigma_{\max}=50\% \sigma_{\text{rup}}^r$ . La Figure 3.33, avec son échelle linéaire permet de montrer cette phase pour la même éprouvette.

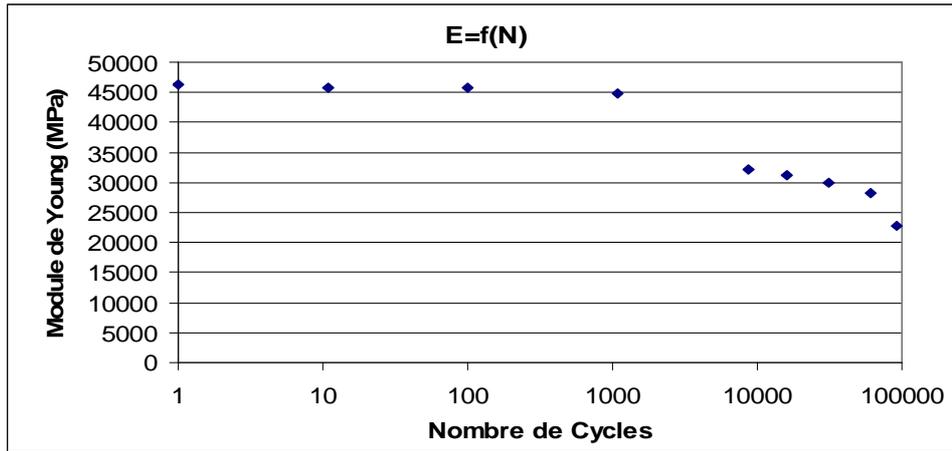


Figure 3.32. Evolution du Module de Young en fonction des cycles appliqués sur des éprouvettes réparées sous une charge à  $\sigma_{\max}=50\% \sigma_{rup}^r$  (échelle logarithmique)

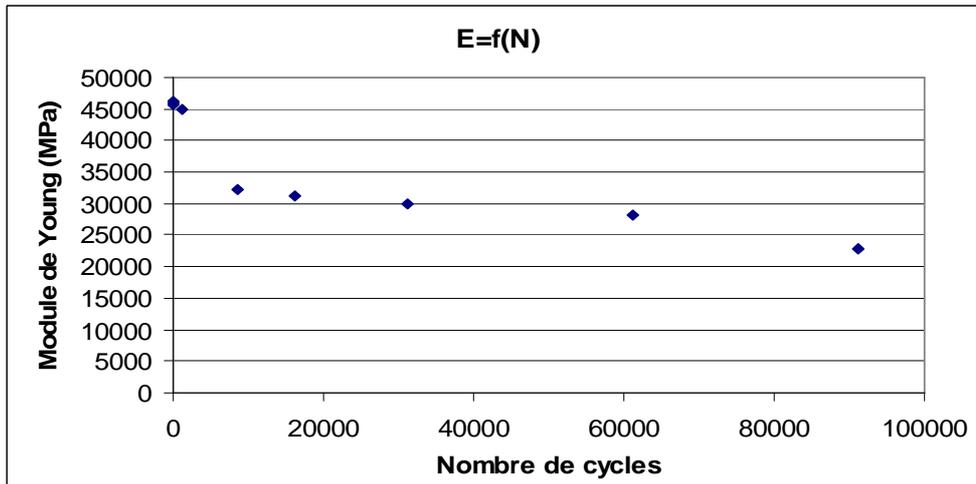


Figure 3.33. Evolution du Module de Young en fonction des cycles appliqués sur des éprouvettes réparées sous une charge à  $\sigma_{\max}=50\% \sigma_{rup}^r$  (échelle linéaire)

### 3.2.3.6 Discussions

Suite à ces essais sur les éprouvettes réparées par patch « mous » de diamètre 35mm, on peut conclure que cette réparation donne de bonnes performances statiques mais d'un point de vue dynamique, les performances sont plus mitigées. Elle donne à l'éprouvette la capacité de résister à de forte charge ( $\sigma_{\max}=80\% \sigma_{rup}^r$ ), mais uniquement sur des cycles de vie très courts. Le collage des patches étant peu maîtrisé, dès que le décollement de patch commence, son évolution est tellement rapide que la rupture brutale de l'éprouvette intervient. Par contre, la réparation soulage la concentration de contraintes au bord du trou, et réduit ainsi la propagation du délaminage entre les plis.

---

Pour des charges plus faibles ( $\sigma_{\max}=50-60\%\sigma_{\text{rup}}^r$ ), le même phénomène de décollement des patchs intervient un peu plus tard dans le cycle de vie. Ce décollement n'entraîne pas immédiatement la rupture finale de la réparation, mais génère cependant de nombreuses flexions parasites dans le patch et dans le stratifié à réparer qui à leurs tours entraînent un important délaminage autour de la zone réparée. On peut penser que toutes ces flexions parasites génèrent de plus un important frottement dans l'éprouvette, aux interfaces délaminées. L'intérêt du patch pour cette réparation semble alors relativement limité car même s'il contribue à la tenue globale en fatigue, il endommage également l'éprouvette de façon non négligeable dès que le décollage des patchs intervient. Les sollicitations de tractions ont de plus peu de répercussions sur le phénomène de délaminage mais des essais de compression seraient sûrement plus fatals pour cette configuration.

Pour confirmer ces hypothèses, il faudrait donc mener des essais plus complets sur cette réparation, notamment en compression. Une configuration de patch non couplés pourrait également être testée afin de vérifier l'influence néfaste du couplage du patch sur l'ensemble de la structure réparée.

## 3.3 Conclusion

### 3.3.1 Mécanisme de rupture

#### - Eprouvettes vierges

Les mécanismes de rupture observés durant les essais sur les éprouvettes vierges en traction statique se résument en plusieurs étapes : d'abord, l'endommagement dans les deux plis à  $90^\circ$  au milieu de l'épaisseur de l'éprouvette se traduit par l'apparition d'une fissure entre deux plis à  $90^\circ$ , nommé le délaminage. Ensuite le délaminage se propage avec l'augmentation de la charge en créant deux bras couplés, ces derniers subissent un effet de pelage (mode I) et de cisaillement (mode II + mode III) à cause du couplage entre traction, cisaillement, torsion et flexion. L'extension du délaminage conduit finalement à une rupture brutale de l'éprouvette, plus souvent dans une zone de 20-25mm à partir des talons.

Dans le cas des éprouvettes vierges testées en fatigue, la rupture est plus progressive que celle des éprouvettes testées en traction statique. Dès les tous premiers cycles, une fissure apparaît aux bords libres entre les couches à  $90^\circ$  et/ou aux interfaces  $0^\circ/90^\circ$ . Cette fissure se propage au fil des cycles appliqués de façon « aléatoire » en passant

---

successivement d'une interface à une autre interface  $0^\circ/90^\circ$  ou parfois la propagation intervient simultanément entre les deux interfaces  $0^\circ/90^\circ$ . La fissure se propage non seulement le long de la longueur de l'éprouvette, elle s'étend également des bords libres vers le centre. Lorsque la fissure traverse toute la largeur dans certain endroit, elle sépare ainsi le stratifié en deux bras souvent identiques. Par la suite, les deux bras se déforment de façon couplée. La rupture finale intervient en majorité dans la partie centrale où le délaminage entre les plis est plus accentué.

#### - Eprouvettes endommagées par l'impact à 2J

En traction statique, le scénario de rupture des éprouvettes endommagées par qu'impact à 2J est très similaire à celui des éprouvettes vierges. On peut toutefois noter la densité de microfissures générées par la charge de traction est beaucoup plus importante dans les éprouvettes endommagées que dans le cas des éprouvettes vierges surtout au début du test. La rupture finale ne se trouve pas forcément dans la zone impactée, cela signifie que la zone impactée n'est pas suffisamment endommagée pour influencer de façon significative la résistance de la pièce en traction.

Par contre, les éprouvettes impactées sollicitées en fatigue s'endommagent de façon différente par rapport aux celles vierges. Sous les charges cycliques de traction, une zone de délaminage au centre de l'éprouvette a été observée à partir de la zone endommagée par impact. Cette zone elliptique très visible sur les premiers cycles tend cependant à s'estomper au fur et à mesure du cyclage. La propagation de cette zone prend un effet de « décoller » entre deux couches de l'éprouvette. Ce mode d'endommagement semble pourtant avoir des effets très mineurs sur la rupture finale du stratifié car celle-ci intervient comme pour les éprouvettes vierges, principalement dans la partie centrale mais pas spécifiquement dans la zone endommagée par impact.

#### - Eprouvettes trouées et réparées

Les éprouvettes trouées simulent le nettoyage de la zone endommagée par l'impact sans réparation. Elles sont testées tout simplement en traction statique dans l'objectif de les comparer avec celles réparées. La rupture des éprouvettes trouées se produit de façon plutôt brutale. L'évolution de dommage, de son initiation aux bords du trou à la rupture finale, est tellement rapide que la courbe charge-déplacement est pratiquement linéaire jusqu'à la rupture. Mais un fort développement du délaminage entre les plis du stratifiés au bord libre du trou a été observé.

---

En ce qui concerne les éprouvettes réparées par des patches mous, le scénario de rupture en traction statique est presque identique pour l'ensemble des réparations excepté pour les patches carrés de côté de 50mm.

Les observations expérimentales permettent de supposer que l'initiation de l'endommagement se traduit par l'apparition de microfissures et leur coalescence dans les zones les plus chargées aux bords du trou ou/et dans le joint collé aux extrémités longitudinales des patches. Ensuite un décollement de patches se produit. Sous effet de couplage, un ou deux patches se décolent plus de façon privilégiée, en même temps que les contraintes aux bords du trou augmentent. Quand le délaminage du joint collé devient suffisamment important, la rupture finale survient de façon violente à la section affaiblie par le trou, où le délaminage entre les plis du stratifiés au bord libre du trou est beaucoup moins développé que celles trouées sans réparation.

Les essais de fatigue n'ont effectués que pour la réparation par patches circulaires de diamètre 35mm. Dans le cas  $\sigma_{\max}=80\%\sigma_{\text{rup}}^r$ , la concentration de contraintes aux extrémités longitudinales des patches provoque un décollement local des patches ; ce dernier au fur et à mesure que l'avance du cyclage se propage progressivement vers le centre du patch jusqu'à un niveau où les concentrations de contraintes aux bords du trou de la section la plus affaiblie deviennent suffisamment importantes pour que la rupture finale du système s'initie à partir des bords du trou. Le délaminage entre les plis à partir du bord libre du trou est quand même limité. Pour des charges plus faibles ( $\sigma_{\max}=50\text{-}60\%\sigma_{\text{rup}}^r$ ), le décollement des patches intervient un peu plus tard dans le cycle de vie. L'extension progressive du décollement des patches s'accompagne de nombreux délaminages entre les plis du stratifiés. La rupture finale se situe au niveau de la section affaiblie par le trou avec le délaminage entre les plis à partir du bord libre du trou beaucoup plus développé.

### 3.3.2 Résistance statique de la réparation

Les patches mous de même séquence d'empilement que le straiifié à réparer, la performance de la réparation dépend non seulement de la grandeur de la surface de collage, mais également de la géométrie de patches. L'utilisation de bouchon de remplissage du trou s'avère positive en termes de performance de la réparation. Les Z-pins jouent un rôle de renfort dans le transfert de charge par le joint collé. Ils retardent le décollement des patches et conduisent ainsi à une amélioration de la résistance du système réparé.

---

Les patches carrés de côté 50mm donnent une meilleure performance car ils permettent d'obtenir 96% de résistance de l'éprouvette vierge. Cependant, la surface de collage de patches couvre toute largeur du stratifié à réparer et atteint 2421 mm<sup>2</sup>. En utilisant des patches circulaires de diamètre 35mm, soit une surface de 884 mm<sup>2</sup>, on peut obtenir tout de même 85% de résistance de l'éprouvette vierge. De plus, des patches elliptiques avec Z-pins donnent aussi 87% de résistance de l'éprouvette vierge.

Il est intéressant de noter que même si l'efficacité de la réparation augmente avec la surface collée pour une géométrie de patch donnée, par exemple les patches circulaires, il n'existe pas de relation évidente entre l'efficacité de la réparation et la surface de collage des patches. La performance de la réparation par patches circulaires, et elliptiques dépend bien de leur orientation, la différence en termes de contrainte à rupture peut atteindre à 18%.

Par conséquent, l'efficacité de la réparation repose non seulement sur le renforcement de la section la plus affaiblie, mais également sur la bonne distribution de contrainte dans le joint collé aux bords des patches. L'optimisation de la réparation doit être réalisée en équilibrant la distribution de contrainte dans toutes les zones critiques.

Les essais statiques et dynamiques ont mis en avant l'accent essentiel à porter sur l'amélioration du transfert de charge dans les patches tout en limitant au maximum les concentrations de contrainte. Ce transfert passe avant tout par une maîtrise du collage des patches, par la rigidité et la forme géométrique du patch et bien sûr par son comportement sous charge.

On pourrait également envisager d'établir un protocole mixte comme on peut le voir dans certains articles ou encore de développer les solutions mixtes collées et rivetée par Z-pins. Dans tous les cas, le transfert de charge dans les patches et par les patches doit rester une priorité dans les recherches futures.

Concernant les perspectives des essais en fatigue, il faut bien sûr envisager des tests plus complets avec des cas de chargements supplémentaires afin de pouvoir conclure de façon fiable sur le comportement en fatigue de la réparation.

---

## **4. Etude expérimentale des réparations par patches durs**

---

La réparation par collage des patchs durs externes est plus facile à maîtriser que la réparation par patchs mous au niveau de la réalisation. Cette partie présente des études expérimentales sur les réparations par collage de patchs durs préparés en utilisant le processus décrit dans le chapitre 2. A partir des résultats présentés dans le chapitre précédent, les patchs circulaires de diamètre 35mm ont été choisis pour l'ensemble des études. L'influence de la rigidité des patchs sur la performance de la réparation est étudiée. L'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé est aussi considérée. La résistance statique en traction est mesurée en fonction de divers paramètres. Les mécanismes de rupture sont aussi recherchés en utilisant différentes méthodes de contrôle.

## 4.1 Eprouvettes et conditions d'essais

Dans cette partie, toutes les éprouvettes sont réparées par des patchs durs de forme circulaires avec un diamètre de 35mm. Ce choix est basé sur deux raisons principales : premièrement, la forme circulaire plus symétrique par rapport au trou percé permet de mieux résister aux charges éventuellement multiaxiales ; deuxièmement, le diamètre de 35mm correspond bien à une dimension optimale entre 3 et 4 fois le diamètre de trou proposée dans le travail de Hu et Soutis [17].

Par rapport aux éprouvettes réparées par patchs mous, les patchs sont collés avec une colle structurale époxy mono-composant (Réf : PERMABOND ESP 110). La colle est ensuite polymérisée à chaud et sous pression. La couche de colle a une épaisseur de 0,2mm bien contrôlée grâce au processus de réalisation décrit dans le chapitre 2. Notons que le trou est aussi rempli par de la colle. La configuration des éprouvettes réparées par patchs durs est présentée dans la Figure 4.1.

Les tests de traction statique sont effectués à température ambiante sur la machine d'essais ADAMEL DY36 équipée d'une cellule de force de 100 KN. La vitesse de déplacement est imposée à 1 mm/min. Tous les essais statiques sont pilotés par le logiciel AUTOTRAC.

On s'intéresse dans un premier temps à l'influence de la rigidité de membrane longitudinale des patchs ( $A_{11}/h$ ) sur la performance de la réparation. Les patchs sont fabriqués préalablement à partir de quatre plis de matériau identique à celui utilisé pour le stratifié à réparer. Dans la première série d'essais, cinq séquences d'empilement différentes ont été sélectionnées pour obtenir des patchs dont la rigidité longitudinale

varie entre 7,0 et 103,0 GPa (Tableau 4.1). Dans la deuxième série d'essais, on fait varier l'orientation des fibres du pli de patches adjacent au joint collé tout en gardant la même rigidité longitudinale des patches quasi-isotrope [90/0/ -45/45], (Tableau 4.2). Pour les deux séries de patches, le premier pli est en contact avec le joint collé.

Ainsi, toutes les réparations étudiées dans cette partie ont la même géométrie. Autrement dit, la surface collée des patches et la section critique sont aussi identiques. On pourra donc comparer directement la force à rupture de chaque type de réparation pour étudier leur performance.

Pour chaque type de patch, au moins cinq éprouvettes ont été testées pour obtenir une moyenne.

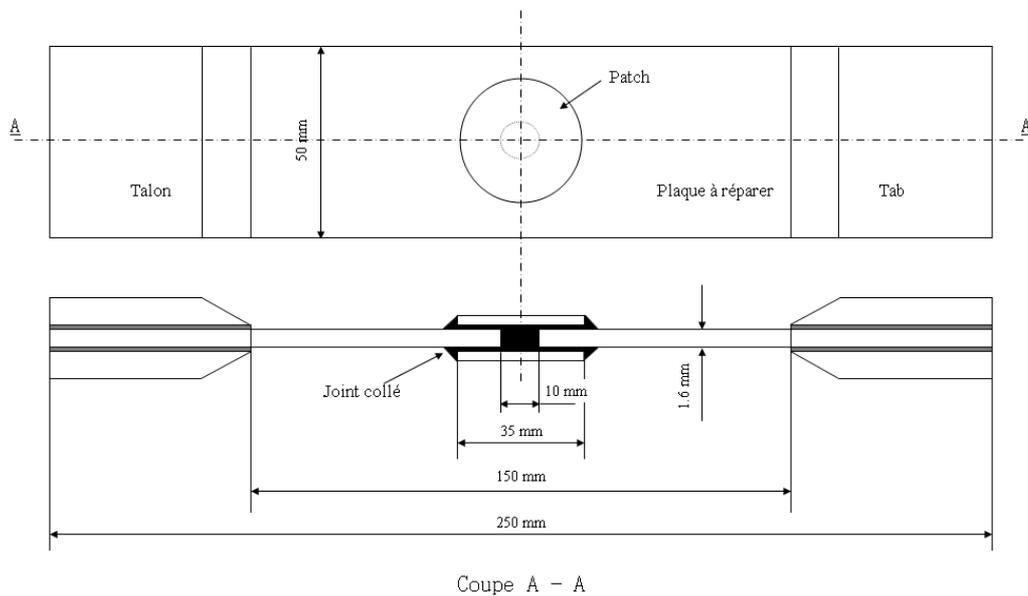


Figure 4.1. Configuration de réparation par collage de patches durs externes

No.	Séquence d'empilement	$A_{11}^* = A_{11}/h$ (GPa)
I - 1	[90] <sub>4</sub>	7,0
I - 2	[75/-75] <sub>s</sub>	7,7
I - 3	[45/-45] <sub>s</sub>	32,0
I - 4	[90/0/-45/45]	43,8
I - 5	[0] <sub>4</sub>	103,0

Tableau 4.1. Patches étudiés dans la série I

No.	Séquence d'empilement	A11*=A11/h (GPa)
II -1 (I - 4)	[90/0/-45/45]	43,8
II - 2	[45/-45/90/0]	43,8
II - 3	[0/90/45/-45]	43,8

Tableau 4.2. Patches étudiés dans la série II

## 4.2 Performance en traction statique des réparations par collage de patches durs externes

### 4.2.1 Influence de la rigidité longitudinale des patches

La Figure 4.1 présente les courbes typiques de variation de la charge en fonction du déplacement. Dans un premier temps, on observe un glissement dans les mors au début des essais, après une partie linéaire plus ou moins marquée, on observe une chute légère de la charge pour les réparations par les patches plus rigides dont les séquences d'empilement sont [90/0/-45/45] et [0]<sub>4</sub>, avant que le coefficient directeur de la courbe diminue de façon progressive jusqu'à la rupture. En ce qui concerne les réparations par des patches moins rigides dont les séquences d'empilement sont [90]<sub>4</sub>, [75/-75]<sub>s</sub> et [45/-45]<sub>s</sub>, les courbes semblent linéaires jusqu'à la rupture. Il est montré que la rigidité globale des réparations dans la partie linéaire n'est pas influencée de façon importante par la rigidité des patches. Par contre, la variation de la force à rupture en fonction de la rigidité des patches semble beaucoup plus significative.

Le Tableau 4.3 résume les résultats des essais de la série I. Les résultats obtenus sur les stratifiés vierges et trouées sont également listés dans ce tableau pour faciliter la comparaison. Il s'avère que tous les patches améliorent plus ou moins la résistance, mais la performance de la réparation n'est pas du tout proportionnelle à la rigidité de tenue des patches. Les patches [45/-45]<sub>s</sub> donnent la meilleure performance (89,9% de la plaque vierge), tandis que les patches les plus souples [90]<sub>4</sub> s'avèrent le moins efficaces.

La Figure 4.3 permet de visualiser la relation entre la performance de la réparation et la rigidité des patches. D'après la courbe, la variation de la performance des réparations avec la rigidité de patches présente deux phases bien distinctes. Dans une première phase, la performance des réparations augmente avec la rigidité des patches dont les séquences d'empilement sont successivement [90]<sub>4</sub>, [75/-75]<sub>s</sub> et [45/-45]<sub>s</sub>.

Dans la deuxième phase, la tendance est inversée : la performance des réparations diminue avec la rigidité des patches dont les séquences d'empilement sont [90/0/-45/45] et [0]4. On peut dire que si les patches sont trop souples, la réparation n'est pas suffisante ; si les patches sont trop rigides, la plaque peut être aussi mal réparée. Cela nécessite donc une optimisation de patches pour atteindre la meilleure performance de réparation.

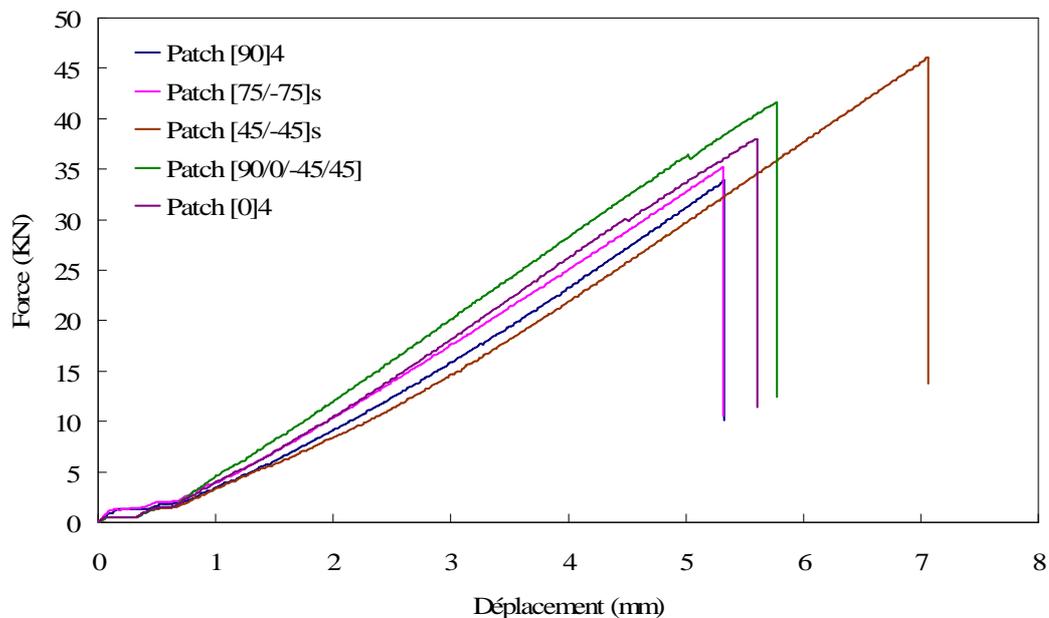


Figure 4.2. Courbes expérimentales typiques obtenues par la réparation par de patches durs de la série

I

No.	Séquence d'empilement	Force à Rupture (kN)	Ecart type	$\frac{F_{rup}^R}{F_{rup}^{vierge}} \%$
I - 1	[90]4	33,8	2,32	67,8
I - 2	[75/-75]s	35,9	1,86	71,9
I - 3	[45/-45]s	44,9	2,83	89,9
I - 4	[90/0/-45/45]	40,0	2,21	80,2
I - 5	[0]4	37,6	2,44	75,4
Eprouvette vierge		49,9	3,04	100
Eprouvette trouée		27,9	1,25	55,9

Tableau 4.3. Performance des réparations par les patches de la série I

Cette observation correspond bien aux conclusions faites dans le travail de Soutis et al. [17]. Après avoir étudié analytiquement la distribution de contraintes dans le joint collé des réparations par collage des patches externes soumises à compression statique, ces derniers ont tracé la performance des réparations en fonction de la rigidité de membrane relative des patches (Figure 4.4). Puisque la plaque à réparer dans notre étude est figée (rigidité constante  $E_p t_p$ ), la courbe de la Figure 4.4 est tout à fait comparable avec nos résultats expérimentaux en cas de traction présentés dans la figure 4.3. Il est évident que ces deux courbes ont la même allure même si la sollicitation est différente.

Liu et Wang [20] ont réalisé une étude numérique par la méthode des éléments finis sur des réparations par collage de patches externes en traction statique. La Figure 4.5 présente l'influence du paramètre  $\xi$ , défini comme l'épaisseur du patch normalisée par l'épaisseur de la plaque à réparer, sur la performance en traction statique des réparations par collage de patches externes. Puisque dans leur étude la séquence d'empilement des patches de réparation est fixé à  $[45/-45]_n$  (avec  $n$  variant), le paramètre  $\xi$ , en réalité, représente justement la rigidité de membrane des patches, donc comparable avec la courbe des Figures 4.3 et 4.4. Il est intéressant de noter que l'allure de cette courbe est aussi semblable à nos résultats expérimentaux. En plus, la variation de la contrainte à initiation d'endommagement suit la même tendance que celle de la contrainte à rupture. Cela signifie que la contrainte d'initiation de l'endommagement peut être pensée comme représentative de la performance des réparations.

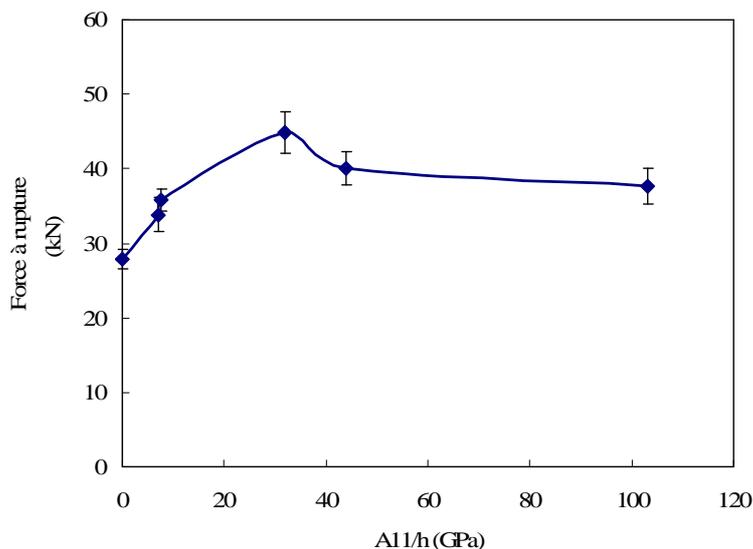


Figure 4.3. Forces à rupture des réparations en fonction de la rigidité de membrane des patches de la série I

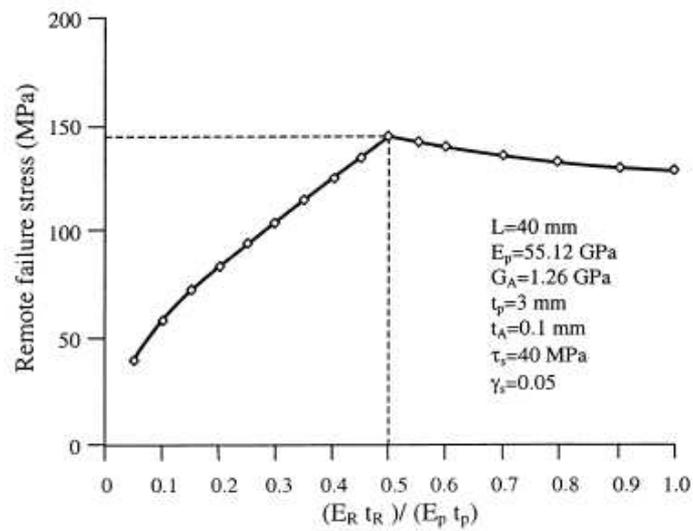


Figure 4.4. Influence de la rigidité de membrane relative des patches sur la performance en compression des réparations par collage de patches externes [17]

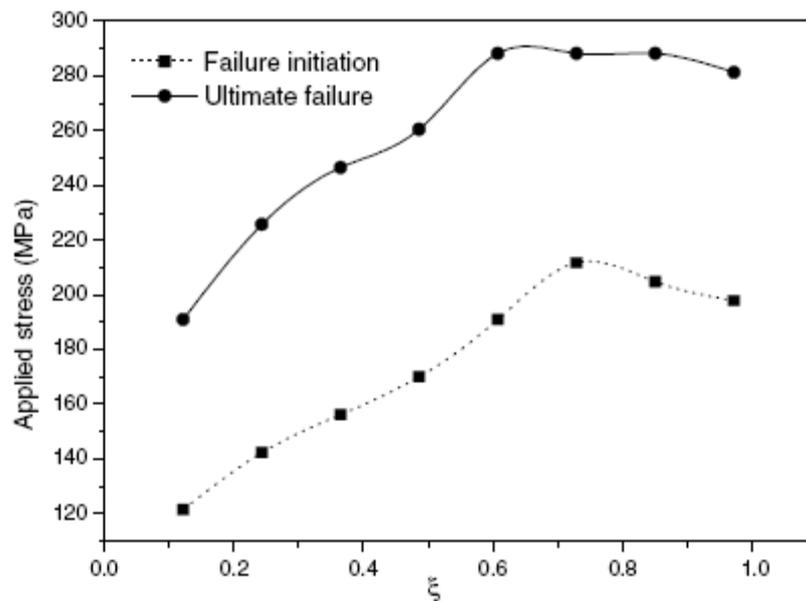


Figure 4.5. Influence de l'épaisseur des patches normalisée sur la performance en traction des réparations par collage de patches externes [20]

## 4.2.2 Influence de l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé

Dans la deuxième série d'essais, on fait varier l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé tout en gardant la même rigidité longitudinale des patchs quasi-isotrope [90/0/-45/45], (Tableau 4.2). La Figure 4.6 donne les courbes expérimentales typiques de charge en fonction du déplacement des réparations par des patchs dans la série II. Ici la rigidité globale des réparations devrait être la même car la rigidité de membrane des patchs est identique quelle que soit l'orientation retenue. Sur les courbes, une baisse du coefficient directeur juste avant la rupture finale peut être observée à cause de l'endommagement important dans les réparations. En ce qui concerne la force à rupture normalisée par celle mesurée sur les éprouvettes vierges (Tableau 4.4 et Figure 4.7), l'orientation des fibres à  $0^\circ$  du premier pli de patch adjacent conduit à la meilleure résistance des éprouvettes réparées par les patchs de la série II, Par contre l'orientation des fibres à  $90^\circ$  du premier pli de patch adjacent est moins efficace. La performance des réparations dans la série II en termes de force à rupture relative peut varier entre 72,5% et 85,0%. C'est-à-dire, l'influence de l'orientation de fibres du pli adjacent au joint collé n'est pas négligeable. Ce paramètre peut changer le scénario d'endommagement et donc il doit être optimisé.

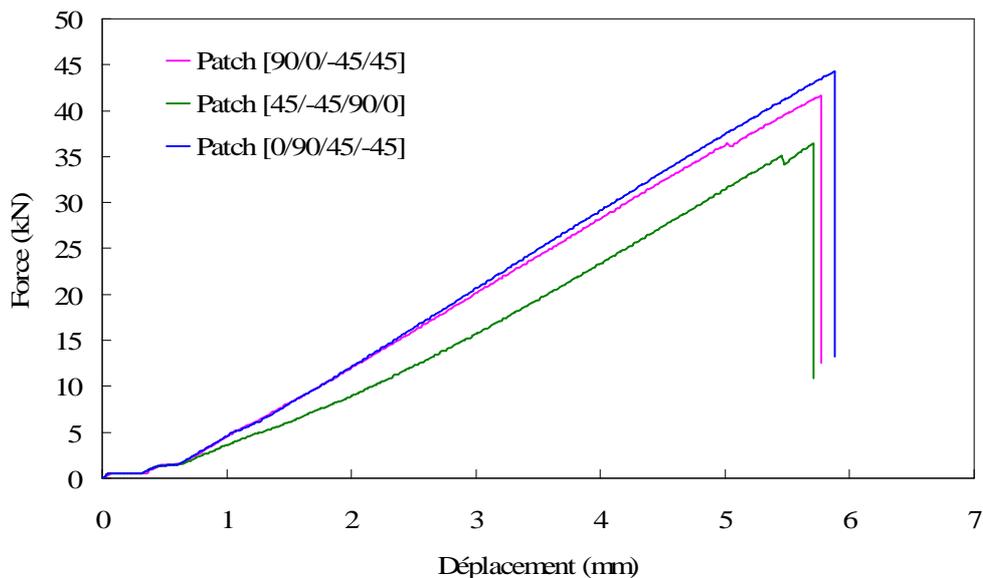


Figure 4.6. Courbes expérimentales typiques de charge en fonction du déplacement des réparations par des patchs de la série II

Liu et Wang [20] ont aussi étudié l'influence de la séquence d'empilement de patches sur la performance des réparations en traction par collage de patches externes. Leurs résultats sont illustrés à la Figure 4.8 où le dernier pli des patches est adjacent au joint collé. Une faible variation a été observée entre ces six patches différents aussi bien pour la contrainte d'initiation de l'endommagement que pour la contrainte à rupture. Par contre les patches ayant l'orientation des fibres à 0° donne toujours la meilleure résistance.

