

SPIM

Thèse de Doctorat



école doctorale sciences pour l'ingénieur et microtechniques

U N I V E R S I T É D E B O U R G O G N E

Modélisation numérique d'assemblages collés : Application à la réparation de structures en composites

■ **Lingling PENG**

SPIM

Thèse de Doctorat



école doctorale sciences pour l'ingénieur et microtechniques
UNIVERSITÉ DE BOURGOGNE

THESE

de l'Université de Bourgogne

Pour obtenir le grade de

DOCTEUR

Discipline : mécanique

Modélisation numérique d'assemblages collés :

Application à la réparation de structures en composites

Par

Lingling PENG

Laboratoire DRIVE

Institut Supérieur de l'Automobile et des Transports

Soutenue le 31 janvier 2013 devant le jury composé de :

Jean-François CARON	Professeur, ENPC	Rapporteur
Francis COLLOMBET	Professeur, Toulouse II	Rapporteur
Zoheir ABOURA	Professeur, UTC	Examineur
Anita HUREZ	MdC, IUT	Examineur
Xiaojing GONG	MdC, ISAT	Co-directeur de thèse
Laurent GUILLAUMAT	Professeur, ENSAM	Co-directeur de thèse

Remerciements

Au terme de ce travail, je souhaite adresser mes sincères remerciements à toutes les personnes qui ont contribué à sa réalisation et ont permis par leur soutien et leurs conseils, de le mener à bien.

Je remercie particulièrement Pr. Laurent Guillaumat et Dr. Xiao-jing Gong, pour m'avoir accueillie comme doctorante dans le laboratoire ainsi que pour leur soutien et leur aide tout au long de ce travail, tant technique, scientifique que moral.

Mes sincères remerciements s'adressent à Mesdames et Messieurs les Membres du Jury qui me font l'honneur de juger ce mémoire ainsi qu'à leurs précieux conseils prodigués.

J'exprime ma sincère gratitude à tous les membres de l'équipe composite de laboratoire DRIVE pour leur soutien, leurs disponibilités, leurs expériences et leurs conseils.

Je remercie également Dr. Pengcheng Cheng, qui m'a appris la mise en œuvre de la partie expérimentale de ce projet, ainsi que Mr. Pascal Rouault pour les services techniques.

Sommaire

Liste des figures	3
Liste des tableaux	9
Introduction générale.....	11
Chapitre I. Étude bibliographique	15
I.1. Réparation de structures endommagées en composite.....	17
I.1.1. Réparations par boulonnage et rivetage	18
I.1.2. Réparations par remplissage de la zone endommagée	19
I.1.3. Réparations par collage des patches composites externes	21
I.2. Endommagement et rupture des composites stratifiés.....	22
I.2.1. Mécanismes d'endommagement et de rupture.....	23
I.2.2. Critères de rupture	29
I.3. Rupture dans les assemblages de structures en composites collés	43
I.3.1. Modes de rupture dans les joints collés.....	43
I.4. Modélisation du comportement de l'interface par la méthode des éléments finis.....	47
I.4.1. Modèle d'éléments ressorts	47
I.4.2. Modèle de contact tie-break	49
I.4.3. Modèle de zones cohésives(MZC).....	50
I.5. Conclusion	53
Chapitre II. Étude du délaminage des composites	55
II.1. Essais de délaminage	58
II.1.1. Mode I DCB.....	59
II.1.2. Mode II ENF	64
II.1.3. Mode mixte MMF	67
II.2. Modélisation avec MZC	71
II.2.1. Paramètres d'influence sur la qualité des MZC	71
II.2.2. Modèles numériques des tests de délaminage avec MZC.....	78
II.2.3. Corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux	82
II.3. Conclusions	95
Chapitre III. Étude de la rupture par fissuration de joints collés	99
III.1. Essais de fissuration	101
III.1.1. DCB Mode I	101
III.1.2. ENF Mode II.....	104
III.1.3. MMF mode mixte I/II.....	107
III.2. Modélisation avec MZC.....	109

III.2.1. Modélisation numérique du comportement du joint collé en présence d'une fissure	109
III.2.2. Résultats et discussions	112
III.3. Conclusions	114
Chapitre IV. Étude du comportement en traction des réparations par collage de patches externes.....	117
IV.1. Configuration des réparations testées	121
IV.1.1. Éprouvettes et conditions d'essais.....	121
IV.1.2. Séquences d'empilement des patches	122
IV.2. Procédé de réparation.....	123
IV.3. Résultats expérimentaux et discussions	125
IV.3.1. Résistance apparente	125
IV.3.2. Faciès de rupture	129
IV.3.3. Contrôle par émission acoustique.....	131
IV.3.4. Suivi de l'évolution de l'endommagement par des jauges d'extensométrie	147
IV.4. Modélisations numériques des réparations	151
IV.4.1. Modèle I (Progressive Failure Model)	152
IV.4.2. Modèle II (Continuum damage mechanics model)	156
IV.4.3. Corrélation entre les résultats expérimentaux et numériques obtenus par le modèle II.....	160
IV.4.4. Modèle II-A et Modèle II-B	184
IV.5. Conclusions	186
Conclusions générales et perspectives	191
Référence.....	197

Liste des figures

Figure I.1 Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de la gamme Airbus. [2]	18
Figure I.2 Réparations par boulonnage et rivetage couplés avec un joint de colle	19
Figure I.3 Remplissage avec un angle biseauté [4]	20
Figure I.4 Remplissage avec une surface en escalier [4]	20
Figure I.5 Réparation des bordages en aluminium par patchs composites internes [5]	20
Figure I.6 Réparation par patch composite biseauté avec une couche couverte [6]	21
Figure I.7 Réparation d'un stratifié [45/0/-45/90]s par patch composite interne [7]	21
Figure I.8 Réparation par collage des patchs externes [4]	21
Figure I.9 Rupture de fibre [14]	24
Figure I.10 Différents modes d'endommagement de la matrice associés à la rupture d'une fibre (a)rupture transverse de la matrice(b) rupture en cisaillement de la matrice(c)décohésion de l'interface fibre-matrice(d) rupture longitudinale de la matrice [14].....	24
Figure I.11 Rupture transverse de la matrice [14].....	25
Figure I.12 Rupture longitudinale de la matrice [14].....	25
Figure I.13 Décohésion de l'interface fibre-matrice [14]	25
Figure I.14 Flambement local des fibres	26
Figure I.15 Propagation de la rupture dans le cas d'une forte adhérence fibre-matrice [14] ...	27
Figure I.16 Propagation de la rupture dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice [14]..	27
Figure I.17 Rupture d'un composite unidirectionnel soumis a une traction transverse [14] ...	28
Figure I.18 Mécanismes de rupture observés dans un stratifiés.....	28
Figure I.19 les axes principaux d'une monocouche	30
Figure I.20 Amorçage macroscopique de délaminage en mode II pur [21].....	39
Figure I.21 Corrélation entre les résultats mesurés sur le Verre/Epoxyde unidirectionnel et le critère $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^\beta$ [21].....	41
Figure I.22 Corrélation entre les résultats mesurés sur le Verre/Epoxyde unidirectionnel et le critère $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$ et le critère $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^{\beta-1}$ [21].....	42
Figure I.23 Modes de rupture d'assemblage collé	43
Figure I.24 Rupture adhésive [23].....	44
Figure I.25 Rupture cohésive [24].....	45
Figure I.26 Rupture mixte [23]	46
Figure I.27 Observation d'une rupture mixte d'un joint collé par MEB [24]	46
Figure I.28 Modèle d'éléments ressorts [25]	48

Figure I.29 Résultat de mode I avec les éléments de poutre discrète [26].....	48
Figure I.30 Modèle de Liu et al [26].....	48
Figure I.31 Modèle d'élément de poutre discrète [25].....	49
Figure I.32 Modèle de contact de tie-break.....	50
Figure I.33 Résultat de mode I avec la méthode de contact tie-break [25].....	50
Figure I.34 Modèle de zone cohésive.....	51
Figure I.35 Diverses formes de la loi de séparation.....	52
Figure II.1 Modes élémentaires de fissuration.....	57
Figure II.2 Cycle de cuisson pour la polymérisation des stratifiés	58
Figure II.3 Machine statique ADAMEL DY36	59
Figure II.4 Représentation schématique de l'essai DCB	60
Figure II.5 Montage de l'essai DCB	61
Figure II.6 Courbes expérimentales force-déplacement de DCB	63
Figure II.7 Mesure de la complaisance des éprouvettes DCB	63
Figure II.8 Interpolation de C en fonction de la longueur de fissure initiale : a_0	63
Figure II.9 Interpolation de C en fonction de (a_0^3)	64
Figure II.10 Essai End Notched Flexure (ENF).....	65
Figure II.11 Courbes expérimentales force-déplacement d'ENF.....	66
Figure II.12 Mesure de la complaisance des éprouvettes ENF	66
Figure II.13 Interpolation de C en fonction d' a^3 (ENF).....	67
Figure II.14 Test du type MMF (Mixed-Mode Flexure).....	68
Figure II.15 Décomposition du mode I et mode II dans l'essai MMF mode mixte.....	69
Figure II.16 Courbes expérimentales force-déplacement des éprouvettes MMF	70
Figure II.17 Mesure de la complaisance des éprouvettes MMF	70
Figure II.18 Interpolation de C en fonction d' a^3 (MMF).....	70
Figure II.19 Définition de la longueur de zone cohésive l_{cz} [39].....	72
Figure II.20 Lois d'interface différentes pour CMZ	74
Figure II.21 Description de l'influence de la zone cohésive sur la déformation transverse du stratifié.....	76
Figure II.22 Lien entre la résistance d'interface $\sigma_{max,i}$ et le déplacement critique $\delta_{f,i}$ à G_C et K_0 fixés	78
Figure II.23 Loi normalisée d'interface pour le mode pur.....	82
Figure II.24 La loi d'interface pour mode mixte I/II [39].....	82
Figure II.25 Maillage et condition limite de modèle numérique.....	84
Figure II.26 Comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques sans MZC.....	84
Figure II.27 Comparaison de longueur de zone cohésive	86

Figure II.28 Comparaison de l_{ZC} déterminées par des modèles analytique modifiés et numérique.....	87
Figure II.29 Influence de la TSLC sur les Courbes F - δ obtenues par la simulation numérique	88
Figure II.30 Influence de la raideur d'interface K_0 sur la rigidité normalisée K_{NS}/K_{exp}	89
Figure II.31 Influence de la raideur d'interface K_0 sur la force maximale normalisée P_{ma}/P_{exp}	90
Figure II.32 Influence de la résistance d'interface σ_{max} sur la rigidité normalisée K_{NS}/K_{exp} ...	91
Figure II.33 Influence de la résistance d'interface σ_{max} sur la force maximale normalisée (P_{max}/P_{exp}).....	92
Figure II.34 Maillage et condition limite de modèle numérique pour les essais MMF	93
Figure II.35 Influence de la résistance d'interface en traction $\sigma_{I,max}$ sur mode mixte.....	93
Figure II.36 Influence de la résistance interfaciale en cisaillement $\sigma_{II,max}$ sur mode mixte	94
Figure II.37 Influence du ratio $\sigma_{II,max}/\sigma_{I,max}$ sur la simulation du comportement au délaminage en mode mixte	95
Figure III.1 Configuration de l'essai DCB.....	101
Figure III.2 Courbes expérimentales force-déplacement des éprouvettes DCB	102
Figure III.3 Mesure de la complaisance des éprouvettes ayant un joint collé du type DCB .	103
Figure III.4 Interpolation de C par la loi de Berry en fonction de la longueur de fissure initiale : a_0	103
Figure III.5 Interpolation de C en fonction de (a_0^3) dans les cas DCB mode I.....	103
Figure III.6 Configuration de l'essai ENF	105
Figure III.7 Courbes expérimentales force-déplacement des éprouvettes ENF.....	105
Figure III.8 Propagation de la fissure dans les éprouvettes ENF	105
Figure III.9 Mesure de la complaisance des éprouvettes ayant un joint collé du type DCB .	106
Figure III.10 Interpolation de C en fonction de (a_0^3) dans les cas ENF mode II	106
Figure III.11 Configuration de l'essai MMF	107
Figure III.12 Courbes expérimentales force-déplacement de MMF	107
Figure III.13 Mesure de la complaisance des éprouvettes ayant un joint collé du type MMF	108
Figure III.14 Interpolation de C en fonction de (a_0^3) dans les cas MMF mode I/II.....	108
Figure III.15 Trois méthodes différents de modélisation	110
Figure III.15 comportements différents d'adhésif.....	111
Figure III.16 Comparaison des courbes Force-déplacement numérique et expérimentale des tests DCB réalisés sur le joint collé.....	112
Figure III.17 Comparaison des courbes Force-déplacement numériques et expérimentale des tests ENF réalisés sur le joint collé	113

Figure III.18 Comparaison des courbes force-déplacement expérimentale et numériques des tests MMF réalisés sur le joint collé.....	114
Figure IV.1 Schéma de la réparation par collage de patchs externes [4].....	121
Figure IV.2 Epreuve en traction simulant la réparation par collage de patchs durs externes [4].....	122
Figure IV.3 Schéma du procédé de fabrication des éprouvettes	123
Figure IV.4 Schéma de principe du montage de réparation par patchs externes [4].....	124
Figure IV.5 Mise en position des patchs durs avec un film démoulant [4].....	124
Figure IV.6 Mise en place des cales/moules [4]	125
Figure IV.7 Courbes expérimentales typiques obtenues pendant les essais sur les éprouvettes réparées.....	125
Figure IV.8 Contrainte à rupture effective des éprouvettes réparées par les patchs de la série I	126
Figure IV.9 Contrainte à rupture effective des réparations en fonction de la rigidité membrane des patchs de la série I.....	127
Figure IV.10 Variation de la résistance effective en compression des réparations en fonction de la rigidité de traction d'un patch normalisé par celle de la plaque à réparer [9]	127
Figure IV.11 Contrainte à rupture effective des éprouvettes réparées par les patchs de la série II	128
Figure IV.12 Influence de la séquence d'empilement de patchs sur la performance des réparations en traction par collage de patchs externes [11]	128
Figure IV.13 Zones critiques dans une réparation par patchs circulaires soumise à une traction axiale	129
Figure IV.14 Faciès de rupture des réparations par les patchs souples [90] ₄ et [75/-75] _s	130
Figure IV.15 Faciès de rupture des réparations par les patchs [45/-45] _s	130
Figure IV.16 Faciès de rupture des réparations par les patchs [45/-45/90/0] et [0] ₄	131
Figure IV.17 Plages d'amplitude pour chaque mécanisme de rupture dans le matériau verre/époxyde et carbone/époxyde.....	132
Figure IV.18 Localisation des capteurs.....	132
Figure IV.19 Principales caractéristiques du signal d'émission acoustique.....	133
Figure IV.20 Amorçage d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patchs [90] ₄	135
Figure IV.21 Propagation d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patchs [90] ₄	136
Figure IV.22 Rupture finale sur une réparation par des patchs [90] ₄	138
Figure IV.23 Amorçage d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patchs [45/-45] _s	139
Figure IV.24 Propagation d'endommagement détectés par EA dans une réparation par des patchs [45/-45] _s	140

Figure IV.25 Rupture finale détectés par EA dans une réparation par des patches [45/-45] _s ..	141
Figure IV.26 Amorçage d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patches [0] ₄	143
Figure IV.27 Propagation d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patches [0] ₄	145
Figure IV.28 Rupture finale détectés par EA dans une réparation par des patches [0] ₄	146
Figure IV.29 Corrélation entre des plages d'amplitudes d'EA et chaque type d'endommagement pour un Carbone/Epoxyde T600S HR R368-1 et le joint collé en Araldite 2015	147
Figure IV.30 Placement des jauges d'extensométrie	148
Figure IV.31 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [90] ₄	148
Figure IV.32 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [45/-45] _s	149
Figure IV.33 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [45/-45/90/0]	150
Figure IV.34 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [-45/45/0/90]	150
Figure IV.35 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [0/90/45/-45]	151
Figure IV.36 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [0] ₄	151
Figure IV.37 Loi de comportement bilinéaire de l'adhésif utilisée dans la simulation numérique.....	153
Figure IV.38 Modèle de Maillage de la réparation	154
Figure IV.39 Longueur calibrée définies par deux points lasers sur l'éprouvette	155
Figure IV.40 Comparaison la courbe F- Δ L expérimentale et numérique obtenue sur une réparation par les patches [90/0/-45/45].....	156
Figure IV.41 Définition du paramètre α dans le modèle MAT58 du logiciel LS-dyna.	159
Figure IV.42 Réponse typique contrainte-déformation d'éprouvettes en tissu triaxiale [72].	159
Figure IV.43 Comparaison du comportement en traction de la réparation avec les patches ...	160
Figure IV.44 Comparaison des courbes F- Δ L expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches de référence [90/0/-45/45].....	161
Figure IV.45 Comparaison des courbes F- Δ L expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches [90] ₄	161
Figure IV.46 Comparaison des courbes F- Δ L expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches [45/-45] _s	162
Figure IV.47 Comparaison des courbe F- Δ L expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches [0] ₄	162

Figure IV.48 Comparaison de la contrainte à rupture obtenue par les essais et par la simulation des éprouvettes réparées par les patches de Série I.....	163
Figure IV.49 Comparaison de la contrainte à rupture obtenue par les essais et par la simulation des éprouvettes réparées par les patches de Série II.....	164
Figure IV.50 Numérotation des plis du patch et de la plaque dans une réparation.....	164
Figure IV.51 Amorçage de l'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[90]_4$	166
Figure IV.52 Propagation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[90]_4$	167
Figure IV.53 Rupture finale dans une réparation utilisant les patches $[90]_4$	171
Figure IV.54 Initiation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[45/-45]_s$	172
Figure IV.55 Propagation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[45/-45]_s$	174
Figure IV.56 Rupture finale dans une réparation utilisant les patches $[45/-45]_s$	177
Figure IV.57 Amorçage d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[0]_4$	178
Figure IV.58 Propagation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[0]_4$.	180
Figure IV.59 Rupture finale dans une réparation utilisant les patches $[0]_4$	183
Figure IV.60 Comparaison des courbes force-allongement de la longueur calibrée obtenues par mesures expérimentales et par les modèles numériques	186
Figure IV.61 Comparaison des valeurs de la contrainte à rupture effective et de l'allongement à rupture obtenues par mesure expérimentale et par les modèles numériques.....	186

Liste des tableaux

Tableau II.1 Comparaison des résultats de G_{IC} obtenus à partir des trois lois de complaisance	64
Tableau II.2 Comparaison des résultats de G_{IIC} obtenus à partir des deux lois de complaisance	67
Tableau II.3 Comparaison des résultats de G_{TC} obtenus à partir des deux lois de complaisance	71
Tableau II.4 Longueur de zone cohésive et les valeurs de paramètre M	73
Tableau II.5 Caractéristiques mécaniques du matériau T600S/R368-1	80
Tableau II.6 Paramètres de référence dans modèle de zone cohésive.....	82
Tableau III.1 Comparaison des résultats de G_{IC} du joint collé en mode I pur	104
Tableau III.2 Comparaison des résultats de G_{IIC} du joint collé en mode II pur	107
Tableau III.3 Comparaison des résultats de G_{TC} du joint collé en mode mixte	109
Tableau III.4 Propriétés de la colle Araldite 2015 et paramètres des modèles de zones cohésives	111
Tableau IV.1 Description de deux séries de patchs utilisées dans la réparation	123
Tableau IV.2 Paramètres utilisés pour MAT058 dans notre étude	159

Introduction générale

Le développement des matériaux composites dans les industries de pointe au cours de ces dernières décennies touche désormais des domaines de plus en plus nombreux : aéronautique, spatial, automobile, ferroviaire, construction civile, électronique, sport et loisirs, médical, etc. Comme toutes structures mécaniques, les structures composites peuvent être soumises à des impacts à basses vitesses qui sont souvent de nature accidentelle. Les endommagements engendrés peuvent se propager jusqu'à une rupture prématurée de la structure. Cependant, dans de nombreuses applications, le coût élevé des structures stratifiées complexes ne permet pas l'échange systématique des éléments endommagés. On peut alors envisager la réparation partielle comme une bonne alternative économique et mécanique.

Parmi les méthodes de réparation partielle, nous avons choisi la méthode de la réparation par collage de patchs externes. Ici le transfert des efforts mécaniques est assuré par les joints collés entre composites. Cette technique peut aussi intéresser des structures métalliques. Actuellement les industries aéronautiques s'intéressent beaucoup à cette solution mais son application se limite seulement aux structures secondaires à cause du manque de confiance accordé à cette technologie. Les avantages de cette méthode sont liés à la nature des stratifiés, où les effets de bords créés par le perçage du composite dans l'assemblage boulonné ou riveté s'avèrent très néfastes à sa tenue mécanique. Cependant, l'assurance de la performance d'un tel système nécessite encore une meilleure connaissance non seulement sur du comportement à long terme de l'assemblage collé à long terme, mais aussi sur le processus d'endommagement des composites stratifiés.

Ainsi, cette étude fait partie d'un programme de recherche de la thématique du laboratoire DRIVE «assemblage collé de structures en composites» concernant la réparation de structures composites par collage de patchs externe. En effet, dans un tel système réparé, on y trouve la notion d'interfaces collées à échelles différentes : collage entre les fibres et la matrice ; collage entre des plis du préimprégnés et le collage entre deux stratifiés. De nombreuses questions se posent alors dans cette étude, parmi les plus importantes : quelle est l'influence de divers paramètres de la réparation sur la performance de structure réparée, comment y prendre en compte l'interaction des joints à différentes échelles différente dans la conception et l'optimisation d'un tel système. Les réponses à ces questions sont actuellement loin d'être satisfaisantes.

Les objectifs principaux de ce travail sont d'une part l'identification de l'ensemble des facteurs susceptibles d'influencer les performances à long terme de ce type de réparation, et d'autre part de déterminer dans quelle mesure l'utilisation de tels assemblages peut s'avérer une solution optimale. La conception d'un tel système passe obligatoirement par le développement d'un outil de simulation et de prédiction robuste du fait des divers

mécanismes d'endommagement pouvant intervenir de façon très complexe et de la rupture finale du système résultant d'une propagation des zones endommagées. En particulier, la rupture interlaminaire entre les plis d'un composite, nommé le délaminage est un mode d'endommagement très souvent rencontré, voire déterminant pour la performance de la structure en composite stratifié. Par ailleurs, l'amorçage de l'endommagement et la rupture des joints collés situés entre la plaque à réparer et les patches peuvent survenir d'une façon prématurée à cause de la forte concentration de contraintes aux bords du trou percé dans la plaque pour y insérer la réparation et aux bords des patches eux-mêmes. Dans le but de modéliser le processus de rupture complet du système réparé, les critères de défaillance utilisés doivent pouvoir tenir compte des mécanismes d'endommagement, des contraintes responsables associées et encore de l'interaction et la conséquence de ces endommagements. Ainsi, le comportement des délaminages doit être considéré avec une attention particulière.

Les travaux de cette thèse s'inscrivent donc dans ce contexte. Ils sont la suite d'une thèse de doctorat déjà effectuée dans notre laboratoire DRIVE, dont les résultats ont surtout porté sur le procédé fabrication des réparations, le processus d'endommagement du système réparé à partir des observations expérimentales et aussi sur la conception et l'optimisation des patches. Ce travail surtout expérimental devait donc être complété par des modélisations numériques. Ainsi, l'objectif vise, d'une part à pouvoir simuler le processus d'endommagement complet : de leur amorçage et de leur propagation jusqu'à la rupture finale du système réparé et d'autre part à dégager des voies de validation et d'amélioration de modèles numériques. Concrètement, nos efforts ont été concentrés, en utilisant le logiciel LS-dyna, sur l'application des modèles de zone cohésive (MZC). Ces derniers ont été développés depuis une décennie et sont perçus comme une alternative numérique efficace et simple pour simuler la rupture d'un joint surfacique, tel que le délaminage des composites, la rupture d'un joint collé ou soudé. La réussite de ce travail repose obligatoirement sur le dialogue essais - calculs.

Après avoir exposé l'étude bibliographique dans le chapitre I, les études effectuées sont décrites en trois parties :

La première partie (Chapitre II) concerne l'étude du comportement au délaminage d'un composite carbone/époxyde qui constitue les plaques à réparer et les patches de réparation. Pour cela, le composite unidirectionnel préfissuré a été sollicité en DCB pour reproduire le mode I pur, ENF pour le mode II pur et finalement MMF pour le mode-mixte I+II pour mesurer la ténacité correspondante. Ces essais présentent réellement plusieurs intérêts multiples. D'abord, les ténacités mesurées sont nécessaires dans la mise en œuvre des MZC et les phénomènes observés au cours d'essais nous ont permis de conclure sur la pertinence des modèles proposés. Ensuite, la simulation des essais réalisés par des MZC nous ont guidés non seulement dans la détermination de la taille des éléments cohésifs, mais aussi dans le choix de la forme, et des paramètres de la loi de séparation. Enfin un modèle numérique intégrant les

éléments cohésifs a été validé par une corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux.

Dans la deuxième partie (Chapitre III), nous exposons l'étude du comportement du joint collé entre deux pièces en composites en utilisant l'adhésif Araldite 2015. Les mêmes essais que ceux de la première partie ont été effectués. Les essais ont été ensuite simulés par trois modèles numériques : modélisation de la couche de colle par des éléments solides avec des comportements différents (élastique-plastique parfait, élastique-plastique bilinéaire) ; utilisation des éléments cohésifs d'épaisseur nulle aux joints entre le composite et l'adhésif en utilisant une loi bilinéaire de traction-séparation; utilisation des modèles de zone cohésive combinés avec la présence de l'adhésif avec des comportements différents (élastique, élastique-plastique parfait, élastique-plastique bilinéaire). En comparant les résultats numériques avec les résultats expérimentaux dans le cas de DCB mode I pur et ENF mode II pur, un modèle numérique a été validé. Par la suite, la qualité de ce modèle a été éprouvée en simulant le test MMF mode mixte I+II.

La dernière partie (Chapitre IV) expose l'étude effectuée sur le comportement en traction des composites réparés par collage de patches externes. Deux séries de patches ont été utilisées pour réparer une plaque trouée avec une séquence d'empilement : [45/-45/0/90]_s. Dans la première série d'essais, cinq séquences d'empilement différentes ont été sélectionnées pour obtenir des patches dont la rigidité longitudinale varie entre 7,0 et 103,0 GPa. 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]. L'effet de ces paramètres a donc été observé sur la performance du système réparé. En outre, l'utilisation de méthodes de contrôle par : émission acoustique, jauges d'extensométrie ainsi que des extensomètres vidéo ont permis d'observer la qualité du collage initial, de localiser l'amorçage des premiers endommagements et de suivre leur évolution au cours du chargement. En ce qui concerne la modélisation numérique des composites ainsi réparés, les MZC ont été introduits à l'interface de chaque pli du composite, et à celle entre l'adhésif et le composite en prenant les modèles et les paramètres déterminés par les études décrites dans les deux parties précédentes. La corrélation entre les observations expérimentales et les résultats numériques a pu montrer la performance des MZC dans la prévision du comportement mécanique du système ayant des joints d'interface.

Ce manuscrit se termine par des conclusions générales et des perspectives décrivant des voies d'amélioration à poursuivre.

Chapitre I. Étude bibliographique

I.1.Réparation de structures endommagées en composite

Le développement des matériaux composites dans les industries de pointe au cours de ces dernières décennies touche désormais des domaines de plus en plus nombreux : aéronautique, spatial, automobile, ferroviaire, construction civile, électronique, sport et loisirs, médical etc. La grande diversité des types de renforts, de résines et de procédés de transformation associés montre que les matériaux composites, qu'ils soient structuraux ou fonctionnels, sont en pleine expansion. Leur succès est dû aux nombreux avantages qu'ils offrent par rapport aux matériaux traditionnels : légèreté, bonne tenue à la fatigue, bonne résistance à la corrosion, possibilité d'obtenir des formes complexes et d'intégrer des fonctions. Ces matériaux comportent cependant des particularités qui limitent leurs utilisations. Dans l'aéronautique, par exemple, la sensibilité des composites au perçage de trous, aux chocs, au vieillissement, la mauvaise tenue à la foudre sont quelques inconvénients qui expliquent une certaine réticence vis-à-vis de ces matériaux. Pour faciliter leur utilisation, il est donc nécessaire de mieux cerner leur comportement, d'améliorer les méthodes de calcul associées tout en réduisant le coût de réalisation des pièces en composites. La cadence de fabrication doit également être améliorée pour pouvoir atteindre le marché de l'automobile.

Les composites dits à « haute performance » utilisent des fibres très résistantes et très rigides comme le bore et le carbone. Ainsi, le type carbone/époxyde est utilisé actuellement pour une grande variété de pièces dans les avions et hélicoptères, les satellites, les automobiles haut de gamme, les trains, les voiliers multicoques etc. Dans le domaine aéronautique, le carbone/époxyde est maintenant employé pour les structures primaires comme par exemple : les caissons de voilure, l'empennage, le fuselage, les ailerons, les volets, les dérives.

L'utilisation de ce matériau (carbone/époxyde) a encore progressé sur les dernières générations de la famille d'avions Airbus et Boeing (Figure I.1) [1] :

- sur l'A340-600, deux poutres ventrales d'environ 16 m de long ont été réalisées à partir de préimprégnés en carbone/époxyde (UD et tissu), ce qui a permis de gagner globalement 1600 kg par rapport à une solution en alliage d'aluminium ;
- sur le gros porteur A380, le caisson central de la voilure (la pièce la plus chargée mécaniquement dans un avion) est réalisé avec des préimprégnés en fibres de carbone HR et IM dans une résine époxyde ce qui représente une première mondiale ;
- sur l'A350 et le Boeing 787, la part des composites s'est accrue notamment au niveau du fuselage et des ailes. Le pourcentage en masse de structures composites atteint 50% pour le Boeing 787 et 53% pour l'Airbus A350.

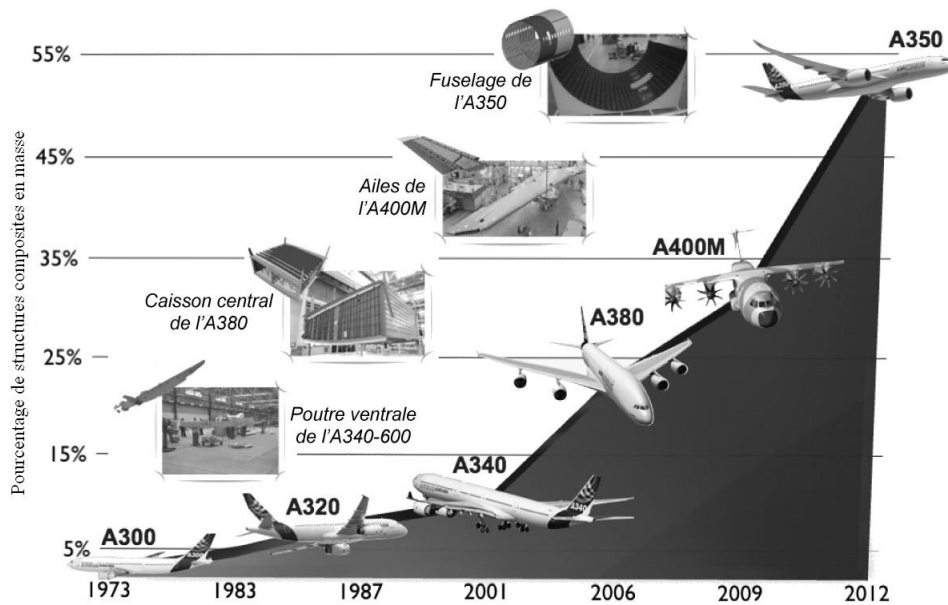


Figure I.1 Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de la gamme Airbus. [2]

Comme toutes les structures mécaniques, les structures composites peuvent être soumises à des chocs et à des impacts basses vitesses qui sont souvent de nature accidentelle. Les endommagements engendrés peuvent alors se propager jusqu'à provoquer la rupture prématurée de la pièce; ce qui peut s'avérer très dangereux. Mais dans de nombreuses applications, le coût élevé des structures stratifiées complexes ne permet pas l'échange systématique des éléments endommagés. On peut alors envisager la réparation comme une bonne alternative économique et mécanique.

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...). Ces différentes technologies engendrent des chargements spécifiques dans le matériau composite : compression dans le plan de la stratification (matage pour un boulonnage ou un rivetage), compression hors plan (précharge d'un boulon), cisaillement hors plan (collage).

I.1.1. Réparations par boulonnage et rivetage

Aujourd'hui, la plupart des assemblages mécaniques aéronautiques constitués de boulons ou de rivets comporte un mastic à l'interface (Figure I.2) pour assurer l'étanchéité et éviter les problèmes de corrosion [3]. Par ailleurs, les avionneurs cherchent à donner au mastic une fonctionnalité structurale et ainsi réduire le nombre de fixations.

Le dimensionnement de ce type d'assemblage mixte doit s'appuyer sur des modèles de comportement qui permettent d'optimiser les paramètres de conception (dimensions, propriétés de l'adhésif, couple de serrage, ...) optimaux en termes de résistance ou de raideur. La difficulté réside alors dans la détermination du taux de transfert de charge entre le boulon ou le rivet et le joint de colle.

Cette réparation est très rapide mais elle nécessite le perçage de trous. Cette opération peut introduire des endommagements ou/et de fortes concentrations de contraintes. En outre, une masse supplémentaire est ajoutée à cause du recouvrement et du boulon ou du rivet. Cette méthode est donc utilisée comme une réparation temporaire.

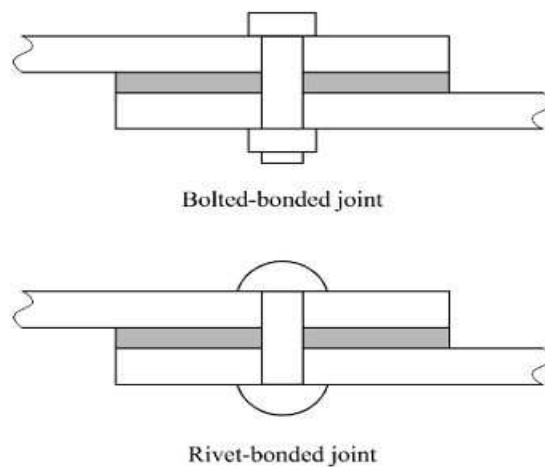


Figure I.2 Réparations par boulonnage et rivetage couplés avec un joint de colle

I.1.2. Réparations par remplissage de la zone endommagée

La réparation par remplissage de la zone endommagée demande dans un premier temps une préparation de la partie endommagée en réalisant un angle biseauté de 2 à 3° (Figure I.3) ou une surface en escalier sur le pourtour (Figure I.4) afin de garantir une bonne adhésion. Ensuite, la partie éliminée est remplie par des préimprégnés déposés couche par couche. Finalement un cycle de cuisson doit être appliqué afin de polymériser l'ensemble. Cette méthode, utilisée souvent dans l'industrie, produit de bonnes performances mécaniques et permet de reproduire la forme initiale. En revanche, le processus de réparation est long et difficile. Une bonne technique de réalisation est la clé de la réussite de la réparation.

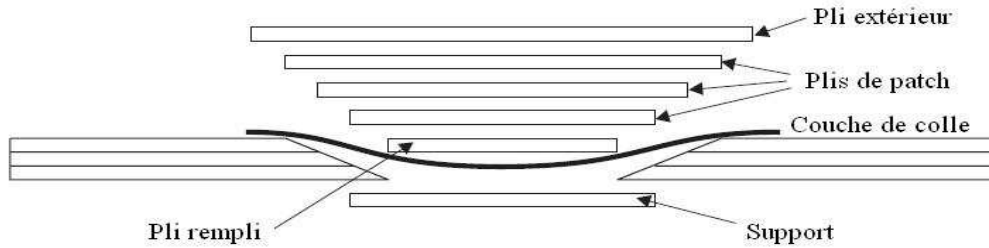


Figure I.3 Remplissage avec un angle biseauté [4]

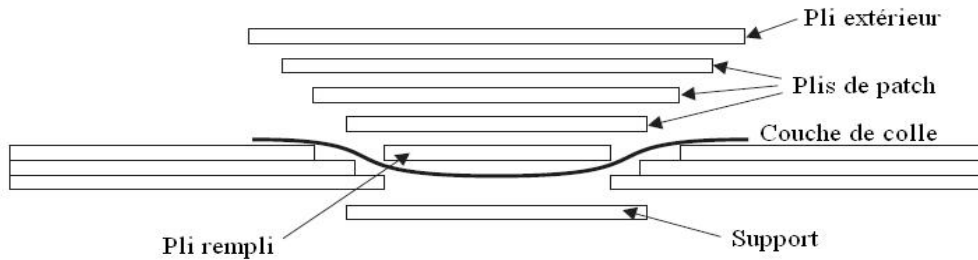


Figure I.4 Remplissage avec une surface en escalier [4]

Grabovac. I et D. Whittaker [5] ont utilisé cette méthode pour réparer des grands bateaux métalliques (Figure I.5). Ils ont préparé la zone endommagée en escalier et reconstruit la partie éliminée par des composites pli par pli. On peut citer aussi les travaux de Breitzman T. et al. [6] et ceux de Ridha M. et al. [7]. Les premiers ont étudié le comportement mécanique en traction d'un composite réparé par des patchs biseautés (Figure I.6) dans l'objectif d'optimiser les paramètres de réparation. Les deuxièmes se sont intéressés à la modélisation numérique d'un stratifié [45/0/-45/90]s réparé par un patch en escalier (Figure I.7).

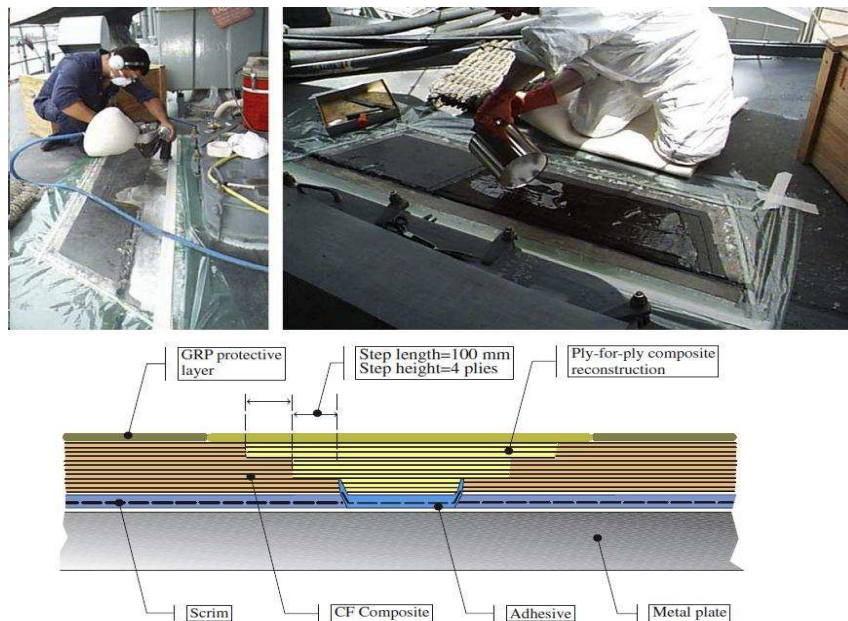


Figure I.5 Réparation des bordages en aluminium par patchs composites internes [5]

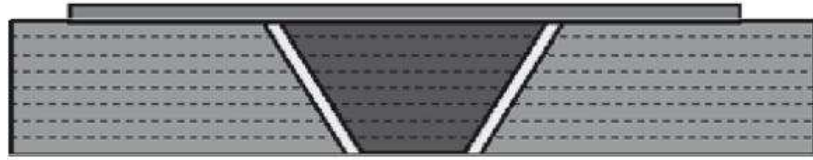


Figure I.6 Réparation par patch composite biseauté avec une couche couverte [6]

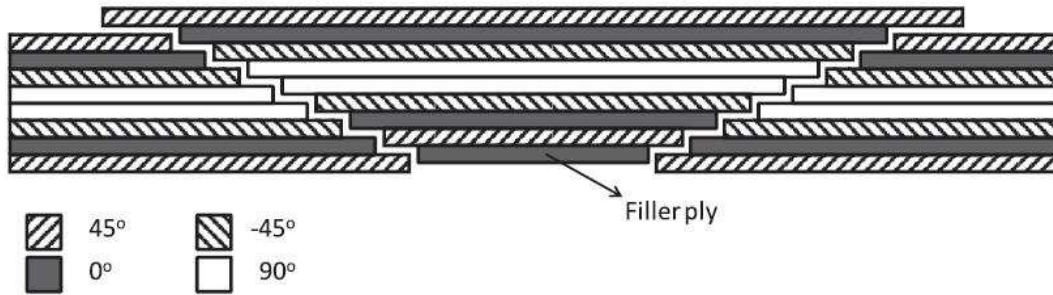


Figure I.7 Réparation d'un stratifié [45/0/-45/90]s par patch composite interne [7]

I.1.3. Réparations par collage des patches composites externes

La réparation par patches déjà polymérisé (dits dur) externes consiste à insérer (ou non) un bouchon dans la zone nettoyée, puis à coller le patch externe (Figure I.8) [4]. Cette réparation est relativement rapide et facile à réaliser, puisque le nettoyage de la zone endommagée est très localisé. La transmission des charges passe essentiellement par le joint collé entre la pièce à réparer et les patches externes. Actuellement les industries aéronautiques s'intéressent beaucoup à cette solution. La performance et la fiabilité de ce type de réparation dépendent non seulement des paramètres des patches, mais aussi du comportement mécanique de l'adhésif utilisé. La conception et l'optimisation de ce type de réparation reposent sur une meilleure compréhension du comportement de ce type d'assemblage.

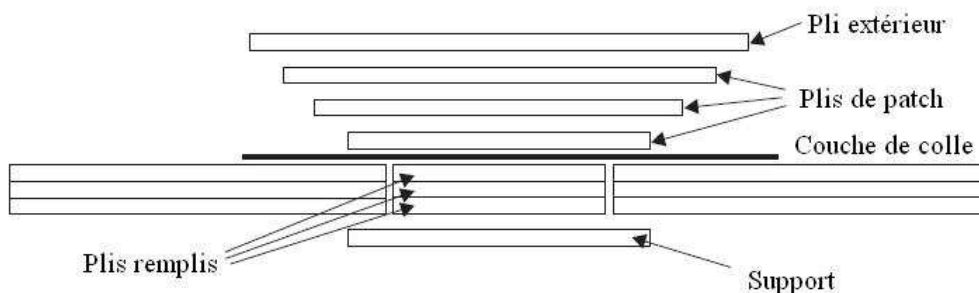


Figure I.8 Réparation par collage des patches externes [4]

Dans la littérature, l'influence de divers paramètres de patches a été étudiée. Différentes formes géométriques sont utilisables afin de couvrir au mieux la zone endommagée. Nous rencontrons des patches circulaires, carrés, rectangulaires, elliptiques, hexagonaux, etc. Soutis

et al [8-10] ont analysé la performance en compression d'un système réparé par collage de patches externes en variant sa forme géométrique et son épaisseur. L'épaisseur du joint collé a été aussi considérée. Dans le travail de Liu et Wang [11], la performance en traction a été étudiée expérimentalement en fonction de la séquence d'empilement du patch. En ce qui concerne la modélisation numérique, on peut citer le travail de Campilho et al [12] où le joint entre le substrat et les patches est simulé en 2 dimensions par simple recouvrement et double recouvrement.

Nous pouvons citer en particulier les travaux de Cheng effectués au laboratoire DRIVE [4,13] qui ont eu pour objectif d'une part l'identification de l'ensemble des facteurs susceptibles d'influencer les performances de ce type d'assemblage et, d'autre part de déterminer dans quelle mesure l'utilisation de tels assemblages pouvaient s'avérer une solution optimale pour la réparation des structures composites endommagées. Suite aux observations expérimentales sur les mécanismes d'endommagement dans la réparation soumise à une traction uniaxiale, des modèles phénoménologiques ont été proposés. Ils ont été validés par corrélation avec les essais. Une démarche d'aide à la conception, facile à utiliser, a été proposée dans l'objectif d'optimiser les réparations. Par contre, la modélisation numérique a été basée sur une théorie linéaire et les techniques d'homogénéisation ce qui ne peut prévoir que le début de l'endommagement, sans donner aucune information sur les mécanismes d'endommagement eux-mêmes, ni sur l'évolution des zones endommagées.

Afin de mieux modéliser le processus complet de la rupture d'un tel système réparé, dont des adhérents sont en composites stratifiés construits en fait par collage des patches, il est nécessaire de savoir non seulement comment modéliser les différents endommagements, mais aussi de comprendre les mécanismes de rupture dans le joint collé entre deux adhérents en composite.

I.2. Endommagement et rupture des composites stratifiés

Les matériaux composites à renfort en fibres longues sont réputés pour leurs bonnes rigidités et résistances spécifiques. L'utilisation de ces matériaux sous forme de stratifiés permet non seulement de concevoir une structure selon une rigidité et une résistance voulues, mais également de réduire la masse de la structure de façon significative. En revanche, les composites stratifiés sont constitués de couches (plis) superposées faisant apparaître une première particularité que l'on appelle la « liaison interlaminaire ». Cette liaison est bien souvent l'aspect défaillant de ces matériaux, d'autant qu'elle est le siège de défauts de toutes sortes (mauvaise polymérisation, porosités, fissures, micro vides, etc.). En plus, les propriétés mécaniques de la matrice et des fibres sont tellement différentes que les contraintes induites à l'interface fibre/matrice peuvent y provoquer des endommagements prématurés.

Les expériences montrent que la rupture d'une structure stratifiée sous un chargement donné résulte d'un processus souvent très complexe. Il commence par l'amorçage de différents endommagements comme la microfissuration de la matrice, intralaminare ou interlaminare, la décohésion de l'interface fibre-matrice, le flambement local des fibres, etc. Ces endommagements interagissent mutuellement en fonction du chargement appliqué. Leur propagation provoquent une baisse progressive de la rigidité globale de la structure et conduisent à la rupture finale. De plus, tout cela est fortement influencé par l'existence de défauts dans le matériau provenant de la mise en œuvre souvent inévitables dans une structure en composite. La prévision par un critère capable d'intégrer l'ensemble de ces mécanismes, nécessaire en conception, est un grand défi pour les chercheurs. Il faut passer d'abord par la compréhension des mécanismes d'endommagement, puis savoir les représenter par les critères de rupture.

I.2.1.Mécanismes d'endommagement et de rupture

Le processus de rupture d'un composite stratifié se décompose en trois étapes : l'amorçage des endommagements, la propagation de la zone endommagée et la rupture finale. Les principaux mécanismes d'endommagements au sein d'un composite stratifié se résume comme suit :

- la rupture des fibres ;
- la rupture transverse de la matrice ;
- la rupture longitudinale de la matrice ;
- la déformation plastique de la matrice ;
- la rupture de l'interface de fibre-matrice ;
- le flambement local des fibres.

Dans un matériau composite soumis à des chargements mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction σ_f dans une fibre atteint la contrainte de rupture σ_{fu} (Figure I.9) [14]. La rupture de la fibre conduit alors à une concentration de contrainte autour de la rupture. La redistribution de ces contraintes dépend principalement de la contrainte à la rupture des fibres σ_{fu} , de la capacité de la matrice à absorber l'énergie libérée, des propriétés de l'interface de fibre-matrice, etc. Le Figure I.10 montre les différents modes de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre.

La fissuration transverse de la matrice (Figure I.11) peut se produire comme pour la fibre lorsque la contrainte en traction σ_m atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice [14]. La fissuration longitudinale de la matrice (Figure I.12) peut se produire lorsque la contrainte de cisaillement τ_m dans la matrice atteint la contrainte en cisaillement à la rupture τ_{mu} de la matrice, généralement au voisinage d'une fibre. Par ailleurs, la déformation plastique de la

matrice arrivera si la matrice est un matériau ductile et le niveau des contraintes appliquées dépasse la limite d'élasticité.

La rupture de l'interface fibre-matrice se produit lorsque la contrainte de décohésion est inférieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice $\tau_d < \tau_{mu}$ (Figure I.13) [14]. Si le chargement est en compression autour des fibres partiellement déchaussées, le flambement local de ces fibres peut se produire (Figure I.14).

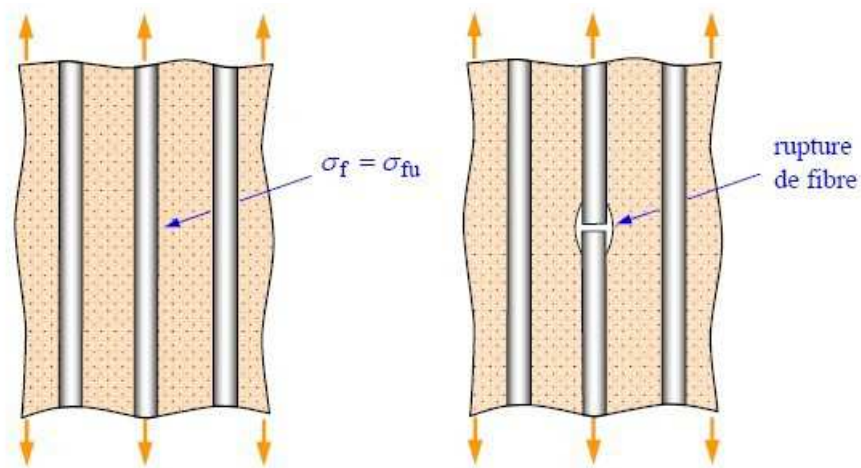


Figure I.9 Rupture de fibre [14]

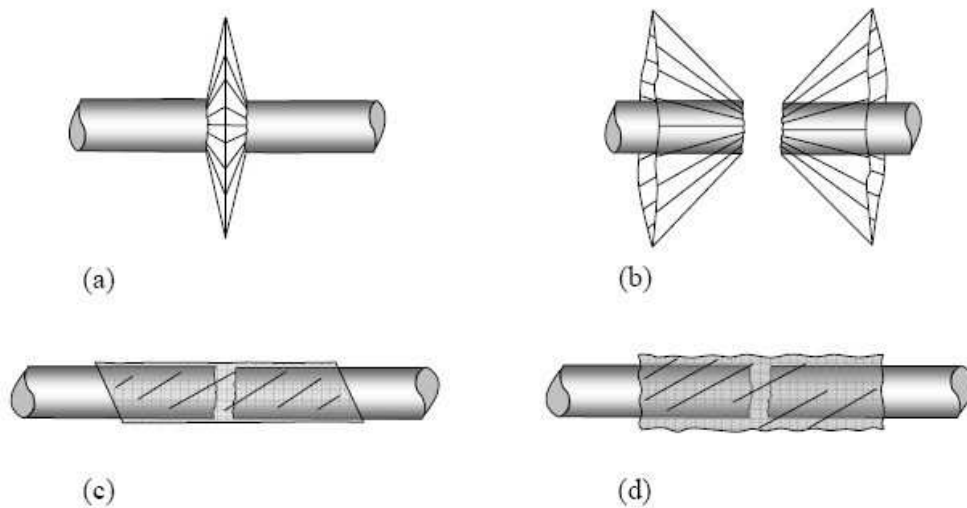


Figure I.10 Différents modes d'endommagement de la matrice associés à la rupture d'une fibre (a) rupture transverse de la matrice (b) rupture en cisaillement de la matrice (c) décohésion de l'interface fibre-matrice (d) rupture longitudinale de la matrice [14]

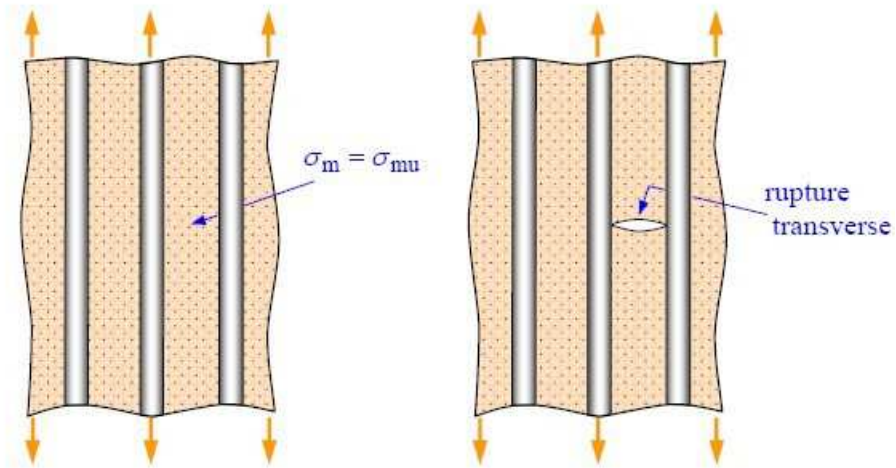


Figure I.11 Rupture transverse de la matrice [14]

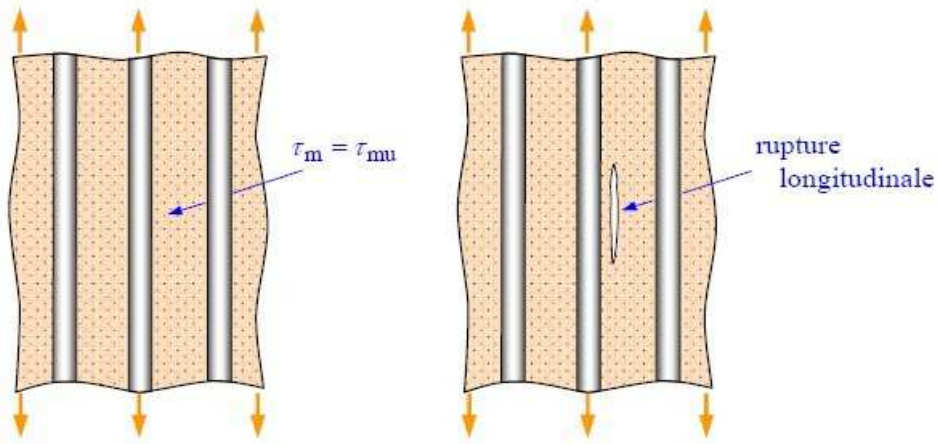


Figure I.12 Rupture longitudinale de la matrice [14]

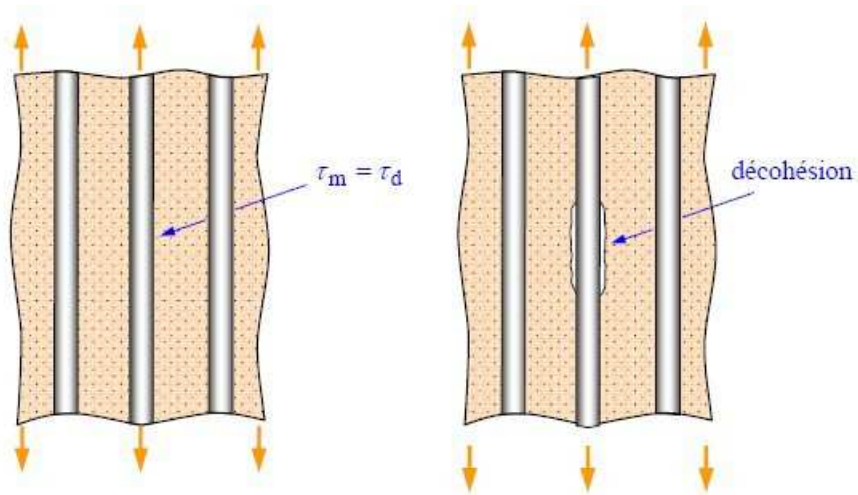


Figure I.13 Décohésion de l'interface fibre-matrice [14]

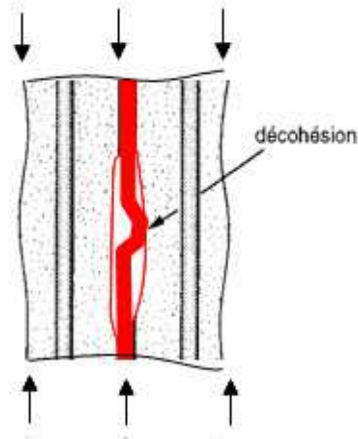


Figure I.14 Flambement local des fibres

I.2.1.1. Composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale

Dans le cas d'un composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale, l'amorçage de la rupture se produit généralement soit par la rupture des fibres, soit par rupture transverse dans la matrice. Après amorçage, la propagation de la rupture diffère suivant la nature de l'interface fibre-matrice. Dans le cas d'une adhérence fibre-matrice élevée, la rupture est amorcée, soit par la rupture des fibres, soit par la rupture de la matrice. Figure I.15 montre un pontage, par rupture longitudinale de la matrice et par décohésion fibre-matrice, de deux fissures initiées dans des zones différentes.

Dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice, la propagation transverse de la fissuration peut être schématisée de la manière suivante. En tête de fissure, la rupture de la matrice traverse les fibres, sans qu'il y ait rupture de celles-ci, mais avec décohésion de l'interface fibre-matrice. Dans certains cas, les concentrations de contraintes en tête de fissure peuvent conduire à une décohésion fibre-matrice avant rupture transverse de la matrice. En arrière, l'ouverture de la fissure induit des contraintes élevées dans les fibres pontant la fissure. Ces contraintes provoquent la rupture des fibres à une distance plus ou moins proche de la surface de rupture. Le pontage des fissures transversales peut se faire par propagation de la rupture à l'interface fibre-matrice, conduisant à un profil plus ou moins en escalier du faciès de rupture (Figure I.16) [14].

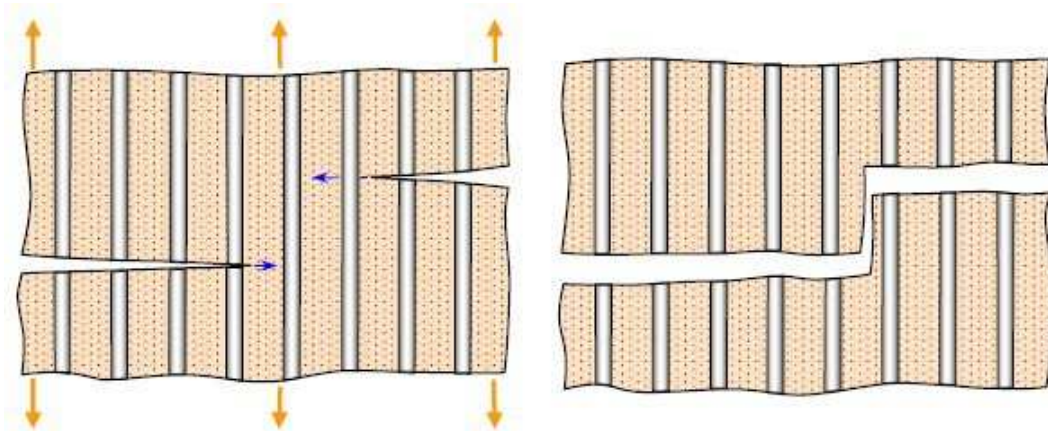


Figure I.15 Propagation de la rupture dans le cas d'une forte adhérence fibre-matrice [14]

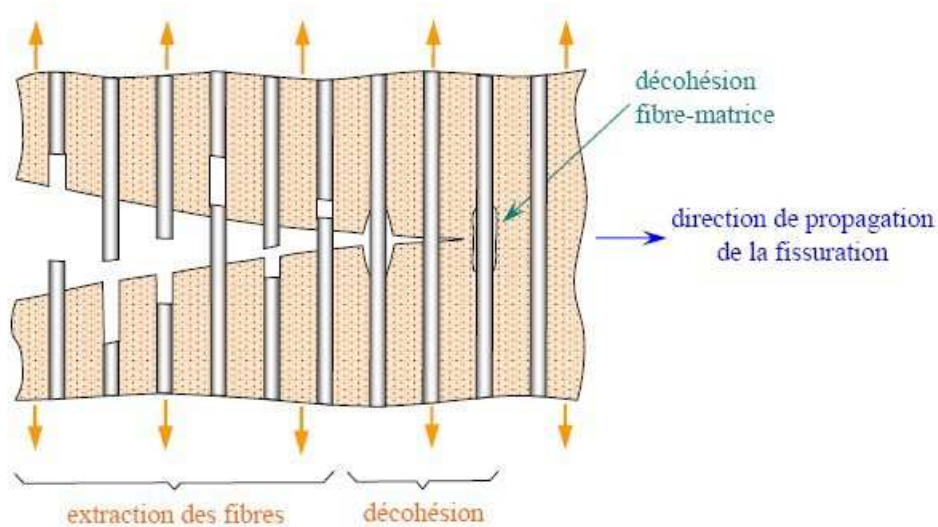


Figure I.16 Propagation de la rupture dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice [14]

I.2.1.2. Composite unidirectionnel soumis à une traction transverse

Dans le cas d'un composite unidirectionnel soumis à une traction transverse, la rupture se produit soit par rupture de la matrice, soit par décohésion de l'interface fibre-matrice. La rupture de la matrice se produit lorsque la contrainte en traction dans la matrice σ_m atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice. Ce processus intervient lorsque la contrainte à la rupture de la matrice est inférieure à la contrainte de décohésion σ_d en traction de l'interface fibre-matrice. Dans le cas contraire, la rupture du composite se produit par rupture de l'interface fibre-matrice. Après amorçage, la rupture se propage dans le matériau composite suivant une surface plus ou moins plane, dépendant des caractéristiques du matériau (Figure I.17) [14].

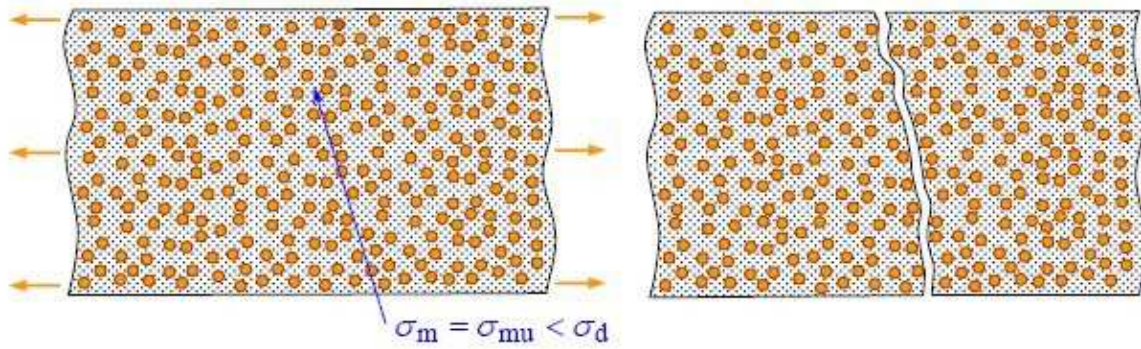


Figure I.17 Rupture d'un composite unidirectionnel soumis à une traction transverse [14]

I.2.1.3. Rupture des stratifiés

La rupture des composites stratifiés peut se produire de plusieurs façons parfois très complexes. En général, dans le cas de stratifiés, aux mécanismes élémentaires (Figure I.18) décrits précédemment (rupture de fibres, rupture longitudinal de la matrice, rupture transverse de la matrice, décohésion fibre-matrice), s'ajoute un mécanisme de rupture entre les couches, appelé rupture par délaminage ou rupture interlaminaire. La mixité de ces modes d'endommagement et l'évolution de la zone endommagée dépend non seulement de la direction du chargement, mais également de la nature des constituants, de la séquence d'empilement de la stratification et de la géométrie du stratifié.

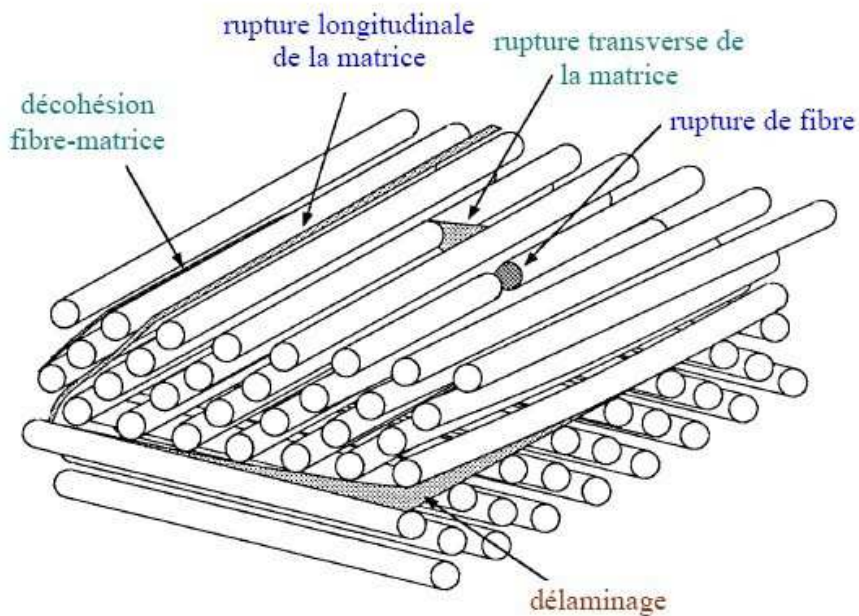


Figure I.18 Mécanismes de rupture observés dans un stratifiés

I.2.2.Critères de rupture

Depuis les années 1970, les critères de rupture appliqués aux composites stratifiés évoluent sans arrêt afin de traduire le mieux possible les mécanismes d'endommagement. Les critères de rupture permettent d'obtenir une évaluation de la résistance mécanique des stratifiés. Ces critères doivent être établis à l'échelle d'une couche. La rupture d'une couche dépend des contraintes ou des déformations appliquées dans le repère d'orthotrope (les axes principaux d'une monocouche) et de leurs résistances associées (Figure I.19). La rupture des stratifiés multidirectionnels résulte de ruptures successives de chaque couche à l'orientation des fibres pouvant être différentes. Les efforts fournis conduisent à l'établissement d'une méthodologie intéressante dans le domaine du calcul des structures en composites. Actuellement, les critères de rupture intégrés dans les logiciels de calcul par éléments finis, servent non seulement à prévoir l'amorçage de l'endommagement mais aussi son évolution en tenant compte de la détérioration progressive des éléments endommagés.

Ces critères peuvent être classés en trois catégories:

- Critères simples sans interaction des contraintes. Ces critères, très simples à appliquer, permettent de prévoir les mécanismes d'endommagement, mais sans aucune interaction entre eux ;
- Critères interactifs (Hoffman, Tsai-Hill et Tsai-Wu). Ils sont basés sur une notion énergétique du type Von-Mises en tenant compte de l'interaction des caractéristiques d'un matériau orthotrope. Mais, les mécanismes d'endommagements ne sont pas clairement associés ;
- Critères semi-interactifs (Hashin, Chang-Chang, etc). Ces critères, développés plus récemment, proposent d'accorder les propriétés du matériau à chaque mécanisme d'endommagement identifié.

I.2.2.1.Critères sans interaction des contraintes

I.2.2.1.1.Critères de la contrainte maximale

Ce critère appartient à la première catégorie. Il ne tient pas compte de l'interaction des contraintes appliquées. Les axes 123 ou LTZ sont définis comme les axes principaux d'une monocouche (Figure I.19). La résistance d'un composite monocouche est caractérisée par 9 constantes :

- X^+ : résistance à la traction suivant la direction des fibres (1 ou L) ;
- X^- : résistance à la compression suivant la direction des fibres (1 ou L) ;
- Y^+ : résistance à la traction suivant la direction transverse aux fibres (2 ou T) ;

- Y^- : résistance à la compression suivant la direction transverse aux fibres (2 ou T) ;
- Z^+ : résistance à la traction suivant la direction de l'épaisseur des couches (3 ou Z) ;
- Z^- : résistance à la compression suivant la direction de l'épaisseur des couches (3 ou Z) ;
- S: résistance au cisaillement dans le plan 12 ou LT (τ_{12} à la rupture) ;
- R: résistance au cisaillement dans le plan 13 ou LZ (τ_{13} à la rupture) ;
- Q: résistance au cisaillement dans le plan 23 ou TZ (τ_{23} à la rupture).

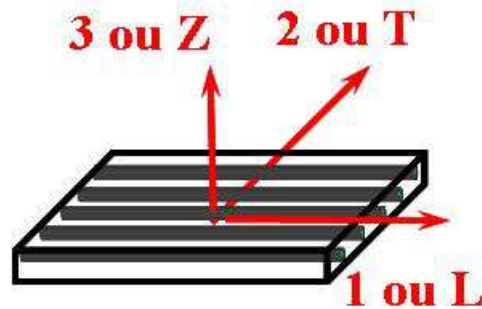


Figure I.19 les axes principaux d'une monocouche

Les critères de la contrainte maximale dans le plan 12 sont les suivants:

$$\frac{\sigma_{11}}{X^+} \leq 1 \quad \text{si } \sigma_{11} \geq 0 \quad (\text{I.1})$$

$$\frac{|\sigma_{11}|}{X^-} \leq 1 \quad \text{si } \sigma_{11} \leq 0 \quad (\text{I.2})$$

$$\frac{\sigma_{22}}{Y^+} \leq 1 \quad \text{si } \sigma_{22} \geq 0 \quad (\text{I.3})$$

$$\frac{|\sigma_{22}|}{Y^-} \leq 1 \quad \text{si } \sigma_{22} \leq 0 \quad (\text{I.4})$$

$$\frac{|\tau_{12}|}{S} \leq 1 \quad (\text{I.5})$$

I.2.2.1.2. Critères de la déformation maximale

Le critère de la déformation maximale est aussi un critère sans interaction des contraintes appliquées. On considère ici que les déformations dans les axes d'orthotropie sont déterminantes dans l'amorçage des endommagements. L'expression de ce critère fait intervenir :

- X_e^+ : la déformation à la traction suivant la direction des fibres (1 ou L) ;
- X_e^- : la déformation à la compression suivant la direction des fibres (1 ou L) ;

- Y_{ε}^{+} : la déformation à la traction suivant la direction transverse aux fibres (2 ou T) ;
- Y_{ε}^{-} : la déformation à la compression suivant la direction transverse aux fibres (2 ou T) ;
- S_{γ} : la déformation en cisaillement dans le plan 12 ou LT.

La résistance mécanique est alors considérée comme étant atteinte lorsque l'une des déformations principales atteint la déformation à la rupture correspondante. Les critères en déformations maximales dans le plan 12 sont les suivants:

$$\frac{\varepsilon_{11}}{X^{+}} \leq 1 \quad \text{si } \varepsilon_{11} \geq 0 \quad \text{(I.6)}$$

$$\frac{|\varepsilon_{11}|}{X^{-}} \leq 1 \quad \text{si } \varepsilon_{11} \leq 0 \quad \text{(I.7)}$$

$$\frac{\varepsilon_{22}}{Y_{\varepsilon}^{+}} \leq 1 \quad \text{si } \varepsilon_{22} \geq 0 \quad \text{(I.8)}$$

$$\frac{|\varepsilon_{22}|}{Y_{\varepsilon}^{-}} \leq 1 \quad \text{si } \varepsilon_{22} \leq 0 \quad \text{(I.9)}$$

$$\frac{|\gamma_{12}|}{S_{\gamma}} \leq 1 \quad \text{(I.10)}$$

En considérant que les relations suivantes entre les contraintes et les déformations à rupture :

$$X_{\varepsilon}^{+} = X^{+}/E_{11}; X_{\varepsilon}^{-} = X^{-}/E_{11}; Y_{\varepsilon}^{+} = Y^{+}/E_{22}; Y_{\varepsilon}^{-} = Y^{-}/E_{22}; S_{\gamma} = S/G_{12}$$

Les critères en contraintes maximales et en déformations maximales sont très simples à appliquer. Par contre, ils ne permettent pas de rendre compte de l'ensemble des résultats expérimentaux.

I.2.2.2. Critères interactifs

Les critères de la contrainte et de la déformation maximale excluent l'existence d'interactions entre les contraintes ou les déformations dans les axes des matériaux : les mécanismes de rupture longitudinale, transversale ou en cisaillement sont supposés se produire indépendamment. Des critères interactifs ont alors été développés en étendant aux matériaux orthotropes le critère de Von mises, utilisé pour les matériaux isotropes. Le critère de Von mises est relié à l'énergie de déformation emmagasinée par unité de volume du matériau déformé. Toutefois, dans le cas de matériaux orthotropes, ces critères ne sont plus reliés exclusivement à l'énergie de déformation.

I.2.2.2.1. Critère de Hill

Un des premiers critères interactifs de rupture appliqués aux matériaux anisotropes a été introduit par R. Hill [15]. Le critère s'exprime par:

$$F(\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + G(\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + H(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 \leq 1 \quad (\text{I.11})$$

Dans le cas d'un essai de traction (ou compression) dans la direction L, le critère de Hill se réduit à:

$$G + H = \frac{1}{X^2} \quad (\text{I.12})$$

Où X est la contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction L. De même, on trouve:

$$F + H = \frac{1}{Y^2} \quad (\text{I.13})$$

$$F + G = \frac{1}{Z^2} \quad (\text{I.14})$$

Où Y et Z sont les contraintes à la rupture en traction (ou compression) dans les directions T et Z.

Dans le cas d'un essai de cisaillement pur dans le plan LT, le critère de Hill se réduit à:

$$2L = \frac{1}{Q^2} \quad (\text{I.15})$$

Où S est la contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan LT. De même, on trouve:

$$2M = \frac{1}{R^2} \quad (\text{I.16})$$

$$2N = \frac{1}{S^2} \quad (\text{I.17})$$

Où R et Q sont les contraintes à la rupture en cisaillement dans les plans LZ et TZ respectivement.

Les Eq. (I.12) à (I.17) permettent finalement d'écrire le critère de Hill sous la forme:

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{33}}{Z}\right)^2 - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}\right)\sigma_{11}\sigma_{22} - \left(\frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2}\right)\sigma_{22}\sigma_{33} - \\ & \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{Y^2}\right)\sigma_{11}\sigma_{33} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{R}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{Q}\right)^2 \leq 1 \end{aligned} \quad \text{(I.18)}$$

Dans le cas d'un état de contraintes planes dans le plan LT de la couche du matériau composite, le critère se simplifie de la façon suivante:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}\right)\sigma_{11}\sigma_{22} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1 \quad \text{(I.19)}$$

Il est à noter que le critère de Hill ne prend pas en compte la différence du comportement des matériaux en traction et compression, donc il s'adapte aux composites ayant une résistance en traction et en compression très proches. De plus, ce critère ne donne pas des informations sur les modes de rupture.

I.2.2.2.2. Critère de Tsai-Hill

Le critère de rupture précédent en contraintes planes a été simplifié par V. D. AZZI et S. W. Tsai [16] dans le cas de matériaux composites unidirectionnels. En effet, dans ce cas: $Z=Y$, et le critère (Eq (I.19)) s'écrit:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1 \quad \text{(I.20)}$$

Ce critère est généralement connu sous le nom de critère de Tsai-Hill.

I.2.2.2.3. Critère de Hoffman

Une génération du critère de Hill a été formulée par O. Hoffman [17]. Le critère de Hoffman est le suivant:

$$\begin{aligned} & C_1(\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + C_2(\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + C_3(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + C_4\sigma_{11} + C_5\sigma_{22} + C_6\sigma_{33} + \\ & C_7\tau_{23}^2 + C_8\tau_{13}^2 + C_9\tau_{12}^2 \leq 1 \end{aligned} \quad \text{(I.21)}$$

Les constantes C1 à C9 sont des caractéristiques du matériau et sont reliées aux contraintes à la rupture du matériau par les relations:

$$\begin{aligned}
C_1 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Y^+ Y^-} + \frac{1}{Z^+ Z^-} - \frac{1}{X^+ X^-} \right) & C_4 &= \frac{1}{X^+} - \frac{1}{X^-} & C_7 &= \frac{1}{Q^2} \\
C_2 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z^+ Z^-} + \frac{1}{X^+ X^-} - \frac{1}{Y^+ Y^-} \right) & C_4 &= \frac{1}{Y^+} - \frac{1}{Y^-} & C_7 &= \frac{1}{R^2} \\
C_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{V^+ V^-} + \frac{1}{V^+ V^-} - \frac{1}{Z^+ Z^-} \right) & C_4 &= \frac{1}{Z^+} - \frac{1}{Z^-} & C_7 &= \frac{1}{S^2}
\end{aligned} \tag{I.22}$$

Dans le cas d'un état de contraintes planes dans le plan LT, le critère de Hoffman se réduit à:

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X^+ X^-} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^+ Y^-} - \frac{\sigma_{11} \sigma_{22}}{X^+ X^-} + \left(\frac{1}{X^+} - \frac{1}{X^-} \right) \sigma_{11} + \left(\frac{1}{Y^+} - \frac{1}{Y^-} \right) \sigma_{22} + \left(\frac{\tau_{12}}{S} \right)^2 \leq 1 \tag{I.23}$$

Dans le cas où $X^+ = X^-$ et $Y^+ = Y^-$ alors le critère de Hoffman est équivalent au critère de Tsai-Hill.

Le critère de Hoffman tient compte de la différence du comportement en traction et en compression du matériau. L'introduction des termes d'ordre 1 en contraintes normales ainsi que le signe des contraintes normales joue un rôle important. Les termes d'ordre 1 en contraintes de cisaillement doivent être nuls car le comportement du matériau n'est pas influencé par le signe du cisaillement.

I.2.2.2.4. Critère de Tsai-Wu

Les critères précédents suffisent généralement pour décrire les divers résultats expérimentaux observés. Toutefois, une des façons d'améliorer la corrélation entre résultats expérimentaux et théoriques est d'accroître le nombre de paramètres des équations théoriques. S. W Tsai et E. M. Wu [18] ont donné un critère de rupture sous forme tensorielle qui est le suivant:

$$F_{ij} \sigma_i \sigma_j + F_i \sigma_i \leq 1 \quad i, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6 \tag{I.24}$$

La notation contractée usuelle est utilisée dans cette relation pour les contraintes rapportées aux axes d'orthotropie des matériaux:

$$\begin{aligned}
\sigma_1 &= \sigma_{11} & \sigma_2 &= \sigma_{22} & \sigma_3 &= \sigma_{33} \\
\sigma_4 &= \sigma_{23} & \sigma_5 &= \sigma_{13} & \sigma_6 &= \sigma_{12}
\end{aligned} \tag{I.25}$$

Eq.(I.24) s'écrit sous forme développée de la façon suivante:

$$\begin{aligned}
& F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_3\sigma_3 + F_4\sigma_4 + F_5\sigma_5 + F_6\sigma_6 + \\
& F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + 2F_{13}\sigma_1\sigma_3 + 2F_{14}\sigma_1\sigma_4 + 2F_{15}\sigma_1\sigma_5 + 2F_{16}\sigma_1\sigma_6 + \\
& F_{22}\sigma_2^2 + 2F_{23}\sigma_2\sigma_3 + 2F_{24}\sigma_2\sigma_4 + 2F_{25}\sigma_2\sigma_5 + 2F_{26}\sigma_2\sigma_6 + \\
& F_{33}\sigma_3^2 + 2F_{34}\sigma_3\sigma_4 + 2F_{35}\sigma_3\sigma_5 + 2F_{36}\sigma_3\sigma_6 + \\
& F_{44}\sigma_4^2 + 2F_{45}\sigma_4\sigma_5 + 2F_{46}\sigma_4\sigma_6 + \\
& F_{55}\sigma_5^2 + 2F_{56}\sigma_5\sigma_6 + \\
& F_{66}\sigma_6^2 \leq 1
\end{aligned} \tag{I.26}$$

L'intérêt du critère de Tsai-Wu réside dans:

- Ce critère est sous forme tensorielle ce qui permet d'avoir plus de paramètres à corréler avec les résultats expérimentaux ;
- Les termes linéaires F_i prennent en compte la différence éventuelle du comportement du matériau en traction et en compression ;
- Les termes quadratiques F_{ij} définissent un ellipsoïde dans l'espace des contraintes et tiennent compte des interactions entre les contraintes ;
- L'invariance de la formulation dans tout changement de base ;
- La transformation du critère suivant les lois de transformation des tenseurs σ_i , σ_{ij} ou F_i , F_{ij} ;
- Les tenseurs F_i et F_{ij} sont symétriques et similaires à ceux des contraintes élastiques.

I.2.2.3. Critères semi-interactifs

Bien que les critères discutés dans la partie précédente tiennent compte des interactions entre les contraintes appliquées, ils ne permettent pas de relier la rupture avec les mécanismes d'endommagement. Les critères semi-interactifs développés plus récemment, proposent d'accorder les propriétés du matériau à chaque mécanisme d'endommagement identifié.

I.2.2.3.1. Critère de Hashin

Le critère proposé par Hashin [19] associe clairement les contraintes responsables avec un mode d'endommagement bien défini, ce qui permet de prendre en compte l'influence de l'endommagement identifié dans le calcul de la structure. Ce critère s'exprime en quatre inéquations :

- Rupture des fibres en traction;

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^+}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.27})$$

- Rupture des fibres en compression;

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^-}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.28})$$

- Rupture de la matrice en traction;

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^+}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.29})$$

- Rupture de la matrice en compression;

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^-}{2S}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y^-} \leq 1 \quad (\text{I.30})$$

I.2.2.3.2. Critère de Chang-Chang

Le critère de Chang-Chang [20] modifie le critère de Hashin en intégrant le comportement non-linéaire du cisaillement, fréquemment observé dans des composites :

$$\gamma_{12} = \left(\frac{1}{G_{12}}\right) \tau_{12} + \alpha \tau_{12}^3 \quad (\text{I.31})$$

Où α vient de l'équation de cisaillement non-linéaire.

L'expression de ce critère se résume en :

- Rupture des fibres en traction;

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^+}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4} \leq 1 \quad (\text{I.32})$$

- Rupture des fibres en compression;

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^-}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.33})$$

- Rupture de la matrice en traction;

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^+}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4} \leq 1 \quad (\text{I.34})$$

- Rupture de la matrice en compression;

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^-}\right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4} \leq 1 \quad (\text{I.35})$$

Les critères de la troisième catégorie semblent une bonne solution alternative. Ils sont donc largement implantés dans les logiciels de calcul par éléments finis. Par exemple, le critère semi interactif suivant permet de traduire les endommagements associés à huit mécanismes :

- Tension longitudinale:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.36})$$

- Tension transversale:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.37})$$

- Cisaillement dans le plan:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.38})$$

- Cisaillement hors plan:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.39})$$

- Compression longitudinale:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^-}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.40})$$

- Compression transversale:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{S_{12} + S_{23}}\right)^2 + \frac{\sigma_{22}Y^-}{\left(\frac{Y^-}{c^+ + c^-}\right)^2 - 1} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.41})$$

- Compression hors plan:

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{S_{13} + S_{23}}\right)^2 + \frac{\sigma_{33}Z^-}{\left(\frac{Z^-}{S_{13} + S_{23}}\right)^2 - 1} + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.42})$$

- Délaminage:

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{I.43})$$

Où σ_{11} , σ_{22} , σ_{33} sont les contraintes normales suivant les trois axes d'orthotropie du pli élémentaire. Les résistances correspondantes sont nommées X^+ , Y^+ , Z^+ en traction et X , Y , Z en compression, respectivement. Les contraintes de cisaillement dans le plan 12, 23 et 13 sont notées par σ_{12} , σ_{23} , σ_{13} , leurs résistances associées sont définies par S_{12} , S_{23} , S_{13} .

Il est intéressant de noter que dans ce critère, si le matériau de base est considéré comme isotrope transverse où $Y_i=Z_i$ et $S_{12}=S_{13}$, comme dans la majorité des cas pour un composite unidirectionnel, le comportement du matériau à la rupture interlaminaire (le délaminage) présenté par l'équation.(I.43) revient à celui d'une rupture intralaminaire (Eq.(I.37)). Cette situation n'est pas du tout réaliste dans un composite stratifié multidirectionnel.

I.2.2.4.Critères de délaminage en mode mixte

En réalité, le délaminage dans un composite stratifié est un type de rupture particulier par sa position et par son mécanisme physique. Il se passe entre deux plis successifs dans l'empilement, dont le plan de rupture est toujours tangentiel aux renforts. Ceci ressemble à une rupture dans un joint de colle entre deux substrats. Il est connu que même si les substrats sont des matériaux isotropes classiques, la prévision de la rupture dans un joint collé se complique très vite : mécaniquement à cause de la concentration de contraintes aux bords et chimiquement à cause de la formation d'une interphase entre la colle et les substrats. Dans le

cas des composites stratifiés, le fait que les substrats soient renforcés par des fibres longues d'orientations différentes rend la rupture interlaminaire encore plus complexe.

Le délaminage au sens propre ne devrait pas être défini à l'échelle d'endommagement microscopique ou macroscopique. Il résulte de la formation des microfissures dans la résine et/ou à l'interface fibre/résine, de leur évolution et de leur coalescence. Son amorçage désigne plutôt le moment où les microfissures se joignent pour former une fissure macroscopique, un exemple est schématisé par la Figure I.20. Cette procédure s'accompagne de très fortes concentrations de contraintes et de relaxations de contraintes locales, où le champ de contraintes singulières est mieux représenté par le concept de mécanique de la rupture. Il est donc conclu que la ténacité mesurée en termes de taux de restitution d'énergie définisse le taux d'énergie nécessaire pour que la propagation d'une fissure démarre.

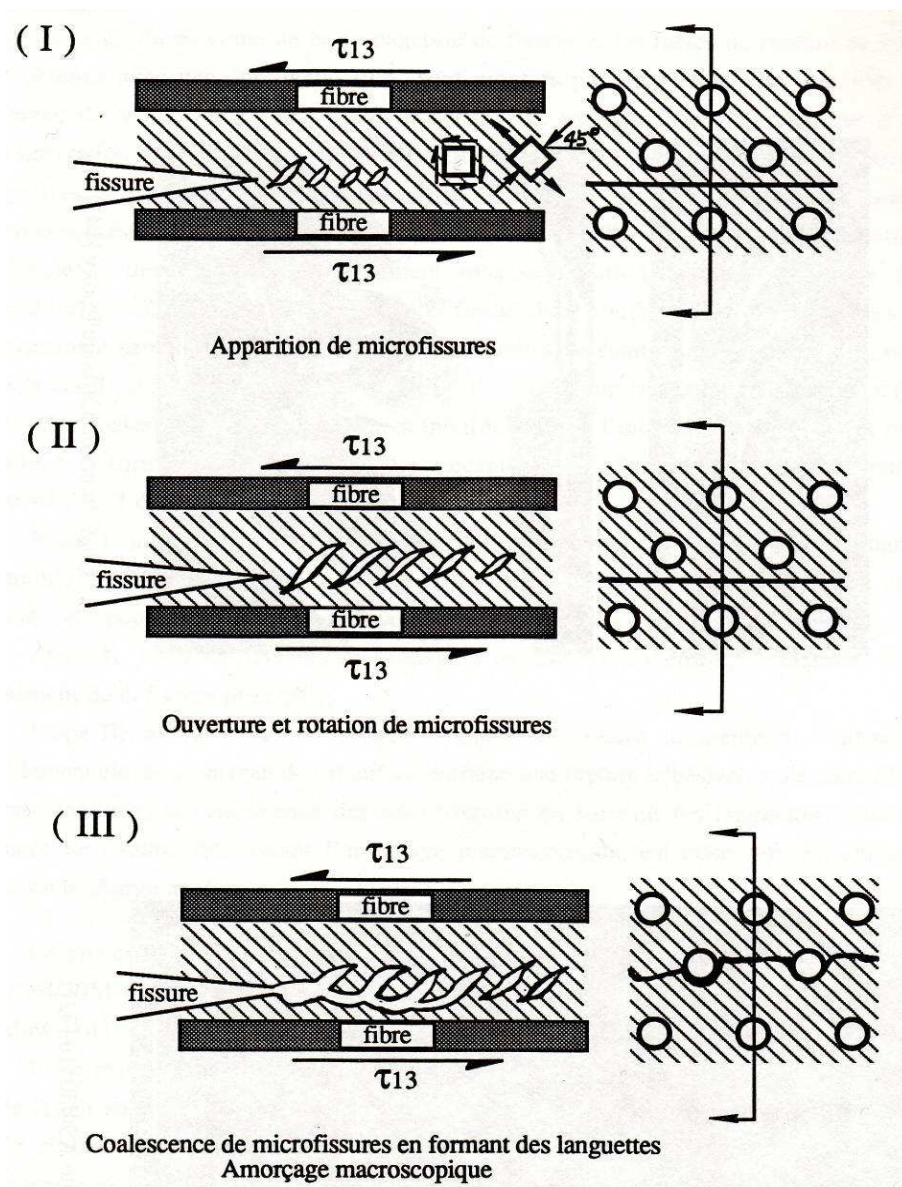


Figure I.20 Amorçage macroscopique de délaminage en mode II pur [21]

Puisque le délaminage est un mode de rupture prépondérant dans les structures stratifiées soumises à un chargement mécanique (par exemple pendant un impact) alors leur amorçage et leur propagation contrôlent le niveau d'endommagement de la matière. Dans ce cas, la prévision du comportement de la structure par la simulation numérique est naturellement incapable de traduire la réalité sans intégrer la loi de comportement du délaminage. L'établissement de cette dernière, avant tout, doit être basé sur l'analyse des résultats expérimentaux obtenus par les essais mécaniques.

Dans le cas le plus général, le délaminage est souvent en mode mixte I+II+III, c'est-à-dire que les trois modes participent à la rupture mais avec des proportions différentes. La résistance au délaminage des composites stratifiés se caractérise par la ténacité du matériau en terme du taux total de restitution d'énergie critique : G_{TC} , qui dépend d'une part des ténacités du composite: G_{IC} , G_{IIC} et G_{IIIC} associées aux modes I, II et III pur et, d'autre part de la participation de chaque mode en terme de rapport modal ; r_{mi} . Le critère de rupture peut alors s'exprimer sous forme générale en tenant compte de ces éléments : $(r_{mi}, G_{IC}, G_{IIC}, G_{IIIC})=0$.

I.2.2.4.1. Critère semi-empirique en mode mixte I+II : $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^\beta$

Dans un premier temps, des essais de délaminage ont été développés et réalisés dans une étude antérieure [21] afin de mesurer la ténacité d'un composite unidirectionnel en Verre/Epoxyde dans une plage complète en mode I+II : $0 \leq G_{II}/G_T \leq 100\%$.

Théoriquement, le critère de rupture en mode mixte pourrait être sous une forme polynomiale en K_I et $(K_{II})^2$. Cependant, la forme du critère proposée dans la littérature se présente souvent sous une forme puissance :

$$\left(\frac{K_I}{K_{IC}} \right)^n + \left(\frac{K_{II}}{K_{IIC}} \right)^{2m} = 1 \quad \text{(I.44)}$$

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}} \right)^{\frac{n}{2}} + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^m = 1 \quad \text{(I.45)}$$

Où K_i et G_i correspondent respectivement aux facteurs d'intensité de contrainte et aux taux de restitution d'énergie en mode i .

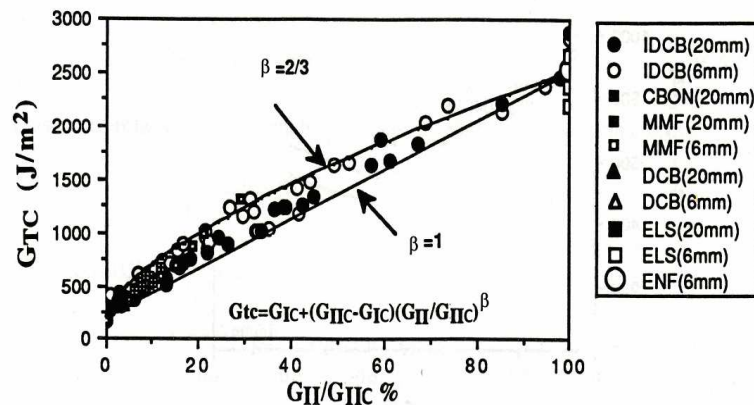
Dans les travaux de Gong [21,22], une remarque intéressante et inattendue a été soulevée par l'analyse des ténacités mesurées sur un composite en Verre-Epoxyde : la participation du mode I dans un délaminage en mode mixte I+II peut être supérieure à la ténacité en mode I pur. Le rapport G_I/G_{IC} peut atteindre 2,5 pour le composite testé. Ce phénomène a été

également observé sur les composites à matrice fragile. Dans ce cas, les critères donnés sous la forme des Eq.(I.44) et (I.45) ne sont plus valables quelque soient les exposants m et n .

Un critère polynomial a été proposé [21] en privilégiant la participation de mode II: $G_{TC}=k_1+k_2(G_{II})^\beta$, où β est une constante à déterminer empiriquement. En appliquant les cas extrêmes en mode I pur et en mode II pur, nous obtenons l'expression suivante :

$$G_{TC}=G_{IC}+(G_{IIC}-G_{IC})\left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\beta \quad (I.46)$$

L'application de ce critère aux résultats expérimentaux mesurés sur le composite Verre/Epoxyde montre que deux courbes avec $\beta = 2/3$ et 1 peuvent borner l'ensemble des points expérimentaux (Figure I.21). En fait, la valeur exacte de β peut être facilement déterminée par l'interpolation des résultats expérimentaux.



Internet. Ink

Figure I.21 Corrélation entre les résultats mesurés sur le Verre/Epoxyde unidirectionnel et le critère $G_{TC}=G_{IC}+(G_{IIC}-G_{IC})\left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\beta$ [21]

Ce critère a été également appliqué aux résultats publiés dans la littérature. En choisissant la constante β , tous les résultats que nous avons utilisés sont parfaitement représentés par ce critère. L'analyse de ces corrélations nous permet de soulever quelques points intéressants suivants sur la constante β , même si ces constatations restent à vérifier par davantage de résultats expérimentaux dans le futur :

- β est une constante du matériau, qui dépend surtout de la qualité de la matrice et de l'interface fibre/matrice ;
- β semble indépendante de l'humidité absorbée même si G_{IC} et G_{IIC} dépendent fortement de celle-ci ;

- β n'est pas sensible à l'orientation des fibres des plis adjacents même si G_{IC} et G_{IIC} en dépendent fortement ;
- β se situe entre 2/3 et 1 pour un composite à matrice époxyde fragile.

I.2.2.4.2. Critère empirique en mode mixte I+II : $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$

Malgré d'excellentes corrélations entre le critère de l'Eq.(I.46) et les résultats expérimentaux, il n'est pas rassurant que ni la participation de mode I ni le rapport modal n'interviennent dans ce critère. Dans les mêmes travaux [21,22], un critère empirique a été aussi proposé où la variable est le rapport modal en terme de G_{II}/G_T avec $G_T = G_I + G_{II}$

$$G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k \quad (I.47)$$

Où la constante α doit être déterminée empiriquement.

La Figure I.22 compare les ténacités mesurées sur le composite Verre/Epoxyde avec le critère en variant la valeur de k de 1 à 3. Le critère représenté par Eq.(I.46) avec $\beta=1$ est aussi reporté. Il est montré que tous les points expérimentaux se situent entre le critère exprimé par Eq.(I.46) avec $\beta=1$ et celui par Eq.(I.47) avec $k=1$. Le plus grand intérêt de ce critère par rapport à celui de l'Eq.(I.46) se trouve dans l'interaction des deux modes.

Ce critère a connu une grande réussite, car il est actuellement implanté dans de nombreux logiciels de calculs par éléments finis, sous le nom du critère (B-K) [34], afin de simuler le comportement au délaminage des composites stratifiés ou celui d'un joint collé ou soudé.

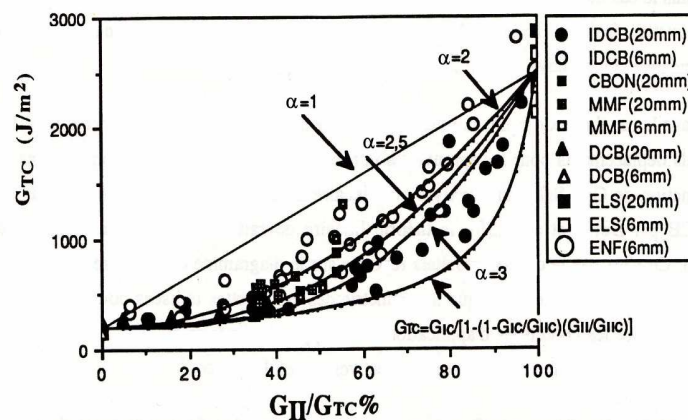


Figure I.22 Corrélation entre les résultats mesurés sur le Verre/Epoxyde unidirectionnel et le

critère $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$ et le critère $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^{\beta=1}$ [21]

I.3.Rupture dans les assemblages de structures en composites collés

L'assemblage par collage présente de nombreux avantages par rapport aux techniques traditionnelles employées en aéronautique comme le rivetage ou le boulonnage. Elle est tout d'abord très rapide à mettre en œuvre, d'autant plus que son application est souvent automatisée. Elle s'adapte lorsqu'il faut assembler des matériaux différents, fragiles ou minces. L'assemblage entre les matériaux est continu ce qui permet de répartir uniformément les efforts et d'éviter le perçage de trous qui génèrent de fortes concentrations de contraintes dus aux effets de bords et des endommagements. Il en résulte une résistance mécanique supérieure à celle produite par le rivetage par exemple. Le gain de masse est aussi important. Par ailleurs, les adhésifs absorbent une partie des vibrations et apportent une isolation aussi bien thermique, phonique qu'électrique. Cependant, ce type d'assemblage introduit une masse supplémentaire ainsi qu'une augmentation de l'épaisseur de la structure. La performance du système assemblé dépend fortement de la qualité et du comportement des joints collés.

La durabilité de la réparation est un point crucial qui mérite une attention particulière. Le point faible de ce mode d'assemblage est la sensibilité aux chargements mécaniques qui peuvent causer la destruction de la liaison. De nombreux modes de rupture peuvent être répertoriés pour un assemblage collé. La rupture du joint se produit soit au niveau de l'interface adhésif-substrat, dite rupture adhésive, soit dans l'adhésif, nommée rupture cohésive. En réalité, dans la majorité des cas, le mode de rupture d'un assemblage collé bien réussi est un mélange des deux modes comme illustré par la Figure I.23.

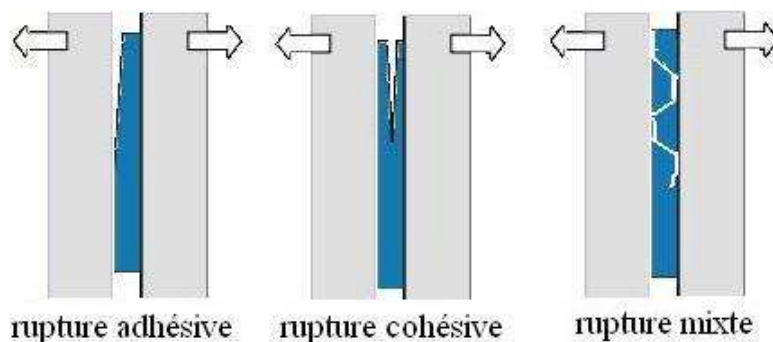


Figure I.23 Modes de rupture d'assemblage collé

I.3.1.Modes de rupture dans les joints collés

I.3.1.1. Rupture adhésive

Les ruptures adhésives sont caractérisées par l'absence d'adhésif sur l'une des surfaces du joint collé (Figure I.24). En général, si la liaison chimique formée à l'interface adhésif-substrat n'est pas protégée contre l'hydratation alors une rupture adhésive va plutôt se

produire. Ce type de rupture est bien sûr considéré inacceptable pour un assemblage collé. Il est souvent une conséquence directe d'un mauvais procédé : les surfaces des substrats sont mal préparées ; le cycle de polymérisation de l'adhésif mal choisi, etc.

Bien que la nature des contraintes subie par le joint puisse favoriser la rupture adhésive, par exemple : les contraintes de pelage, les contraintes cycliques et le fluage de l'adhésif elle peut contribuer à la séparation finale des deux composants. Cependant, cette contribution n'est pas la cause principale de la rupture prématurée engendrée par la rupture adhésive [23].



Figure I.24 Rupture adhésive [23]

I.3.1.2. Rupture cohésive

La rupture cohésive signifie que celle-ci se produit à l'intérieur de l'adhésif lui-même et est caractérisée par une présence de colle sur les surfaces des deux substrats. Si l'adhésion du joint est suffisamment forte, la rupture cohésive dans l'adhésif est souvent due aux contraintes de cisaillement, mais une contrainte de pelage ou une combinaison de contraintes de cisaillement et de pelage peut aussi conduire à une rupture cohésive. On observe fréquemment ce type de rupture dans les essais de cisaillement selon la norme ASTM D1002 ou dans les essais de pelage selon la norme ASTM D1781-76. La rupture cohésive peut être due à une mauvaise conception du joint collé, par exemple, une longueur de chevauchement insuffisante ou une contrainte de pelage excessive.

En général si la longueur de chevauchement est suffisante ou les substrats sont fins (typique peau d'avion) alors la rupture cohésive provoqué par la fatigue est peu probable. Il faut noter que la résistance à la fatigue d'un joint collé est relativement importante. La rupture cohésive dans le joint provoqué par un chargement en fatigue se produit seulement quand les substrats

sont épais et le joint fortement chargé [24]. La Figure I.25 montre un exemple de rupture cohésive dans une structure sandwich.

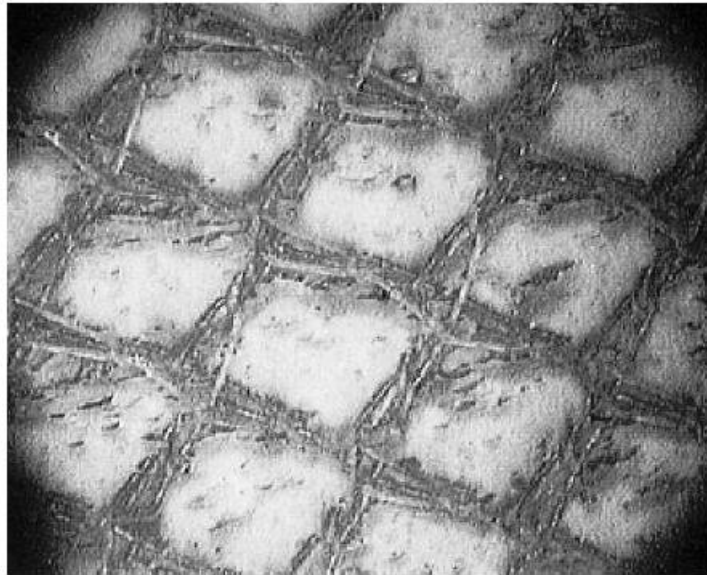


Figure I.25 Rupture cohésive [24]

I.3.1.3.Rupture mixte

La rupture mixte sera donc une combinaison de rupture adhésive et de rupture cohésive (Figure I.26) [23]. Lorsqu'un défaut se trouve à l'interface entre l'adhésif et le substrat alors la rupture adhésive peut s'amorcer à ce point. Cela conduit à une surcharge locale de l'adhésif autour de la fissure interfaciale ce qui entraîne ensuite la rupture de l'adhésif. Inversement, si une rupture se produit d'abord au sein de l'adhésif, la concentration de contraintes autour de la fissure cohésive peut provoquer une rupture adhésive si une faiblesse de cohésion se présente. En fait, la rupture mixte est une phase transitoire entre une rupture adhésive et une rupture cohésive. La rupture produit alors des zones lisses ainsi que des zones rugueuses. En général, la résistance à la rupture adhésive est plus faible que celle de la rupture cohésive. Cependant, la résistance apparente à une rupture mixte n'est pas forcément située entre celle adhésive et celle cohésive. Elle dépend de la proportion de surface lisse ou rugueuse qui représente le niveau de dégradation de l'interface. Des tentatives ont été fait par l'observation de faciès de rupture à l'aide d'un Microscope Electronique à Balayage (MEB) afin de trouver une corrélation entre la résistance du joint et la proportion de surface lisse ou rugueuse [23,24], mais la quantification de la rupture mixte par cette méthode s'avère difficile et délicate.

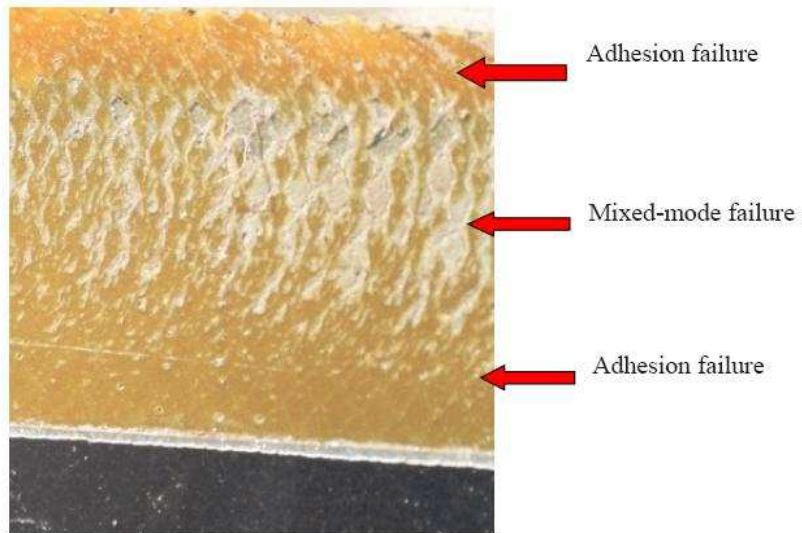


Figure I.26 Rupture mixte [23]

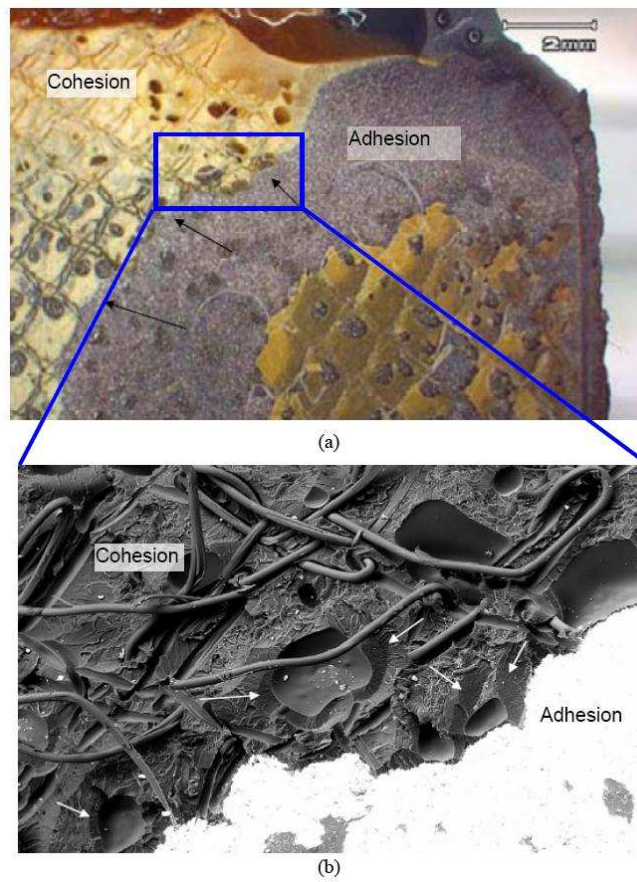


Figure I.27 Observation d'une rupture mixte d'un joint collé par MEB [24]

I.4. Modélisation du comportement de l'interface par la méthode des éléments finis

La présence d'une interface est une particularité dans un composite stratifié réparé. Cette interface se voit à différentes échelles : l'interface entre fibre et matrice ; celle entre chaque pli qui constitue les stratifiés et celle entre l'adhésif et les stratifiés (rupture adhésive) est possible de classer les endommagements d'un composite stratifié en mode intralaminaire et interlaminaire. Ainsi, la décohésion fibre-matrice, la fissuration dans la matrice et la rupture des fibres appartiennent au mode d'endommagement intralaminaire, tandis que la séparation entre les plis est une rupture interlaminaire (délaminage). Ce dernier, considéré comme le mode d'endommagement le plus souvent rencontré dans une structure en composite stratifié, a généré de nombreux travaux ces dernières décennies.

Dans les cas où la rupture interfaciale (qui comprend le délaminage du stratifié ou/et la rupture adhésive d'un joint collé ou soudé) joue un rôle déterminant, la modélisation de son comportement devient primordiale dans la prévision du processus de rupture d'une structure. Ce processus résulte de la formation de microfissures dans la résine (ou l'adhésif) et/ou à l'interface fibre/résine (au joint collé ou soudé), de leur évolution et de leur coalescence. Son amorçage désigne plutôt le moment où les microfissures se joignent pour former une fissure macroscopique. Il s'accompagne de très fortes concentrations de contraintes et de relaxations de contraintes locales, où le champ de contraintes singulières est mieux représenté par le concept de la mécanique de la rupture comme cela a été précisé plus haut. Il est donc retenu que la ténacité mesurée en termes de taux de restitution d'énergie définit le taux d'énergie nécessaire pour que la propagation d'une fissure s'amorce. Ce processus complexe ne peut pas être modélisé sans passer par les méthodes numériques. Sur les dernières décennies, plusieurs méthodes numériques des éléments finis ont été développées pour modéliser une rupture interfaciale.

I.4.1. Modèle d'éléments ressorts

Cette méthode simule l'interface du délaminage par des éléments ressorts non-linéaires localisés aux nœuds entre deux couches (Figure I.28). Le comportement d'interface est représenté par un modèle évolutif qui tient compte de la dégradation des propriétés de l'interface due à leurs endommagements. Ce type d'élément est défini par deux nœuds et une courbe de force-déplacement.

Meo et al [25] ont utilisé des éléments de poutres discrets pour simuler l'interface entre deux bras d'une éprouvette sollicitée en mode I (Figure I.29). Les deux bras de l'éprouvette sont modélisés par des éléments coques. Les résultats obtenus par la simulation par d'éléments finis sont en accord avec les résultats expérimentaux.

Liu et al [26] ont proposé un modèle de zone endommagée en utilisant ces éléments de poutres discrets localisés sur l'interface (Figure I.30). Le comportement de ces éléments poutre est contrôlé par une courbe linéaire-exponentiel représentant la loi force- déplacement (séparation des bras) (Figure I.31). Ils ont utilisé ce modèle pour simuler le mode I et II purs et le mode mixte I+II. Les résultats numériques correspondent bien aux résultats analytiques.

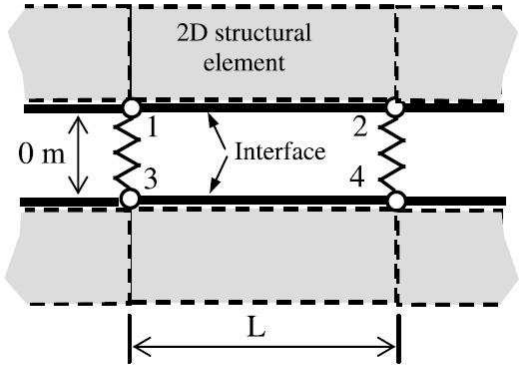


Figure I.28 Modèle d'éléments ressorts [25]

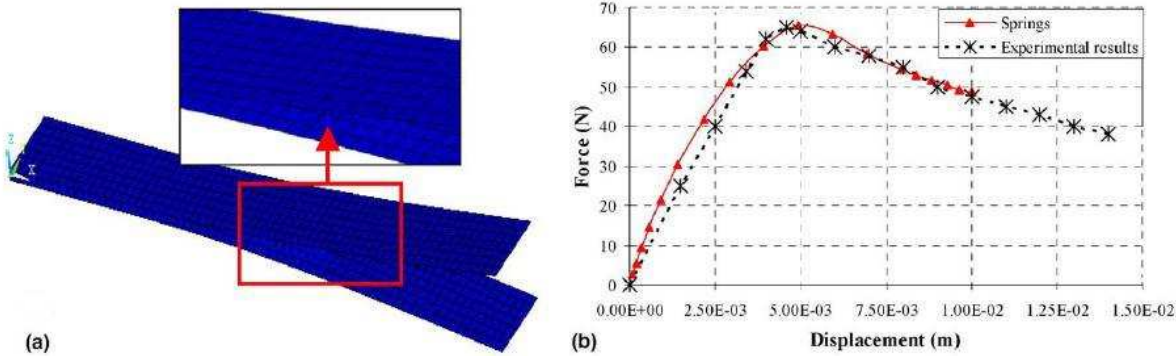


Figure I.29 Résultat de mode I avec les éléments de poutre discrète [26]

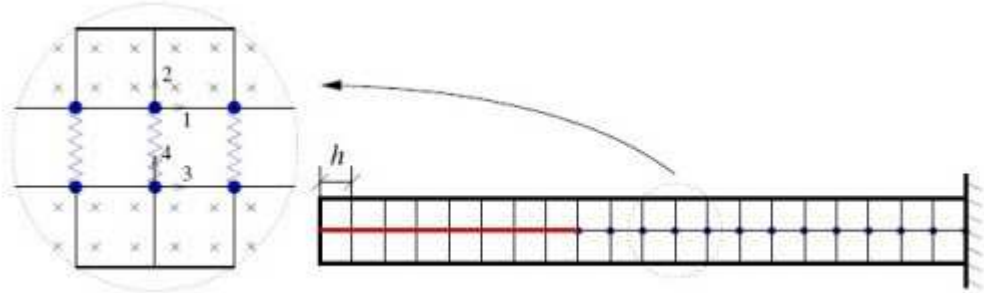


Figure I.30 Modèle de Liu et al [26]

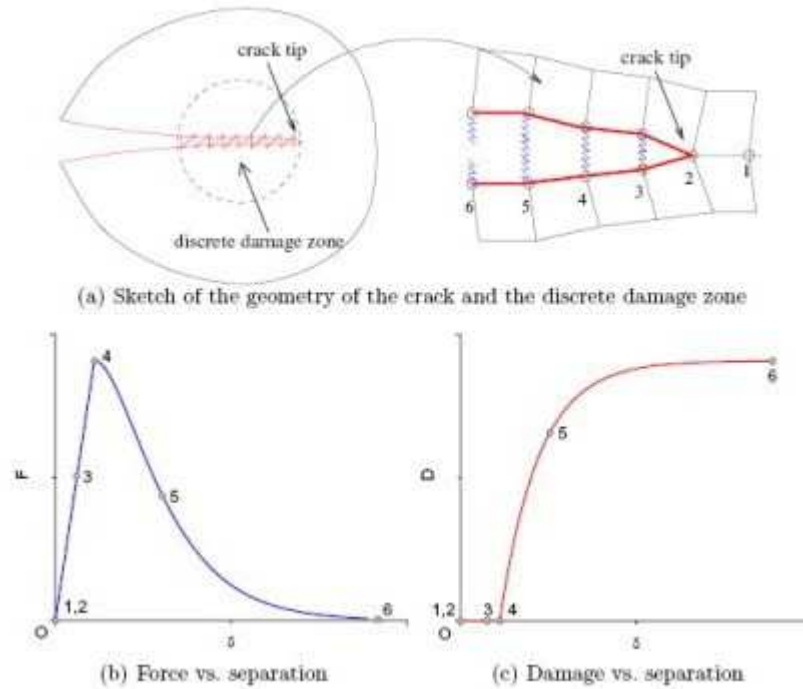


Figure I.31 Modèle d'élément de poutre discrète [25]

I.4.2. Modèle de contact tie-break

La méthode de gestion du contact tie-break est une autre façon de modéliser une rupture d'interface. Le contact tie-break (Figure I.32) fonctionne de la même façon qu'autres méthodes sous une charge de compression. Par contre, sous une charge de tension ou de cisaillement, il permet de séparer les deux surfaces adjacentes attachées suivant un critère de rupture (Eq.(I.48)). L'algorithme utilisé pour le contact tiebreak est basé sur la méthode des pénalités. Le critère de rupture s'exprime par une relation parabolique qui intègre l'interaction entre la contrainte normale et celle de cisaillement. Par exemple, dans le code Ls-dyna, le critère s'exprime par la relation suivante (nommé Contact_Automatic_Surface_To_Surface_

Tiebreak) :

$$\left(\frac{|\sigma_n|}{NFLS} \right)^2 + \left(\frac{|\sigma_s|}{SFLS} \right)^2 \leq 1 \quad \text{(I.48)}$$

Où σ_n est la contrainte normale d'interface, σ_s est la contrainte de cisaillement d'interface, $NFLS$ est la contrainte normale à la rupture, $SFLS$ est la contrainte de cisaillement à la rupture. $NFLS$ et $SFLS$ sont des paramètres caractéristiques de l'interface. Une fois que cette inéquation est dépassée, la contrainte normale et celle de cisaillement diminuent de façon proportionnelle au déplacement relatif correspondant entre les deux nœuds initialement

attachés. Dès que le déplacement est égal à une distance critique (*PARAM*), la liaison entre les deux nœuds est rompue ce qui simule une rupture d'interface.

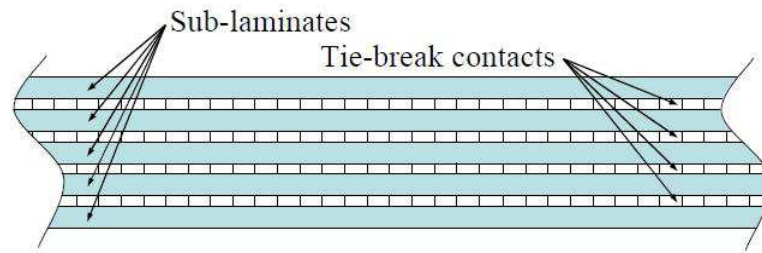


Figure I.32 Modèle de contact de tie-break

Xiao et al [27] ont utilisé les contacts tie-break pour simuler les délaminages aux interfaces dans un tube écrasé. Les résultats obtenus ont montré une bonne concordance avec les résultats expérimentaux.

Dans le travail de Meo et al [25], ce modèle a aussi été utilisé pour simuler l'interface entre les deux bras d'une éprouvette sollicitée en mode I. Les deux bras sont simulés cette fois par des éléments solides. Les résultats obtenus semblent très éloignés de la courbe expérimentale force-déplacement (Figure I.33). Ceci s'explique surtout par l'utilisation d'un critère inadapté, car ce dernier est basé sur les contraintes d'interface maximales au lieu du taux de restitution d'énergie critique. En effet, lorsque la contrainte normale σ_n atteint sa valeur critique, le taux de restitution d'énergie est toujours inférieur à sa valeur critique. Cela explique pourquoi la force maximale prévue par ce modèle est largement sous estimée par rapport à la force expérimentale.

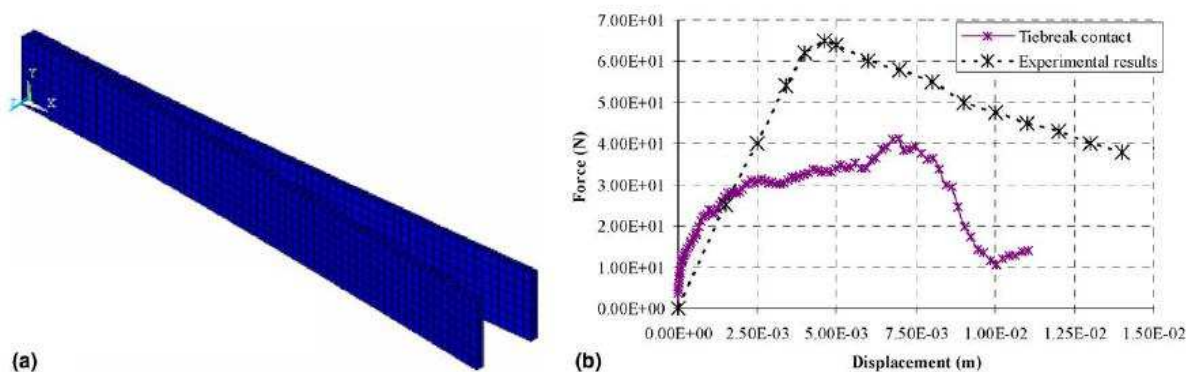


Figure I.33 Résultat de mode I avec la méthode de contact tie-break [25]

I.4.3. Modèle de zones cohésives (MZC)

La notion de force cohésive en pointe de fissure, introduite par Barenblatt au début des années 60, a donné -via les Modèles de Zones Cohésives (MZC)- un nouvel élan à la simulation

numérique des problèmes de la rupture interfaciale ces dix dernières années. Les MZC permettent de remédier à certaines lacunes des approches globales et constituent des méthodes attractives pour décrire les phénomènes de fissuration, intermédiaires entre les critères d'amorçage en termes de contraintes ou de taux de restitution d'énergie et la mécanique continue de l'endommagement. Les MZC présentent l'avantage de pouvoir modéliser le comportement d'un joint surfacique depuis son comportement linéaire, à l'amorçage et à la propagation de l'endommagement jusqu'à la rupture finale en une seule analyse, sans nécessité de traiter les champs de contraintes globaux du système. Un autre avantage des MZC est la capacité à prédire l'apparition et la propagation d'une fissure interfaciale, sans connaissance préalable de l'emplacement de la fissure. Actuellement, le champ d'application des MZC s'élargit de plus en plus grâce au développement continu des modèles qui couvrent la rupture fragile, ductile, la propagation par fatigue, l'évolution dynamique des fissures, etc.

Ces modèles introduisent entre deux substrats en matériaux quelconques, des éléments cohésifs d'épaisseur nulle au plan du joint (Figure I.34). Il repose sur la définition d'un chemin de propagation de la fissure prédéfini. Cela ne pose pas de problème ni dans les cas des composites stratifiés puisque la propagation du délaminage s'effectue nécessairement entre deux plis ; ni dans les cas des joints collés ou soudés où la propagation de la fissure se situe au plan de joint. Une fois que le chemin de propagation de la fissure est défini, le MZC simule alors l'endommagement macroscopique le long de ce chemin par l'application d'une loi de traction-séparation nommée en anglais Traction-Separation-Load-Curve (TSLC) entre des nœuds initialement coïncidents et situés de part et d'autre de la fissure. Dans la plupart des formulations, le comportement consiste tout d'abord en une augmentation linéaire réversible de la contrainte de « traction » avec le déplacement relatif de « séparation » des nœuds. Dès qu'une valeur de la contrainte de « traction » maximale est atteinte, correspondant à l'amorçage de l'endommagement, la contrainte de « traction » décroît ensuite en fonction du déplacement relatif de deux nœuds initialement superposés, qui simule un adoucissement du matériau endommagé. Finalement quand l'énergie de rupture correspondant à la surface sous la courbe TSLC est atteinte, la liaison entre deux nœuds est rompue, la séparation totale des nœuds permet de simuler une propagation de fissure.

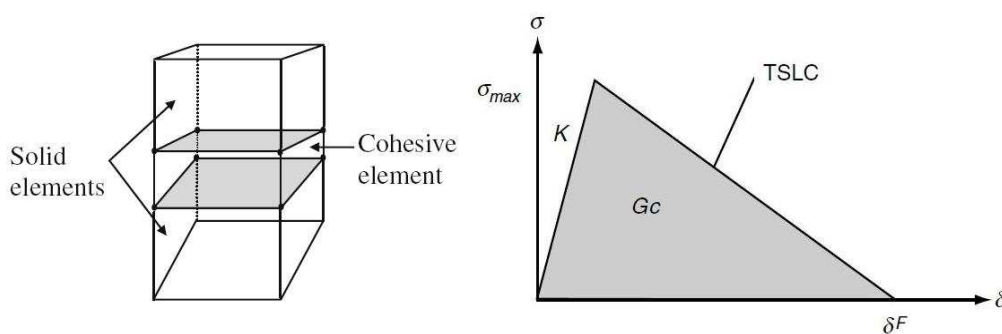


Figure I.34 Modèle de zone cohésive

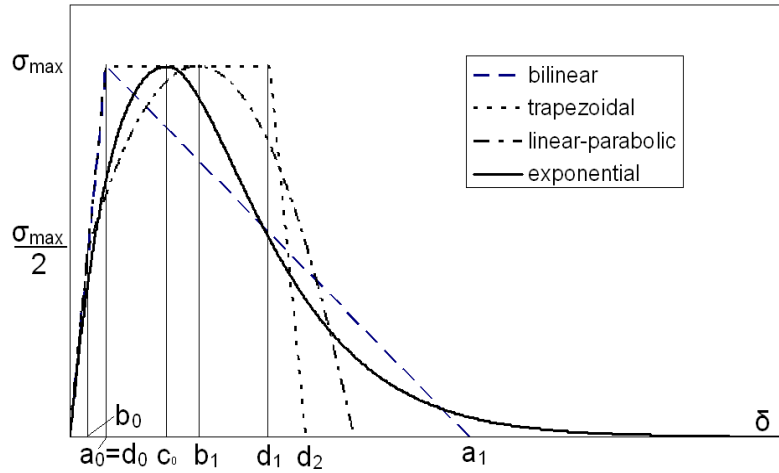


Figure I.35 Diverses formes de la loi de séparation

La principale différence entre les modèles proposés dans la littérature se situe au niveau des formes des TSLC. Il existe de nombreuses formes de lois adoucissantes dans la littérature (Figure I.35) : bilinéaire [28], multilinéaire, exponentielle [29], trapézoïdale [30], polynômiale [31]. Les paramètres décrivant cette forme, dans le cas bilinéaire (Figure I.34), sont l'aire sous la courbe G_C , qui correspond au taux de restitution d'énergie critique, et la pente de la première partie linéaire de la courbe K , qui représente la raideur de la zone cohésive, la résistance à la traction σ_{max} à laquelle l'endommagement de l'élément s'amorce, et le déplacement ultime δ_f , qui correspond au déplacement des nœuds à la rupture de la zone cohésive.

Afin de décrire la propagation de la fissure en mode mixte, les critères de fissuration, présentés dans la partie précédente peuvent être appliqués, tel que le critère de puissance Eq.(I.45) et de B-K Eq.(I.47). Le mode III peut être intégré dans le même critère en combinant le mode II et le mode III pour former un mode global de cisaillement de la façon suivante:

$$(mode\ cisaillement)^2 = [(mode\ I)^2 + (mode\ II)^2].$$

Campilho et al [32-35] ont utilisé MZC pour simuler les interfaces entre le substrat et le patch de réparation par simple recouvrement et double recouvrement. Ils ont étudié l'influence de la longueur du chevauchement, l'épaisseur du patch et sa forme. Gutkin et al [36] ont modélisé la courbe-R en mode I avec des MZC contrôlée par une loi tri-linéaire. Borg et al [37] ont simulé le mode I, le mode II et le mode mixte avec des MZC et des éléments coques. Les résultats obtenus de ces études semblent prometteurs.

Cependant, l'utilisation de ces modèles de zones cohésives nécessite des précautions particulières.

D'abord, le problème de la dépendance au maillage a été soulevé par de nombreux auteurs. Cette sensibilité au maillage pourrait être atténuée en affinant la taille des éléments comme le montrent notamment les études de Turon [38]. Il existe alors une taille maximale du maillage. Les coûts de calcul associés à l'utilisation des modèles de zones cohésives sont donc très importants, ce qui représente un inconvénient dans le cadre du calcul de structures. Harper et al [39] proposent deux éléments cohésifs minimum dans la longueur de la zone cohésive afin de garantir une bonne précision des calculs.

Ensuite, les ondes de compression associées aux problèmes dynamiques peuvent engendrer une interpénétrabilité des mailles présentes dans l'approche multicorps. Par ailleurs, même en quasi-statique, la présence de coefficients de Poisson distincts entre deux plis d'un composite stratifié induit une mixité des modes de fissuration à leur interface. Cette mixité impose elle aussi une gestion des interpénétrabilités et des glissements tangentiels à l'interface.

Enfin, le comportement des éléments cohésifs est défini par une loi d'endommagements d'interface, nommé la loi de traction-séparation (TSLC), qui joue un rôle vital dans la qualité des résultats obtenus par la simulation numérique. Les paramètres caractéristiques de TSLC ne sont pas reliés clairement aux propriétés mécaniques des substrats, ni à celles de l'adhésif. Le choix de ces paramètres est encore très problématique dans la modélisation par les MZC.

I.5. Conclusion

Les structures en composites stratifiés en service peuvent subir des endommagements provoqués par l'application de charges fonctionnelles et/ou accidentelles. La propagation des zones endommagées, difficile à contrôler, peut conduire à une défaillance prématurée du système. Dans le cas où la structure endommagée ne peut pas être remplacée systématiquement à cause du manque de temps ou de moyens, la réparation est considérée comme une bonne alternative économique et mécanique.

La performance de la réparation dépend fortement de la méthode d'assemblage entre la structure à réparer et les patches. Les méthodes d'assemblage classiques développées pour les pièces métalliques, tel que le boulonnage et rivetage, ne sont plus forcément adaptées pour assembler les structures en composites stratifiés à cause de leurs propriétés anisotropes et leur hétérogénéité. La réparation des composites à renfort par fibres longues par collage des patches externes semble donc un compromis intéressant entre le temps de réparation et les performances mécaniques.

La conception et l'optimisation d'un tel système passe obligatoirement par le développement d'un outil de simulation et de prédiction robuste du fait des divers mécanismes d'endommagement qui peuvent intervenir de façon très complexe dans le processus de

rupture. En particulier, la rupture par délaminage qui est un mode d'endommagement très souvent rencontré, voire déterminant pour la performance de la structure en composite stratifié. En ce qui concerne le joint de colle entre la plaque à réparer et les patches, l'amorçage de l'endommagement et de la rupture dans ces joints collés peuvent être prématuré à cause de la forte concentration de contraintes aux bords du trou percé dans la plaque et aux bords des patches. Dans le but de modéliser le processus de rupture complet d'un système réparé, les critères de défaillance utilisés doivent pouvoir tenir compte des mécanismes d'endommagement, et des contraintes associées. Le comportement de l'interface entre les plis ainsi que entre les substrats doit être considéré avec une attention particulière.

La modélisation numérique d'un joint surfacique par les Modèles de Zone Cohésive (MZC) est considérée comme un outil pertinent pour répondre à toutes ces questions. Les MZC permettent de remédier à certaines lacunes des approches globales et constituent des méthodes attractives pour décrire les phénomènes de fissuration. Les MZC présentent l'avantage de pouvoir modéliser le comportement d'un joint surfacique aussi bien dans le domaine linéaire que pendant la phase d'endommagement (amorçage et propagation). Un autre avantage des MZC est la capacité à prédire l'apparition et la propagation d'une fissure interfaciale, sans connaissance préalable de l'emplacement de la fissure. Actuellement, le champ d'application des MZC s'élargit de plus en plus grâce au développement continu des modèles qui couvrent la rupture fragile, ductile, la propagation par fatigue, l'évolution dynamique des fissures, etc.

Cependant, l'utilisation de ces modèles de zones cohésives nécessite des précautions particulières. La précision des calculs dépend fortement de la taille des éléments ; de la bonne gestion des interpénétrabilités et des glissements tangentiels à l'interface et surtout de bon choix de la loi d'endommagement TSLC (Traction-Separation-Load-Curve). Même si pour une loi TSLC choisie, les paramètres associés ne sont pas physiquement définis par rapport aux propriétés mécaniques des substrats et de l'adhésif, la combinaison de ces paramètres joue aussi un rôle important dans la qualité de la simulation. Par contre, de nombreux phénomènes physiques, tel que la courbe-R, la participation de mode III ne sont pas correctement intégrés dans les MZC.

Dans ce travail, notre attention porte non seulement sur l'aspect de la modélisation numérique, mais aussi sur l'aspect expérimental. Le dialogue entre les résultats numériques et expérimentaux permet, d'une part de comprendre les mécanismes d'endommagement et l'évolution de ces derniers dans le système réparé, d'autre part de valider le modèle numérique. En particulier, nos efforts se sont concentrés, en utilisant le logiciel LS-dyna, sur l'application des modèles de zones cohésives (MZC). Dans quelle mesure l'application de ces modèles peut s'avérer pertinente et comment améliorer les MZC afin de simuler le mieux possible le comportement d'une interface.

Chapitre II. Étude du délaminage des composites

Ce chapitre présente les études traitant du comportement au délaminage du composite carbone/époxyde qui constitue les plaques à réparer et les patches de réparation. Ces études sont basées sur la théorie de la mécanique de la rupture destinée à calculer une structure fissurée. Les modes élémentaires de rupture sont caractérisés selon le déplacement relatif des lèvres de la fissure (Figure II.1) :

- Mode I (mode d'ouverture) : Le mode I correspond à un déplacement opposé des lèvres. Ce mode est associé à la contrainte de tension perpendiculaire au plan de la fissure ;
- Mode II (mode de glissement droit) : Le mode II est provoqué par le cisaillement dans le plan de la fissure. Le déplacement relatif des lèvres se trouve dans le plan de la fissure et normal au front de celle-ci ;
- Mode III (mode de glissement vis) : Le mode III est causé par le cisaillement antiplan. Le déplacement relatif des lèvres se trouve dans le plan de la fissure et tangentiel au front de celle-ci.

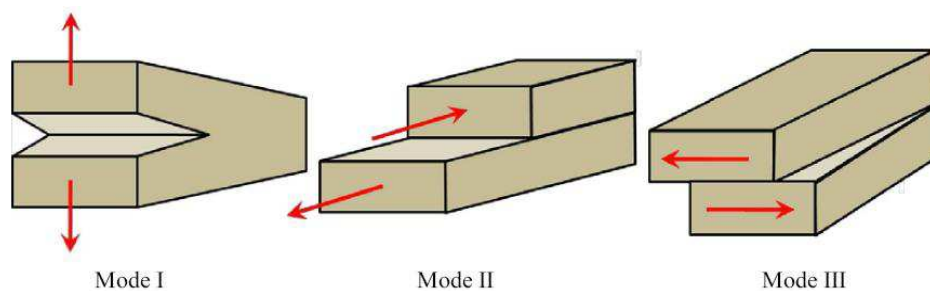


Figure II.1 Modes élémentaires de fissuration

Dans le cas général, la rupture réelle par fissuration d'une structure en service est plutôt en mode mixte, ce qui signifie une combinaison de ces trois modes élémentaires. A l'origine, la mécanique de la rupture a été développée pour décrire le comportement à la fissuration des matériaux homogènes isotropes. Elle s'est avérée bien adaptée pour étudier le délaminage des composites stratifiés, dont la fissure s'amorce et se propage généralement dans un plan entre deux couches. Le processus de délaminage peut être décomposé en deux phases : l'amorçage et la propagation. Ils sont caractérisés respectivement par la ténacité du matériau et la courbe-R.

Dans notre étude, le composite unidirectionnel avec une fissure artificielle a été sollicité en mode I pur, en mode II pur et en mode-mixte I+II pour mesurer leur ténacité correspondante. Ces essais présentent réellement un intérêt multiple. D'abord, les ténacités mesurées sont nécessaires dans la mise en œuvre des MZC et les phénomènes observés au cours des essais nous permettent de conclure sur la pertinence des modèles proposés. Ensuite, la simulation

des essais réalisés par des MZC nous ont guidé non seulement dans la détermination de la taille des éléments cohésifs, mais aussi dans le choix de la forme, des paramètres de la loi de séparation. Enfin un modèle numérique avec les éléments cohésifs a été validé par la corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux.