No.	Séquence d'empilement	Force à Rupture (kN)	Ecart type	$\frac{F_{rup}^R}{F_{rup}^{vierge}} \%$
II - 1 (I - 4)	[90/0/-45/45]	40,0	2,21	80,2
II - 2	[45/-45/90/0]	36,2	0,37	72,5
II - 3	[0/90/45/-45]	42,4	1,83	85,0
Eprouvette vierge		49,9	3,04	100
Eprouvette trouée		27,9	1,25	55,9

Tableau 4.4. Performance des réparations par les patches de la série II

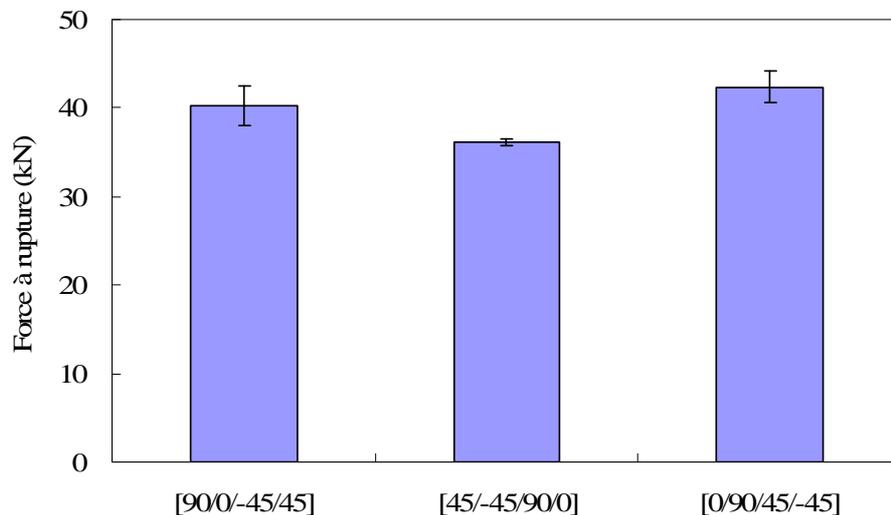


Figure 4.7. Forces à rupture des éprouvettes réparées par les patches de la série II

Par conséquent, nous pouvons penser que la séquence d'empilement ou/et l'orientation de fibres adjacents au joint collé peut être considérée comme un paramètre d'optimisation secondaire. Par exemple, on peut sélectionner d'abord une rigidité

convenable pour une plaque à réparer, puis on peut améliorer sa performance en optimisant l'orientation des fibres adjacents ou/et la séquence d'empilement.

Case number	Patch material	Size (mm)	Stacking sequence
1	T300/QY8911	$\varnothing 50 \times 0.875$	[0/45/-45/45/90]
2	T300/QY8911	$\varnothing 50 \times 0.875$	[45/0/±45/90]
3	T300/QY8911	$\varnothing 50 \times 0.875$	[±45/0/45/90]
4	T300/QY8911	$\varnothing 50 \times 0.875$	[90/45/-45/45/0]
5	T300/QY8911	$\varnothing 50 \times 0.875$	[45/90/±45/0]
6	T300/QY8911	$\varnothing 50 \times 0.875$	[±45/90/45/0]

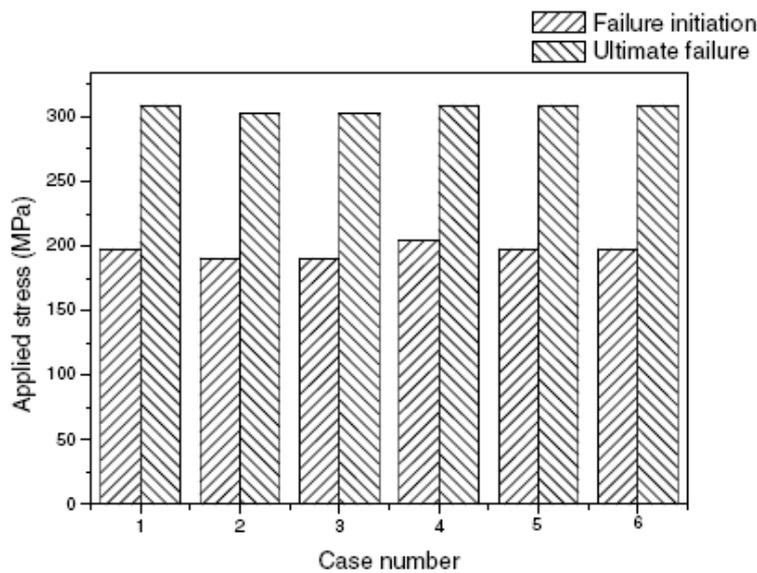


Figure 4.8. Influence de la séquence d'empilement de patches sur la performance des réparations en traction par collage de patches externes [20]

### 4.3 Mécanismes de rupture des réparations par collage de patches durs externes

Dans l'objectif de valider un modèle numérique permettant de prévoir la rupture d'un système complexe comme celui de la réparation, nous avons besoin d'abord de connaître ce qui se passe réellement lors de la rupture du système. Ces connaissances conduisent par la suite à établir un modèle phénoménologique nécessaire pour la corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux.

Cette partie décrit les observations expérimentales des mécanismes de rupture en traction sur les réparations par collage des patches durs externes. Différentes méthodes

---

de contrôle ont été utilisées afin d'identifier « où » et « comment » la rupture s'amorce et se propage jusqu'à la rupture finale. L'ensemble de l'étude nous permet de proposer des modèles phénoménologiques.

Les résultats précédents montrent que quels que soient les patches de réparation utilisés, les zones les plus chargées se situent ou bien aux extrémités du patch longitudinales (Zone A), transversales (Zone D) où bien aux extrémités du trou longitudinales (Zone B), transversales (Zone C) (Figure 4.9). Ces quatre zones sont donc surveillées en particulier par divers méthodes de contrôle afin d'identifier l'endroit de l'initiation de rupture.

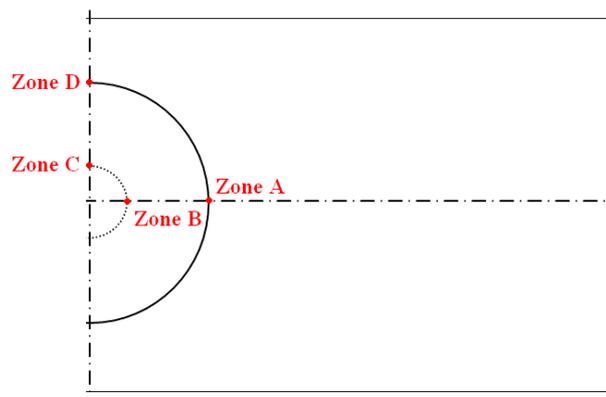


Figure 4.9. Quatre zones critiques dans une éprouvette réparée par patchs circulaires soumise à une traction axiale

### 4.3.1 Observation visuelle des faciès de rupture

Tout d'abord, on peut observer visuellement les faciès de rupture. Dans le cas des réparations par les patchs de la série I, trois types de faciès de rupture peuvent être identifiés.

- 1<sup>er</sup> Type : Réparations par les patchs souples de séquence d'empilement :  
[90]<sub>4</sub> et [75/-75]<sub>s</sub>

Il est admis que les éprouvettes trouées sans réparation subissent une forte concentration de contraintes au bord libre du trou dans la zone C dès que la charge de traction est appliquée. La rupture de ces plaques trouées s'avère très brutale. La rupture se situe dans la section la plus affaiblie par le trou autour duquel les zones de délaminage sont bien développées. Quand ces plaques trouées sont réparées par des patchs plus souples dont la séquence d'empilement est [90]<sub>4</sub> et [75/-75]<sub>s</sub>, la rupture

intervient toujours dans la même section que dans celles trouées sans réparation, mais avec les patchs rompus à la même section sans décollement de la plaque (Figure 4.10). Par contre, le délaminage à partir du bord du trou semble limité grâce aux patchs de réparation.

Le scénario de rupture peut être supposé ainsi : la rupture est initiée aux bords du trou dans la zone C, car l'amélioration de la concentration de contraintes dans cette zone est limitée par la faible rigidité des patchs ; le délaminage entre les plis dans la plaques se développe et la redistributions de contraintes dans cette zone provoque la formation et la covalence des microfissure dans les patchs au fur et à mesure que la charge augmente ; la rupture finale intervient de façon brutale dans la section la plus affaiblie par le trou.



(a) Réparation par patchs [90]4



(b) Réparation par patchs [75/-75]s

Figure 4.10. Faciès de rupture des réparations par les patchs [90]4 et [75/-75]s

- 2<sup>ème</sup> Type : Réparations par des patchs de séquence d'empilement :  
[45/-45]s

Les faciès de rupture des réparations par patchs [45/-45]s représentent un type de rupture complètement différent que dans le premier cas (Figure 4.11). Bien que la rupture finale se situe toujours du niveau de la section la plus affaiblie par le trou, les patchs de réparation ne sont pas rompus, ils sont tout simplement arrachés de la partie rompue de la plaque. En plus, le premier pli de la plaque à réparer est décollé avec les patchs à cause du délaminage entre les deux premiers plis de la plaque à réparer. Le délaminage à partir du bord libre du trou est aussi limité par les patchs. Cela signifie que la rupture finale résulte de la propagation d'endommagement simultanément à partir de la zone C et de la zone A.



Figure 4.11. Faciès de rupture des réparations par les patches [45/-45]s

- 3<sup>ème</sup> type : Réparations par patches quasi-isotrope

Les réparations par patches quasi-isotropes de la série II ont des faciès de rupture similaires. La Figure 4.12 illustre un faciès de rupture de la réparation par patches [90/0/-45/45].

Il est montré que les patches sont arrachés de la plaque cassée et restent intacts. Mais le délaminage entre plusieurs couches à partir d'une extrémité longitudinale des patches (zone A) semble très développé dans ce cas. De nombreuses mèches de fibres cassées sont attachées aux patches. Par contre il n'y a pas de rupture visible dans le joint collé. Bien que la rupture finale de la plaque intervienne au niveau de la section la plus affaiblie par le trou, l'endommagement dans la zone C commence juste avant la rupture finale, il résulte plutôt de la propagation importante de multi fissures entre les plis de la plaque à partir de la zone A.



Figure 4.12. Faciès de rupture des réparations par patches [90/0/45/-45]

---

Il est intéressant de noter que le collage des patches durs se tient parfaitement quelle que soient les réparations par patches durs. Autrement dit, aucune rupture cohésive ni adhésive dans le joint collé n'a été observée.

### 4.3.2 Analyse des courbes expérimentales

Les courbes expérimentales force-déplacement de traction statique obtenue sur des réparations par patches durs sont analysées dans cette partie.

Les courbes obtenues sur les éprouvettes réparées par patches [90]<sub>4</sub> et [75/-75]<sub>s</sub> sont comparées dans la Figure 4.13 avec celle d'une éprouvette trouée. Les trois courbes ont presque la même allure. Le coefficient directeur des courbes augmente au début des essais et reste constant jusqu'à la rupture. Cela signifie que la rupture est presque instantanée dès que la concentration de contraintes dans la zone C atteint un niveau critique dans les réparations comme dans la plaque trouée. La réparation par patches [90]<sub>4</sub> et [75/-75]<sub>s</sub> a tout simplement pour effet d'améliorer cette concentration de contraintes, mais elle ne peut pas déplacer le zone critique.

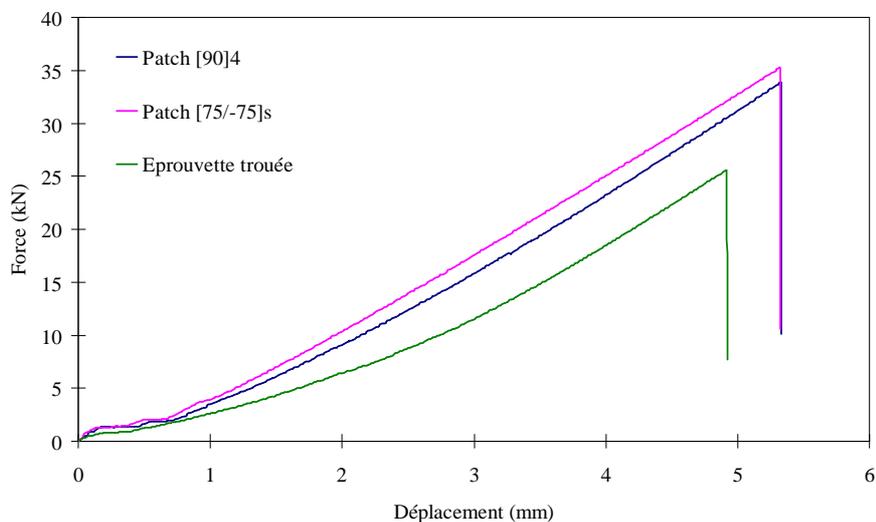


Figure 4.13. Courbes expérimentales force-déplacement obtenues sur les réparations par patches [90]<sub>4</sub> et [75/-75]<sub>s</sub> et sur une plaque trouée

La courbe force-déplacement obtenue sur une éprouvette réparée par patches [45/-45]<sub>s</sub> présente aussi la même allure que celle sur une éprouvette trouée (Figure 4.14). Cependant, la force à rupture dans la réparation est presque deux fois plus élevée que celle obtenue sur l'éprouvette trouée, la réparation par ces patches est donc bien

efficace. On peut supposer que la rupture finale de la réparation est aussi instantanée dès que la rupture intervient dans la zone C. Même si l'endommagement peut aussi se développer à partir de la zone A comme observé sur les faciès de rupture, son extension ne doit pas être suffisamment importante avant la rupture dans la zone C.

En ce qui concerne les réparations par patches [90/0/-45/45] et [0]4, les courbes force-déplacement (Figure 4.15) ont une allure différente de celle de la plaque trouée. Après une partie linéaire plus ou moins marquée, on observe une légère chute de la charge, puis le coefficient directeur de la courbe diminue de façon progressive jusqu'à la rupture finale de la réparation. Ce phénomène peut être associé à une extension importante du délaminage à partir de la zone A entre plusieurs plis de la plaque à réparer.

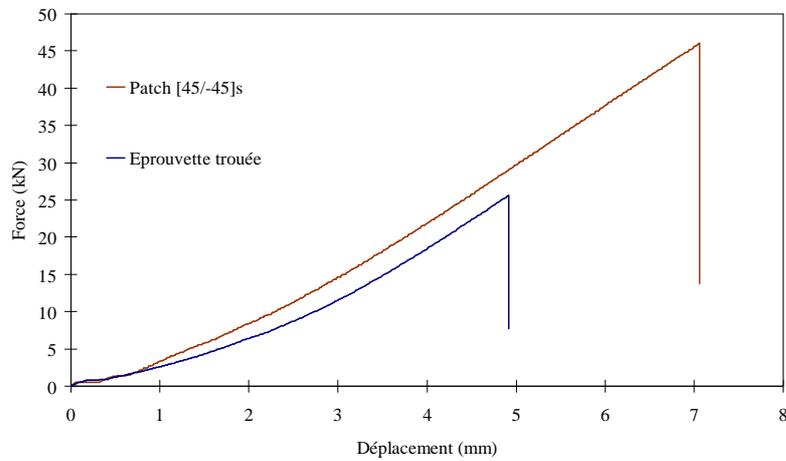


Figure 4.14 Courbes expérimentales force-déplacement obtenues sur les réparations par patches [45/-45]s et sur une plaque trouée

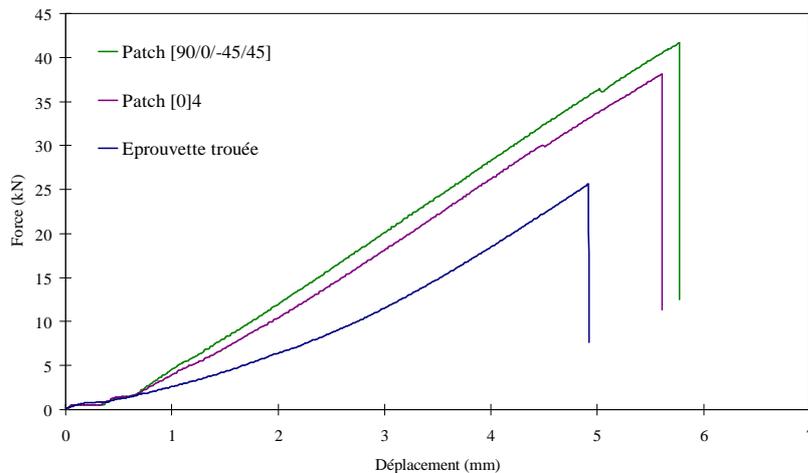


Figure 4.15. Courbes expérimentales force-déplacement obtenues sur les réparations par patches [90/0/-45/45] et [0]4 et sur une plaque trouée

### 4.3.3 Suivi d'évolution de l'endommagement par des jauges de déformation de déformation

Une évolution du processus d'endommagement durant les essais sur la réparation par les patchs [90/0/-45/45]s a été suivie à l'aide de jauges de déformation placées sur les patchs et sur la plaque à réparer. Leurs positions sont indiquées à la Figure 4.16.

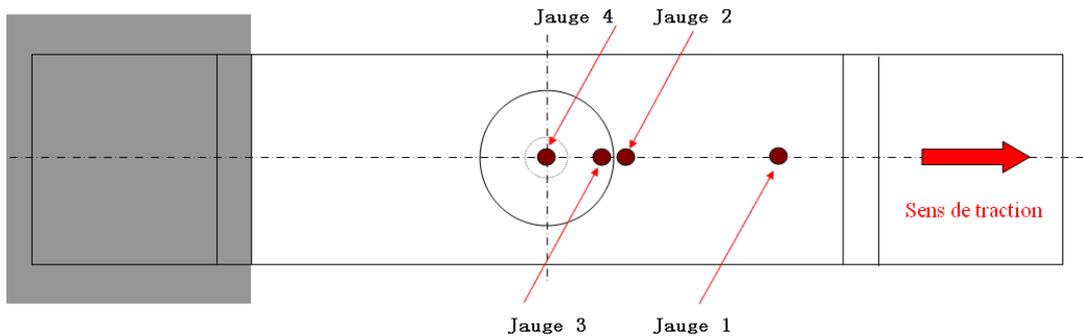


Figure 4.16 Position des jauges de déformation sur une réparation par patchs [90/0/-45/45]

La réponse des jauges de déformation en fonction de la charge appliquée est présentée à la Figure 4.17.

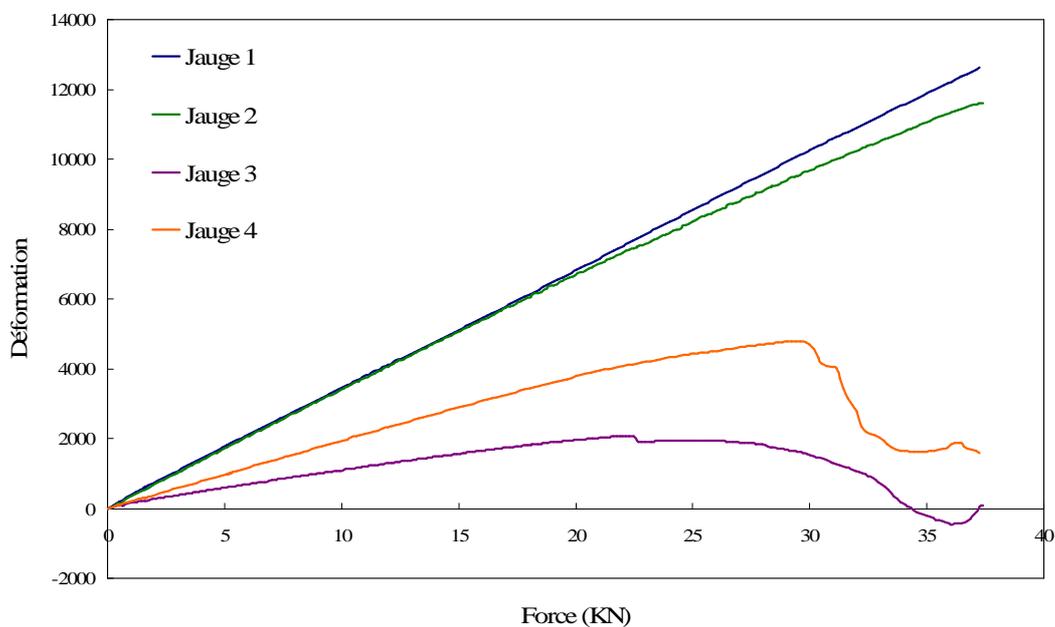


Figure 4.17. Réponse des jauges de déformation en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par patchs [90/0/-45/45]

---

La jauge N°1 collée dans un endroit sans perturbation montre une réponse linéaire pratiquement jusqu'à la rupture finale de la réparation. Cela signifie qu'il n'y a aucun endommagement dans la plaque loin de la zone réparée. La déformation mesurée par cette jauge est considérée comme une référence de comparaison.

La réponse des autres jauges (N°2, N°3 & N°4) montrent une partie linéaire au début de l'essai, elle commence à diverger de la partie linéaire à environ 40% de la charge de rupture (entre 15 et 20 kN). Pour la jauge N°2, situé sur la plaque à réparer proche d'une extrémité longitudinale du patch (la zone A définie par la Figure 4.9), on peut déduire que dans cette zone A le délaminage entre les plis de la plaque se développe et conduit à une séparation locale des couches donc à une surface convexe. La jauge étant collée sur cette surface convexe subit une traction combinée avec une compression due à l'effet de flexion. Ainsi la déformation mesurée diminue par rapport à la jauge N°1 et la différence de déformation mesurée par les jauges N°1 et N°2 augmentent avec la charge appliquée.

La jauge N°3 est collée sur la surface du patch à son extrémité longitudinale en dessus de la zone A. La déformation plastique dans le joint collé peut intervenir très tôt à cause de la concentration de contraintes dans cette zone. En plus, le développement du délaminage entre les plis de la plaque provoque un détachement partiel du patch. La déformation mesurée par la jauge N°3 diminue d'autant plus que le détachement du patch avance. A certain moment, la partie du patch sur laquelle la jauge N°3 est collée est complètement détachée de la plaque, la déformation mesurée par la jauge rend vers zéro. C'est aussi à ce moment une chute de la charge a été observée sur la courbe force-déplacement. Par la suite la jauge N°3 subit une légère compression à cause de l'effet de couplage juste avant la rupture totale de la réparation.

La jauge N°4 est collée au centre de la surface du patch. Elle doit être plus sensible au comportement non-linéaire du joint collé et aussi à l'endommagement dans la zone C au bord du trou (Figure 4.9). Lorsque la charge augmente de 20 à 30 kN, la jauge N°4 montre une relaxation progressive de contraintes. Cette relaxation est plutôt due à la déformation plastique dans le joint collé, car dans cette situation il y a moins de charge appliquée transmise au patch de réparation. Autour 30 KN de la charge appliquée, on assiste une forte baisse de la déformation mesurée par la jauge N°4, où la zone C de la plaque à réparer autour du trou est supposée affectée, probablement par des délaminages ou/et par la rupture de fibres. Le processus évolue jusqu'à ce que les patches ne contribuent plus à la résistance mécanique de la plaque à réparer.

En conclusion, les jauges de déformations fournissent des informations intéressantes sur les mécanismes de rupture dans un système réparé. L'analyse de l'évolution des déformations mesurées par ces jauges permet de remonter au processus de rupture réel.

Dans la réparation par les patches [90/0/-45/45] sollicitée en traction uniaxiale, l'endommagement s'amorce dès que la charge atteint environ 40% de la charge à rupture. Il s'agit de la déformation plastique dans le joint collé, des délaminages entre les plis de la plaque à réparer autour des extrémités longitudinales des patches (Zone A). Ces délaminages se propagent de façon progressive à partir des bords jusqu'au centre du patch et conduit à une séparation des couches de la plaque sur laquelle est collé le patch. Lorsque le décollement du patch avec les couches délaminées est suffisamment avancé, les bords du trou sont affectés. Enfin l'extension des endommagements aux bords du trou génère une rupture au niveau de la section la plus affaiblie par le trou en laissant des patches intacts arrachés de la plaque rompue.

#### 4.3.4 Contrôle par émission acoustique

Les trois capteurs d'émission acoustique à notre disposition de 10 mm de diamètre sont des capteurs d'ondes. Nous voulons instrumenter nos éprouvettes afin de localiser l'initiation et la propagation de l'endommagement. Il faut savoir que nos éprouvettes à tester mesurent 50mm de largeur. Il est donc plus judicieux de fixer les capteurs dans la longueur des éprouvettes. La Figure 4.18 schématise la position et la numérotation des capteurs d'émission acoustique sur toutes nos réparations testées. Le choix de la position des trois capteurs sur la réparation résulte de nombreux essais. Il s'avère que ce choix permet de mieux localiser des endommagements dans la longueur de la réparation. La localisation dans largeur de l'éprouvette reste très difficile car l'approximation des capteurs ne donne aucune information intéressante.

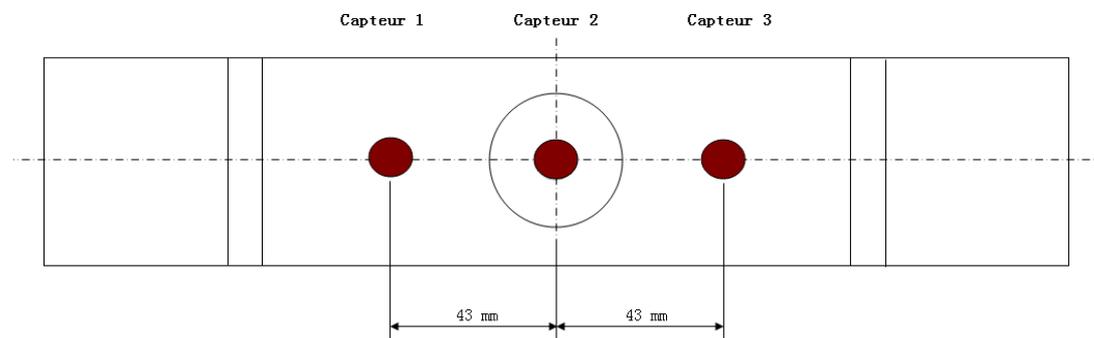


Figure 4.18. Position et Numérotation des trois capteurs d'émission acoustique

---

Il faut mettre du gel entre les capteurs et l'éprouvette pour assurer une meilleure récupération des signaux. La fixation des capteurs est assurée par un film adhésif de façon à éliminer des signaux émis par le frottement entre les capteurs et l'éprouvette.

En général, dans l'objectif de détecter les événements d'endommagement au sein d'un matériau composite par émission acoustique, les paramètres le plus utilisés sont les suivants :

- Comptage de nombre de salves qui dépasse un seuil défini ;
- Amplitude des signaux ;
- Fréquence correspond à chaque amplitude des signaux
- Energie dégagée par les signaux acoustiques

En effet, un signal peut avoir une forte amplitude et une faible énergie ou l'inverse. D'ailleurs, Beattie a trouvé que l'énergie acoustique rendait mieux compte de l'endommagement que le comptage traditionnel [31]. Afin de mieux cerner les sources des signaux d'émission acoustique, il convient donc d'utiliser les différentes méthodes de traitement de manière complémentaire.

Dans notre travail, les réparations par divers patches sollicitées en traction statique sont contrôlées par émission acoustique afin de détecter et localiser l'initiation de l'endommagement et aussi de suivre son évolution. Les signaux enregistrés durant les tests sont traités en utilisant différents paramètres. Il s'avère que dans notre cas l'énergie cumulée est mieux adaptée pour localiser et suivre l'endommagement.

Par conséquent, l'énergie des signaux à émissions acoustiques a été choisie comme le paramètre de contrôle dans la partie suivante. Nous présentons par la suite les résultats de contrôle sur trois réparations représentatives par rapport aux trois types de faciès de rupture décrits dans la partie 4.3.1.

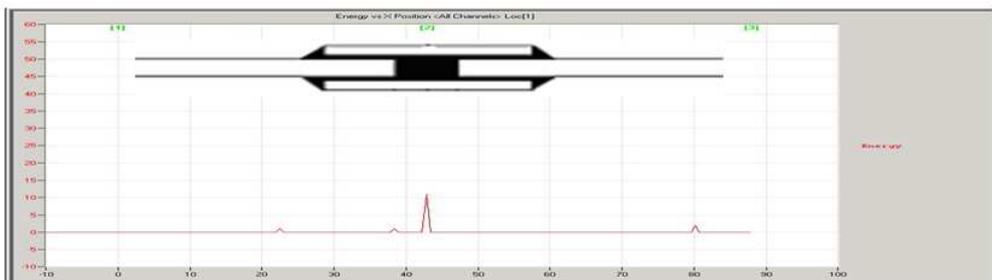
#### - Réparation par les patches de séquence d'empilement [75/-75]s

La Figure 4.19 présente les résultats de contrôle par émission acoustique sur une réparation par patches [75/-75]s. La courbe expérimentale charge-déplacement de la réparation (Figure 4.19-(d)) permet de corréler le comportement mécanique avec les endommagements détectés dans la pièce, où les trois points correspondent à trois images d'émission acoustique. Les signaux d'émission acoustique à trois instants donnés sont illustrés dans les images (a)-(c) de la Figure 4.19, où l'image (a) correspond à l'apparition des premiers signaux ; l'image (c) à la rupture finale et l'image (b) un point intermédiaire entre les deux premiers points.

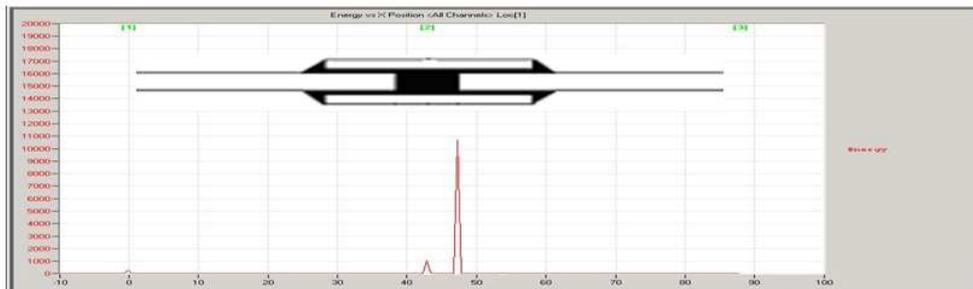
Sur l'image (a), les premiers signaux d'émission acoustique apparaissent à la charge environs 35% de la charge à rupture, cette initiation d'endommagements localisée par les capteurs est bien située à la zone C dans la section la plus affaiblie par le trou (voir la Figure 4.9). La faible énergie cumulée correspond plutôt à la microfissuration dans la matrice.

On voit sur l'image (b) que la zone endommagée s'est propagée dans largeur (le petit pic au centre) et aussi vers la droite, où l'énergie cumulée des émissions devient beaucoup plus importante. On suppose qu'à cet instant, le délaminage entre les plis de la plaque est bien développé et il conduit probablement à la rupture des fibres.

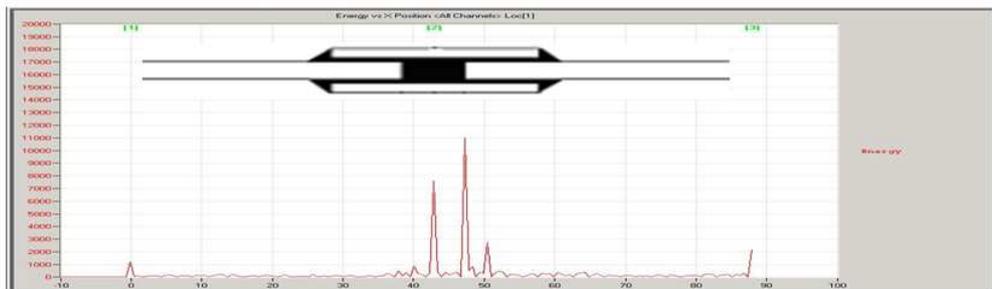
Juste avant la rupture finale de la réparation, l'image (c) montre que la zone endommagée couvre une grande partie autour du trou, de forte extension du délaminage devrait générer l'arrachement et la rupture des fibres dans la section la plus affaiblie par le trou et aussi dans les patches.