II.1.Essais de délaminage

Cette partie décrit les résultats obtenus à partir d'essais mécaniques effectués sur les éprouvettes en composites unidirectionnels. Les essais de délaminage en mode I pur, mode II pur et en mode mixte I+II sont effectués afin d'obtenir G_C , le taux de restitution d'énergie critique correspondant à l'amorçage de la fissure ou du délaminage.

Dans cette étude, le matériau utilisé est un préimprégné unidirectionnel en carbone/époxyde (STRUCTIL CTE2 17, référence : T600S/41% R368-1). L'épaisseur de chaque pli est d'environ 0,198mm. Les éprouvettes conçues pour développer du délaminage sont fabriquées à partir de 16 couches de préimprégné drapées toutes à 0°. Pour créer une fissure artificielle, un film téflon de 15 μm d'épaisseur est inséré à mi-épaisseur lors du drapage des plis.

On applique un cycle de cuisson à deux paliers pour la polymérisation des stratifiés (Figure II.2). Le cycle de cuisson commence par une première montée en température ambiante jusqu'à 80°C à une vitesse de 3°C/min, puis un palier pendant 60 minutes à 80°C. Au bout du premier cycle (après 80 minutes) il faut appliquer une pression à 4 bars. Ensuite une deuxième montée à 125°C à 3°C/min qui est suivie par un palier de 60 minutes à 125°C.

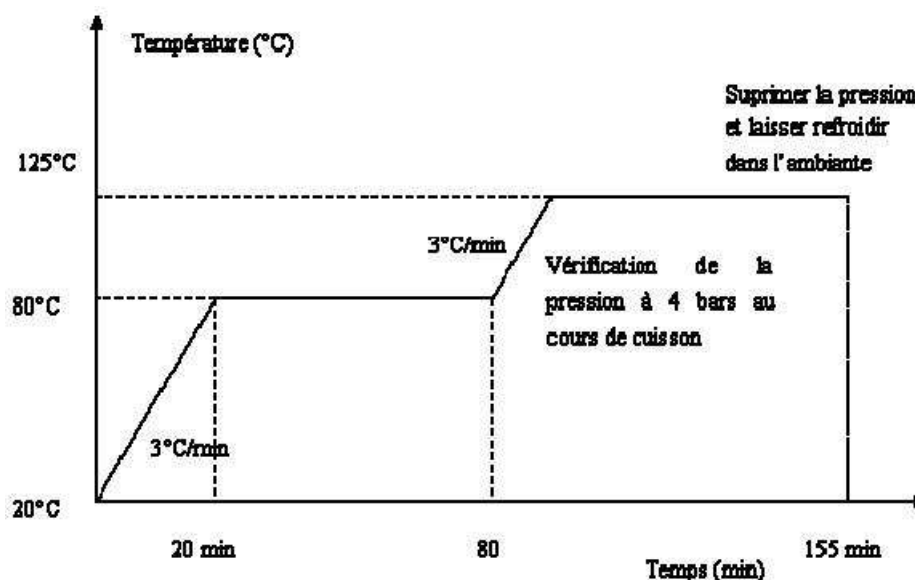


Figure II.2 Cycle de cuisson pour la polymérisation des stratifiés

Les éprouvettes de délaminage sont découpées ensuite en largeur de 20 mm avec différentes longueurs initiales de fissure a . L'épaisseur des éprouvettes ainsi réalisées est autour de 3,16 mm. Pour chaque type d'essais 6 à 8 éprouvettes sont testées afin d'obtenir une moyenne représentative.

Les essais de délaminage sont tous effectués à l'ambiante sur une machine ADAMEL DY36 (Figure II.3) avec une vitesse de déplacement imposé de 0,5mm/min.



Figure II.3 Machine statique ADAMEL DY36

II.1.1.Mode I DCB

Afin d'étudier le comportement au délaminage en mode I pur, c'est-à-dire en mode d'ouverture, l'essai DCB (Double Cantilever Beam) est le plus couramment utilisé [40]. C'est un essai de traction appliquée sur deux bras d'une éprouvette symétrique incluant une fissure artificielle (Figure II.4). Cette pré-fissure, nécessaire pour amorcer le délaminage dans des conditions stables, est réalisée via un insert non-adhésif (téflon) d'une épaisseur faible [41].

Cet essai réalisé sur des stratifiés unidirectionnels à 0° permet de mesurer en même temps la ténacité de l'interface : G_{IC} , et la courbe de résistance, appelée également courbe R. La première désigne la résistance à l'amorçage du délaminage en mode I pur, et la deuxième décrit l'augmentation de la résistance à la propagation de la fissure en fonction de sa propagation qui est interprétée par la formation des ponts de fibres issus des zones endommagées autour de la fissure. Par la suite, nous nous intéressons en particulier à la mesure de la ténacité du matériau en mode I pur.

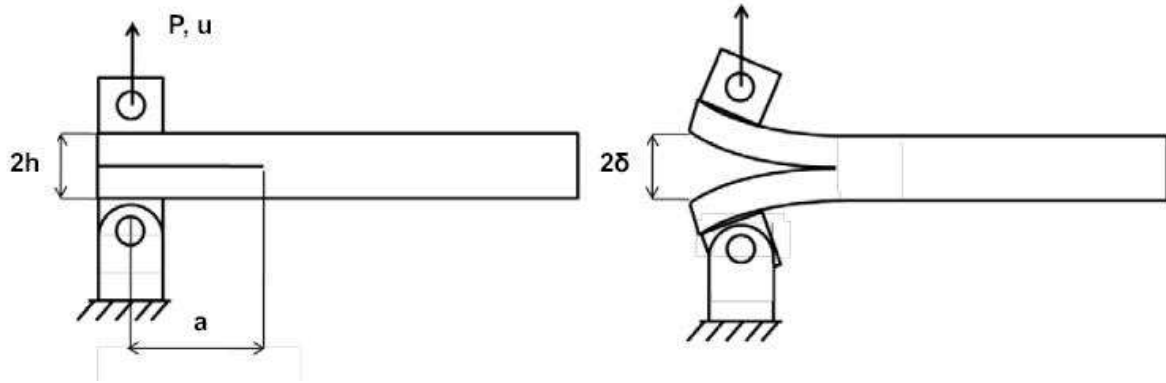


Figure II.4 Représentation schématique de l'essai DCB

II.1.1.1. Méthode d'analyse

Afin d'évaluer la ténacité en mode I pur à partir des essais du type DCB, la formule Irwin-Kies issue de la mécanique élastique linéaire de la rupture est appliquée [42]:

$$G_{IC} = \frac{P_C^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (\text{II.1})$$

Où P_C désigne la charge critique à l'amorçage de la fissure ; C la complaisance de l'éprouvette au point d'application de la charge ; b la largeur de l'éprouvette et a la longueur initiale de la fissure.

La théorie classique des poutres en négligeant l'effet de cisaillement permet d'exprimer la complaisance en fonction de la longueur de la fissure et des paramètres matériaux :

$$C = \frac{2a^3}{3EJ} = \frac{\delta}{P} \quad (\text{II.2})$$

Où E est le module d'Young longitudinal, δ le déplacement entre les deux bras de l'éprouvette et J le moment quadratique de la section donnée par :

$$J = \frac{bh^3}{12} \quad (\text{II.3})$$

Le taux de restitution d'énergie critique peut s'écrire :

$$G_{IC} = \frac{3\delta_C P_C}{2ba} \quad (\text{II.4})$$

Où δ_C correspond au déplacement pour lequel la force critique P_C est atteinte.

La loi de complaisance proposée par Berry a pour avantage de ne pas faire des hypothèses supplémentaires pour la détermination de la complaisance. Elle est sous la forme suivante :

$$C = \alpha \cdot a^u \quad (\text{II.5})$$

Où α et u sont des paramètres intrinsèques au matériau, déterminé par l'interpolation de la courbe expérimentale C en fonction de a . En appliquant cette loi de complaisance, la formule Irwin-Kies (Eq.(II.1)) permet d'obtenir le taux de restitution d'énergie critique :

$$G_{IC} = \frac{P_C^2}{2b} \alpha n a^{u-1} \quad (\text{II.6})$$

Une autre loi de complaisance, inspirée par la théorie des poutres, a été largement appliquée dans la littérature :

$$C = A \cdot a^3 + B \quad (\text{II.7})$$

Où A et B sont déterminés par une régression linéaire de la courbe expérimentale C en fonction de a^3 . Le taux de restitution d'énergie critique peut s'exprimer par :

$$G_{IC} = \frac{3P_C^2}{2b} A a^2 \quad (\text{II.8})$$

II.1.1.2. Résultats expérimentaux et discussions

Tous les essais DCB ont été réalisés avec une vitesse de déplacement imposé de 0,5 mm/min. Les talons sont collés sur l'extrémité de l'éprouvette puis elle est montée sur la machine à l'aide de goupilles. Ainsi, les talons sont libres en rotation quand ils sont chargés en déplacement (Figure II.5).

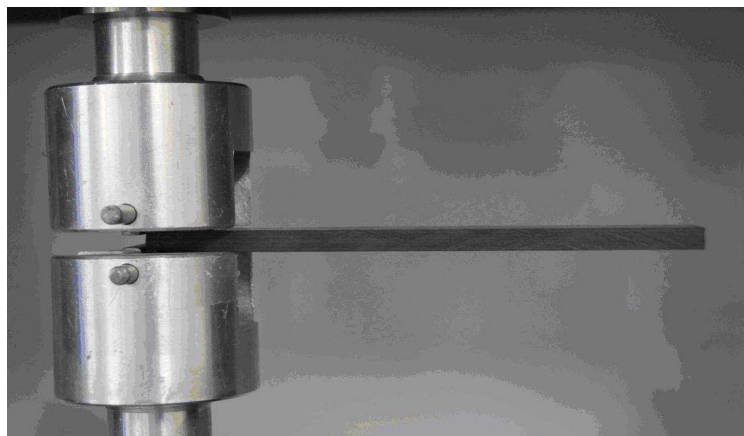


Figure II.5 Montage de l'essai DCB

- Courbes charge-déplacement

La Figure II.6 montre les courbes charge-déplacement relevées pour les éprouvettes de type DCB avec une longueur initiale de fissure d'environ 40 mm. Plusieurs aspects du comportement de celles-ci sont mis en évidence :

Dans la première partie, la force augmente de façon linéaire avec le déplacement imposé jusqu'à l'amorçage du délaminage. Au début de la propagation de la fissure, l'augmentation de la charge a été observée, suivi d'une étape où la charge reste quasi stable. Ces phénomènes peuvent être associés à la création de ponts de fibres, durant cette phase la résistance à la fissuration devrait augmenter. Par la suite, la propagation du délaminage se traduit par une décroissance de l'effort en fonction de la croissance de la fissure. Les courbes de cette partie relativement lisse représentent la propagation stable de la fissure. Tandis que la chute de l'effort indique une propagation de la fissure instable provoquée éventuellement par la rupture des ponts de fibres [43]. Durant les essais, la croissance de la fissure est restée relativement stable, le pontage par les fibres formé au fond de la fissure nous semble faible, voire invisible.

- Taux de restitution d'énergie critique des éprouvettes DCB

A partir des essais DCB, la détermination de la valeur de G_{IC} repose sur deux points :

- 1) le premier concerne la définition du point d'amorçage de la fissure sur la courbe force-déplacement. Selon les normes, le point d'amorçage peut être ou bien le point marquant la fin de la linéarité, ou bien le point qui représente une baisse de 5% du coefficient directeur initial ;
- 2) le deuxième est le choix d'un modèle de la loi de complaisance nécessaire dans l'utilisation de la formule Irwin-Kies. Dans notre étude, le point marquant la fin de la linéarité de la courbe force-déplacement est bien le début de la propagation de la fissure selon les observations visuelles et audibles. Afin de comparer les résultats obtenus à partir de trois lois de complaisance (Eq.(II.4), (II.6), (II.8)), nous avons d'abord mesuré la complaisance de chaque éprouvette (Figure II.7), puis réalisé l'interpolation selon la loi de Berry (Figure II.8) et selon la loi linéaire en a^3 (Figure II.9).

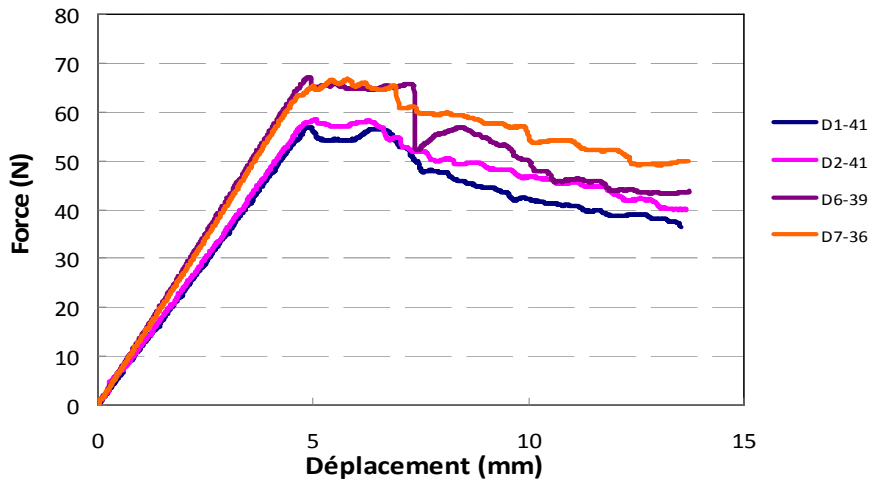


Figure II.6 Courbes expérimentales force-déplacement de DCB

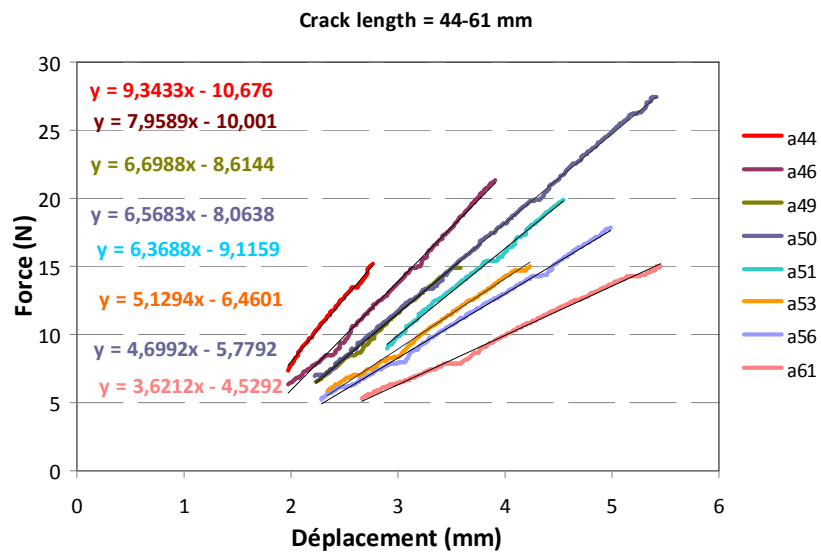


Figure II.7 Mesure de la complaisance des éprouvettes DCB

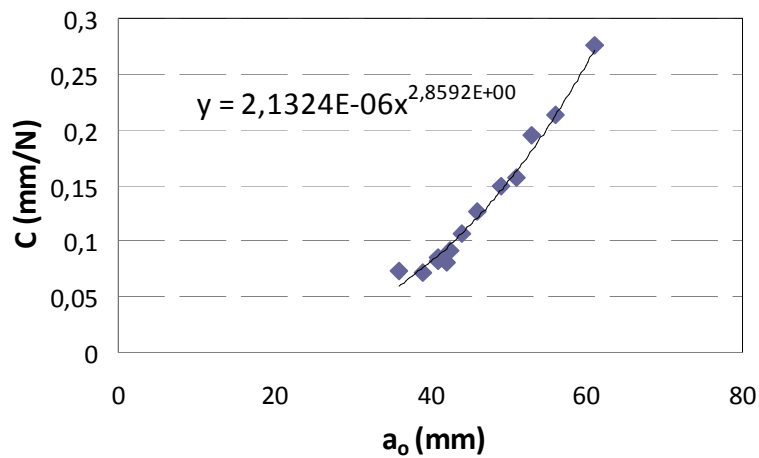


Figure II.8 Interpolation de C en fonction de la longueur de fissure initiale : a_0

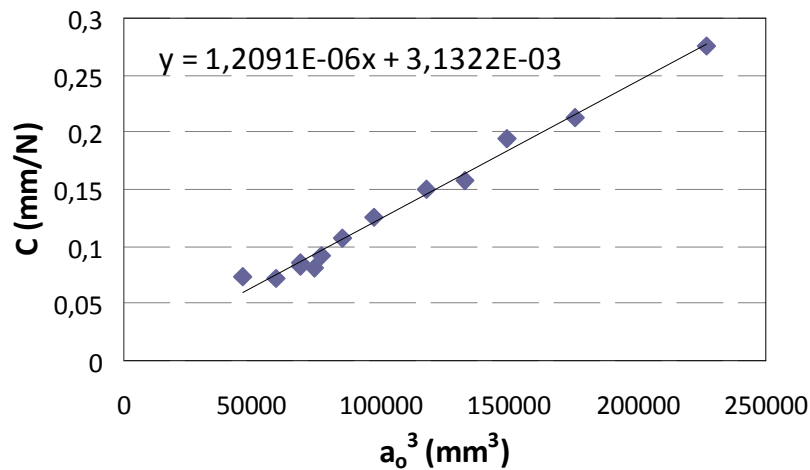


Figure II.9 Interpolation de C en fonction de (a_0^3)

Les résultats des taux de restitution d'énergie critique G_{IC} sont listés dans le Tableau II.1. Les résultats obtenus à partir des deux lois empiriques sont très proches. Ils sont environ 6% inférieurs à ceux issus de la loi de complaisance basée sur la théorie des poutres.

Tableau II.1 Comparaison des résultats de G_{IC} obtenus à partir des trois lois de complaisance

DCB	Eq.(II.4)	Eq.(II.6)	Eq.(II.8)
G_{IC} (N/m)	Théorie des poutres	Loi de Berry	Loi linéaire en a^3
Moyenne	525,6	494,5	493,4
Ecart type	29,3	59,6	61,4
Coeff var (%)	5,5	12,0	12,4

II.1.2.Mode II ENF

L'essai ENF (End-Notched Flexure) de délaminage en mode de glissement droit (mode II) a pour objectif de caractériser le délaminage en cisaillement des matériaux composites. Cet essai consiste à charger en flexion trois points une éprouvette contenant un défaut artificiel sur un de ses côtés (Figure II.10). En réalité, le mode de rupture dans le test ENF n'est pas parfaitement un mode II pur, la participation du mode III est présente, surtout aux bords de l'éprouvette.

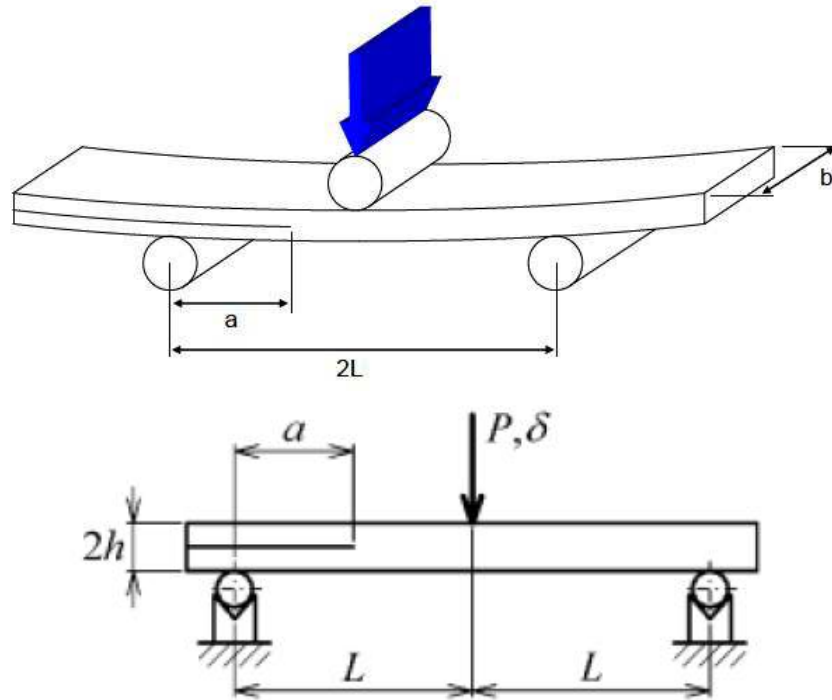


Figure II.10 Essai End Notched Flexure (ENF)

II.1.2.1. Méthode d'analyse

De la même manière que l'essai DCB et en appliquant la formule Irwin-Kies (Eq. II-1) avec la loi de complaisance de la théorie des poutres, nous pouvons déduire une expression du taux de restitution d'énergie critique, G_{IIc} :

$$G_{IIc} = \frac{9\delta_c P_c a^2}{2h(2L^3 + 3a^3)} \quad (II.9)$$

Où :

P_c : la charge critique avant propagation de la fissure

Δc : la flèche critique pour laquelle la fissure se propage

a : la longueur de la fissure

b : la largeur de l'éprouvette

L : la demi-longueur entre les appuis bas du montage

Dans le cas du mode II pur, la loi de Berry n'est plus valable. Par contre nous pouvons toujours appliquer la loi de complaisance décrite par l'équation (II.7) pour déterminer de façon empirique le taux de restitution d'énergie critique en mode II pur par l'équation (II.8).

II.1.2.2. Résultats expérimentaux et discussions

- Courbes charge-déplacement

Les Figure II.11 présente les courbes charge-déplacement relevées pour les éprouvettes de type ENF avec une fissure de longueur initiale d'environ 25 mm.

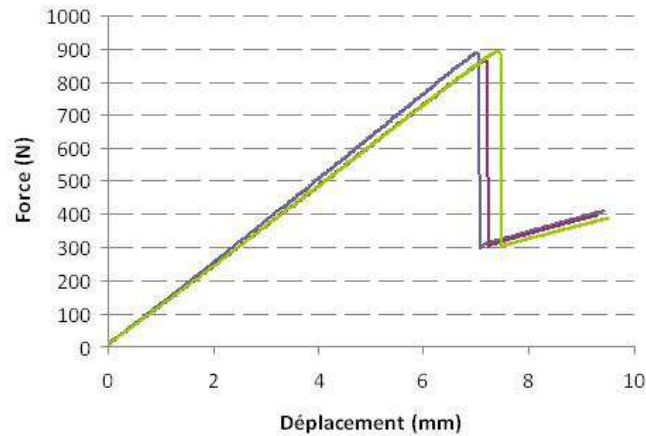


Figure II.11 Courbes expérimentales force-déplacement d'ENF

On remarque que la force augmente linéairement avec le déplacement imposé jusqu'à la propagation de la fissure. Cette dernière s'accompagne d'un bruit audible, elle se produit de façon instable.

- Taux de restitution d'énergie critique des éprouvettes ENF

Afin d'établir la loi de complaisance empirique (Eq. (II.7)) chaque éprouvette est d'abord chargée dans la partie linéaire en faisant varier la longueur initiale de la fissure. Ainsi leur complaisance a été mesurée en fonction de la longueur initiale de la fissure (Figure II.12).

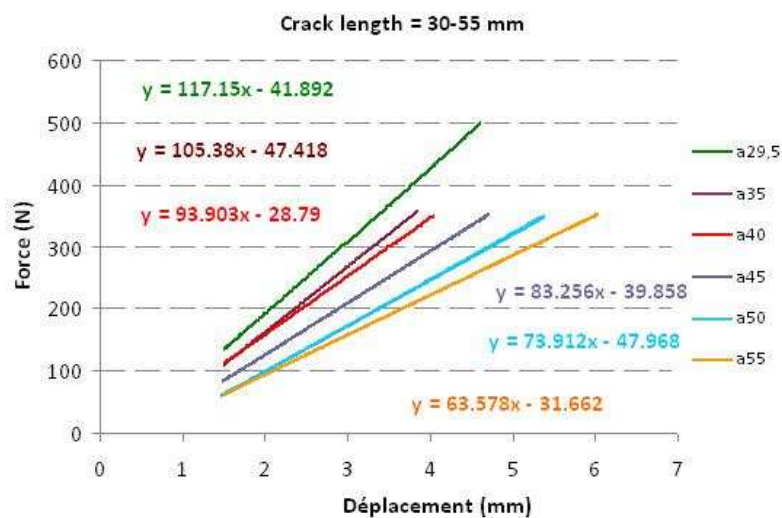


Figure II.12 Mesure de la complaisance des éprouvettes ENF

Les complaisances mesurées sont ensuite reportées sur la Figure II.13 pour l'interpolation selon la loi linéaire en a^3 , où les constantes A et B sont définies par une régression linéaire :

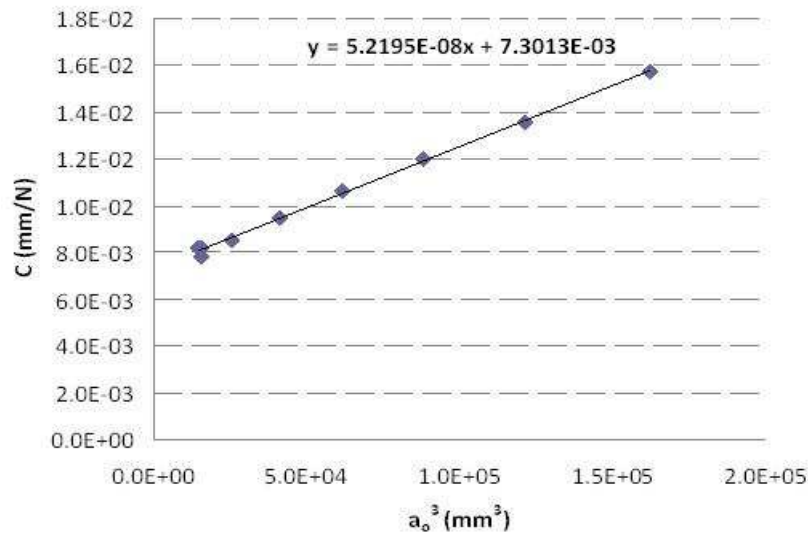


Figure II.13 Interpolation de C en fonction d' a^3 (ENF)

Enfin la ténacité en mode II pur est déterminée par l'équation.(II.8) et par l'équation.(II.9) basée sur la théorie des poutres classique (Tableau II.2). La différence entre les résultats des deux équations est inférieure à 3%, donc négligeable dans la pratique.

Tableau II.2 Comparaison des résultats de G_{IIC} obtenus à partir des deux lois de complaisance

ENF	Eq.(II.9)	Eq.(II.8)
G_{IIC} (N/m)	Théorie des poutres	Loi linéaire en a^3
Moyenne	1837,0	1890,7
Ecart type	21,9	33,4
Coeff var (%)	1,2	1,8

II.1.3.Mode mixte MMF

Même si la propagation du délaminage en mode I pur ou en mode II pur a été beaucoup étudiée par les chercheurs, ces modes purs reflètent rarement les chargements conduisant à des délaminages dans les structures aéronautiques en service. En effet, les fissures ou les défauts d'interface peuvent se trouver dans une position quelconque, la nature des sollicitations est généralement complexe et les fissures sont sollicitées en mode mixte correspondant à une combinaison de ces différents modes purs. Dans ces cas, la propagation du délaminage dans les structures composites dépend non seulement de la résistance au délaminage pour chaque mode pur, mais également de la proportion de la participation de

chaque mode quantifiée par des rapports modaux. Le mode mixte le plus étudié dans la littérature est la combinaison des deux modes les plus dangereux, c'est-à-dire le mode I et le mode II. De nombreuses études ont abouti à proposer des configurations d'essai permettant de mesurer la résistance au délaminage en mode mixte I/II dans une plage du rapport modal complet :

$$0 \leq (r_m = \frac{\text{mode II}}{\text{mode I} + \text{mode II}}) \leq 1.$$

Parmi ces essais de délaminage en mode I/II, nous avons réalisé les essais du type MMF (Mixed-Mode Flexure) (Figure II.14) pour étudier la propagation du délaminage du composite utilisé dans notre étude avec une participation de mode II fixe : $r_{mi} \approx 42\%$ [44].

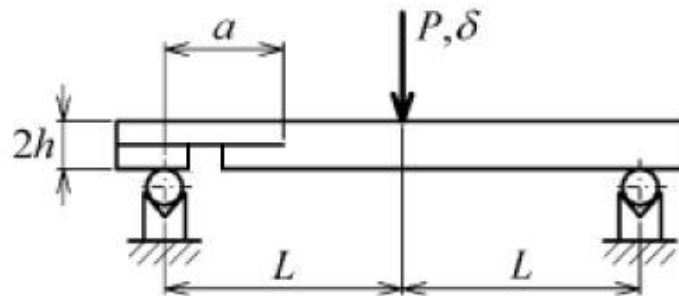


Figure II.14 Test du type MMF (Mixed-Mode Flexure)

II.1.3.1. Méthode d'analyse

La Figure II.15 schématise la décomposition de la charge en mode mixte en mode I et en mode II. Il est clair que la résistance à l'amorçage du délaminage : G_{TC} , peut être déterminée ou bien par l'addition de la participation du mode I et du mode II étudiés dans les parties précédentes, ou bien par la formule d'Irwin-Kies (Eq.(II.1)) en connaissant la loi de complaisance. A partir de la loi de complaisance basée sur la théorie classique des poutres, on peut déduire une expression du taux de restitution d'énergie critique, G_{TC} :

$$G_{TC} = \frac{21\delta_c P_c a^2}{2h(2L^3 + 3a^3)} \quad \text{(II.10)}$$

Où:

P_c : la charge critique avant propagation de la fissure

δ_c : la flèche critique pour laquelle la fissure se propage

a : la longueur de fissure

b : la largeur de l'éprouvette

L : la demi-longueur entre les appuis bas du montage

Dans le cas du mode mixte, la loi de complaisance choisie est donnée par l'équation (II.7) et est encore valable. Le taux de restitution d'énergie critique peut alors s'écrire par l'équation (II.8).

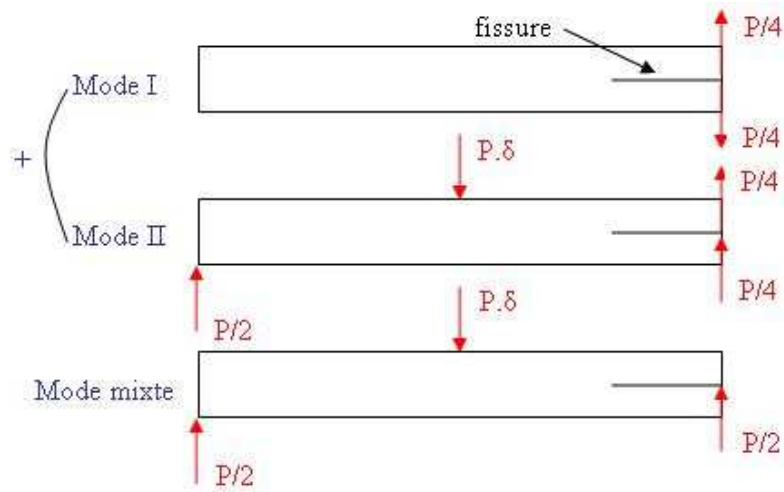


Figure II.15 Décomposition du mode I et mode II dans l'essai MMF mode mixte

II.1.3.2. Résultats expérimentaux et discussions

- Courbes charge-déplacement

La Figure II.16 montre les courbes force-déplacement relevées pour les éprouvettes de type MMF avec une fissure de longueur initiale comprise entre 17mm et 52mm.

Il s'avère que le comportement des éprouvettes MMF est linéaire jusqu'à l'amorçage de la propagation de la fissure. Comme pour l'essai ENF, la propagation du délaminage est caractérisée par une propagation rapide et instable. Cette propagation instable ne permet pas de suivre l'avancée progressive du front de fissure comme dans les essais DCB.

- Taux de restitution d'énergie critique des éprouvettes

Le taux de restitution d'énergie critique en mode mixte peut être déterminé de façon différente : ou bien en appliquant la loi de complaisance basée sur la théorie des poutres (Eq.(II.10)), ou bien en appliquant la loi de complaisance empirique exprimée par l'équation II.7. L'établissement de cette dernière passe par la mesure de la complaisance de chaque éprouvette testée (Figure II.17), nous pouvons ensuite interpoler les complaisances mesurées en fonction de (a^3) par régression linéaire selon le modèle de l'équation II.7 (Figure II.18).

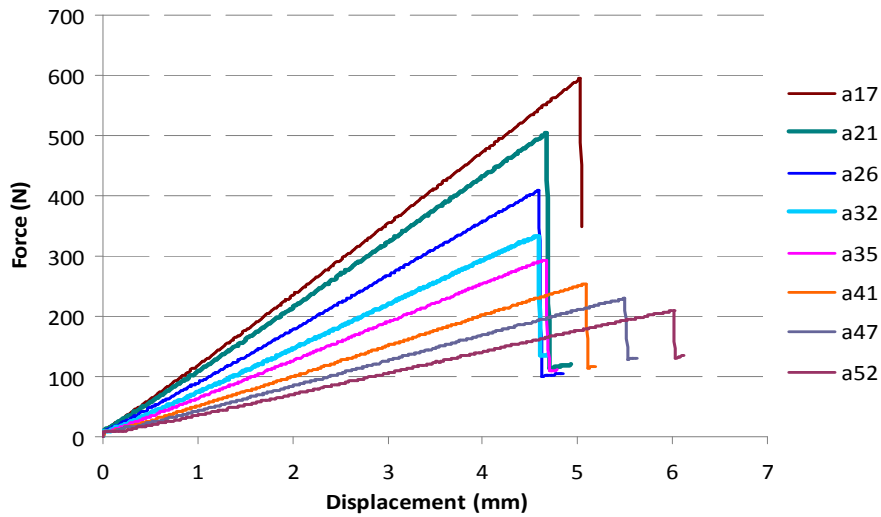


Figure II.16 Courbes expérimentales force-déplacement des éprouvettes MMF

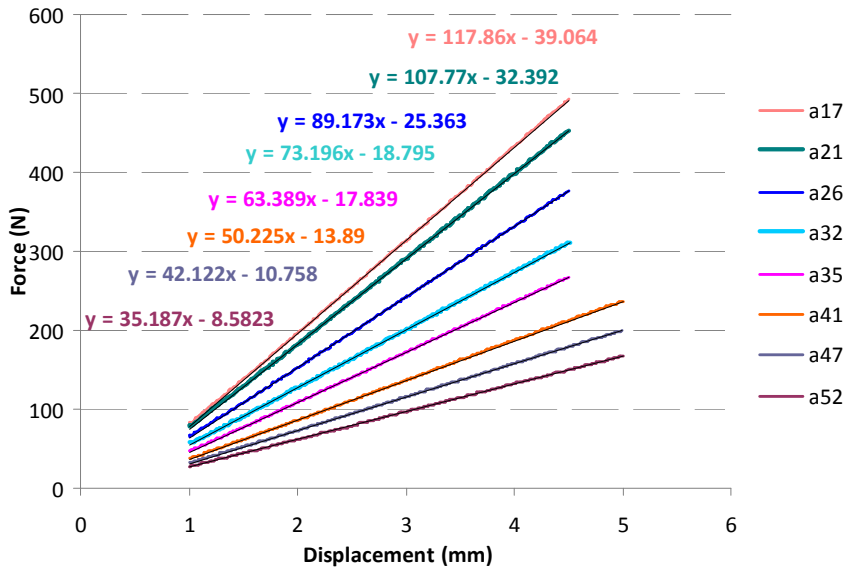


Figure II.17 Mesure de la complaisance des éprouvettes MMF

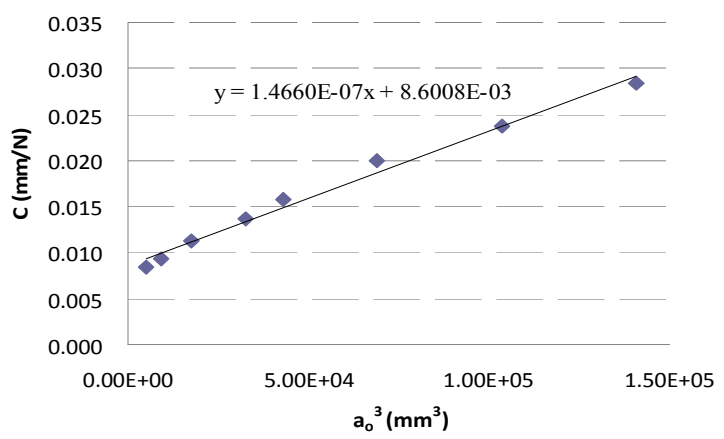


Figure II.18 Interpolation de C en fonction d³a³ (MMF)

Le tableau II.3 présente les résultats obtenus par ces deux méthodes. La valeur moyenne de G_{TC} obtenue par la calibration expérimentale de complaisance est 3% plus élevée que celle basée sur la théorie des poutres. Cette différence est pratiquement négligeable.

Tableau II.3 Comparaison des résultats de G_{TC} obtenus à partir des deux lois de complaisance

MMF	Eq.(II.10)	Eq.(II.8)
G_{TC} (N/m)	Théorie des poutres	Loi linéaire en a^3
Moyenne	1137,9	1172,4
Ecart type	108,5	71,5
Coeff var (%)	9,5	6,1

II.2. Modélisation avec MZC

L'analyse bibliographique du chapitre I a montré que les modèles de zones cohésives permettent de décrire l'amorçage et la propagation du délaminage. L'utilisation d'un modèle de zones cohésives nécessite l'insertion d'éléments d'interface (éléments surfaciques) d'épaisseur nulle entre les éléments volumiques ou coque. Ces éléments sont associés à une loi d'interface adoucissante, nommée en anglais Traction-Separation-Load-Curve (TSLC), qui permet de relier les contraintes cohésives, les déplacements relatifs à l'interface au taux de restitution d'énergie critique.

II.2.1. Paramètres d'influence sur la qualité des MZC

Comme indiqué dans la partie bibliographique, l'application des MZC nécessite des précautions particulières. De nombreux paramètres physiques et géométriques peuvent avoir un impact sur la qualité des MZC. Notamment certains paramètres nécessaires pour l'application des MZC ne sont pas physiquement reliés aux propriétés mécaniques des substrats, ni à l'adhésif, dont la combinaison doit être ajustée numériquement pour garantir la précision des calculs. Bien que certaines règles aient été dégagées grâce aux efforts des chercheurs, l'ajustement de ces paramètres reste encore problématique actuellement.

II.2.1.1. Longueur de zone cohésive

Le problème de convergence est un point très important dans la modélisation numérique. L'utilisation d'une contrainte d'interface élevée peut conduire à une divergence du calcul. La principale cause de cette divergence est bien souvent imputable à la taille des mailles utilisée pour décrire la zone cohésive. Comme tout problème non linéaire, il est nécessaire d'étudier l'influence de la taille des mailles sur la réponse finale du calcul. Cette étape est

malheureusement souvent négligée et peut conduire à penser que les modèles de zones cohésives sont systématiquement à l'origine de la divergence du calcul. Afin de guider le choix de la taille des mailles des MZC, plusieurs auteurs ont proposé des formules pour définir la taille de maille à travers une longueur de zone cohésive : l_{cz} [46-51]. La longueur de la zone cohésive est définie depuis l'extrémité de la fissure au point où la contrainte d'interface atteint la valeur maximum (Figure II.19). Toutes les formules proposées pour déterminer l_{cz} peuvent cependant se mettre sous la forme suivante :

$$l_{cz} = M \times E \frac{G_C}{(\sigma_{max})^2} \tag{II.11}$$

où E est le module d'Young du matériau, G_C la ténacité de l'interface, σ_{max} la résistance ou la contrainte d'interface maximale et M un coefficient qui varie entre 0,21 et 1. Le Tableau II.4 regroupe les formules proposées dans la littérature pour calculer la longueur d'une zone cohésive l_{cz} et les valeurs du coefficient M .

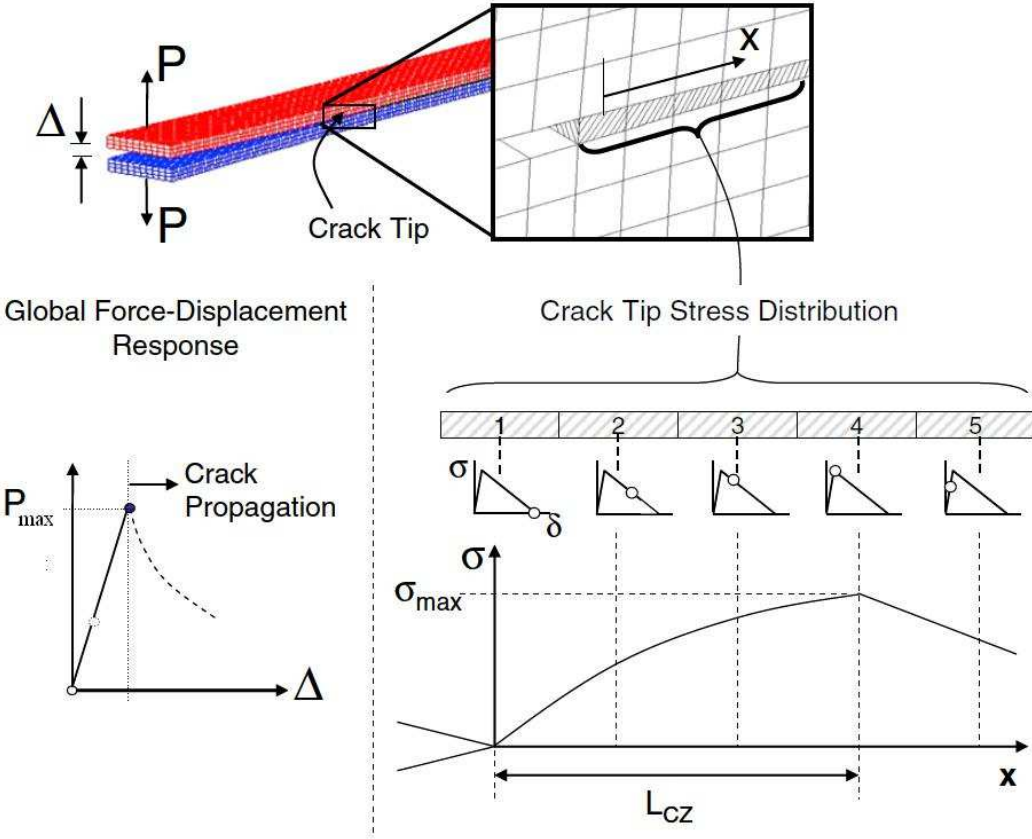


Figure II.19 Définition de la longueur de zone cohésive l_{cz} [39]

Tableau II.4 Longueur de zone cohésive et les valeurs de paramètre M

	l_{cz}	M
Hui et al. [51]	$\frac{2}{3\pi} E \frac{G_C}{(\sigma_{max})^2}$	0,21
Irwin [52]	$\frac{1}{\pi} E \frac{G_C}{(\sigma_{max})^2}$	0,31
Dugdale [48], Barenblatt [46]	$\frac{\pi}{8} E \frac{G_C}{(\sigma_{max})^2}$	0,40
Rice [53], Falk et al. [49]	$\frac{9\pi}{32} E \frac{G_C}{(\sigma_{max})^2}$	0,88
Hillerborg et al. [50]	$E \frac{G_C}{(\sigma_{max})^2}$	1,00

En réalité, le domaine de la validation de la formule (II.11) reste encore très limité car elle est issue de cas précis comme le test DCB mode I et ENF mode II. De nombreux paramètres susceptibles d'influencer la longueur l_{cz} ne sont pas pris en compte, telles que la fissure réelle ou artificielle ; l'épaisseur des deux adhérents etc.

Dans la littérature, l'amélioration sur les formules pour déterminer l_{cz} a été réalisée en tenant compte de l'épaisseur du stratifié pour les modes purs I et II :

$$l_{CZ,I} = \sqrt[4]{E_I h^3 \frac{G_{IC}}{(\sigma_{I,max})^2}} \quad (\text{II.12})$$

$$l_{CZ,II} = \sqrt{E_{II} h \frac{G_{IIC}}{(\sigma_{II,max})^2}} \quad (\text{II.13})$$

avec h l'épaisseur du stratifié. E_I et E_{II} sont les modules élastiques équivalents dans les cas de mode I et II pur [39]. Par contre, si l'épaisseur et/ou le module d'Young hors-plan de chaque adhérent est différent, ce qui est souvent le cas dans les conditions d'un assemblage réel, aucune information n'est donnée sur l'équivalence de h et de E .

Afin de garantir la précision du calcul lors de l'utilisation des MZC, l'évolution de la résistance cohésive doit être décrite grâce à une discrétisation spatiale suffisamment fine. Pour cela, le nombre minimum d'éléments N inclus dans la zone cohésive est généralement compris entre 3 et 10 [54] [55]. Grâce à la détermination de ce nombre d'éléments N en utilisant l'équation (II.14), on peut définir la taille de maille l_e nécessaire pour garantir la bonne qualité de la simulation numérique du comportement au délaminage par les MZC :

$$N = \frac{l_{CZ}}{l_e} \quad (\text{II.14})$$

Finalement, pour décrire le délaminage dans des cas structuraux, deux solutions sont possibles : (i) utiliser des tailles de maille assez fines afin de respecter le critère de l'équation (II.14) ou (ii) diminuer la contrainte d'amorçage σ_{max} afin d'augmenter la longueur de la zone cohésive (Eq.(II.12) et (II.13)) comme cela a été proposé dans [38] et permettre l'utilisation d'éléments de taille plus importante.

II.2.1.2. Forme de la loi d'interface

Comme déjà présenté dans le chapitre I, les éléments cohésifs sont contrôlés par une loi d'interface appelée aussi TSLC (Traction-Separation-Load-Curve), qui permet de relier les contraintes cohésives, les déplacements relatifs à l'interface au taux de restitution d'énergie critique.

Parmi les lois existantes dans la littérature, les plus utilisées dans l'étude du délaminage des composites par les modèles de zone cohésive sont sous les formes suivantes (Figure II.20) : bilinéaire, trapézoïdal, linéaire/parabolique et exponentiel [56,57].

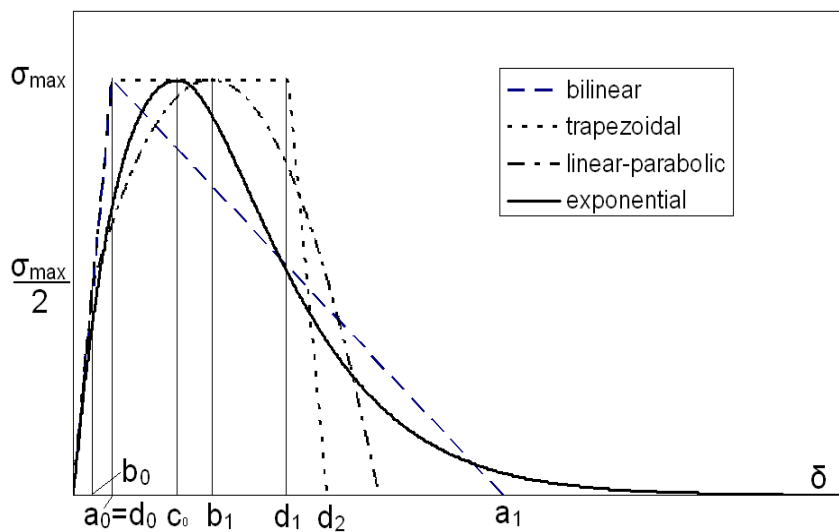


Figure II.20 Lois d'interface différentes pour CMZ

Ils peuvent s'exprimer par les équations suivantes (Figure II.20) :

- La loi bilinéaire

$$\sigma = \begin{cases} K_0 \delta & \text{if } \delta \leq a_0 \\ \frac{a_1 - \delta}{a_1 - a_0} \sigma_{\max} & \text{if } a_0 \leq \delta \leq a_1 \\ 0 & \text{if } \delta \geq a_1 \end{cases} \quad (\text{II.15})$$

Où $a_0 = \sigma_{\max}/K_0$; $a_1 = 2G_C/\sigma_{\max}$

- La loi linéaire-parabolique

$$\sigma = \begin{cases} K_0 \delta & \text{if } \delta \leq b_0 \\ \max \left\{ \begin{array}{l} 0, \frac{\sigma_{\max}}{2} + \frac{\sigma_{\max}}{b_1 - b_0} (\delta - b_0) \\ \frac{\sigma_{\max}}{2(b_1 - b_0)^2} (\delta - b_0)^2 \end{array} \right\} & \text{if } \delta \geq b_0 \end{cases} \quad (\text{II.16})$$

Où $b_0 = \sigma_{\max}/2K_0$, b_1 représente le point où σ atteint σ_{\max} , il peut être calculé pour mettre l'énergie dissipée égale à G_C .

- La loi exponentielle

$$\sigma = \begin{cases} K_0 \delta e^{-\delta/c_0} & \text{if } \delta \leq c_0 \\ \sigma_{\max} [1 + \beta(\delta - c_0)] e^{-\beta(\delta - c_0)} & \text{if } \delta \geq c_0 \end{cases} \quad (\text{II.17})$$

Où $c_0 = \sigma_{\max} e/K_0$, β peut être calculé pour mettre l'énergie dissipée égale à G_C .

- La loi trapézoïdale

$$\sigma = \begin{cases} K_0 \delta & \text{if } \delta \leq d_0 \\ \sigma_{\max} & \text{if } d_0 \leq \delta \leq d_1 \\ \frac{d_2 - \delta}{d_2 - d_1} \sigma_{\max} & \text{if } d_1 \leq \delta \leq d_2 \\ 0 & \text{if } \delta \geq d_2 \end{cases} \quad (\text{II.18})$$

Où $d_0 = a_0 = \sigma_{\max}/K_0$, $d_1 = G_C/\sigma_{\max}$, $d_2 = d_0 + d_1$.

Bien que ces modèles présentent une forme différente, la formulation de chacun d'entre eux s'appuie toujours sur l'utilisation de trois paramètres physiques de l'interface pour chaque mode de rupture : la résistance ou la contrainte maximale σ_{\max} , la raideur K_0 et la ténacité G_C . Les premiers paramètres ne sont pas directement reliés aux propriétés des substrats ni de l'adhésif, mais probablement aux propriétés d'interphase. Manque de données sur les interphases formées aux joints, la détermination de ces deux paramètres s'effectue dans la

majorité des cas par ajustement. Par contre, la définition de la ténacité G_C est bien claire, elle doit être mesurée par les essais de délaminage que nous avons discuté dans les parties précédentes.

II.2.1.3. La raideur d'interface K_0

L'utilisation d'un modèle de zones cohésives nécessite l'insertion d'éléments d'interface (éléments surfaciques) entre les éléments volumiques ou coque. Ces éléments sont associés à une loi adoucissante d'interface du MZC. Ainsi, chaque élément d'interface possède une raideur initiale K_0 . Notons que cette raideur est en réalité définie par la contrainte (force /surface) nécessaire pour provoquer une unité de déplacement relative de l'interface, donc elle est exprimée en $N.mm^{-3}$. Afin de se rapprocher le plus possible du cadre de la mécanique de la rupture, la raideur K_0 doit tendre vers l'infini pour ne pas assouplir le système. Or, cette condition provoque la présence d'oscillations numériques dans le calcul de la contrainte d'interface de l'élément, ce qui engendre généralement la divergence du calcul. Des études numériques ont permis de proposer des valeurs de K_0 comprises entre 10^8 et $10^6 N.mm^{-3}$ [56]. En effet, il est possible de démontrer qu'une raideur K_0 très grande est nécessaire pour s'assurer que la zone cohésive n'aura aucun impact sur les propriétés élastiques (essentiellement hors-plan) effectives du stratifié [38]. Pour cela, nous pouvons observer l'effet de la zone cohésive sur la déformation transverse ε de la partie supérieure du stratifié (adjacente à la zone cohésive) d'épaisseur h , comme l'illustre la Figure II.21.

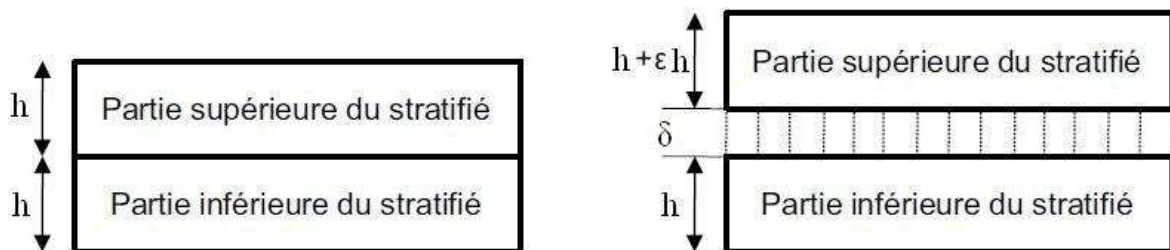


Figure II.21 Description de l'influence de la zone cohésive sur la déformation transverse du stratifié

La condition d'équilibre exige :

$$\sigma = E_{33}\varepsilon_{33} = K_0\delta \quad (\text{II.19})$$

Où σ correspond à la traction appliquée sur la surface, E_{33} le module d'Young transverse hors plan, ε_{33} la déformation transverse du stratifié, K_0 la raideur de l'interface et δ l'ouverture de l'interface. La déformation transverse du composite ε_{eff} correspond donc à la déformation du stratifié et à celle de l'interface (*i.e.* de la zone cohésive). On obtient donc :

$$\varepsilon_{eff} = \varepsilon_{33} + \frac{\delta}{h} \quad (\text{II.20})$$

Puisque la condition d'équilibre exige $\sigma = E_{eff} \varepsilon_{eff}$, le module d'Young équivalent E_{eff} peut s'écrire, à partir des équations (II.19)(II.20), sous la forme :

$$E_{eff} = E_{33} \left(\frac{1}{1 + \frac{E_{33}}{K_0 h}} \right) \quad (\text{II.21})$$

À partir de l'équation (II.21), on déduit que le module d'Young équivalent est proche de celui du stratifié si on impose $E_{33} \ll K_0 h$. Ainsi, la raideur K_0 de l'interface n'a pas d'influence sur le comportement global de la structure si on impose :

$$K_0 = \mu \frac{E_{33}}{h} \quad (\text{II.22})$$

avec $\mu \gg 1$. Turon [38] propose de prendre cette valeur égale à 50. À partir de cette valeur, les cas étudiés par cet auteur ont permis de démontrer que la perte de raideur de la structure est inférieure à 2%.

II.2.1.4. Résistance d'interface ou contrainte maximale d'interface σ_{max}

Pour un modèle bilinéaire, la ténacité G_C et la résistance d'interface σ_{max} sont reliées par l'équation décrivant l'aire sous la courbe de la loi d'interface (TSLC) :

$$G_C = \frac{\sigma_{max} \delta_f}{\gamma} \quad (\text{II.23})$$

où δ_f correspond au déplacement relatif critique pour lequel l'interface est rompue (*i.e.* $G=G_C$). Pour une ténacité donnée, il existe donc un lien fort entre la résistance d'interface et l'instant de rupture de l'interface. En effet, plus la valeur de la résistance d'interface σ_{max} est importante, plus la valeur du déplacement critique δ_f est faible (Figure II.22).

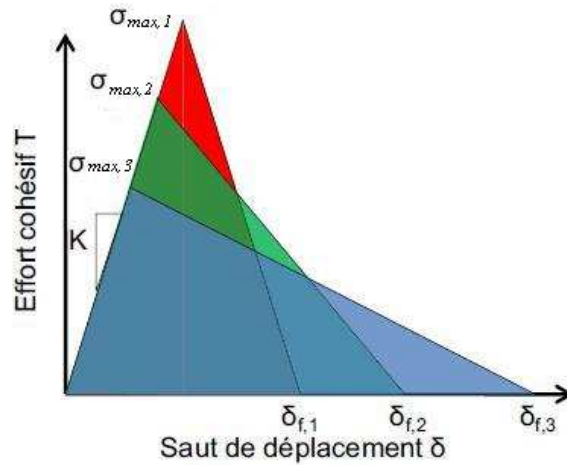


Figure II.22 Lien entre la résistance d'interface $\sigma_{max,i}$ et le déplacement critique $\delta_{f,i}$ à G_C et K_0 fixés

II.2.2. Modèles numériques des tests de délaminage avec MZC

Dans cette étude, nous avons utilisé le code Ls-dyna pour toutes les modélisations numériques. Dans le logiciel Ls-dyna la résolution du problème passe par un algorithme explicite ou implicite. Pour les simulations des modes purs I, II et le mode mixte I/II, nous avons choisi l'algorithme implicite. Il s'avère très efficace pour fournir des réponses beaucoup plus précises que l'algorithme explicite car la convergence de la solution est toujours vérifiée pour chaque itération de calcul. En revanche, si le chargement est statique ou quasi-statique comme c'est le cas dans notre étude, le temps de calcul est beaucoup plus long. Il est possible que le calcul ne puisse pas être achevé à cause du problème de convergence et de la capacité insuffisante de la machine de calcul. Dans les cas de modélisation des éprouvettes DCB, ENF et MMF, l'algorithme implicite a été choisi car les modèles, même en trois dimensions (3D), sont relativement simples, nous avons pu réaliser les calculs sans problème.

II.2.2.1. Modélisation des couches en composites stratifiés

Pour modéliser les couches du composite étudié, nous avons choisi des éléments volumiques avec le modèle du matériau MAT059 de Ls-dyna, dont les critères d'endommagement sont présentés sous huit formes, dont chaque forme correspond à un mécanisme d'endommagement bien précis :

Tension longitudinale :

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.24})$$

Tension transversale :

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.25})$$

Cisaillement dans le plan :

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.26})$$

Cisaillement hors plan :

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.27})$$

Compression longitudinale :

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^-}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.28})$$

Compression transversale :

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{S_{12} + S_{23}}\right)^2 + \frac{\sigma_{22}Y^-}{\left(\frac{Y^-}{\frac{\sigma_{11}}{X^-} + \sigma_{11}}\right)^2 - 1} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.29})$$

Compression hors plan :

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{S_{13} + S_{23}}\right)^2 + \frac{\sigma_{33}Z^-}{\left(\frac{Z^-}{\frac{\sigma_{11}}{X^-} + \sigma_{11}}\right)^2 - 1} + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.30})$$

Délamination :

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z^+}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \leq 1 \quad (\text{II.31})$$

Où σ_{11} , σ_{22} , σ_{33} sont les contraintes normales suivant les trois axes orthotropes du pli élémentaire, les résistances correspondantes sont nommées X^+ , Y^+ , Z^+ en traction et X , Y , Z en compression, respectivement. Les contraintes de cisaillement dans le plan 12, 23 et 13 sont exprimées par σ_{12} , σ_{23} , σ_{13} , leurs résistances associées sont définies par S_{12} , S_{23} , S_{13} . Les caractéristiques mécaniques du matériau T600S/R368-1 sont dans le Tableau II.5. Les valeurs en gris dans le tableau sont obtenues à partir des essais mécaniques réalisés au laboratoire et

les autres constantes sont estimées selon des données fournies par le fabricant ou les données publiées dans la littérature pour des matériaux similaires [58].

Tableau II.5 Caractéristiques mécaniques du matériau T600S/R368-1

$E_{11} (GPa)$	103	$E_{11} E_{22} (GPa)$	7
ν_{12}	0.34	ν_{23}	0.30
ν_{31}^*	0.023	$G_{12} G_{13} (GPa)$	3.15
$X^+ (MPa)$	2100	$G_{23} (GPa)$	2.75
$X (MPa)$	1500	$Y^+ Z^+ (MPa)$	55
$Y Z (MPa)$	180	$S_{12} S_{13} S_{23} (MPa)$	80

II.2.2.2. Modèle d'interface

Dans cette étude, nous avons choisi les éléments cohésifs avec le modèle du matériau MAT186 dans Ls-dyna pour simuler le comportement de l'interface entre deux stratifiés unidirectionnels. Les éléments cohésifs sont placés uniquement sur le plan à mi-épaisseur, vers lequel la fissure se propage. Comme montre la Figure II.23, les éléments cohésifs sont contrôlés par une loi normalisée d'endommagements d'interface. Nous pouvons implanter des formes quelconques pour la loi d'interface. La loi peut être appliquée pour la fissuration en mode I ou II pur, sous un chargement statique ou cyclique.

Rappelons que le MZC simule l'endommagement macroscopique le long des éléments cohésifs par l'application de la loi d'interface (TSLC). Dans le cas de modes purs, la relation entre la contrainte de « traction » et le déplacement relatif de « séparation » des nœuds suit la courbe de TSLC (Figure II.23). Dès que la valeur de la contrainte de « traction » maximum est atteinte, correspondant à l'amorçage de l'endommagement, la contrainte de « traction » décroît ensuite selon la partie descendante de la courbe TSLC, en fonction du déplacement relatif de deux nœuds initialement superposés, qui simule un adoucissement du matériau endommagé. Finalement, quand l'énergie de rupture correspondant à la surface sous la courbe TSLC est atteinte, la liaison entre deux nœuds est rompue, la séparation totale des nœuds permet de simuler une propagation de fissure.

En ce qui concerne le mode mixte I/II, il faut faire intervenir la participation de chaque mode. La Figure II.24 schématise le principe de la loi d'interface en mode mixte I/II, où l'évolution de la loi d'interface en fonction du rapport modal dépend du critère de délaminage en mode mixte choisi.

Les critères de délaminage en mode mixte I/II permettent de traduire l'interaction entre les modes élémentaires. Dans les logiciels de calcul, les critères les plus utilisés dans les MZC sont le critère de puissance (Eq.(I.44)) [59] et l'équation (I.45) proposée initialement par Gong et Benzeggagh [21,22] est connu sous le nom de critère B-K [60]:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\eta + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\eta = 1 \quad (\text{II.32})$$

$$G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}}\right)^k \quad (\text{II.33})$$

Où les G_i ($i=I, II$) correspondent aux taux de restitution d'énergie en mode i . G_{iC} est le taux de restitution d'énergie critique en mode i . T signifie le taux de restitution d'énergie critique total en mode mixte. η et k sont des constantes du matériau à déterminer empiriquement.

Dans notre étude, le critère proposé par Gong et Benzeggagh a été appliqué pour simuler le comportement au délaminage du composite testé. Les valeurs mesurées en appliquant la loi de complaisance empirique linéaire en (a^3) sont utilisées comme les caractéristiques de l'interface, nous avons obtenu :

$G_{IC}=0,493 \text{ N/mm}$, $G_{IIC}=1,89 \text{ N/mm}$, $G_{TC}= 1,172 \text{ N/mm}$, $G_{II}/G_I=3/4$, et $k= 0,85508$.

Dans Ls-dyna, les équations (I.44) et (I.45) sont transformées sous la forme suivant:

$$\delta^F = \frac{1 + \beta^2}{A_{TSLC}^*} \left[\left(\frac{T}{G_{IC}}\right)^{XMU} + \left(\frac{\beta^2 S}{G_{IIC}}\right)^{XMU} \right]^{\frac{1}{XMU}} \quad (\text{II.34})$$

$$\delta^F = \frac{1 + \beta^2}{A_{TSLC}^* (T + \beta^2 S)} \left[G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{\beta^2 S}{T + \beta^2 S}\right)^{XMU} \right] \quad (\text{II.35})$$

Où $\beta = \delta_{II}/\delta_I$ est la mixité des modes. T et S sont les contraintes maximales pour le mode I et mode II respectivement. δ_F est le déplacement final. A_{TSLC}^* est l'aire sous la courbe normalisée de la loi d'interface. XMU est un exposant qui est déterminé empiriquement. Les paramètres de référence que nous avons utilisés dans la simulation sont montrés dans le Tableau II.6. Concernant la raideur initiale des éléments cohésifs, $K_0 = 2 \times 10^5 \text{ N/mm}^3$ était proposé pour les tests DCB et ENF. C'est-à-dire, selon d'équation (II.22), le facteur $\mu \approx 45$ pour DCB and $\mu \approx 99$ pour ENF, respectivement.

Tableau II.6 Paramètres de référence dans modèle de zone cohésive

$\sigma_{I,max}$	40MPa	$\sigma_{II,max}$	80MPa
$K_{0,I}$	$2 \times 10^5 \text{N/mm}^3$	$K_{0,II}$	$2 \times 10^5 \text{N/mm}^3$
G_{IC}	0.493N/mm	G_{IIC}	1.89N/mm

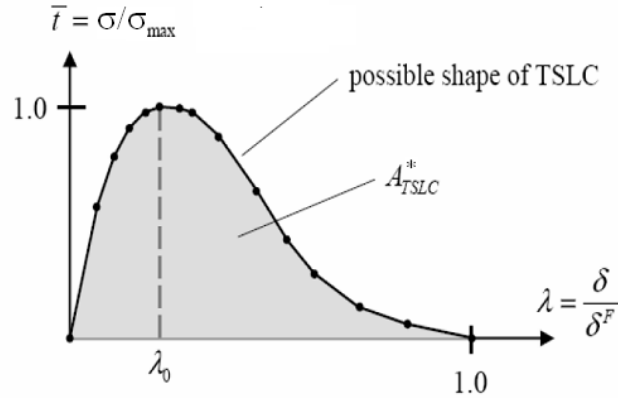


Figure II.23 Loi normalisée d'interface pour le mode pur

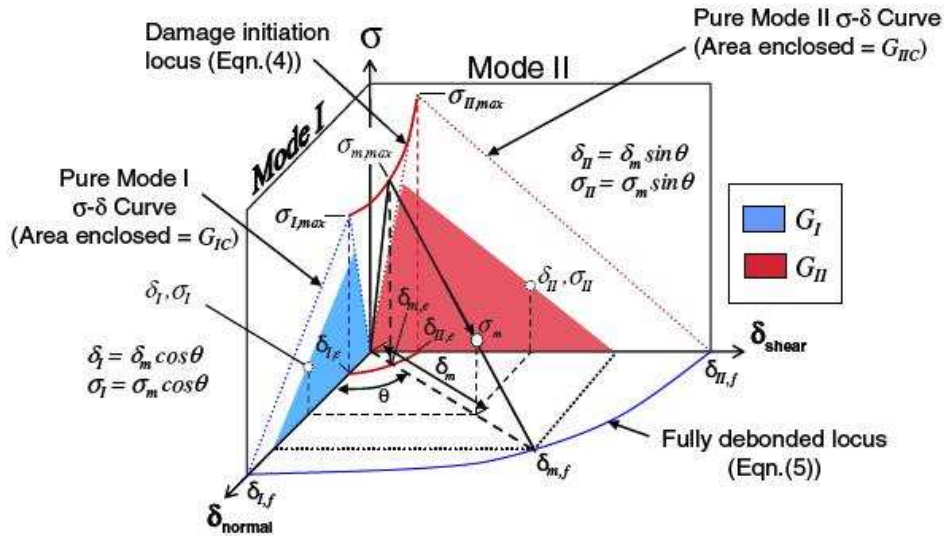
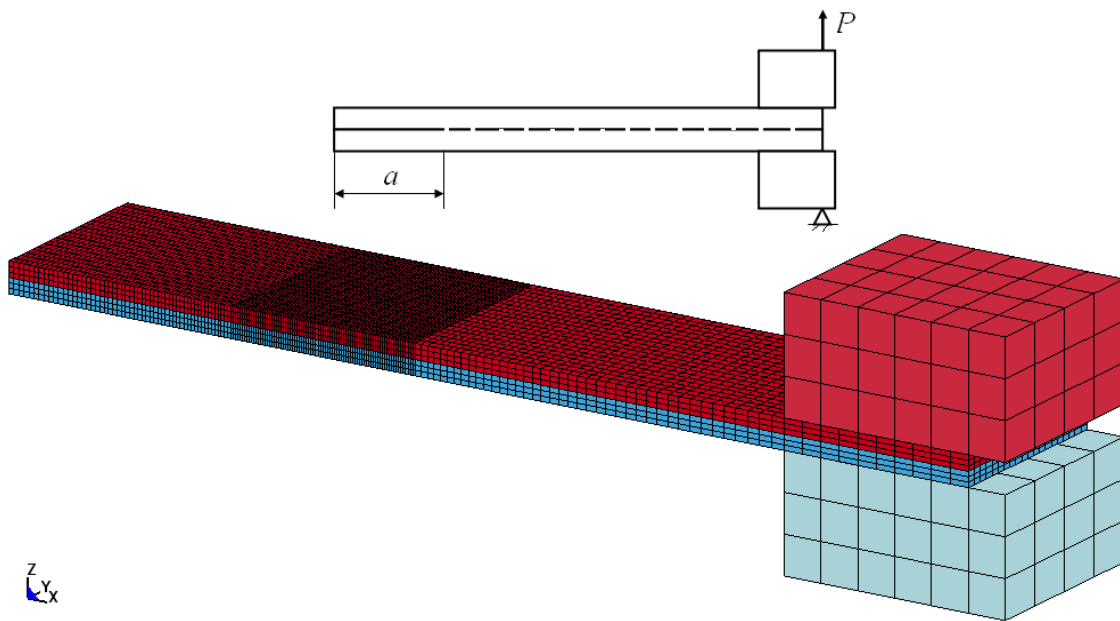


Figure II.24 La loi d'interface pour mode mixte I/II [39]

II.2.3. Corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux

Selon le critère de délaminage (Eq.(II.31)) implanté dans le modèle du matériau MAT059, nous avons d'abord modélisé les essais DCB mode I et ENF mode II sans MZC afin de vérifier si ce critère est capable de décrire le comportement au délaminage du composite. La Figure II.25 montre le maillage et les conditions aux limites du modèle numérique pour les essais DCB et ENF. Afin d'éviter des erreurs causées par un mauvais maillage, nous avons utilisé une taille d'élément égale à 0,25mm et 0,5mm dans une zone devant l'extrémité de la

fissure initiale pour les cas DCB et ENF, respectivement. Les courbes force-déplacement prévues par les modèles numériques sont comparées avec les courbes expérimentales dans la Figure II.26. Nous pouvons observer que malgré une bonne corrélation entre les rigidités numérique et expérimentale de la courbe, quelque soit le mode de sollicitation, la force maximale numérique semble indéterminée par ces modèles. Dans le cas de DCB mode I, le premier pic de la force prévue par le modèle numérique, qui correspond à l'assouplissement rapide du matériau, est autour de 10% supérieure à la force maximale mesurée par l'essai, ensuite la force peut augmenter de façon continue jusqu'à l'arrêt automatique du calcul à cause d'un problème de convergence. En ce qui concerne l'essai ENF mode II, la force augmente également de façon continue jusqu'à l'arrêt du calcul. En fait, ces modèles appliquent les critères de sécurité exprimés par les équations (II.24)-(II.31). Si une des équations est satisfaite dans un élément, les contraintes correspondantes sont annulées pour cet élément. L'élimination complète de l'élément se produit lorsque toutes les contraintes sont annulées. Dans le cas du délaminage, même si l'équation (II.31) est dépassée pour les éléments en fond de fissure, ces éléments résistent toujours à la contrainte dans le sens des fibres. Par conséquent, la propagation de la fissure due à l'élimination de ces éléments n'est pas possible. Cela explique l'augmentation continue de la force. Nous pouvons conclure que les modèles sans MZC ne sont pas capables de décrire le comportement des composites à l'amorçage et à la propagation du délaminage. Par la suite nous avons modélisé les essais de délaminage par les modèles de zone cohésive (MZC).



(a)DCB mode I

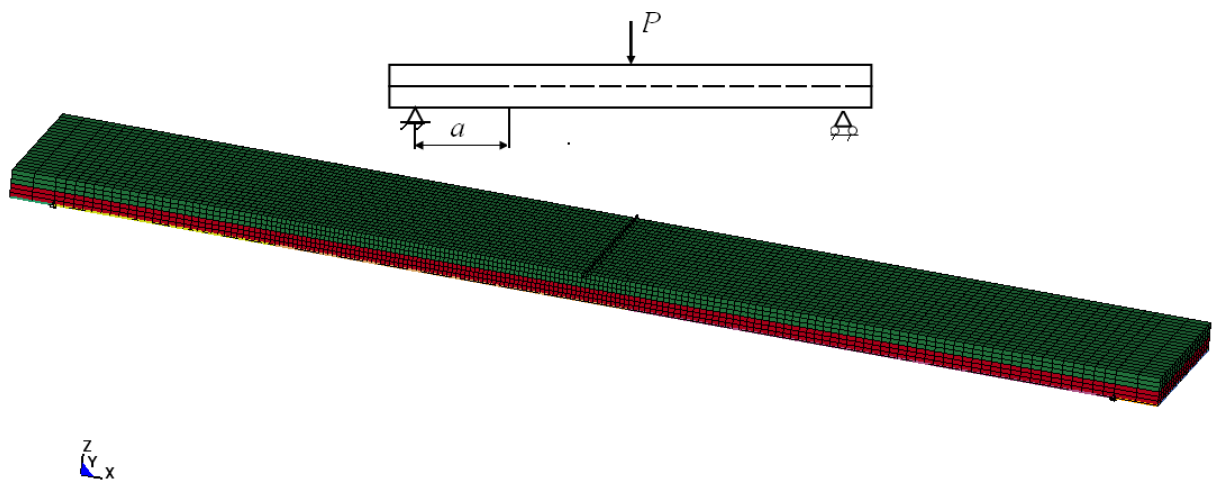
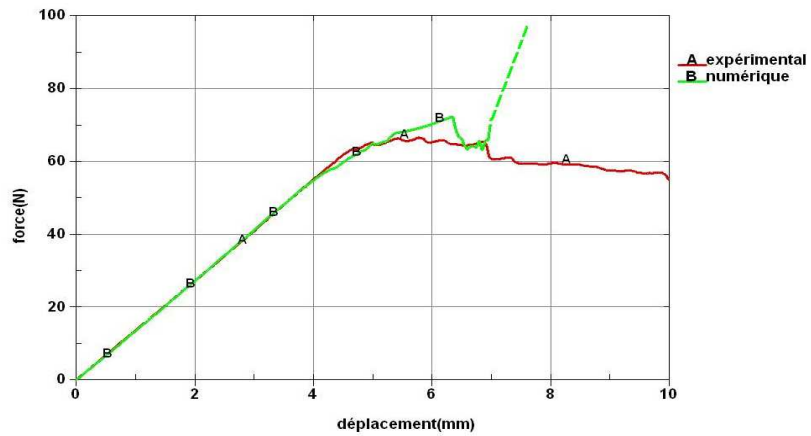
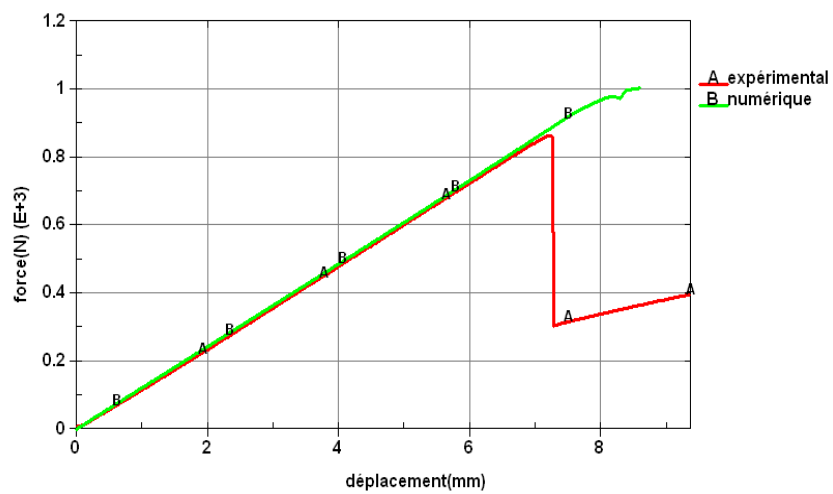


Figure II.25 Maillage et condition limite de modèle numérique



(a) DCB mode I



(b) ENF mode II

Figure II.26 Comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques sans MZC

La validation d'un modèle de zone cohésive appliqué au délaminage des composites passe par le dialogue entre les résultats numériques et expérimentaux. Nous allons dans un premier temps, faire varier divers paramètres utilisés dans les MZC afin d'étudier leur influence sur la précision de la simulation vis-à-vis des mesures expérimentales durant les essais DCB et ENF, puis valider un modèle avec les MZC pour modéliser le comportement au délaminage du composite utilisé. Dans un deuxième temps, le modèle ainsi validé est utilisé pour modéliser les essais MMF afin de tester son applicabilité et sa fiabilité.

II.2.3.1.DCB Mode I et ENF Mode II

Les résultats exposés dans cette partie concernent la modélisation des essais DCB mode I et ENF mode II en faisant varier les paramètres liés aux MZC suivants : la longueur de la zone cohésive, la forme de la loi d'interface TSLC, la raideur initiale d'interface K_0 , et la résistance d'interface σ_{max} .

II.2.3.1.1.Influence de la longueur de la zone cohésive l_{ZC}

La détermination de l_{ZC} est d'une grande importance car elle guide la sélection de la taille des éléments cohésifs. L'expérience montre que si l_{ZC} comprend au moins 3 à 5 éléments [37], le problème de la dépendance du maillage peut être éliminé et la précision de calcul peut être ainsi garantie. En adoptant la loi TSLC bilinéaire, une étude de convergence a été réalisée au sens classique numériquement afin de déterminer précisément la taille des éléments cohésifs, désignée par l_e . Le calcul numérique a été effectué plusieurs fois en raffinant l_e jusqu'à ce que la stabilité de la longueur cohésive soit atteinte. La Figure II.27 compare l_{ZC} obtenue par nos modèles numériques avec l_{ZC} calculé en appliquant l'équation (II.12) et (II.13). Dans le cas de DCB mode I, on voit que $l_e=0,25\text{mm}$ est suffisamment petite pour que l_{ZC} puisse être calculée correctement, car quand $l_e=0,1\text{mm}$, l_{ZC} reste pratiquement inchangée, elle n'est que 4% inférieure à celle obtenue dans le cas $l_e=0,25\text{mm}$. En ce qui concerne ENF mode II, entre $l_e=0,25\text{mm}$ et $l_e=0,5\text{mm}$, l_{ZC} calculé est égal à 3,25mm et 3,5mm respectivement, donc la différence est inférieure à 8%. Par conséquent, $l_e=0,25\text{mm}$ pour DCB mode I et $l_e=0,5\text{mm}$ pour ENF mode II ont été choisies permettant d'avoir 5 éléments et 7 éléments respectivement dans la zone cohésive.

Par contre, les valeurs de l_{ZC} calculées à partir des formules analytiques ne sont pas du tout réalistes. Dans le cas DCB l'équation (II.12) donne une longueur cohésive 50% supérieure à celle obtenue numériquement. Dans le cas ENF, l_{ZC} obtenue à partir de l'équation (II.13) est 212% supérieure à celle obtenue par notre modèle numérique.

Or l'intérêt d'avoir des formules analytiques dans la détermination de l_{ZC} est incontestable, car elles permettent de guider le choix de la taille des éléments cohésifs l_e dans la modélisation. Nous avons donc tenté de corriger ces formules de façon numérique. Notre

travail consiste d'abord, à calculer l_{ZC} avec notre modèle numérique en fonction de la résistance d'interface : σ_{max} , tout en gardant les paramètres physiques constants, tel que le module d'Young effectif, la ténacité du composite : G_c . Ensuite, les résultats sont corrélés en introduisant un facteur de réduction aux formules analytiques proposées par Harper et al [61], c'est-à-dire l'équation (II.12) pour le DCB et l'équation (II.13) pour le cas de ENF. Dans notre cas en prenant ce facteur de réduction égal à 2/3 pour les cas DCB, et 1/2 pour les cas ENF, une bonne corrélation a été constatée sur une plage de variation de σ_{max} entre nos résultats numériques et ceux obtenus par des modèles analytiques modifiés (Figure II.28). Cette plage de corrélation, que ce soit pour les cas DCB ou pour les cas ENF a été volontairement choisie, car elle présente le domaine le plus utilisé dans la modélisation du comportement de l'interface. Par contre, l'applicabilité de ces facteurs de réduction aux autres interfaces reste à vérifier.

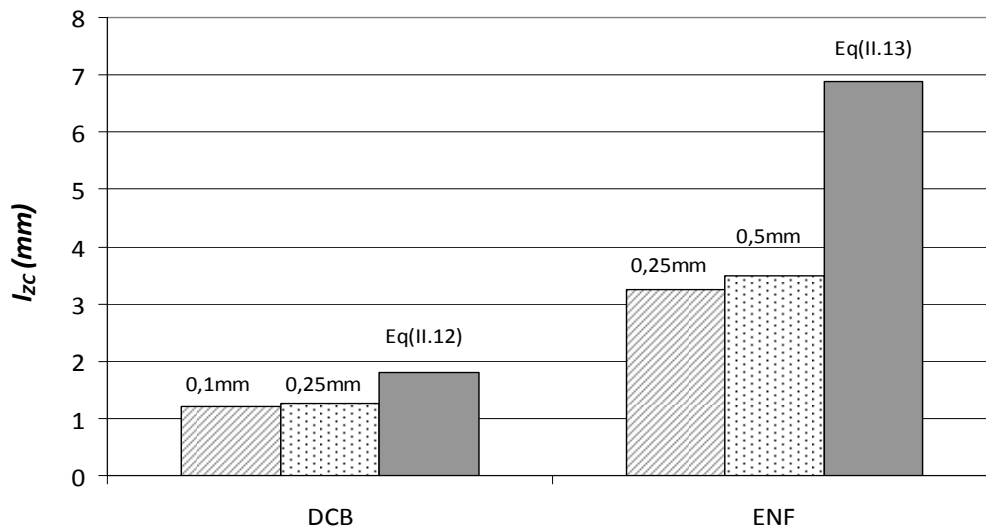
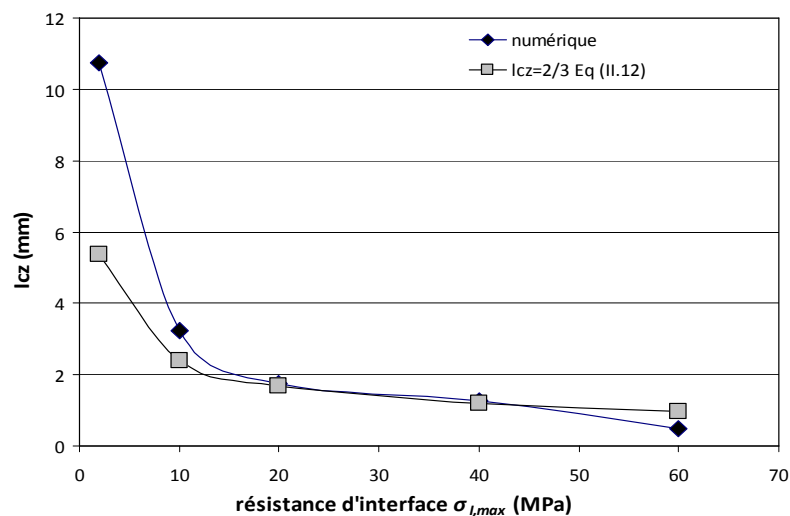
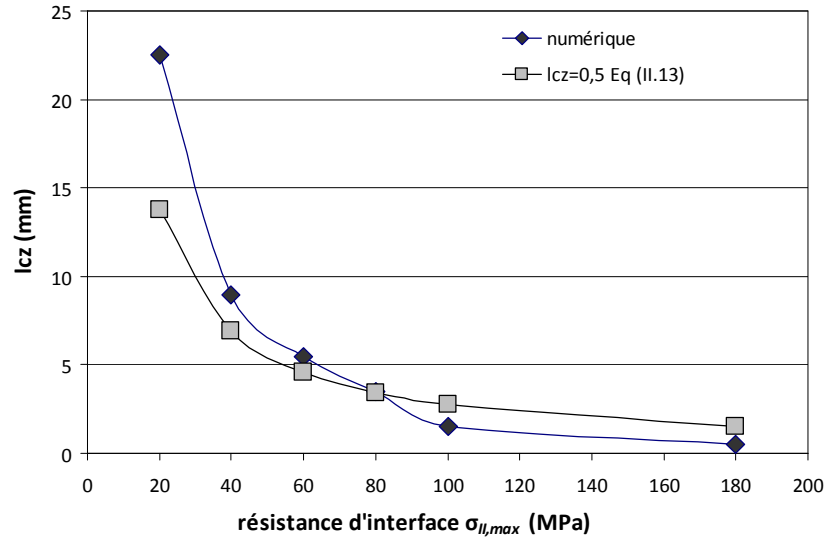


Figure II.27 Comparaison de longueur de zone cohésive



(a)DCB mode I



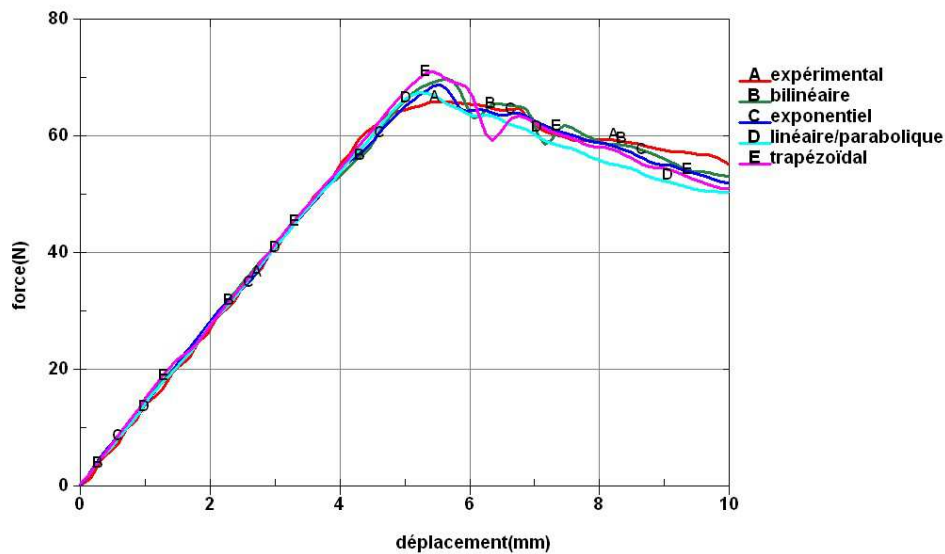
(b)ENF mode II

Figure II.28 Comparaison de l_{zc} déterminées par des modèles analytique modifiés et numérique

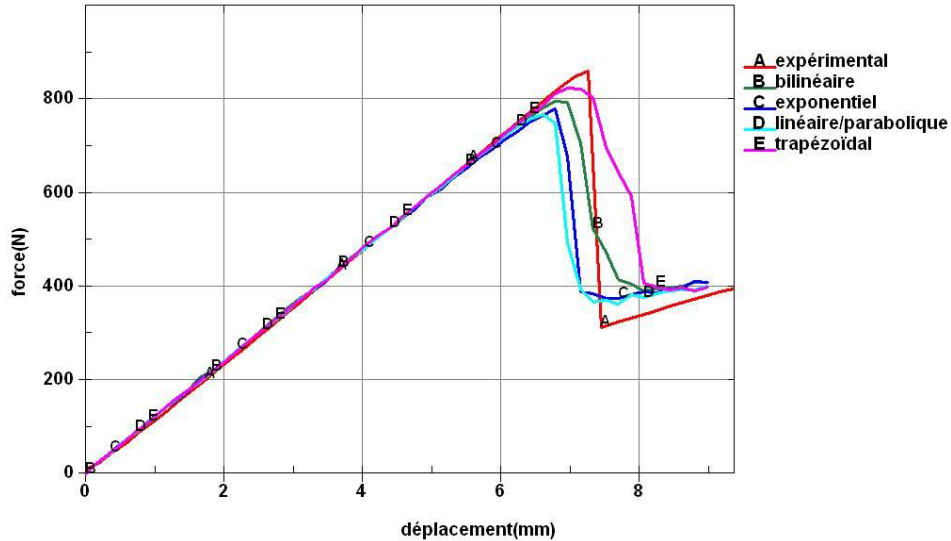
II.2.3.1.2. Influence de la forme de la loi d'interface (TSLC)

Dans l'objectif d'étudier l'influence de la forme de la TSLC sur la qualité de la simulation, nous avons modélisé les essais DCB et ENF avec la TSLC bilinéaire, exponentielle, linéaire/parabolique, trapézoïdale (Eq.(II.15)-(II.18)) tout en gardant les mêmes paramètres liés aux MZC listés dans le Tableau II.6.

Les Figure II.29 comparent les courbes force-déplacement ($F-\delta$) obtenues par la simulation numérique avec la courbe expérimentale.



(a) DCB mode I



(b) ENF mode II

Figure II.29 Influence de la TSLC sur les Courbes F - δ obtenues par la simulation numérique. Il est montré que la forme de la loi d'interface n'a pas d'influence significative sur la rigidité initiale des éprouvettes quelque soit le mode de fissuration, mais leur rôle est plus marqué sur la résistance à la propagation de fissure. On constate que quelque soit le mode de fissuration, la loi trapézoïdale et la loi linéaire-parabolique donnent, respectivement, une valeur maximum et minimum de la force final P_{max} , qui correspond à l'amorçage du délaminage.

II.2.3.1.3. Influence de la raideur d'interface K_0

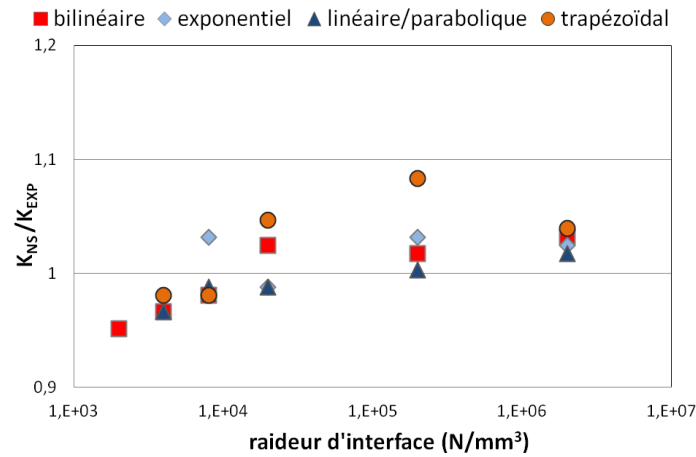
Maintenant, nous voulons connaître l'influence de la raideur d'interface K_0 sur K_{NS} (la rigidité globale de la courbe F - δ) et P_{max} (la force maximale) déterminées par la simulation numérique. Dans cette partie, K_0 varie entre 2×10^3 et $2 \times 10^6 \text{ N/mm}^3$ tout en gardant les autres paramètres constants : $\sigma_{I,max} = 40 \text{ MPa}$ et $G_{IC} = 0,493 \text{ N/mm}$ pour les cas DCB mode I et $\sigma_{II,max} = 80 \text{ MPa}$ et $G_{IIC} = 1,89 \text{ N/mm}$ pour les cas ENF mode II.

K_{NS} et P_{max} obtenues dans notre étude sont présentées dans la Figure II.30 et la Figure II.31 sous forme relative aux valeurs expérimentales correspondantes.

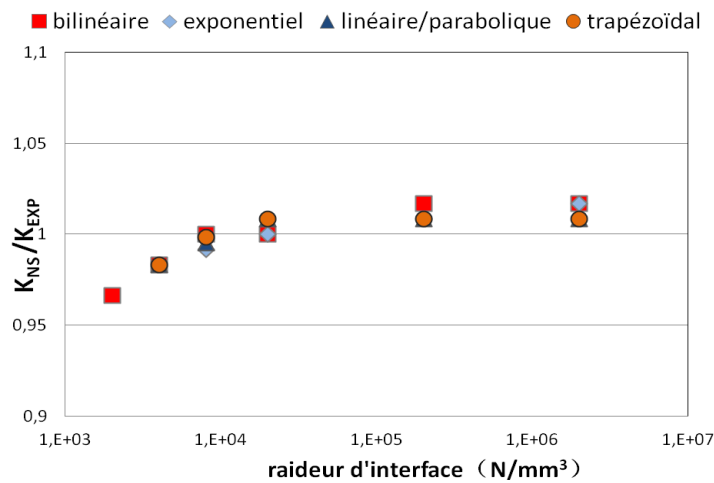
En analysant les résultats de (K_{NS}/K_{EXP}) illustrés par la Figure II.30, on voit que (K_{NS}/K_{EXP}) augmente d'abord avec K_0 . Il devient quasiment constant dès que K_0 atteint une valeur proche de $2 \times 10^4 \text{ N/mm}^3$. (K_{NS}/K_{EXP}) se stabilise autour de 1,0 pour les deux cas. L'influence de la forme de la loi d'interface devient plus prononcée quand K_0 augmente, notamment dans les cas DCB.

Quant à (P_{MAX}/P_{EXP}) , la force maximale prévue par la simulation relative à la force expérimentale, sa variation en fonction de K_0 suit la même tendance que (K_{NS}/K_{EXP}) (Figure

II.31). Cependant, la stabilité de (P_{MAX}/P_{EXP}) arrive plus tard autour de $K_0=2 \times 10^5$ dans le cas DCB. Dans le cas d'ENF, (P_{MAX}/P_{EXP}) diminue d'abord et puis se stabilise autour de $K_0=2 \times 10^5$ pour la loi exponentielle. Elle n'a pas la même tendance que les trois autres lois. Par ailleurs, la dépendance de la forme de la loi d'interface de (P_{MAX}/P_{EXP}) est autant plus marquée si K_0 augmente. Dans les cas d'ENF, cette dépendance de (P_{MAX}/P_{EXP}) paraît beaucoup plus accentuée que pour (K_{NS}/K_{EXP}) .

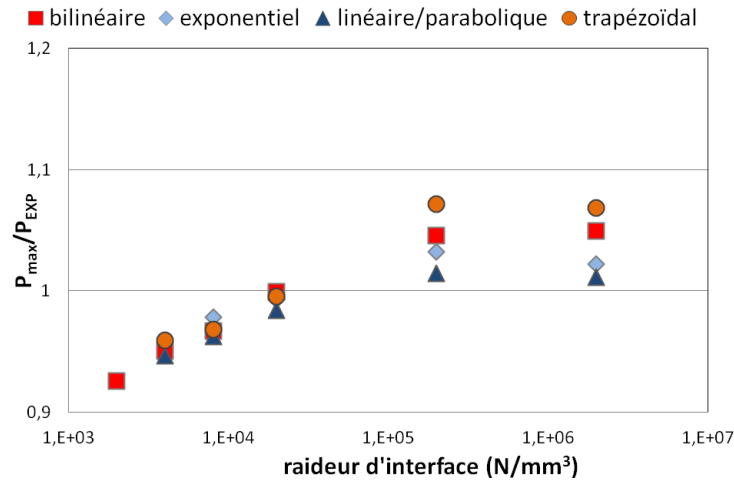


(a) DCB mode I

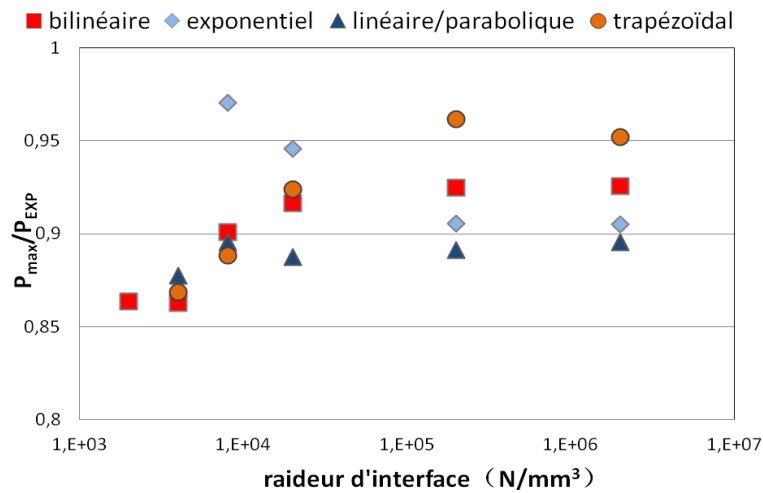


(b) ENF mode II

Figure II.30 Influence de la raideur d'interface K_0 sur la rigidité normalisée K_{NS}/K_{exp}



(a) DCB mode I

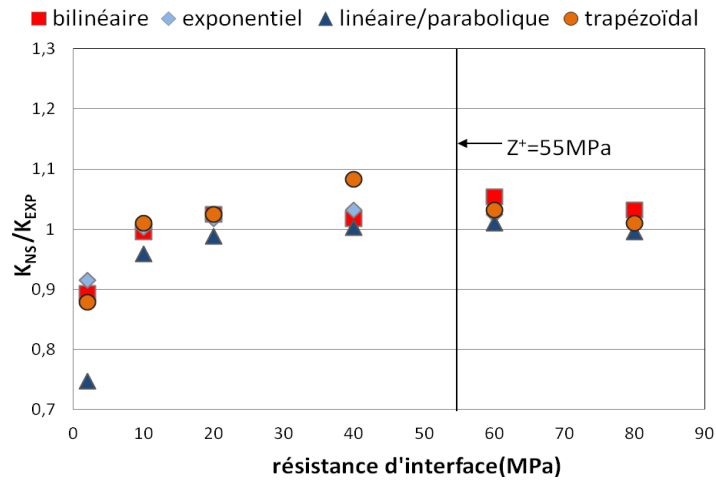


(b) ENF mode II

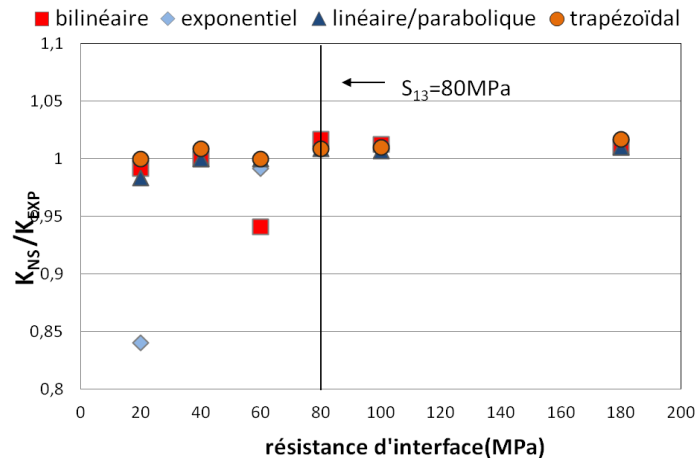
Figure II.31 Influence de la raideur d'interface K_0 sur la force maximale normalisée P_{ma}/P_{exp}

II.2.3.1.4. Influence de la résistance d'interface σ_{max}

Pour étudier l'influence de σ_{max} , nous avons fait varier sa valeur entre 2MPa et 80MPa en gardant la même valeur de G_C et K_0 listées dans le Tableau II.6 ($K_0=2 \times 10^5 \text{ N/mm}^3$ pour DCB et ENF). L'effet de la résistance d'interface σ_{max} sur K_{NS} et P_{max} obtenue par la simulation numérique, est illustré par les Figure II.32 et Figure II.33, où K_{NS} et P_{max} sont normalisées par les valeurs expérimentales correspondantes.

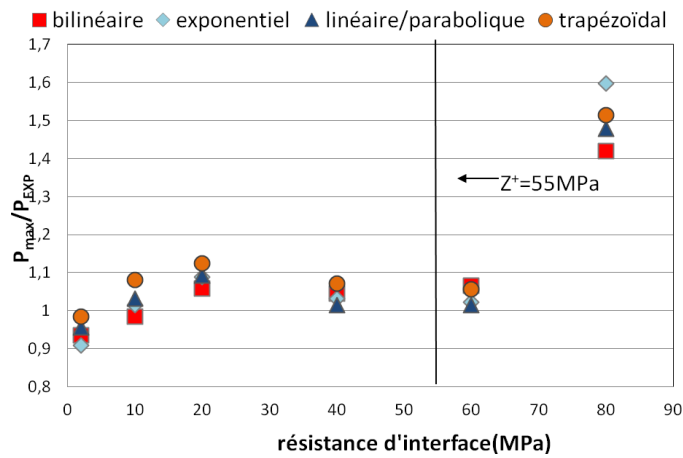


(a) DCB mode I

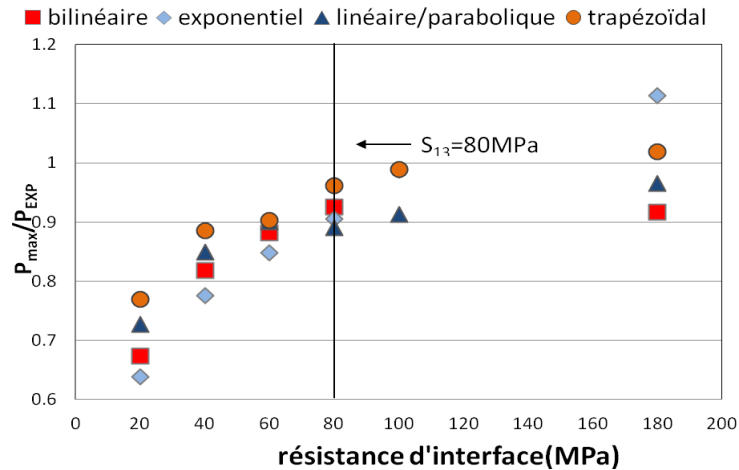


(b) ENF mode II

Figure II.32 Influence de la résistance d'interface σ_{max} sur la rigidité normalisée K_{NS}/K_{exp}



(a) DCB mode I



(b) ENF mode II

Figure II.33 Influence de la résistance d'interface σ_{max} sur la force maximale normalisée (P_{max}/P_{exp})

Il est démontré que (K_{NS}/K_{EXP}) n'est sensible ni à la variation de σ_{max} , ni à la forme de la loi de séparation, excepté dans quelques cas particuliers. En outre, la loi linéaire-parabolique et la loi exponentielle donne quasiment toujours la valeur la plus faible de (K_{NS}/K_{EXP}) , dans le cas de DCB et ENF respectivement. Quand la résistance d'interface σ_{max} devient très faible, ces lois fournissent la valeur de K_{NS} 15 à 20% moins importante que la valeur expérimentale K_{EXP} .

En ce qui concerne la valeur de (P_{MAX}/P_{EXP}) , la dépendance de la forme de la loi d'interface paraît plus prononcée si la résistance d'interface σ_{max} est élevée (Figure II.33). Dans le cas de DCB, la variation de (P_{MAX}/P_{EXP}) en fonction de σ_{max} reste relativement limitée jusqu'à une valeur de σ_{max} très élevée, où la charge maximale a été surestimée par les simulations. La surestimation de P_{max} pourrait être due aux erreurs de calcul. Selon les équations (II.12) et (II.13), la longueur de la zone cohésive l_{ZC} diminue avec l'augmentation de σ_{max} dans le cas où l'on garde la ténacité du matériau constante. Si le nombre d'éléments dans l_{ZC} est trop faible, le calcul n'est pas du tout précis. Dans le cas ENF, (P_{MAX}/P_{EXP}) augmente de façon continue, il n'existe pas de niveau stable pour la plupart des lois d'interface testées. Dans les deux cas, les résultats avec une loi exponentielle sont plus sensibles à la résistance d'interface par rapport aux trois autres lois.

Théoriquement, certaines résistances du composite dans le sens de l'épaisseur doivent dépendre du comportement de l'interface entre les plis. Comme le critère de délaminage basé sur le calcul des contraintes exprimé par l'équation II.31, Z^+ , S_{13} et S_{23} correspondent à la résistance au délaminage en mode I, mode II et mode III. Les valeurs de Z^+ et S_{13} du composite sont reportées sur les Figure II.32 et Figure II.33. Il est intéressant de noter que si la résistance d'interface est réglée autour de Z^+ pour le mode I et autour de S_{13} pour le mode II, les résultats de la simulation sont relativement proches des résultats expérimentaux.

II.2.3.2.Mode mixte MMF

Dans le cas de DCB et ENF, nous avons choisi la taille d'élément égal à 0,25mm et 0,5mm respectivement. Pour le cas de MMF, nous avons choisi une taille d'élément qui est le minimum de celle prise pour le mode pur dans la zone de l'extrémité de la fissure initiale. La loi bilinéaire d'interface est utilisée dans cette section. Nous avons modélisé une éprouvette ayant une fissure initiale de 26 mm. La Figure II.34 montre le maillage et les conditions aux limites du modèle numérique pour le cas MMF.

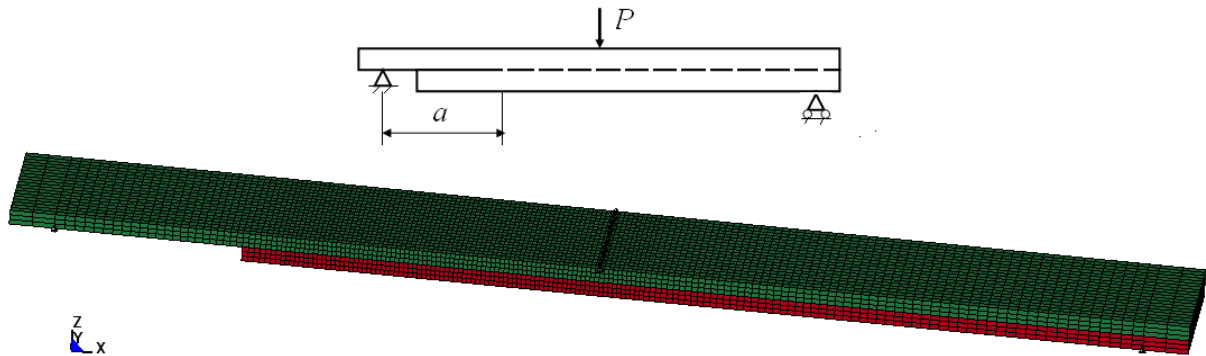


Figure II.34 Maillage et conditions aux limites du modèle numérique pour le cas MMF

II.2.3.2.1. Influence de la résistance d'interface en traction $\sigma_{I,max}$

Afin d'étudier l'influence de la résistance d'interface en traction $\sigma_{I,max}$ sur le mode mixte, nous avons fait varier $\sigma_{I,max}$ entre 20MPa et 60MPa en gardant la rigidité d'interface K_0 et la résistance d'interface en cisaillement S constante ($K_0=2 \times 10^5 N/mm^3$, $S=80MPa$). Nous avons comparé les résultats numériques de la courbe force-déplacement avec les résultats expérimentaux dans la Figure II.35. Comme dans le cas DCB, la résistance d'interface $\sigma_{I,max}$ n'a pas d'influence importante sur la force maximale, ni sur la raideur de la courbe pour le mode mixte.

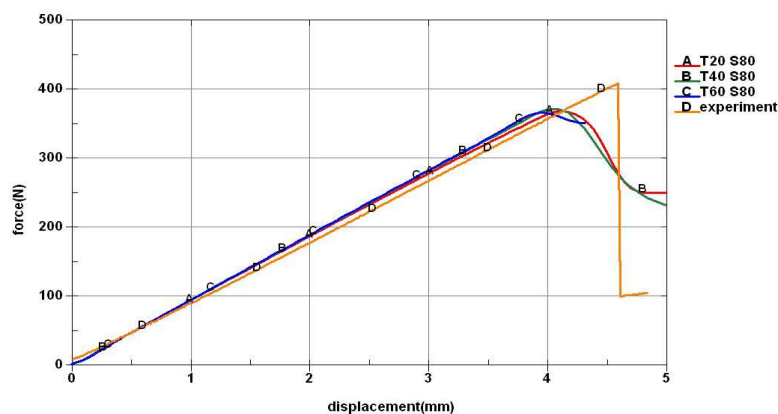


Figure II.35 Influence de la résistance d'interface en traction $\sigma_{I,max}$ sur mode mixte

II.2.3.2.2. Influence de la résistance d'interface en cisaillement $\sigma_{II,max}$

Maintenant, nous voulons connaître l'influence de la résistance d'interface en cisaillement $\sigma_{II,max}$ sur le mode mixte. De la même façon que précédemment, la simulation numérique a été réalisée en gardant la rigidité d'interface K et la résistance en traction T constante ($K_0=2 \times 10^5 \text{ N/mm}^3$, $T=40 \text{ MPa}$) et en faisant varier $\sigma_{II,max}$ de 40 à 80 MPa. L'effet de la résistance d'interface en cisaillement $\sigma_{II,max}$ sur K_{NS} et P_{max} sur le comportement au délaminage en mode mixte simulé par le modèle est illustré par la Figure II.36. A titre de comparaison, la courbe expérimentale a été aussi reportée sur la même figure. Il est démontré que la raideur de la courbe force-déplacement K_{NS} n'est pas sensible à la variation de $\sigma_{II,max}$, car les trois courbes de simulation ont la même raideur. Mais la force maximale P_{max} augmente avec la résistance d'interface en cisaillement $\sigma_{II,max}$.

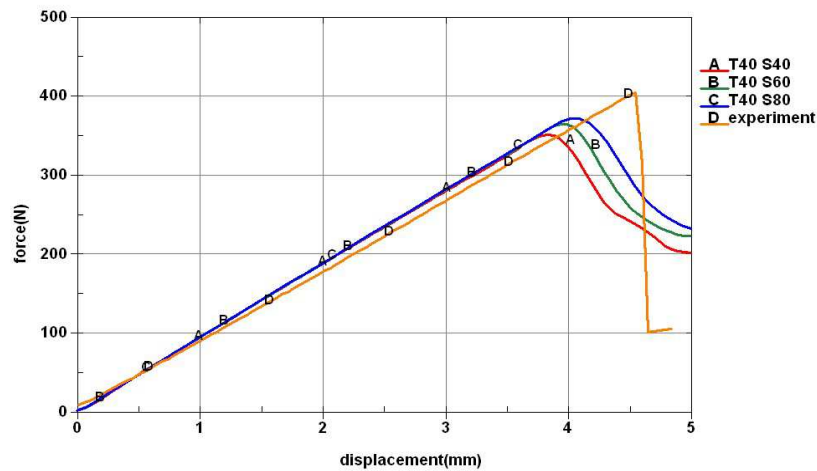


Figure II.36 Influence de la résistance interfaciale en cisaillement $\sigma_{II,max}$ sur mode mixte

II.2.3.2.3. Influence du rapport $\sigma_{II,max}/\sigma_{I,max}$

La formulation proposée par Turon et al (Eq.(II.36)) permet de garantir un bon choix pour la rigidité et pour la résistance d'interface en mode I et en mode II afin d'obtenir une bonne qualité de simulation [62]. Afin de tester l'efficacité de cette formule, en gardant la même valeur de $K_{I,0}$ et $K_{II,0}$, $G_{IC}=0,493 \text{ N/mm}$, $G_{IIC}=1,89 \text{ N/mm}$, le ratio entre la résistance en traction et la résistance en cisaillement est approximativement de 2 selon l'équation (II.36).

$$\frac{K_{II,0}}{K_{I,0}} = \frac{G_{IC}}{G_{IIC}} \left(\frac{\sigma_{\max,II}}{\sigma_{\max,I}} \right)^2 \quad (\text{II.36})$$

Les essais MMF sont donc simulés par différentes valeurs de $\sigma_{I,max}$ et $\sigma_{II,max}$ tout en gardant $\sigma_{II,max}/\sigma_{I,max}=2$. A partir des résultats illustrés dans le Figure II.37, nous voyons que le résultat n'est plus sensible à la variation absolue des résistances de $\sigma_{I,max}$ et $\sigma_{II,max}$ si le ratio entre ces deux dernières reste constant. On observe une très bonne concordance entre la rigidité de

l'éprouvette obtenue par les modèles numériques et la rigidité expérimentale. La force maximale prévue par les modèles numériques est environ 7% plus faible que la force expérimentale. Par contre, la force maximale prévue par la modélisation numérique est d'autant plus faible par rapport à la force expérimentale que le ratio $\sigma_{II,max}/\sigma_{I,max}$ s'éloigne de la valeur optimale de 2 (Figure II.36).

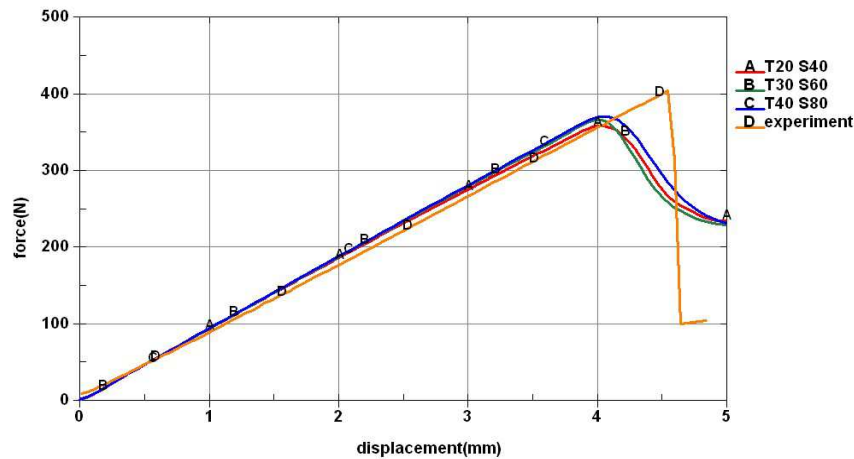


Figure II.37 Influence du ratio $\sigma_{II,max}/\sigma_{I,max}$ sur la simulation du comportement au délaminage en mode mixte

II.3. Conclusions

Dans ce chapitre, une étude expérimentale du délaminage en mode I, mode II et mode-mixte I-II a été réalisée sur les éprouvettes en Carbone/Epoxyde (T600S/41% R368-1). Les essais de délaminage du type DCB mode I, ENF mode II et MMF mode mixte I/II sont effectués d'abord afin de déterminer les ténacités du composite en terme de taux de restitution d'énergie critique, où plusieurs méthodes de dépouillement de résultats, basées sur la théorie classique des poutres et sur la calibration expérimentale des complaisances, ont été utilisées. Les résultats obtenus permettent de conclure que :

- Dans la détermination de la ténacité du composite, la calibration des complaisances basée sur la théorie classique des poutres est aussi fiable que les modèles empiriques, tel que la loi de Berry et la loi linéaire en (a^3) ;
- Si le critère en mode mixte suivant est adopté : $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$, les caractéristiques du composite utilisés dans notre étude ont été mesurées comme suit :

$$G_{IC} = 0,493 \text{ N/mm}, G_{IIC} = 1,89 \text{ N/mm}, G_{TC} = 1,17 \text{ N/mm} \text{ et } k = 0,85508.$$

La modélisation numérique de ces essais, par la méthode des éléments finis à l'aide du logiciel Ls-dyna, utilise les modèles de zones cohésives (MZC), qui sont considérés comme l'approche numérique la plus adaptée pour décrire l'amorçage et la propagation du délaminage dans une structure en composite stratifié. La comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques permet, d'une part d'établir et de valider un modèle numérique robuste et fiable pour prévoir le comportement au délaminage du composite ; d'autre part, d'identifier l'influence de divers paramètres liés aux MZC sur la qualité de la simulation numérique. Il est démontré que le comportement au délaminage du composite ne peut pas être simulé correctement sans les MZC. Les conclusions obtenues sur la modélisation numérique en appliquant les modèles de zones cohésives au plan de délaminage peuvent se résumer ainsi :

- Les modèles proposés dans la littérature surestiment la longueur de la zone cohésive : l_{ZC} . Basé sur nos résultats numériques, nous avons proposé une correction de ces modèles en introduisant un facteur de réduction correctif, qui a été évalué à 2/3 pour les cas de DCB mode I et à 1/2 pour les cas de ENF mode II pur. En ce qui concerne le mode mixte, le choix de la taille des éléments cohésifs devrait se référer à la longueur cohésive la plus petite de celles déterminées pour le mode I et II ;
- Afin de garantir de bons résultats de simulation, il vaudrait mieux placer au moins 3 éléments dans l_{ZC} ;
- La forme de la loi d'interface (TSLC) n'a qu'un effet très faible sur la rigidité des éprouvettes prévue par la simulation numérique dans les cas DCB et ENF ; tandis que la force maximale : P_{max} obtenue par la simulation peut être impactée de façon non négligeable par le choix de la forme TSLC. La loi trapézoïdale et linéaire parabolique donne la valeur maximale et minimale de P_{max} dans la majorité des cas. Une précaution devrait être prise si la loi exponentielle devait être utilisée dans les modèles de zone cohésive ;
- La raideur d'interface : K_0 doit être définie ni trop grande ni trop petite. Dans les cas de DCB et ENF, la rigidité des éprouvettes et la force maximale augmente d'abord avec la raideur d'interface, puis ces valeurs restent stables autour de $K_0=2 \times 10^4 \text{ N/mm}^3$ et $K_0=2 \times 10^5 \text{ N/mm}^3$, respectivement ;
- Dans les cas de DCB, les résultats numériques sont pratiquement indépendants de la résistance $\sigma_{I,max}$ s'il y a plus de 3 éléments dans la longueur de la zone cohésive ;
- Dans les cas d'ENF, la rigidité reste presque stable en changeant de $\sigma_{II,max}$; mais la force maximale augmente en fonction de $\sigma_{II,max}$, elle atteint un niveau stable autour de $\sigma_{II,max} \approx S_{I3}$;

- En ce qui concerne les cas de MMF, la résistance d'interface en mode I : $\sigma_{I,max}$ n'a pas d'influence importante sur la force à rupture, mais cette dernière augmente en fonction de la résistance d'interface en mode II : $\sigma_{II,max}$. Par contre, la rigidité des éprouvettes semble insensible à la variation de $\sigma_{I,max}$ et/ou de $\sigma_{II,max}$. En réalité si le ratio $\sigma_{I,max}/\sigma_{II,max}$ reste constant, les résultats de la simulation restent presque invariants quelque soit la valeur absolue de $\sigma_{I,max}$ et $\sigma_{II,max}$. L'optimisation des choix des paramètres liés aux MZC selon la formule suivante proposée par Turon et al [57] semble pratique et efficace :

$$\frac{K_{II,0}}{K_{I,0}} = \frac{G_{IC}}{G_{IIC}} \left(\frac{\sigma_{max,II}}{\sigma_{max,I}} \right)^2$$

Chapitre III. Étude de la rupture par fissuration de joints collés

Dans cette partie, nous allons présenter les travaux effectués sur les joints collés entre deux stratifiés unidirectionnels réalisés avec l'adhésif époxyde Araldite 2015. Les joints préfissurés sont testés par les mêmes essais de fissuration que ceux décrits dans la partie précédente : DCB mode I, ENF mode II et MMF mode mixte I+II. Les ténacités mesurées à partir des joints collés sont nécessaires pour mener à bien le dimensionnement du collage de patches externes en s'appuyant sur des calculs numériques. En outre, le comportement à la rupture par fissuration des joints sera simulé par des modèles de zones cohésives afin d'établir un modèle qui sera validé par une corrélation numérique/expérimentale.

III.1.Essais de fissuration

Les éprouvettes sont préparées à partir de deux stratifiés unidirectionnels composés de 8 plis élémentaires en préimprégné carbone/époxyde (STRUCTIL CTE2 17, référence: T600S/41% R368-1). Avant le collage, les surfaces de ces derniers sont poncées puis nettoyées avec de l'acétone. Une couche d'adhésif est ensuite appliquée sur une des deux surfaces préparées. Afin de créer une fissure artificielle, à partir de laquelle la propagation se produira, un film polyester de 15 μm est inséré sur une partie de la plaque, entre la surface d'un substrat et la couche de colle. La polymérisation de l'adhésif est réalisée en appliquant une température de 50°C pendant deux heures. L'épaisseur du joint de 0,2 mm est garantie par des cales placées entre deux plaques en stratifié aux bords de la préparation. Les éprouvettes sont finalement découpées selon une dimension voulue : la largeur b est de 20 mm et la longueur initiale de fissure a varie entre 25 et 70 mm. L'épaisseur de chaque substrat h est autour de 1,55 mm. Les essais sont réalisés dans les mêmes conditions que ceux décrits dans le chapitre précédent.

III.1.1. DCB Mode I

La géométrie de l'éprouvette pour l'essai DCB est schématisée à la Figure III.1.

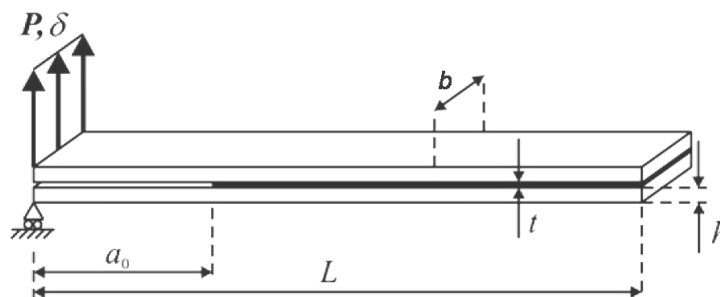


Figure III.1 Configuration de l'essai DCB

- **Courbes charge-déplacement**

Figure III.2 montre les courbes charge-déplacement relevées pour les éprouvettes de type DCB dont les longueurs initiales de fissure sont d'environ 40 mm. Une bonne répétitivité a été observée. Il est montré que la force augmente initialement de façon linéaire avec le déplacement imposé jusqu'à démarrage de la propagation de la fissure. Après cela, un comportement non linéaire a été observé. En comparant avec les courbes force-déplacement des éprouvettes DCB pour le délaminage sans adhésif, qui sont plutôt linéaires jusqu'à la force maximale, on peut penser que l'amorçage de la propagation de la fissure au joint collé peut s'accompagner d'une déformation plastique. En effet, l'adhésif utilisé est connu pour son comportement ductile. La propagation de la fissure dans ces essais est lente et stable.

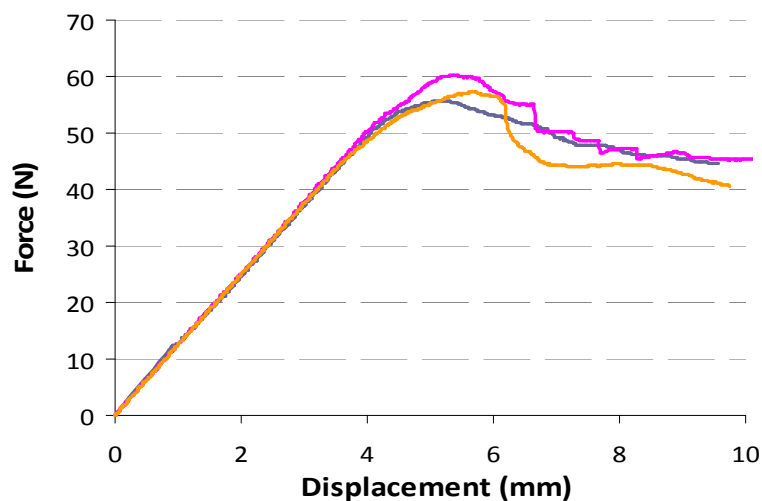


Figure III.2 Courbes expérimentales force-déplacement des éprouvettes DCB

- **Taux de restitution d'énergie critique des éprouvettes DCB**

La force correspondant au début de la non linéarité de la courbe force-déplacement est considérée comme la force critique pour déterminer la ténacité du joint collé.

Trois méthodes de calibration de complaisances des éprouvettes sont utilisées à titre de comparaison : la méthode basée sur la théorie des poutres, la loi de Berry et la loi linéaire en (a^3) . Ces deux dernières sont basées sur la mesure des complaisances des éprouvettes (Figure III.3). Les complaisances mesurées sont ensuite utilisées pour l'interpolation empirique selon la loi de Berry (Figure III.4) ou selon la loi linéaire en (a^3) (Figure III.5).

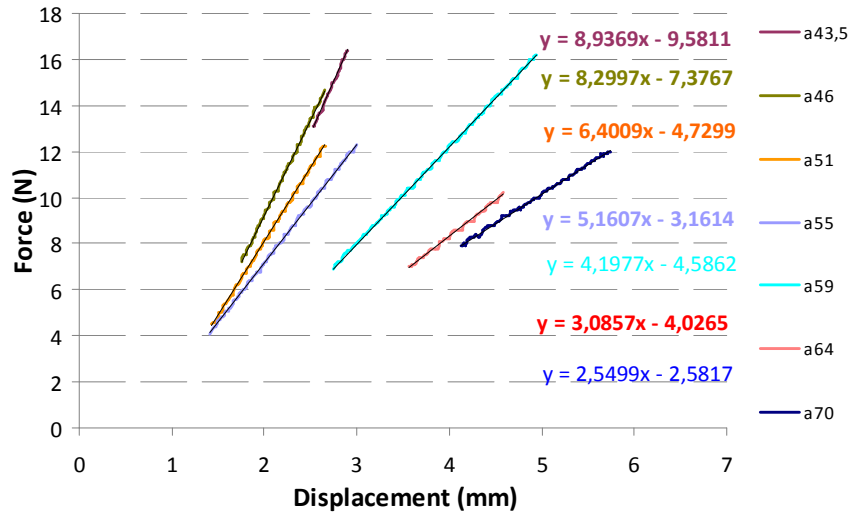


Figure III.3 Mesure de la complaisance des éprouvettes ayant un joint collé du type DCB

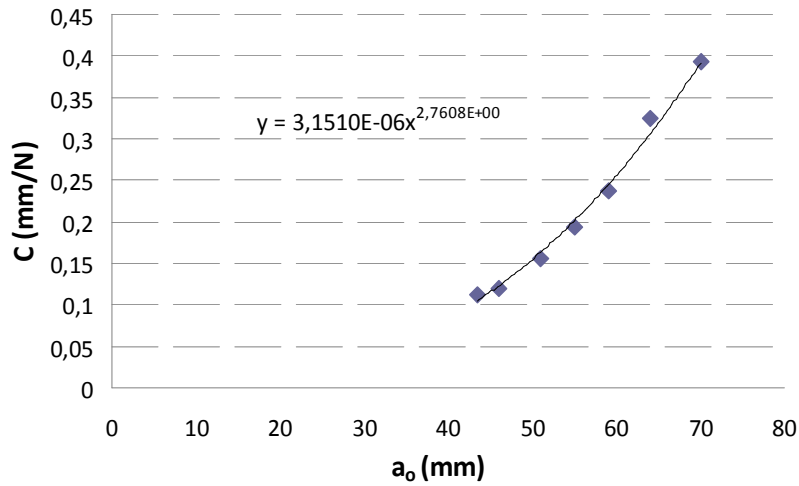


Figure III.4 Interpolation de C par la loi de Berry en fonction de la longueur de fissure initiale :

a_0

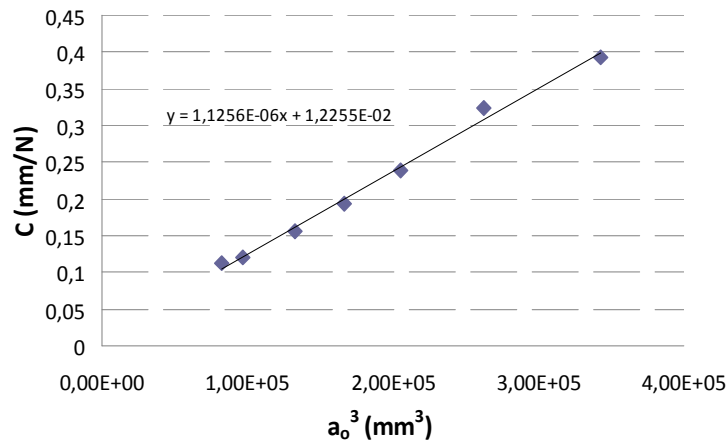


Figure III.5 Interpolation de C en fonction de (a_0^3) dans les cas DCB mode I

Le taux de restitution d'énergie critique G_{IC} est finalement déterminé par les équations II.4, II.6 et II.8. Les résultats obtenus sont présentés dans le Tableau III.1. Comme ces valeurs sont obtenues sur les éprouvettes en composite sans adhésif, les résultats issus des lois empiriques sont inférieurs à ceux venant de la loi théorique : l'équation II.8 donne une valeur de G_{IC} de 13% inférieure à celle venant de l'équation II.4.

Tableau III.1 Comparaison des résultats de G_{IC} du joint collé en mode I pur

DCB	Eq II-4	Eq II-6	Eq II-8
G_{IC} (N/m)	Théorie des poutres	Loi de Berry	Loi linéaire en a^3
Moyenne	408,8	382,0	357,6
Ecart type	40,9	20,6	23,4
Coeff var (%)	10,0	5,4	6,5

III.1.2. ENF Mode II

- **Courbes charge-déplacement**

La Figure III.6 montre la géométrie de l'éprouvette de l'essai ENF. La Figure III.7 illustre les courbes charge-déplacement relevées pour les éprouvettes de type ENF ayant une fissure de longueur initiale d'environ 25 mm. Plusieurs aspects du comportement de celles-ci sont mis en évidence.

A la différence des essais ENF effectués sur les éprouvettes en composites sans adhésif, les courbes force-déplacement ne sont pas tout à fait linéaire jusqu'à la force maximale. Un assouplissement progressif des éprouvettes est observé avant la propagation de la fissure instable. En effet, il est difficile de savoir quand la fissure commence à se propager, car la non linéarité de la courbe peut résulter non seulement de l'amorçage de la propagation de la fissure, mais également de la déformation plastique du joint collé. Il est donc décidé que la force correspondant au 5% de baisse du coefficient directeur de la courbe force-déplacement est considérée comme étant dû à l'amorçage de la propagation de la fissure. La propagation rapide de la fissure à la force maximale s'est produite de façon beaucoup moins brutale que dans les cas ENF pour l'étude du délaminage.

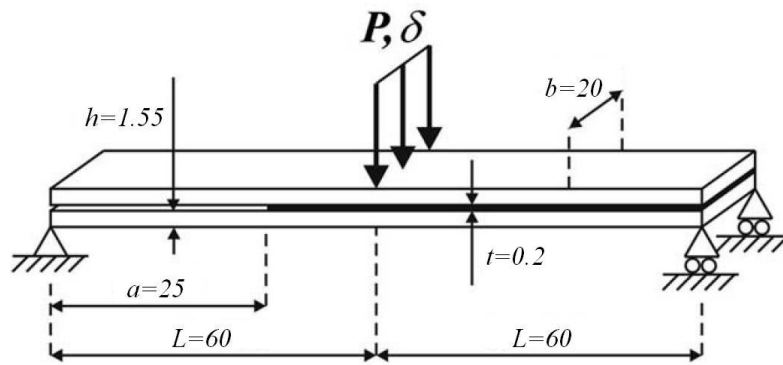


Figure III.6 Configuration de l'essai ENF

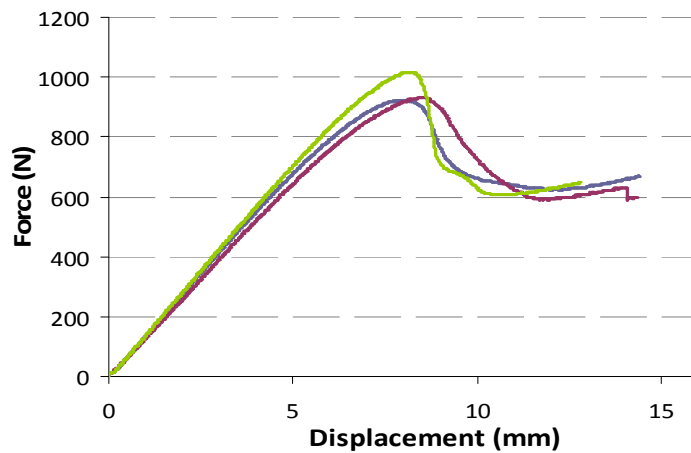


Figure III.7 Courbes expérimentales force-déplacement des éprouvettes ENF

Un autre phénomène observé au cours des essais mérite d'être soulevé : la propagation de la fissure se situe toujours entre le joint et la surface du bras supérieur, quelque soit la position initiale de l'insert (Figure III.8). Ceci signifie que la contrainte de cisaillement combinée avec la contrainte de flexion qui crée une traction en surface du bras supérieur favorise la propagation de la fissure plus que la compression en surface du bras inférieur.

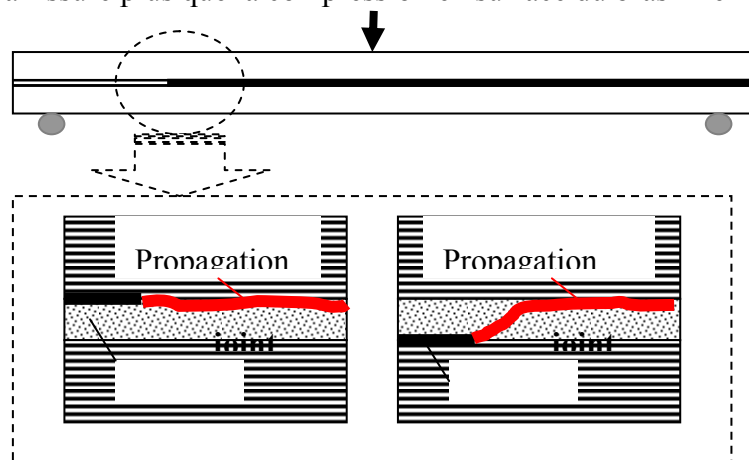


Figure III.8 Propagation de la fissure dans les éprouvettes ENF

- **Taux de restitution d'énergie critique des éprouvettes ENF**

Afin d'obtenir la variation de la complaisance : C , en fonction de la longueur de fissure initiale : a , un cycle de charge-décharge sur chaque éprouvette dans le domaine linéaire est répété en faisant varier a sur chaque cycle (Figure III.9). Les complaisances ainsi mesurées sont utilisées pour établir la loi de complaisance empirique linéaire en (a^3) (Figure III.10). Nous pouvons donc déterminer la ténacité du joint : G_{IIc} avec le modèle théorique (Eq.II.9) et celui décrit par l'équation II.8.