(a) Image d'émission acoustique à charge = 35% force à rupture



(b) Image d'émission acoustique à charge = 70% force à rupture



(c) Image d'émission acoustique à charge = 100% force à rupture (rupture finale)

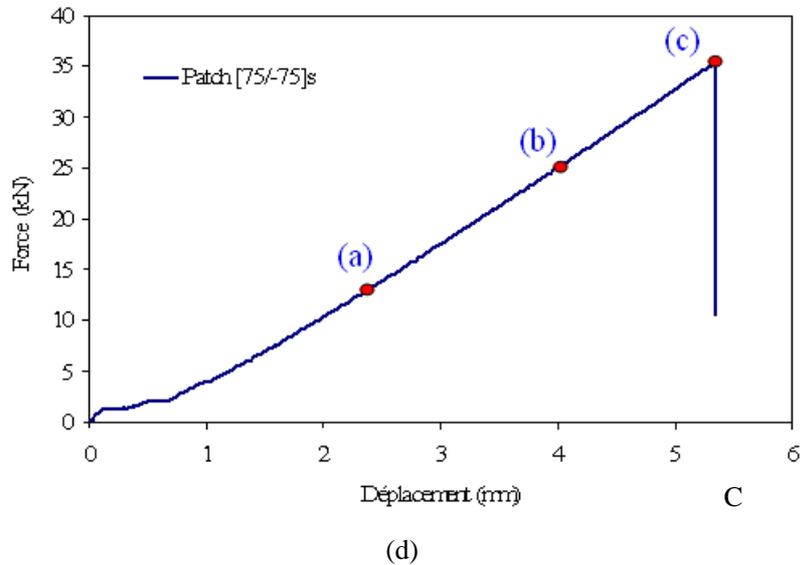
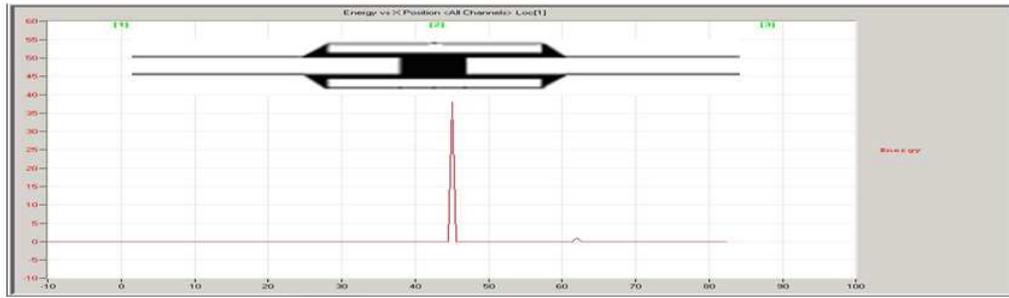


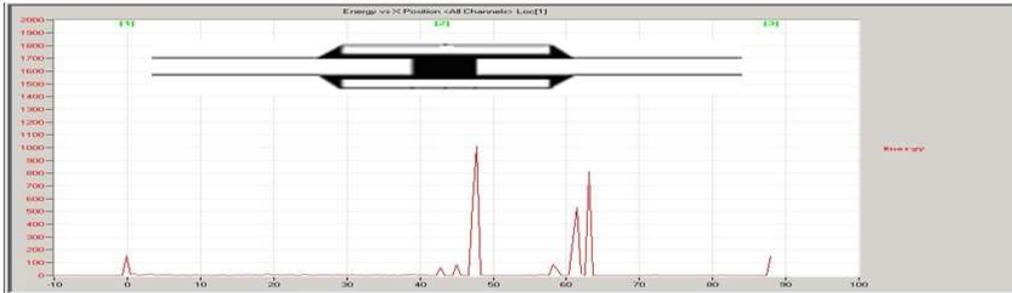
Figure 4.19. Contrôle par émission acoustique sur une réparation par patches [75/-75]s

#### - Réparation par les patches de séquence d'empilement [45/-45]s

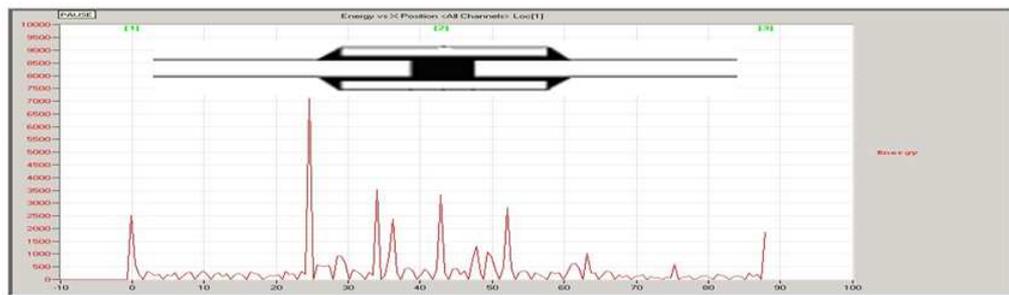
Pour une éprouvette réparée par patches [45/-45]s, les faciès de rupture s'avèrent complètement différents de ceux observés dans la réparation par patches [75/-75]s. Les patches ne sont pas rompus, mais décollés en arrachant la première couche de la plaque. Les résultats par émission acoustique sur cette réparation sont illustrés à la Figure 4.20. L'image (a) montre que la réparation s'endommage au bord du trou dans la zone C et pratiquement en même temps, la zone A autour de l'extrémité longitudinale des patches est légèrement atteinte (le petit pic à gauche). Avec l'augmentation de la charge appliquée, l'endommagement dans la zone C se propage dans la largeur de l'éprouvette et vers l'extérieur du trou, tandis que l'endommagement dans la zone A s'étend dans la largeur de l'éprouvette et vers l'intérieur des patches (Image (b)). De fort pic d'émission dans ces deux zones (l'image (b)) devrait correspondre à la propagation importante du délaminage entre les plis de la plaque et éventuellement la rupture des fibres. Juste avant la rupture finale, l'image (c) montre que l'endommagement s'est étendu pratiquement sur l'ensemble de la partie où les patches se collent. De forte énergie d'émissions résulte du cumul de divers mécanismes d'endommagement comme la propagation du délaminage, l'arrachement et la rupture des fibres. Enfin, l'éprouvette s'est rompue à la section la plus affaiblie par le trou.



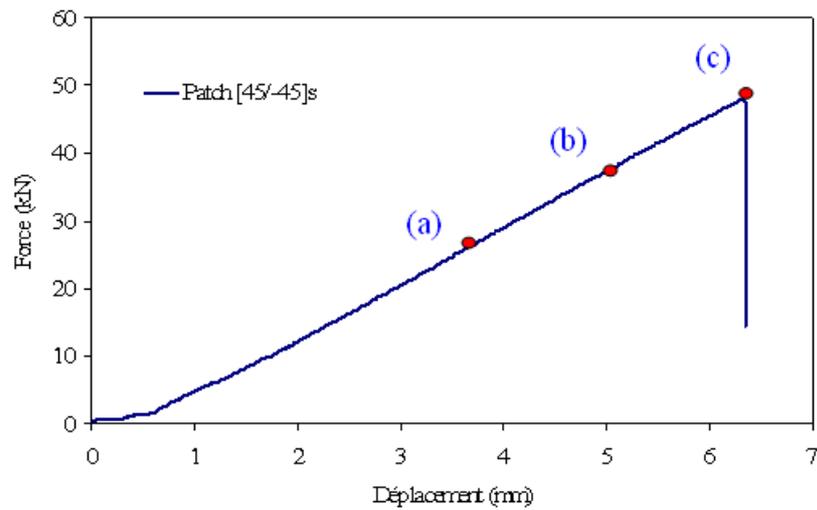
(a) Image d'émission acoustique à charge = 50% force à rupture



(b) Image d'émission acoustique à charge = 80% force à rupture



(c) Image d'émission acoustique à charge = 100% force à rupture (rupture finale)

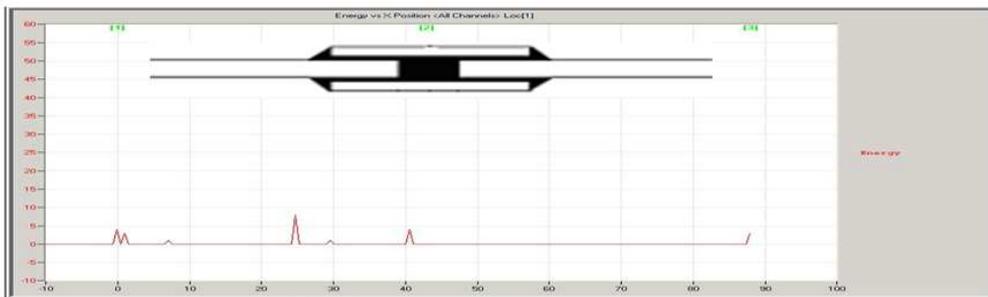


(d)

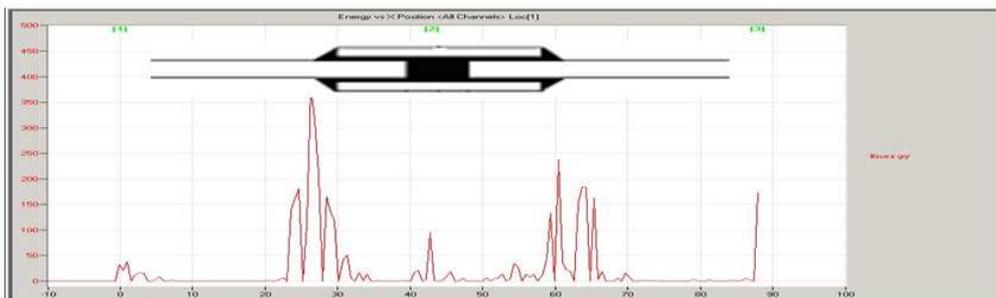
Figure 4.20. Contrôle par émission acoustique sur une réparation par patches [45/-45]s

- Réparation par les patches de séquence d'empilement  $[0]_4$

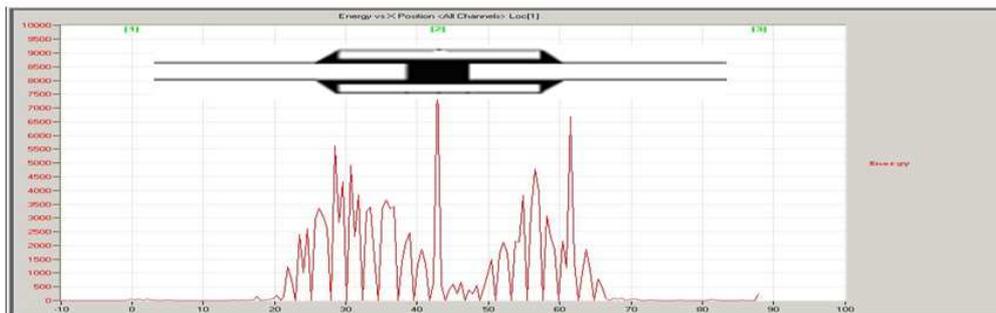
En ce qui concerne la plaque réparée par patches  $[90]_4$ , le processus d'endommagement a été également suivi par émission acoustique (Figure 4.21). Il est très clair que des endommagements ont lieu d'abord aux extrémités longitudinales des patches, définies comme la zone A. Des endommagements se forment également au bord du trou dans la zone C (Image (a)). L'image (b) montre que la propagation de la zone endommagée dans la zone A se dirige de façon symétrique vers l'intérieur des patches. Elle devrait s'accompagner de la séparation des plis de la plaque et de la rupture des fibres éventuelle du fait de la forte énergie émise. Ensuite, les endommagements se propagent rapidement entraînant la rupture finale. L'image (c) laisse supposer que les patches ont déjà partiellement ou complètement détachés de la plaque avant la rupture finale. La rupture des fibres dans la section critique conduit à la rupture finale de la réparation.



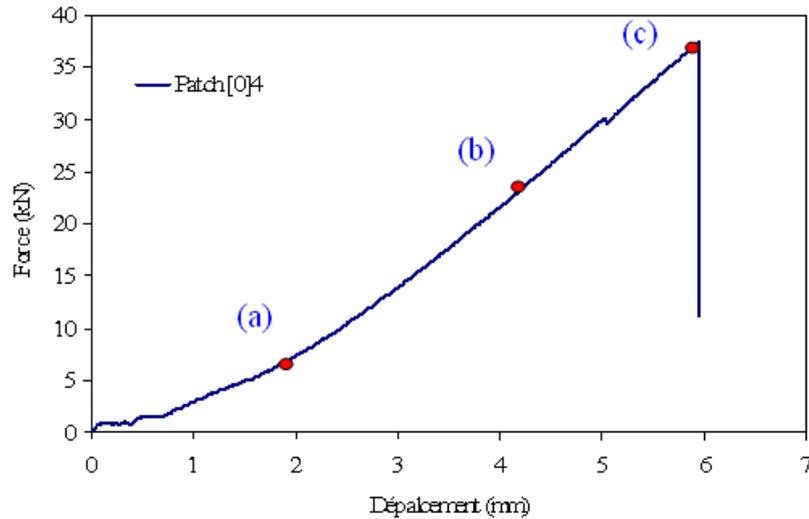
(a) Image d'émission acoustique à charge = 20% force à rupture



(b) Image d'émission acoustique à charge = 65% force à rupture



(c) Image d'émission acoustique à charge = 100% force à rupture (rupture finale)



(d)

Figure 4.21. Contrôle par émission acoustique sur une réparation par Patches [0]4

### 4.3.5 Modèles phénoménologiques

Les observations expérimentales par différentes méthodes nous permettent de proposer des modèles phénoménologiques qui décrivent le processus d'endommagement et de rupture dans les réparations par patches durs circulaires sollicités en traction statique. En général, ce processus d'endommagement selon la rigidité des patches de réparation, peut être classé en trois modes différents schématisés à la Figure 4.22.

#### - 1<sup>er</sup> Mode

Le premier mode correspond à la rupture des réparations par patches trop souple. Il caractérise une réparation insuffisante car la concentration de contraintes autour du trou n'est pas assez soulagée par le collage des patches.

Dans le cas du 1<sup>er</sup> mode de rupture (Figure 4.22-(a)), l'endommagement commence aux bords du trou ou/et dans les patches (dans la zone C) sous forme de microfissures dans la matrice ; la propagation et la coalescence de ces dernières engendrent non seulement le délaminage entre des plis de la plaque à partir du bord libre du trou, mais également la rupture interlaminaire ou/et intralaminaire dans les patches; la rupture finale par le trou se produit lorsque les fibres dans la plaque et dans les patches se cassent et se détachent de la matrice. La rupture des patches se trouve à même niveau de la plaque, aucun décollement de patches de la plaque n'est observé.

---

- 2<sup>ème</sup> Mode

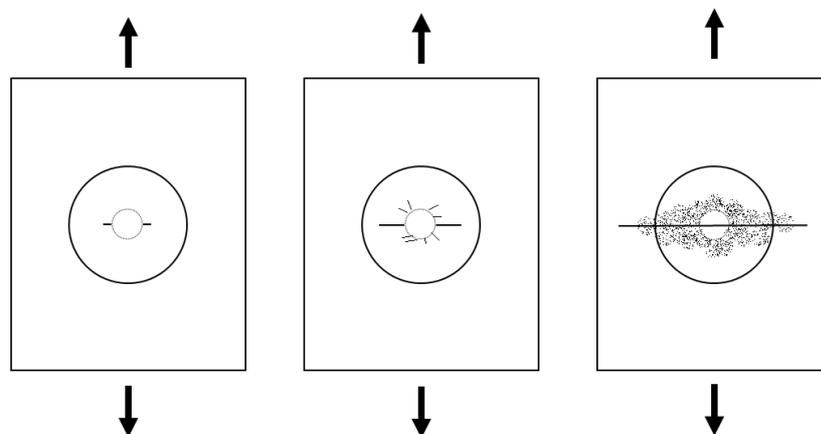
Le deuxième mode décrit la rupture des réparations par les patches de rigidité intermédiaire où la meilleure performance de la réparation a été remarquée.

Dans le cas du 2<sup>ème</sup> mode de rupture (Figure 4.22-(b)), d'abord des microfissures se forment au bord du trou (la zone C) et très peu après les premiers plis de la plaque autour des extrémités longitudinales des patches (la zone A) sont atteints; ensuite la propagation de ces deux zones endommagées sous forme de délaminage entre les plis se convient à l'intérieur de la plaque sous les patches de réparation ; finalement la rupture des fibres et l'arrachement des patches engendrent une rupture brutale à la section la plus affaiblie par le trou. Les patches et le joint collé semblent intacts du fait que les fibres cassées du premier pli de la plaque se trouvent collées sur les faciès de rupture des patches.

- 3<sup>ème</sup> Mode

Le troisième mode est observé dans la rupture des réparations par patches rigides et il caractérise une réparation excessive puisque les patches trop rigides engendrent une concentration de contraintes dans la plaque aux extrémités longitudinales des patches très critique pour la performance de la réparation.

Dans le cas du 3<sup>ème</sup> mode de rupture (Figure 4.22-(c)) , l'endommagement s'amorce dans la plaque à réparer, près des extrémités longitudinales des patches; au fur et à mesure que les délaminages entre différents plis de la plaque se propagent vers le centre du patch, les microfissures se produisent aux bords du trou. Enfin, lorsque le décollement des patches engendré par le délaminage dans la plaque à réparer est suffisamment avancée, la section dans la zone C s'endommage de plus en plus jusqu' à rupture finale de la réparation. La plaque à réparer casse dans la section la plus affaiblie par le trou tout en laissant les patches intacts.



(a) 1<sup>er</sup> Mode

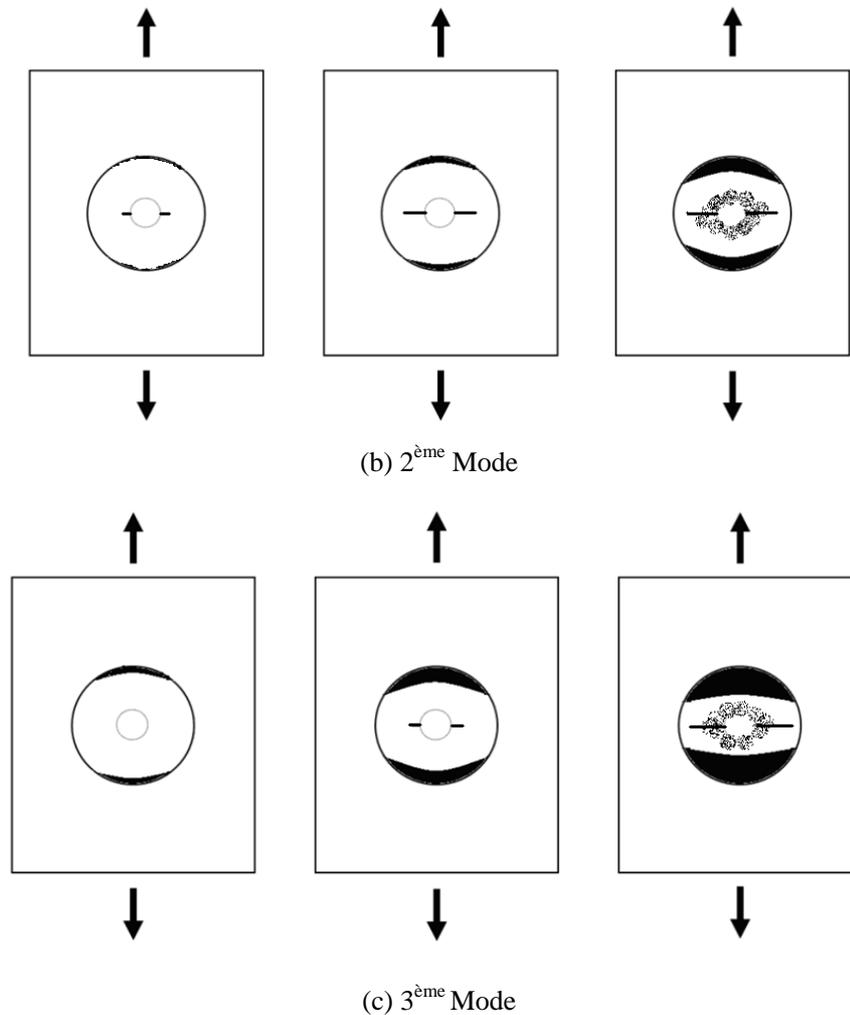


Figure 4.22. Trois processus d'endommagement et de rupture des éprouvettes réparées par patches durs circulaires sollicitées en traction uniaxiale

Dans la littérature, Liu et Wang [20] ont proposé également trois modes de rupture pour décrire de qui se passe dans des réparations par patches durs (Figure 4.23). Le mode B décrit le même type de rupture finale que notre cas en 1<sup>er</sup> mode. Le mode A signifie plutôt un décollement de patches provoquée par rupture dans le joint collé, ce qui arrive, dans notre étude, aux éprouvettes réparées par patches mous (Figure 3.13). En ce qui concerne le mode C, il faut que les patches soient extrêmement rigides pour que la concentration de contraintes dans la plaque autour du bord des patches puissent provoquer une rupture à cet endroit. En réalité, ce mode de rupture a été observé dans notre travail sur une réparation par des patches mous de forme carré (50 x 50mm) qui ouvrent l'ensemble de la largeur de la plaque à réparer.

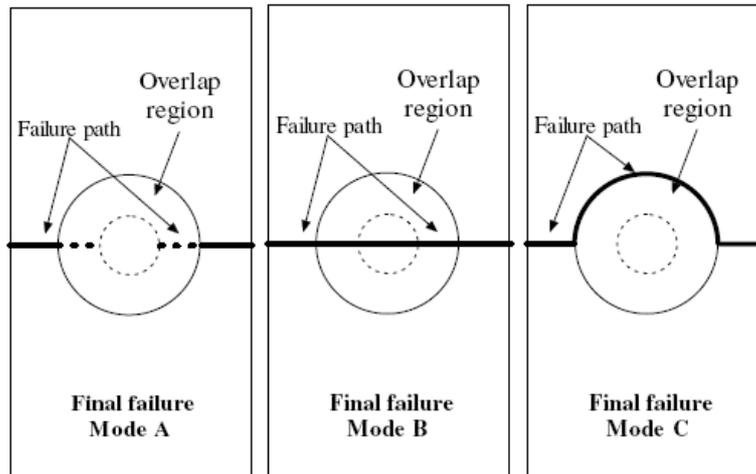


Figure 4.23. Trois modes de rupture proposés par Wang et Liu pour des réparations par collage des patches externes sollicitées en traction [20]

Les modèles phénoménologiques proposés par Hu et Soutis [17] pour des réparations par collage des patches externes sollicités en compression sont similaires à nos modèles à l'exception de l'ouverture et la propagation des micro-gonflant engendré par le flambage local en compression.

## 4.4 Conclusion

Selon les études expérimentales effectuées sur les réparations par collage des patches durs circulaires externes, nous pouvons obtenir certaines conclusions intéressantes.

D'abord, la performance des réparations en traction dépend non seulement de la rigidité, mais également de la séquence d'empilement en particulier de l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé du patch. Il existe une valeur optimale de la rigidité de patch, qui sépare la variation de la performance en deux parties. La performance augmente avec la rigidité de patches si ces dernières sont inférieures à la valeur optimale ; la tendance de la variation de la performance est inversée si les rigidités de patches sont supérieures à cette valeur optimale. En plus, en variant l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé des patches tout en gardant la rigidité de patch identique, on peut gagner plus de 10% de performance de la réparation. L'interprétation de ces observations repose sur la connaissance des mécanismes de rupture.

Les études des mécanismes de rupture des réparations en traction par différentes méthodes nous permettent de proposer trois modèles phénoménologiques qui décrivent le processus d'endommagement et de rupture de nos éprouvettes réparées. Il s'avère que si

---

les patchs sont trop souples, l'endommagement a lieu très tôt au bord du trou dans la zone C, comme les éprouvettes trouée sans réparation, ce qui conduit à une performance faible (1<sup>er</sup> mode). La réparation par collage de patchs externes dans ce cas est donc insuffisante ; par contre si les patchs de réparation sont trop rigides, l'initiation d'endommagement commence aussi très tôt mais dans la plaque aux extrémités longitudinales des patchs (la zone A), la performance est aussi médiocre (3<sup>ème</sup> mode). Ici la réparation par des patchs trop rigides est donc considérée excessive. La meilleure solution repose sur l'équilibre de la concentration de contraintes dans les zones A et C par optimiser les patchs pour que l'endommagement s'initie en même temps dans les zones A et C (2<sup>ème</sup> mode).

---

**5. Etablissement d'un modèle  
numérique par la méthode des éléments  
finis**

---

Les réparations par collage des patches externes sont constituées l'assemblage d'une plaque en composite stratifié, d'un joint collé et de patches eux aussi en composite stratifié. Un tel système complexe est très difficile à modéliser pour déterminer correctement les champs de contraintes, de déformations et de déplacement en utilisant un modèle analytique. La présence des concentrations de contraintes en plusieurs zones rend la mission presque impossible. Dans l'objectif d'optimiser des patches de réparation, divers paramètres d'influence doivent être considérés. Il est donc nécessaire d'établir un modèle de calcul, validé par des résultats expérimentaux, permettant de proposer des solutions de façon simple et rapide. Actuellement, les logiciels de calcul basés sur la méthode des éléments finis sont largement utilisés et les résultats numériques obtenus s'avèrent très satisfaisants si des modèles numériques sont correctement établis.

Dans ce chapitre, nous allons présenter deux modèles numériques obtenus grâce au logiciel MSC. Marc. Les résultats de calcul par ces deux modèles vont être comparés et corrélés avec nos résultats expérimentaux. Le modèle ainsi validé va être appliqué par la suite à l'ensemble des réparations considérées pour l'optimisation du système réparé.

## 5.1 Modèle I

Dans le modèle I, la plaque en composite stratifié trouée à réparer est considérée comme un matériau orthotrope tridimensionnel par homogénéisation. Les patches de réparation sont modélisés par des éléments composites afin de prendre en compte des séquences d'empilement différentes. Le joint collé est modélisé par un matériau isotrope homogène dont les constantes élastiques sont les suivantes :  $E = 3 \text{ GPa}$  et  $\nu = 0.3$ .

Les calculs sont tous réalisés dans le domaine élastique linéaire que ce soit pour les composites stratifiés ou pour la colle.

### 5.1.1 Maillage et conditions aux limites

Grâce à la symétrie du système réparé, le calcul est effectué sur une « demie éprouvette ». La géométrie et le maillage d'un quart de la réparation est schématisés à la Figure 5.1, où les conditions aux limites imposées sont également présentées. La section centrale est bloquée suivant la direction X, un déplacement constant de  $u=1 \text{ mm}$  est imposé à l'extrémité de la réparation dans le sens de sa longueur (direction x) et la

translation dans les directions transversales (directions y et z) est bloquée du nœud au centre de largeur de la réparation. Les zones où il existe des concentrations de contrainte sont maillées beaucoup plus finement pour simuler mieux le gradient important de contraintes.

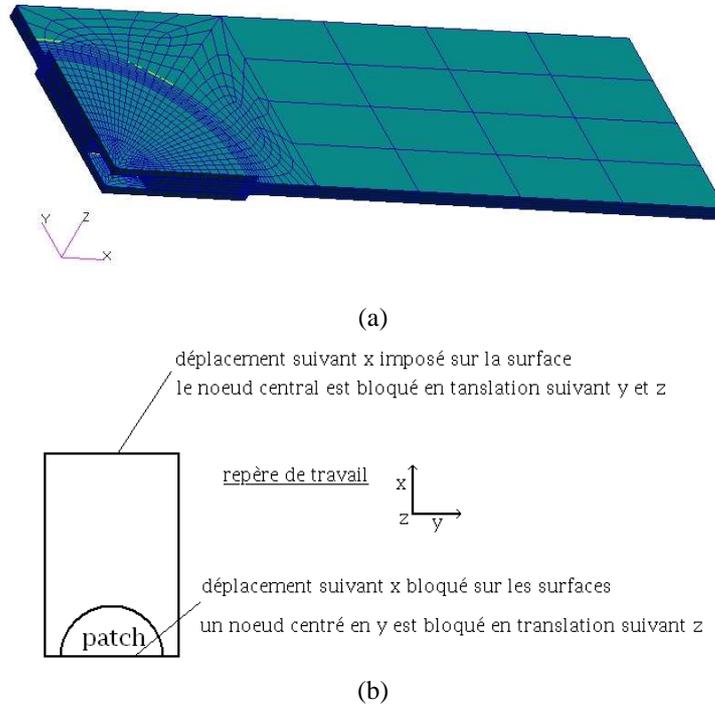


Figure 5.1. Maillage et conditions aux limites de la réparation du modèle I

Une étude préalable de convergence a permis de déterminer un maillage adapté aux configurations trouées et réparée (Figure 5.2). La variation du nombre d'éléments est réalisée tout simplement en augmentant le nombre d'éléments dans l'épaisseur de la réparation. La valeur maximale dans la plaque à réparer des contraintes normales dans la direction x, y :  $\sigma_x^{\max}$ ,  $\sigma_y^{\max}$  et aussi de la contrainte de Von-Mises :  $\sigma_{\text{Von-Mises}}^{\max}$  a été tracées en fonction de nombre d'éléments pour étudier la convergence. Notons que la différence entre  $\sigma_x^{\max}$  et  $\sigma_{\text{Von-Mises}}^{\max}$  est négligeable du fait que  $\sigma_x^{\max}$  occupe une partie majeure dans le calcul de  $\sigma_{\text{Von-Mises}}^{\max}$ . Il est montré que la valeur maximale des contraintes étudiées devient quasi-stable dès que le nombre d'élément dépasse 2000. Ici le type d'élément utilisé est un élément brick à 8 nœuds (Hex8). Nous avons choisi le modèle avec 8288 éléments du type Hex8 pour calculer l'ensemble des réparations de manière à avoir le nombre d'éléments suffisant dans l'épaisseur de la réparation.

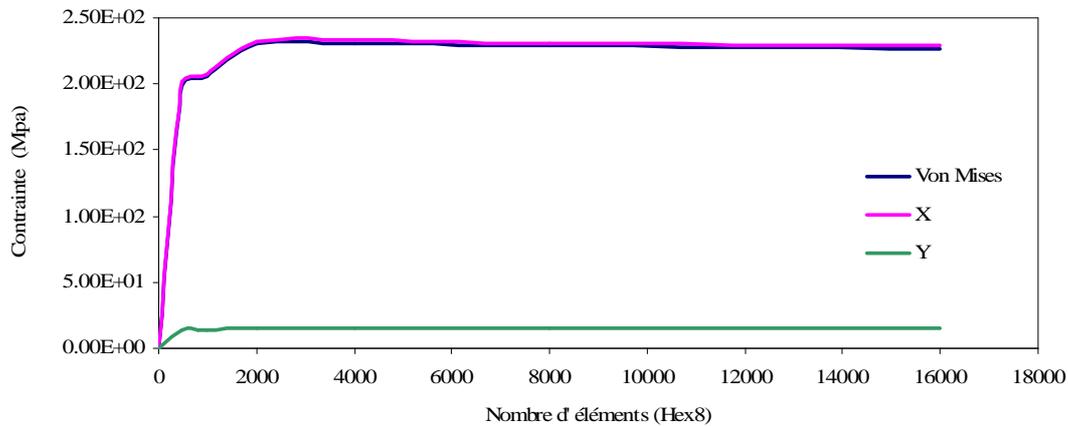


Figure 5.2. Valeurs maximales des contraintes  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  et  $\sigma_{\text{Von-Mises}}$  calculées par modèle I

Concernant les efforts tri dimensionnels du matériau homogénéisé, ils sont à prendre en compte avec prudence. En effet, l'homogénéisation dans ce domaine n'est pas complètement fiable. Cependant, il est tout de même possible de dégager des tendances.

Dans le traitement des résultats, il faut aussi être critique sur les contraintes aux nœuds communs à 2 matériaux (en dehors des matériaux stratifiés) que sont le résultat de la moyenne des contraintes de chaque matériau. Compte tenu des différences notables des caractéristiques de chaque matériau composant l'assemblage, cette dernière remarque est primordiale.

### 5.1.2 Corrélation des résultats obtenus par le modèle I avec les observations expérimentales

Comme présenté dans le chapitre 4, selon les observations expérimentales le processus d'endommagement et de rupture des réparations sollicitées en traction peut être classé en trois modes. La rigidité des patches est directement liée à la localisation de l'initiation d'endommagement dans la plaque à réparer.

Dans le cas des réparations par patches très souples, la concentration de contraintes au bord du trou ne peut pas être soulagée par le collage des patches, donc la distribution de contraintes doit être similaire à celle de la plaque trouée (Figure 5.3). Nous pouvons voir que la zone la plus chargée se trouve dans la zone C définie précédemment à la Figure 4.9.

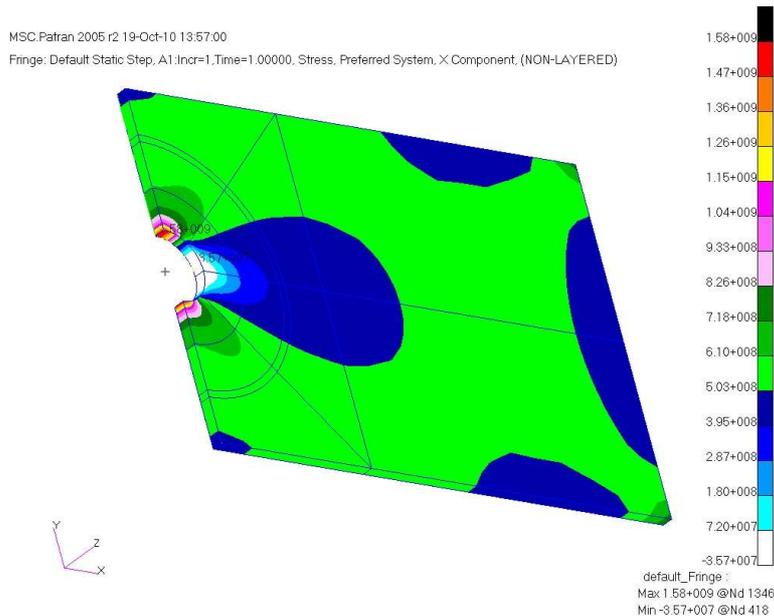


Figure 5.3. Distribution de la contrainte  $\sigma_x$  dans la plaque trouée calculée par le modèle I

La Figure 5.4 illustre la distribution des contraintes  $\sigma_x$  dans une réparation par les patchs [45/-45]s. On voit que la valeur maximale se trouve justement aux bords du trou (Zone C) où l'amorçage d'endommagement a été décelé par le contrôle d'émission acoustique. En réalité, la zone A dans la plaque est aussi pas mal chargée où l'endommagement sont détecté peu après l'amorçage d'endommagement dans la zone C.

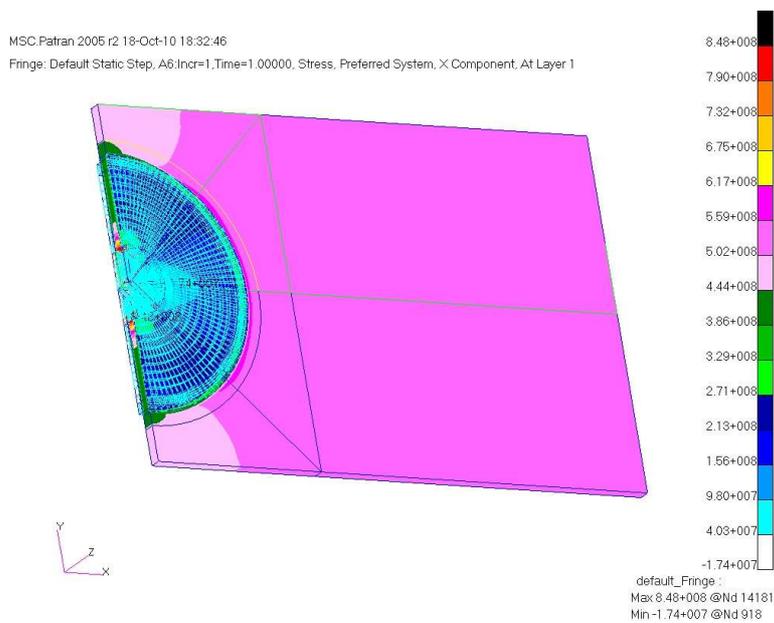


Figure 5.4. Distribution de la contrainte  $\sigma_x$  dans la réparation par patchs [45/-45]s calculée par le modèle I

En ce qui concerne la réparation par patch [90/0/-45/45], il est clair que la zone la plus chargée se déplace à la zone A dans la plaque à réparer, la zone critique C est largement réduite (Figure 5.5). La localisation des premiers endommagements par le contrôle d'émission acoustique a eu une bonne cohérence avec le calcul.

La bonne corrélation des résultats de calcul par le modèle I avec les observations expérimentales nous permet de conclure que le modèle I peut identifier correctement les zones les plus critiques dans la plaque à réparer malgré sa homogénéisation.

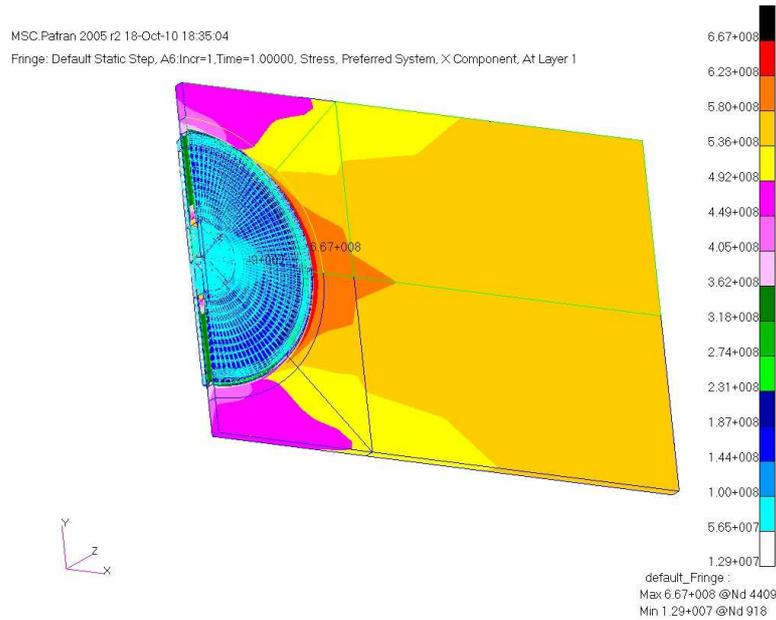


Figure 5.5. Distribution de la contrainte  $\sigma_x$  dans la réparation par patches [90/0/-45/45] calculée par le modèle I

### 5.1.3 Résultats et Discussions

Les réparations par patches durs testées dans la série I et dans la série II sont calculées avec le modèle I sauf celles réparées avec les patches [90]<sub>4</sub> et [75/-75]<sub>s</sub>, qui sont jugés trop souples pour être intéressants. Les résultats de calcul à partir du modèle I sont présentés et discutés dans les parties suivantes.

#### 5.1.3.1 Distribution des contraintes à l'interface entre le joint collé et les plis adjacents au joint collé

Les plis adjacents au joint collé semblent poser des problèmes de rupture prématurée, selon les observations expérimentales décrites dans la partie 4.3. A part des

contraintes de traction appliquées, ces plis subissent aussi des contraintes induites par de grand écart de rigidité entre la plaque, les patches composites et la colle.

Une attention particulière a donc été apportée à l'analyse de la distribution des contraintes aux interfaces entre ces plis et le joint collé. En raison de la symétrie du système, on n'analyse que les résultats obtenus par le calcul dans la partie d'un des deux patches. La Figure 5.6 illustre la distribution de contrainte longitudinale  $\sigma_x$  sur quatre surfaces dans une plaque réparée par des patches unidirectionnels à  $0^\circ$ . Ici,  $S_{1A}$  désigne la surface du patch en contact avec le joint de colle ;  $S_{2A}$  la surface de la plaque à réparer en contact avec le joint de colle ;  $S_{1B}$  et  $S_{2B}$  les surfaces de colle en contact respectivement avec  $S_{1A}$  et  $S_{2A}$ . Les résultats montrent que dans cette réparation la partie la plus chargée se trouve aux extrémités longitudinales, définies comme Zone A dans la plaque à réparer  $S_{2A}$  et aussi dans le joint collé de la même interface  $S_{2B}$ . En effet, les résultats obtenus sur les autres réparations montrent que quel que soient les patches de réparation, les zones les plus chargées se situent aux extrémités longitudinales du patch (Zone A) et ainsi aux bords longitudinaux du trou (Zone C). Les extrémités transversales du patch (Zone D) aussi que les bords transversaux du trou (zone B) sont ainsi définies pour faciliter l'analyse des résultats (Figure 5.6).

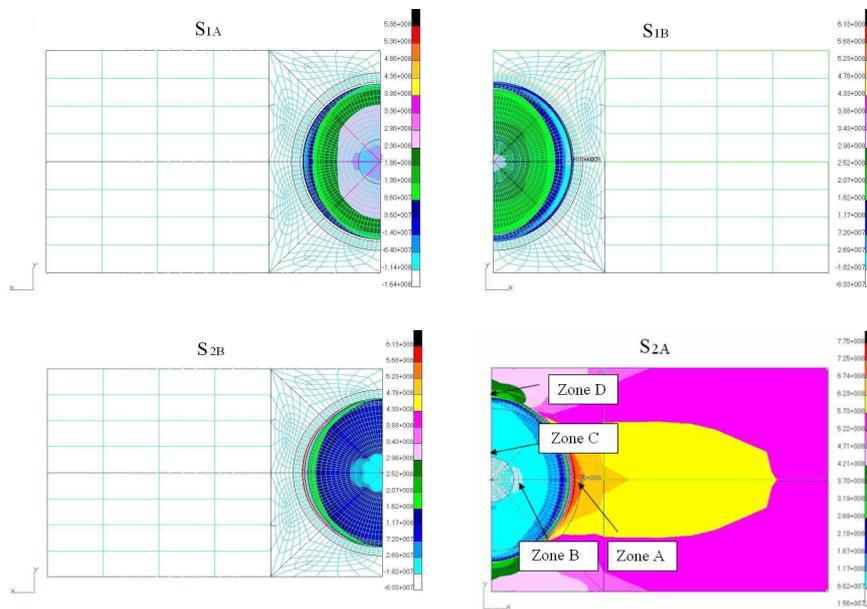


Figure 5.6. Distribution de contraintes longitudinales  $\sigma_x$  à l'interface entre le joint collé et les plis adjacents au joint collé

### 5.1.3.2 Distribution de contraintes dans la plaque à réparer

Afin de comparer l'efficacité de la réparation, la contrainte longitudinale,  $\sigma_x$ , dans la plaque trouée à réparer est normalisée par la contrainte moyenne dans la plaque vierge:  $\sigma_x^* = \sigma_x / \sigma_0$ , où  $\sigma_0$  est définie par la force appliquée divisée par la section de la plaque sans trou. Les résultats montrent que la valeur maximale de cette contrainte normalisée  $\sigma_x^*$  dans la plaque à réparer (ou à la surface  $S_{1A}$ ) se trouve soit dans la zone A soit dans la zone C en fonction des patches utilisés. La Figure 5.7 présente la variation de  $(\sigma_x^*)_{\max}$  en fonction de la rigidité longitudinale des patches étudiés dans la série I. Etant donné que la valeur maximale de  $\sigma_x^*$  dans la plaque trouée sans patch de réparation est égale à 2,8, on constate que tous les patches étudiés améliorent plus ou moins la résistance de la plaque trouée. L'évolution de la contrainte en zone A, identifiée comme critique lors des essais, montre que l'augmentation de la rigidité des patches diminue l'efficacité de la réparation. Il est intéressant de noter que la variation de la valeur de  $(\sigma_x^*)_{\max}$  pour les patches de série II est trop faible pour être significative (Figure 5.8), ce qui semble montrer que les contraintes locales ne sont pas influencées par l'orientation des fibres du patch.

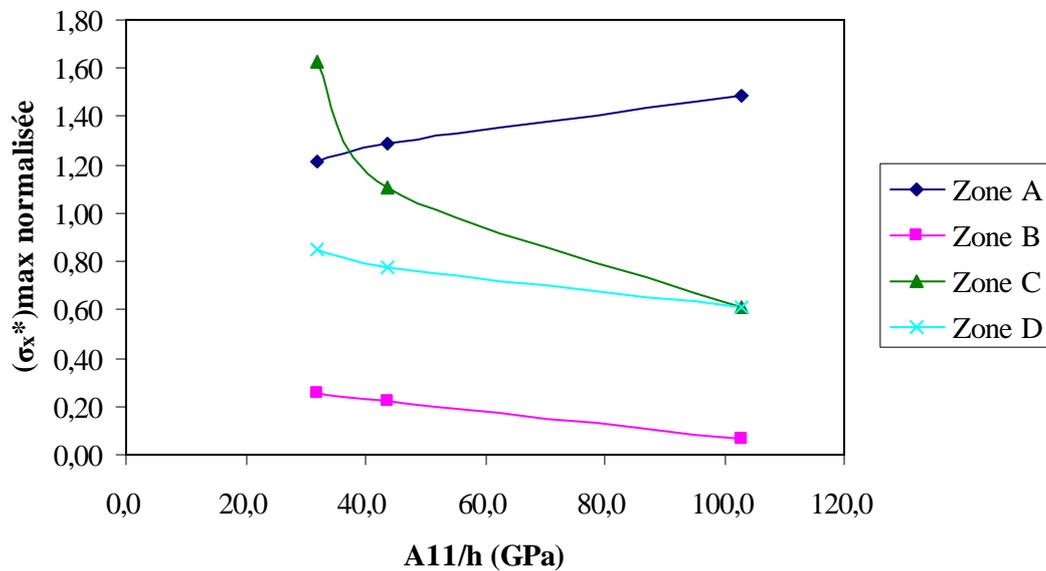


Figure 5.7. Variation de  $(\sigma_x^*)_{\max}$  en fonction de  $A_{11}/h$

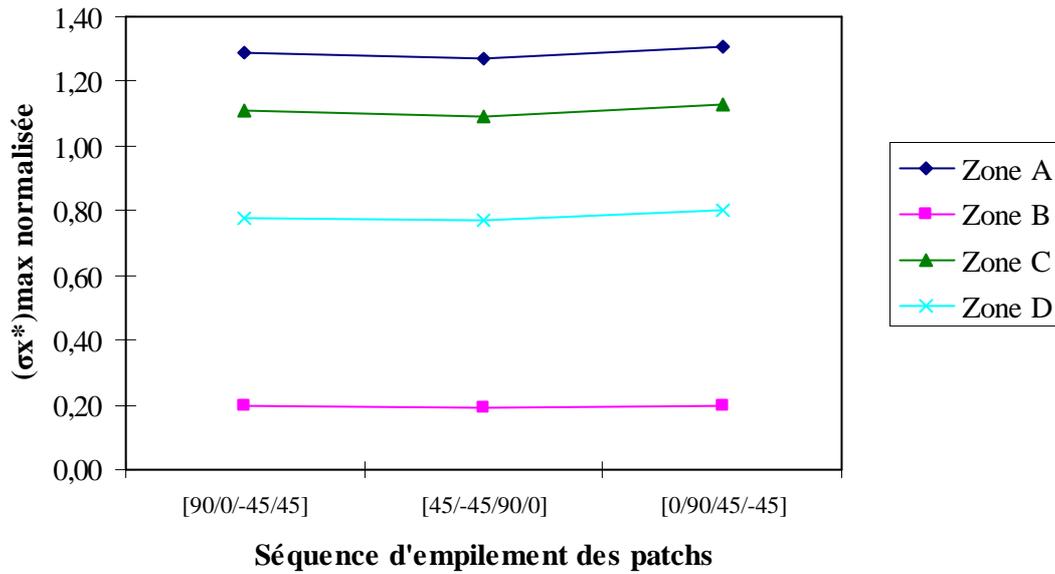


Figure 5.8. Variation de  $(\sigma_x^*)_{\max}$  en fonction de l'orientation des fibres du pli du patch adjacent au joint collé

### 5.1.3.3 Contraintes dans le joint collé

En général, dans un assemblage collé, le joint de colle est souvent l'élément critique de la structure, et les contraintes de pelage et de cisaillement dans l'adhésif sont considérées comme des paramètres dimensionnants. Les Figures 5.9 et 5.10 présentent les contraintes de pelage maximales dans les quatre zones définies précédemment sur la surface  $S_{2B}$ . Ces contraintes notées  $(\sigma_z^*)_{\max}$  sont toutes normalisées par la contrainte de pelage maximale obtenue dans la colle pour une pièce réparée par des patchs unidirectionnels à  $0^\circ$ . On constate que la zone A reste toujours la plus critique dans tous les cas étudiés. La valeur  $(\sigma_z^*)_{\max}$  augmente avec la rigidité des patchs dans la série I. Dans le cas d'un module  $E_x$  constant pour les patchs dans la série II, cette valeur varie également avec l'orientation des fibres des plis adjacents à la colle (Figure 5.10). Des fibres d'orientation  $45^\circ$  au contact de la colle semblent introduire une contrainte de pelage plus importante et très proche de celle rencontrée dans le cas des patchs unidirectionnels à  $0^\circ$ .

En ce qui concerne la contrainte de cisaillement dans le joint de colle à la surface  $S_{2B}$ , la valeur maximale  $(\tau^*)_{\max}$ , normalisée selon la même méthode, augmente avec la rigidité dans la zone A, mais diminue dans les autres zones (Figure 5.11). Lorsque le module  $E_x$  reste constant pour les patchs de la série II, la valeur de  $(\tau^*)_{\max}$  reste pratiquement constante (Figure 5.12).

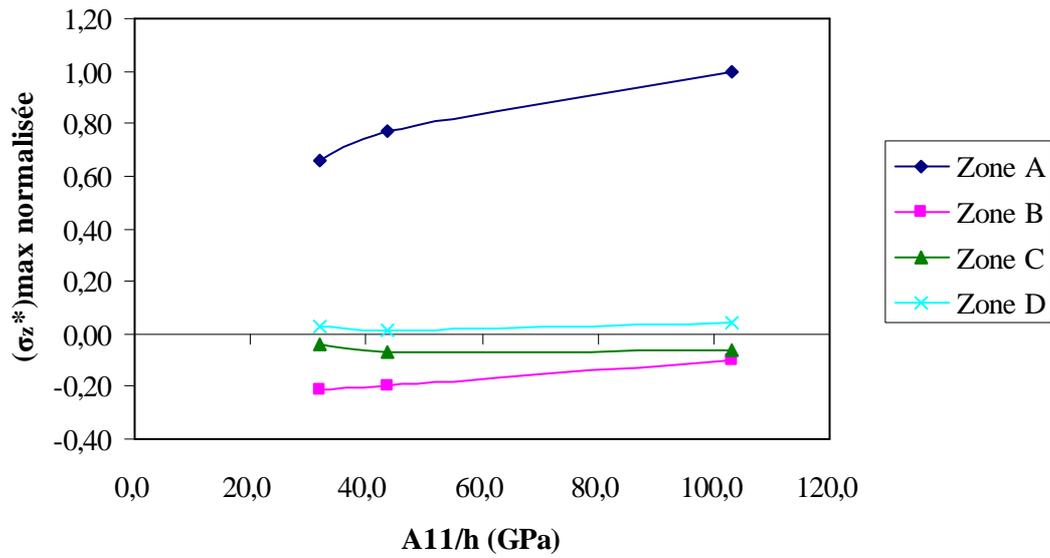


Figure 5.9. Variation de  $(\sigma_z^*)_{\max}$  en fonction de  $A_{11}/h$

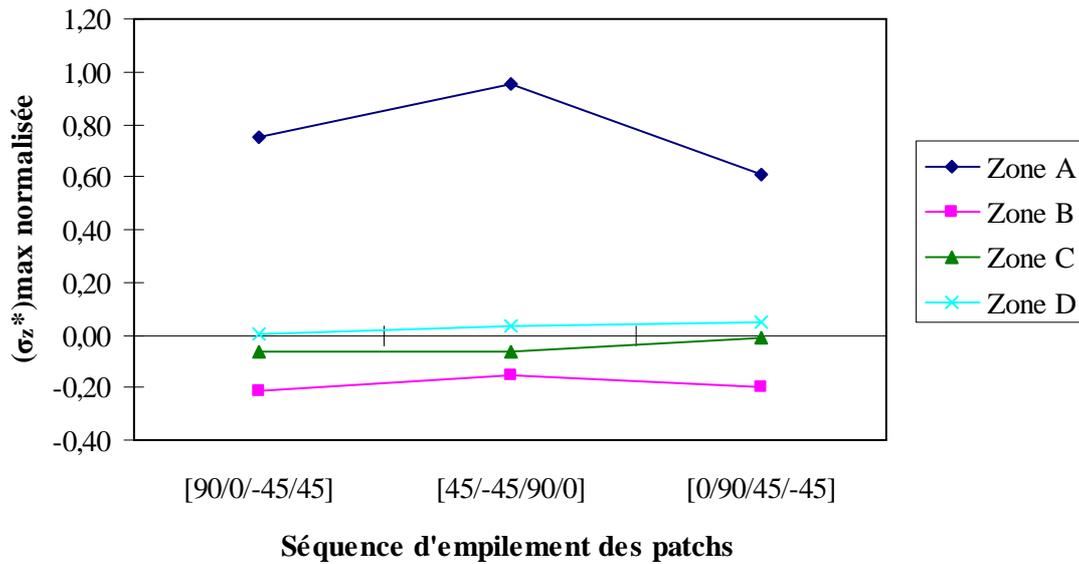


Figure 5.10. Variation de  $(\sigma_z^*)_{\max}$  en fonction de l'orientation des fibres du patch

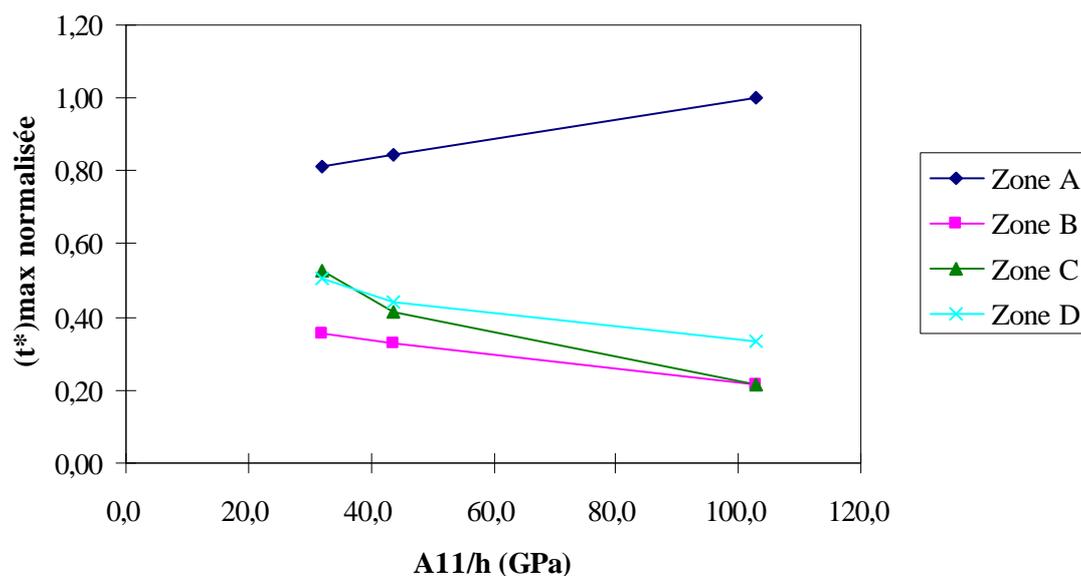


Figure 5.11. Variation de  $(\tau^*)_{\max}$  en fonction de  $A_{11}/h$

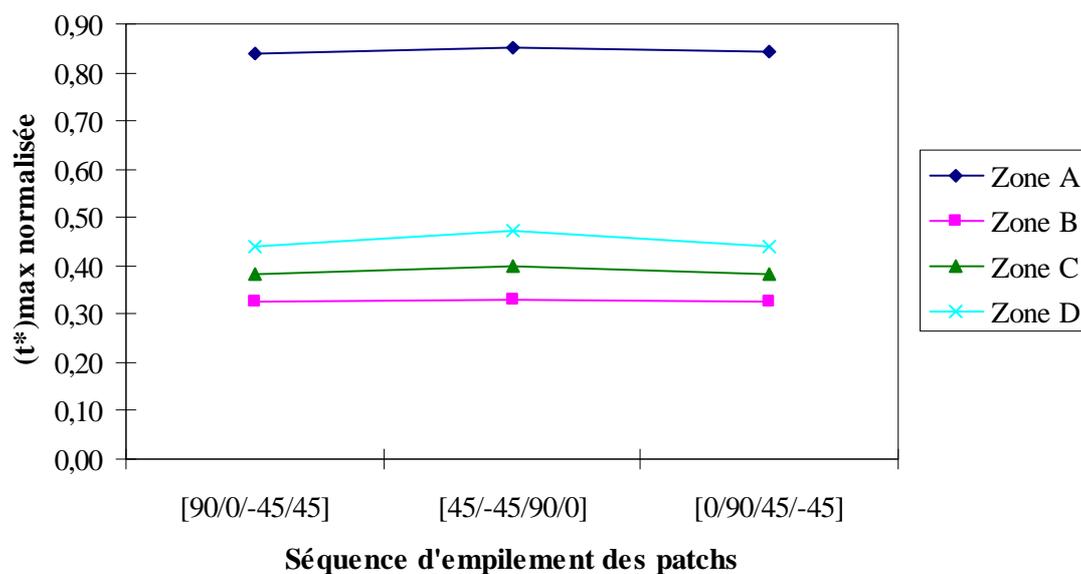


Figure 5.12. Variation de  $(\tau^*)_{\max}$  en fonction de l'orientation des fibres du patch

#### 5.1.3.4 Conclusion

Les principaux résultats obtenus montrent que les extrémités longitudinales des patchs circulaires représentent des zones critiques où va s'initier la rupture. Cette constatation est corrélée par les observations expérimentales.

Une étude paramétrique a été consacrée à l'influence de la rigidité des patchs sur les contraintes dans la colle, dans la plaque à réparer. La diminution de la rigidité du patch

permet d'abaisser les contraintes de pelage et de cisaillement dans la colle. Ces contraintes sont peu sensibles à l'orientation des fibres du patch en contact avec la colle.

Ainsi, l'étude montre que l'utilisation de patches peu rigides dans la direction de l'effort appliqué représente une voie d'optimisation des réparations, en permettant de diminuer les contraintes critiques dans le joint de colle. Les observations expérimentales présentées viennent renforcer cette conclusion.

#### 5.1.4 Comparaison du modèle I avec les modèles numériques de la littérature

Dans les études réalisées sur les réparations par patches externes Soutis et al [17-19] ont utilisé un modèle éléments finis très proche de notre modèle I. La plaque à réparer en composite stratifié est aussi modélisé en matériau orthotrope équivalent tridimensionnel. Mais le comportement de l'adhésif a été considéré comme élasto-plastique parfait. Le système réparé est sollicité en compression. Les zones les plus chargées détectées par ces études sont illustrées à la figure 5.13. Les zones critiques dans la plaque à réparer sont exactement les même que celles observées dans notre étude. Par contre dans le joint de colle et dans les patches, la zone critique aux bords transversaux du trou, la zone C dans la figure 5.13, est générée par la charge de compression. L'initiation de la rupture est toujours localisée dans le joint de colle. Par conséquent l'homogénéisation de la plaque en composite stratifié ne pose pas trop de problème.

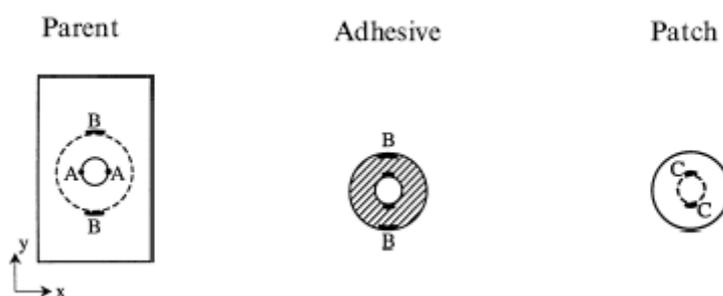


Figure 5.13. Zones critiques proposées par Soutis et al [17-19]

Dans l'étude de Liu et Wang [20], les réparations par des patches externes sont sollicitées en traction. Le modèle numérique utilisé peut simuler l'initiation d'endommagement et son évolution jusqu'à la rupture du système. Les composites stratifiés sont modélisés par des éléments composites à 20 nœuds. Cependant la colle est considérée simplement comme un matériau homogène isotrope élastique et linéaire.

Les zones les plus chargées identifiées dans cette étude sont illustrées à la figure 5.14, où la situation D n'arrive que dans les réparations avec des patchs très souples.

Dans tous les cas, les extrémités longitudinales du patch et les bords longitudinaux du trou sont toujours identifiés comme les zones les plus chargées. Le modèle I dans notre étude permet également d'identifier ces deux zones critiques dans les réparations en traction.

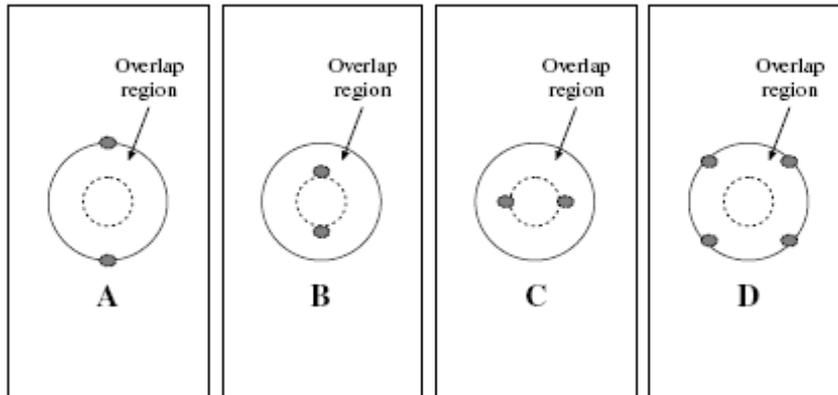


Figure 5.14. Zones critiques proposées par Liu et Wang [4.1]

Cependant, les zones critiques où les contraintes sont plus élevées prévues par le modèle I se trouvent plutôt dans la plaque à réparer et également dans le joint collé. Bien que les résultats obtenus à partir de ce modèle montrent une bonne concordance avec les observations expérimentales sur la localisation de l'initiation d'endommagement, le modèle I reste à améliorer si l'on veut optimiser les patchs de réparation. D'abord, les observations expérimentales ont montré que l'initiation d'endommagement se localise, dans la majorité de cas, dans la plaque à réparer en composite stratifié, cependant le champ de contraintes réels ne peut pas être déterminés pli par pli par ce modèle à cause de la homogénéisation du matériau. En plus les critères appliqués aux composites stratifiés doivent tenir compte des différentes résistances du matériau liées à leurs propres mécanismes d'endommagement. Ces résistances doivent être comparées avec les contraintes associées pour prévoir la rupture. Par conséquent, la prévision d'initiation et la propagation de l'endommagement dans un composite stratifié nécessitent un calcul plus détaillé. Finalement, le joint collé à l'interface avec la plaque à réparer peut être aussi très chargé localement à cause de la différence de rigidité entre la colle et la plaque à réparer. Le comportement élastique linéaire est donc mal adapté.

---

## 5.2 Modèle II

Le modèle II utilisé dans cette partie provient d'une modification du modèle I. Les améliorations apportées consistent à modéliser la plaque à réparer par des éléments volumiques de composite stratifié à 20 nœuds du type Hex20. En plus le comportement de la colle est considéré élasto-plastique parfait.

### 5.2.1 Maillage et conditions aux limites

La géométrie et les conditions aux limites du modèle II sont les mêmes que celle du modèle I schématisées à la Figure 5.1. La seule modification consiste à l'application d'un déplacement constant  $u=0,5\text{mm}$  à une extrémité au lieu de  $u=1\text{mm}$  du modèle I.

Il a été confirmé que le déplacement constant imposé à une extrémité donne lieu à une réaction constante à la même extrémité puisque la zone réparée est suffisamment loin de cette extrémité.

Le patch [90/0/-45/45], qui reprend la moitié du stratifié à réparer, est considérée comme le patch de référence. Le maillage du modèle II est illustré par à la Figure 5.15. Les parties subissant la concentration de contraintes sont maillées plus fines dans l'objectif de simuler de forts gradients de contraintes. Pour limiter le nombre d'éléments et augmenter la vitesse de convergence, un maillage progressif est utilisé dans les zones critiques.

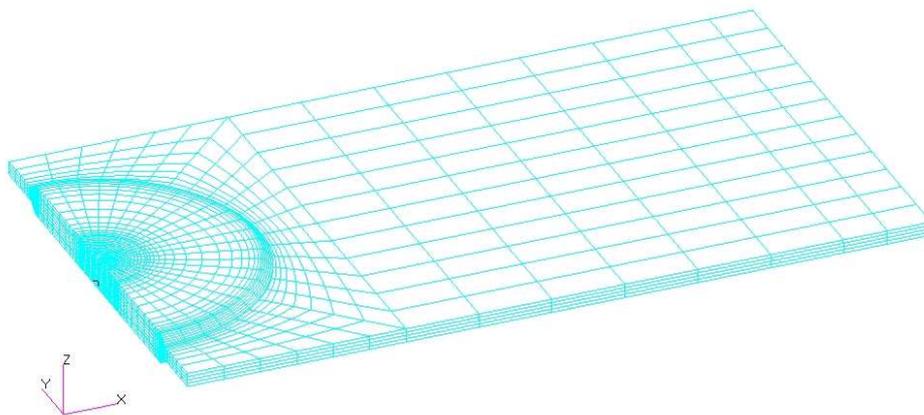


Figure 5.15. Maillage du modèle II

La plaque à réparer et les patches sont calculés en utilisant le solveur MSC .Marc et des éléments en brick à 20 nœuds (Hex20) adaptés en particulier aux composites

stratifiés (Figure 5.16). Le comportement élastique linéaire est appliqué au stratifié à réparer et également aux patches de réparation.