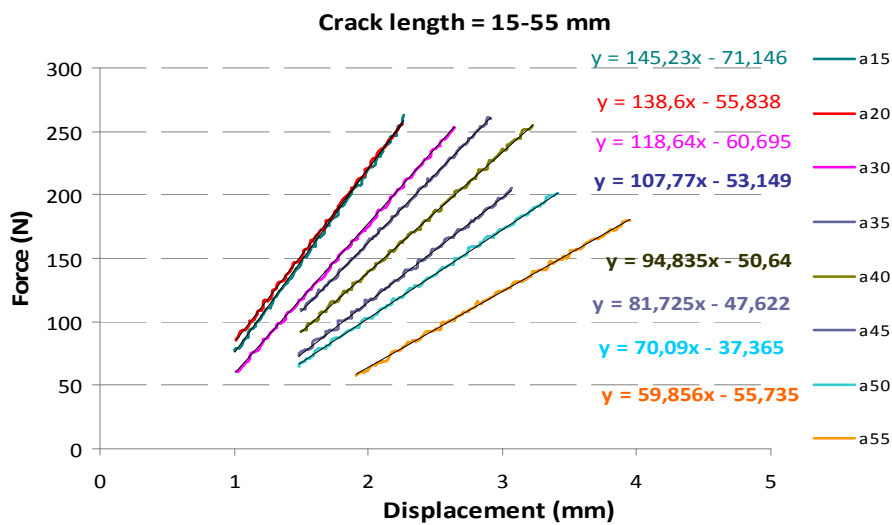


Figure III.9 Mesure de la complaisance des éprouvettes ayant un joint collé du type DCB

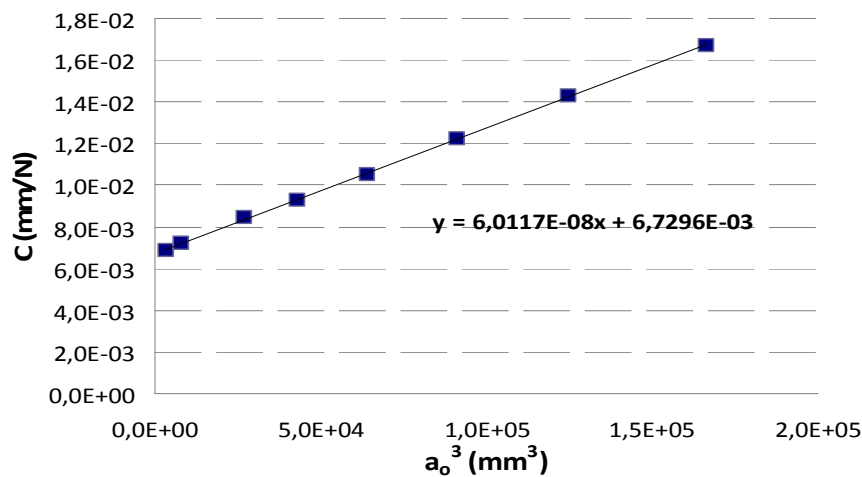


Figure III.10 Interpolation de C en fonction de (a_0^3) dans les cas ENF mode II

Le Tableau III.2 résume les résultats sur G_{IIc} du joint collé obtenus par la calibration théorique et empirique. On remarque une différence importante : la valeur de G_{IIc} obtenue à partir de la calibration empirique est 30% supérieure à celle basée sur la théorie des poutres. Cela est probablement dû au comportement non linéaire du joint collé.

Tableau III.2 Comparaison des résultats de G_{IIC} du joint collé en mode II pur

ENF	Eq II-9	Eq II-8
G_{IIC} (N/m)	Théorie des poutres	Loi linéaire en a^3
Moyenne	1892,6	2460,2
Ecart type	93,4	148,0
Coeff var (%)	4,9	6,0

III.1.3.MMF mode mixte I/II

•Courbes charge-déplacement

La Figure III.11 montre la géométrie de l'éprouvette de l'essai MMF. La Figure III.12 montre les quatre courbes force-déplacement relevées pour les éprouvettes avec une fissure de longueur initiale autour de 25 mm. On observe une petite zone non linéaire juste avant que la force maximale soit atteinte, au moment où l'amorçage de la propagation de la fissure est souvent observé. Après avoir atteint la force maximale, la propagation de la fissure s'accélère et peut devenir instable. Le chemin de la propagation de la fissure, comme pour les cas ENF, se situe toujours entre le joint et la surface du bras supérieur.

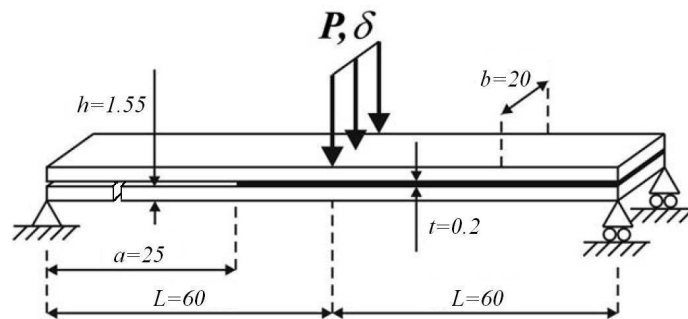


Figure III.11 Configuration de l'essai MMF

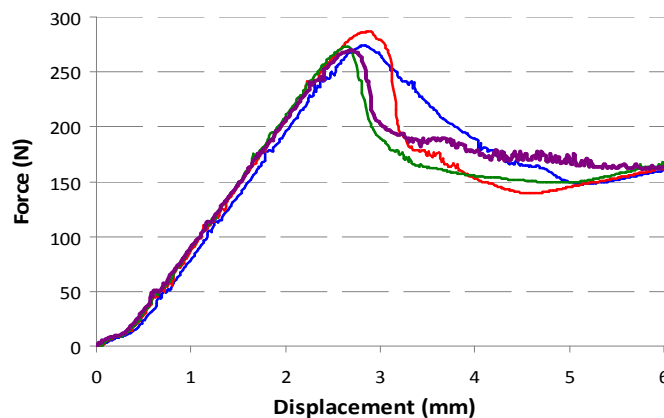


Figure III.12 Courbes expérimentales force-déplacement de MMF

- **Taux de restitution d'énergie critique des éprouvettes MMF**

Le taux de restitution d'énergie critique en mode mixte I//II est déterminé plus facilement par l'équation II.10 basée sur la théorie des poutres. En ce qui concerne l'équation II.10, son application nécessite une calibration des complaisances mesurées comme montrée à la Figure III.13 et la Figure III.14.

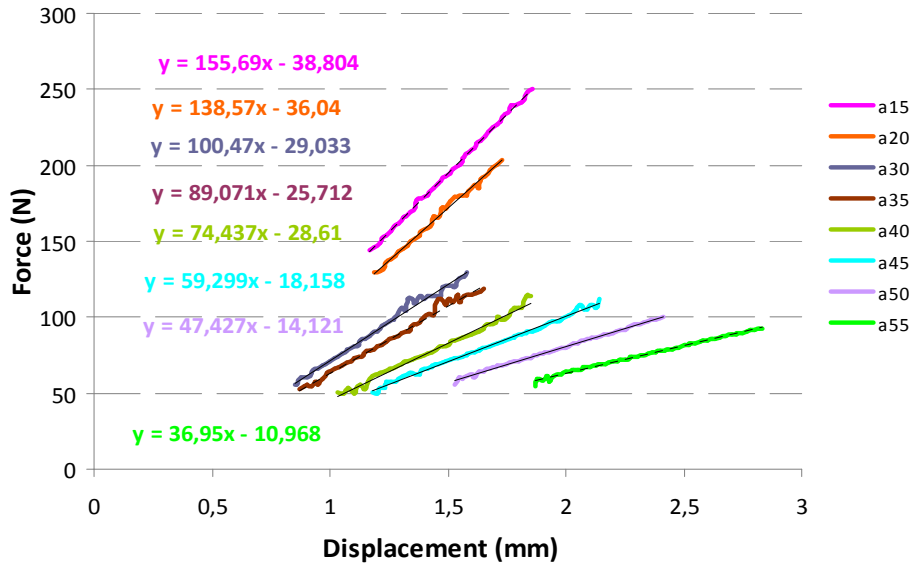


Figure III.13 Mesure de la complaisance des éprouvettes ayant un joint collé du type MMF

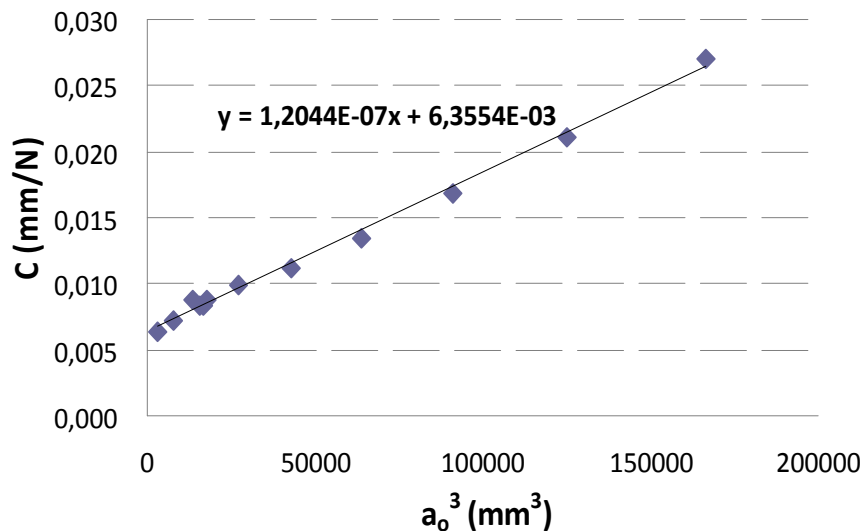


Figure III.14 Interpolation de C en fonction de (a_0^3) dans les cas MMF mode I/II

Les résultats de G_{TC} en mode mixte avec le rapport modal $r_m = G_{II}/(G_I + G_{II}) = 3/7$ sont résumés dans le Tableau III.3. On voit que la valeur de G_{TC} issue de la calibration empirique des complaisances est seulement 9,4% supérieure à celle obtenue à partir de la loi de

complaisance théorique. Curieusement, la valeur de G_{TC} obtenue par la calibration expérimentale n'est que légèrement supérieure à celle du mode I pur, tandis que la valeur de G_{TC} issue de la théorie des poutres est même légèrement inférieure à celle du mode I pur, ce qui n'est pas possible dans la réalité, car la participation du mode II dans les essais MMF dépasse 40% et la ténacité du joint en mode II pur est pratiquement 5 à 6 fois plus importante que celle en mode I pur.

Afin d'appliquer le critère proposé par Gong et Benzeggagh (Eq.(II.33)) pour décrire le comportement du joint collé, nous avons choisi d'utiliser les valeurs obtenues à partir de la calibration expérimentale de la complaisance : $G_{IC}=0,357 \text{ N/mm}$, $G_{IIC}=2,460 \text{ N/mm}$, $G_{TC}=0,423 \text{ N/mm}$, $r_m=G_{II}/(G_I+G_{II})=3/7$, nous obtenons k égal à 4,106.

Tableau III.3 Comparaison des résultats de G_{TC} du joint collé en mode mixte

MMF	Eq.II.10	Eq.II.8
G_{TC} (N/m)	Théorie des poutres	Loi linéaire en a^3
Moyenne	386,8	423,3
Ecart type	25,9	39,9
Coeff var (%)	6,7	9,4

III.2.Modélisation avec MZC

Cette partie décrit la modélisation numérique des essais de fissuration effectués sur le joint collé entre deux substrats en composite. Trois modèles différents ont été testés sur les essais DCB mode I et ENF mode II. La comparaison entre les résultats obtenus par ces modèles numériques et résultats expérimentaux permet de valider un modèle numérique, qui est appliqué par la suite aux cas des essais MMF. Le modèle ainsi validé peut être appliqué plus tard à la modélisation de la réparation par le collage de patches externes.

III.2.1.Modélisation numérique du comportement du joint collé en présence d'une fissure

Dans la littérature, Moura et al [63][64] n'ont utilisé qu'une couche d'éléments cohésifs d'épaisseur nulle entre les substrats avec une loi d'interface (Traction-Separation-Load-Curve) trapézoïdale pour simuler le comportement à la fissuration dans les essais de DCB mode I et de ENF mode II. Chaves et al [65] ont modélisé l'essai de DAL (Dual Actuator Load) en utilisant une couche d'éléments cohésifs d'épaisseur nulle avec une loi TSLC bilinéaire. Les résultats présentés dans ces études semblent acceptables.

Afin de valider un modèle numérique permettant de simuler correctement la rupture par fissuration du joint collé réalisé avec un adhésif époxyde ductile de référence Araldite 2015, les essais en DCB mode I et en ENF mode II effectués sont modélisés par trois méthodes différentes (figure III.15) :

- (1) Simuler la couche de l'adhésif entre deux bras en composite avec des éléments solides de comportements différents, tel qu'élastique linéaire, élasto-plastique parfait, élasto-plastique bilinéaire (mais sans éléments cohésifs) ;
- (2) Placer seulement les éléments de zones cohésives d'épaisseur nulle entre deux substrats en composite avec la loi TSLC bilinéaire pour simuler le comportement du joint collé sans la présence de l'adhésif ;
- (3) Combiner les deux méthodes en une : c'est-à-dire placer les éléments cohésifs entre chaque substrat en composite et la colle, en même temps que le joint collé est simulé par des éléments solides de comportements différents.

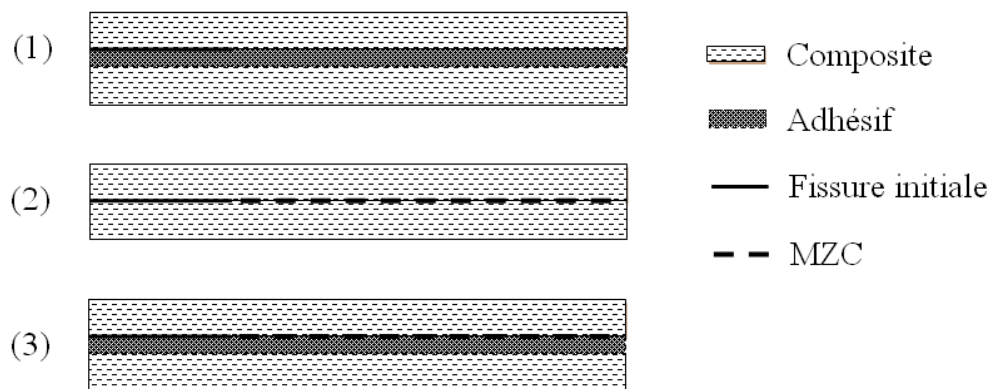


Figure III.15 Trois méthodes différentes de modélisation pour le cas DCB et ENF

Le Tableau III.4 liste les propriétés de la colle époxyde Araldite 2015 publiées dans la littérature [64, 66, 67] et les paramètres que nous avons mesurés pour les MZC. La Figure III.16 montre les comportements différents d'adhésif que nous avons utilisé dans la modélisation. La taille d'élément l_e est celle que nous avons utilisée pour simuler le délaminage des composites en mode I et en mode II, car la couche de colle ne doit pas influencer la détermination de l_e . Nous avons utilisé le même maillage et les mêmes conditions aux limites que le chapitre II pour la modélisation des essais DCB, ENF et MMF.

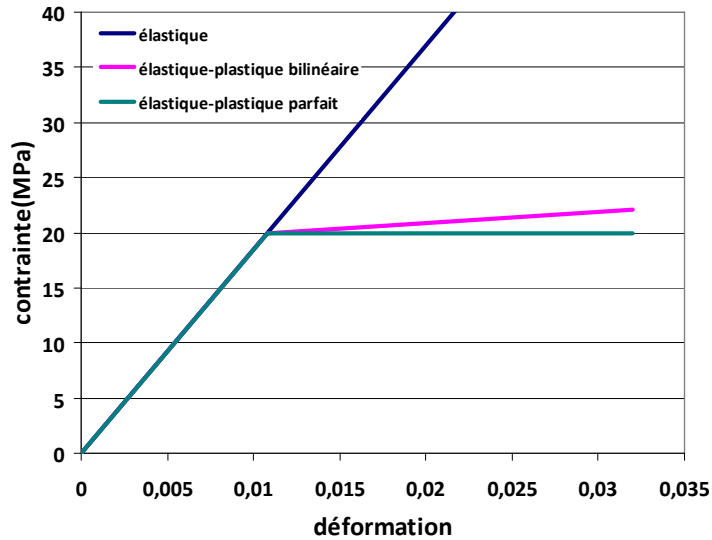


Figure III.16 comportements différents d'adhésif

Tableau III.4 Propriétés de la colle Araldite 2015 et paramètres des modèles de zones cohésives

Propriétés de l'adhésif				
Module d'Young de l'adhésif: E (Mpa)		1850	Déformation de traction à rupture: ε_t	0,03
Limite d'élasticité en cisaillement: τ_e (MPa)		19,7	Déformation de cisaillement à rupture: ε_τ	0,44
Paramètres d'adhésif			Paramètres de MZC(MAT186)	
MAT001-élastique	Module d'Young: E (Mpa)	1850	Rigidité d'interface en mode I: K_I (N/mm ³)	185000
	Coefficient de Poisson	0.3	Rigidité d'interface en mode II : K_{II} (N/mm ³)	185000
MAT003-élastique-plastique(E/P)	Limite d'élasticité (MPa)	20	Résistance d'interface en mode I: $\sigma_{I,max}$ (MPa)	20
	Déformation de traction à rupture : ε_t	0.03	Résistance d'interface en mode II: $\sigma_{II,max}$ (MPa)	30
	Déformation de cisaillement à rupture: ε_τ	0.44	Exposant pour mode mixte	4,106
E/P bilinéaire	Module tangent(Mpa)	100	Ténacité en mode I pur: G_{IC} (N/mm)	0,357
E/P parfait	Module tangent(Mpa)	0	Ténacité en mode II pur: G_{IIC} (N/mm)	2,460

III.2.2.Résultats et discussions

III.2.2.1.DCB Mode I

La Figure III.17 présente les résultats numériques de l'essai DCB mode I pur obtenus par les différents modèles en comparaison avec la courbe expérimentale, où « AD » signifie le modèle avec la couche de colle sans MZC (Modèle 1) ; « ZC » représente les modèles utilisant les MZC sans la couche de colle (Méthode 2) et « ZC+AD » désigne les modèles en tenant compte du comportement de l'adhésif avec les modèles de zone cohésive (Méthode 3). L'influence des différents comportements de l'adhésif est également présentée : élastique (Ela), élasto-plastique parfait (E/P parfait), élasto-plastique bilinéaire (E/P bilinéaire).

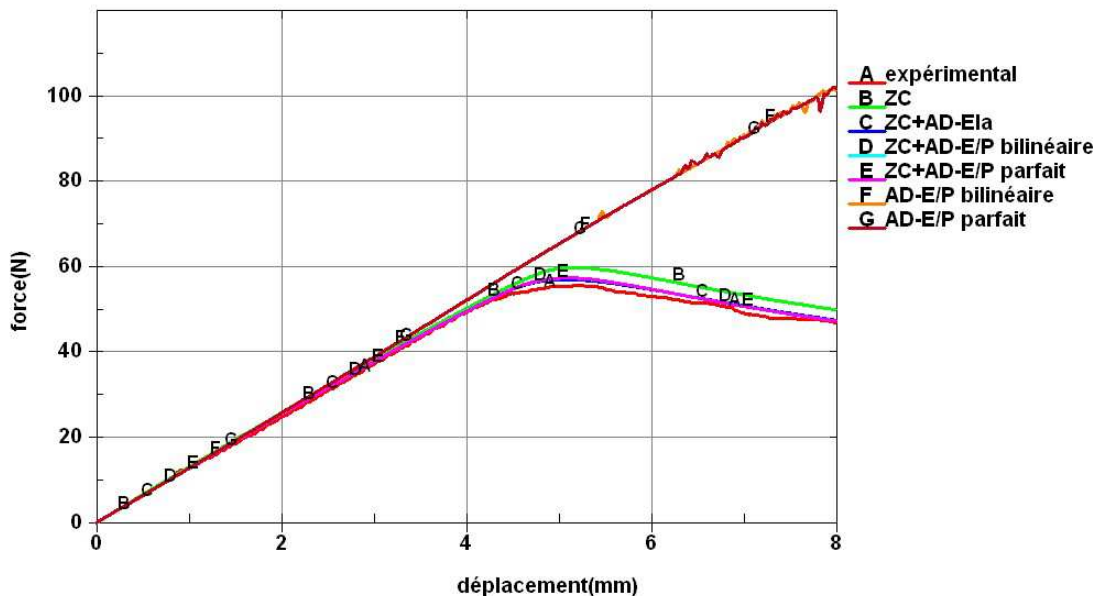


Figure III.17 Comparaison des courbes Force-déplacement numérique et expérimentale des tests DCB réalisés sur le joint collé

On constate tout d'abord que tous les modèles numériques donnent une rigidité initiale de l'éprouvette DCB très proche de la valeur expérimentale. Par contre, en ce qui concerne la résistance à la propagation d'une fissure, la différence entre ces modèles devient très importante. Les courbes F et G, obtenues par le modèle sans éléments cohésifs (Méthode1), s'éloignent de plus en plus de la courbe expérimentale lors de l'augmentation de la force, quelque soit le comportement de l'adhésif, parce que la propagation de la fissure ne peut pas être simulée par ces modèles. La courbe B obtenue par le modèle de zones cohésives sans la présence de l'adhésif (Méthode 2) prévoit une résistance à la fissuration légèrement supérieure à la résistance expérimentale et à celle prévue par les modèles décrits par la méthode 3, dont les courbes C, D et E sont très proches les unes des autres. Il semble que la

considération du comportement de l'adhésif, si différente soit elle, n'a pratiquement pas d'influence sur l'ensemble des résultats numériques de la simulation DCB.

III.2.2.2.ENF Mode II

La Figure III.18 présente les résultats numériques de l'essai ENF mode II pur obtenus avec les différents modèles numériques en comparaison avec la courbe expérimentale. Cette fois-ci, la dépendance du modèle de simulation est observée non seulement sur la résistance à la propagation de fissure, mais également sur la rigidité initiale de l'éprouvette. La courbe F, obtenue par le modèle avec l'adhésif élasto-plastique bilinéaire sans MZC (Méthode 1), présente une bonne rigidité initiale et une bonne résistance à la propagation de la fissure instable, par contre, l'assouplissement du matériau dû à l'endommagement juste avant cette dernière n'a pas été représenté correctement. Par contre, la courbe B obtenue par le modèle sans la présence de l'adhésif mais avec MZC (Méthode 2) montre une rigidité initiale et une résistance trop faibles par rapport aux valeurs expérimentales. En ce qui concerne les modèles décrits par la méthode 3, curieusement, la plus mauvaise simulation de la rigidité est illustrée par la courbe E, qui a été prévue par le modèle avec à la fois MZC et la présence de l'adhésif avec un comportement élasto-plastique parfait. La courbe C, obtenue par le modèle avec l'adhésif élastique combiné avec MZC, montre une bonne rigidité, mais la résistance est trop faible par rapport au résultat expérimental (courbe A). La courbe D présente la meilleure simulation dans l'ensemble, où le joint de colle est simulé par des éléments volumiques avec un comportement élasto-plastique bilinéaire et les interfaces entre la colle et les substrats en composite sont modélisées par des éléments cohésifs. La différence entre ses résultats de rigidité et de résistance et les résultats expérimentaux est inférieure à 3%.

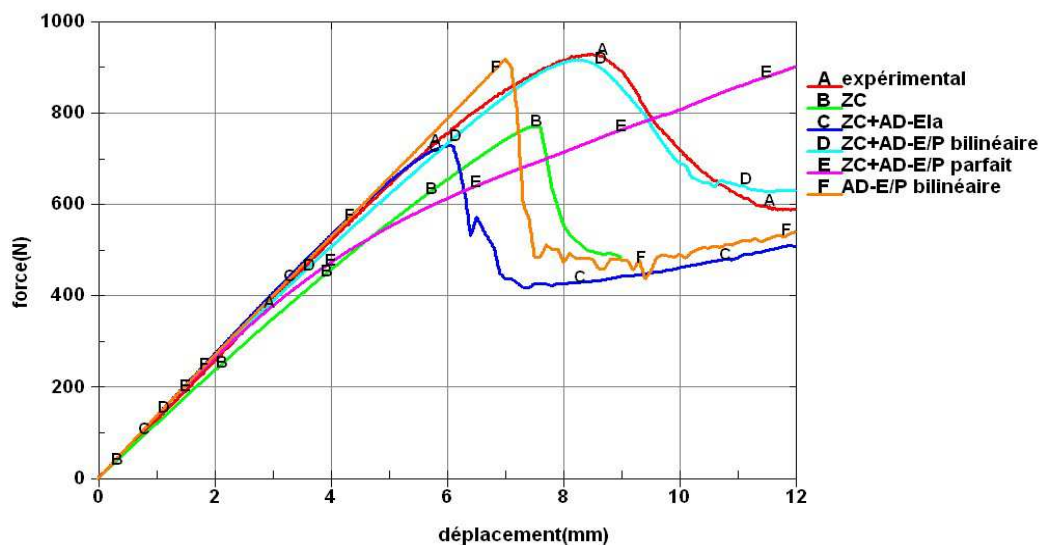


Figure III.18 Comparaison des courbes Force-déplacement numériques et expérimentale des tests ENF réalisés sur le joint collé

III.2.2.3.Mode mixte MMF

A partir des modélisations numériques précédentes, nous pouvons conclure que la meilleure simulation des tests de délaminage en DCB mode I et ENF mode II consiste à utiliser des modèles de zones cohésives combinés avec la présence d'un adhésif avec un comportement élasto-plastique bilinéaire. Nous l'avons utilisé pour simuler l'essai MMF.

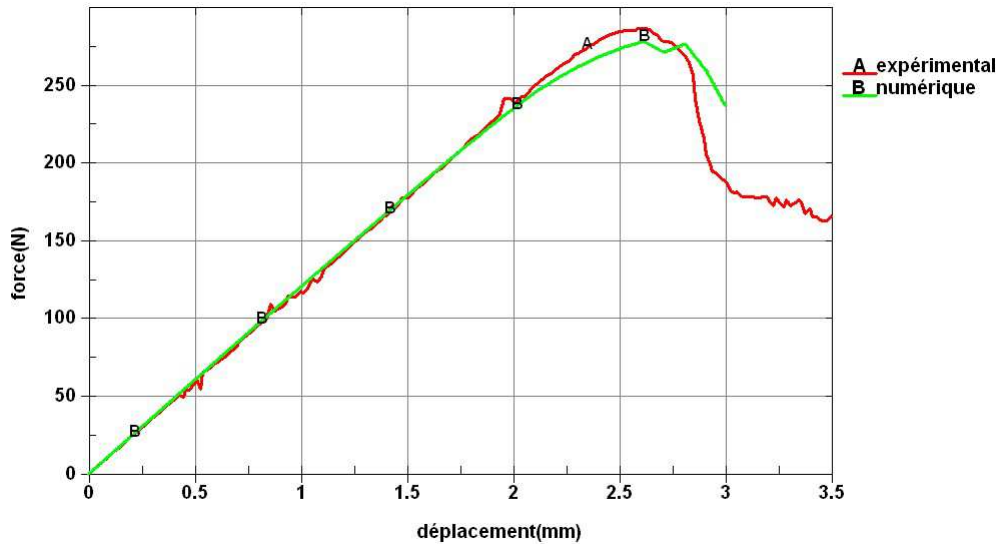


Figure III.19 Comparaison des courbes force-déplacement expérimentale et numériques des tests MMF réalisés sur le joint collé

Le Figure III.19 illustre la courbe force-déplacement numérique en comparaison avec la courbe expérimentale. Une bonne corrélation entre ces deux courbes a été observée. La force et le déplacement à la propagation instable de la fissure prévus par le modèle sont inférieurs de moins de 3% des valeurs expérimentales. Par contre, il est intéressant de souligner que juste avant la propagation instable de la fissure, la diminution de la rigidité de la courbe expérimentale est moins marquée que celle prévue par le modèle numérique. Cela signifie que la dégradation du matériau à cette étape est légèrement surestimée par le modèle numérique. En tout cas, cette différence est acceptable dans la modélisation numérique, et ce modèle est donc considéré comme valide pour étudier une structure en composite avec la présence d'un joint collé, comme pour la réparation par le collage des patches externes.

III.3.Conclusions

Dans ce chapitre, le comportement à la rupture par fissuration d'un joint collé a été étudié. Les essais en DCB mode I pur, ENF mode II pur et MMF mode-mixte I/II ont été réalisés afin de déterminer d'une part les constantes caractéristiques de la rupture par fissuration du joint, telles que la résistance en modes I et II purs : G_{IC} et G_{IIC} , la constante k du critère appliqué (Eq.(II. 33)) et d'autre part de valider un modèle numérique par la corrélation des résultats

numériques et expérimentaux. Les conclusions tirées de cette partie concernant la rupture par fissuration d'un joint collé se résument comme suit :

1. La ductilité de l'adhésif joue un rôle très important dans la propagation de la fissure au joint entre l'adhésif et les substrats en composite. La déformation plastique dans le joint rend la propagation de la fissure plus lente et plus stable par rapport à celle du délaminage entre deux plis en composite ;
2. Afin de décrire le comportement à la fissuration du joint collé par les modèles de zones cohésives (MZC), les propriétés nécessaires dans l'application du critère proposé par Gong et Benzeggagh sont mesurées à partir de la calibration expérimentale comme suit : $G_{IC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$ avec $G_{IC} = 0,357 \text{ N/mm}$, $G_{IIC} = 2,460 \text{ N/mm}$, et $k = 4,106$;
3. Les modèles numériques prenant en compte la présence de l'adhésif par des éléments solides de comportements différents sans les modèles de zones cohésives permet seulement de décrire correctement la rigidité initiale des éprouvettes DCB et ENF. La résistance à la fissuration et l'assouplissement du matériau dus aux endommagements sont mal simulés par ce modèle, en particulier en DCB mode I pur ;
4. La simulation numérique s'est avérée acceptable dans les cas DCB mode I si les modèles de zones cohésives utilisant la loi TSLC bilinéaire sont placés entre deux substrats en composite sans la présence de l'adhésif. Mais ce modèle ne donne pas de résultats acceptables dans les cas ENF mode II ;
5. La meilleure simulation se trouve dans les modèles qui prennent en compte la présence de l'adhésif et en même temps utilisent les modèles de zones cohésives avec une loi TSLC bilinéaire entre chaque substrat en composite et la couche d'adhésif. Dans les cas de DCB mode I, les résultats obtenus sont indépendants du comportement de l'adhésif considéré. Par contre, en ce qui concerne les essais en ENF mode II, ce dernier impacte les résultats de la simulation de façon significative. Le modèle qui donne les meilleurs résultats est celui qui utilise des modèles de zones cohésives avec la loi TSLC bilinéaire combinés avec la présence d'un adhésif au comportement élasto-plastique bilinéaire. Ce modèle ainsi validé, nommé MZC+Ad-E/P bilinéaire, va être appliqué dans la suite à l'interface entre les substrats en composites et l'adhésif utilisé ;
6. Le modèle MZC+Ad-E/P bilinéaire, a été appliqué aux cas de MMF mode mixte I/II, les résultats numériques obtenus sont convaincants car ils ont montré une bonne concordance avec les résultats expérimentaux.

Chapitre IV.Étude du comportement en traction des réparations par collage de patchs externes

La généralisation de l'emploi des structures composites est très dépendante de la fiabilité des méthodes d'assemblage utilisées. Dans ce contexte, le collage offre en principe de nombreux avantages par rapport à d'autres méthodes comme le boulonnage ou le rivetage. Les joints collés permettent en effet un gain de masse non négligeable, et des coûts de mise en œuvre et de maintenance réduits. D'un point de vue mécanique, le collage permet de répartir la transmission d'efforts sur des surfaces plus importantes, il évite également le perçage des composites, cause fréquente d'endommagements prématurés.

La conception d'un assemblage collé de structures en composite s'appuie sur deux aspects complémentaires. D'une part, il s'agit de déterminer les paramètres caractéristiques de la résistance mécanique, ce qui nécessite le choix d'un modèle théorique ou numérique approprié. D'autre part, il faut définir un critère de défaillance permettant de prévoir le moment et le mode de rupture du joint, l'objectif étant de prévenir cette rupture. Ce dernier aspect est subordonné à la réalisation d'importantes campagnes de validation expérimentale. Celles-ci révèlent que les modes de rupture d'un assemblage collé entre composites stratifiés, du fait de la nature même des matériaux en présence, 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. L'anisotropie et l'hétérogénéité des substrats en composites viennent compliquer encore plus le processus de rupture, où les mécanismes d'endommagements interagissent au joint collé.

La modélisation de processus de rupture, de l'amorçage d'endommagement, leur propagation, jusqu'à la rupture totale du système utilise nécessairement un modèle numérique, dont la validation passe obligatoirement par l'analyse de résultats expérimentaux. On trouve dans la littérature un grand nombre d'études paramétriques et de critères prédictifs applicables à un type d'assemblage précis. La transposition des résultats observés sur un joint de géométrie donnée à un autre est en effet encore difficile. L'insuffisance des données expérimentales et le manque de généralité des moyens de prédiction représentent donc un frein à l'essor de l'assemblage de composites par collage.

Dans le domaine des transports, la politique actuelle tend à alléger les structures tout en gardant leur rigidité et leurs résistances. Les composites stratifiés sont de plus en plus utilisés afin de répondre à cette demande. La grande majorité des structures composites sont susceptibles 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. Il reste le problème de pouvoir détecter la zone endommagée.

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 patchs plus ou moins grands sur la surface de la structure. On peut également noter que le collage des patchs externes est largement utilisé dans la réparation des structures métalliques afin d'arrêter la propagation d'un défaut. Malheureusement, la réparation des structures en composites stratifiés est beaucoup moins étudiée. En comparant plusieurs méthodes de réparation des structures composites, nous avons constaté que la méthode de réparation par le collage de patchs externes est plus facile et plus rapide à mettre en œuvre. Cependant, la performance de cette méthode de réparation dépend, d'une part, du procédé de mise en œuvre de la réparation, et d'autre part, de différents paramètres : du comportement mécanique des substrats, de l'adhésif et de leur interface, de leur variation en fonction de la température, de l'humidité absorbée, du type de sollicitation, de la géométrie et de la séquence d'empilement des patchs utilisés, etc.

Dans cette étude, nous avons utilisé cette méthode pour réparer un stratifié composite troué, le trou représente le nettoyage de la zone endommagée. La conception et la réalisation d'un tel système rejoignent celles d'un assemblage collé entre composites. Son comportement dépend en fait de celui du joint collé entre la plaque à réparer et les patchs de réparation.

Ce chapitre décrira les travaux réalisés sur la réparation de structures composites par collage de patchs externes. Dans un premier temps, la réparation soumise à une traction uniaxiale a été considérée. Notre attention porte en particulier sur l'aspect numérique. Les modèles numériques établis et validés pour décrire le comportement au délaminage des composites (Chapitre II) ainsi que ceux établis et validés pour décrire le comportement à la fissuration d'un joint collé (Chapitre III) vont être appliqués à la réparation. Notre effort porte également sur l'aspect expérimental afin de comprendre les mécanismes d'endommagement dans une réparation et de valider un modèle numérique permettant de décrire le processus complet de la rupture de la réparation.

IV.1. Configuration des réparations testées

IV.1.1. Éprouvettes et conditions d'essais

Dans l'objectif d'observer les mécanismes de rupture et de fournir des données nécessaires à la modélisation, des études expérimentales ont été réalisées, dans un premier temps, sur le comportement en traction d'une plaque trouée en composite stratifié réparée par collage de façon symétrique avec des patches externes de forme circulaire (Figure IV.1) [4].

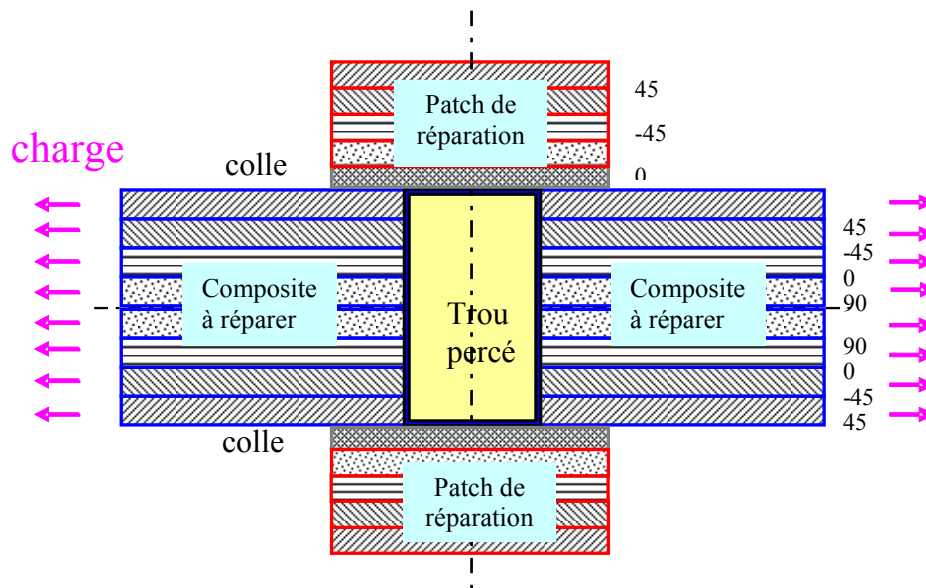


Figure IV.1 Schéma de la réparation par collage de patches externes [4]

La plaque à réparer et les patches de réparation sont tous fabriqués à partir du même matériau que celui étudié dans les chapitres II et III (T600S HR R368-1). La fraction volumique de fibres est estimée à 59%. La Figure IV.2 [4] illustre la géométrie de l'éprouvette de réparation. La plaque à réparer est un stratifié quasi-isotrope constitué de 8 plis $[45/-45/0/90]_s$. La longueur, la largeur et l'épaisseur de la plaque sont 250 mm, 50 mm et 1,6 mm, respectivement. Les talons de dimension 50 x 50mm sont fabriqués à partir d'un préimprégné verre/Epoxy, dont le renfort est un tissu équilibré. Le trou de 10mm diamètre permet de simuler le nettoyage de la zone endommagée. La procédure de perçage a été soigneusement étudiée afin d'éviter d'endommager le bord du trou. Les patches de diamètre 35 mm sont prélevés sur une plaque stratifiée solidifiée, qui est composée de 4 couches du même préimprégné que la plaque à réparer avec différentes séquences d'empilement. Le joint collé entre la plaque à réparer et les patches a été réalisé en ajoutant une couche d'adhésif (Araldite 2015) de 0,2mm d'épaisseur. Les tests de traction statique sont effectués à température ambiante sur une machine d'essais ADAMEL DY36 équipée d'une cellule de force de 100

kN. La vitesse de déplacement est imposée à 0,5 mm/min. Tous les essais statiques sont pilotés par le logiciel AUTOTRAC.

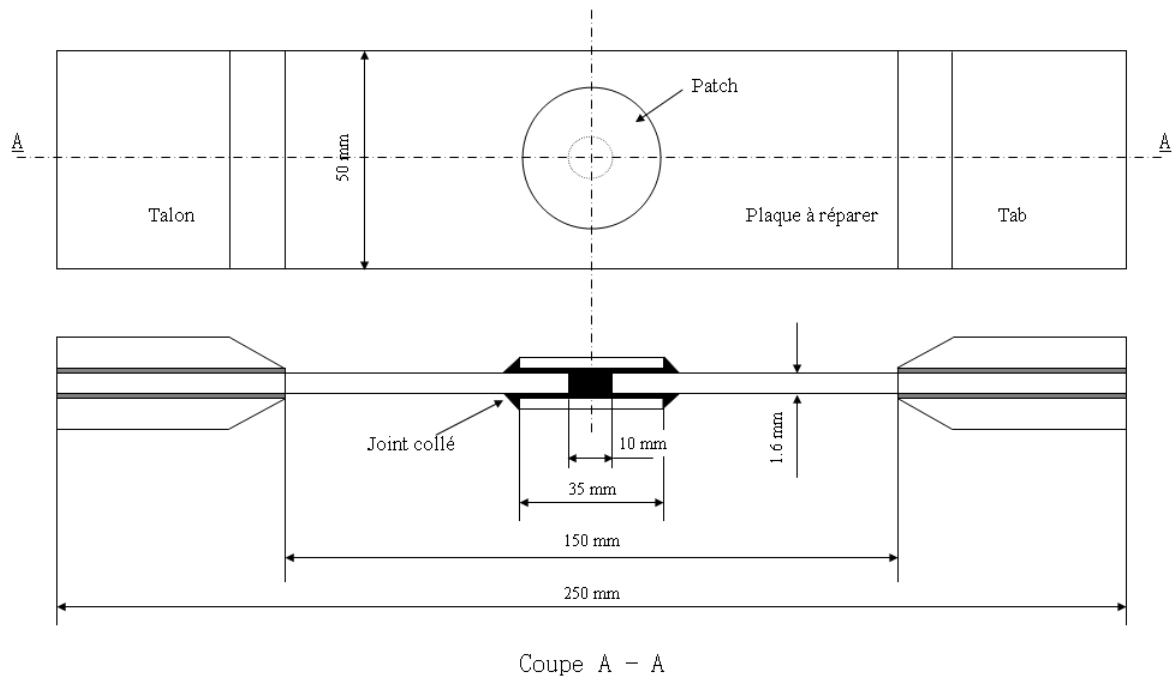


Figure IV.2 Eprouvette en traction simulant la réparation par collage de patches durs externes [4]

IV.1.2. Séquences d'empilement des patches

Deux séries de patches ont été utilisées dans la réparation de la plaque trouée. Nous nous intéressons dans un premier temps à l'influence de la rigidité de membrane longitudinale homogénéisée des patches : $A_{11}^* = A_{11}/h$, sur la performance de la réparation. Les patches sont fabriqués préalablement à partir de quatre plis de matériau identique à celui utilisé pour la plaque en composite stratifié à réparer. Dans la première série d'essais, cinq séquences d'empilement différentes ont été sélectionnées pour obtenir des patches dont la rigidité longitudinale varie entre 7,0 et 103,0 *GPa* (Tableau IV.1). Dans la deuxième série d'essais, on fait varier l'orientation des fibres du pli du patch adjacent au joint collé tout en gardant la même rigidité longitudinale des patches quasi-isotrope [90/0/ -45/45]. Pour les deux séries de patches, le premier pli est en contact avec le joint collé.

Tableau IV.1 Description de deux séries de patches utilisées dans la réparation

No	Séquence d'empilement	A11*=A11/h (Gap)
I-1	[90]4	7,0
I-2	[75/-75]s	7,7
I-3	[45/-45]s	32,1
I-4 (II-1)	[90/0/-45/45]	43,8
I-5	[0]4	103
II-2	[45/-45/90/0]	43,8
II-3	[0/90/45/-45]	43,8
II-4	[-45/45/0/90]	43,8

IV.2.Procédé de réparation

La fabrication des éprouvettes de réparation est un processus long et compliqué qui comporte de nombreuses étapes, qui peut être schématisé par la figure suivante :

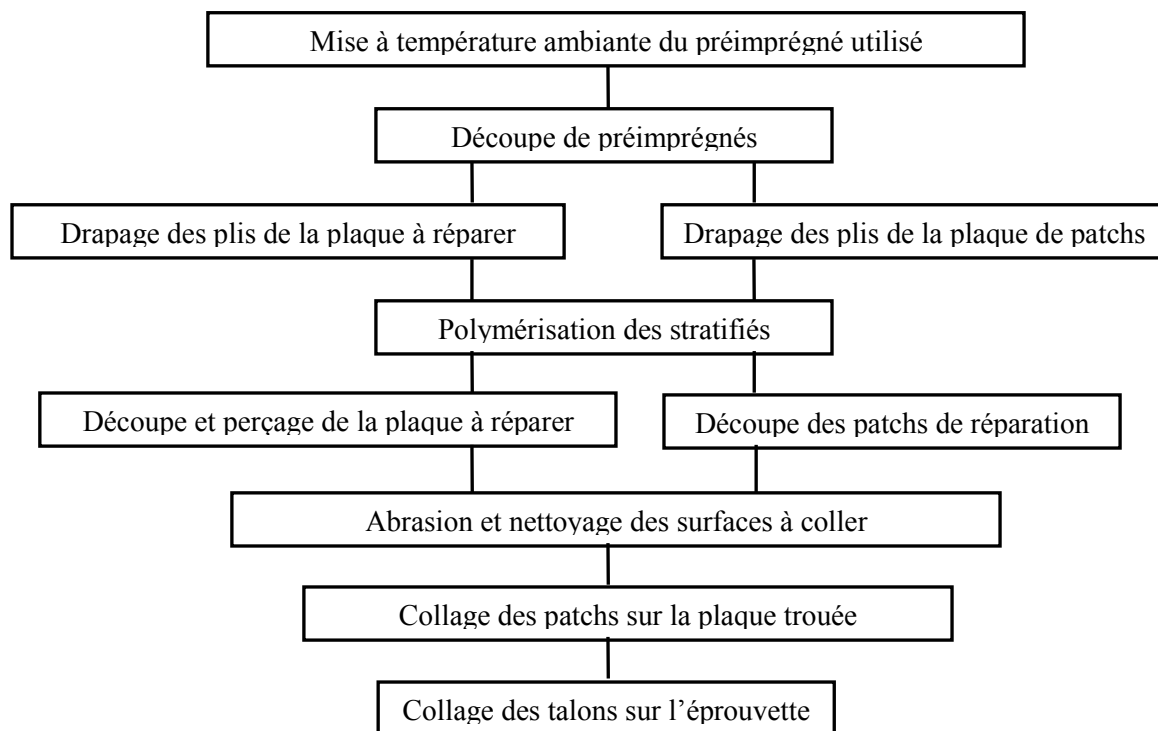


Figure IV.3 Schéma du procédé de fabrication des éprouvettes

La réalisation de la réparation par collage de patches externes (Figure IV.4) nécessite plusieurs opérations :

- Poncer les surfaces des patches et celles 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 patchs sur la plaque avec un crayon à papier ;
- Mettre la colle (Araldite 2015) sur deux patchs et les coller sur la plaque à réparer de façon symétrique en se servant des marques faites au préalable. Au cours du collage, remplir le trou avec la colle ;
- Couvrir les patchs par une couche de film micro-perforé très fin (environ 15 μ m dans notre cas) pour démouler et pour que l'air puisse s'échapper durant la polymérisation de la colle (Figure IV.5) ;
- Poser des cales/moules sur chaque coté du patch afin de fixer sa position et contrôler l'épaisseur du joint collé (Figure IV.6) ;
- Placer une feuille de téflon puis une plaque rigide de dimension 320 x 350mm sur chaque côté ;
- Entrer l'ensemble de la préparation dans une étuve chauffante ;
- Appliquer un poids constant sur la plaque rigide afin d'obtenir une pression continue et uniforme ;
- Chauffer l'étuve à 50°C pendant 2 heures pour la polymérisation de la colle.

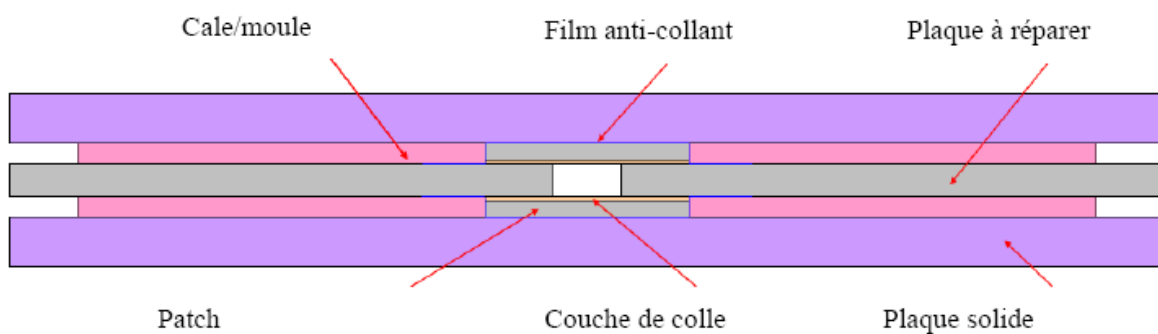


Figure IV.4 Schéma de principe du montage de réparation par patchs externes [4]



Figure IV.5 Mise en position des patchs durs avec un film démoulant [4]

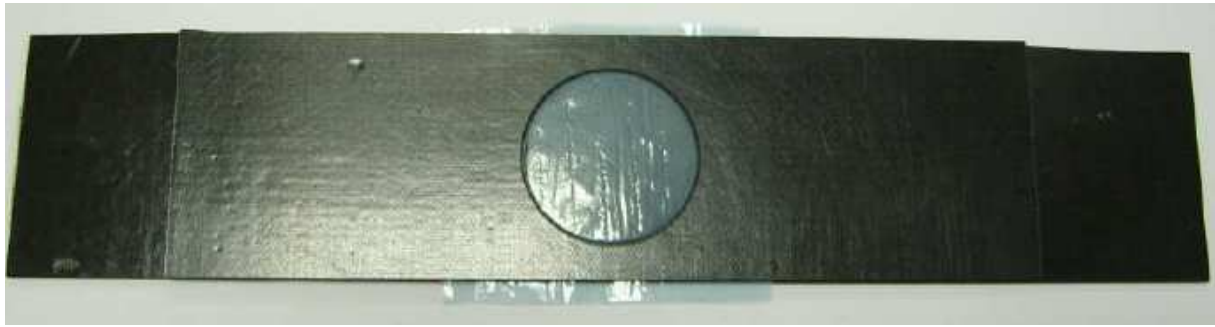


Figure IV.6 Mise en place des cales/moules [4]

IV.3. Résultats expérimentaux et discussions

IV.3.1. Résistance apparente

La Figure IV.7 présente les courbes typiques charge - déplacement. Nous observons un glissement dans les mors au début des essais, suivi par une partie linéaire jusqu'à la rupture, quelque soit les patches de réparation. En outre, la rigidité globale des réparations dans la partie linéaire n'est pas influencée de façon significative par la rigidité des patches.

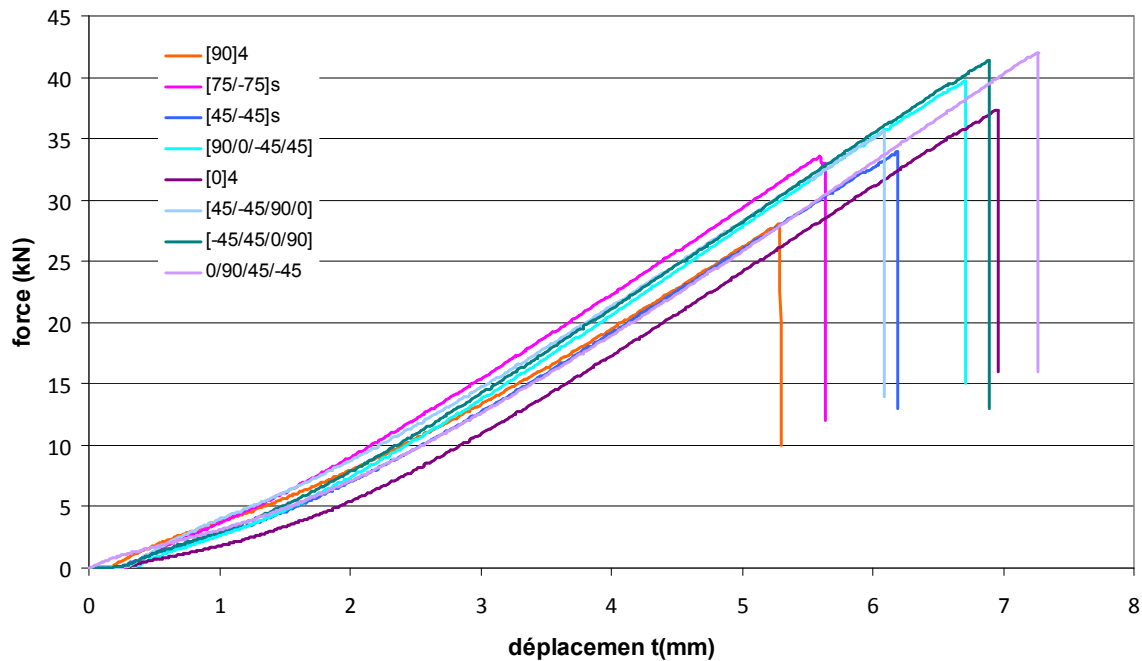


Figure IV.7 Courbes expérimentales typiques obtenues pendant les essais sur les éprouvettes réparées

La contrainte à rupture effective ou la résistance apparente : σ_r , définie ici tout simplement par la division de la force à rupture par la section initiale de l'éprouvette, est illustrée par la Figure IV.8 pour les réparations avec les patches de la série I. A titre de comparaison, les

résultats obtenus sur les stratifiés vierges et troués sont également reportés sur la même figure. Il s'avère que toutes les réparations améliorent plus ou moins la résistance, mais la performance de la réparation n'est pas du tout proportionnelle à la rigidité des patches utilisés. Les patches [90/0/-45/45]s dont la rigidité de membrane longitudinale est la même que celle de la plaque à réparer, donnent la meilleure performance (77,6% de la plaque vierge), tandis que les patches les plus souples [90]4 s'avèrent les moins efficaces (49,3% de la plaque vierge).

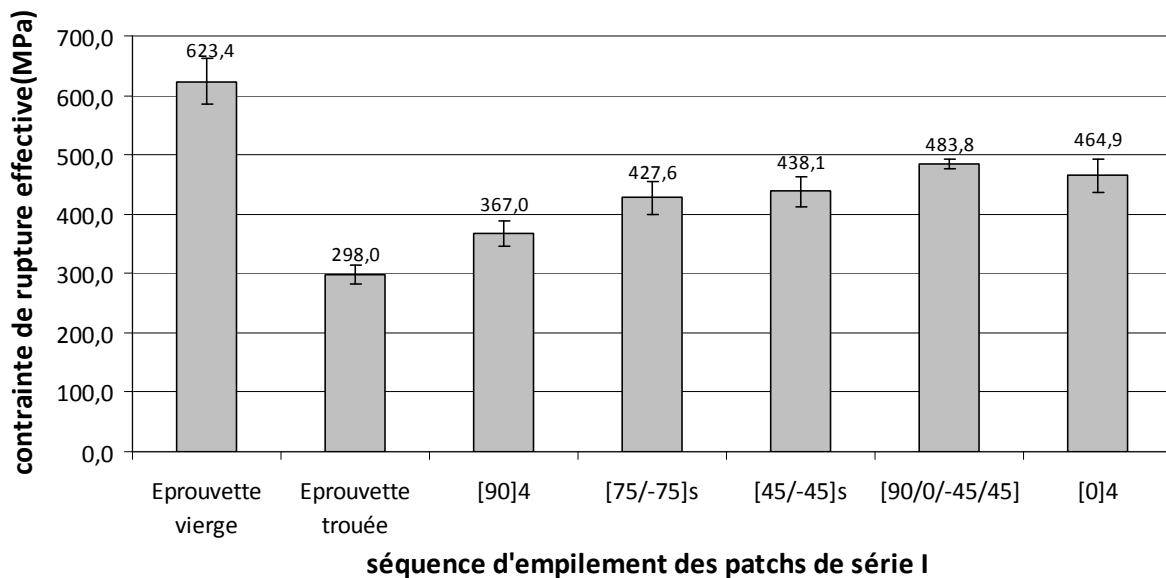


Figure IV.8 Contrainte à rupture effective des éprouvettes réparées par les patches de la série I

La Figure IV.9 présente la variation de la contrainte σ_r des éprouvettes réparées en fonction de la rigidité de membrane homogénéisée des patches de réparation : A_{11}/h . Nous constatons que la performance des réparations augmente d'abord très vite avec la rigidité des patches dont les séquences d'empilement sont successivement [90]4, [75/-75]s, [45/-45]s, puis elle atteint son maximum pour les patches quasi isotrope de séquence d'empilement [90/0/-45/45], après la performance diminue avec la rigidité des patches [0]4. On peut en conclure que si les patches sont trop souples, la réparation n'est pas suffisante et que si les patches sont trop rigides alors la performance de la réparation n'est optimale non plus. La meilleure performance de réparation est atteinte lorsque la plaque à réparer et les patches de réparation ont la même rigidité de membrane homogénéisée : A_{11}/h .

Soutis et al [9] ont étudié analytiquement la distribution de contraintes dans un joint collé dans le cas de patches externes soumis à une compression statique. Ils ont montré que la variation de la performance des réparations suit deux tendances en fonction de la rigidité de traction du patch normalisée par celle de la plaque à réparer : E_{RtR}/E_{PtP} (Figure IV.10) : d'abord, il existe un cas optimal $E_{RtR}/E_{PtP}=0,5$, qui sépare les deux domaines. Dans le domaine où $E_{RtR}/E_{PtP} \leq 0,5$, la résistance apparente augmente avec E_{RtR}/E_{PtP} , tandis que dans

le domaine où $E_{Rt_R}/E_{pt_P} \geq 0,5$, la résistance effective diminue quand E_{Rt_R}/E_{pt_P} augmente. Quand E_{pt_P} et t_R sont figés comme dans nos cas, la performance mesurée sur nos réparations suit la même tendance de variation que la courbe présentée dans la Figure IV.10.

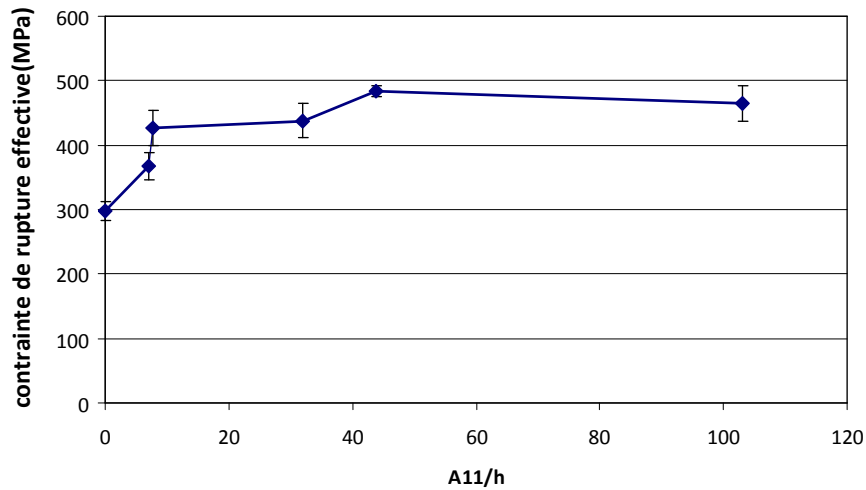


Figure IV.9 Contraite à rupture effective des réparations en fonction de la rigidité membrane des patches de la série I

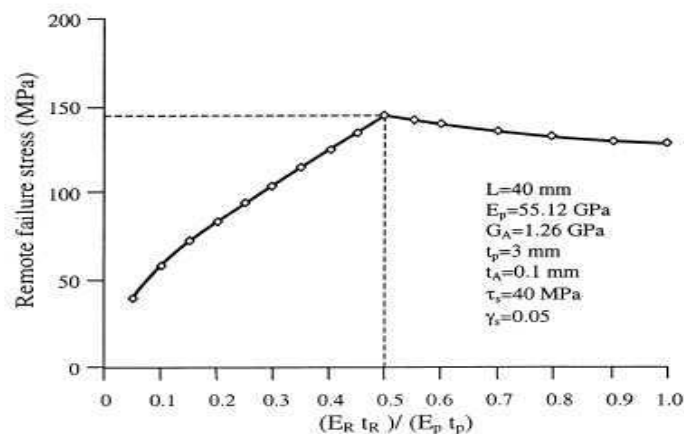


Figure IV.10 Variation de la résistance effective en compression des réparations en fonction de la rigidité de traction d'un patch normalisé par celle de la plaque à réparer [9]

Dans la deuxième série de patches, nous gardons la même rigidité longitudinale pour les patches quasi-isotropes [90/0/-45/45] et faisons varier l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé. La Figure IV.11 illustre les résultats de la contrainte à rupture effective obtenus sur les éprouvettes réparées par les patches de la série II. La résistance effective de la plaque vierge et celle de la plaque trouée sont également présentés pour comparaison. Les patches [0/90/45/-45] dont l'orientation des fibres du premier pli adjacent est à 0° donnent la meilleure performance (83,4% de la plaque vierge), tandis que les patches [45/-45/90/0]s dont l'orientation des fibres du premier pli adjacent est le même que le pli du substrat adjacent, s'avèrent les moins efficaces (71,39% de la plaque vierge).

Liu et Wang [11] ont aussi étudié l'influence de la séquence d'empilement de patchs sur la performance des réparations en traction par collage de patchs externes. Leurs résultats sont illustrés à la Figure IV.12 où le dernier pli des patchs est adjacent au joint collé. Une faible variation a été observée entre ces six patchs ayant la même rigidité de membrane aussi bien pour la contrainte à l'amorçage de l'endommagement que pour la contrainte à rupture. Par contre, les patchs ayant l'orientation des fibres à 0° donnent toujours la meilleure résistance comme nous l'avons observé dans notre étude.

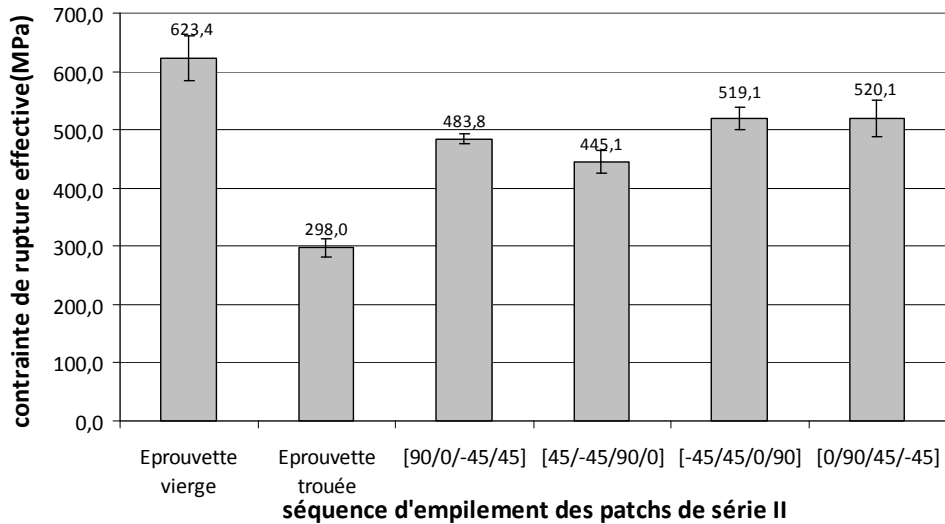


Figure IV.11 Contrainte à rupture effective des éprouvettes réparées par les patchs de la série II

Case number	Patch material	Size (mm)	Stacking sequence
1	T300/QY8911	Ø50 × 0.875	[0/45/-45/45/90]
2	T300/QY8911	Ø50 × 0.875	[45/0/±45/90]
3	T300/QY8911	Ø50 × 0.875	[±45/0/45/90]
4	T300/QY8911	Ø50 × 0.875	[90/45/-45/45/0]
5	T300/QY8911	Ø50 × 0.875	[45/90/±45/0]
6	T300/QY8911	Ø50 × 0.875	[±45/90/45/0]

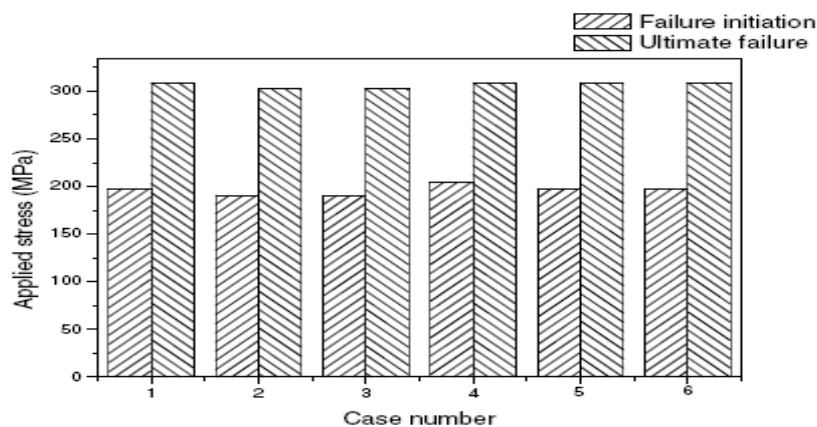


Figure IV.12 Influence de la séquence d'empilement de patchs sur la performance des réparations en traction par collage de patchs externes [11]

IV.3.2. Faciès de rupture

Dans l'objectif de valider un modèle numérique permettant de prévoir la rupture d'un système complexe comme celui de la réparation, nous avons d'abord besoin de connaître ce qui se passe réellement lors de la rupture du système. En général, quels que soient les patches de réparation utilisés, les zones les plus chargées se situent soit aux extrémités longitudinales du patch (Zone A), transversales (Zone D), soit aux extrémités longitudinales du trou (Zone B) et transversales (Zone C) (Figure IV.13).

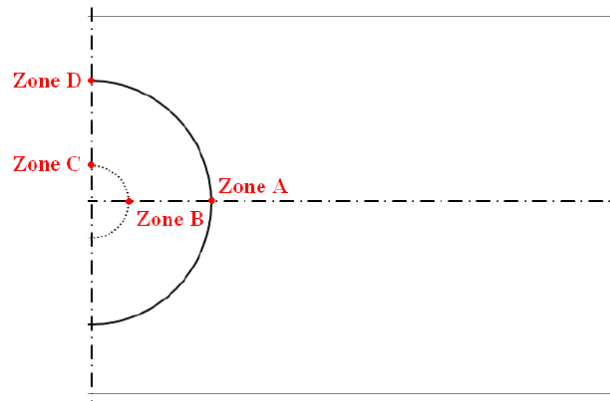


Figure IV.13 Zones critiques dans une réparation par patchs circulaires soumise à une traction axiale

Ces quatre zones sont donc à surveiller en particulier afin de localiser celle où se produit l'amorçage de l'endommagement. Selon les observations des faciès de rupture nous avons classé les modes de rupture en trois types.

- Premier type : réparations par les patchs souples : $[90]_4$ et $[75/-75]_s$.

Pour les plaques trouées réparées par des patchs souples dont la séquence d'empilement est $[90]_4$ et $[75/-75]_s$, la rupture intervient toujours dans la même section que dans les plaques trouées sans réparation à cause d'une forte concentration de contrainte au bord du trou dans la zone C (Figure IV.13). Les patchs sont toujours rompus dans la même section sans décollement de la plaque (Figure IV.14). Le délaminage à partir du bord du trou semble limité grâce aux patchs de réparation.

On peut supposer le scénario de rupture suivant : la rupture est amorcée aux bords du trou dans la zone C, car l'atténuation de la concentration de contraintes dans cette zone est limitée par la faible rigidité des patchs. Le délaminage entre les plis dans la plaque se développe et la redistribution des contraintes dans cette zone provoque la formation et la coalescence de microfissures dans les patchs au fur et à mesure que la charge augmente. La rupture finale intervient alors de façon brutale dans la section la plus affaiblie par le trou.

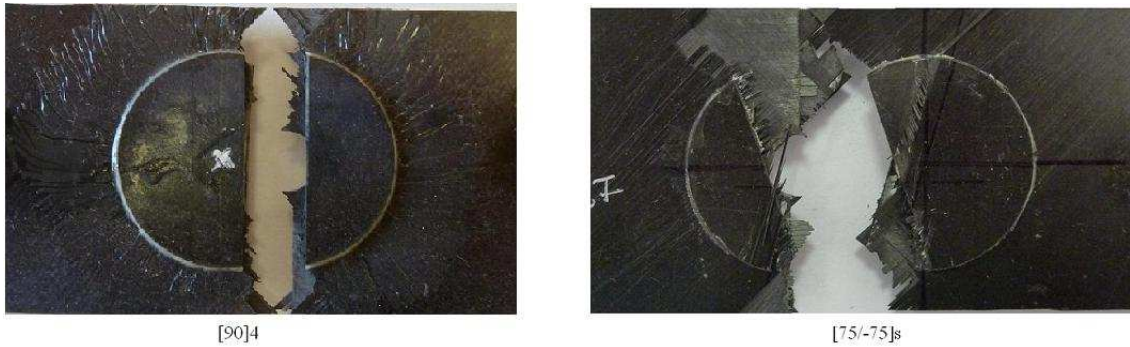


Figure IV.14 Faciès de rupture des réparations par les patches souples [90]₄ et [75/-75]_s

- Deuxième type : réparations par un patch de rigidité moyenne [45/-45]_s

Le mode de rupture des réparations par des patches de rigidité moyenne [45/-45]_s est complètement différent du premier cas (Figure IV.15). Les patches sont toujours collés sur la plaque au lieu d'être rompus comme dans le cas des réparations par les patches souples [90]₄ et [75/-75]_s. Après avoir observé le faciès de rupture des patches, nous avons trouvé peu de trace de rupture dans le joint entre la plaque et les patches autour de la zone A. En ce qui concerne la plaque à réparer, le délaminage dans la même zone semble bien étendu entre les deux premiers plis. La rupture finale, qui se situe toujours au niveau de la section la plus affaiblie (zone C) par le trou, résulte de la propagation d'endommagement simultanée à partir de la zone C et de la zone A.