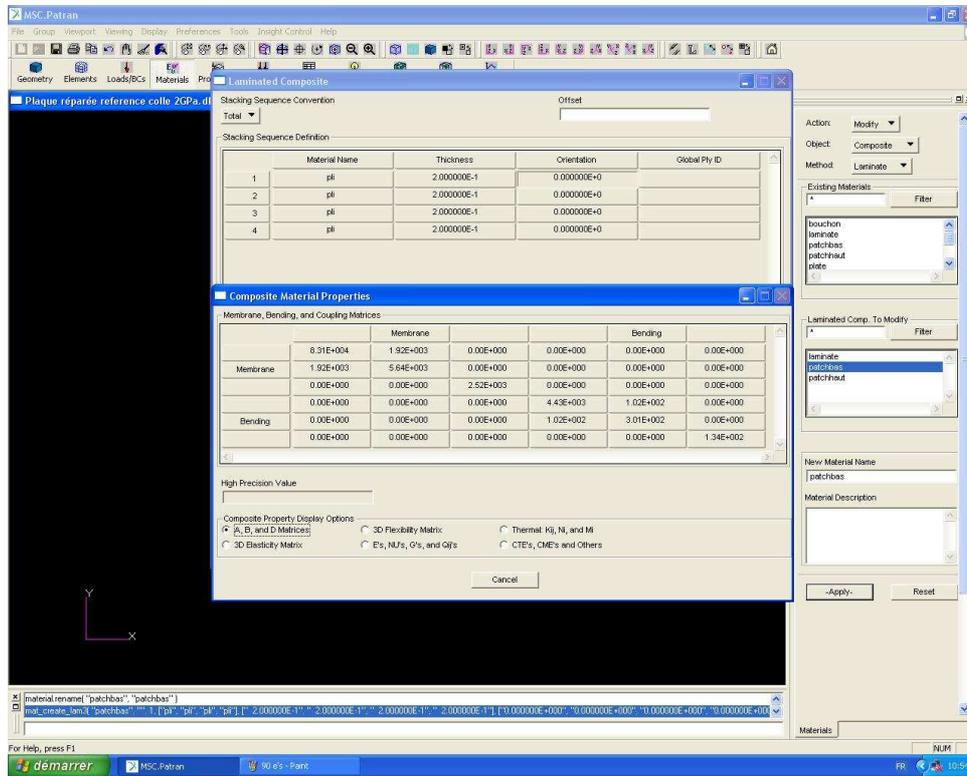


Figure 5.16. Propriétés des patches [0]<sub>4</sub> simulés par composite stratifié nécessaire au calcul par MSC.

Marc

## 5.2.2 Choix d'un critère de défaillance pour caractériser les composite stratifiés

La prévision de la rupture est beaucoup plus compliquée pour des composites stratifiés que pour des matériaux classiques à cause de leur anisotropie et leur hétérogénéité. Le processus de rupture commence par l'initiation d'endommagement dans les zones les plus chargées, ces zones endommagées se propagent sous l'effet de la sollicitation jusqu'à la rupture finale. Ce processus au cours duquel divers mécanismes d'endommagement interviennent est très complexe, ces mécanismes se combinent et se superposent. L'interaction de l'ensemble conduit à la rupture finale de la structure. En général, la résistance à la rupture d'un composite stratifié unidirectionnel se traduit par neuf constantes mesurées dans les trois directions d'orthotropie du matériau, trois en traction uniaxiale :  $X_t$ ,  $Y_t$  et  $Z_t$  ; trois en compression uniaxiale  $X_c$ ,  $Y_c$  et  $Z_c$  et trois en cisaillement pure :  $S_{12}$ ,  $S_{13}$  et  $S_{23}$ . Chaque résistance est plus ou moins liée à certains

mécanismes d'endommagement. En plus, la rupture interlaminaire entre les plis, nommé le délaminage est aussi un mode d'endommagement très souvent rencontré. Dans le but de prévoir le processus de rupture dans un composite stratifié quelconque, un bon critère de défaillance doit pouvoir tenir compte des mécanismes d'endommagement, des contraintes responsables associées et encore de leur interaction. Les critères utilisés dans la littérature peuvent être classés en trois catégories selon le niveau de l'interaction entre les contraintes et les résistances considérées : les critères non interactifs, semi-interactifs et interactifs.

Dans le logiciel Patran avec solveur Marc, les critères intégrés pour caractériser des composites stratifiés sont les suivants :

- ✓ Critère de contrainte maximale
- ✓ Critère de déformation maximale
- ✓ Critère de Hoffman
- ✓ Critère de Hill
- ✓ Critère de Tsai-Wu

Les deux premiers critères sont plus simples à appliquer, mais ils ne tiennent pas du tout compte de l'interaction entre les contraintes et les résistances. Les deux derniers sont des formes simplifiées du critère de Hoffman avec certaines hypothèses. Pour calculer nos réparations de façon plus précise, le critère de Hoffman a été choisi dans notre étude.

Le critère de Hoffman est en effet basé sur le concept de la densité d'énergie de distorsion, comme celui de Von-Mises mais généralisé aux matériaux orthotropes. Il permet de faire intervenir toutes les contraintes et toutes les résistances en même temps. C'est donc un critère interactif. Par contre les mécanismes d'endommagement ne sont pas clairement associés. Autrement dire, ce critère prévoit la rupture en donnant les informations sur « quand » et « où » mais pas sur « comment ».

En général, l'utilisation de ce critère se traduit par le calcul d'un rapport de résistance R, défini par l'Eq. 1, où  $\sigma_{ij}$  doivent être calculées dans les axes d'orthotropie du matériau :

$$R = C_1(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + C_2(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + C_3(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + C_4\sigma_1 + C_5\sigma_2 + C_6\sigma_3 + C_7\sigma_{23}^2 + C_8\sigma_{13}^2 + C_9\sigma_{12}^2 \quad (\text{Eq.1})$$

$$\text{Où : } C_1 = \frac{1}{2} \left( \frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{X_t X_c} \right) \quad C_2 = \frac{1}{2} \left( \frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \quad C_3 = \frac{1}{2} \left( \frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{Z_t Z_c} \right)$$

$$C_4 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \quad C_5 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \quad C_6 = \frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c}$$

---

$$C_7 = \frac{1}{S_{23}^2}$$

$$C_8 = \frac{1}{S_{13}^2}$$

$$C_9 = \frac{1}{S_{12}^2}$$

Si  $R < 1$ , pas de rupture, si  $R \geq 1$ , la rupture s'amorce.

En fait le paramètre  $R$  présente le niveau de contraintes subist en un point au sein d'une structure par rapport à la résistance du matériau. Si la valeur de  $R$  est élevée il y a plus de risque de rupture à ce point. Au contraire, si  $R$  est faible, c'est plus sécurisant. L'inverse de  $R$  en un point peut donc considérée comme un indicateur de résistance de ce point. A l'inverse de la valeur maximale de  $R$  dans une structure en composite stratifié représente donc la résistance de la structure.

### 5.2.3 Etude de convergence

La géométrie des réparations que nous étudions présente des singularités à plusieurs endroits, où est généré de fortes concentrations de contraintes. Les contraintes déterminées numériquement dans ces zones dépendent de la taille des éléments, elles varient donc en fonction du maillage adopté. En particulier le niveau de contraintes aux points les plus chargés dans ces zones est le paramètre le plus important dans la prévision de la rupture. Par conséquent il faut donc étudier la stabilité ou la convergence de ce paramètre en fonction du maillage réalisé avant d'exploiter ce paramètre pour la prévision de la rupture.

L'étude de convergence est réalisée sur une réparation en utilisant les patches de référence [90/0/-45/45]. En raffinant les éléments dans la zone autour du trou en même temps que dans la zone autour du bord des patches. Par contre, le nombre d'éléments dans le sens de l'épaisseur de la réparation reste constant (1 élément pour 2 plis).

La convergence de la valeur maximale du rapport  $R$ , notée  $R_{max}$ , est analysée d'abord dans le 1<sup>er</sup> pli de la plaque à réparer. Les résultats sont illustrés à la Figure 5.17. Il est apparait que  $R_{max}$  n'est pas encore stable jusqu'à 16000 éléments utilisés du fait que cette valeur est calculée sur un point singulier au sommet du patch suivant l'axe  $X$ .

Par la suite nous étudions la variation de  $R$  suivant deux lignes dans les zones critiques A et C du 1<sup>er</sup> pli de la plaque à réparer (Figure 5.18). En effet, la ligne 1 débute de l'extrémité longitudinale du patch et est dirigée dans la direction  $x$  ; la ligne 2 est tracée à partir de l'extrémité transversale du bord de trou et dirige dans la direction  $y$ .

La Figure 5.19 illustre la variation de  $R$  en fonction de la distance entre le point de calcul et le point de départ sur la ligne 1. Il est montré que la valeur de  $R$  n'est pas du tout stable si la distance est inférieure à 0,2mm. La valeur maximale de  $R$  augmente

avec le nombre d'éléments de façon significative. C'est-à-dire que le maillage le plus fin donne une valeur maximale plus élevée. En plus le point critique où  $R=R_{max}$  se déplace vers la gauche avec le nombre d'éléments. Cependant, il existe une distance caractéristique, à partir de laquelle toutes les valeurs de  $R$  sont convergentes. Cette distance sur la ligne 1 est entre 0,35 et 0,4mm.

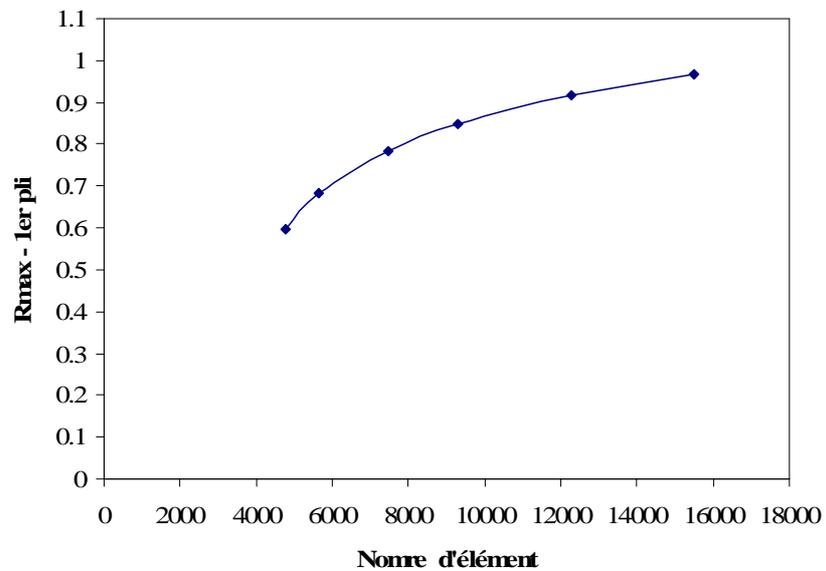


Figure 5.17.  $R_{max}$  dans le 1<sup>er</sup> pli de la plaque à réparer

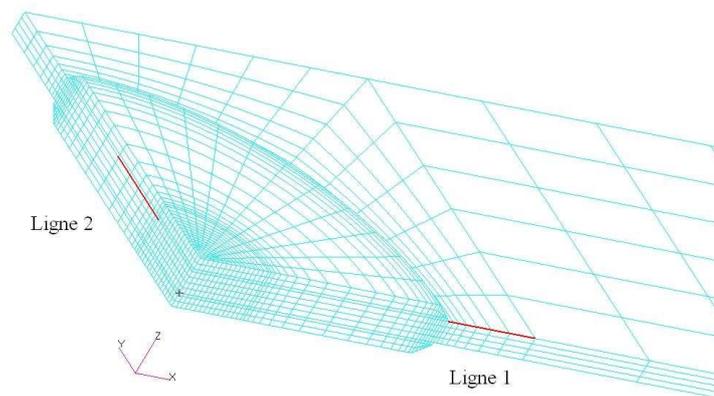


Figure 5.18. Définition de la ligne 1 et la ligne 2 dans le 1<sup>er</sup> pli de la plaque à réparer

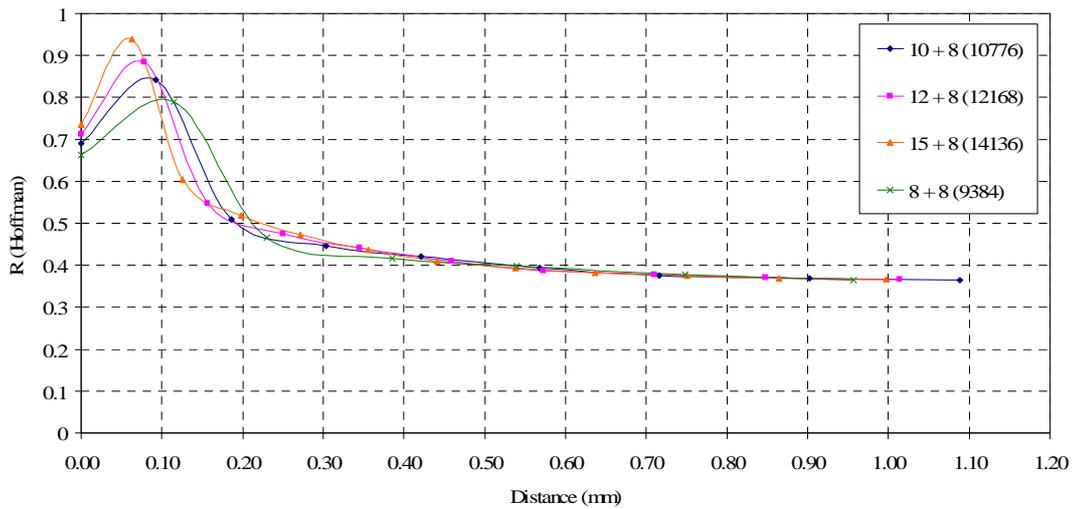


Figure 5.19. Variation de R en fonction de la distance entre le point de calcul et le point de départ sur la ligne 1

La Figure 5.20 illustre la variation de R en fonction de la distance entre le point de calcul et le point de départ sur la ligne 2. Il en observe encore une fois que la valeur de R reste instable lorsque la distance est inférieure à 0,2mm, mais cette fois-ci, la valeur maximale de R se trouve dans la zone stable. La distance caractéristique à partir de laquelle R est convergent se situe toujours entre 0,35mm et 0,4mm.

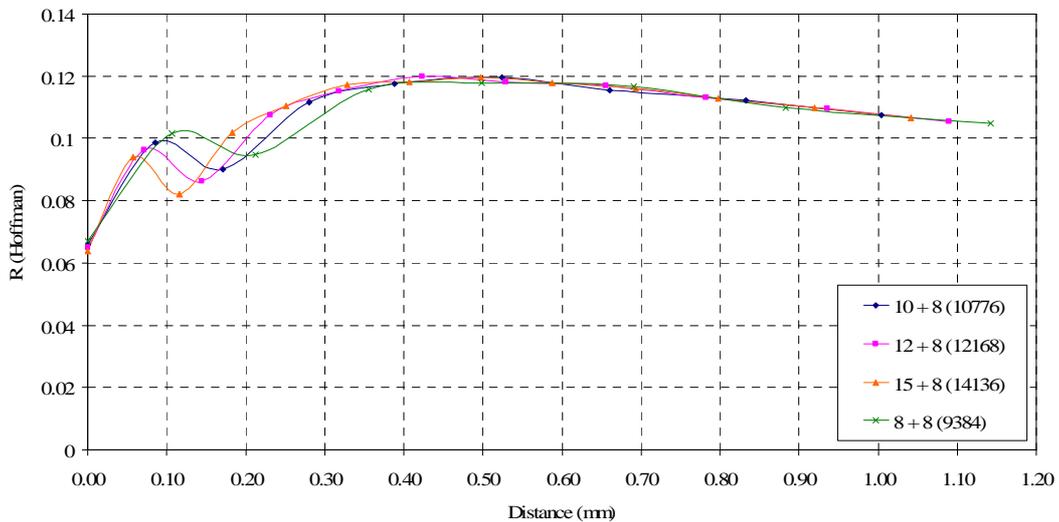


Figure 5.20. Variation de R en fonction de la distance entre le point de calcul et le point de départ sur la ligne 2

---

Dans notre travail, la valeur de  $R$  est stable à une distance de 0,4mm par rapport aux points singuliers, mais elle semble trop moyennée pour décrire la concentration de contrainte. En plus, en comparant la valeur maximale de  $R$  obtenue par le modèle II avec 9384 éléments, la prévision de performance des réparations donne une excellente concordance avec les observations expérimentales. Il est donc décidé que le modèle II avec 9384 éléments va être appliqué à toutes les réparations de manière à ce que la valeur maximale de  $R$  dans chaque réparation peut être comparée dans un but d'optimisation.

#### 5.2.4 Corrélation des résultats numériques avec les modèles phénoménologiques

La Figure 5.21 présente les valeurs maximales de  $R$  ( $R_{max}$ ), de chaque pli dans les patches et dans la plaque pour la réparation par des patches assez rigides  $[45/-45]_s$ ,  $[90/0/-45/45]$  et  $[0]_4$ . La moitié de l'épaisseur de la réparation est considérée du fait de la symétrie de la réparation par rapport au plan milieu. Les plis sont comptés de haut en bas à cause de la définition utilisée par le logiciel de calcul. Donc, le pli n°4 du patch est en contact avec le joint collé. Il s'avère que le pli le plus chargé se trouve toujours dans la plaque à réparer si les patches de réparation sont assez rigides. Il faut savoir que  $R_{max}$  du pli à  $45^\circ$  de la plaque est toujours localisée à l'extrémité longitudinale du patch (zone A) tandis que la position de  $R_{max}$  des autres plis n'est pas fixe, elle dépend des patches de réparation. Ces résultats permettent de conclure que l'initiation d'endommagement se localise dans la zone A dans la couche à  $45^\circ$  dans le cas des réparations avec les patches rigides  $[90/0/-45/45]$  et  $[0]_4$ . Cela explique bien pourquoi sur les faciès de rupture des patches arrachés il y a des fibres cassées collées en dessus. Quand les patches deviennent plus souples, l'initiation d'endommagement doit se déplacer dans le pli à  $90^\circ$ . Dans le cas des réparations par patches  $[45/-45]_s$ , la valeur maximale de  $R$  dans les plis à  $90^\circ$  se trouve dans la zone C. Cette prévision concorde parfaitement avec les modèles phénoménologiques décrits dans la partie 4.3.5. Dans les patches de réparation, le pli le plus chargé est celui en contact avec le joint collé excepté pour le patch  $[45/-45]_s$ , où  $R_{max}$  se trouve naturellement dans la zone C.

En ce qui concerne la performance de la réparation, la prévision par ces résultats numériques donne aussi une bonne corrélation avec les résultats expérimentaux. Il s'avère que la distribution de charge la plus équilibrée sur chaque pli du patch et de la plaque, ainsi que la meilleure performance de réparation, est obtenue par les patches  $[45/-45]_s$ .

Pour les réparations testées en série 2, les zones les plus chargées se trouvent également dans la plaque à réparer (Figure 5.22). Selon ces résultats numériques, quels que sont les patches de réparation, l'initiation de l'endommagement a toujours lieu dans la couche à 45° et dans la zone A. Mais la séquence d'empilement des patches de cette série influence légèrement la distribution de R dans la plaque à réparer.

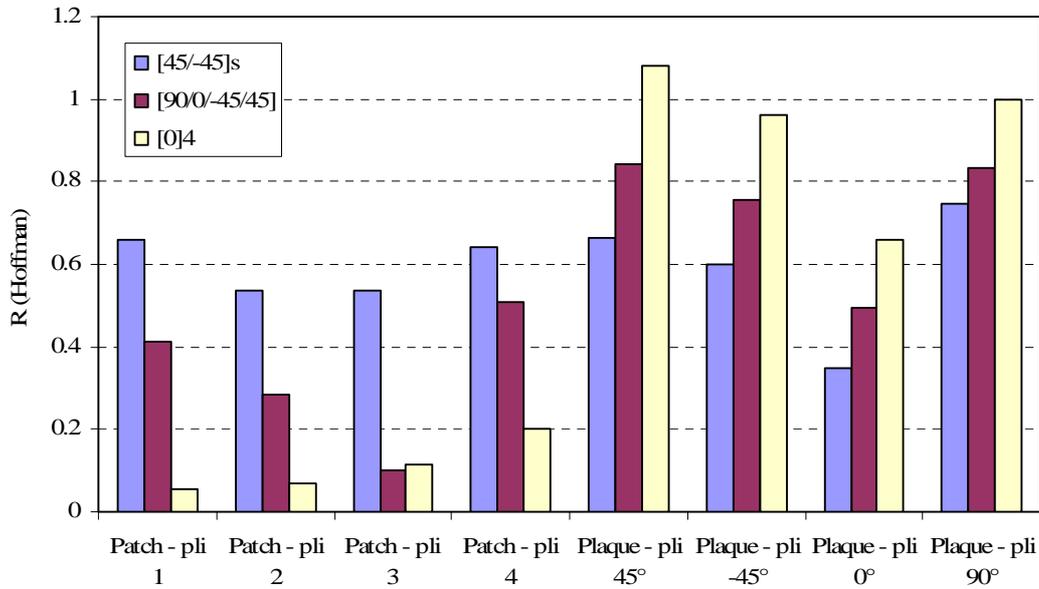


Figure 5.21. Rmax dans chaque pli du patch et de la plaque à réparer (Série I)

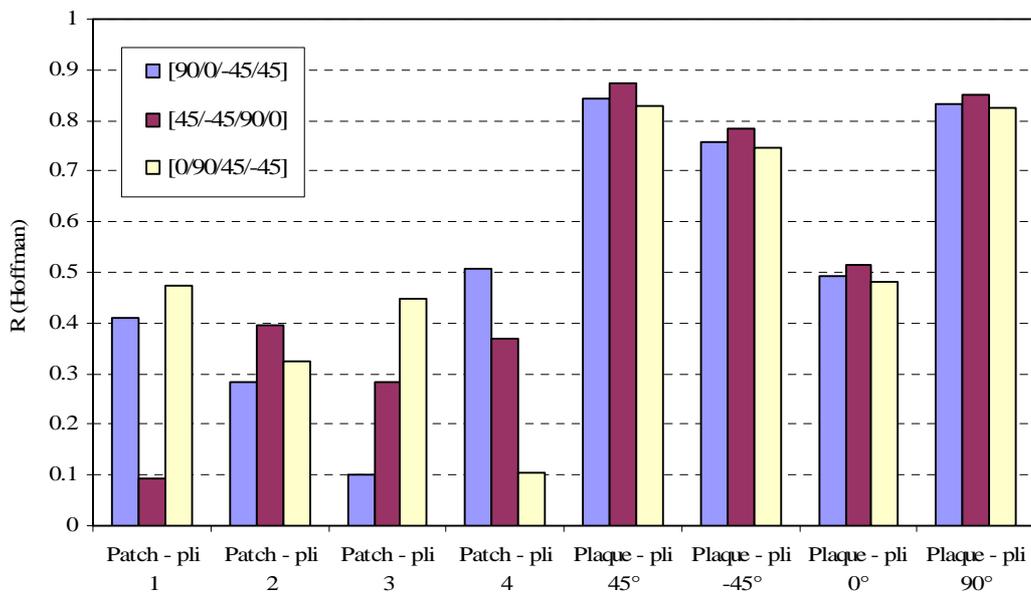


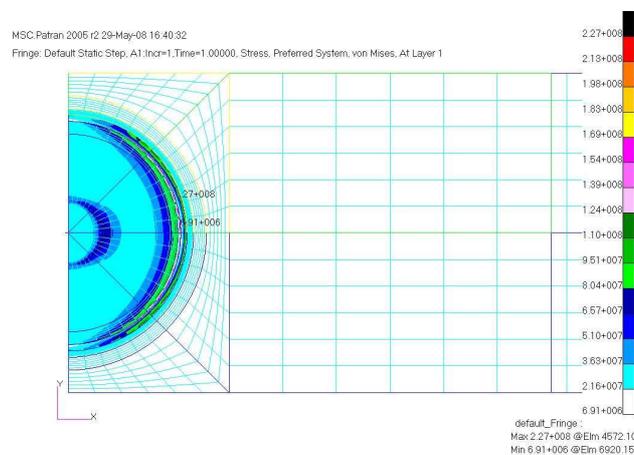
Figure 5.22. Rmax dans chaque pli du patch et de la plaque à réparer (Série II)

## 5.2.5 Contraintes et Déformations dans le joint collé

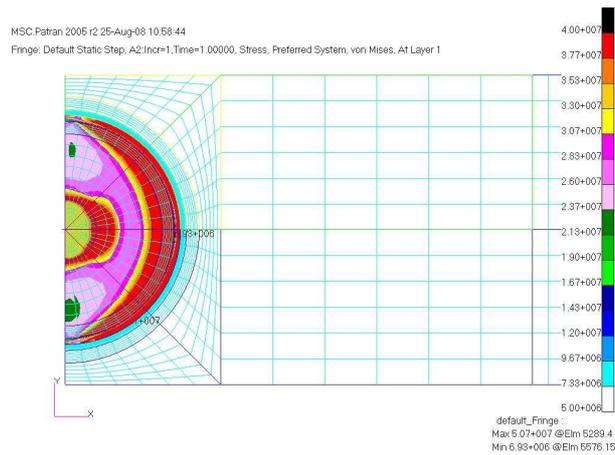
La colle de référence PERMABOND ESP110 est considérée comme un matériau isotrope avec un comportement élasto-plastique parfait. Les constantes de ce matériau sont listées dans le Tableau 5.1. Afin d'analyser l'état de contraintes et de déformations dans le joint collé ainsi calculé et les comparer avec les résultats obtenus à partir du modèle I, nous avons réalisé un calcul sur la réparation utilisant les patches de référence avec le déplacement imposé à  $u=1\text{mm}$ , ce qui est similaire au modèle I. La Figure 5.23 compare les contraintes de Von-Mises obtenues par les deux modèles éléments finis. Il s'avère que si la colle est considérée comme un matériau élastique linéaire jusqu'à la rupture, la valeur maximale de Von-Mises peut atteindre 227 MPa (Figure 5.23-a) et la déformation correspondante à 0,076 très proche de la valeur à la rupture ! Cela signifie que le joint devrait être pratiquement rompu, ce qui n'était pas le cas dans la réalité. Par contre, les résultats obtenus à partir du modèle II sont beaucoup plus raisonnables (Figure 5.23-b) : sous la même charge, la contrainte de Von-Mises étant limitée à 40MPa, la zone plastique couvre environ la moitié de la surface collée et la déformation correspondante est d'environ 0,013, donc sensiblement inférieure à la valeur critique. La simulation du comportement du joint collé semble meilleure par le modèle II.

E (GPa)	$\nu$	$\sigma_e$ (MPa)	$\epsilon_e$	$\epsilon_s$
3 GPa	0,3	40	0,013	0,080

Tableau 5.1. Constantes de matériau de la colle



(a) Comportement élastique linéaire pour la colle



(b) Comportement élasto-plastique parfait pour la colle

Figure 5.23. Contraintes équivalentes de Von-Mises dans le joint collé

La Figure 5.24 illustre la valeur maximale de la déformation maximale,  $\epsilon_{\max}$  dans le joint collé calculé par le modèle II pour les réparations testées en série I. On observe que  $\epsilon_{\max}$  plastique augmente avec la rigidité des patches. Il en est de même pour  $\epsilon_{\max}$  totale du fait de  $\epsilon_{\max}$  élastique constante. Ces résultats sont logiques puisque que la charge transmise par le joint est autant plus élevée que les patches sont plus rigides. En plus, dans le cas de la réparation par patches [0]<sub>4</sub>, quand  $R_{\max}$  atteint 1,08, c'est-à-dire que la plaque à réparer vient d'être endommagée, la valeur  $\epsilon_{\max}$  totale est évaluée à 28% de la valeur à rupture. Donc, il n'y a pas de rupture dans le joint collé avant l'endommagement initié dans la plaque à réparer, ceci correspond bien aux observations expérimentales.

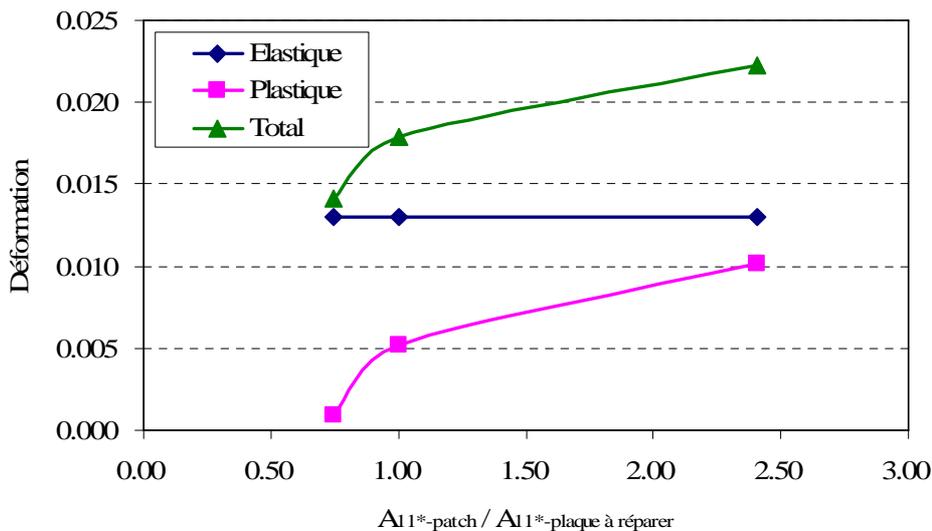


Figure 5.24. Déformations  $\epsilon_{\max}$  dans le joint collé

---

L'analyse des contraintes et des déformations dans le joint collé calculées par le modèle II permet de conclure que malgré le développement de la déformation plastique, le joint collé est toujours moins dangereux que la plaque à réparer. Cette conclusion, en bon accord avec les résultats expérimentaux, est valable pour tous types de patches. Par conséquent, si les patches sont suffisamment rigides, la rupture s'initie toujours dans la plaque à réparer.

### 5.2.6 Localisation de l'initiation de l'endommagement dans la plaque à réparer

La plaque à réparer est simulée comme un stratifié composite dans le modèle II, donc l'orientation des fibres de chaque pli est prise en compte dans le calcul. Cependant, les points critiques de chaque pli ne se trouvent pas forcément dans la même zone. La position des points les plus chargés dans l'ensemble de la plaque dépend des patches de réparation utilisés, elle peut être changée d'un pli à l'autre. Pour faciliter la discussion, on définit quatre zones dans la plaque autour du trou ainsi qu'autour du bord des patches comme illustré par la Figure 5.26 :

- Zone A : extrémités longitudinales des patches
- Zone B : bords transversaux du trou
- Zone C : bords longitudinaux du trou
- Zone D : extrémités transversales des patches

Dans notre étude, une attention particulière est apportée à ces zones, car elles sont identifiées comme les zones les plus critiques par les méthodes expérimentales et également par le calcul à partir du modèle I et du modèle II (Figure 5.25).

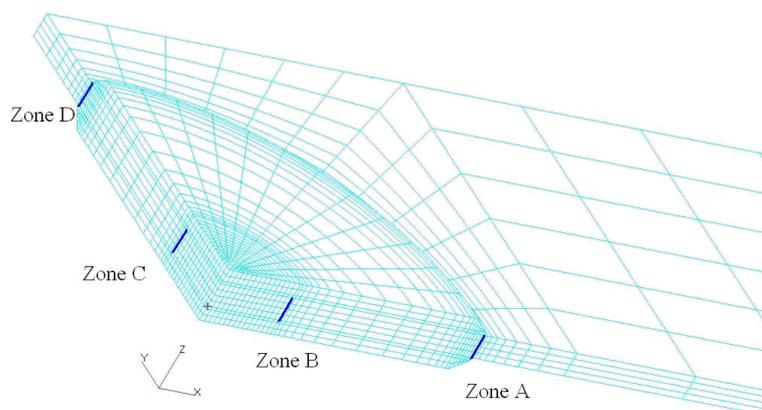


Figure 5.25. Quatre zones critiques dans la plaque à réparer – Modèle II

Afin de mieux comprendre le rôle des patches sur le comportement du système réparé, dans la Figure 5.26, pour chaque zone concernée (A, B, C et D), la valeur maximale de R est présentée en fonction du module d'Young apparent du patch,  $E_x$ , dans la direction de la charge. Ici  $R_{max}$  dans chaque zone et  $E_x$  sont normalisés par ceux de la plaque vierge, nommé respectivement  $\alpha$ , et  $\beta$ .

Le Tableau 5.2 rappelle les informations nécessaires à cette présentation.

Patch No.	Séquence d'empilement	$E_x$ (GPa)
I - 3	[45/-45]s	11,4
I - 4	[90/0/-45/45]	28,5
I - 5	[0]4	103,0
Plaque vierge	[45/-45/0/90]s	39,2

Tableau 5.2.  $E_x$  des patches et de la plaque utilisés dans les réparations étudiées

Selon la Figure 5.26, on peut voir que la valeur de  $\alpha$  dans les zones A et B augmente avec  $\beta$  tandis que la valeur  $\alpha$  dans les zones C et D diminue avec  $\beta$ . La zone A et la zone C sont plus intéressantes à étudier, car la valeur maximale de R dans l'ensemble de la plaque se trouve toujours dans ces deux zones. En effet le point d'intersection des deux courbes de la zone A et C sépare l'espace en deux parties : les réparations utilisant les patches situés dans la partie gauche, comme ceux [45/-45]s, devrait être endommagées d'abord dans la zone C ; alors que pour les réparations avec les patches situés dans la partie droite, l'initiation de l'endommagement devrait se situer dans la zone A. Les observations expérimentales sur les éprouvettes testées ont confirmé cette prévision. Ainsi les résultats de calcul par ce modèle sont fiables et ce modèle numérique peut être considéré validé par les résultats expérimentaux.

En plus, il s'avère que les patches optimaux se situent justement au point d'intersection de la courbe de la zone A et celle de la zone C. La valeur de R à ce point lorsque  $R_{max-zone A}$  est égal à  $R_{max-zone C}$  sera désormais dénommé  $R^*$ .

Rappelons que la meilleure performance de la réparation est mesurée sur les réparations avec patches [45/-45]s. Elle existe une reprise de résistance d'environ 90% de la plaque vierge. L'explication par les résultats de calcul semble évidente car la rigidité du patch [45/-45]s est très proche du point d'intersection.

Par la suite, en étudiant l'état de contraintes tout simplement dans la zone A et la zone C, nous pouvons optimiser les patches de réparation pour que  $R^*$  soit minimisé à condition que la rupture s'amorce dans la plaque à réparer.

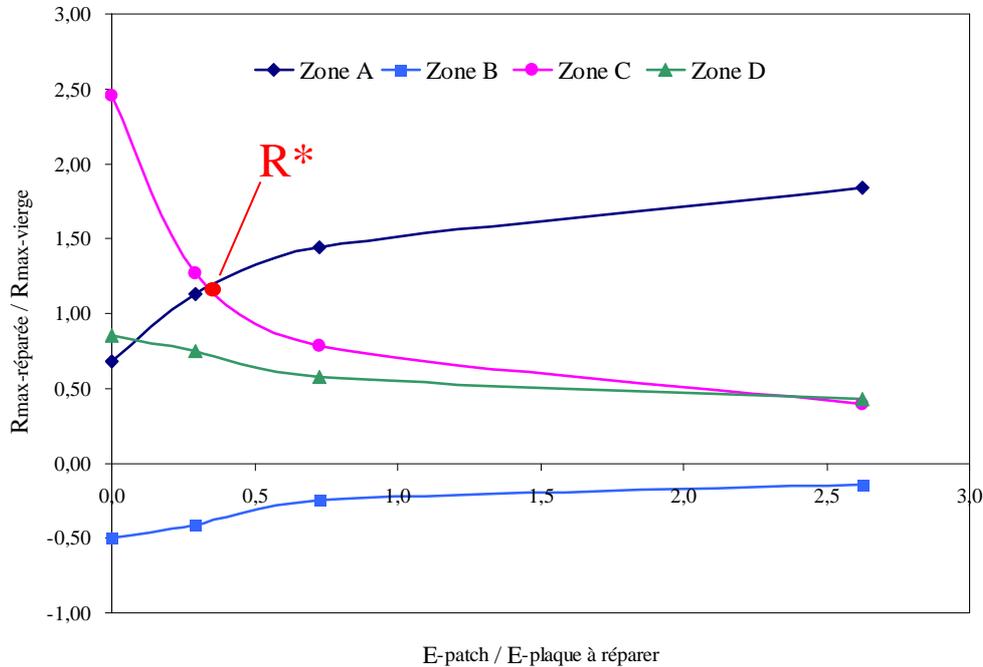


Figure 5.26. Variation de  $\alpha = R_{\max} / R_{\max\text{-vierge}}$  en fonction de  $\beta = E_{\text{patch}} / E_{\text{plaque}}$

### 5.2.7 Corrélation des résultats expérimentaux et numériques sur la performance des réparations

En réalité, la prévision de rupture basée sur la détermination du paramètre  $R_{\max}$  à partir du modèle II ne peut que concerner l'initiation de l'endommagement, car le comportement des composites stratifiés est considéré élastique linéaire. L'évolution d'endommagement jusqu'à la rupture finale du système nécessite un modèle plus sophistiqué. Par contre, certaines études dans la littérature [20] ont montré que dans la majorité des cas, la variation de la contrainte pour l'initiation de l'endommagement suit la même tendance que celle de la contrainte à rupture finale (Figure 4.5). Si c'est le cas, nous pouvons prévoir la performance de la réparation par un modèle plus simple.

Dans le but de comparer les charges à rupture mesurées sur les réparations avec la performance calculée à partir du modèle II, on reporte la valeur de l'inverse de  $R_{\max}$  :  $\xi = 1/R_{\max}$ , qui en quelle que sorte décrit l'efficacité ou la performance des réparations, donc comparable avec les charges à rupture mesurées.

Pour les réparations testées dans la série I, la Figure 5.27 illustre la variation de la charge à rupture normalisée par celle de la plaque vierge :  $y = F_{\text{rup}}^{\text{réparation}} / F_{\text{rup}}^{\text{plaque vierge}}$ , en fonction de la rigidité du patch normalisée par celle de la plaque à réparer :  $x = A_{11}^*_{\text{patch}} / A_{11}^*_{\text{plaque à réparer}}$ . La performance calculée par le modèle II en terme de  $\xi = 1/R_{\text{max}}$  est aussi reportée sur la même graphique. On peut constater que la variation de  $y = F_{\text{rup}}^{\text{réparation}} / F_{\text{rup}}^{\text{plaque vierge}}$  et celle de  $\xi = 1/R_{\text{max}}$  sont presque parallèles, ce qui confirme que le paramètre  $\xi$  peut être considéré comme un indicateur valable de la performance des réparations.

Pour les réparations testées dans la série II, la rigidité de patch ( $A_{11}/h$ ) est maintenue constante, mais des séquences d'empilement ont été modifiées afin de déterminer l'importance de cette variable sur les performances des systèmes réparés.

D'après l'analyse par éléments finis, on observe que  $R_{\text{max}}$  dans la plaque à réparer se situe toujours dans la zone A et qu'il est indépendant de la séquence d'empilement des patches utilisés. En outre, bien que la différence entre les valeurs maximales de  $R$  pour les réparations de la série II ne soit pas importante, les forces à rupture effectives dans les essais expérimentaux semblent confirmer la prédiction à partir du modèle II numérique (Figure 5.28). On trouve que le meilleur patch est celui dont l'orientation de fibre du pli adjacent au joint collé est à  $0^\circ$ . En fait, les résultats, de par leur faible différence, indiquent que la séquence d'empilement n'est pas un paramètre important dans l'optimisation de la réparation des structures composites

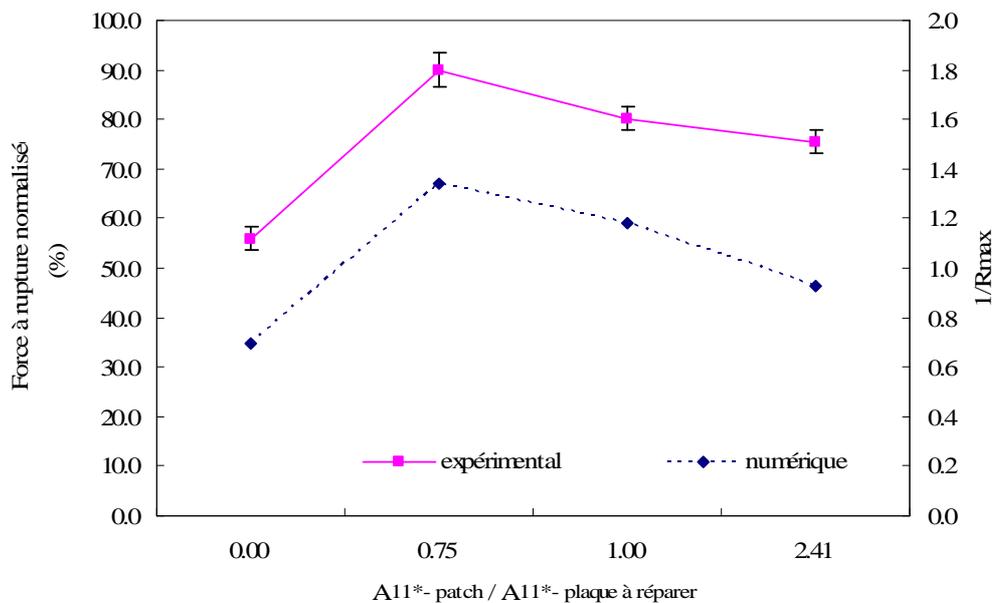


Figure 5.27. Comparaison de la variation de  $F_{\text{rup}}^{\text{réparation}} / F_{\text{rup}}^{\text{plaque vierge}}$ , et  $1/R_{\text{max}}$  en fonction de  $A_{11}^*_{\text{patch}} / A_{11}^*_{\text{plaque à réparer}}$  pour les réparations de la série I

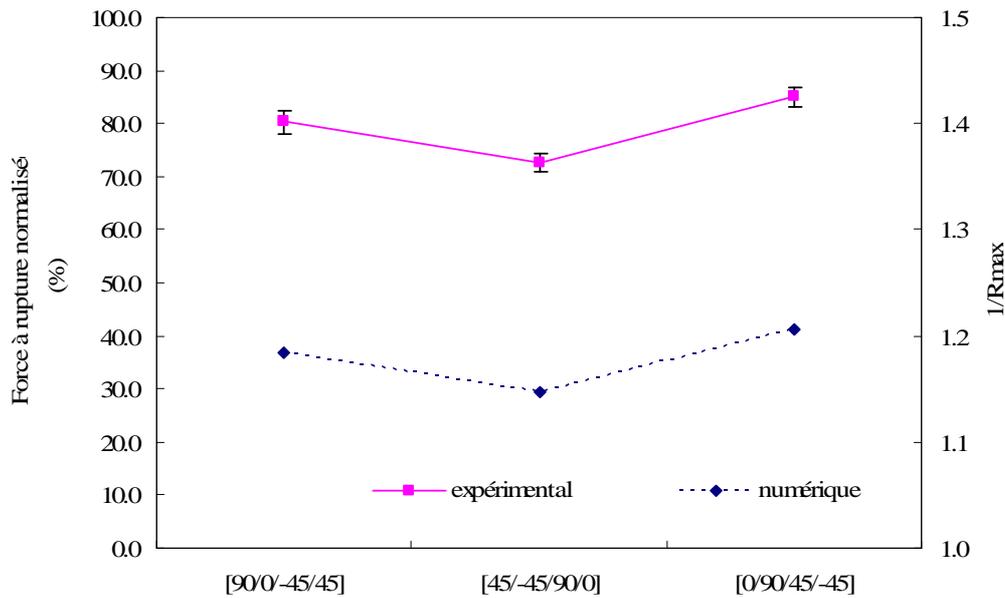


Figure 5.28. Comparaison de la variation de  $F_{\text{-réparation}}^{\text{rup}}/F_{\text{-plaque vierge}}^{\text{rup}}$ , et  $1/R_{\text{max}}$  en fonction de la séquence d'empilement pour les réparations de la série II

### 5.3 Conclusion

Cette partie présente deux modèles numériques. Le modèle II a été validé par la corrélation entre les résultats expérimentaux et ceux observés numériquement. Dans ce modèle, la plaque à réparer et les patches sont modélisés comme composites stratifiés sans homogénéisation, le comportement de la colle utilisé est considéré comme élasto-plastique parfait. Il s'avère que le modèle II permet de localiser correctement l'initiation de l'endommagement, également de prévoir la performance de la réparation en appliquant le critère de Hoffman.

Une voie d'optimisation de la réparation des structures composites a été dégagée dans le cas où la rupture a lieu d'abord dans la plaque à réparer. Il s'agit de minimiser le paramètre  $R^*$  qui présente équilibre entre les contraintes aux extrémités longitudinales du patch et celles aux bords transversaux du trou.

---

**6. Proposition d'un modèle d'aide à la conception et à l'optimisation d'un système en composites stratifiés réparé**

---

Dans la conception d'une réparation d'un composite stratifié par collage de patchs externes, divers paramètres peuvent entrer en jeu. L'influence de ces paramètres sur la performance de la réparation a fait l'objet de nombreuses études [17-20]. Les conclusions dégagées ne permettent pas encore d'obtenir une solution optimale de façon simple. Dans cette partie, le modèle II validé par notre expérimentation va être d'abord appliqué pour réaliser une étude paramétrique par la méthode des éléments finis. Les résultats obtenus nous conduiront à proposer un modèle d'aide à la conception d'une réparation des composites stratifiés par collage de patchs externes. Ce modèle permet d'optimiser un système réparé sollicité en traction de façon très simple.

## 6.1 Influence de divers paramètres sur la performance de la réparation sollicitée en traction

L'influence de divers paramètres sur la performance finale de la réparation s'avère très complexe. Dans le but de concevoir une réparation optimale sollicitée en traction, les paramètres que nous devons choisir sont souvent les suivants :

- pour les patchs : la rigidité de membrane ( $E_p$ ), l'épaisseur ( $t_p$ ), la taille et la forme ;
- pour l'adhésif : son module d'Young ( $E_a$ ), la résistance et son épaisseur.

En plus une combinaison de ces paramètres peut aussi donner un effet important. Avant de proposer un modèle d'aide à la conception, nous voulons observer l'influence de ces paramètres dans un système réparé ainsi que l'influence de certains rapports des paramètres de même nature.

D'abord, l'effet des trois rapports est étudié sur la performance des réparations. Il s'agit de  $r_1 = E_p / E_a$ ;  $r_2 = t_p / t_a$  et  $r_3 = E_p t_p / E_{pp} t_{pp}$ , où  $E^*t$  sont le module de membrane dans la direction de la charge et l'épaisseur. Les indices  $a$ ,  $p$  et  $pp$  signifient *adhésif*, *patch* et *plaque à réparer*.

Ensuite, l'influence de la variation des paramètres  $t_a$ ,  $E_a$ ,  $t_p$  est observée en fonction de  $E_p$ . Les réparations avec le remplissage du trou par un bouchon ont également été calculées pour connaître l'effet du module de bouchon ( $E_b$ ) sur la performance de la réparation en fonction d' $E_p$ .

### 6.1.1 Rapport $r_1 = E_p / E_a$

Soit  $E_x$  le module d'Young apparent dans la direction  $x$  (la direction de la charge). Il est connu qu' $E_x$  du patch, nommé aussi  $E_p$ , et  $E_x$  de la colle ou de l'adhésif, nommé  $E_a$ , joue individuellement un rôle plus ou moins important dans le système réparé (voir la partie 6.1.4). Mais on souhaite savoir si le rapport  $r_1 = E_p / E_a$  aura une incidence sur la performance de la réparation.

Dans un premier temps, les réparations sont calculées grâce au modèle II en faisant varier la valeur d' $E_p$  avec  $E_a$  constante égale à 3GPa. Ensuite, le patch de réparation reste le même [90/0/-45/45] ( $E_p=28,5$  GPa) et on fait varier la valeur de  $E_a$ . Le niveau de charge dans le système réparé est exprimé par le rapport de la résistance  $R$  du critère Hoffman. La valeur maximale de  $R$  dans la zone A et dans la zone C est présentée en fonction du rapport  $r_1$ .

En comparant les résultats obtenus par deux séries de calcul (Figure 6.1), on voit que la variation de  $R_{max}$  calculé en fixant  $E_a = 3$ GPa et celle en fixant  $E_p = 28,5$  GPa montre une tendance complètement inversée en fonction de  $r_1$ . De plus, le niveau de charge peut être très différent pour un  $r_1$  donné. Ce rapport  $r_1 = E_p / E_a$  donc n'est pas du tout exploitable pour la conception.

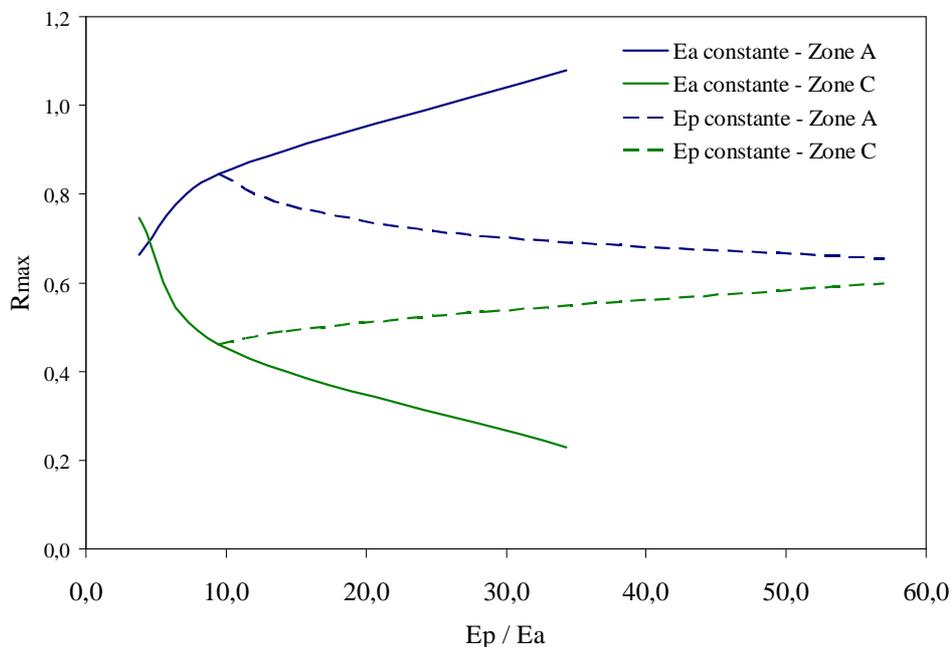


Figure 6.1. Influence du rapport  $r_1 = E_p / E_a$

### 6.1.2 Rapport $r_2 = t_p / t_a$

Soient  $t$  l'épaisseur d'un matériau constant. On étudie l'influence sur le niveau de charge dans la réparation du rapport :  $r_2 = t_p / t_a$ , où  $t_p$  et  $t_a$  sont respectivement définies comme l'épaisseur du patch et de l'adhésif. Les deux séries de réparations sont étudiées. Dans une première série, tous les paramètres de réparations sont fixés ( $t_a=0,2\text{mm}$ ) sauf  $t_p$ , qui varie dans une plage raisonnable ; Ensuite les réparations sont calculées en faisant varier l'épaisseur de la colle  $t_a$  et fixant l'épaisseur de patch à  $t_p=0,8\text{mm}$ .

Les résultats obtenus par ces calculs sont illustrés à la figure 6.2. Cette fois-ci, la variation de  $R_{\max}$  dans la zone A semble cohérente avec les résultats obtenus par le calcul de la série I et de la série II. Par contre, la valeur de  $R_{\max}$  dans la zone C varie de façon significative avec l'épaisseur du patch, mais n'est pas du tout sensible à la variation de l'épaisseur du joint collé. Le rapport  $r_2 = t_p / t_a$  n'est pas non plus valable pour optimiser la réparation. Cependant, il est intéressant de noter que pour un patch donné, plus le joint collé épais, meilleure est la performance.

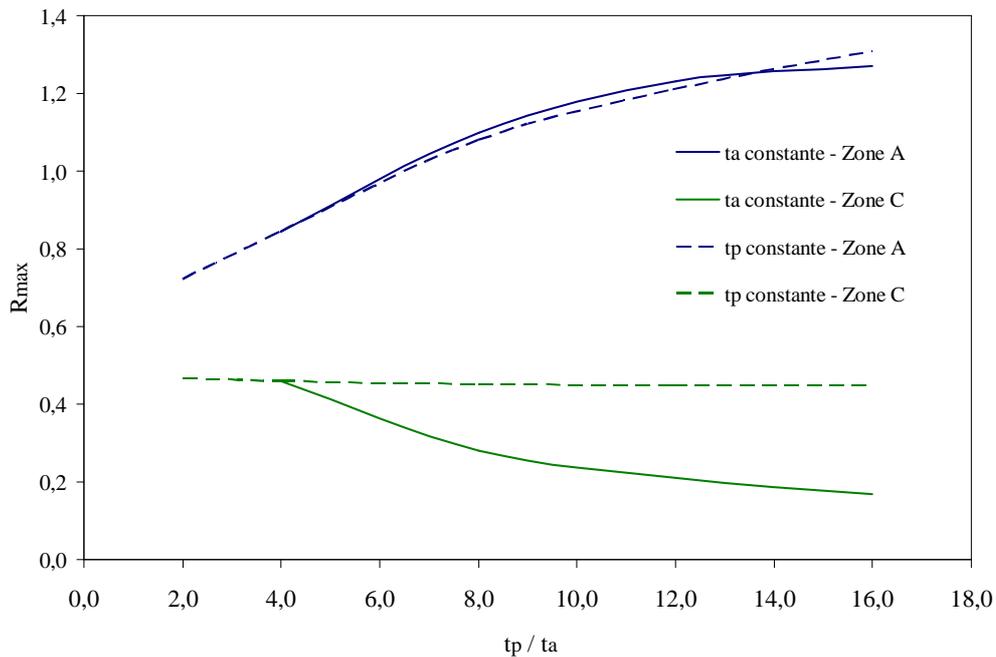


Figure 6.2. Influence du rapport  $r_2 = t_p / t_a$

### 6.1.3 Rapport $r_3 = E_p t_p / E_{pp} t_{pp}$

Soit  $(E^*t)$  la rigidité de membrane par unité de largeur. Ce paramètre est indice reprenant dans la partie suivante  $E_p t_p$  et  $E_{pp} t_{pp}$  pour le patch et pour la plaque à réparer.

Dans la littérature, le rapport  $r_3 = E_{ptp} / E_{pptpp}$  est souvent utilisé pour optimiser un système de collage, par exemple dans un joint collé à simple ou à double recouvrement. La réparation par collage de patches externes a été aussi optimisée par ce type de rapport [17-20]. Nous voulons savoir si ce rapport est vraiment exploitable ou non pour l'optimisation de nos réparations. Deux séries de calcul ont été effectuées en faisant varier le rapport  $r_3$  de deux manières différentes : d'abord, nous faisons varier la rigidité membrane du patch  $E_{ptp}$  tout en gardant constante la rigidité de membrane de la plaque ( $E_{pptpp} = 62700 \text{ N/mm}$ ) ; ensuite de manière inverse, la rigidité de membrane du patch demeure constante ( $E_{ptp} = 22800 \text{ N/mm}$ ) et nous faisons varier la valeur de  $E_{pptpp}$ .

Les résultats obtenus par deux séries de calcul sont comparés à la figure 6.3. On observe que la variation de  $R_{max}$ , quelle que soit la façon de faire varier  $r_3$ , suit la même tendance, que ce soit dans la zone A ou dans la zone C. Bien que pour un  $r_3$  donné  $R_{max}$  calculés par deux séries ne sont pas tout à fait identiques. En plus, la valeur optimale de  $R$ , nommé  $R^*$  au point d'intersection de la courbes de la zone A et celle de la zone C. Par conséquent, ce rapport peut être exploité pour l'optimisation de nos réparations avec certaines corrections.

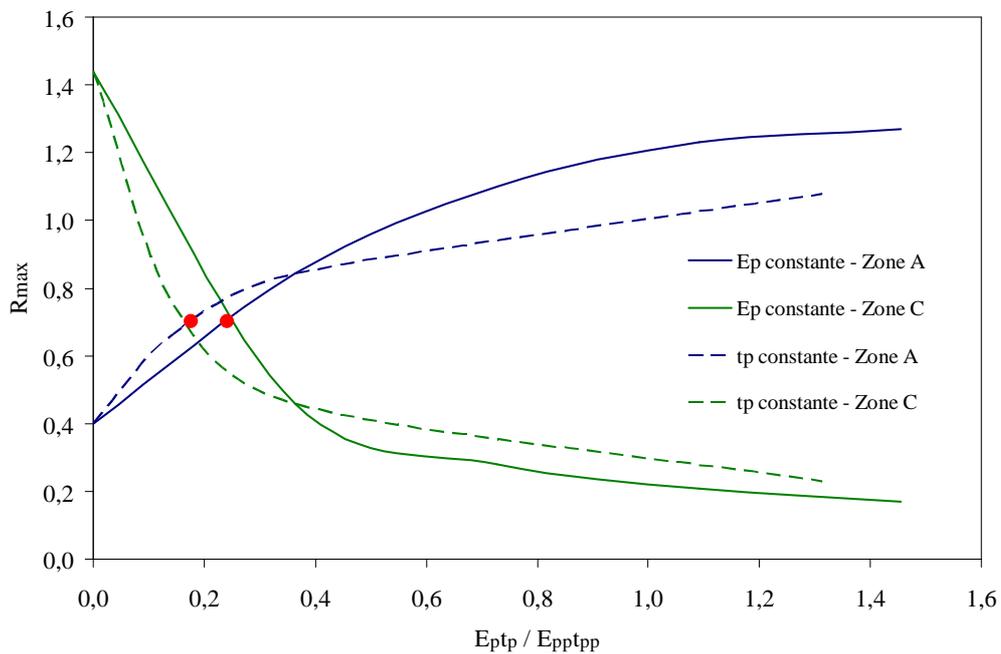


Figure 6.3. Influence du rapport  $r_3 = E_{ptp} / E_{pptpp}$

## 6.1.4 Influence de divers paramètres en fonction du module d'Young des patches : $E_p$

### 1) *Module d'Young de l'adhésif : $E_a$*

L'influence du module d'Young de la colle ou de l'adhésif,  $E_a$ , sur la performance de la réparation est étudiée en faisant varier  $E_a$  entre 0,5 et 3,0 GPa. Le calcul a été réalisé pour une plaque trouée et pour chaque patch de séquence d'empilement  $[45/-45]_s$ ,  $[90/0/-45/45]$  et  $[0]_4$ .

Les résultats sont présentés dans la Figure 6.4. Dans la zone C, le niveau de charge en termes de  $R$  diminue avec l'augmentation d' $E_a$  quelque soit la valeur du module de patch  $E_p$ . Dans la zone C l'évolution de  $R$  est complètement inversée. La variation de  $R_{max}$  est plus importante dans la zone A que dans la zone C. L'ouverture de la « pince » formée par les deux courbes de la zone A et de la zone C se réduit lors de la diminution du module  $E_a$ . Cela conduit à varier  $R^*$ , la valeur de  $R$  optimal au point d'intersection. La valeur de  $R^*$  augmente avec  $E_a$ , en même temps le module du patch optimal, correspondant à la valeur de  $R^*$ , se déplace vers la gauche, c'est-à-dire, diminue. En fait l'augmentation de  $R^*$  peut atteindre environ 14% lors de la variation de  $E_a$  de 0,5 à 2,0 GPa. Cependant, une légère baisse de  $R^*$  est notée si  $E_a$  varie entre 2,0 et 3,0 GPa. Par conséquent, le choix de  $E_a$  dépend de la rigidité du patch  $E_p$ , et par la meilleure combinaison  $E_a$  et  $E_p$ , la meilleure performance de la réparation en variant  $E_a$  serait limitée à une valeur de  $R^*$  proche de 0,6.

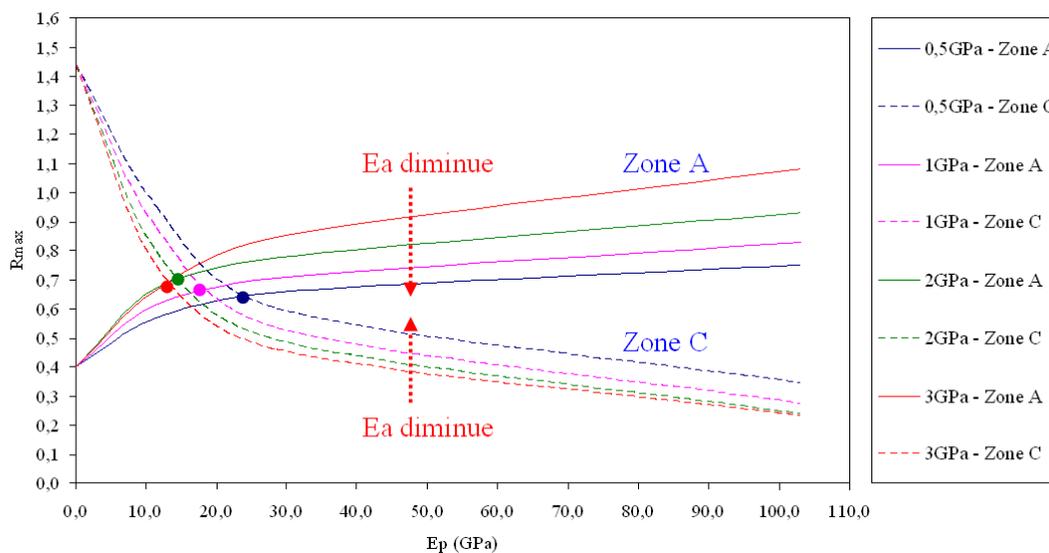


Figure 6.4. Influence du module d'Young de l'adhésif ( $E_a$ ) en fonction du module d'Young du patch ( $E_p$ )

## 2) *Épaisseur de l'adhésif : $t_a$*

Pour des raisons pratiques, la variation de l'épaisseur de la colle ou de l'adhésif considérée ( $t_a$ ) est comprise entre 0,05 et 0,4mm. Le calcul a été réalisé pour une plaque trouée et pour chaque patch de séquence d'empilement [45/-45]<sub>s</sub>, [90/0/-45/45] et [0]<sub>4</sub>.

La Figure 6.5 illustre les résultats obtenus. Il s'avère que la valeur maximale de R dans la zone C n'est pas du tout sensible à la variation de  $t_a$ . Toutefois  $R_{\max}$  dans la zone A diminue considérablement avec l'augmentation de l'épaisseur de colle. Cela signifie que si l'on utilise un patch optimal, une couche de colle plus épaisse donne de meilleures performances au système réparé. En réalité, une épaisseur de colle trop élevée conduit à la rupture cohésive dans le joint collé. Dans ce cas, notre prédiction basée sur le modèle de fracture de la plaque à réparer n'est plus valable.

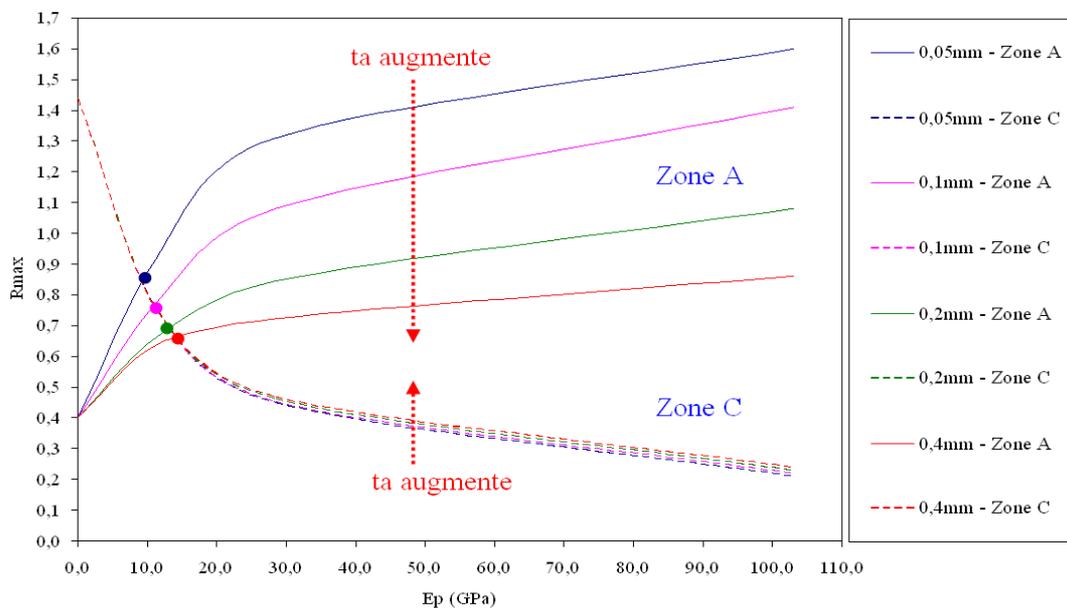


Figure 6.5. Influence de l'épaisseur de l'adhésif ( $t_a$ ) en fonction du module d'Young du patch ( $E_p$ )

## 3) *Épaisseur des patches de réparation : $t_p$*

Cette fois-ci, on souhaite étudier la variation de l'épaisseur de patch,  $t_p$ , pour chaque rigidité de patch  $E_p$ . Si l'on souhaite le même  $E_p$ , l'épaisseur des patches peut être doublée ou triplée tout en répétant deux ou trois fois chaque pli. Le calcul a été réalisé pour une plaque trouée et pour chaque patch de séquence d'empilement [45/-45]<sub>s</sub>, [90/0/-45/45] et [0]<sub>4</sub>.

Par exemple, dans le cas du patch ayant la séquence d'empilement [90/0/-45/45], le calcul est effectué sur les échantillons réparés par des patches possédant les séquences d'empilement [90/0/-45/45], [90<sub>2</sub>/0<sub>2</sub>/-45<sub>2</sub>/45<sub>2</sub>], [90<sub>3</sub>/0<sub>3</sub>/-45<sub>3</sub>/45<sub>3</sub>]. Ainsi l'épaisseur des patches est respectivement égale à 0,8, 1,6 et 2,4mm. La Figure 6.6 présente l'évolution

de  $R_{\max}$  dans la zone A et dans la zone C en fonction de  $E_p$  et  $t_p$ . Il est montré que pour la même rigidité de patch, mais l'augmentation de l'épaisseur de patch,  $R_{\max}$  augmente dans la zone A, tandis qu'il baisse dans la zone C. La variation de  $R_{\max}$  en fonction d' $E_p$  dans les deux zones étudiées trace une forme de type « pince », dont l'ouverture baisse lors de la diminution de  $t_p$ . Dans ce cas, la valeur optimale,  $R^*$ , diminue avec l'augmentation associée d' $E_p$ . Si  $E_p$  est faible, l'utilisation des patches minces peut avancer la rupture dans la zone C ; et retarder la rupture dans la zone A si  $E_p$  est suffisamment élevé. La résistance optimale de la réparation peut être améliorée si l'épaisseur des patches utilisés est plus faible.