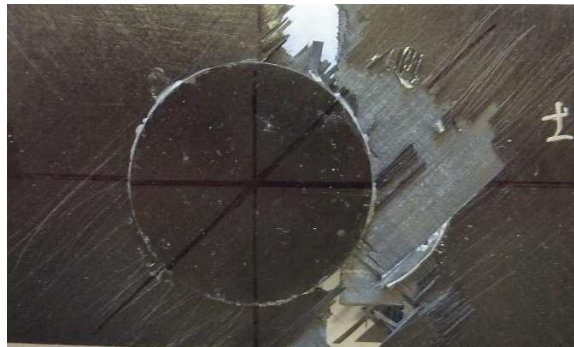


Figure IV.15 Faciès de rupture des réparations par les patches [45/-45]_s

- Troisième type : réparations par des patches rigides : patches quasi-isotropes et [0]₄

Les réparations par des patches [0]₄ et des patches quasi-isotropes de la série II ont des faciès de rupture similaires. La Figure IV.16 illustre un faciès de rupture de la réparation par patches [45/-45/90/0] et [0]₄ qui ont une rigidité de membrane homogénéisée : A_{11}/h , égale ou supérieure à celle de la plaque à réparer.

Il est montré que les patches se sont arrachés de la plaque cassée et restent intacts. La rupture mixte cohésive/adhésive dans le joint collé semble la cause principale de la rupture de la réparation. On peut imaginer que la fissure est amorcée dans le joint autour d'une extrémité

longitudinale des patches (zone A), à partir de laquelle, la fissure se propage ensuite dans le joint collé vers le centre du trou, vers lequel se déplace la zone de concentration de contraintes. Bien que la rupture finale de la réparation intervienne au niveau de la section la plus affaiblie par le trou, l'endommagement aux bords du trou (zone B et C) peut très bien s'amorcer après une forte propagation de la fissure dans le joint. La rupture finale résulte plutôt de la propagation importante de la fissure dans le joint et aussi de celle de multi fissures entre les plis de la plaque à partir des zones B et D.



[45/-45/90/0]



[0]4

Figure IV.16 Faciès de rupture des réparations par les patches [45/-45/90/0] et [0]4

IV.3.3. Contrôle par émission acoustique

Lors des essais, les éprouvettes étaient instrumentées avec trois capteurs d'émission acoustique. L'avantage essentiel de cette technique est de donner une information en temps réel sur l'amorçage et sur l'évolution de l'endommagement sachant que plusieurs mécanismes coexistent. Dans la majorité des cas, sous sollicitation statique, l'endommagement débute par l'apparition de microfissures au sein de la matrice, la propagation et la coalescence de ces dernières conduisent à la formation de fissures macroscopiques pouvant engendrer la rupture. Si la propagation des fissures se situe entre deux plis du stratifié, on parle de délaminage, qui peut conduire à une baisse importante de la rigidité de la structure, et à une redistribution de contraintes. Ceci par conséquent accélère l'évolution de l'endommagement. Lorsque ces fissures arrivent au niveau de l'interface fibre/matrice, elles continuent à se propager le long des fibres en provoquant une décohésion de l'interface fibre/matrice ce qui peut conduire à un déchaussement des fibres et donc à un frottement avec la matrice. Enfin, on assiste à la rupture finale provoquée par la rupture des mèches de fibres favorisée par leur déchaussement de la matrice partiel ou complet. Les études montrent que ces mécanismes d'endommagement complexes dans un composite peuvent être éventuellement identifiés grâce à sa signature acoustique. Gong [69] a proposé une corrélation entre chaque mécanisme d'endommagement et les plages d'amplitude d'émission acoustique pour un matériau verre/époxyde. Liu et al [70] ont proposé un classement d'amplitude pour le matériau carbone/époxyde. Nous avons schématisé ces conclusions par la Figure IV.17. Il est évident que cette corrélation dépend

sensiblement de la nature de la matrice et des fibres qui constituent le composite, la qualité d'interface joue également un rôle important non seulement dans l'ordre du classement, mais aussi dans l'intervalle de chaque plage.

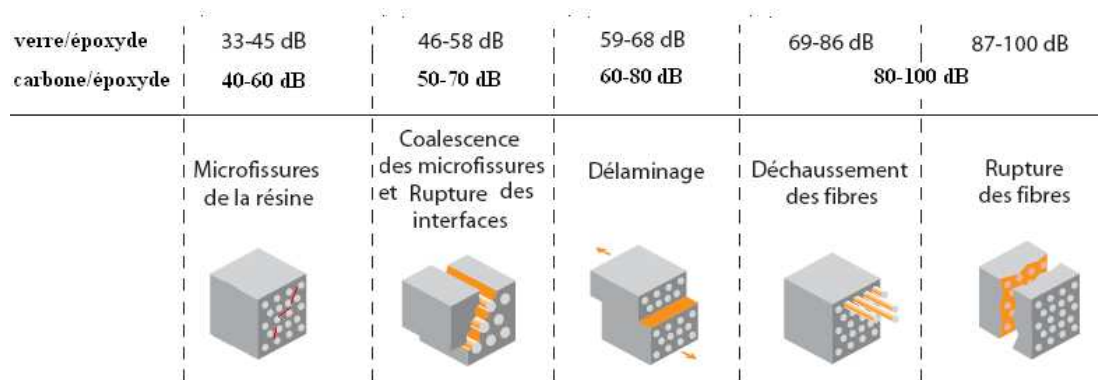


Figure IV.17 Plages d'amplitude pour chaque mécanisme de rupture dans le matériau verre/époxyde et carbone/époxyde

Dans notre étude, le système d'émission acoustique utilisé est de marque Euro Physical Acoustics. La Figure IV.18 montre la localisation des trois capteurs alignés sur l'éprouvette. La distance entre deux capteurs est de 40mm. Les capteurs sont de type large bande, opérant dans la gamme de fréquence allant de 100 à 600 kHz. Leur forme est cylindrique, avec un diamètre de 10 mm et une hauteur de 12 mm. Ils sont fixés sur l'éprouvette par des bandes adhésives. Une couche de graisse silicone est appliquée entre les capteurs et la surface de l'éprouvette afin d'assurer leur couplage. Les signaux sont préamplifiés de 20dB avant d'être traités par une carte d'acquisition PCI-2. On utilise un seuil à 45 dB pour éviter d'enregistrer les bruits de faible amplitude dus à l'environnement, les parasites électriques et les moteurs de la machine de traction.

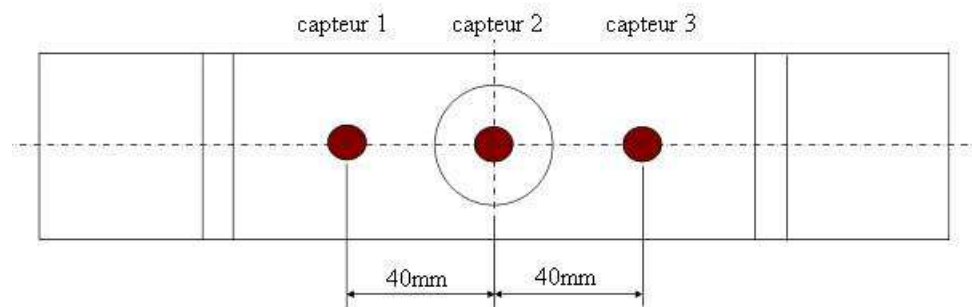


Figure IV.18 Localisation des capteurs

La Figure IV.19 présente schématiquement un signal type d'émission acoustique. Les traitements effectués ont pour objectifs de déterminer : l'intensité de l'émission observée et le contenu des signaux qui permettent de différencier les mécanismes sources. En effet, un signal peut avoir une forte amplitude et une faible énergie ou l'inverse. D'ailleurs, Beattie a

indiqué à partir de ses études que l'énergie acoustique rendait mieux compte de l'endommagement que le comptage traditionnel [68]. Afin de mieux cerner les sources des signaux d'émission acoustique, il convient donc d'utiliser les différentes méthodes de traitement de manière complémentaire.

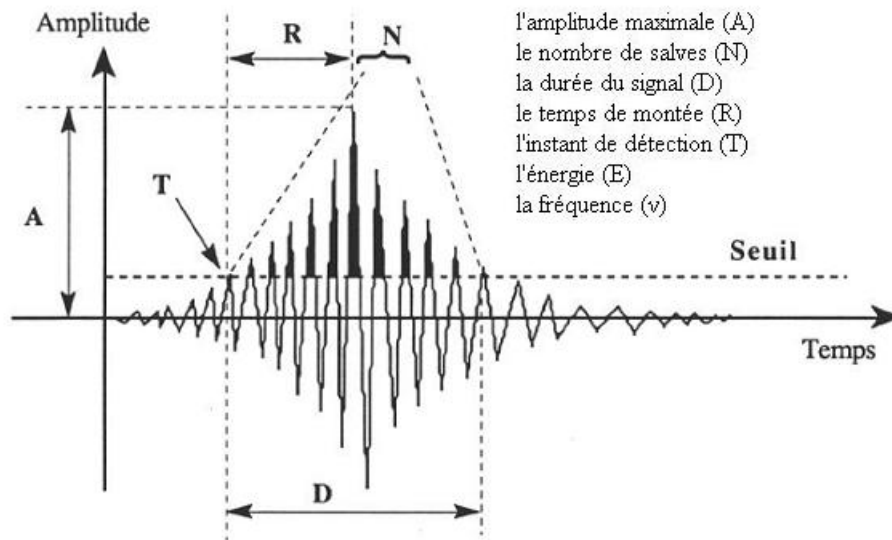


Figure IV.19 Principales caractéristiques du signal d'émission acoustique

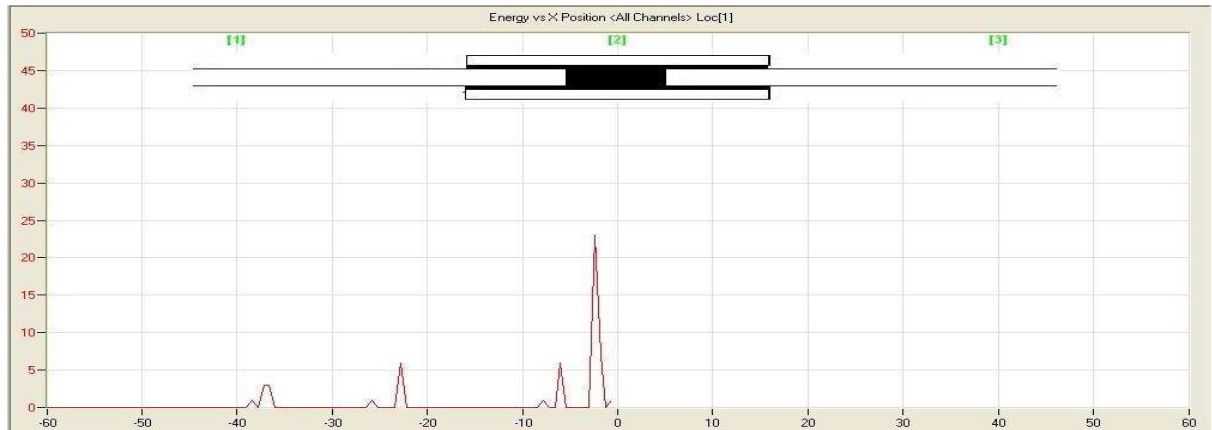
Par conséquent, l'énergie et l'amplitude de chaque événement, l'énergie cumulée des signaux d'émission acoustique ont été choisies dans notre étude comme les paramètres de contrôle. En fait, nous n'avons pas pu localiser précisément l'évènement source, mais nous essayons néanmoins d'identifier la zone où il s'est produit et de le relier avec les mécanismes d'endommagement pour le composite étudié.

Nous présentons par la suite les résultats de contrôle obtenus par émission acoustique (EA) sur trois réparations représentatives par rapport aux trois types de faciès de rupture décrits dans la partie précédente.

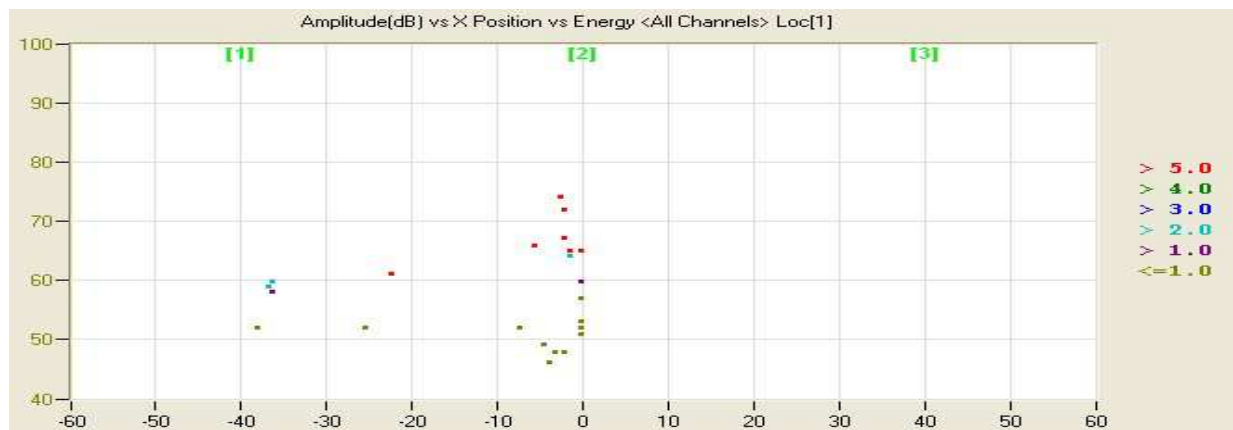
IV.3.3.1. Réparation par les patches souples de séquence d'empilement [90]₄

La Figure IV.20 présente les signaux EA enregistrés pour une charge représentant environ 35% de la charge à rupture, où l'amorçage de l'endommagement se produit dans une réparation par des patches [90]₄. D'après les images (a), (b), (c) et (d), nous pouvons conclure que l'amorçage de l'endommagement commence autour la zone B ($t \approx 170$ s et $x \approx -5$ mm), où l'énergie des événements est essentiellement inférieure à 1 (en jaune) et l'amplitude comprise entre 45 et 50 dB. Puisque cette zone est en compression, on devrait observer le flambement local dans le pli à 90° qui est souvent accompagné par une rupture d'interface. De plus, la contrainte de compression peut, éventuellement, provoquer la rupture d'interfaces due au cisaillement dans les plis à $\pm 45^\circ$. Au fur et à mesure que la force augmente, les événements

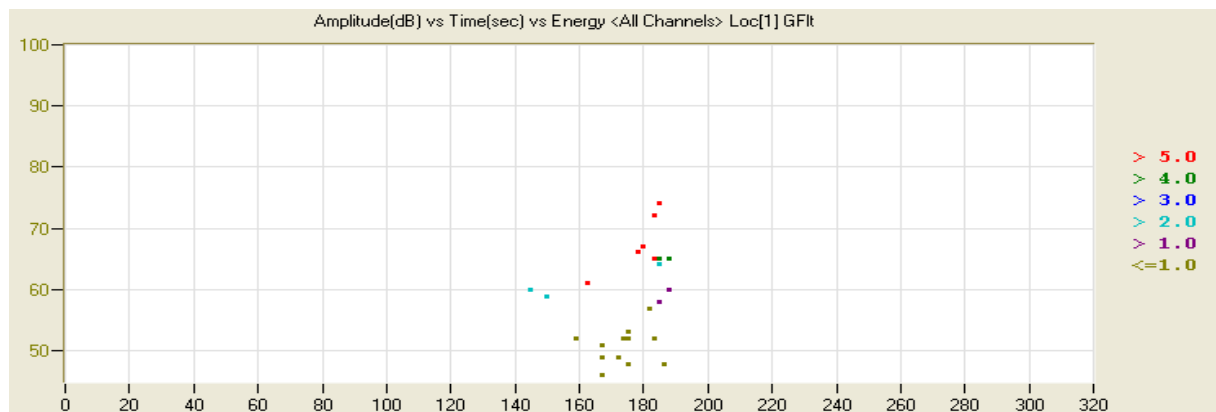
source se déplacent vers la zone C (Image (b)), où l'amplitude autour de 50dB peut provenir de la microfissuration. A partir de $t \approx 180s$, des événements ayant une énergie supérieure à 5 (en rouge) dans la zone $-5mm \leq x \leq 0mm$ sont observés. Ceux-ci ont une amplitude affichée qui varie entre 65 et 73 dB (Images (b) à (d)), ce qui correspond probablement à la coalescence de microfissures, au déchaussement et au frottement des fibres dans la plaque à réparer.



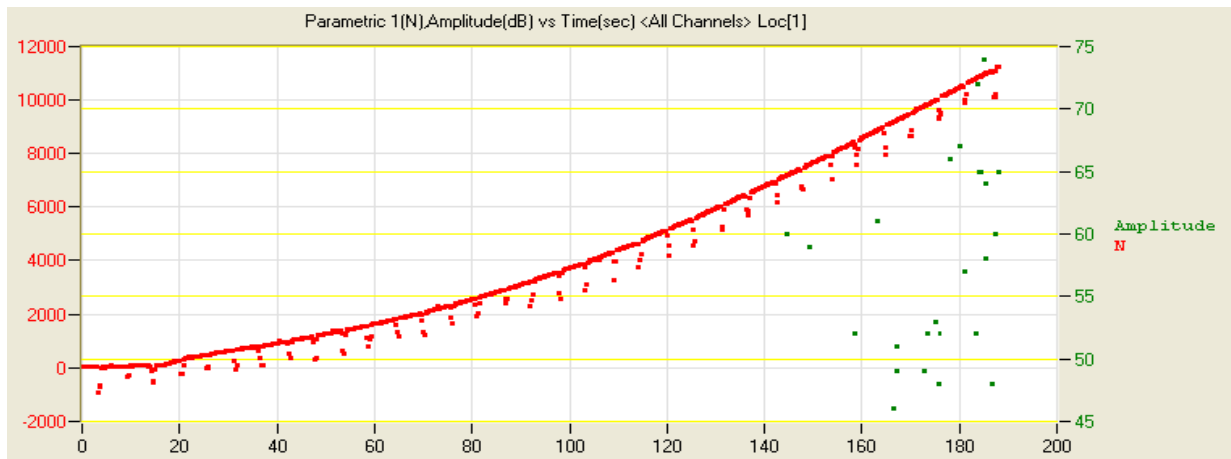
(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



(b) Amplitude en fonction de la position en X classée par l'énergie de chaque événement



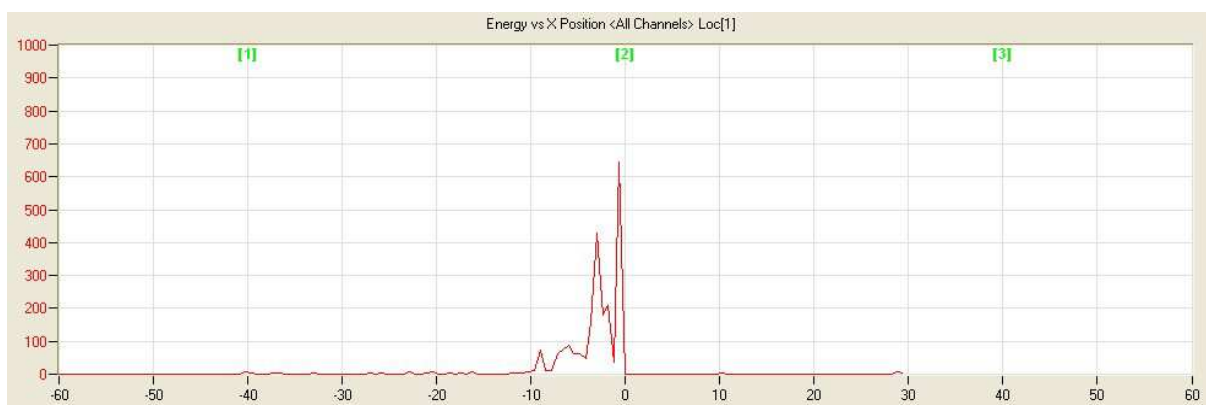
(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement



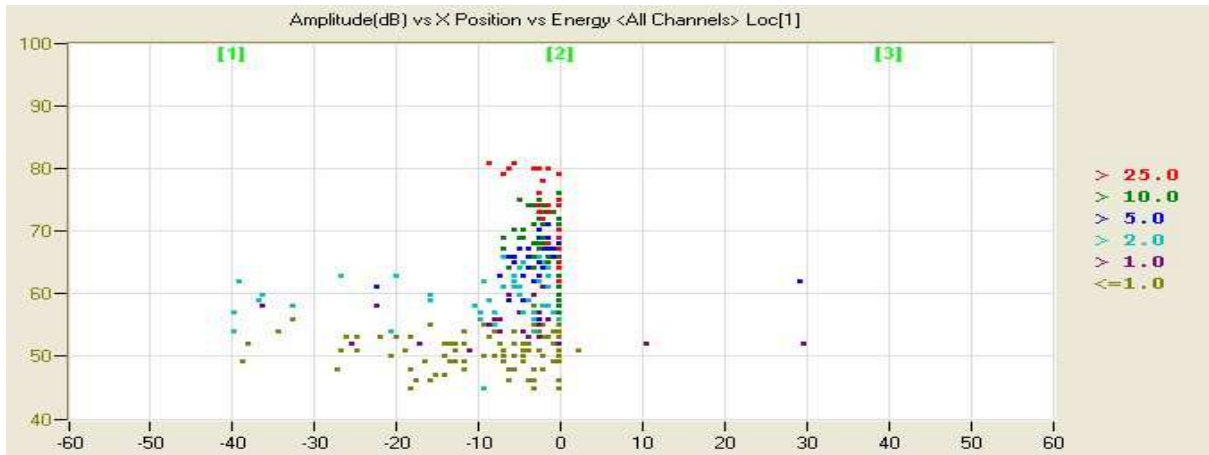
(d) Force et Amplitude en fonction de temps

Figure IV.20 Amorçage d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patches $[90]_4$

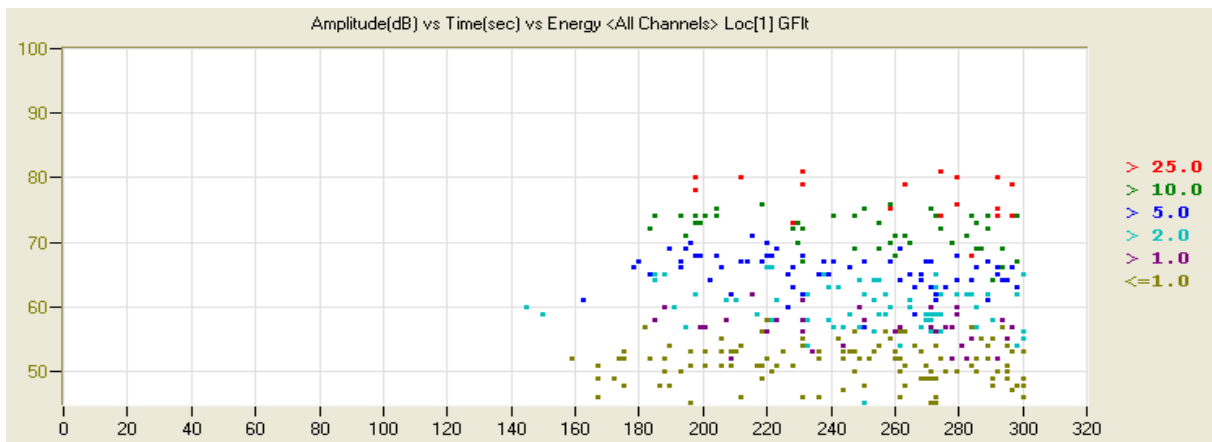
La Figure IV.21 montre la propagation d'endommagements détectée par EA dans une réparation par patches $[90]_4$ pour une charge représentant environ 80% de la charge à rupture. On voit que la zone endommagée s'est propagée vers le centre du trou, elle s'est surtout étendue dans la largeur des patches de réparation par coalescence de microfissures, les patches sont probablement rompus par cette coalescence de microfissures le long des fibres transversales, car le pic de l'énergie cumulée devient très important (Images (a) et (b)). Durant cette propagation presque tous les mécanismes d'endommagement sont mis en jeu : on voit que l'amplitude des événements couvre une large plage de 40dB jusqu'à plus de 80dB (Image (c)), bien que la variation de la rigidité de la courbe force-déplacement ne soit pas visible (Image (d)).



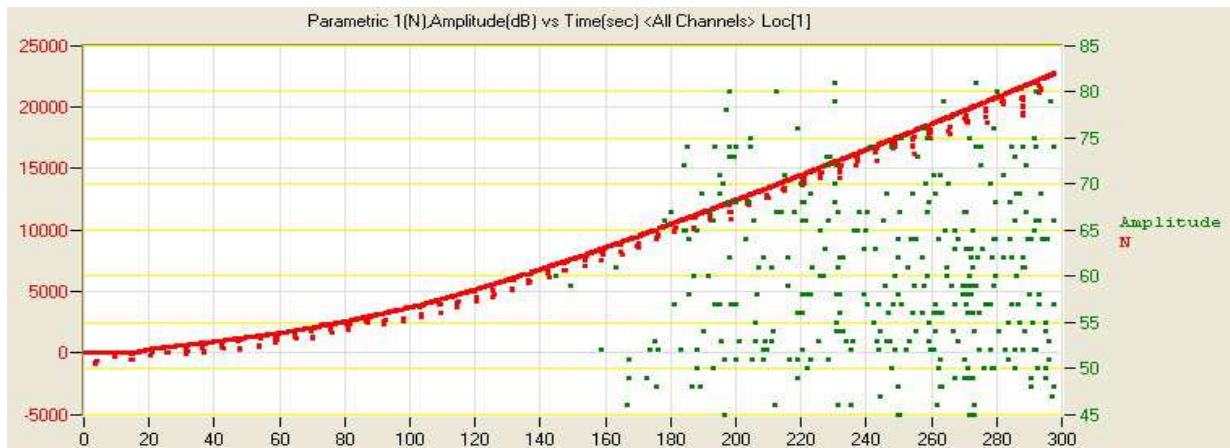
(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



(b) Amplitude en fonction de la position en X classée par l'énergie de chaque événement



(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement

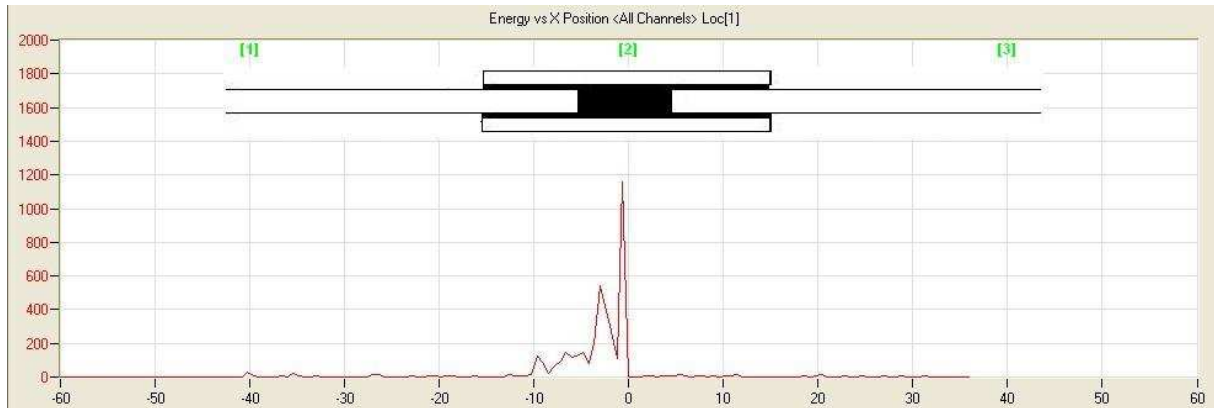


(d) Force et amplitude en fonction de temps

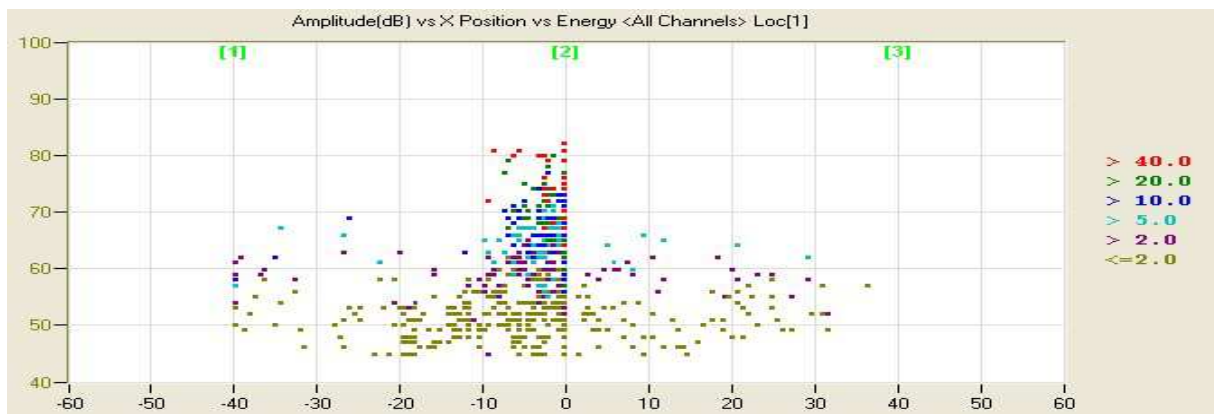
Figure IV.21 Propagation d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patches $[90]_4$

En ce qui concerne la rupture finale (Figure IV.22), elle intervient après un cumul important et rapide de tous les types d'endommagement (Image (a) et (c)), en particulier le déchaussement des fibres et la rupture des fibres dans la plaque à réparer provoquent la

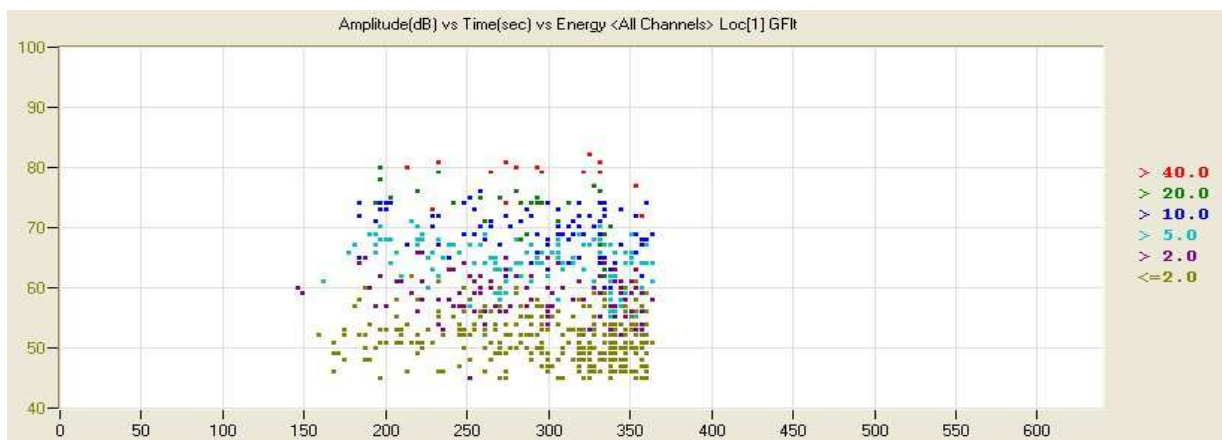
rupture des patchs par la propagation de fissures intralaminaires. Ce processus se traduit par l'amplitude des signaux située autour de 80dB (Image (a) et (c)). Au moment de la rupture finale dans la section la plus affaiblie par le trou et aussi dans les patchs (Image (c)), on observe l'énergie d'un événement supérieure à 40 de 73dB d'amplitude, ce qui nous laisse penser que l'association simultanée de la coalescence de fissures et du déchaussement des fibres est la responsable de la rupture finale.



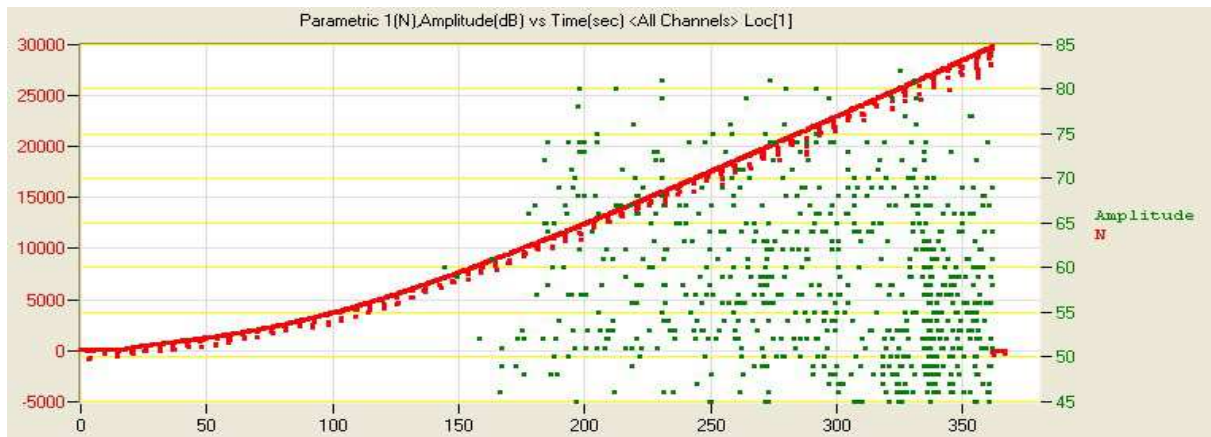
(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



(b) Amplitude en fonction de la position en X classée par l'énergie de chaque événement



(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement

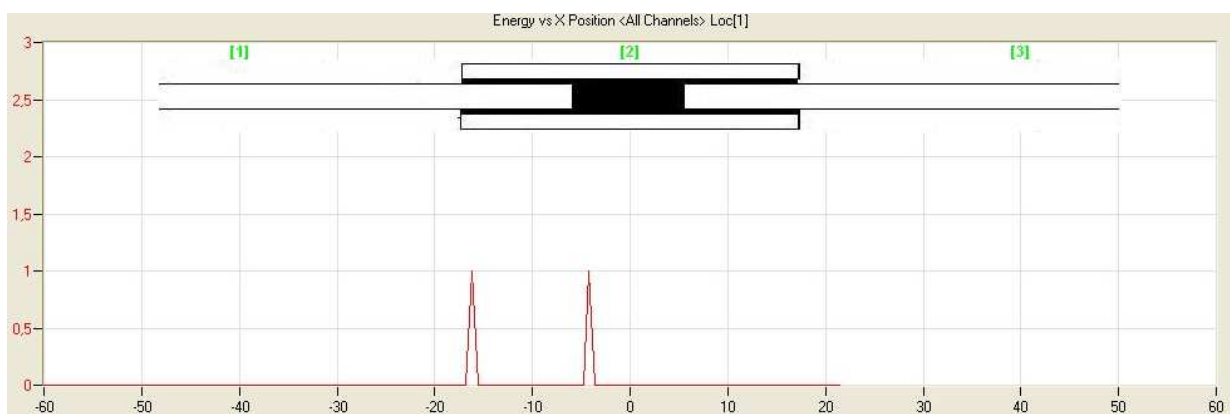


(d) Force et amplitude en fonction de temps

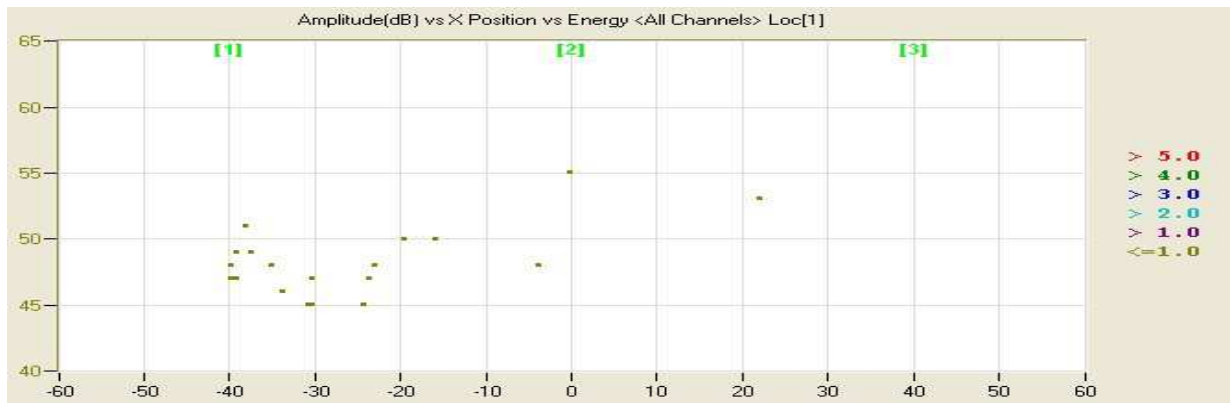
Figure IV.22 Rupture finale sur une réparation par des patches $[90]_4$

IV.3.3.2. Réparation par les patches de rigidité moyenne de séquence d'empilement $[45/-45]_s$

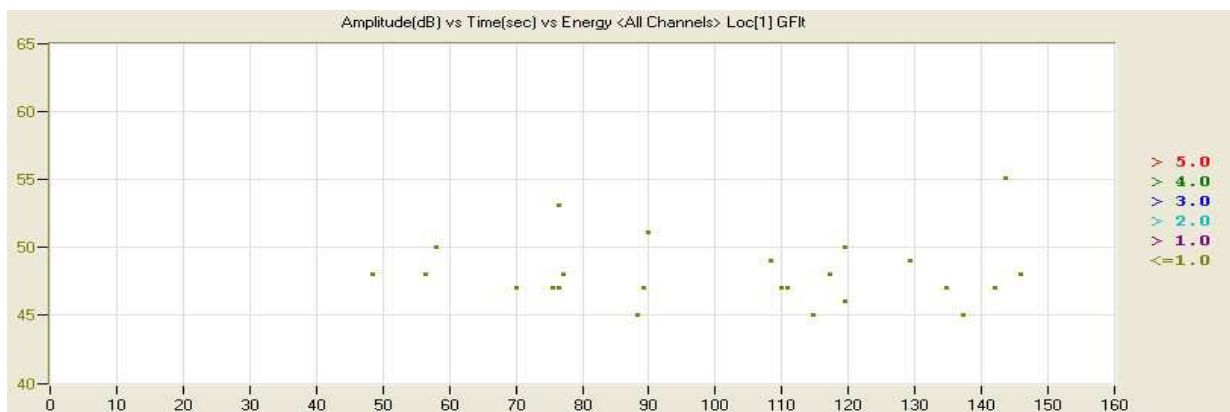
La Figure IV.23 présente l'amorçage d'endommagements détecté par EA sur une réparation par patches $[45/-45]_s$ pour une charge correspondant à environ 40% de la charge à rupture. L'image (a) montre que la réparation s'endommage au bord du trou dans la zone B pour une amplitude autour de 48dB, où les mécanismes devraient être les mêmes que dans le cas de la réparation avec les patches $[90]_4$. Pratiquement en même temps, la zone A autour de l'extrémité longitudinale des patches est atteinte, car l'énergie cumulée à cette position montre un petit pic (à gauche). En réalité, on pense que ce dernier provient d'un phénomène local, qui n'est pas significatif dans le processus d'endommagement, car nous n'avons pas observé sa propagation et il devient négligeable lors de l'augmentation de la charge par la suite.



(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



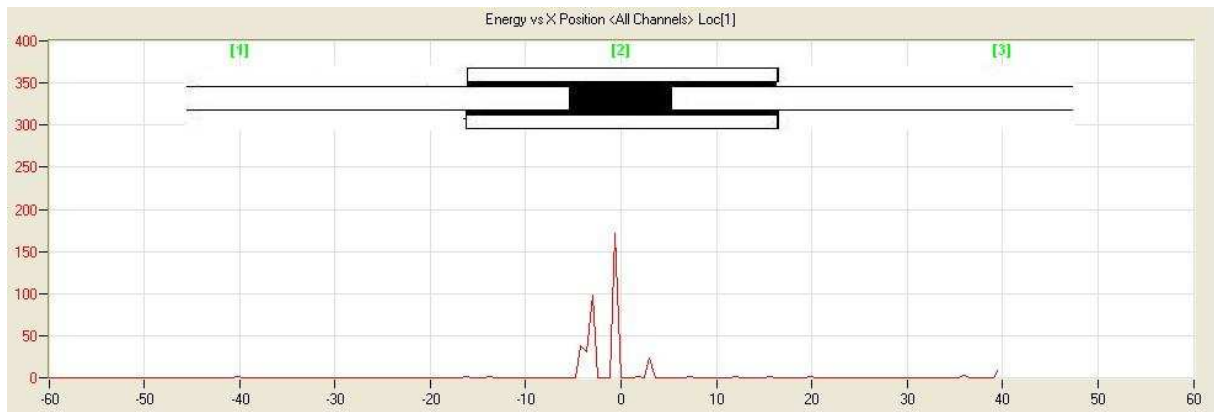
(b) Amplitude en fonction de la position en X classée par l'énergie de chaque événement



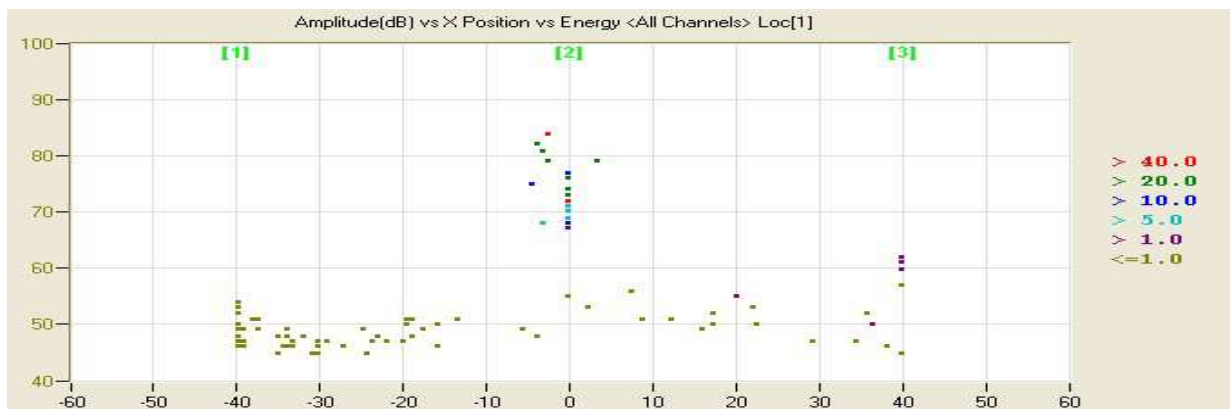
(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement

Figure IV.23 Amorçage d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patchs [45/-45]_s

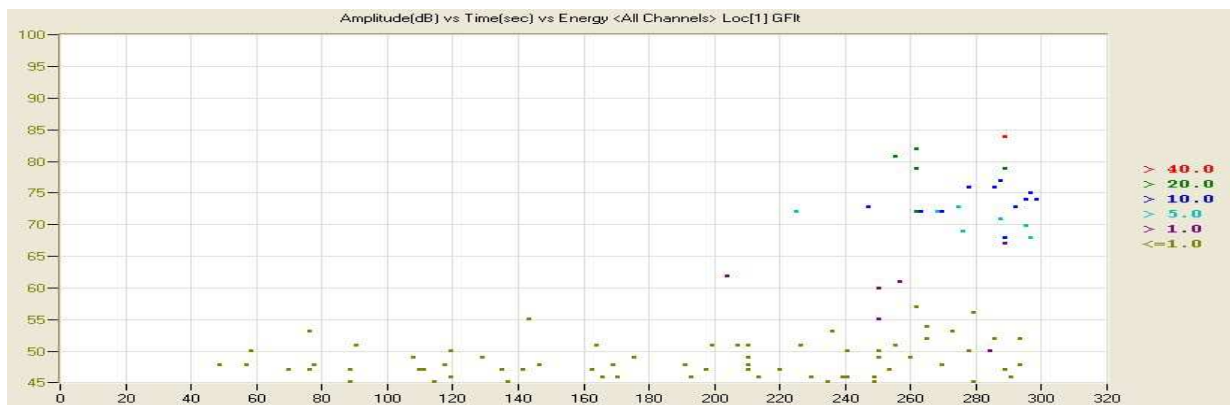
La Figure IV.24 permet d'observer la propagation d'endommagement sur une réparation par les patchs [45/-45]_s pour une charge correspondant à environ 80% de la charge à rupture. D'après les images (a) et (b), nous pouvons observer qu'avec l'augmentation de la charge appliquée, l'endommagement dans la zone B se propage vers le centre du trou (Zone C). Ceci est particulièrement visible au temps $t=300s$, où l'énergie cumulée présente un pic élevé. Si l'on examine maintenant l'amplitude d'événement correspondante, celle-ci est comprise entre 45 et 85 dB. Cela signifie que tous les mécanismes d'endommagement sont présents. De plus, les amplitudes autour de 80dB, accompagnées de haute énergie d'événement (Images (b) et (c)), correspondent bien à la propagation de délaminages entre les plis de la plaque à réparer, durant laquelle le déchaussement et le frottement des fibres sont présents.



(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



(b) Amplitude en fonction de la position en X classée par l'énergie de chaque événement

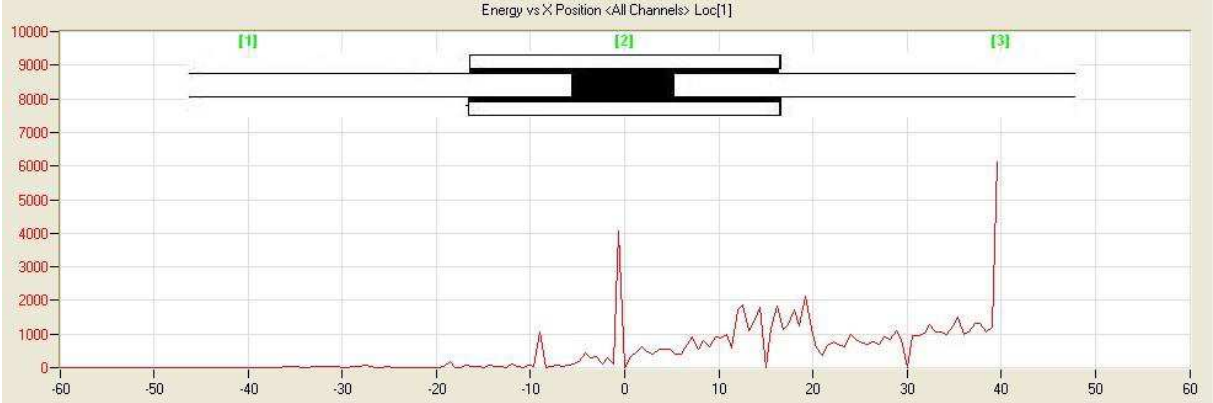


(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement

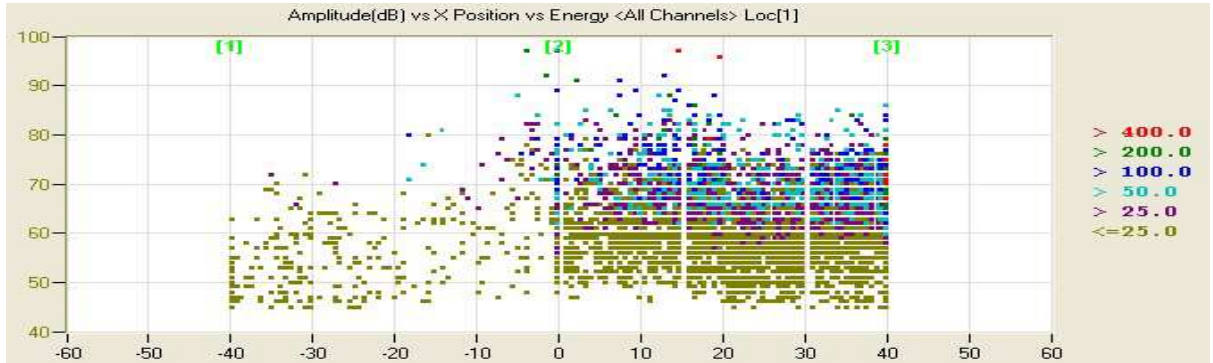
Figure IV.24 Propagation d'endommagement détectés par EA dans une réparation par des patchs [45/-45]_s

La Figure IV.25 correspond à la rupture finale de la réparation par patchs [45/-45]_s. Les images (a) et (b) montrent que l'endommagement s'est étendu pratiquement sur l'ensemble de la moitié droite de la partie où les patchs sont collés. De fortes énergies d'EA résultent du cumul de divers mécanismes d'endommagement comme la propagation du délaminage, le déchaussement des fibres et la rupture des fibres. Après une extension rapide de la zone

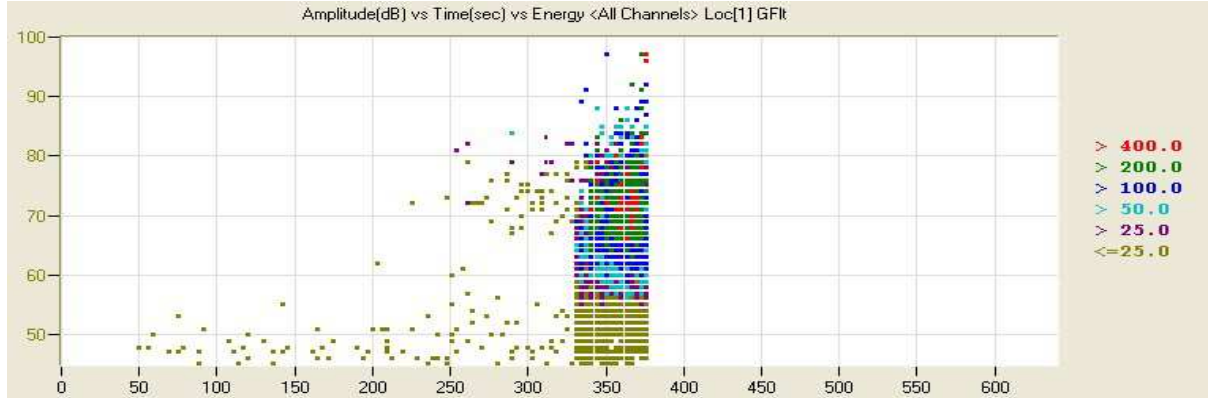
endommagée en particulier due à la propagation d'un délaminage entre les deux premiers plis de la plaque à réparer, l'éprouvette s'est enfin rompue au niveau de la section la plus affaiblie par le trou. Nous avons observé également la rupture des mèches de fibres loin du centre du trou comme le montre le faciès de rupture de l'éprouvette (Figure IV.15).



(a) Energie cumulée en fonction de la position en X.



(b) Amplitude en fonction de X position classée par l'énergie de chaque événement

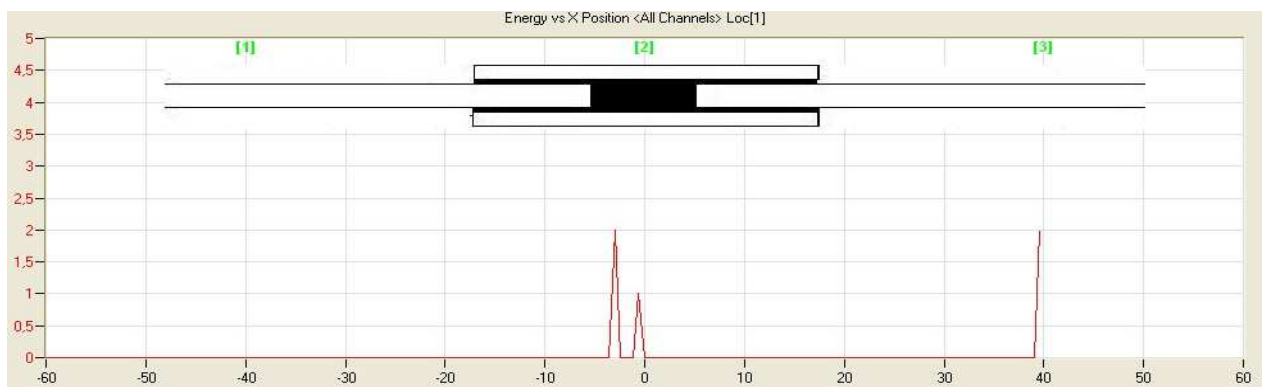


(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement

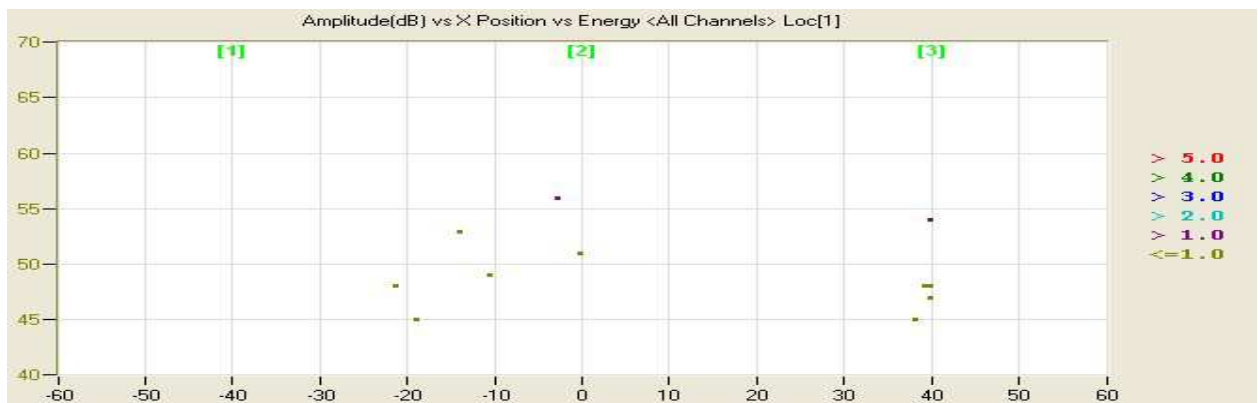
Figure IV.25 Rupture finale détectés par EA dans une réparation par des patches [45/-45]_s

IV.3.3.3.Réparation par les patches rigide de séquence d'empilement [0]₄

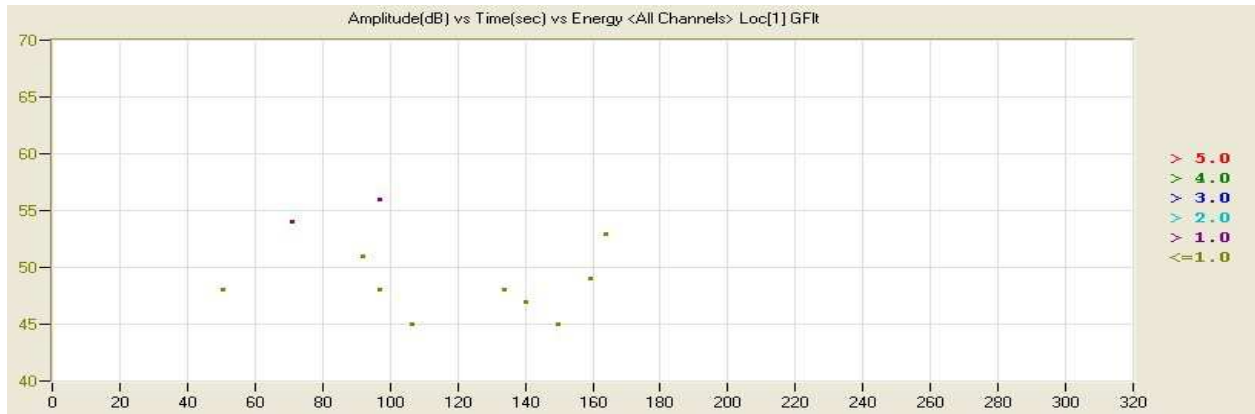
En ce qui concerne la plaque réparée par les patches rigides, nous présentons ici, à titre d'exemple, le processus d'endommagement. La Figure IV.26 montre la détection de l'amorçage de l'endommagement par EA pour une charge représentant 30% de la charge à rupture. Il est clair que des endommagements commencent autour du trou dans la zone B et la zone C (image (a) et (b)). L'amplitude de ces pics est comprise entre 45 et 52 dB ce qui représente le flambement local, la rupture d'interface fibre/matrice et la microfissuration dans la matrice. Les jauges d'extensométrie (Figure IV.36) indiquent que la déformation plastique dans le joint collé se produit très tôt autour de la zone A pour une charge correspondant à environ 30% de la charge à rupture, où l'amplitude d'EA est de 45 à 55dB (Image (d)).



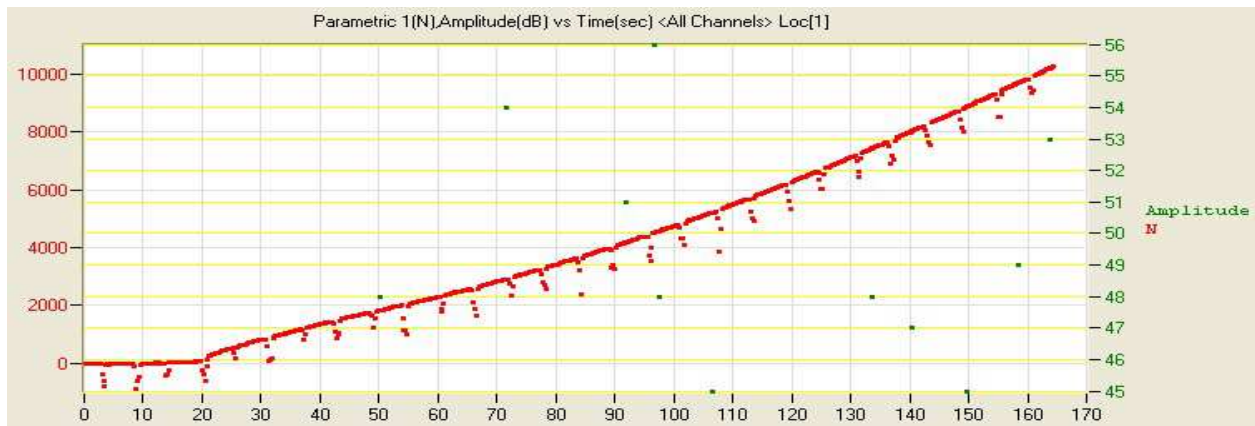
(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



(b) Amplitude en fonction de position en X classée par l'énergie de chaque événement



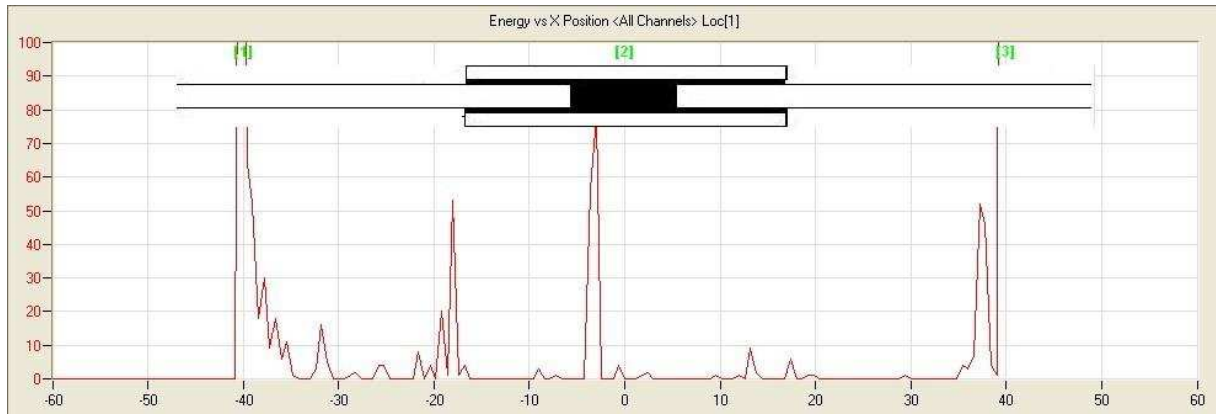
(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement



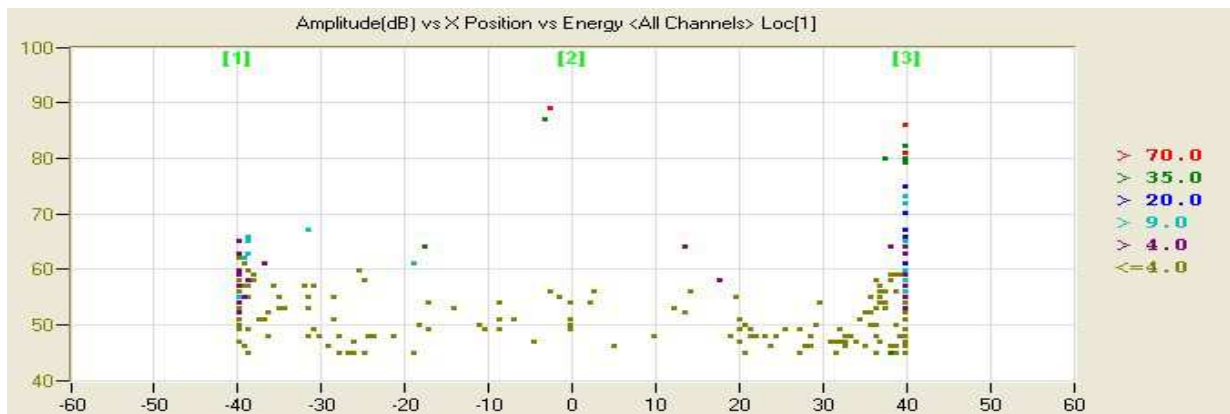
(d) Force et amplitude en fonction de temps

Figure IV.26 Amorçage d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patchs [0]₄

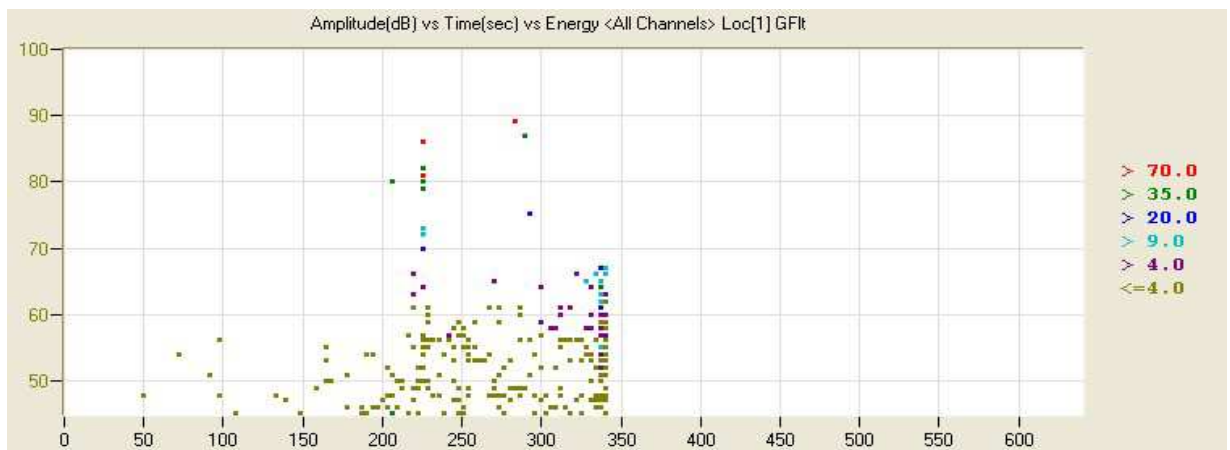
La Figure IV.27 illustre l'EA de la réparation par les patchs [0]₄ pour une charge représentant environ 85% de la charge à rupture. On s'intéresse seulement à ce qui se passe autour des patchs de réparation, car les autres signaux sont provoqués par le frottement entre la surface de la plaque et les capteurs d'EA mal fixés. Nous pouvons observer sur les images (a), deux pics en énergie cumulée. Le premier au bord longitudinal des patchs (zone A) où l'amplitude des signaux est comprise entre 40 et 70 dB (Image (b)). Cela représente en fait de la microfissuration et sa propagation dans le joint collé. Le deuxième pic se situe entre la zone A et B, son amplitude entre 80 et 90 dB (Image(b)) représente la propagation du délaminage entre les plis à $\pm 45^\circ$ dans la plaque, qui est accompagnée du déchaussement et de la rupture des fibres.



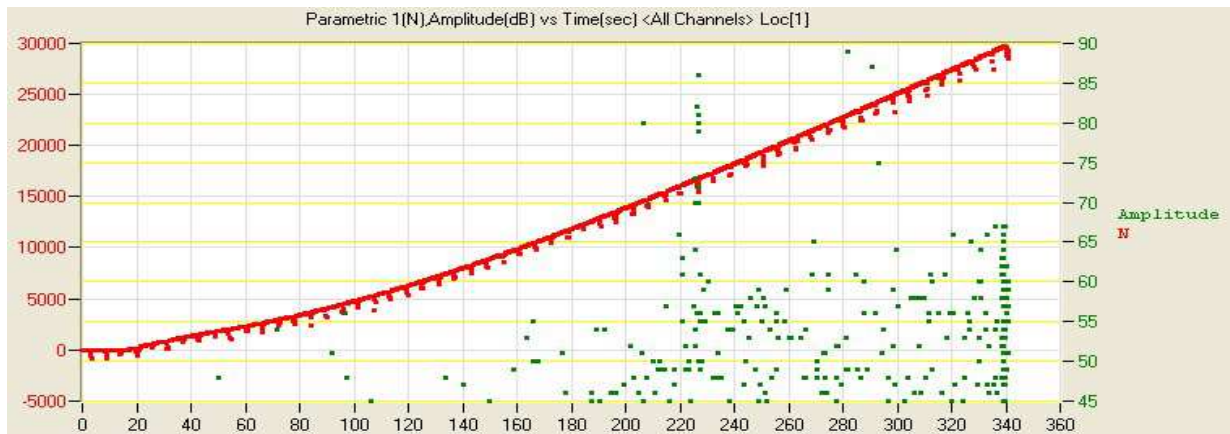
(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



(b) Amplitude en fonction de X position classée par l'énergie de chaque événement



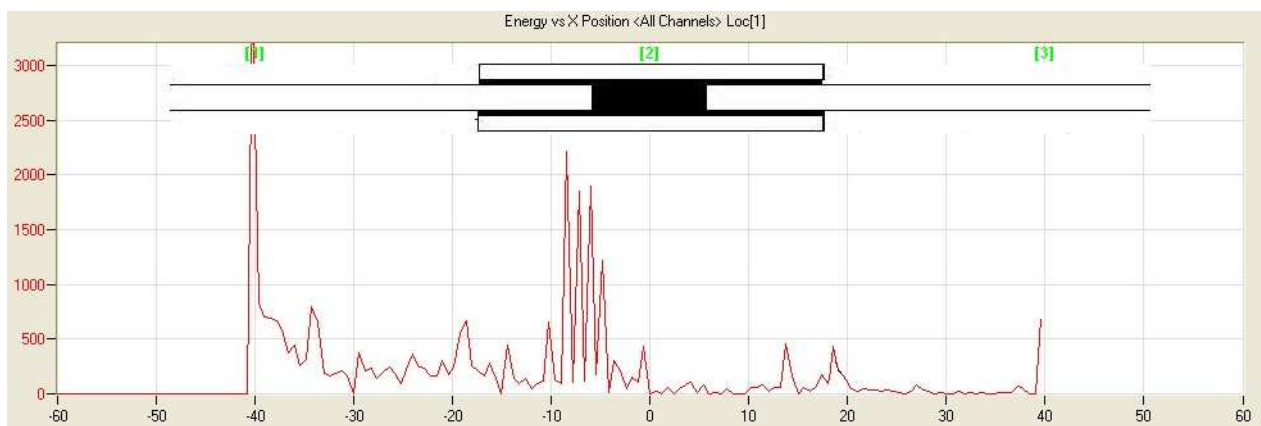
(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement



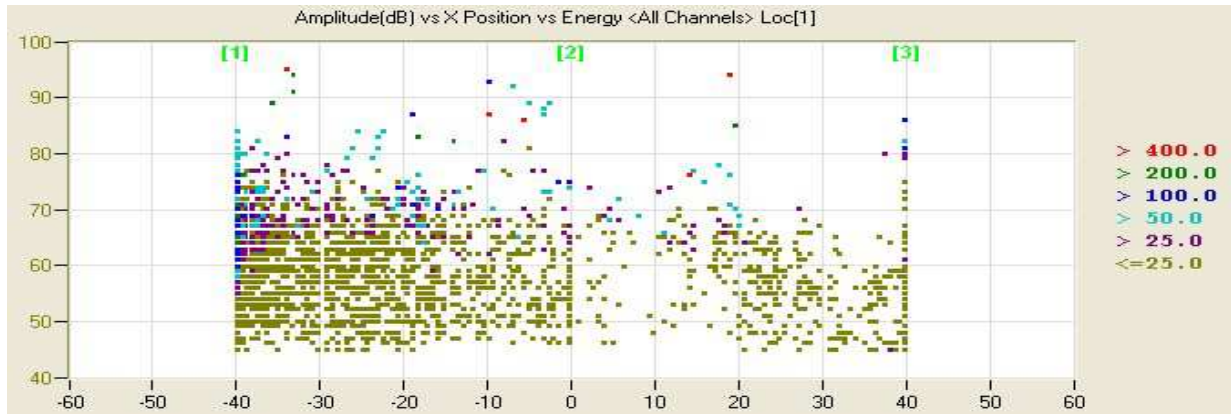
(d) Force et amplitude en fonction de temps

Figure IV.27 Propagation d'endommagements détectés par EA dans une réparation par des patchs $[0]_4$

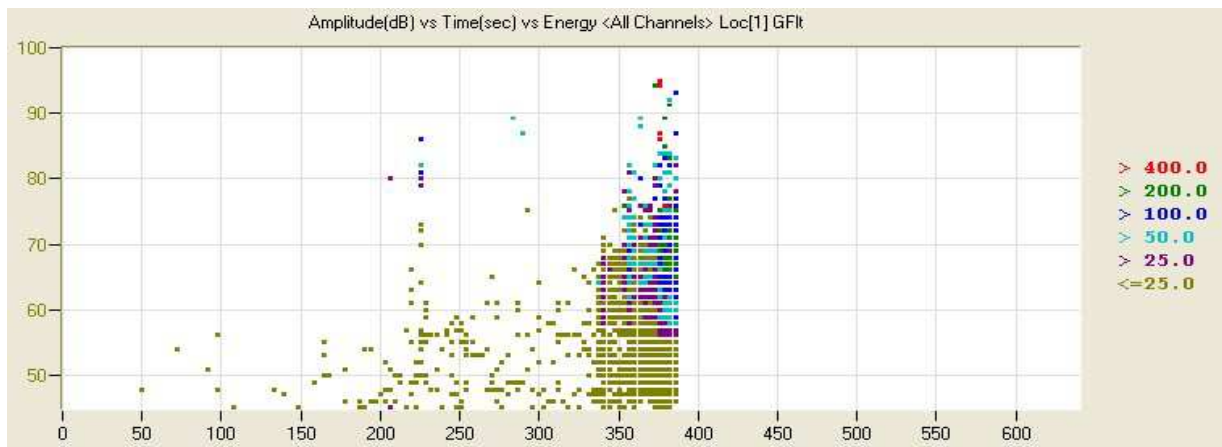
La Figure IV.28 illustre la rupture finale d'une réparation par des patchs $[0]_4$. Il s'avère que l'endommagement dans la zone B et C continue à se propager vers l'extrémité des patchs (Zone A), tandis que la fissure amorcée dans la zone A au joint collé s'accroît vers le centre du trou. On assiste à une rupture brutale de la réparation lorsque la section la plus affaiblie par le trou se rompt en même temps que les patchs se détachent de la plaque à réparer à cause de la propagation de la fissure dans le joint collé, comme illustré par la Figure IV.16 (b). Des pics sont aussi observés à l'extrémité droite du patch, ce qui correspond à la zone A (voir Image (a)). Cela nous indique que l'endommagement se propage aussi à cet endroit lors de la rupture finale.



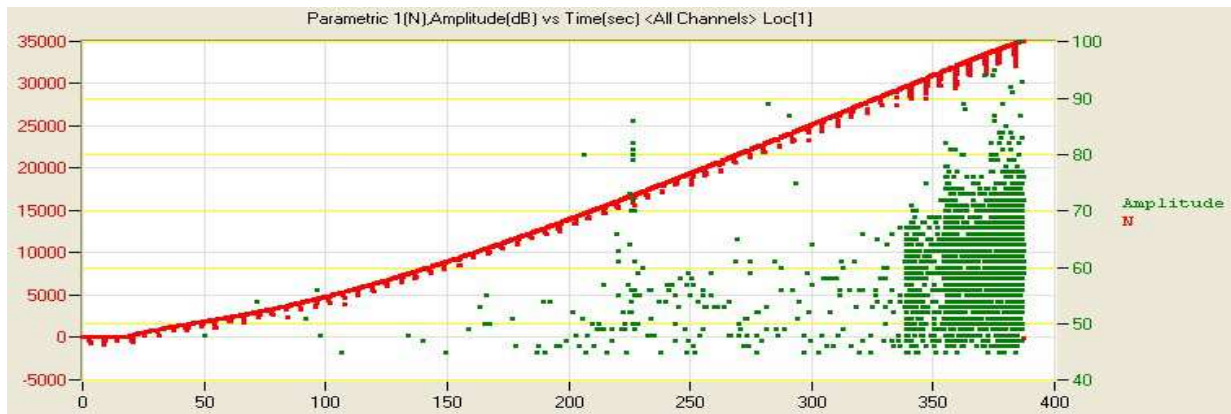
(a) Energie cumulée en fonction de la position en X



(b) Amplitude en fonction de la position en X classée par l'énergie de chaque événement



(c) Amplitude en fonction du temps classée par l'énergie de chaque événement



(d) Force et amplitude en fonction de temps

Figure IV.28 Rupture finale détectés par EA dans une réparation par des patches $[0]_4$

IV.3.3.4. Corrélation entre l'amplitude d'EA et chaque type d'endommagement

Les études précédentes permettent de proposer un modèle schématique qui relie les plages d'amplitudes d'EA et chaque type d'endommagement pour le composite carbone/Epoxyde

utilisé et pour le joint collé réalisé avec de l'Araldite 2015 dans cette étude comme illustré par la Figure IV.29

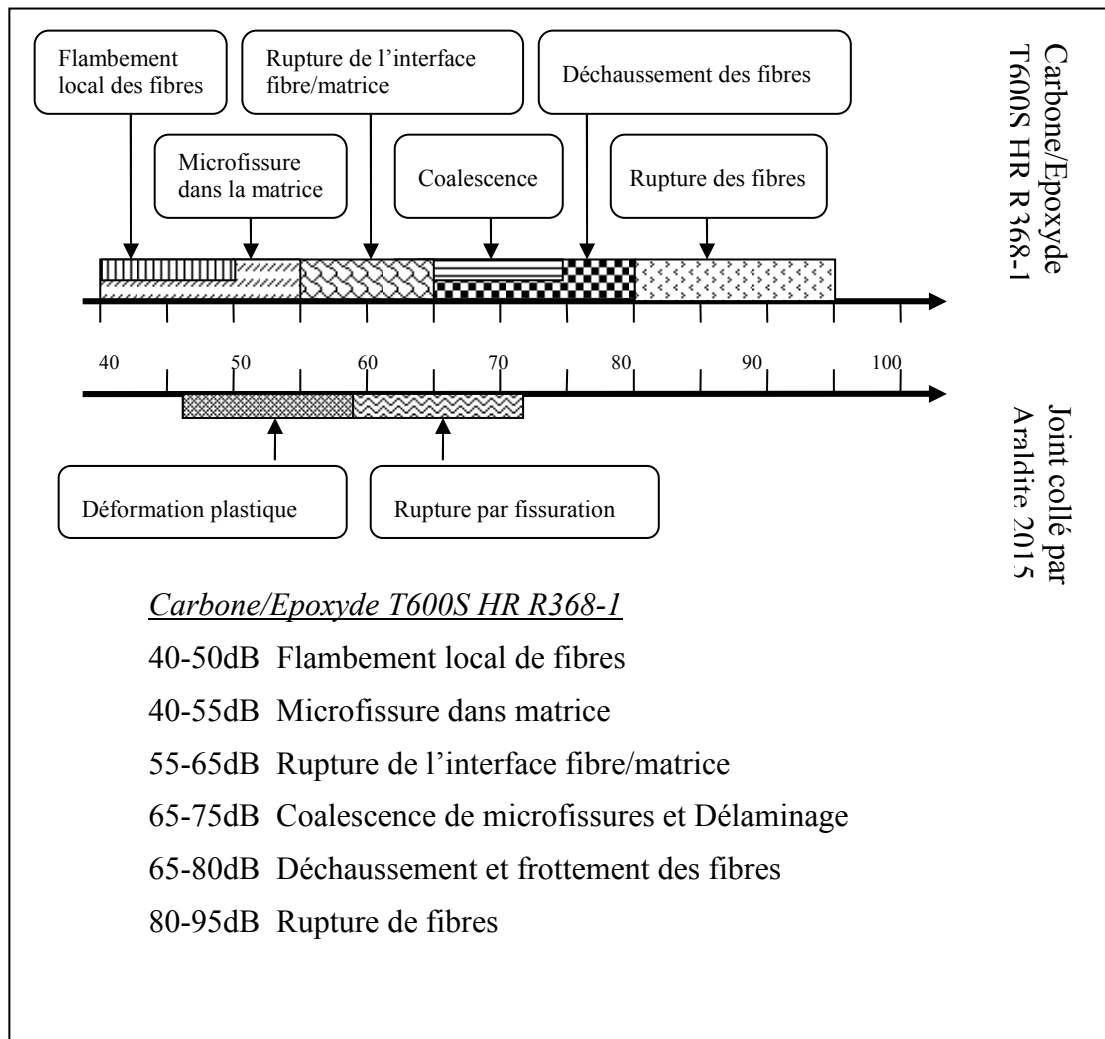


Figure IV.29 Corrélation entre des plages d'amplitudes d'EA et chaque type d'endommagement pour un Carbone/Epoxyde T600S HR R368-1 et le joint collé en Araldite 2015

IV.3.4. Suivi de l'évolution de l'endommagement par des jauges d'extensométrie

L'évolution du processus d'endommagement durant les essais a été également suivie à l'aide de jauges d'extensométrie placées sur les patches et sur la plaque à réparer. Leurs positions sont indiquées à la Figure IV.30.

La réponse des jauges en fonction de la charge appliquée pour une réparation par des patches $[90]_4$ est présentée à la Figure IV.31. 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.

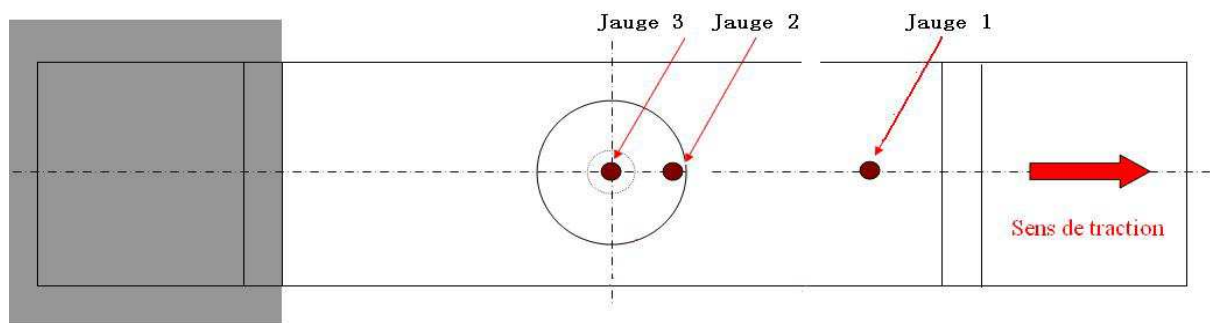


Figure IV.30 Placement des jauges d'extensométrie

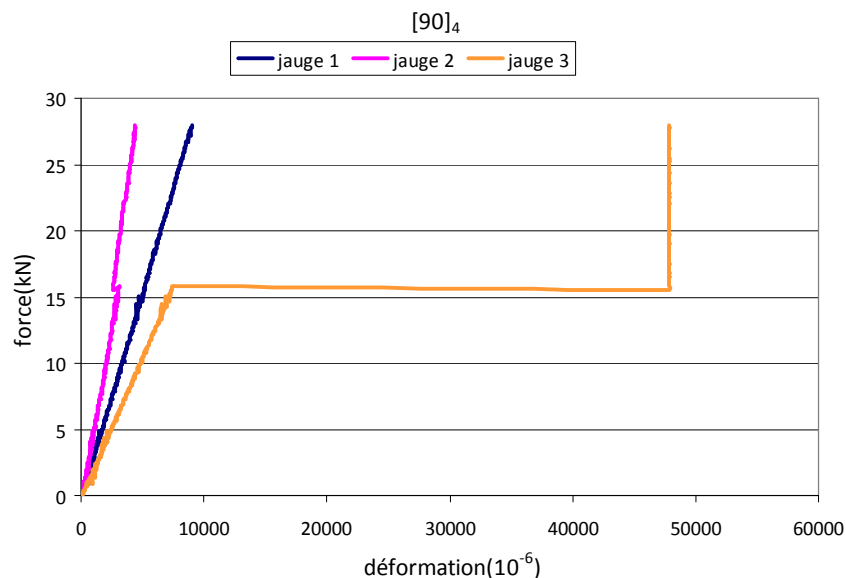


Figure IV.31 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patchs $[90]_4$

La réponse des autres jauges (N°2 et N°3) montre une partie linéaire au début de l'essai jusqu'à environ 55% de la charge de rupture ($F \approx 16$ kN). A ce moment la jauge N°3 collée au centre d'un patch se casse brutalement, ceci est probablement dû à la rupture du patch par la fissuration intralaminare le long des fibres transversales. La jauge N°2, située à l'extrémité longitudinale du patch en dessus de la zone A, est perturbée par cette rupture de patch, puis reprend son allure normale sans aucune variation de l'allure de la courbe force-déformation. Cela signifie qu'il n'y a aucune présence d'endommagement dans la zone autour de l'extrémité longitudinale du patch.

Pour les éprouvettes réparées par des patchs $[45/-45]_s$, nous pouvons observer sur la Figure IV.32 que la réponse des jauges N°2 et N°3 est presque linéaire jusqu'à la rupture. Il y a une

forte perturbation juste avant la rupture finale sur la réponse de la jauge N°2. On suppose donc qu'à ce moment la propagation du délaminage entre les deux premiers plis de la plaque à partir du bord du trou atteint la zone A où la jauge N°2 est collée, et provoque une forte déformation de la jauge. Pour la jauge N°3, la pente de la courbe force-déformation est presque inchangée jusqu'à la rupture de la réparation. Cela signifie que la microfissuration dans la matrice de la plaque autour de la zone C décelée par EA n'a provoqué ni une baisse de rigidité du composite, ni une rupture importante du joint collé.

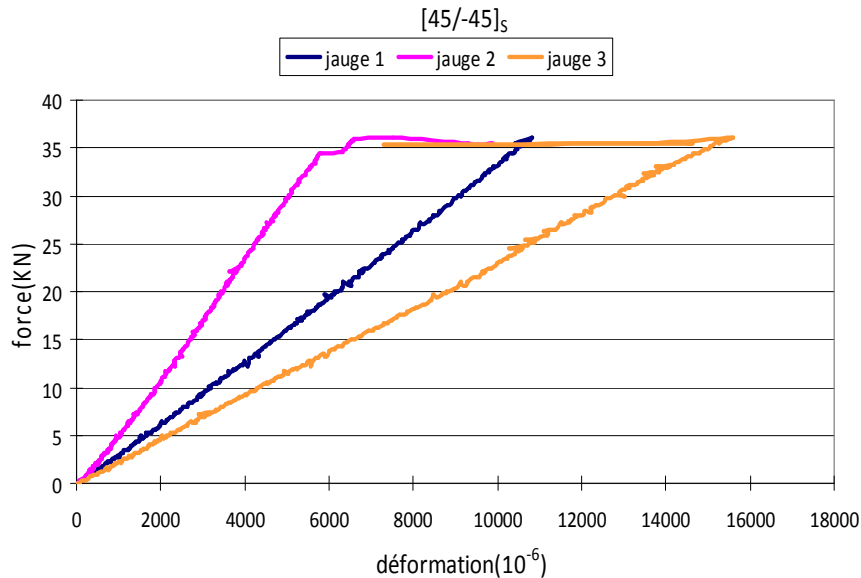


Figure IV.32 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [45/-45]_s

Dans le cadre d'une réparation avec des patches durs ayant une rigidité de membrane homogénéisée supérieure ou égale à celle de la plaque à réparer (cas des patches [45/-45/90/0], [-45/45/0/90], [0/90/45/-45] et [0]₄) (voir Figure IV.33 et Figure IV.36), la déformation mesurée au centre du patch (jauge N°3) est toujours inférieure à celle du bord (jauge N°2). Par contre, elle est supérieure à celle qui est située loin de la zone réparée (jauge N°1). La déformation plastique dans le joint collé peut intervenir très tôt à cause de la concentration de contraintes dans la zone A sur laquelle la jauge N°2 est placée. Par conséquent la réponse de la jauge N°2 permet de détecter non seulement l'amorçage de la déformation plastique dans le joint, mais également le décollement partiel ou complet du patch. En fait, si la fissure se propage dans le joint collé après une déformation plastique importante, le patch peut se détacher de plus en plus de la plaque à réparer. En conséquence, la déformation mesurée par la jauge diminue. A noter que la déformation mesurée par la jauge N°2 tend vers zéro à partir du moment que la zone du patch correspondante est complètement détachée de la plaque, (Figure IV.35). En outre, la jauge N°3 est aussi très sensible à l'endommagement produit dans la zone C au bord du trou. La réponse de cette jauge montre une partie linéaire au début de

l'essai. Elle commence à s'écarter de la partie linéaire lors de l'endommagement de la zone C. Entre 50% à 70% de la charge à rupture, on assiste à une forte baisse de la déformation mesurée par la jauge N°3, où la zone C de la plaque à réparer autour du trou est supposée être affectée, probablement par des délaminages et/ou 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.

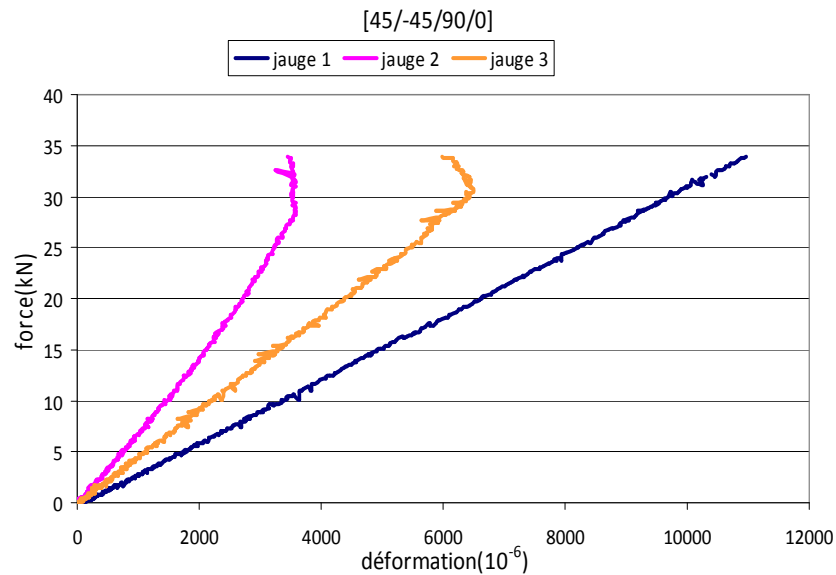


Figure IV.33 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [45/-45/90/0]

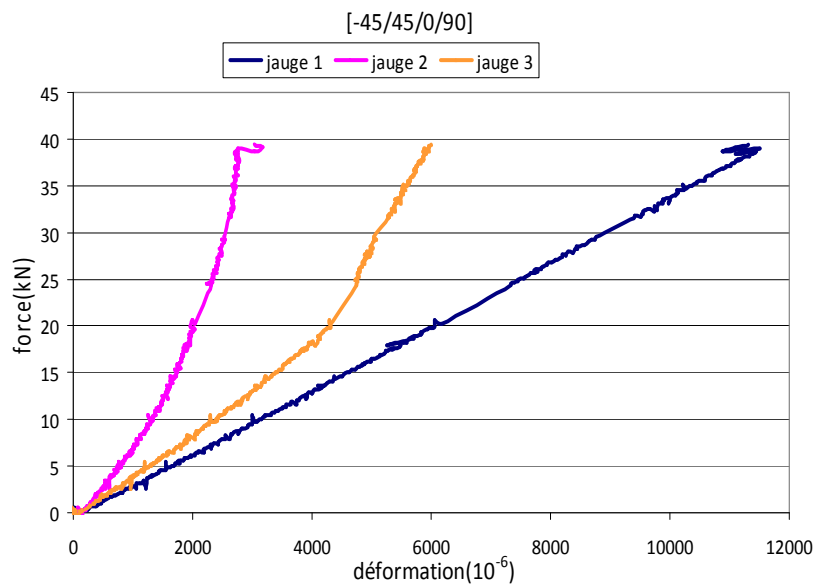


Figure IV.34 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [-45/45/0/90]

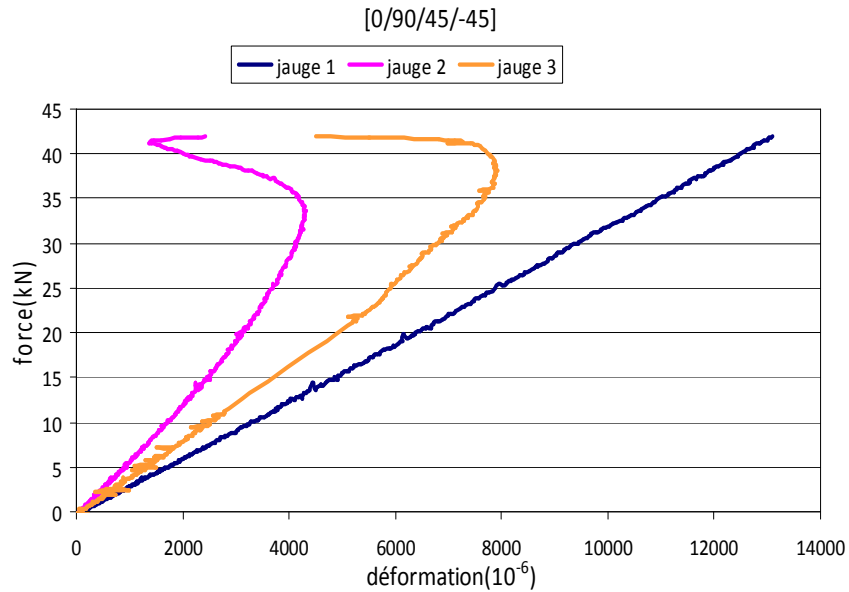


Figure IV.35 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [0/90/45/-45]

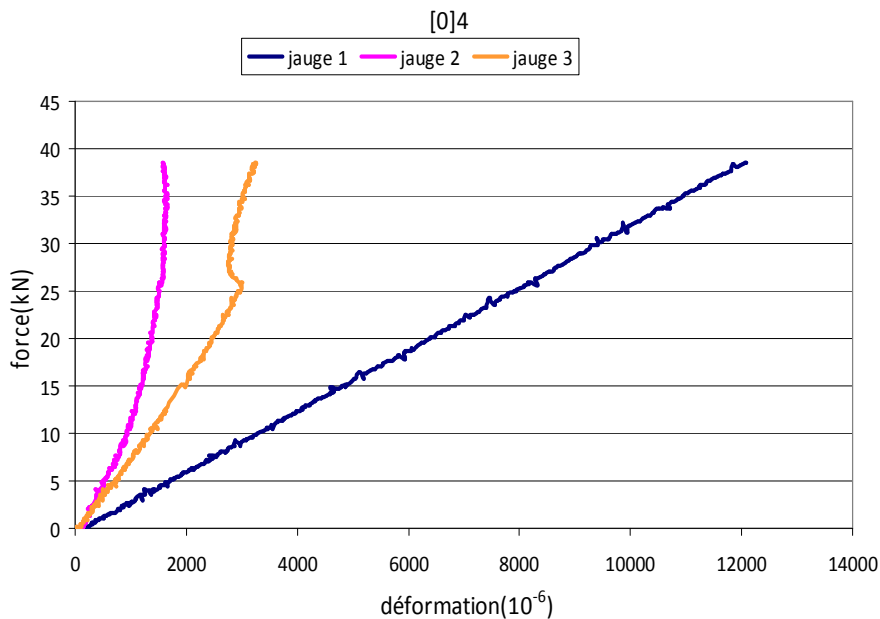


Figure IV.36 Réponse des jauges d'extensométrie en fonction de la charge appliquée dans une éprouvette réparée par les patches [0]4

IV.4. Modélisations numériques des réparations

La prévision de la rupture est connue pour être beaucoup plus compliquée pour des composites stratifiés que pour des matériaux classiques à cause de leur anisotropie et de leur hétérogénéité. La réparation par collage de patches externes se compose d'une part de la plaque à réparer et des patches de réparation en composites stratifiés multidirectionnels et d'autre part

d'une couche de colle permettant l'assemblage entre les deux derniers. Lorsque les réparations sont chargées mécaniquement à un niveau suffisamment élevé, l'endommagement peut s'amorcer dans les zones les plus chargées. Ces zones endommagées se propagent alors au fur et à mesure de l'augmentation des charges jusqu'à la rupture finale. La description de ce processus s'avère difficile et délicat du fait de la complexité des différents mécanismes d'endommagement,. Le recours à la modélisation numérique, souvent par la méthode des éléments finis, devient alors obligatoire. Parmi les nombreux codes de calcul commercialisés, nous utilisons le logiciel Ls-dyna dans l'ensemble de nos travaux numériques. Comme nous l'avons signalé précédemment, la rupture interfaciale joue un rôle primordial dans le processus d'endommagement d'un système complexe comme la réparation par collage de patches externes, car les interfaces existent à différents niveaux : l'interface fibre/matrice à l'échelle microscopique et l'interface entre deux plis du stratifiés à l'échelle mésoscopique. Comment prendre en compte leur comportement dans un modèle numérique devient la question clé de la réussite de la modélisation. L'attractivité et l'efficacité des modèles de zones cohésives, sont montrées par de nombreuses études, comme nous l'avons exposé dans les chapitres précédents.

Cette partie décrit les divers modèles numériques établis dans notre étude en appliquant les modèles de zones cohésives (MZC) pour les réparations testées. Le dialogue entre les résultats numériques et expérimentaux permet non seulement de valider les modèles numériques, mais également de dégager des voies d'amélioration à poursuivre.

IV.4.1.Modèle I (Progressive Failure Model)

IV.4.1.1.Description du modèle I

A partir des conclusions que nous avons obtenues dans les chapitres I et II, les réparations sont modélisées dans un premier temps en combinant le modèle validé par les essais de délaminages sur le composite avec celui validé par les essais de fissuration sur le joint collé.

D'abord, les composites stratifiés ont été maillés couche par couche par des éléments solides (MAT059) sans homogénéisation du matériau dans le calcul afin de tenir compte de l'orientation différente des fibres. Selon ce modèle appelé le modèle de rupture progressive, l'amorçage d'endommagement et son évolution peuvent être prévus selon les critères de rupture et la loi d'endommagement implantés (Equations II.24-31). Le bouchon du trou en adhésif et la couche d'adhésif d'épaisseur 0,2mm entre la plaque à réparer et les patches de réparation est considéré comme un matériau isotrope dont le comportement élasto-plastique (MAT003) se traduit par une loi bilinéaire (Figure IV.37). Les modèles de zones cohésives (MZC) sont placés non seulement à l'interface entre chaque substrat en composite et l'adhésif, mais aussi à l'interface entre deux plis d'un stratifié. La loi d'interface bilinéaire (Traction-

Separation-Load-Curve) est alors appliquée à tous les MZC. Le critère en mode mixte décrit par l'équation II.35 a été choisi pour simuler la propagation d'une fissure dans les interfaces considérées.

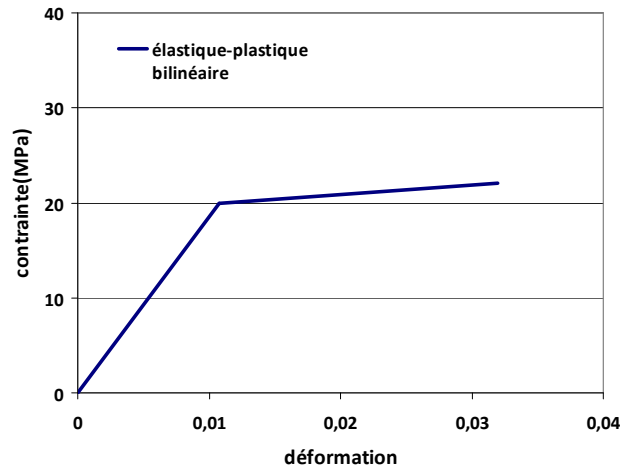


Figure IV.37 Loi de comportement bilinéaire de l'adhésif utilisée dans la simulation numérique

Les caractéristiques du carbone/Epoxyde utilisées dans ce modèle sont présentées dans le tableau II.5, et les propriétés nécessaires à l'application des MZC entre deux plis des composites stratifiés sont listées dans le tableau II.6. En ce qui concerne le critère en mode mixte (Equation II.35), le coefficient puissance $k=0,8551$ a été mesuré sur le composite testé et $k=4,106$ sur le joint collé réalisé avec l'adhésif Araldite 2015.

Quant aux autres caractéristiques nécessaires au calcul pour le joint collé réalisé avec l'adhésif Araldite 2015, nous avons repris celles présentées dans le Tableau III.4.

La géométrie et le maillage du modèle de la réparation sont schématisés sur la Figure IV.38. Nous avons modélisé une longueur de 150mm d'éprouvette sans les deux talons et elle est divisée en trois parties de longueur identique. Le choix de cette longueur repose sur les résultats numériques d'une étude préalable, qui ont montré que la longueur de 150mm est suffisamment grande pour que les conditions aux limites aux extrémités n'influence plus les résultats sur la partie centrale réparée par les patches. Nous avons donc réalisé un raffinement des éléments dans la zone centrale d'une longueur de 50 mm où se trouve la réparation. Notre attention se porte plutôt sur le bord des patches et autour du trou où une forte concentration de contrainte est observée. Cette dernière est en fait la cause principale de l'amorçage de l'endommagement. Les MZC ne sont placés que dans cette zone là. Afin de garantir une bonne convergence des résultats, les zones au bord des patches et autour du trou ont été maillées en affinant les éléments de manière à satisfaire la taille maximale des éléments cohésifs définie dans le chapitre II : $l_e = 0,25\text{mm}$.

Les conditions aux limites consistent à bloquer la translation de la section à l'extrémité gauche suivant la direction X, Y et Z. L'autre extrémité de l'éprouvette de réparation est bloquée suivant la direction Y et Z. Un déplacement constant a été imposé sur l'ensemble des nœuds de cette section dans le sens de sa longueur donc suivant la direction X.

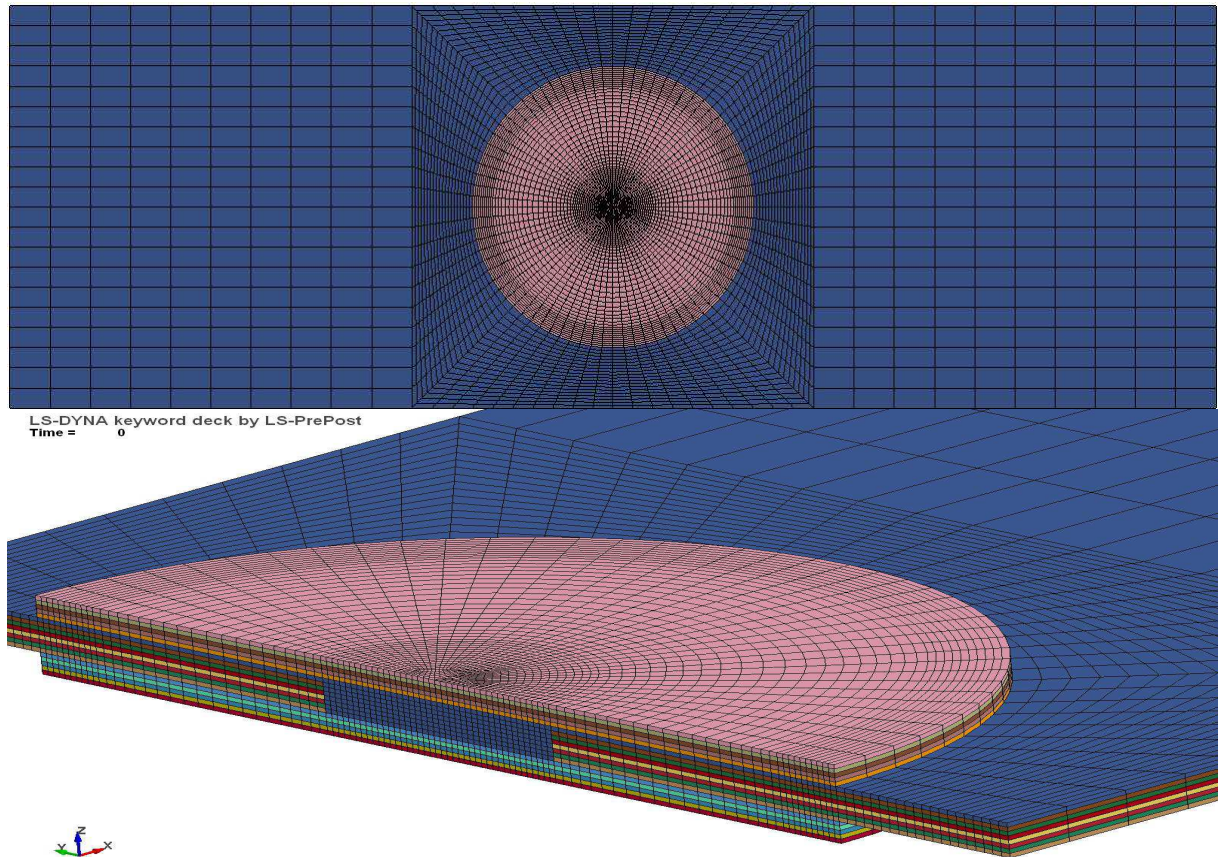


Figure IV.38 Modèle de Maillage de la réparation

Dans les chapitres précédents, les simulations numériques ont été réalisées sur des modèles plus simples pour lesquels l'algorithme implicite a pu être utilisé. Malheureusement, le modèle de réparation établi comporte trop d'éléments pour l'application de l'algorithme implicite. Dans notre cas, le calcul implicite sur la réparation ne peut aboutir à cause du temps de calcul trop long ou de problèmes de convergence. Nous avons donc choisi l'algorithme explicite pour l'ensemble des simulations du comportement en traction des réparations.

IV.4.1.2. Mesure du déplacement relatif dans la zone réparée par extensomètre vidéo

La validation de ce modèle numérique par une corrélation avec des résultats expérimentaux nécessite la mesure de l'allongement de l'éprouvette en fonction de la charge appliquée. Cependant, lors de l'essai de traction, le déplacement imposé par la machine ne correspond pas à l'allongement réel de l'éprouvette, car le glissement dans les mors n'est pas négligeable.

Il est donc judicieux de mesurer l'allongement d'une longueur calibrée couvrant la totalité de la partie réparée.

Dans notre étude, un extensomètre vidéo avec des pointeurs laser a été employé lors de l'essai de traction. Il permet de mesurer le déplacement relatif (ou l'allongement) d'une longueur calibrée de 50mm en fonction de la charge appliquée (Figure IV.39). Cet extensomètre se compose de deux caméras numériques de haute définition et d'une source d'éclairage laser. La distance entre les caméras peut varier, et par conséquent différentes longueurs de référence initiales peuvent être sélectionnées. L'échantillon est éclairé par le faisceau laser, générant un motif sur la surface de l'éprouvette. Lorsque l'éprouvette est chargée, les marques de mesure virtuelles se décalent et la fenêtre d'exploitation est mise à jour. L'extensomètre laser calcule l'allongement sur l'éprouvette à partir du décalage entre les deux images mesurées successivement.

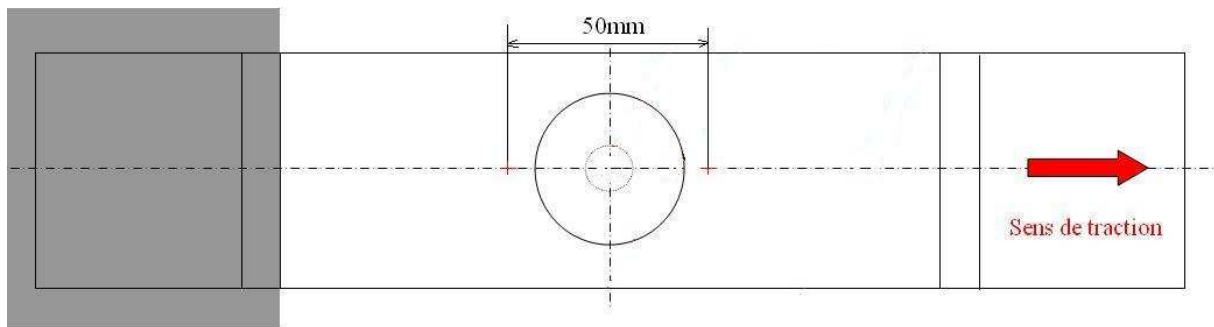


Figure IV.39 Longueur calibrée définies par deux points lasers sur l'éprouvette

IV.4.1.3. Corrélation expérimentale

Dans l'objectif de valider ce modèle I, les mesures par l'extensomètre vidéo sur une réparation avec les patches [90/0/-45/45] sont schématisées par la Figure IV.40 sous forme d'une courbe force (F)-déplacement relatif ou force (F)-allongement de la longueur calibrée (ΔL). Elles sont comparées avec les résultats de calcul du modèle I sur la même longueur calibrée. Nous pouvons constater que la pente de ces deux courbes est très proche, mais la force à rupture prévue par le modèle numérique est 29% inférieure à la valeur expérimentale. Cette différence jugée trop importante provient probablement du fait que le modèle du matériau MAT059 est un modèle de rupture progressif (Progressive Failure Model). Avec ce modèle, une fois qu'un des critères de rupture décrits par les équations II.24-31 est atteint, toutes les contraintes concernées sont immédiatement mises à 0. Cela signifie que la rigidité du matériau correspondant devient nulle. Quand les trois contraintes σ_{11} , σ_{22} , et σ_{33} d'un élément sont nulles, cet élément est supprimé. En réalité, le matériau endommagé peut encore supporter plus ou moins de contraintes, l'assouplissement du matériau dû à l'endommagement

devrait être progressif. Par conséquent, le modèle I en appliquant le modèle de rupture progressive sous-estime la résistance de la réparation et l'assouplissement du matériau dû à l'endommagement prévu par ce modèle est trop brutal.

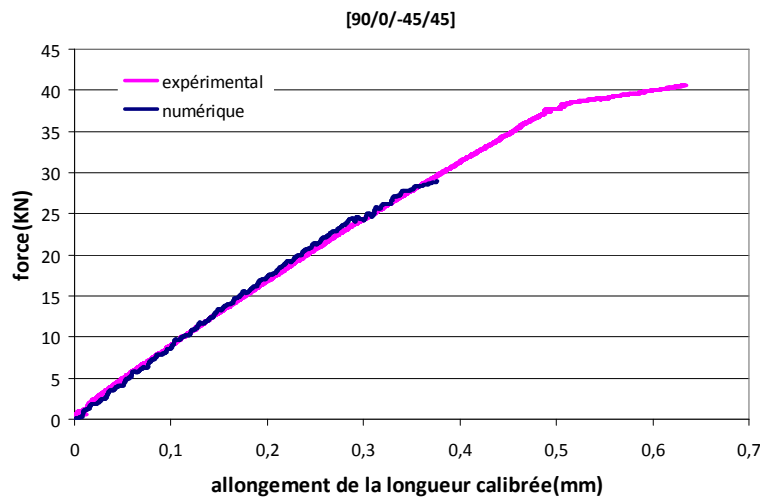


Figure IV.40 Comparaison la courbe F- Δ L expérimentale et numérique obtenue sur une réparation par les patches [90/0/-45/45]

IV.4.2.Modèle II (Continuum damage mechanics model)

Afin d'améliorer la simulation du comportement de la réparation, le modèle II a été établi en appliquant le modèle d'endommagement continu et progressif (MAT058) aux composites stratifiés. Celui-ci est considéré plus efficace pour décrire une détérioration progressive du matériau. Cependant, il ne peut être appliqué qu'aux éléments coques, où l'état de contraintes est bidimensionnel.

Ce modèle II reprend le maillage et les conditions aux limites du modèle I. Le comportement de l'adhésif et les modèles de zone cohésive pour les différentes interfaces sont les mêmes que dans le modèle I. La seule différence réside dans la modélisation des composites stratifiés qui sont maillés par des éléments du type coque épaisse au lieu d'éléments solides dans le modèle I.

IV.4.2.1.Critères de rupture

Ce type de modèle tient compte de l'influence d'endommagements répercutée sur la raideur et sur la résistance du matériau à l'aide d'un paramètre interne, nommé la variable d'endommagement. Ce paramètre varie entre 0 et 1, correspondant, respectivement, à un état vierge sans aucun endommagement à un état d'endommagement complet. Cependant la structure est souvent rompue avant que cette variable n'atteigne la valeur 1. Ce modèle, nommé MAT058 dans LS-dyna ne s'applique qu'aux éléments des types coque et coque

épaisse. Dans l'application des modèles de zone cohésive entre les plis des stratifiés, chaque pli a été modélisé par des éléments coques. Le critère de rupture, exprimé par les Equations (IV.1)-(IV.3) [71] implanté dans ce modèle de matériau a été choisi pour notre étude.

$$f_{11} = \frac{\sigma_{11}^2}{(1 - w_{11})^2 X^2} - r_{11,c,t} = 0 \quad (\text{IV.1})$$

$$f_{22} = \frac{\sigma_{22}^2}{(1 - w_{22})^2 Y^2} - r_{22,c,t} = 0 \quad (\text{IV.2})$$

$$f_{12} = \frac{\tau^2}{(1 - w_{12})^2 S^2} - r_s = 0 \quad (\text{IV.3})$$

Où w_{11} , w_{22} et w_{12} sont les variables d'endommagement suivant la direction des fibres, la direction transverse aux fibres et de cisaillement dans le plan des fibres, respectivement. Les paramètres r_{ij} traduisent en effet la taille de la zone élastique, et ils sont déterminés à partir de la définition des paramètres w_{ij} .

L'évolution de l'endommagement est contrôlée par la loi exponentielle suivante :

$$w_{ij} = 1 - \exp \left[- \frac{1}{m_{ij}} e \left(\frac{\varepsilon}{\varepsilon_{f,ij}} \right)^{m_{ij}} \right] \quad (\text{IV.4})$$

Où ε_f est la déformation finale correspondant à l'endommagement complet de l'élément, m est un paramètre caractéristique de l'évolution de l'endommagement, il est déterminé à partir des constantes du matériau, telles que la contrainte et la déformation à rupture et le rapport entre le module sécant à rupture sur le module initial du matériau.

Il est intéressant de noter que chaque équation de ce critère est indépendante l'une à l'autre, c'est-à-dire que ce critère ne tient pas compte de l'interaction des contraintes. Il correspond en fait au critère de la contrainte maximale décrit dans le chapitre I (Equations I.1-5) en introduisant tout simplement les paramètres d'endommagement w_{ij} . Néanmoins, ce critère simple est intéressant, car chaque équation est reliée clairement aux endommagements dus à un type de contrainte appliquée :

- f_{11} est associée aux endommagements dus à la contrainte longitudinale (// aux fibres), dont le signe positif (t : traction) ou négatif (c : compression) est considéré de manière différente grâce aux paramètres $X_t \neq X_c$ et $\omega_{11t} \neq \omega_{11c}$. La contrainte longitudinale en traction est responsable de la rupture de fibres, tandis que celle en compression provoque le flambement et le tortillement de fibres ;

- f_{22} correspond aux endommagements dus à la contrainte transversale (\perp aux fibres). De même que pour f_{11} , on distingue le cas de traction (t) et de compression (c), car la première cause la fissuration dans la matrice et à l'interface fibre/matrice ; la seconde provoque ou bien l'écrasement et la pulvérisation de la matrice si celle-ci a un comportement fragile, ou bien la déformation plastique si la matrice est une résine ductile ;
- f_{12} concerne les endommagements dus à la contrainte en cisaillement, qui se traduisent aussi par la fissuration dans la matrice et à l'interface fibre/matrice. Mais cette fois-ci, le signe de la contrainte de cisaillement n'a plus l'influence sur le comportement du composite.

Dans les discussions suivantes, nous allons parler de « rupture longitudinale », « rupture transversale » et « rupture en cisaillement » dans chaque couche des composites stratifiés, correspondant au critère de l'Equation IV.1 ($f_{11}=0$), IV.2 ($f_{22}=0$), et IV.3 ($f_{12}=0$), respectivement.

Le délaminage des interfaces entre les plis des patches et de la plaque à réparer, la rupture d'interfaces entre l'adhésif et les substrats en composite (les patches et la plaque à réparer) sont modélisés par les modèles de zones cohésives de la même façon que dans le modèle I. Ces ruptures interfaciales sont désignées par le terme « délaminage » dans les discussions suivantes.

IV.4.2.2. Paramètres utilisés

A part des paramètres cités précédemment, un autre paramètre particulier, α , a été défini ainsi : $\alpha = (\text{la contrainte limite}) / (\text{la résistance correspondante})$, il varie entre 0 et 1. Une contrainte limite associée à une résistance correspondante représente la contrainte constante que le matériau complètement endommagé peut subir. La Figure IV.41 montre une courbe de traction de MAT058 pour $\alpha=0$ et $\alpha=0,5$ sur le test d'un seul élément. DeTeresa et al [72] ont mené des essais de traction et de compression sur des composites en tissu triaxial. La mesure ne s'arrête pas après que la charge maximale soit atteinte, même si une baisse importante de charge apparaît. La Figure IV.42 présente une réponse typique de relation contrainte-déformation obtenue en traction (a) et en compression (b). On voit bien que la contrainte limite diffère de zéro quel que soit le type de chargement, elle atteint presque 40% de la résistance dans le cas de l'essai de compression.

Dans cette étude, nous avons utilisé les mêmes valeurs de α que dans la référence [72]. Le Tableau IV.2 liste les paramètres que nous avons utilisés pour modéliser les plis composites avec MAT058. En ce qui concerne la colle, elle est considérée comme un matériau isotrope dont la réponse à la sollicitation est élasto-plastique adoucissante et bilinéaire. Les autres

paramètres nécessaires pour modéliser le composite, l'interface et la colle sont ceux des Tableaux II.5-6 et Tableau III.1.

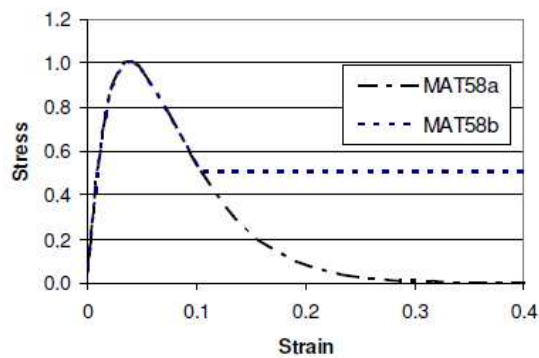


Figure IV.41 Définition du paramètre α dans le modèle MAT58 du logiciel LS-dyna.

MAT58a: $\alpha = 0$; MAT58b: $\alpha = 0.5$.

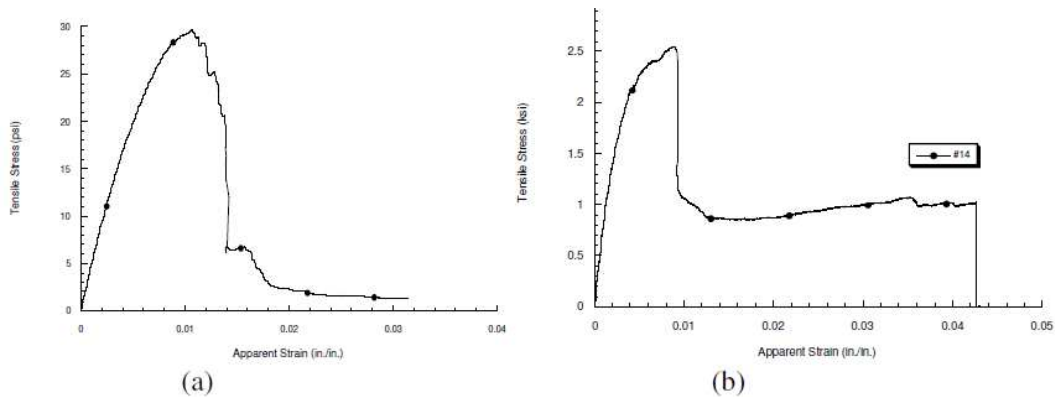


Figure IV.42 Réponse typique contrainte-déformation d'éprouvettes en tissu triaxiale [72].

(a) réponse en traction dans la direction 0° ; (b) réponse en compression dans la direction 90° .

Tableau IV.2 Paramètres utilisés pour MAT058 dans notre étude

Déformation longitudinale associée à la résistance en compression	E11C	0,015
Déformation longitudinale associée à la résistance en traction	E11T	0.0134
Déformation transversale associée à la résistance en compression	E22C	0.03
Déformation transversale associée à la résistance en traction	E22T	0.011
Déformation de cisaillement associée à la résistance en cisaillement	GMS	0.05
(Contrainte Limite / Résistance) en compression longitudinale	SLIMC1	0,47
(Contrainte Limite / Résistance) en traction longitudinale	SLIMT1	0,05
(Contrainte Limite / Résistance) en compression transversale	SLIMC2	0,38
(Contrainte Limite / Résistance) en traction transversale	SLIMT2	0,47
(Contrainte Limite / Résistance) en cisaillement	SLIMS	0,5

IV.4.2.3.Symétrie des réparations

Une étude préliminaire a été réalisée sur la réparation avec les patches [45/-45]_s pour savoir s'il existe une symétrie afin de simplifier le modèle. Dans la Figure IV.43 les résultats de la simulation en prenant la moitié de la réparation dans sa longueur, dans sa largeur ou dans son épaisseur sont comparés avec ceux calculés sur la réparation entière. On observe qu'un mauvais choix de symétrie peut provoquer une erreur non négligeable notamment sur la rupture finale de la réparation. La symétrie réellement exploitable pour les réparations testées se situe dans le plan situé à mi-épaisseur, qui est la seule simplification possible pour simuler le comportement des composites stratifiés sans homogénéisation. En sachant que ce plan de symétrie comportant des renforts à 90° est le siège d'endommagement prématuré et que son épaisseur peut avoir un impact sur la résistance de la réparation en traction, par la suite nous avons donc préféré modéliser l'éprouvette entière dans notre étude numérique.

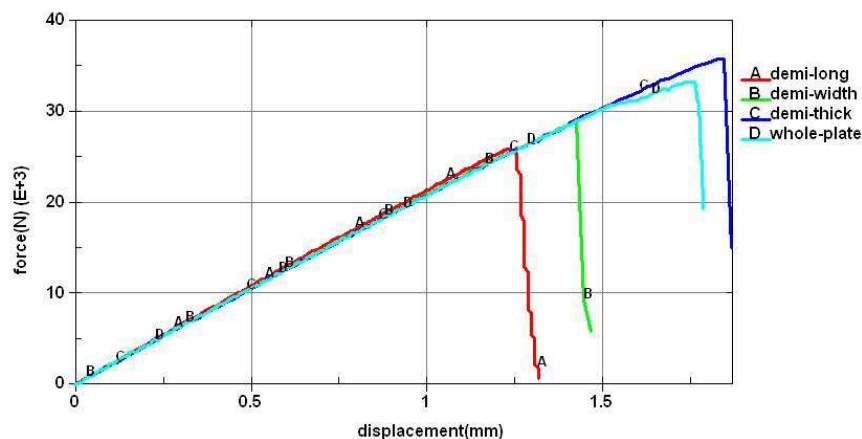


Figure IV.43 Comparaison du comportement en traction de la réparation avec les patches [45/-45]_s obtenu par le modèle II appliqué à la totalité et à la moitié de la réparation

IV.4.3.Corrélation entre les résultats expérimentaux et numériques obtenus par le modèle II

Toutes les réparations testées expérimentalement sont ensuite simulées en appliquant le modèle II. Les résultats de calcul sont présentés et discutés dans les parties suivantes.

IV.4.3.1.Allongement de la longueur calibrée

Dans cette partie, nous allons comparer l'allongement de la longueur calibrée mesuré par l'extensomètre vidéo et celui calculé par la simulation numérique. Cette longueur calibrée couvre la zone de la réparation par les patches (Figure IV.39). A titre d'exemple, nous avons présenté les résultats dans la Figure IV.44 sur une réparation par le patch de référence [90/0/-45/45], dont la séquence d'empilement représente la moitié de celle de la plaque à réparer.

Les résultats concernant les réparations par les patches souples $[90]_4$, rigides $[0]_4$ et de rigidité moyenne $[45/-45]_s$ sont aussi illustrés par les Figure IV.45-Figure IV.47.

On constate que quelle que soit la réparation, la variation de raideur de la courbe numérique et expérimentale est en bonne concordance jusqu'à 71% minimum de la charge à rupture. Ensuite, l'assouplissement du matériau dû aux endommagements semble trop exagéré par la simulation excepté dans le cas des patches rigides $[0]_4$, ceci conduit à une sous-estimation de la résistance apparente.

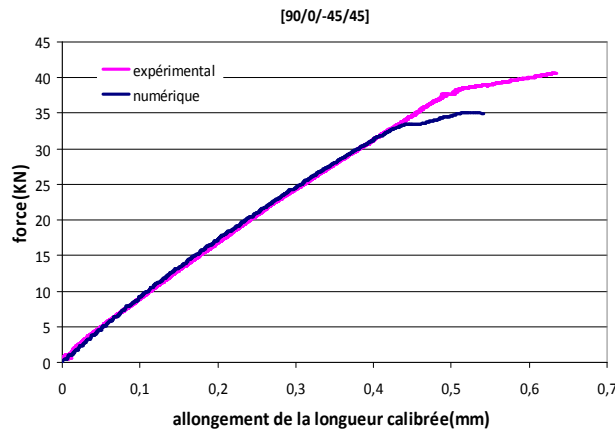


Figure IV.44 Comparaison des courbes F-ΔL expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches de référence $[90/0/-45/45]$

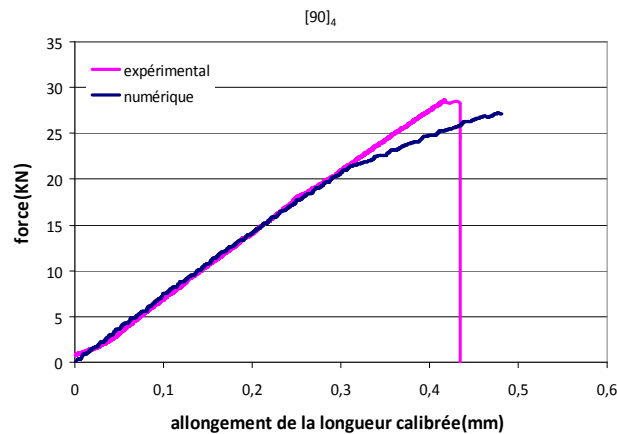


Figure IV.45 Comparaison des courbes F-ΔL expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches $[90]_4$

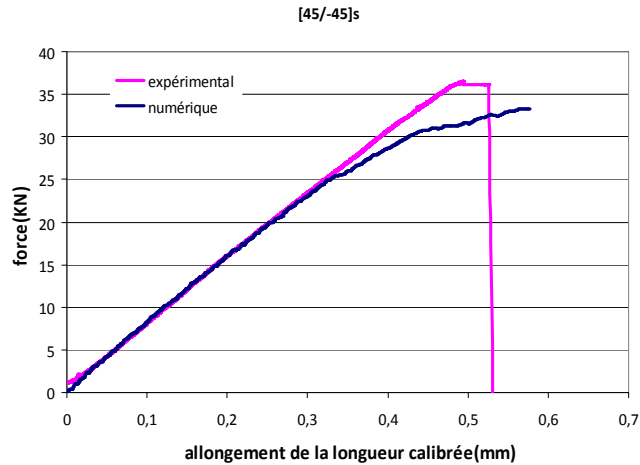


Figure IV.46 Comparaison des courbes F- Δ L expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches [45/-45]_s

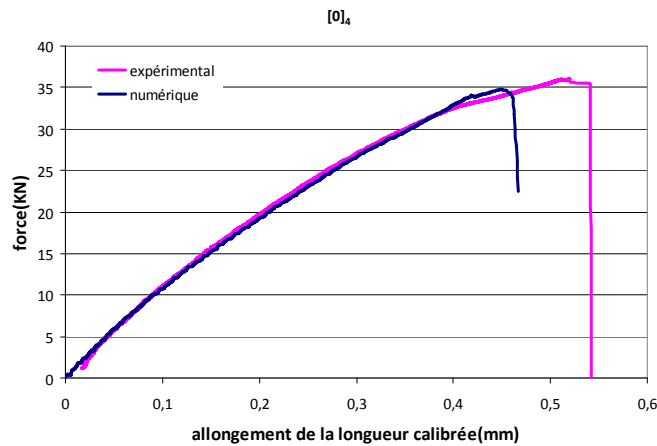


Figure IV.47 Comparaison des courbe F- Δ L expérimentale et numérique obtenues sur une réparation par les patches [0]₄

IV.4.3.2. Contrainte à rupture effective

Rappelons ici que la contrainte à rupture effective : σ_r , est en réalité une résistance apparente, définie par la force à rupture divisée par la section initiale de la plaque à réparer. Les résultats obtenus sur les réparations avec les patches de la série I (Tableau IV.1) sont présentés sur la Figure IV.48. Nous pouvons constater que la variation de σ_r en fonction de la rigidité de membrane de traction homogénéisée de patches : A_{11}/h , suit la même tendance que la valeur expérimentale. La performance des réparations augmente d'abord avec A_{11}/h des patches dont les séquences d'empilement sont successivement [90]₄, [75/-75]_s, [45/-45]_s et [90/0/-45/45], puis elle diminue avec A_{11}/h des patches dont les séquences d'empilement sont [0]₄. La meilleure performance en traction est obtenue dans les réparations utilisant les patches [90/0/-45/45], dont la rigidité A_{11}/h est identique à celle de la plaque à réparer. En ce qui concerne la

valeur de σ_r , les résultats numériques sont toujours inférieures aux valeurs expérimentales. L'écart est néanmoins acceptable, car il est inférieur à 10% dans la majorité des cas, excepté le cas de la réparation par les patches [75/-75]_s où la différence entre la valeur de σ_r numérique et expérimentale dépasse 18%.

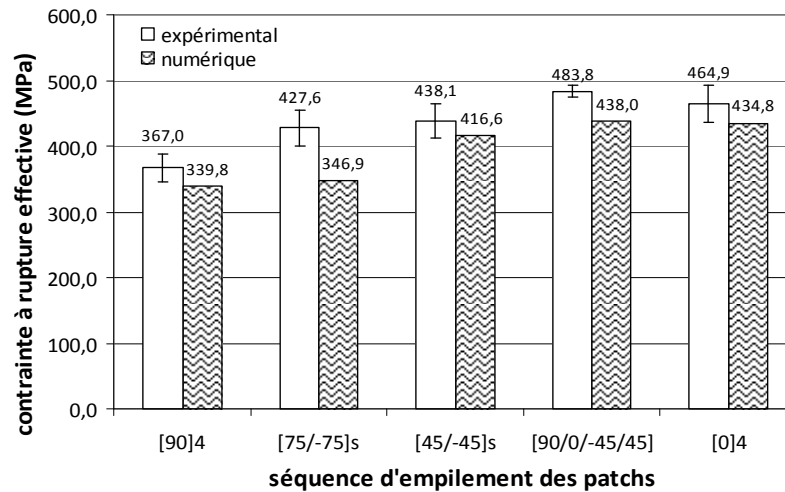


Figure IV.48 Comparaison de la contrainte à rupture obtenue par les essais et par la simulation des éprouvettes réparées par les patches de Série I

Les résultats obtenus sur les réparations avec les patches de la série II (Tableau IV.1) sont présentés sur la Figure IV.49. Ici la rigidité de membrane homogénéisée des patches en termes de A_{11}/h est identique, seule l'orientation des fibres adjacentes au joint collé est différente. On observe encore une fois que la valeur expérimentale de σ_r est toujours supérieure à la valeur numérique, quels que soient les patches de réparation. La résistance apparente maximale et minimale, qu'elle soit mesurée ou prévue par la simulation, indique toujours les mêmes réparations : les patches [0/90/45/-45] dont le pli orienté à 0° est en contact avec le joint donnent la meilleure performance, tandis que les patches [45/-45/90/0] dont l'orientation des fibres adjacentes au joint est de 45° est identique à celle du pli adjacent de la plaque à réparer, s'avèrent le moins efficace. L'écart entre la valeur de σ_r expérimentale et numérique ne dépasse de 10%. Par contre, dans le cas des réparations par les patches [-45/45/0/90], la variation de la performance mesurée s'oppose à celle prévue par la simulation. L'écart entre les résultats expérimentaux et numériques est d'environ 20%, ce qui est l'écart le plus important parmi les patches de la série II.

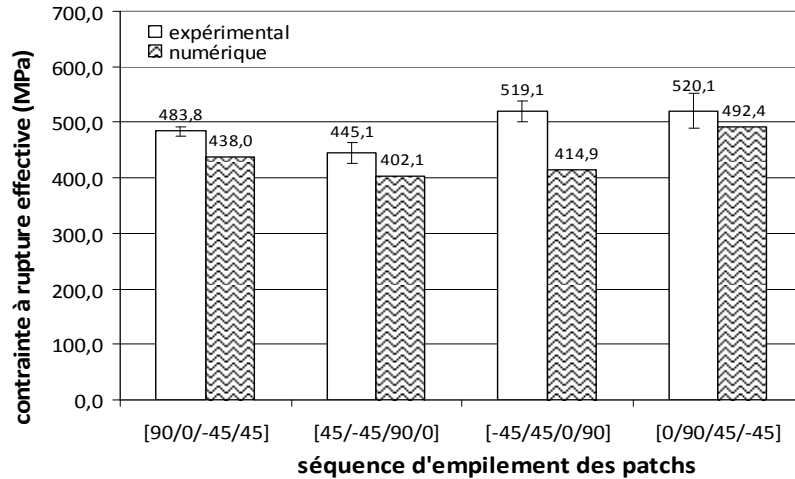


Figure IV.49 Comparaison de la contrainte à rupture obtenue par les essais et par la simulation des éprouvettes réparées par les patches de Série II

IV.4.3.3. Processus d'endommagements

Dans cette partie, basée sur les informations fournies par la simulation en appliquant le modèle II, le contrôle par émission acoustique (EA) et les jauges d'extensométrie, nous discutons le processus d'endommagement produit dans les réparations lors de l'essai. Pour faciliter la discussion, chaque pli dans les patches et dans la plaque à réparer en composite est numéroté comme illustré dans la Figure IV.50.

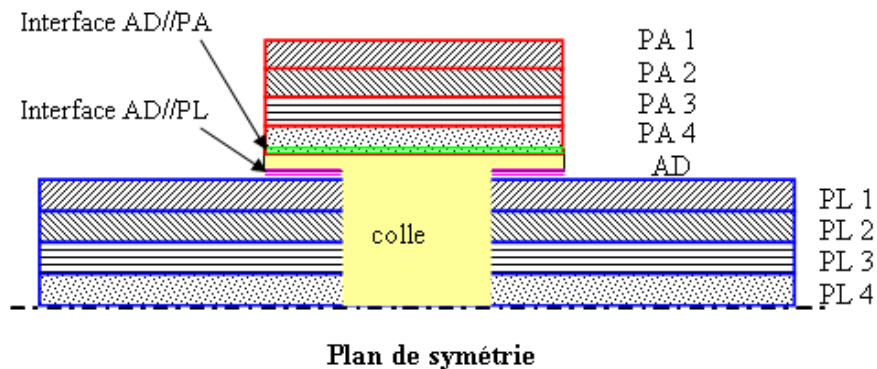


Figure IV.50 Numérotation des plis du patch et de la plaque dans une réparation

Les images résultats de la simulation suivantes utilisent les variables d'endommagement : w_{ij} pour illustrer le niveau des divers types d'endommagement. Rappelons que $0 \leq w_{ij} \leq 1$, où $w_{ij}=0$ désigne l'état vierge sans endommagement d'un matériau et $w_{ij}=1$ correspond à l'état complètement endommagé.

- Réparation par les patchs souples de séquence d'empilement $[90]_4$

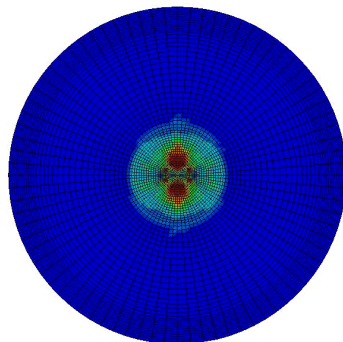
(1) Charge=35% de la force à rupture

Dans le cas de la réparation par les patchs souples $[90]_4$ et au moment où la force appliquée est égale à 35% de la charge à rupture, l'endommagement détecté par les signaux d'EA se situe essentiellement dans la zone B et C (Figure IV.20). Selon l'amplitude d'EA obtenue, plusieurs mécanismes d'endommagement pourraient être identifiés, tels que la microfissuration dans la matrice, la rupture d'interface fibre/matrice, la coalescence des microfissures et le délaminage entre les plis des stratifiés. Cependant, l'amorçage de l'endommagement prévu par la simulation (Figure IV.51) ne se produit que dans le pli en surface des patchs (PA1) dans les zones autour du centre du trou. Elle est produite par la rupture transversale (RT) (Image (a)) et celle en cisaillement (RC) (Image (b)). Donc les mécanismes d'endommagement à l'amorçage sont plutôt la fissuration dans la matrice et à l'interface fibre/matrice.