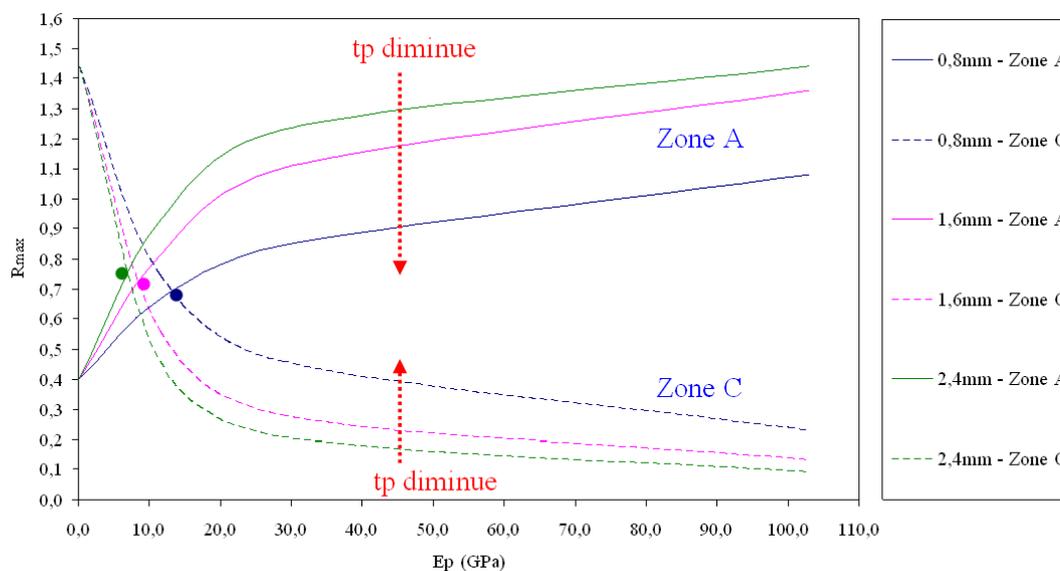


Figure 6.6. Influence de l'épaisseur de patch  $t_p$  en fonction du module de patch  $E_p$

### 6.1.5 Influence du bouchon de remplissage du trou

Selon des résultats publiés dans la littérature [17], le remplissage du trou peut être une voie intéressante pour améliorer la performance de la réparation. Nous avons aussi testé certaines réparations avec ce type de bouchon. Les résultats obtenus sont encourageants. Il est donc intéressant d'étudier l'influence du bouchon de remplissage du trou.

D'abord, on vérifie l'influence de la rigidité du bouchon pour des réparations réalisées avec le patch de référence [90/0/-45/45]. La rigidité du bouchon ( $E_b$ ) varie entre 0 et 39,2 GPa, ce qui est identique à celle des patches de réparation utilisés dans notre étude.

La Figure 6.7 illustre les résultats obtenus par le calcul en utilisant le modèle II éléments finis. Ici la valeur maximale de  $R$  est donnée dans les quatre éventuelles zones critiques. Le module du bouchon  $E_b$  dans la direction de la charge est normalisé par  $E_{pp}$ , le module de membrane de la plaque à réparer. On trouve que l'augmentation de la rigidité du bouchon permet d'améliorer le niveau de charge dans la zone C, ce qui est logique, car elle se trouve au bord du trou. Cependant, le niveau de charge au bord du patch et dans le joint collé n'est pas du tout sensible à la rigidité du bouchon.

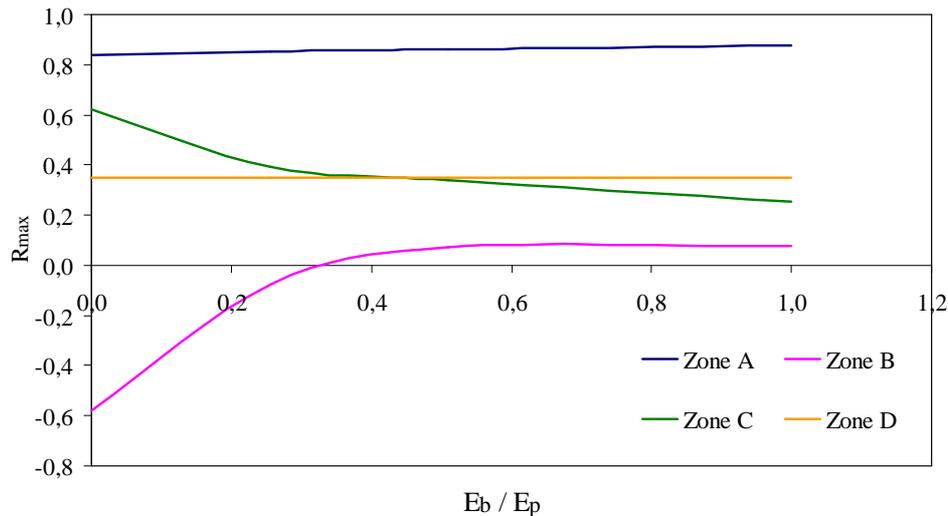


Figure 6.7. Influence de la rigidité du bouchon de remplissage du trou

Il en résulte que l'utilisation de bouchon de remplissage est très profitable pour à l'amélioration des résistances dans les zones au bord du trou. Mais elle ne peut pas relaxer la concentration de contrainte dans les zones au bord du patch, que ce soit dans la plaque ou dans le joint collé.

Afin de bien comprendre l'influence de la combinaison entre la rigidité de bouchon  $E_b$  et celle des patches  $E_p$  sur le niveau de charge de la réparation, nous avons établi la Figure 6.8. Il s'avère que l'augmentation d' $E_b$  conduit à une baisse significative de la valeur maximale de  $R$  dans la zone C pour une valeur donnée d' $E_p$ . Bien que  $R_{max}$  dans la zone A reste pratiquement constante pour une valeur donnée de  $E_p$ , le niveau de contraintes dans une réparation optimale en terme de  $R^*$  baisse significativement. Autrement dit, le remplissage par un bouchon peut être un moyen très efficace pour diminuer le niveau de contraintes dans la réparation.

En réalité, le calcul des réparations avec un bouchon n'est fait sans prendre en compte la couche de colle entre le bouchon et le trou. L'amélioration par l'application d'un bouchon ne devrait pas si efficace que ce qui est prévu par ces résultats.

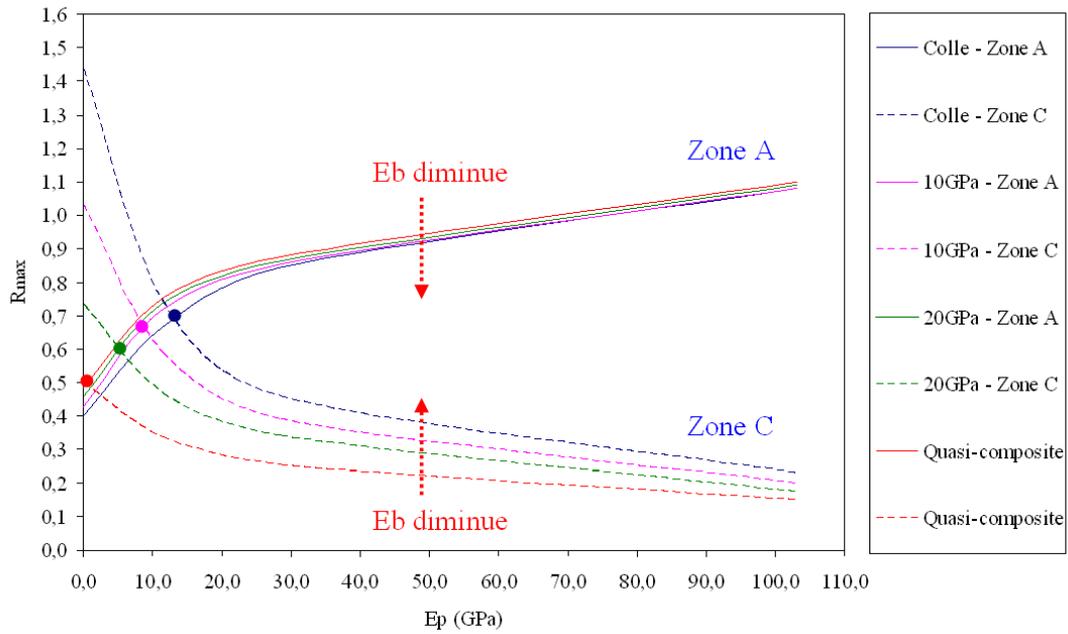


Figure 6.8. Influence de la rigidité du bouchon

## 6.2 Proposition d'un modèle d'aide à la conception et à l'optimisation d'un système en composites stratifiés réparés

### 6.2.1 Notion de joint équilibré

Pour tous types de joint, il faut rechercher à avoir un joint dit « équilibré » :

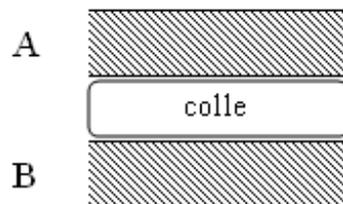


Figure 6.9. Schéma d'un joint collé simple

En posant :  $t_A$  = épaisseur du matériau A de module d'élasticité  $E_A$ ,

et  $t_B$  = épaisseur du matériau B de module d'élasticité  $E_B$

Un joint (figure 6.9) est dit équilibré si :

$$t_A E_A = t_B E_B \quad (6.1)$$

Cela permet une bonne transmission de charge et une bonne distribution de contraintes dans le joint.

### 6.1.2 Modèle 2D pour un joint collé en double recouvrement

Les travaux de Soutis et al [17-19] simulent les composites réparés par collage de patches externes par un joint en double recouvrement. La seule condition à satisfaire pour optimiser un tel joint, décrit dans la Figure 6.10, est l'équation 6.2 :

$$t_P E_P = 2t_R E_R \quad (6.2)$$

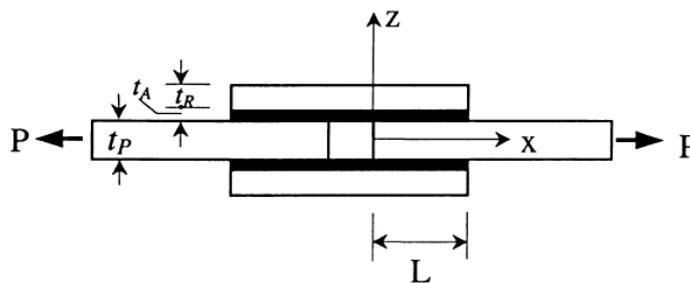


Figure 6.10. Schéma d'un joint collé en double recouvrement [17]

Il faut rappeler que Soutis et al ont considérés un modèle en 2D pour la conception de réparation en double recouvrement. En réalité, ils ont utilisé aussi des patches circulaires de réparation comme dans notre travail. De plus, dans leurs travaux, des ruptures débutent toujours dans le joint collé. Autrement dit, leur attention se concentre seulement sur l'optimisation des distributions de contrainte dans le joint collé. Donc, des plaques à réparer, considérées comme un matériau orthotrope, ne posent pas beaucoup de problèmes.

Par contre, nos réparations préconisent une meilleure résistance du joint collé, ce qui est une condition imposée pour que la réparation puisse être acceptée par des utilisateurs industriels. C'est-à-dire que la rupture de nos réparations devrait être initiée dans la plaque à réparer. Ce modèle en 2D, très simple à appliquer, ne sera plus valable pour nos réparations.

### 6.2.3 Proposition d'un modèle d'aide à la conception et à l'optimisation d'un système en composites stratifiés réparés

Inspiré par le modèle de l'équation 6.2 et basé sur l'observation des résultats numériques, une constante  $\alpha$  a été d'abord introduite afin de prendre en compte l'effet de la géométrie de la réparation sur l'optimisation comme l'expression suivante :

$$K = \alpha \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \quad (6.3)$$

Ici :

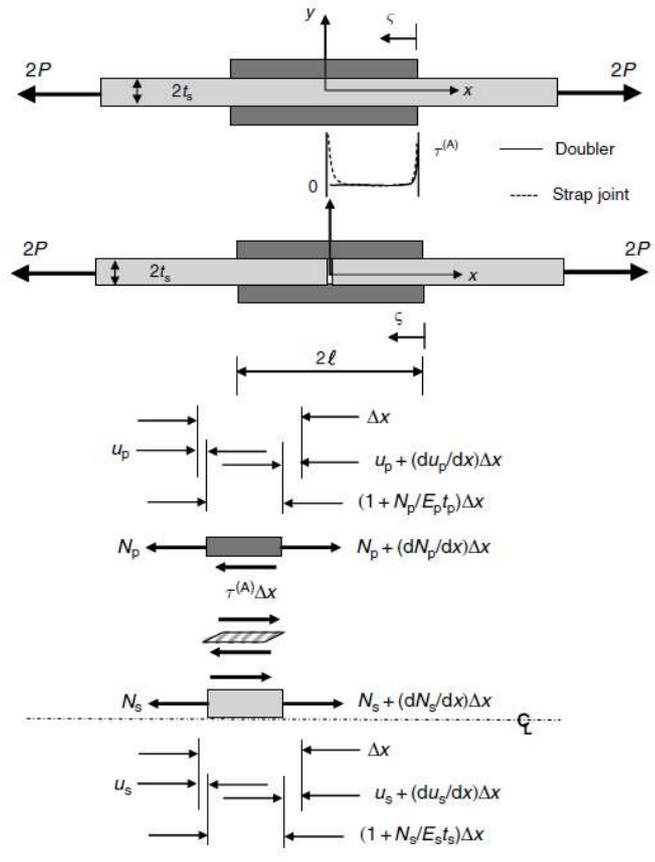
- $E_p$  et  $t_p$  sont respectivement le module d'Young et l'épaisseur de patch ;
- $E_{pp}$  et  $t_{pp}$  le module d'Young de chaque patch et l'épaisseur de la plaque à réparer ;
- $\alpha$  est une constante structurale de réparation permettant de prendre en compte de la géométrie de la réparation.

Comparant cette expression avec l'équation 6.2, on sait que dans le cas d'un joint à double recouvrement,  $\alpha = 2$  et on obtient une réparation optimale lorsque  $K = 1$ .

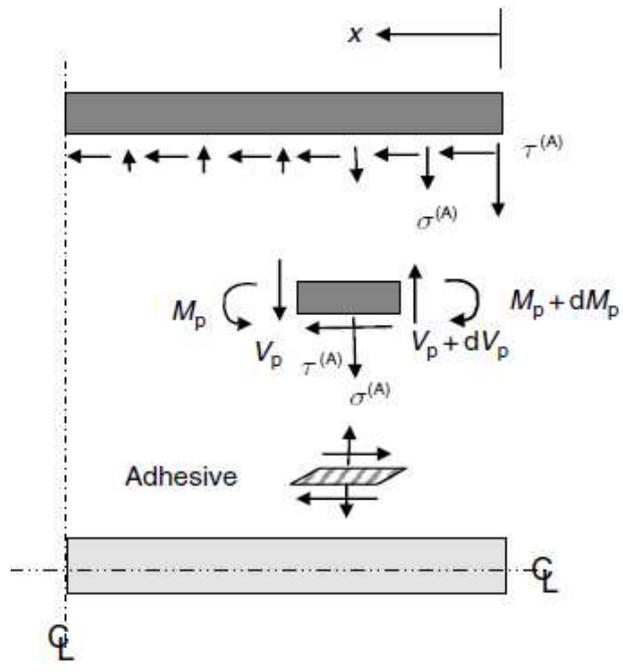
Si l'on veut intégrer l'influence de divers paramètres étudiés précédemment dans l'expression de  $K$  sous forme d'une fonction générale, une seule constante  $\alpha$  ne peut pas intégrer la variation de la position de  $R^*$  illustrée à la figure 6.3. Donc une fonction  $f$  est introduite dans l'expression de  $K$ , l'équation 6.3 devient l'équation 6.4. Maintenant la question est comment trouver la forme concrète de la fonction  $f$  en tenant compte de divers paramètres d'influence.

$$K = \alpha^* f(E_{patch}, t_{patch}, E_{plaque}, t_{plaque}, E_{colle}, t_{colle}, \phi_{patch} \dots) \frac{E_R t_R}{E_p t_p} \quad (6.4)$$

Dans le livre de Duong et Wang [85], une théorie analytique a été présentée pour calculer la distribution de contraintes dans le joint collé en double recouvrement et l'efficacité de transfert de la charge par ce joint. Le modèle est illustré par la Figure 6.11.



(a)



(b)

Figure 6.11. Modèle analytique pour un joint collé en double recouvrement [85]

Ils ont obtenu une relation entre les contraintes maximales de cisaillement et de pelage dans le joint collé, aux extrémités des patchs (zone A) dans notre étude, donne par l'Eq. 6.5 :

$$\frac{\sigma_{\max}^{(A)}}{\tau_{\max}^{(A)}} = \left( \frac{3E_a t_p}{E_p t_a} \right)^{1/4} \quad (6.5)$$

Ici :

- l'exposant (A) signifie la zone A
- $E_a$  et  $t_a$  sont le module d'Young et l'épaisseur de l'adhésif,
- $E_p$  et  $t_p$  sont le module d'Young et l'épaisseur de patch

Cette expression est extrêmement intéressante, car ce rapport traduit plus ou moins la possibilité de créer l'endommagement dans la zone A de la plaque à réparer il comprend pratiquement les paramètres d'influence les plus importants.

Inspirés par l'équation 6.5, nous avons accordé le terme  $(E_a t_p / E_p t_a)$  à la fonction  $f$  dans notre expression de  $K$  tout en laissant un exposant  $\beta$  à déterminer par les résultats numériques ou/et expérimentaux :

$$K = \alpha \left( \frac{E_a t_p}{t_a E_p} \right)^\beta \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \quad (6.6)$$

Rappelons que :

- $E_a$  et  $t_a$  sont le module d'Young et l'épaisseur de l'adhésif ;
- $E_p$  et  $t_p$  sont le module d'Young et l'épaisseur de patch ;
- $E_{pp}$  et  $t_{pp}$  le module d'Young et l'épaisseur de plaque à réparer ;
- $\alpha$  et  $\beta$  sont deux coefficients structuraux de réparation. Ils doivent être déterminés empiriquement ou/et numériquement.

#### 6.2.4 Détermination de $\alpha$ et $\beta$

L'application de ce modèle passe par la détermination des constantes  $\alpha$  et  $\beta$ . La réparation optimale, correspond à l'interaction des deux courbes représentant la valeur maximale de  $R$  dans les zones critiques éventuelles A et C, liée au  $R^*$ . C'est-à-dire que lorsque  $R_{\max}$  dans l'ensemble de la réparation est égale à  $R^*$ , le paramètre  $K$  est égale à 1 (l'équation 6.7). Les paramètres dans l'équation 6.7 correspondent bien une combinaison optimale des paramètres considérés.

$$1 = \alpha \left( \frac{E_a t_p}{t_a E_p} \right)^\beta \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \quad (6.7)$$

En posant :

$$A = \left( \frac{E_a t_p}{t_a E_p} \right) - \text{optimal} \quad (6.8)$$

$$B = \left( \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \right) - \text{optimal} \quad (6.9)$$

On donc peut obtenir l'équation 6.10 comme suivante :

$$-\lg(B) = \beta \lg(A) + \lg(\alpha) \quad (6.10)$$

Le calcul numérique par le modèle II nous permet de résumer l'interaction entre les différents paramètres d'une réparation (Figure 6.12). Il est montré que la réparation optimale doit être réalisée en utilisant une colle moins rigide, une couche de colle raisonnablement épaisse et un patch plus mince avec une rigidité optimale. Mais la relation entre ces paramètres semble complexe.

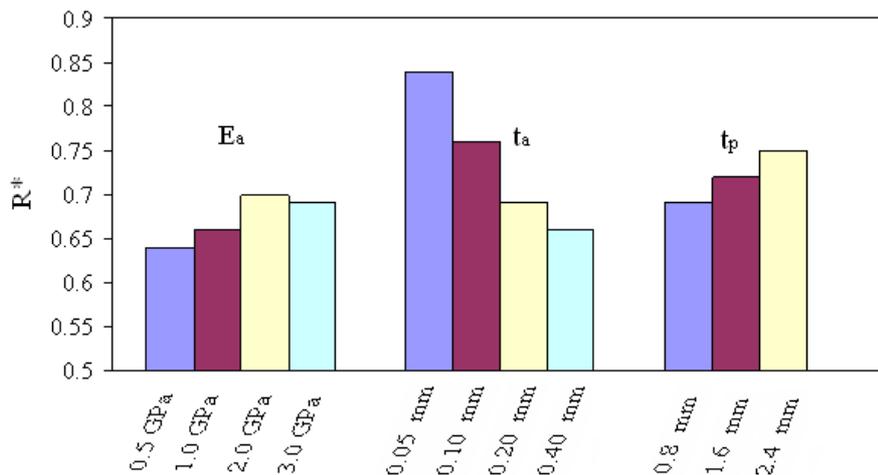


Figure 6.12. Effet de divers paramètre sur R\*, la valeur optimale de R

En réalité, pour optimiser une réparation en composites stratifiés, les choix envisagés portent en particulier sur les propriétés élastiques et en résistance de l'adhésif et du patch, mais aussi sur la géométrie du joint collé et du patch. En plus, ces

paramètres de réparation ne peuvent être choisis que dans une plage limitée pour des raisons pratiques. Si certains paramètres sont déjà sélectionnés, nous avons besoin de savoir comment optimiser les autres paramètres.

Maintenant avec le paramètre de conception  $K$  ainsi proposé, les résultats numériques présentés dans la Figure 6.12 peuvent être interposés comme expliqué dans la figure 6.13. Dans le cas de la réparation par patches circulaires sollicitée en traction, nous avons obtenu :  $\alpha \approx 6,12$  et  $\beta \approx 0,25$ . Il est confirmé que la constante  $\beta$  est bien égale à  $1/4$ , la valeur dans la relation théorique de l'équation 6.5.

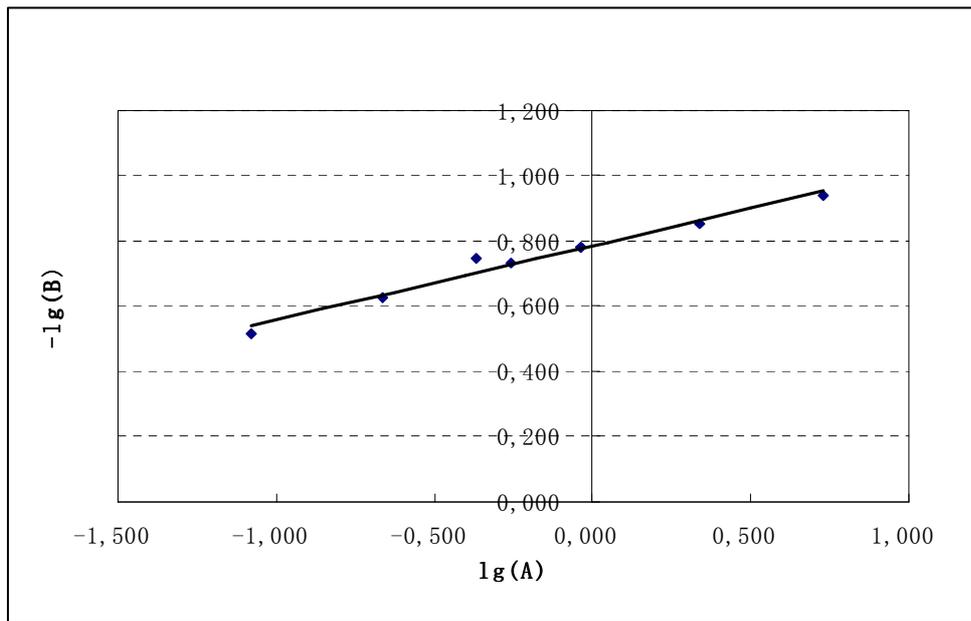


Figure 6.13. Détermination de  $\alpha$  et  $\beta$  par interpolation des résultats numériques sur les réparations optimales

Finalement, notre modèle proposé sur  $K$  devient l'expression :

$$K = 6,12 \left( \frac{E_a t_p}{t_a E_p} \right)^{1/4} \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \quad (6.11)$$

La Figure 6.14 donne une idée de la précision de calcul de  $K$  à partir du modèle de l'équation 6.11. On peut voir que toutes les réparations optimales pour différents modules de l'adhésif sont situées autour de  $K=1,0$  et l'écart n'est que de 3%.

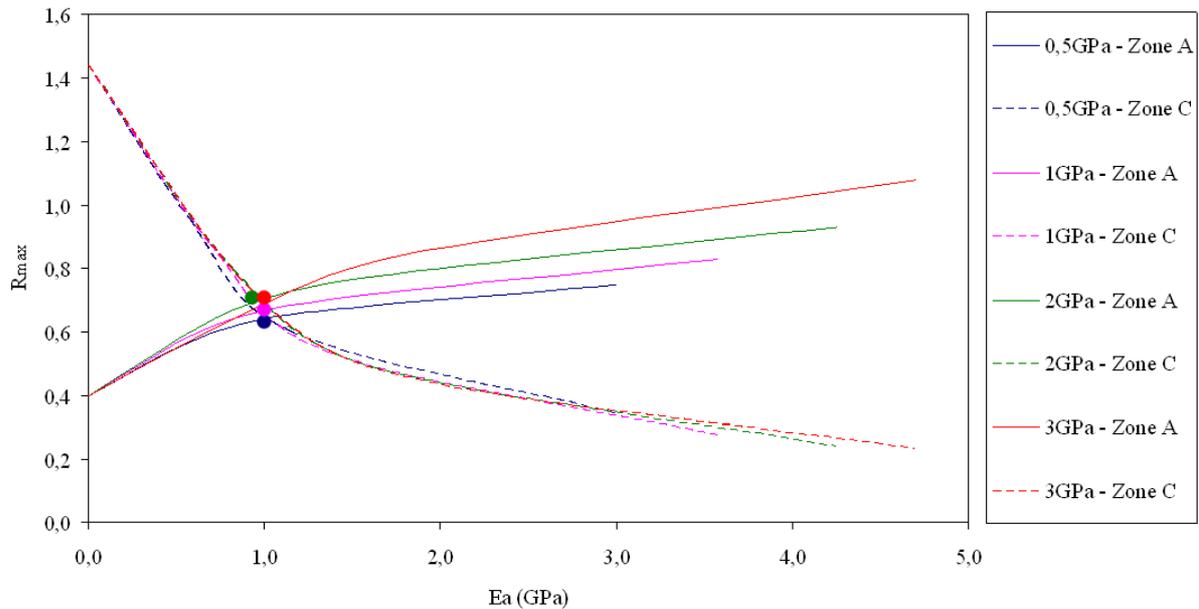


Figure 6.14. Valeur de K dans les réparations optimales en utilisant différent adhésif

### 6.2.5 Utilisation du paramètre de conception : K

Pour la conception et l'optimisation, le paramètre K proposé ici est sans dimension, qui sera en mesure non seulement d'intégrer l'effet des paramètres différents de réparation d'une manière simple, mais aussi a un sens physique facile à comprendre.

L'utilisation de ce paramètre suppose que : si

- ✓  $K = 0$ , sans réparation
- ✓  $0 < K < 1$ , réparation insuffisante
- ✓  $K = 1$  (100%), réparation optimale ( $R_{\max\text{-zone A}} = R_{\text{-zone C}}$ )
- ✓  $K > 1$ , réparation excessive

Par exemple, le tableau 6.1 présente le paramètre K calculé pour nos réparations testées dans la série I avec le module de la plaque à réparer égale  $E_{pp}=39,2$  GPa. Pour les patches très souples, la valeur de K est inférieure à 1, tandis que pour les patches rigides, K est bien supérieure à 1. La meilleure performance est mesurée sur les réparations avec les patches [45/-45]s dont la valeur de K est proche de 1.

K	Séquence d'empilement	$E_p$ (GPa)
0,63	[90] <sub>4</sub>	7,0
0,66	[75/-75] <sub>s</sub>	7,5
0,90	[45/-45] <sub>s</sub>	11,4
1,79	[90/0/-45/45]	28,5
4,80	[0] <sub>4</sub>	103,0

Tableau 6.1 Paramètre K calculé pour les réparations testées dans la série I

### 6.2.6 Influence de la taille de patch et de la forme des patches sur K

Dans l'expression proposée pour calculer le paramètre K (Eq. 6.11), nous avons déterminé les constantes a et b par interpolation des résultats numériques obtenus sur les réparations avec les patches circulaires de diamètre 35mm. Afin de connaître l'influence de la taille des patches circulaires sur le calcul de K, les réparations avec les patches circulaires de diamètre 22mm sont aussi étudiées dans les mêmes conditions que les réparations avec les patches circulaires de diamètre 35mm. La figure 6.15 compare la valeur maximale de R dans les zones A et C des deux réparations. On s'aperçoit que les patches de diamètre plus grand donnent une meilleure réparation car la valeur de  $R^*$  est plus petite. En même temps, il faut bien noter que la valeur d' $E_p$  associée à une réparation optimale dans les deux cas est presque identique. Autrement dit,  $R^*$  se trouve sur la même abscisse. Il en résulte que l'équation 6.11 permet de fournir, pour une réparation utilisant des patches circulaires, la combinaison optimale des paramètres considérés, qui est indépendante du diamètre du patch.

Il faut rappeler que le diamètre de patch doit être choisi dans une échelle raisonnable, ni trop petit ni trop grand. Hu et Soutis précise que l'optimal diamètre de patch est entre 3 et 4 fois de diamètre du trou [17].

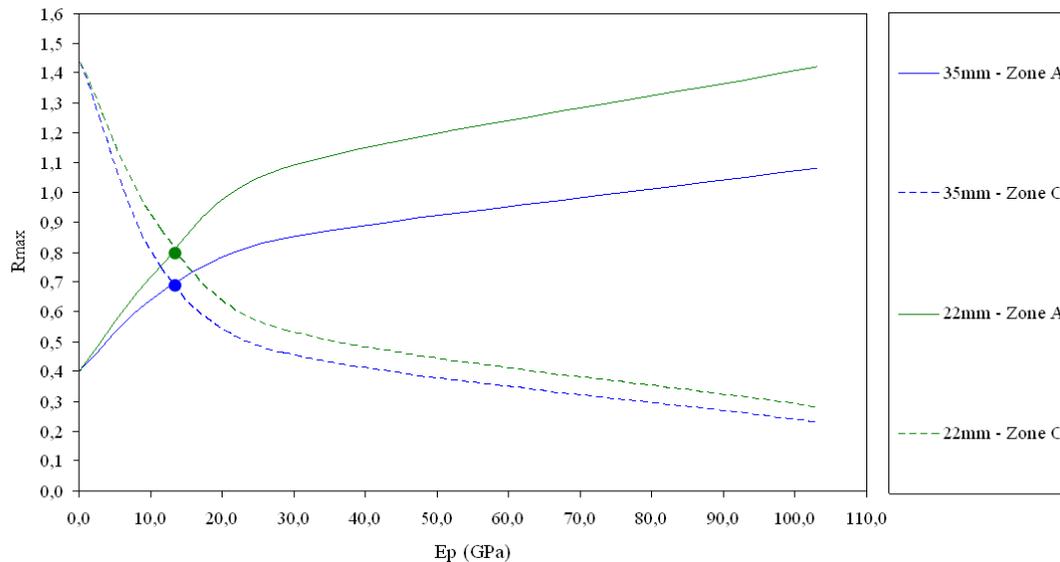


Figure 6.15. Comparaison des résultats obtenus sur les réparations avec des patches circulaires de diamètre de 35mm et de 22mm

## 6.2.7 Influence de la forme des patches sur l'optimisation de la réparation

Dans cette partie, on change la forme des patches tout en gardant la surface de collage presque identique. Les formes considérées sont illustrées par la figure 6.16.

Le calcul et les conditions aux limites sont identiques que des réparations avec des patches circulaires. Les réparations ont tous les mêmes séquences d'empilement : [90/0/-45/45] et la surface des patches est presque identique.

- Patch circulaire : diamètre 35mm
- Patch elliptique longitudinal : a=20,5mm ; b=15mm
- Patch elliptique transversal : a=15mm ; b=20,5mm
- Patch carré : 31 x 31mm

La Figure 6.17 compare la valeur maximale de R dans chaque pli du système réparé. Du haut en bas, les plis 1-4 sont dans le patch et les plis 5-8 sont dans la moitié de la plaque à réparer. Les résultats montrent que la valeur maximale de R se trouve toujours dans la plaque à réparer, et le pli adjacent au joint collé est la partie la plus chargée. Il faut noter que les autres géométries de patch n'améliorent pratiquement pas la distribution de contraintes dans la plaque à réparer. En plus, les zones critiques pour

chaque réparation ne sont pas identiques. Par exemple, pour des patches carrés, les zones critiques se trouvent dans le premier pli de la plaque aux coins du patch.

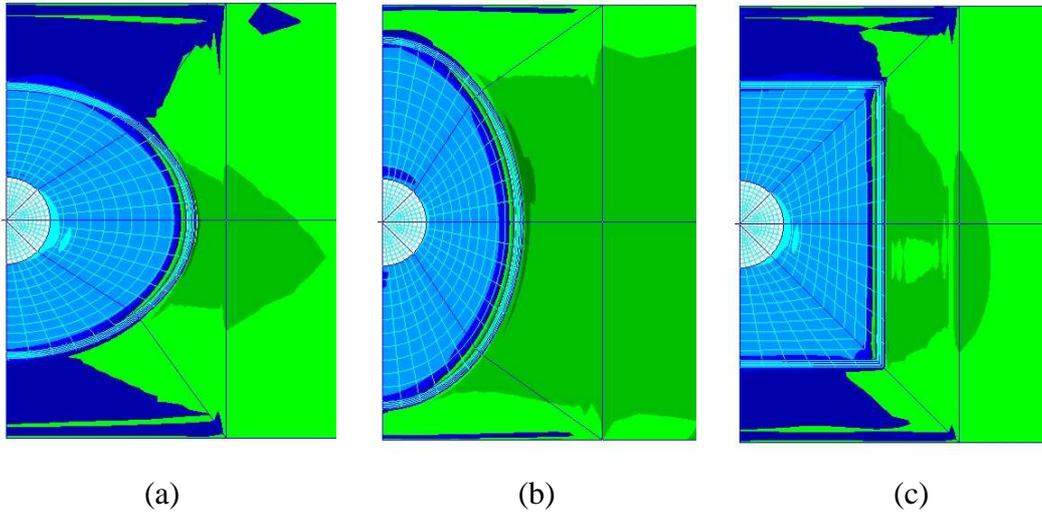


Figure 6.16. Trois formes de patch considérées :  
(a) elliptique longitudinal, (b) elliptique transversal (c) carré

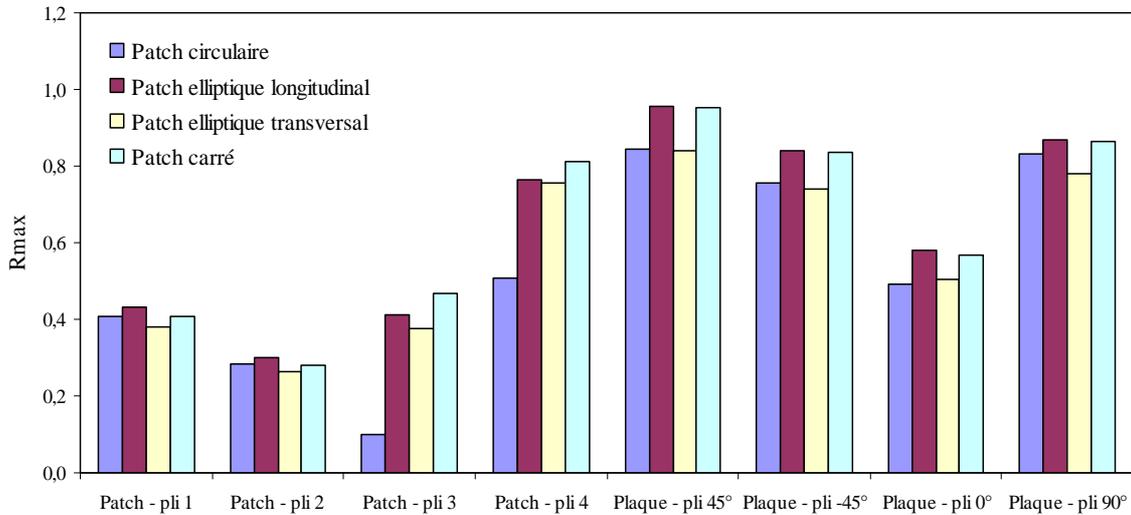


Figure 6.17. Valeur maximale de R dans chaque pli des réparations avec les patches de géométries différentes

En conclusion, les patches circulaires semblent meilleurs dans la réparation des composites stratifiés sollicités en traction. Nous n'avons donc pas continué à chercher le paramètre de conception K pour d'autres formes de patches. Cependant, il est probable que les deux constantes  $\alpha$  et  $\beta$  dépendent de la forme des patches, mais ceci reste à vérifier.

---

## 6.3 Modification du modèle K

Dans l'attention d'établir un modèle plus général d'aide à la conception, le modèle de K (équation 6.11) peut être amélioré de façon à tenir en compte de plus de paramètres d'influence. Certaines tentatives ont été décrites ci-dessous.

### 6.3.1 Influence de bouchon de remplissage

Dans l'équation 6.6, l'effet du bouchon de remplissage sur la performance de la réparation n'était pas intégré dans le modèle de K. On peut ajouter un terme dans le calcul de K est lié directement avec les paramètres de bouchon. En tenant compte des équations 6.5, 6.6 et 6.11, une extension du modèle peut être exprimée par l'Eq. 6.12 :

$$K = \lambda \frac{E_b}{E_{pp}} + \alpha \left( \frac{E_a t_p}{E_p t_a} \right)^{1/4} \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \quad (6.12)$$

Ici :

- $E_b$  est le module d'Young de bouchon
- $\alpha$  et  $\lambda$  sont deux constantes structurales à déterminer numériquement ou/et expérimentalement.

Le premier terme traduit l'effet de la réparation par le bouchon ou par patches « internes » et le deuxième terme l'effet de la réparation par patches « externes ».

Nous essayons appliquer ce modèle en tenant compte des résultats de la figure 6.8. Les constantes  $\alpha$  et  $\lambda$  sont déterminées de façon empirique en tenant compte de tous les cas des réparations optimales avec patches circulaires. Nous obtenons  $\alpha \approx 0,35$  et  $\lambda \approx 6,54$ . L'équation 6.12 devient l'équation 6.13 :

$$K = 0,35 \frac{E_b}{E_{pp}} + 6,54 \left( \frac{E_a t_p}{E_p t_a} \right)^{1/4} \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \quad (6.13)$$

La figure 6.18 illustre la valeur de K déterminée par le modèle de l'équation 6.13 pour les réparations optimales. La valeur de K varie de 0,88 au 1,15 au lieu de 1.

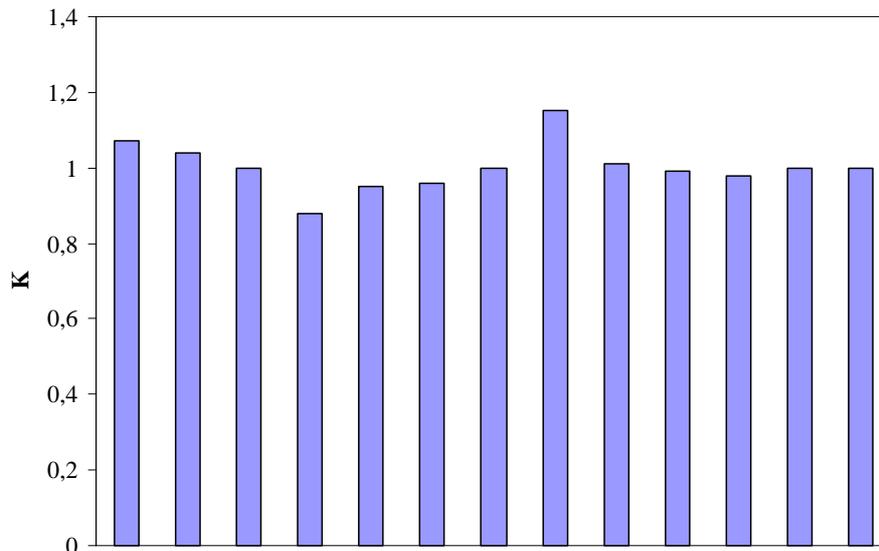


Figure 6.18. Valeur K déterminée par les réparations optimales

### 6.3.2 Extension du modèle

Un modèle plus général en tenant compte de tous les types de renforcements : des patchs internes et des patchs externes peuvent être imaginés sous la forme suivante :

$$K = \lambda \psi(E_b, E_{pp}, E_a, t_a, L_b \dots) + \beta \left( \frac{E_a t_p}{E_p t_a} \right)^{1/4} \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}} \quad (6.14)$$

Ici :

- $\alpha$  et  $\lambda$  sont deux constantes de réparation à ajuster numériquement ou/et expérimentalement ;

- $\psi$  est une fonction qui traduit les effets de la rigidité de la plaque, du patch interne et de l'adhésif entre le patch et le trou, la géométrie du patch interne  $L_b$  (scarf, cylindrique, etc...) et l'épaisseur du joint collé  $t_a$  peuvent aussi influencer la performance de la réparation.

La validation de ce type de modèle nécessite beaucoup plus de résultats expérimentaux et numériques.

---

## 6.4 Conclusion

Après avoir étudié numériquement l'influence de divers paramètres, nous pouvons obtenir les combinaisons des paramètres de conception pour optimiser les réparations. Ces résultats permettent de proposer un paramètre d'aide à conception et à optimisation des réparations par collage de patches externes sollicitées en traction. Il peut se mettre sous la forme seule :

$$K = \alpha \left( \frac{E_a t_p}{t_a E_p} \right)^\beta \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}}$$

Ici :

- $E_a$  et  $t_a$  sont le module d'Young et l'épaisseur de l'adhésif ;
- $E_p$  et  $t_p$  sont le module d'Young et l'épaisseur de patch ;
- $E_{pp}$  et  $t_{pp}$  le module d'Young et l'épaisseur de plaque à réparer ;
- $\alpha$  et  $\beta$  sont deux coefficients structuraux de réparation. Ils doivent être déterminés numériquement ou/et empiriquement

Une méthode de détermination de  $\alpha$  et  $\beta$  sont également proposée. Dans le cas de patches circulaires, nous avons obtenu  $\alpha=6,12$  et  $\beta=0,25$ .

Ce type de modèle est très facile à appliquer, il permet de traduire l'efficacité de la réparation. L'utilisation de ce paramètre suppose que si :

- o  $K = 0$ , sans réparation
- o  $0 < K < 1$ , réparation insuffisante
- o  $K = 1$  (100%), réparation optimale ( $R_{\max\text{-zone A}} = R_{\text{-zone C}}$ )
- o  $K > 1$ , réparation excessive

Ce type de modèle peut être généralisé à la réparation par patch interne ou/et par patches externes. Beaucoup plus de travaux expérimentaux et numériques sont nécessaires afin de proposer une forme finale des modèles et les valider.

---

## **Conclusions générales**

---

Les études réalisées dans le cadre de cette thèse représentent la première partie d'un projet de recherche sur la durabilité de la réparation des structures composites endommagées par collage de patchs externes. Pour commencer nous nous sommes intéressés au comportement des réparations sollicitées en traction. Des approches expérimentale et numérique ont été réalisées. L'ensemble des études réalisées permet de dégager les conclusions suivantes :

1) La qualité et la répétitivité des réparations dépendent fortement du savoir-faire dans leur préparation. Donc un procédé de fabrication détaillé doit être établi, validé et appliqué strictement dans tout l'ensemble des études. Il s'avère que dans les conditions du laboratoire, la réparation par des patchs durs est plus facile à contrôler que celle par patchs mous.

2) En utilisant des patchs mous de même séquence d'empilement que le stratifié à réparer, l'initiation de l'endommagement se localise plutôt dans le joint collé. La propagation du décollement des patchs est le mécanisme d'endommagement principal dans la procédure de la rupture. La performance de la réparation dépend non seulement de la grandeur de la surface de collage, mais également de la géométrie des patchs. L'utilisation de bouchon de remplissage s'avère positive. Les Z-pins jouent un rôle de renfort dans le transfert de charge par le joint collé, retarde le décollement des patchs et conduit ainsi à une amélioration de la résistance du système réparé.

Par conséquent, la réussite de la réparation repose sur le renforcement de la section la plus affaiblie, mais également sur la bonne distribution de contrainte dans le joint collé aux bords des patchs. L'optimisation de la réparation doit être réalisée en équilibrant la distribution de contraintes dans toutes les zones critiques.

3) En ce qui concerne les réparations par collage de patchs durs circulaires externes, la rigidité du patch joue un rôle très important dans la performance des réparations en traction. Il existe une rigidité de patchs optimale par rapport aux autres paramètres de réparation choisis. La séquence d'empilement en particulier de l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé du patch peut également influencer la résistance des réparations mais de façon plus faible. L'interprétation de ces observations repose sur la connaissance des mécanismes de rupture.

Selon les observations par différentes méthodes de contrôle sur les scénarios de rupture des réparations, nous pouvons dégager trois modèles phénoménologiques : 1<sup>er</sup> mode : si les patchs sont trop souples, l'endommagement a lieu très tôt au bord du trou dans la zone C, comme les éprouvettes trouées sans réparation, ceci conduit à une faible

performance. La réparation par collage de patches externes dans ce cas est donc insuffisante ; 3<sup>ème</sup> mode : si les patches de réparation sont trop rigides, l'initiation d'endommagement commence aussi très tôt mais dans la plaque aux extrémités longitudinales des patches (Zone A), la performance est aussi médiocre. Ici la réparation par des patches trop rigides est donc considérée excessive ; 2<sup>ème</sup> mode : en effet la meilleure solution se repose sur l'équilibre de la concentration de contraintes dans les zones A et C par optimiser les patches pour que l'endommagement s'initie en même temps dans les zones A et C.

4) La modélisation par la méthode des éléments finis permet d'analyser l'état de contraintes de déformations et de déplacement de façon précise. Cependant, elle doit être liée directement aux mécanismes de rupture dans le système réparé. Si la rupture commence dans le joint collé, les résultats obtenus, par le modèle de l'homogénéisation de la plaque à réparer, sont acceptables. Par contre dans le cas où l'endommagement s'amorce dans la plaque à réparer, cette dernière doit être modélisée par des éléments composites stratifiés. Dans notre étude, le modèle II a été validé par la corrélation entre les résultats expérimentaux et numériques. Il permet de prévoir correctement l'initiation d'endommagement et leur position dans la réparation et également prévoir la performance de la réparation en appliquant le critère de Hoffman.

Une voie d'optimisation de la réparation des structures composites a été dégagée dans le cas où la rupture a lieu d'abord dans la plaque à réparer. Il s'agit de minimiser le paramètre  $R^*$  présente l'équilibrage entre les contraintes aux extrémités longitudinales du patch et celles aux bords transversaux du trou.

5) Après avoir étudié numériquement l'influences de divers paramètres, nous obtenons des combinaisons de paramètres de conception pour les réparations optimales. Ces résultats permettent de proposer un paramètre d'aide à la conception et à l'optimisation des réparations par collage de patches externes sollicitées en traction. Il est sous forme de :

$$K = \alpha \left( \frac{E_a t_p}{t_a E_p} \right)^\beta \frac{E_p t_p}{E_{pp} t_{pp}}$$

Ici

- $E_a$  et  $t_a$  sont le module d'Young et l'épaisseur de l'adhésif ;
- $E_p$  et  $t_p$  sont le module d'Young et l'épaisseur de patch ;
- $E_{pp}$  et  $t_{pp}$  le module d'Young et l'épaisseur de plaque à réparer ;
- $\alpha$  et  $\beta$  sont deux coefficients structuraux de réparation. Ils doivent être déterminés numériquement ou/et empiriquement

---

La méthode de la détermination de  $\alpha$  et  $\beta$  a été proposée également. Dans le cas de patchs circulaires, nous avons obtenu  $\alpha=6,12$  et  $\beta=0,25$ .

Ce type de modèle est très facile à appliquer, il permet de traduire l'efficacité de la réparation. L'utilisation de ce paramètre suppose que si :

- ✓  $K = 0$ , sans réparation
- ✓  $0 < K < 1$ , réparation insuffisante
- ✓  $K = 1$  (100%), réparation optimale ( $R_{\max\text{-zone A}} = R_{\text{zone C}}$ )
- ✓  $K > 1$ , réparation excessive

Ce type de modèle peut être généralisé à la réparation par patch interne ou/et par patchs externes. Beaucoup plus de travail expérimental et numérique sont nécessaire afin de proposer une forme finale des modèles et la validation.

---

# Perspectives

---

D'après les essais expérimentaux statiques, il faut également noter que chaque patch en lui-même est un stratifié de quatre couches quasi-isotrope en membrane mais malheureusement couplé en flexion. On peut alors supposer que lors de la traction le patch tend naturellement à se fléchir sur lui-même sous l'effet de la flexion et l'effet de couplage. Les contraintes engendrées par ce phénomène transforment alors les contraintes de cisaillement pur du collage en un pelage beaucoup plus néfaste à la tenue de l'ensemble.

On pourrait également envisager d'établir un protocole mixte comme on peut le voir dans certains articles ou encore de développer les solutions mixtes collées et rivetée par Z-pins. Dans tous les cas, le transfert de la charge dans les patches et par les patches doit rester une priorité dans les recherches futures.

Un modèle numérique évolutif reste toujours intéressant pour mieux comprendre des modes de rupture des réparations variées et des propagations d'endommagements. D'autres critères de rupture concernant des structures composites doivent être bien considérés afin de simuler parfaitement les caractéristiques de nos éprouvettes testées.

Afin de faciliter la conception et l'optimisation d'un système réparé, un modèle simple et fiable donne plus d'avantages que des modélisations numériques ou d'autres modèles théoriques traditionnels. Il est clair que la validation de ce modèle doit être confirmée par de nombreux résultats expérimentaux.

En pratique, à long terme, il faudrait bien considérer des effets des conditions environnementales : température, humide, rayon ultraviolet, etc.

---

# **Bibliographie**

- 
- [1] S-C. Her, D-L. Shie. The failure analysis of bolted repair on composite laminate. *International Journal of Solids and Structures* 35 (1998) 1679-1693
- [2] O. Roques. Dossier sur le Collage Structural. RENAULT F1 Team
- [3] A. J. Kinloch. <<Adhesion and adhesives – science and technology>>. 1987 Printed in Great Britain by the Cambridge University Press. ISBN 0 412 27440 X
- [4] R. D. Adams and W. C. Wake. <<Structural adhesive joints in engineering>>. Elsevier applied science publishers Ltd 1984. ISBN 0 85334 263 6
- [5] M. Davis, D. Bond. Principles and practices of adhesive bonded structural joints and repairs. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 19 (1999) 91-105
- [6] Z. P. Marioli-Riga, D. Xenos. Reparability and cost analysis criteria for typical composite patch repair. *FACTA UNIVERSITATIS Series: Mechanics, Automatic Control and Robotic*, Vol, N° 14, 2003, pp. I-XI
- [7] I. Grabovac, D. Whittaker. Application of bonded composites in the repair of ships structures – A 15-year service experience. *Composites : Part A* 40 (2009) 1381-1398
- [8] G. Savage, M. Oxley. Repair of composite structures on Formula 1 race cars. *Engineering Failure Analysis*
- [9] J. Yao, J.G. Teng, J.F. Chen. Experimental study on FRP-to-concrete bonded joints. *Composites : Part B* 36 (2005) 99-113
- [10] J. Rodes, R. Brossier, X.-J. Gong, J. Rousseau. Etude des performances des structures composites réparées. *Matériaux* 2006, 13-17 novembre 2006, Dijon, France
- [11] P. Cheng, X.J. Gong, J. Rousseau, S. Aivazzadeh. Optimisation des patches de réparation des structures composite. 15<sup>ème</sup> Journées Nationales sur les Composites, 6-8 juin 2007, Marseille, France
- [12] X.J. Gong, P. Cheng, J. Rousseau, S. Aivazzadeh. Effect of local stresses on static strength and fatigue life of patched composite panels. 16<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials, 8-13 July 2007, Kyoto, Japan
- [13] A.C. Okafor, H. Bhogapurapu. Design and analysis of adhesively bonded thick composite patch repair of corrosion grind-out and cracks on 2024 T3 clad aluminium aging aircraft structures. *Composite Structures* 76 (2006) 138-150
- [14] Chun H. Wang, Andrew J. Gunnion. On the design methodology of scarf to composite laminates. *Composites Science and Technology*, 68 (2008) 35-46
- [15] <<Composite repair>>, HEXCEL Composites. April 1999, Publication No. UTC 102

- 
- [16] F. L. Matthews, P. F. Kilty, E. W. Godwin. A review of the strength of joints in fiber-reinforced plastics. II – Adhesively bonded joints. *Composite*, 13 (1982) 29-37
- [17] F.Z. Hu, C. Soutis. Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression. *Composites Science and Technology*, 60 (2000) 1103-1114
- [18] C. Soutis, D.M. Duan, P. Goutas. Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches. *Composites Structures*, 45 (1999) 289-301
- [19] C. Soutis, F.Z. Hu. Design and performance of bonded patch repairs of composite structure. *Proc Instn Mech Engrs*, (1997) Vol 211 Part G
- [20] X. Liu, G. Wang. Progressive failure analysis of bonded composite repairs. *Composite Structures*, 81 (2007) 331-340
- [21] Y. Surrel, B. Zhao. Balayage de phase appliqué au moiré et à la photoélasticimétrie. 6<sup>ème</sup> Congrès International de Métrologie, 19-21 octobre 1993, Lille, France
- [22] N.P. Avdelidis, A. Moropoulou, Z.P. Marioli Riga. The technology of composite patches and their structural reliability inspection using infrared imaging. *Progress in Aerospace Science* 39 (2003) 317-328
- [23] M. Genest, M. Martinez, N. Mard, G. Renaud, A. Fahr. Pulsed thermography for non-destructive evaluation and damage growth monitoring of bonded repairs. *Composite Structures* 88 (2009) 112-120
- [24] J.D. Mathias, X. Balandraud, M. Grédiac. Experimental investigation of composite patches with a full-field measurement method. *Composites : Part A* xx (2005) 1-14
- [25] A.F. Gill, P. Robinson, D. Hitchings. Measurement of damage progression in open hole tension tests. *Proceeding of the 16th International Conference on Composite Materials: ThHA-04*
- [26] I. McKenzie, R. Jones, I.H. Marshall, S. Galea. Optical fibre sensors for health monitoring of bonded repair systems. *Composite Structures* 20 (2000) 405-416
- [27] K. Diamanti, C. Soutis, J.M. Hodgkinson. Piezoelectric transducer arrangement for inspection of large composite structures. *Composites : Part A* 38 (2007) 1121-1130
- [28] C. White, H.C.H. Li, B. Whittingham, I. Herszberg, A.P. Mouritz. Damage detection in repairs using frequency response techniques. *Composite Structures* 87 (2009) 331-340

- 
- [29] S. H. Diaz, C. Soutis. Delamination detection in composite laminates from variations of their modal characteristics. *Journal of Sound and Vibration* (1999) 228(1), 1-9
- [30] C. D. Bailey, S.M. Freeman, J.M. Hamilton. Acoustic emission monitors damage progression in graphite epoxy composite structure. *Materials Evaluation*, v 38, n 8, pp 21-71, 1980
- [31] J.T. Beattie, R.A. Jaramillo. The measurement of energy in acoustic emission, *Review of Scientific Instruments*, Vol. 45, n° 3 pp.352-357, 1974
- [32] R.C. Alderliesten. Damage tolerance of bonded aircraft structures. *International Journal of Fatigue* 31 (2009) 1024-1030
- [33] R. Jones, W.K. Chiu and R. Smith. Airworthiness of composite repairs: Failure Mechanisms. *Engineering Failure Analysis*, (1995) Vol 2, 117-128
- [34] J. Moutier, M. Fois, C. Picard. Characterization of carbon/epoxy materials for structural repair of carbon/BMI structures. *Composites : Part B* 40 (2009) 1-6
- [35] A. Tezvergil, L.V.J. Lassila, P.K. Vallittu. Composite-composite repair bond strength: effect of different adhesion primers. *Journal of Dentistry* (2003) 31, 521-525
- [36] G. Li, N. Pourmohamadian, A. Cygan, J. Peck, J.E. Helms, S-S Pang. Fast repair of laminated beams using UV curing composites. *Composite Structures* 60 (2003) 73-81
- [37] M.N. Charalambides, R. Hardouin, A.J. Kinloch, F.L. Matthews. Adhesively-bonded repairs to fibre- composite materials I: Experimental. *Composites, Part A* 29A (1998) 1371–1381
- [38] T.J. Chotard, J. Pasquier, M.L. Benzeggagh. Residual performance of scarf patch-repaired pultruded shapes initially impact damaged. *Composite Structures* 53 (2001) 317-331
- [39] C.H. Wang, A.J. Gunnion, A.C. Orifici, A. Harman, A.N. Rider, P. Chang, D. Delliios. Effect of load-bypass on structural efficiencies of bonded and bolted repairs. *The 17<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials*
- [40] B. Whittingham, A.A. Baker, A. Harman, D. Bitton. Micrographic studies on adhesively bonded scarf repairs to thick composite aircraft structure. *Composites : Part A*, accepted date : 20 December 2008
- [41] A.P. Mouritz. Review of z-pinned composite laminates. *Composites : Part A* 38 (2007) 2383-2397
- [42] H-Y. Liu, W. Yan, X-Y. Yu, Y-W. Mai. Experimental study on effect of loading rate on mode I delamination of z-pin reinforced laminates. *Composite Science and Technology* 67 (2007) 1294-1301

- 
- [43] M. Meo, F. Achard, M. Grassi. Finite element modelling of bridging micro-mechanics in through-the-thickness reinforced composite laminates. *Composite Structures* 71 (2005) 383-387
- [44] E.J. Garcia, B.L. Wardle, J. Hart. Joining prepreg composite interfaces with aligned carbon nanotubes. *Composites : Part A* 39 (2008) 1065-1070
- [45] A. C. Okafor, N. Singh, U.E. Enemuoh, S.V. Rao. Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminium aircraft panels. *Composite Structures* 71 (2005) 258-270
- [46] B.B. Bouiadjra, H. Fekirini, B. Serier, M. Benguediab. Numerical analysis of the beneficial effect of the double symmetric patch repair compared to single one in aircraft structures. *Computational Materials Science* 38 (2007) 824-829
- [47] T. Achour, B. Bachir Bouiadjra, B. Serier. Numerical analysis of the performances of bonded composite patch for reducing stress concentration and repairing cracks at notch. *Computational Materials Science*, 28 (2003) 41-48
- [48] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, B. Serier, M. Benguediab. Numerical analysis of the beneficial effect of the double symmetric patch repair compared to single one in aircraft structures. *Computational Materials Science*, 38 (2007) 824-829
- [49] P. Papanikos, K.I. Tserpes, Sp. Pantelakis. Initiation and progression of composite patch debonding in adhesively repaired cracked metallic sheets. *Composite Structures* 80 (2007) 303-311
- [50] S. Naboulsi, S. Mall. Modelling of cracked metallic structure with bonded composite patch using the three layer technique. *Composite Structures* 35 (1996) 295-308
- [51] A. Mahadesh Kumar, S.A. Hakeem. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet. *Composite Structures* 49 (2004) 285-292
- [52] Y.X. Zhang, C.H. Yang. Recent developments in finite element analysis for laminated composite plates. *Composite Structures* 88 (2009) 147-157
- [53] H. Karlsson. Evaluation of FE-Software for Mechanical Analysis of Composite Materials. Master's thesis, Lulea University of Technology, Department of Applied Physics and Mechanical Engineering
- [54] F.Z. Hu, C. Soutis. Interlaminar stresses in composites laminates with a circular hole. *Composites Structures*, 37 (1997) 223-232
- [55] R.D.S.G. Campilho, M.F.S.F. Moura, J.J.M.S. Modelling single and double-lap repairs on composites materials. *Composites Science and Technology*, 65 (2005) 1948-1958

- 
- [56] A. Sheppard, D. Kelly, L. Tong. A damage zone model for the failure analysis of adhesively bonded joints. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 18 (1998) 385-400
- [57] C.H. Wang, A. Gunnion. Optimum shapes of scarf repairs. *Composites: Part A*, accepted date: 3 February 2009
- [58] T.D. Breitzman, E.V. Iarve, B.M. Cook, G.A. Schoeppner, R.P. Lipton. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading. *Composite : Part A* 40 (2009) 1921-1930
- [59] R.D.S.G. Campilho, M.F.S.F. de Moura, A.M.G. Pinto, J.J.L. Morais, J.J.M.S. Domingues. Modelling the tensile fracture behaviour of CFRP scarf repairs. *Composites: Part B* 40 (2009) 149-157
- [60] P. Papanikos, K.I. Tserpes, G. Labeas, Sp. Pantelakis. Progressive damage modelling of bonded composite repairs. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics* 43 (2005) 189-198
- [61] I. Lapczyk, J.A. Hurtado. Progressive damage modelling in fiber-reinforced materials. *Composites : Part A* 38 (2007) 2333-2341
- [62] X. Li, S.R. Hallett, M.R. Wisnom. Numerical simulation of damage propagation in overheight compact tension tests. *The 17<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials*
- [63] W. Yan, H-Y. Liu, Y-W. Mai. Numerical study on the mode I delamination toughness of z-pinned laminates. *Composite Science and Technology* 63 (2003) 1481-1493
- [64] V. Dantuluri, S. Maiti, P.H. Geubelle, R. Patel, H. Kilic. Cohesive modeling of delamination in Z-pin reinforced composite laminates. *Composite Science and Technology* 67 (2007) 616-631
- [65] H. Engels, W. Becker. Closed-form analysis of external patch repair of laminates. *Composites Structures*, 56 (2005) 259-268
- [66] W. Becker. A complex potential method for plate problems with bending extension coupling. *Archive of Applied Mechanics* 60 (1991) 318-326
- [67] W. Becker. Complex method for the elliptical hole in an unsymmetric laminate. *Archive of Applied Mechanics* 63 (1993) 159-169
- [68] H. Engels, D. Zakharov, W. Becker. The plane problem of an elliptically reinforced circular hole in an anisotropic plate or laminate. *Archive of Applied Mechanics* 71 (2001) 601-612
- [69] Wilfried Becker. Closed-form solution for the free-edge effect in cross-ply laminates. *Composite Structures* 26 (1993) 39-45

- 
- [70] J.D. Mathias, M. Grédiac, X. Balandraud. On the bidirectional stress distribution in rectangular bonded composite patches. *International Journal of Solids and Structures*, 43 (2006) 6921-6947
- [71] E.V. Iarve, R. Kim, D. Mollenhauer. Three-dimensional stress analysis and Weibull statistics based strength prediction in open hole composites. *Composites: Part A* 38 (2007) 174-185
- [72] Q. Luo, L. Tong. Fully-coupled nonlinear analysis of single lap adhesive joints. *International Journal of Solids and Structures* 44 (2007) 2349-2370
- [73] L. Tong, X. Sun. Nonlinear stress analysis for bonded patch to curved thin-walled structures. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 23 (2003) 349-364
- [74] Anna Zemlyanova. Singular integral equations for a patch repair problem. *International Journal of Solids and Structures* 44 (2007) 6860-6877
- [75] C.N. Duong. Design and validation of composite patch repairs to cracked metallic structures. *Composites: Part A* 40 (2009) 1320-1330
- [76] C.K. Chao, L.M. Lu, C.K. Chen, F.M. Chen. Analytical solution for a reinforcement layer bonded to an elliptic hole under a remote uniform load. *International Journal of Solids and Structures* 46 (2009) 2959-2965
- [77] M. Kashtalyan, C. Soutis. Stiffness and fracture analysis of laminated composites with off-axis ply matrix cracking. *Composites: Part A* 38 (2007) 1262-1269
- [78] L.R.F. Rose. A cracked plate repaired by bonded reinforcements. *International Journal of Fracture*, Vol. 18, No. 2, February 1982
- [79] L.R.F. Rose. An application of the inclusion analogy for bonded reinforcements. *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 17, pp. 827-838, 1981
- [80] A. Vaziri, H. Nayeb-Hashemi. Dynamic response of a repaired composite beam with an adhesively bonded patch under a harmonic peeling load. *International Journal of Adhesion & Adhesives* 26 (2006) 314-324
- [81] K. Khellil. Evaluation expérimentale d'un critère de rupture tensoriel polynomial tridimensionnel pour matériaux composites. Thèse de Doctorat de l'Université de Technologie de Compiègne, 1993
- [82] M.L. Benzeggagh, K. Khellil, T. Chotard. Experimental determination of Tsai failure tensorial terms  $F_{ij}$  for unidirectional composite materials. *Composite Science and Technology*, 55 (1995) 145-156
- [83] M. Mitrovic, H. T. Hahn, G. P. Carman, P. Shyprykevich. Effect of loading parameters on the fatigue behaviour of impact damaged composite laminates. *Composites Science and Technology* 59 (1999) 2059-2078

- 
- [84] W.W. Stinchcomb, C.E. Bakis. <<Fatigue Behaviour of Composites Laminates>>. Chapter 4 of Fatigue of composite materials, Elsevier Science Publishers, Composite materials series volume 4, 1991
- [85] C.N. Duong, C.H. Wang. <<Composite Repair – Theory and Design>>. First edition 2007. ISBN-13 : 978-0-08-045146-6



# **Publications**

---

## Publication et communication dans des congrès nationaux et internationaux

**JNC 15** (*Journées Nationales sur les Composites*)

*6 au 8 juin 2007, Marseille, France*

« Optimisation des patchs de réparation des structures composites »

Pengcheng Cheng, Xiao-Jing Gong, Jérôme Rousseau, Shahram Aivazzadeh

**ICCM 16** (*International Conference on Composite Materials*)

*July 8-13, 2007, Kyoto, Japan*

« Effect of local stresses on fatigue life of patched composite panels »

Xiao-Jing Gong, Pengcheng Cheng, Jérôme Rousseau, Shahram Aivazzadeh

**ICCM 17** (*International Conference on Composite Materials*)

*July 27-31, 2009, Edinburgh, UK*

« Optimization of patched repair for CFRP laminates »

Pengcheng Cheng, Xiao-Jing Gong, Shahram Aivazzadeh

## Publication dans une revue internationale

« Tension behaviour of patch-repaired CFRP laminates »

*Composite structures, Volume 93, Issue 2, January 2011, Pages 582-589*

Pengcheng Cheng, Xiao-Jing Gong, Donald Hearn, Shahram Aivazzadeh