En revanche la jauge N°3 collée exactement au centre du patch n'a pas réagi à ce niveau de charge (Fig. IV.31), ceci met en doute les résultats numériques.

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0018
Contours of History Variable#2
inner shell surface
min=0.00511293, at elem# 460574
max=0.958695, at elem# 459992

Fringe Levels
9.587e-01
8.633e-01
7.680e-01
6.726e-01
5.773e-01
4.819e-01
3.865e-01
2.912e-01
1.958e-01
1.005e-01
5.113e-03

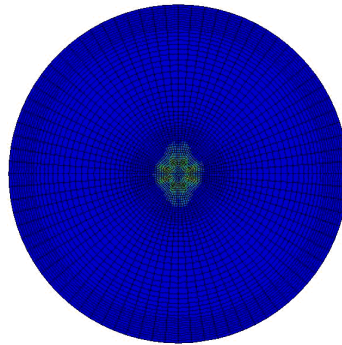


rupture transversale en traction/compression (pli 1 du patch)

(a) Rupture transversale en traction/compression dans le patch

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
 Time = 0.0018
 Contours of History Variable#3
 Inner shell surface
 min=0.00664077, at elem# 460054
 max=0.971475, at elem# 456948

Fringe Levels
 9.715e-01
 8.750e-01
 7.785e-01
 6.820e-01
 5.855e-01
 4.891e-01
 3.926e-01
 2.961e-01
 1.996e-01
 1.031e-01
 6.641e-02



rupture en cisaillement (pli 1 du patch)

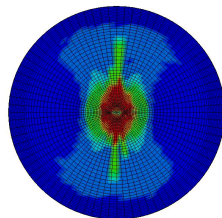
(b) Rupture en cisaillement dans le patch

Figure IV.51 Amorçage de l'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[90]_4$

(2) Charge=80% de la force à rupture

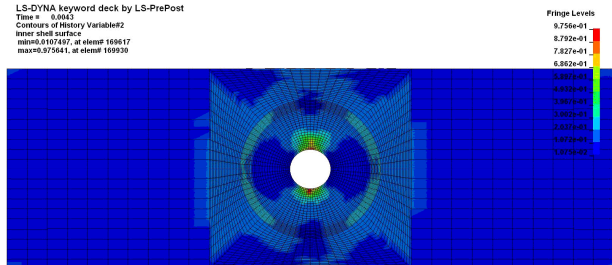
La simulation numérique a montré que lorsque la charge atteint 80% de la force à rupture (Figure IV.52), la rupture transversale (RT) et celle en cisaillement (RC) (Images (a), (b)) dans PA1 se propagent vers les zones B et C, en même temps qu'elles arrivent dans le pli à 90° de la plaque : PL4 dans la zone C (Images (a)). La rupture longitudinale (RL) (Images (d)) est aussi présente et située en zone B dans le pli PA1 et en zone C dans le pli PL3 à 0° de la plaque. De plus, une rupture par délaminage (RD) peu étendue est observée autour de la zone B entre les deux premiers plis de la surface du patch : PA1//PA2 (Image (c)). On peut conclure que la propagation de l'endommagement se produit principalement dans les zones B et C, ce qui est en accord avec la détection par EA. En outre l'endommagement dans le pli en surface du patch par la propagation de fissure dans la matrice et à l'interface fibre/matrice le long des fibres est aussi justifié par la défaillance de la jauge N°3 collée au centre du patch (Figure IV.31).

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
 Time = 0.0043
 Contours of History Variable#2
 Inner shell surface
 min=0.04030701, at elem# 232878
 max=0.958876, at elem# 235283



rupture transversale en traction/compression (pli 1 du patch)

Fringe Levels
 9.580e-01
 8.634e-01
 7.688e-01
 6.725e-01
 5.770e-01
 4.816e-01
 3.861e-01
 2.907e-01
 1.952e-01
 9.976e-02
 4.307e-02

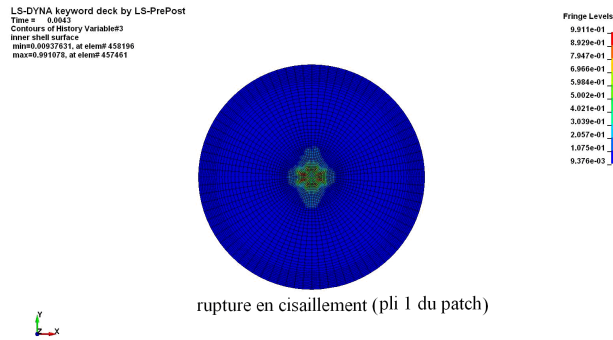


Fringe Levels
 9.756e-01
 8.792e-01
 7.827e-01
 6.862e-01
 5.897e-01
 4.932e-01
 3.967e-01
 3.002e-01
 2.037e-01
 1.072e-01
 1.101e-02

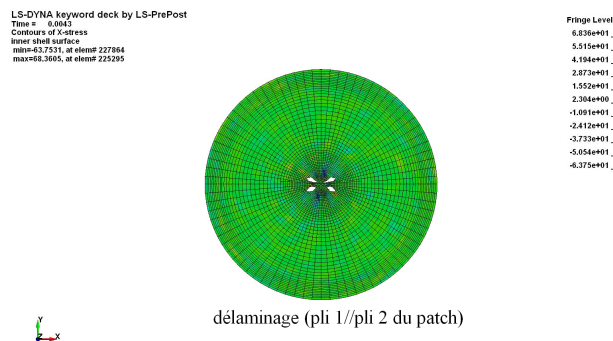


rupture transversale en traction/compression (pli 4 de la plaque)

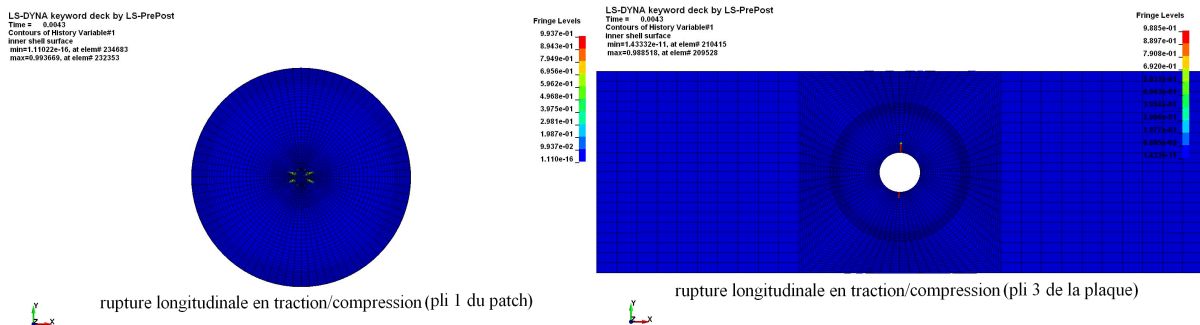
(a) Rupture transversale en traction/compression des plis à 90° dans le patch et des plis à 90° dans la plaque à réparer



(b) Rupture en cisaillement dans le patch



(c) Délaminage dans les premiers plis en surface du patch



(d) Rupture longitudinale en traction/compression dans le patch et dans le pli à 0° de la plaque à réparer

Figure IV.52 Propagation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[90]_4$

(3) Charge=100% de la force à rupture

La Figure IV.53 montre la rupture finale prévue par la simulation numérique. La rupture transversale (RT) (Images (a)) se propage depuis la zone C vers la zone D dans PA1 jusqu'à la couverture totale de la partie centrale. Il est intéressant de noter que la section de rupture des patches $[90]_4$ par la fissuration le long des fibres n'est jamais au milieu du patch, elle est toujours légèrement décalée comme le montre la Figure IV.14. Ceci correspond bien au schéma du pli PA1 (Images (a)). Dans les plis à 90°, 45° et -45° de la plaque, la RT progresse à partir de la zone C vers le bord transversal de l'éprouvette. PL1, le pli à -45° (PL2) adjacent

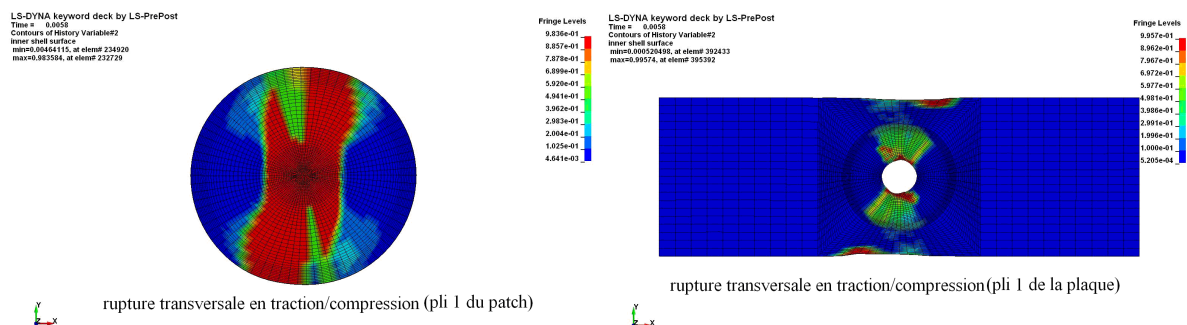
au joint collé, est le plus touché par la fissuration dans la matrice et/ou à l'interface due à la contrainte transversale.

La rupture en cisaillement (RC) (Images (b)) est peu étendue dans PA1 du patch, mais elle est bien développée et d'une façon identique dans les plis à -45° et $+45^\circ$ de la plaque à réparer. La fissuration dans la matrice induite dans ces plis bien visible sur les faciès de rupture de la réparation (Figure IV.14) confirme cette prévision par la simulation.

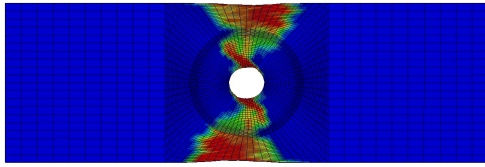
La Figure IV.53(c) illustre la rupture par délaminage (RD) dans les patches, dans la plaque à réparer en composite, et aussi à l'interface entre substrats et adhésif. La RD dans le patch et dans la plaque à l'interface des plis $0//90$ semblent négligeable devant l'extension importante de la RD dans les autres interfaces. L'interface entre les plis $-45//0$ et $90//90$ de la plaque et celle entre la plaque et le joint collé sont les plus affectées. La RD dans l'interface $-45//0$ bien développée peut être une des causes principales de la rupture finale de la réparation.

En ce qui concerne la rupture longitudinale (RL) (Images (d)), elle est localisée au centre du patch et dans les plis à 0° , -45° et $+45^\circ$ de la plaque. La rupture finale de la réparation doit être contrôlée par la rupture de fibres dans les plis à 0° couvrant l'ensemble d'une surface dans la zone la plus affaiblie par le trou, elle est légèrement inclinée par rapport à la section. Cet angle d'inclinaison est bien présent sur les faciès de rupture (Figure IV.14).

Les signaux d'EA (Figure IV.22) ont montré que la rupture finale s'accompagne de tous les types d'endommagement localisés plutôt dans les zones C, B et D autour du trou, ce qui correspond bien aux images illustrées à la Figure IV.49. En outre, la fracture sur les faciès de rupture de la réparation par les patches $[90]_4$ (Figure IV.14) ne dépasse pas de ces zones.



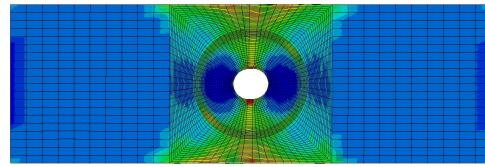
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0058
Contours of History Variable#2
Inner shell surface
min=0.000781126, at elem# 192267
max=0.953442, at elem# 197076



rupture transversale en traction/compression (pli 2 de la plaque)



LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0058
Contours of History Variable#2
Inner shell surface
min=0.016490, at elem# 167193
max=0.999521, at elem# 109200

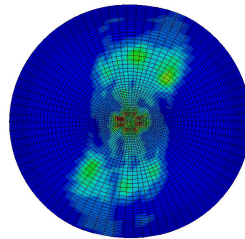


rupture transversale en traction/compression (pli 4 de la plaque)



(a) Rupture transversale en traction/compression dans le patch et dans les plis à +45°, -45° et 90° de la plaque à réparer

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0058
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.0151216, at elem# 457091
max=0.991241, at elem# 458206

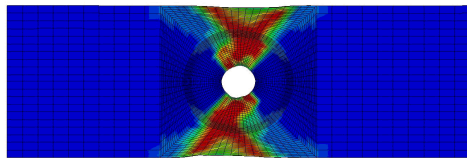


rupture en cisaillement (pli 1 du patch)



Fringe Levels
9.912e-01
8.938e-01
7.960e-01
6.984e-01
6.008e-01
5.032e-01
4.056e-01
3.080e-01
2.103e-01
1.127e-01
1.512e-02

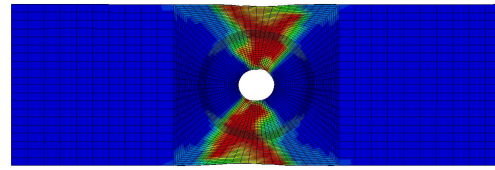
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0058
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.0202225, at elem# 392060
max=0.992781, at elem# 392454



rupture en cisaillement (pli 1 de la plaque)



LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0058
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.0196447, at elem# 198880
max=0.993109, at elem# 194207



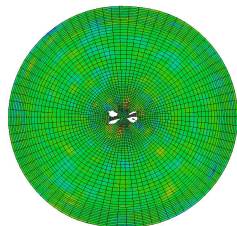
rupture en cisaillement (pli 2 de la plaque)



Fringe Levels
9.851e-01
8.880e-01
7.921e-01
6.956e-01
5.991e-01
5.025e-01
4.060e-01
3.095e-01
2.130e-01
1.165e-01
1.896e-02

(b) Rupture en cisaillement dans le patch et dans les plis à +45° et -45° de la plaque

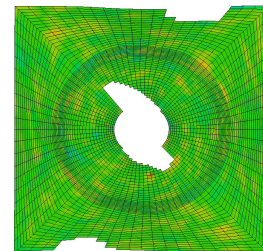
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0058
Contours of X-stress
Inner shell surface
min=-55.7504, at elem# 471628
max=96.3629, at elem# 470284



délaminage pli 1//pli 2 du patch



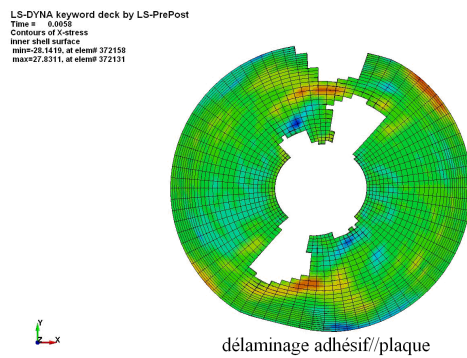
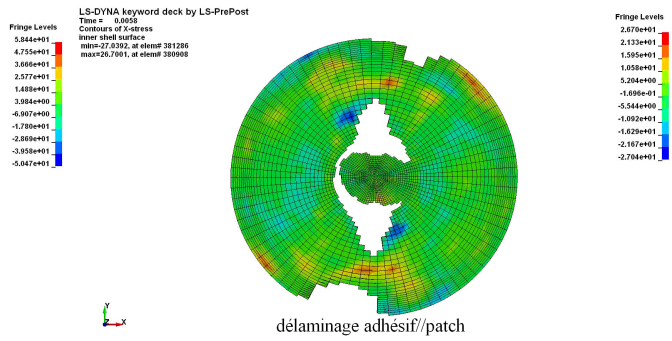
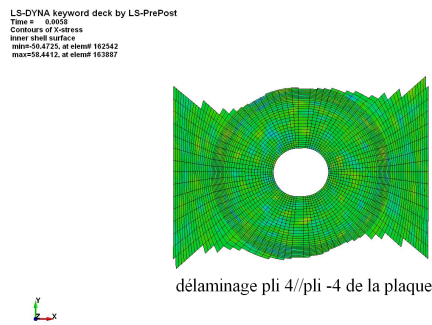
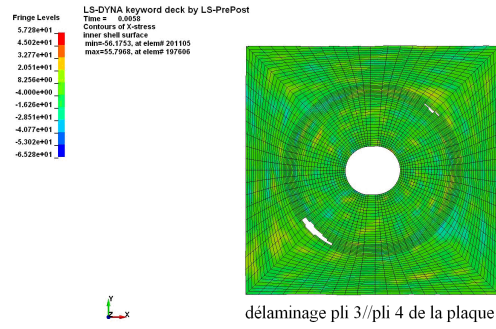
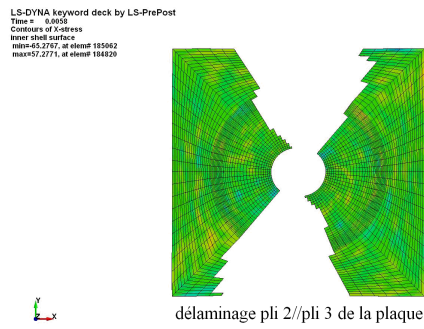
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0058
Contours of X-stress
Inner shell surface
min=-69.9574, at elem# 172820
max=55.1972, at elem# 172938



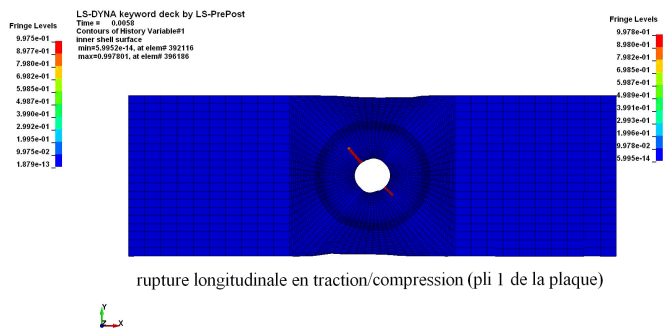
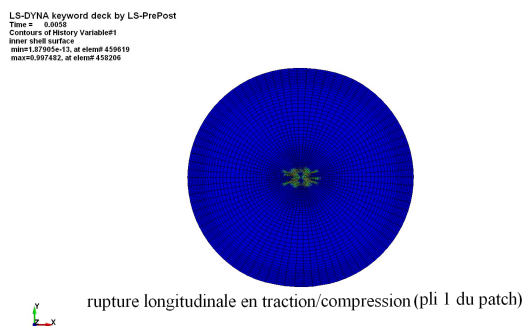
délaminage pli 1//pli 2 de la plaque

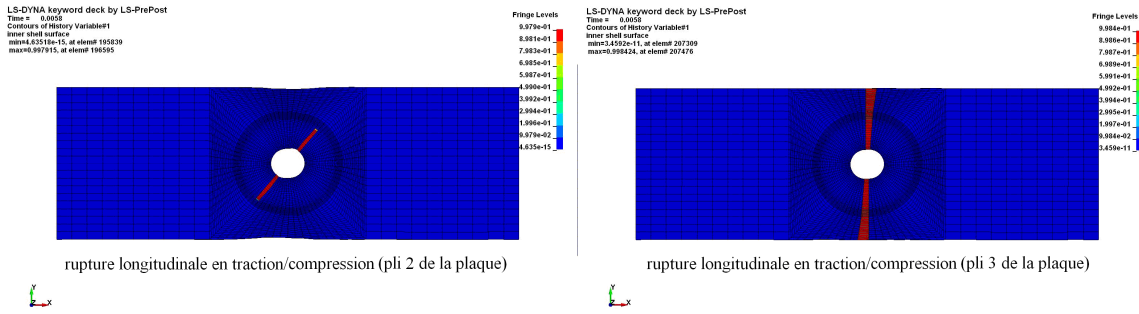


Fringe Levels
5.520e+01
4.268e+01
3.017e+01
1.765e+01
5.135e+00
-2.230e+00
-1.990e+01
-3.241e+01
-4.493e+01
-5.744e+01
-6.996e+01



(c) Délaminage dans le patch, et dans les plis de la plaque : $+45// -45$, $-45//0$, $0//90$, $90//90$, et entre patch//adhésif et plaque//adhésif



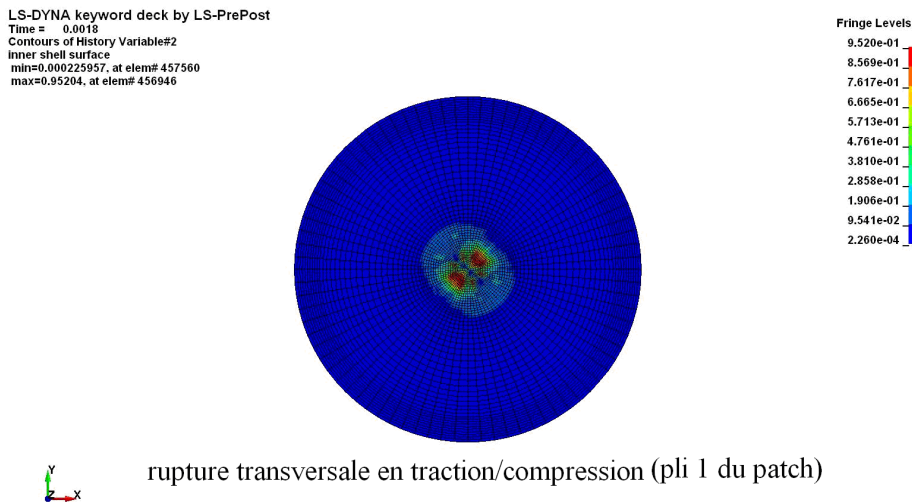


(d) Rupture longitudinale en traction/compression dans le patch et dans les plis à 45°, -45° et 0° de la plaque à réparer

Figure IV.53 Rupture finale dans une réparation utilisant les patches [90]₄

- Réparation par les patches de rigidité moyenne de séquence d'empilement [45/-45]_s

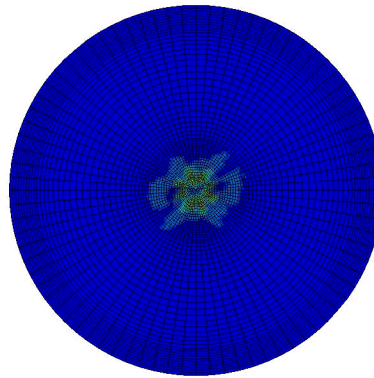
La simulation numérique a montré que l'endommagement de la réparation par les patches [45/-45]_s commence par la rupture transversale (RT) et celle en cisaillement (RC) du pli PA1 dans la zone centrale du patch lorsque la charge appliquée est égale à 30% de la force à rupture (Figure IV.54). Les mêmes mécanismes d'endommagement à l'amorçage peuvent être donc identifiés que dans le cas de la réparation par les patches souples [90]₄. De même, la jauge N°3 collée au dessus du centre du trou n'a pas montré de perturbation à ce niveau de charge (Figure IV.32). Les faciès de rupture n'ont pas montré non plus de traces d'endommagement dans la zone centrale des patches.



(a) Rupture transversale en traction/compression dans le patch

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
 Time = 0.0018
 Contours of History Variable#3
 Inner shell surface
 min=0.0168845, at elem# 460047
 max=0.980948, at elem# 458731

Fringe Levels
 9.809e-01
 8.845e-01
 7.881e-01
 6.917e-01
 5.953e-01
 4.989e-01
 4.025e-01
 3.061e-01
 2.097e-01
 1.133e-01
 1.688e-02



rupture en cisaillement (pli 1 du patch)

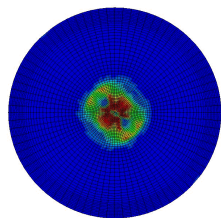
(b) Rupture en cisaillement

Figure IV.54 Initiation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches [45/-45]_s

(2) Charge=80% de la force à rupture

Selon la Figure IV.55 montrant la propagation de l'endommagement à une charge égale à 80% de la force à rupture, nous pouvons constater que les endommagements de tous les types coexistent et qu'ils se propagent du centre vers les zones B et C dans les plis du patch. Maintenant le pli PA2 au centre du patch est affecté par la RT, qui touche également la zone C des plis PL2 à -45° et PL4 à 90° de la plaque à réparer. Peu de RL du pli à 0° de la plaque a été observée dans la zone C. L'endommagement produit dans la plaque à réparer semble être confirmé par EA, puisque les événements d'amplitude différente couvrent presque la même zone que celle prévue par la simulation. Par contre, l'endommagement développé dans le pli PA1 paraît peu convainquant, car la jauge N°3 collée au centre du patch n'a pas été perturbée jusqu'à la rupture finale de la réparation. Aucun endommagement sur le pli de la surface des patches n'a été observé après la rupture finale de la réparation.

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
 Time = 0.0052
 Contours of History Variable#2
 Inner shell surface
 min=0.000235174, at elem# 457580
 max=0.987062, at elem# 457458



rupture transversale en traction/compression (pli 1 du patch)

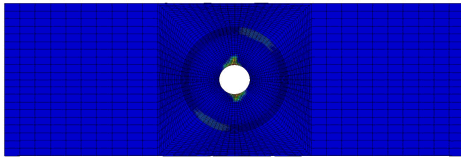
Fringe Levels
 9.871e-01
 8.884e-01
 7.897e-01
 6.931e-01
 5.924e-01
 4.927e-01
 3.951e-01
 2.964e-01
 1.977e-01
 9.005e-02
 3.852e-04



rupture transversale en traction/compression (pli 2 du patch)

Fringe Levels
 9.809e-01
 8.721e-01
 7.753e-01
 6.785e-01
 5.817e-01
 4.849e-01
 3.880e-01
 2.912e-01
 1.944e-01
 9.756e-02
 7.418e-04

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0052
Contours of History Variable#2
Inner shell surface
min=0.025845, at elem# 194838
max=0.921256, at elem# 197487

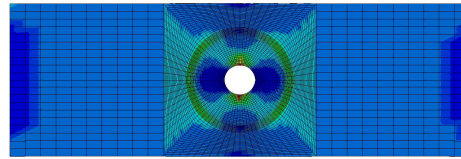


rupture transversale en traction/compression (pli 2 de la plaque)



Fringe Levels
9.253e-01
8.232e-01
7.403e-01
6.478e-01
5.554e-01
4.629e-01
3.704e-01
2.780e-01
1.855e-01
9.302e-02
5.495e-02

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0052
Contours of History Variable#2
Inner shell surface
min=0.022269, at elem# 176481
max=0.97522, at elem# 16920



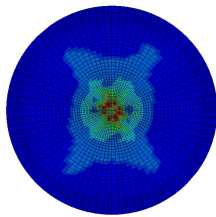
rupture transversale en traction/compression (pli 4 de la plaque)



Fringe Levels
9.725e-01
8.92e-01
7.849e-01
6.896e-01
5.942e-01
4.989e-01
4.036e-01
3.083e-01
2.129e-01
1.176e-01
2.229e-02

(a) rupture transversale en traction/compression dans les couches 45° et -45° du patch et dans le couche -45° et 90° de la plaque

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0052
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.025845, at elem# 45672
max=0.994373, at elem# 45873

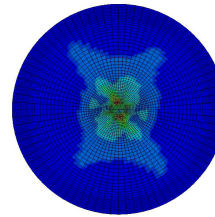


rupture en cisaillement (pli 1 du patch)



Fringe Levels
9.946e-01
8.978e-01
8.013e-01
7.047e-01
6.082e-01
5.116e-01
4.151e-01
3.185e-01
2.220e-01
1.254e-01
2.884e-02

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0052
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.016917, at elem# 461657
max=0.97814, at elem# 463273



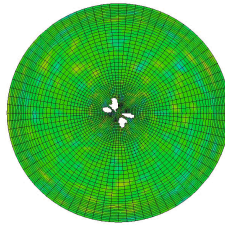
rupture en cisaillement (pli 2 du patch)



Fringe Levels
8.721e-01
7.857e-01
6.895e-01
5.932e-01
4.971e-01
4.009e-01
3.047e-01
2.085e-01
1.123e-01
1.669e-02

(b) rupture en cisaillement dans la couche +45° et -45° du patch

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0052
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=48.5391, at elem# 471907
max=68.67, at elem# 471506



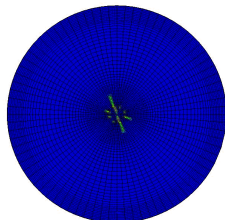
délamination (pli 1//pli 2 du patch)



Fringe Levels
6.667e+01
5.315e+01
3.963e+01
2.611e+01
1.259e+01
-0.345e+01
-1.448e+01
-2.788e+01
-4.150e+01
-5.502e+01
-6.854e+01

(c) délamination entre -45//+45 du patch

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0052
Contours of History Variable#1
Inner shell surface
min=1.43774e-14, at elem# 233353
max=0.996995, at elem# 234136

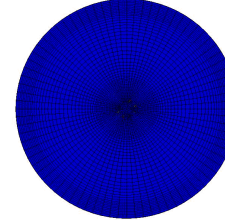


rupture longitudinale en traction/compression (pli 1 du patch)



Fringe Levels
9.969e-01
8.972e-01
7.975e-01
6.978e-01
5.981e-01
4.984e-01
3.988e-01
2.991e-01
1.994e-01
9.969e-02
1.428e-14

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0052
Contours of History Variable#1
Inner shell surface
min=2.47025e-15, at elem# 244294
max=0.973964, at elem# 245827



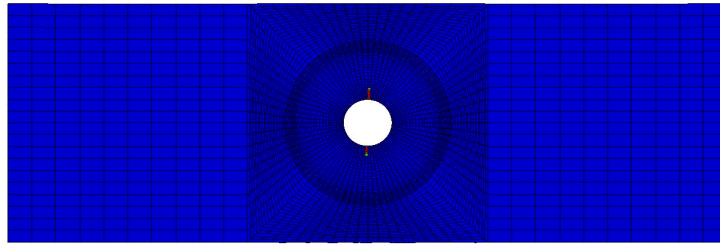
rupture longitudinale en traction/compression (pli 2 du patch)



Fringe Levels
9.739e-01
8.765e-01
7.791e-01
6.817e-01
5.843e-01
4.870e-01
3.896e-01
2.922e-01
1.948e-01
9.739e-02
2.470e-15

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
 Time = 0.0052
 Contours of History Variable#1
 Inner shell surface
 min=3.36048e-10, at elem# 434734
 max=0.988998, at elem# 434724

Fringe Levels
 9.890e-01
 8.901e-01
 7.912e-01
 6.923e-01
 5.934e-01
 4.945e-01
 3.956e-01
 2.967e-01
 1.978e-01
 9.890e-02
 3.360e-10



rupture longitudinale en traction/compression (pli 3 de la plaque)



(d) rupture longitudinale en traction/compression dans le patch et dans la couche à 0° de la plaque

Figure IV.55 Propagation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches [45/-45]_s

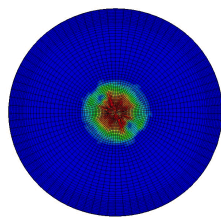
(3) Charge=100% de la force à rupture

La Figure IV.56 montre les endommagements au stade de la rupture finale. La RT dans les patches est toujours localisée dans la zone autour du trou, tandis que celle dans les plis à 90°, -45° et +45° de la plaque se trouvent dans les zones C et D. Cette zone de la RT dans le pli PL2 (-45°) est plus étendue vers la zone D. Par contre, la rupture en cisaillement (RC) semble moins significative, elle se confine au centre du patch pour PA1 et PA2, ou bien au bord du trou dans la zone C pour PL1 (45°). En ce qui concerne la rupture par délaminage (RD) (Images (c)), par rapport du cas de la réparation par [90]₄, son développement aux interfaces entre les plis de la plaque est aussi importante mais de façon différente. Elle est beaucoup plus étendue à l'interface 0//90 de la plaque, ce qui est bien visible sur les faciès de rupture et le développement de la RD est moins étendu à l'interface adhésif//plaque, ce qui est confirmé également par l'observation de la fracture, car de nombreuses mèches de fibres à 45° collent à la surface de la fracture du patch. De plus, nous n'avons pas observé de la RD à l'interface adhésif//patch. Enfin, la RL du pli à 0° de la plaque se propage depuis la zone C vers le bord transversal d'éprouvette, qui conduit à la rupture finale de la réparation.

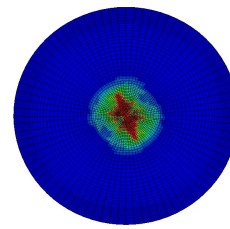
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
 Time = 0.0051
 Contours of History Variable#2
 Inner shell surface
 min=0.00057385, at elem# 23430
 max=0.98941, at elem# 23500

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
 Time = 0.0071
 Contours of History Variable#2
 Inner shell surface
 min=0.00190822, at elem# 244536
 max=0.982933, at elem# 245293

Fringe Levels
 9.839e-01
 8.857e-01
 7.875e-01
 6.893e-01
 5.911e-01
 4.929e-01
 3.947e-01
 2.965e-01
 1.983e-01
 1.001e-01
 1.008e-03



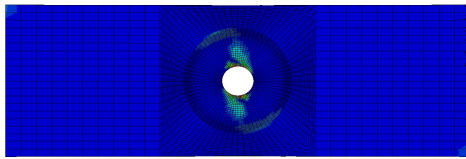
rupture transversale en traction/compression (pli 1 du patch)



rupture transversale en traction/compression (pli 2 du patch)



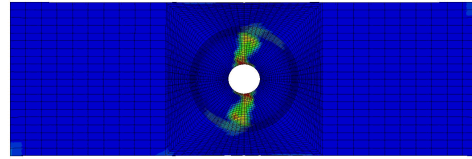
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0071
Contours of History Variable#2
Inner shell surface
min=0.0004445, at elem# 392840
max=0.902756, at elem# 392844



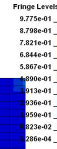
rupture transversale en traction/compression(pli 1 de la plaque)



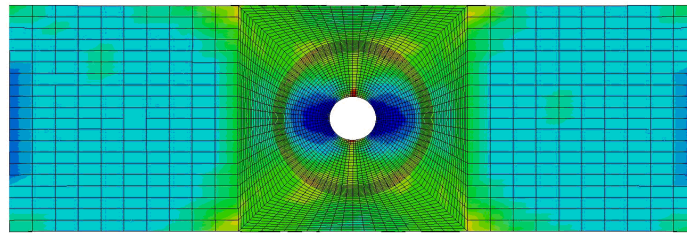
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0071
Contours of History Variable#2
Inner shell surface
min=0.0052558, at elem# 168839
max=0.07751, at elem# 168625



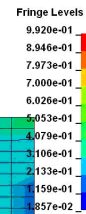
rupture transversale en traction/compression(pli 2 de la plaque)



LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0071
Contours of History Variable#2
Inner shell surface
min=0.0185732, at elem# 168839
max=0.991974, at elem# 167878

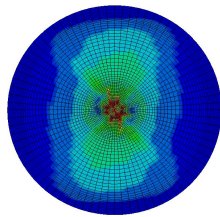


rupture transversale en traction/compression(pli 4 de la plaque)



(a) Rupture transversale en traction/compression dans les plis du patch à $+45^\circ$ et à -45° dans les plis de la plaque à $+45^\circ$, -45° , et 90°

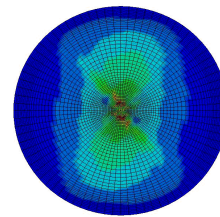
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0071
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.025734, at elem# 460219
max=0.994971, at elem# 458721



rupture en cisaillement (pli 1 du patch)



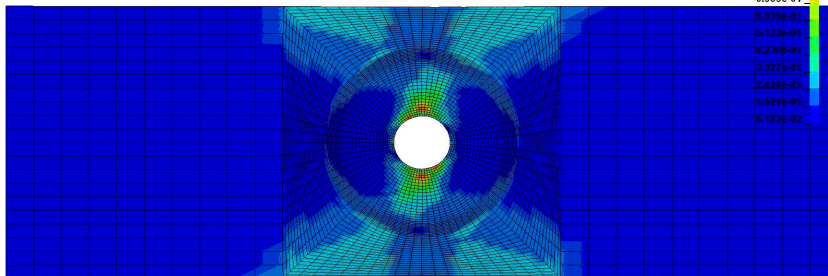
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0071
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.0149752, at elem# 461857
max=0.983395, at elem# 460728



rupture en cisaillement (pli 2 du patch)



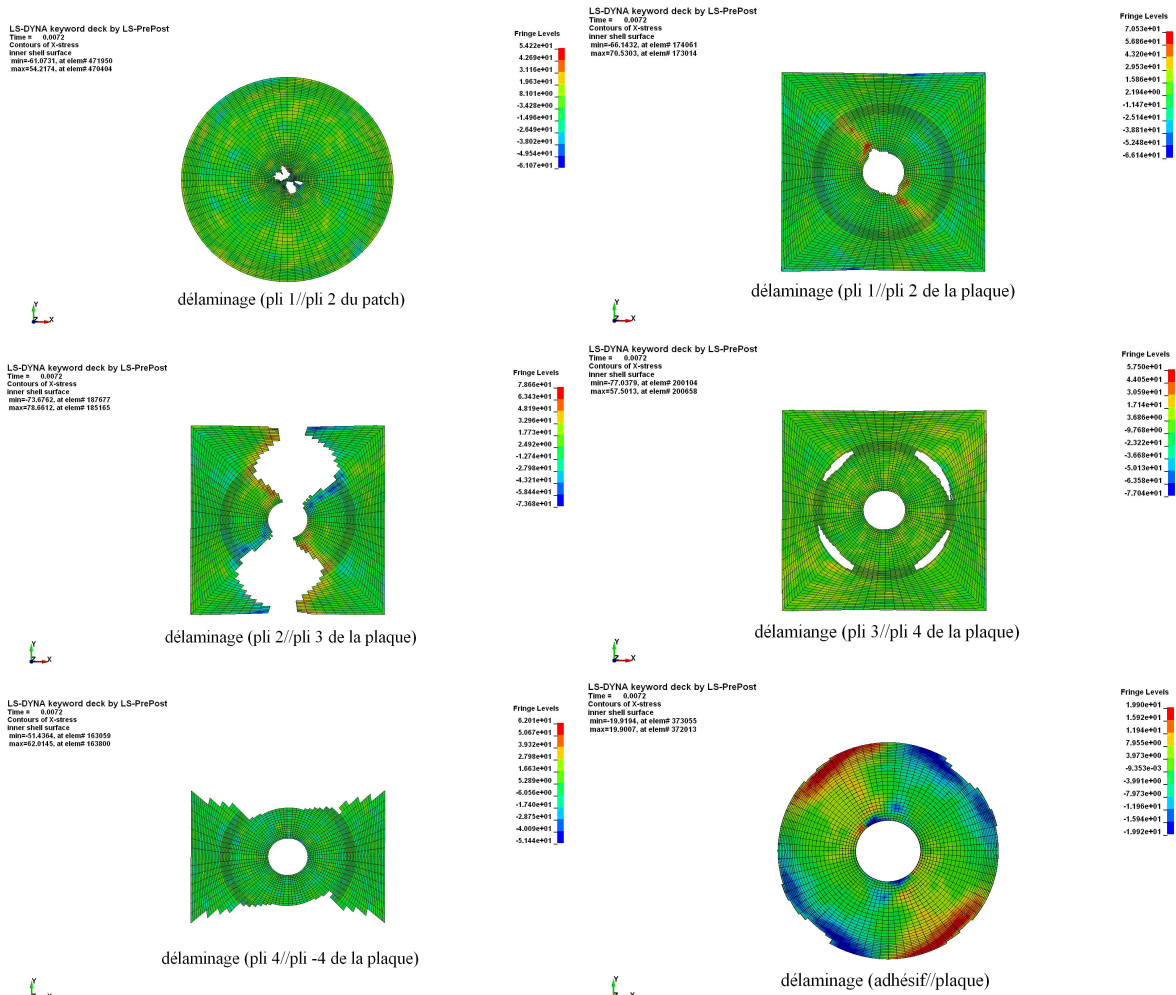
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
Time = 0.0071
Contours of History Variable#3
Inner shell surface
min=0.0618222, at elem# 408607
max=0.964743, at elem# 409009



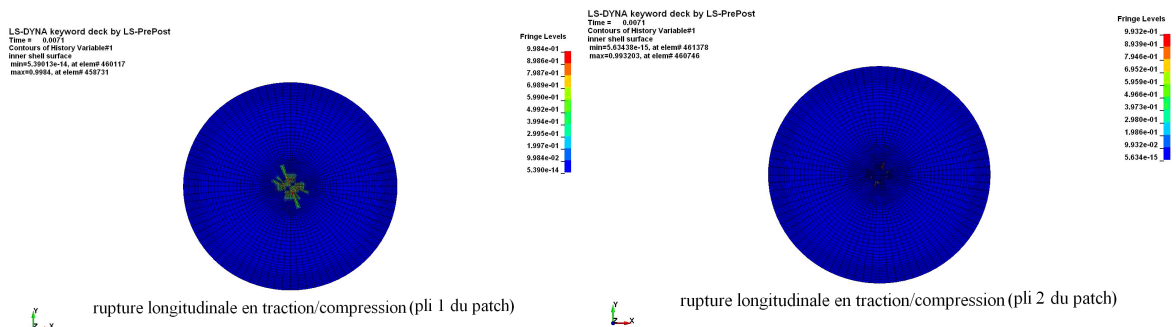
rupture en cisaillement (pli 1 de la plaque)

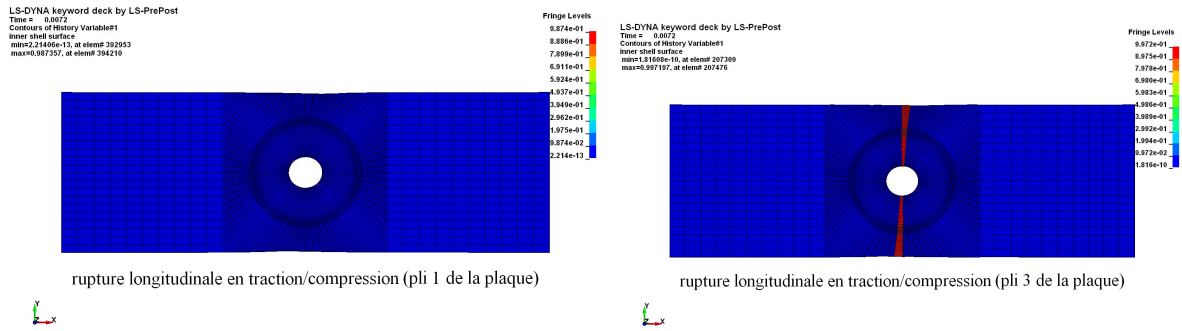


(b) Rupture en cisaillement dans les patches et la couche à $+45^\circ$ de la plaque



(c) Délamination entre les couches des patches, les couches de la plaque +45// -45, -45//0, 0//90, 90//90 et plaque//adhésif





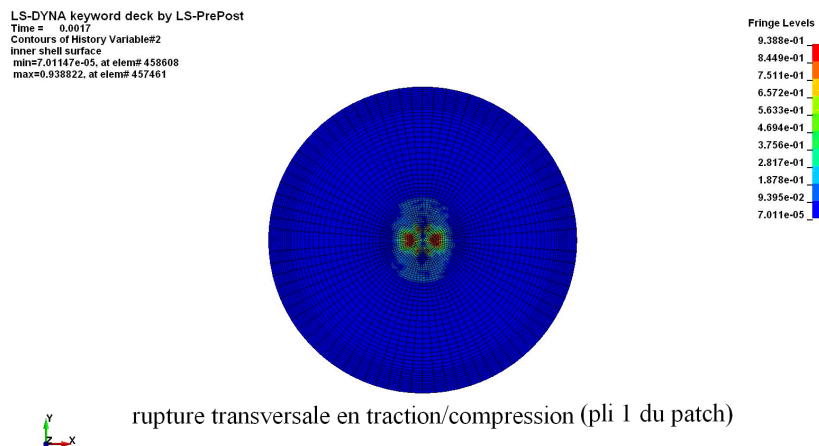
(d) Rupture longitudinale en traction/compression dans le patch et la couche à +45° et 0° de la plaque

Figure IV.56 Rupture finale dans une réparation utilisant les patchs [45/-45]_s

- Réparation par les patchs rigide de séquence d'empilement [0]₄

(1) Charge=30% de la force à rupture

La Figure IV.57 montre l'amorçage de l'endommagement prévu par la simulation dans une éprouvette réparée par les patchs rigides [0]₄ à une charge égale à 30% de la force à rupture. L'endommagement s'amorce au centre du patch par la RT et le RC. L'image (b) permet de confirmer que la RT est due essentiellement à la contrainte transversale en traction. Par conséquent, les mécanismes d'endommagement sont principalement la fissuration dans la matrice et à l'interface fibre/matrice. Ce qui correspond bien à la détection par émission acoustique (EA), car l'EA se localise bien dans cette zone et leur amplitude varie entre 45 et 55dB (Figure IV.26). Cependant, selon la Figure IV.36, la jauge N°3 collée au centre du patch n'a pas été perturbée à ce moment. Or c'est plutôt la jauge N°2 collée au patch dans la zone C qui réagit : la variation de la déformation mesurée en fonction de la charge appliquée augmente de moins en moins. Cela permet de déceler un phénomène d'adoucissement dans le joint, tel que la microfissuration ou la déformation plastique.



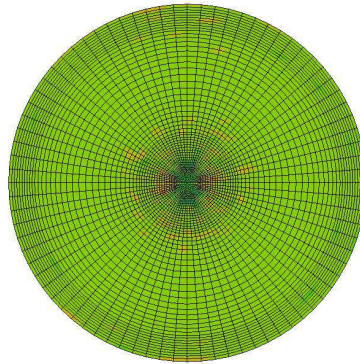
(a) rupture transversale en traction/compression dans le patch

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost

Contours of Y-stress
inner shell surface
min=-89.4805, at elem# 457549
max=44.5534, at elem# 459788

Fringe Levels

4.455e+01
3.125e+01
1.795e+01
4.643e+00
-8.660e+00
-2.196e+01
-3.527e+01
-4.857e+01
-6.187e+01
-7.518e+01
-8.848e+01



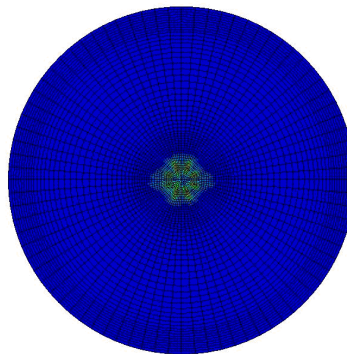
(b) Distribution de σ_{22} dans le pli 1 du patch $[0]_4$ à l'initiation d'endommagement

LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost

Time = 0.0017
Contours of History Variable#3
inner shell surface
min=0.00714841, at elem# 460588
max=0.977653, at elem# 459479

Fringe Levels

9.777e-01
8.806e-01
7.836e-01
6.865e-01
5.895e-01
4.924e-01
3.954e-01
2.983e-01
2.012e-01
1.042e-01
7.148e-03



rupture en cisaillement (pli 1 du patch)

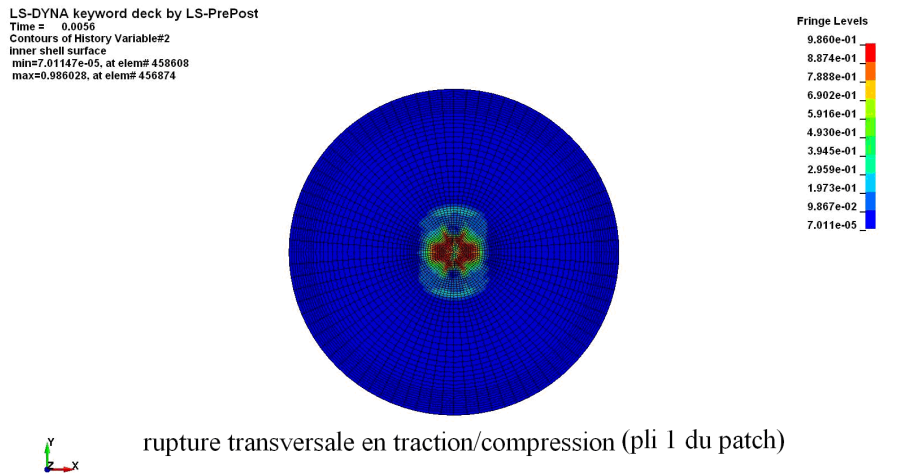
(c) rupture en cisaillement

Figure IV.57 Amorçage d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[0]_4$

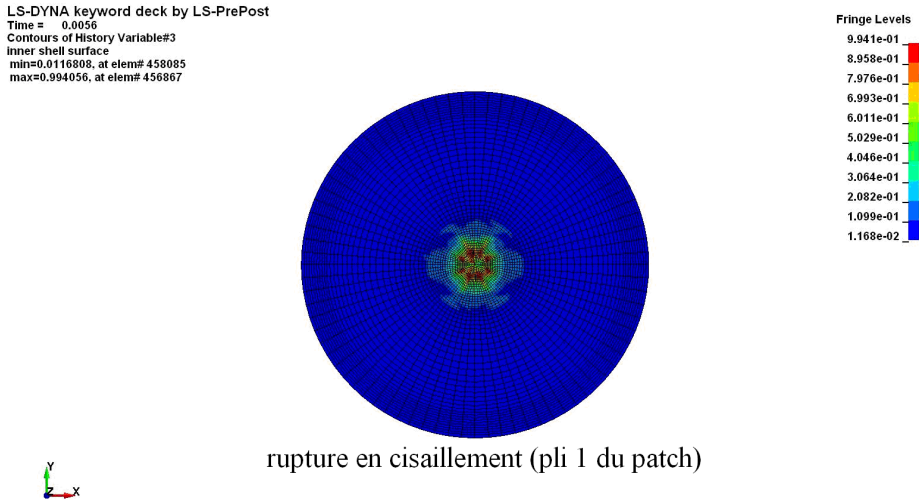
(2) Charge=85% de la force à rupture

Quand la charge augmente à 85% de la force à rupture, à l'exception de la rupture par délaminage (RD), les endommagements de tous types de rupture prévus par la simulation se propagent surtout dans la zone centrale des patches (Figure IV.58). Par ailleurs, la RD à l'interface plaque/colle et à celle colle/patch commence également à partir de l'extrémité des patches (Zone C) (Images (c)). Ces informations semblent en bonne concordance avec celles obtenues à l'aide du contrôle par EA (Figure IV.27), car les deux pics sont apparus à ce moment : un se trouve dans la zone du trou avec l'amplitude d'EA entre 45 et 90 dB ; l'autre à l'extrémité du patch (zone C), où l'amplitude ne varie qu'entre 45 et 65dB. De plus, la variation de la déformation mesurée par la jauge N°3 collée au centre du patch a changé

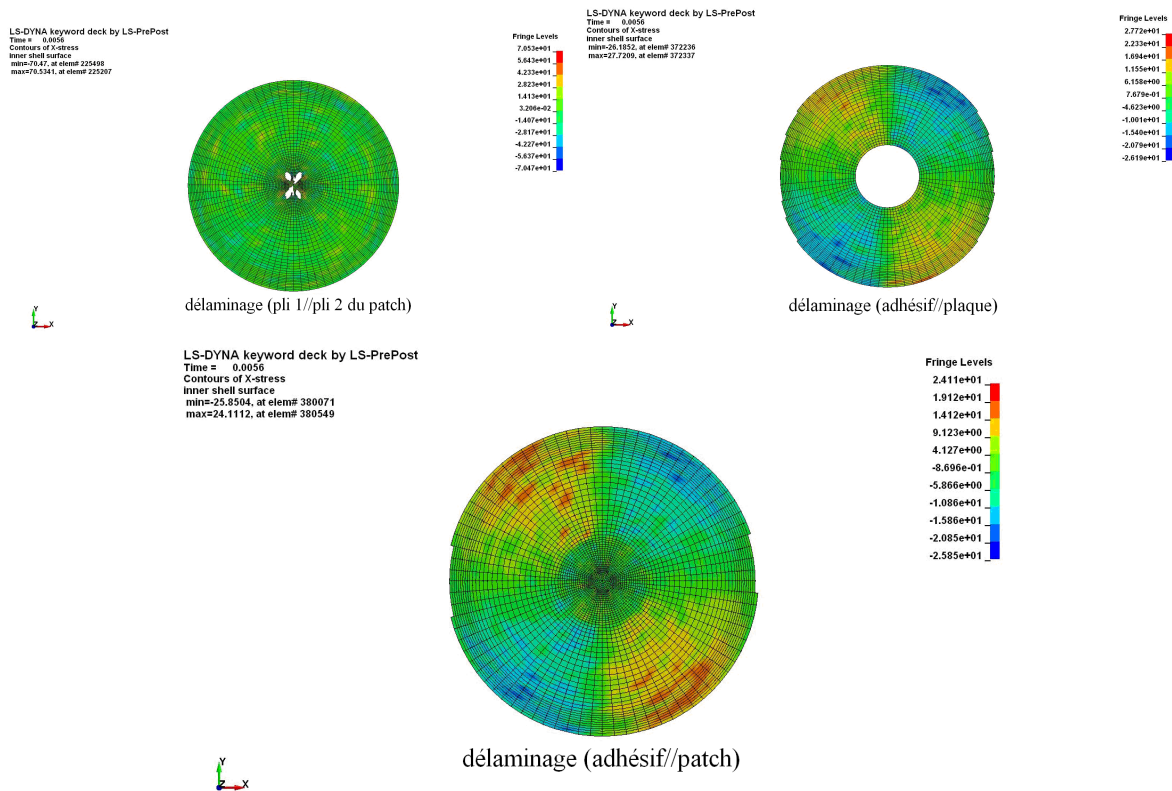
d'allure à cause d'une part, des endommagements dans cette zone ; d'autre part, la variation de la déformation mesurée par la jauge N°2 collée sur le patch dans la zone C continue à ralentir indiquant la propagation de la fissure dans le joint collé (Figure IV.34).



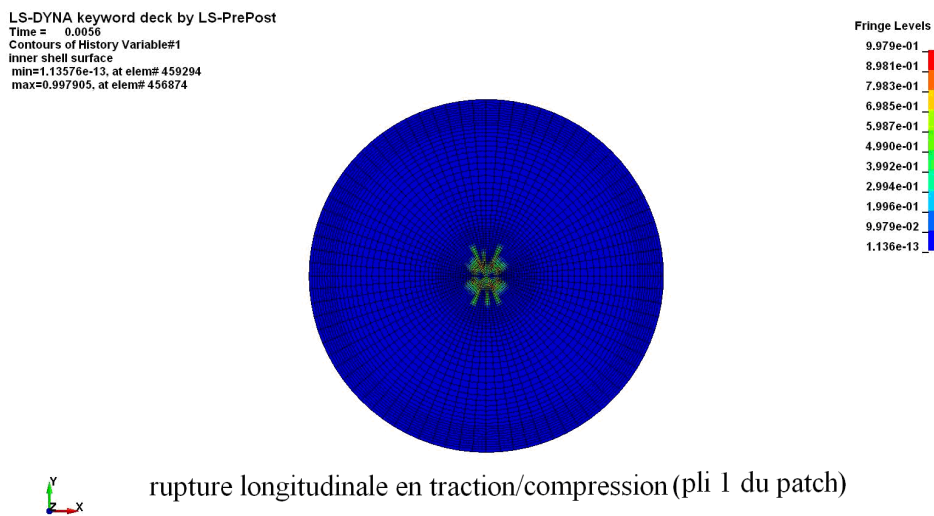
(a) rupture transversale en traction/compression dans le patch



(b) rupture en cisaillement dans le patch



(c) délaminage dans le patch et entre adhésif//plaque, adhésif//patch



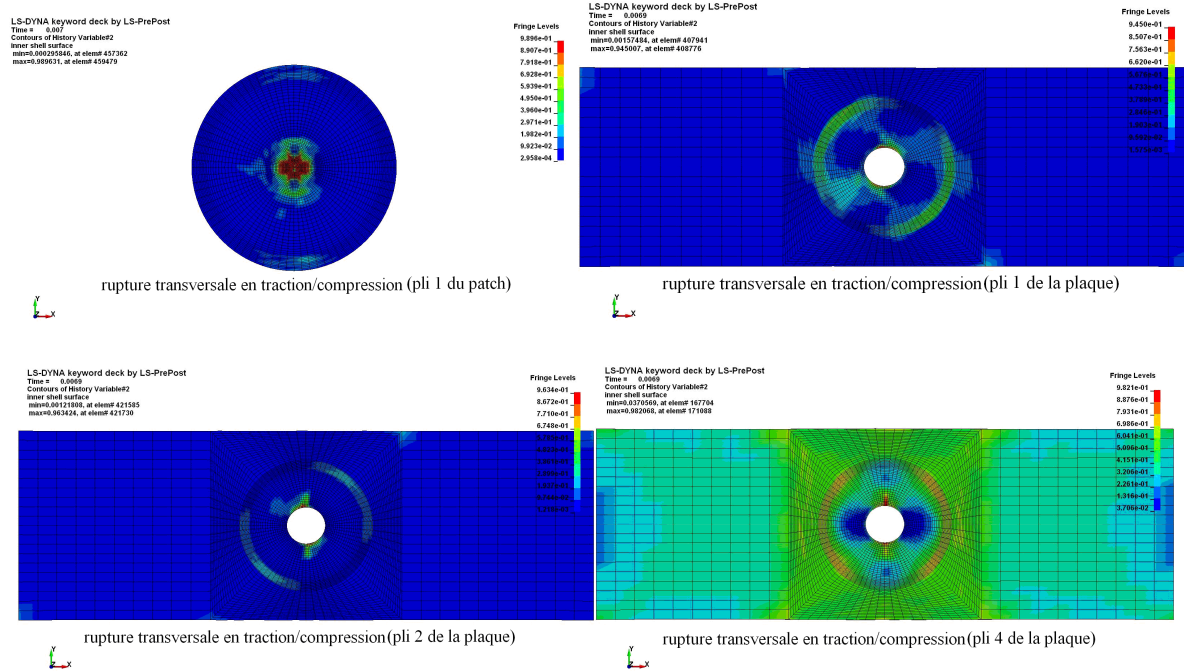
(d) rupture longitudinale en traction/compression dans le patch

Figure IV.58 Propagation d'endommagement dans une réparation utilisant les patches $[0]_4$

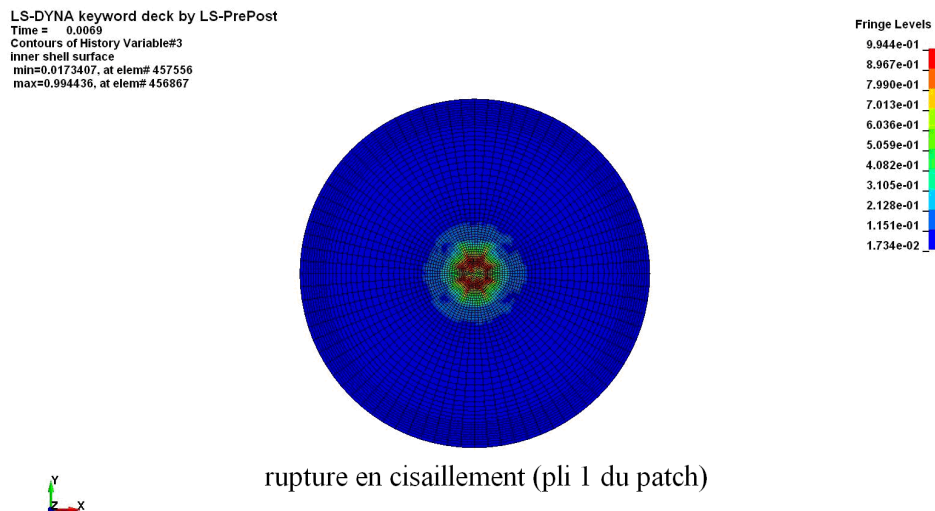
(3) Charge=100% de la force à rupture

Selon la Figure IV.59(c), nous avons trouvé que la rupture par délaminage (RD) s'est bien étendue dans la plaque à réparer, et surtout à l'interface plaque//colle. De ce fait, le patch va se détacher de plus en plus. Par conséquent la charge n'est plus correctement transmise aux patches, ce qui accélère la propagation de l'endommagement dans la plaque à réparer.

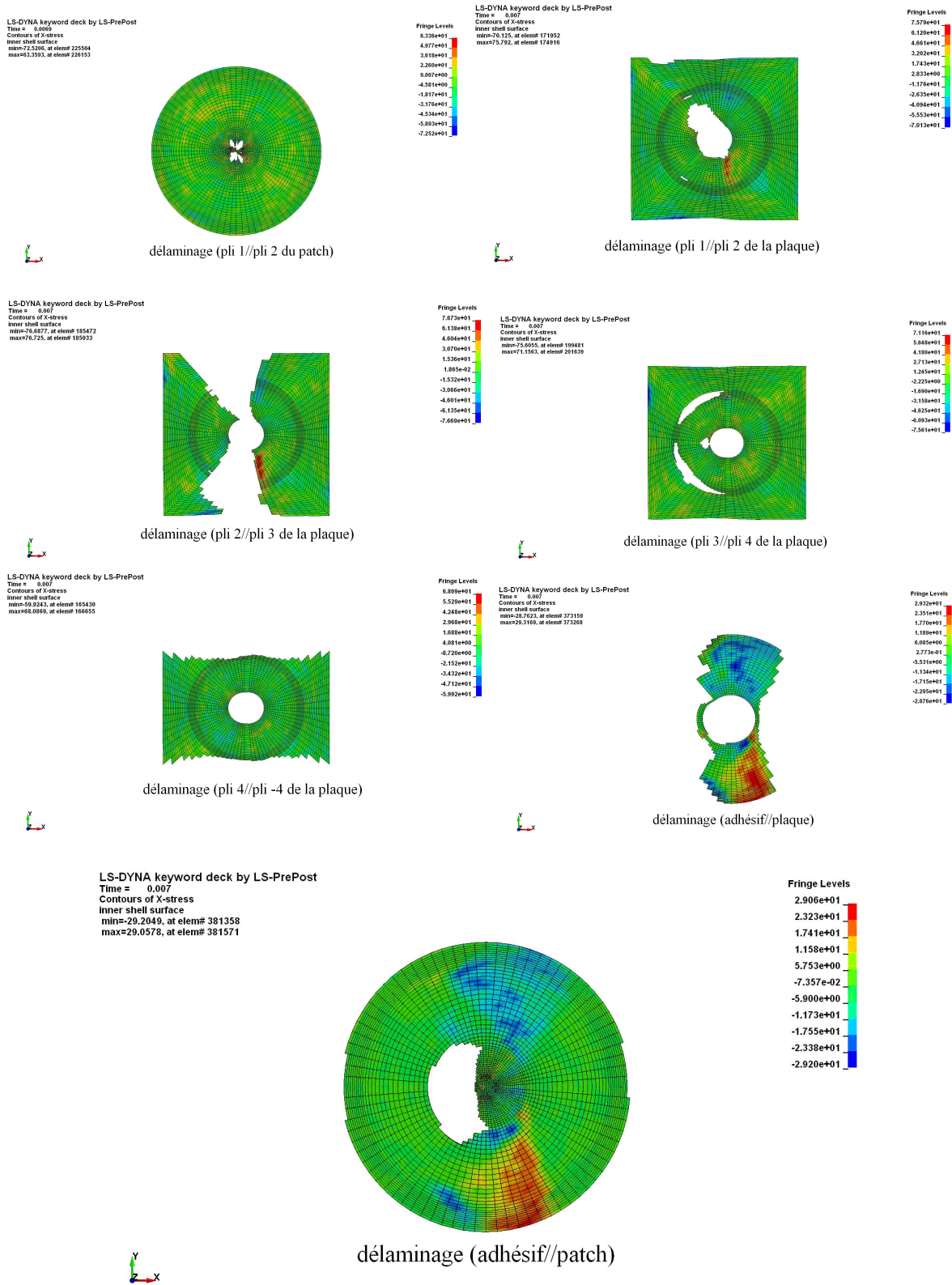
Finalement, la rupture de la réparation se produit après une rupture de fibres dans le pli à 0° de la plaque à réparer. Les faciès de rupture de la réparation par les patches $[0]_4$ illustrés dans la Figure IV.16 montrent non seulement les traces de la RD entre les plis de la plaque à réparer, mais également la rupture par fissuration dans le joint collé.



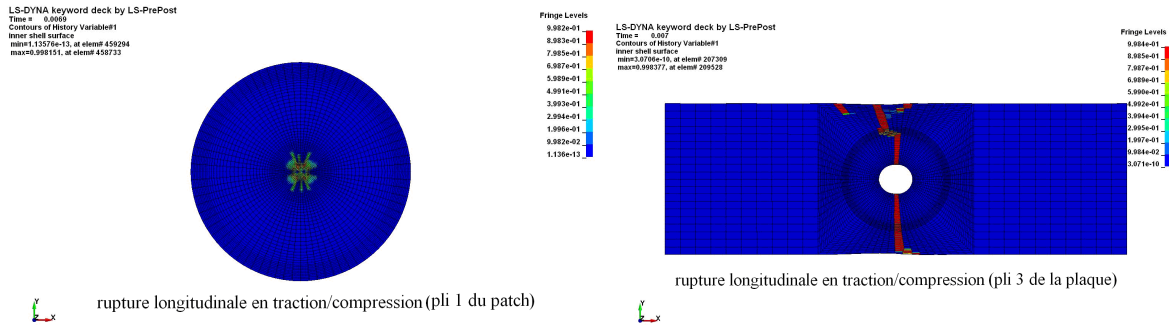
(a) Rupture transversale en traction/compression dans le patch et dans les couches 45°, -45° et 90° du substrat



(b) Rupture en cisaillement dans le patch



(c) Délaminage dans le patch et entre les couches +45// -45, -45//0, 0//90, adhésif//plaque, adhésif// patch



(d) Rupture longitudinale en traction/compression dans le patch et la couche 0° de la plaque

Figure IV.59 Rupture finale dans une réparation utilisant les patchs [0]₄

IV.4.3.4. Modèles phénoménologiques

D'après les résultats numériques et expérimentaux, on propose trois modèles phénoménologiques pour décrire le processus d'endommagement et de rupture de nos éprouvettes réparées :

- **Modèle I**

Dans les cas de la réparation par les patchs souples, l'endommagement s'amorce dans les patchs ou dans la plaque aux bords du trou dans la zone C sous forme de microfissures dans la matrice et à l'interface fibre/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 et/ou intralaminaire dans les patchs. La rupture finale se produit dans la zone du trou lorsque les fibres dans la plaque et dans les patchs se cassent et se détachent de la matrice. La fracture des patchs se trouve au même niveau que la plaque, aucun décollement de patchs de la plaque n'est observé.

- **Modèle II**

Pour les réparations par les patchs de rigidité moyenne, les microfissures dans la matrice et à l'interface de la plaque sont amorcées d'abord aux bords du trou (zone B et C). Ensuite, l'endommagement sous forme de délaminage entre les plis de la plaque se propage à partir des zones B et C vers les zones C et D. Finalement la rupture des fibres et l'arrachement des mèches de fibres engendrent une rupture à la section la plus affaiblie par le trou. Les patchs 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 patchs.

- Modèle III

En ce qui concerne la réparation par les patchs rigides, la microfissuration dans la matrice et à l'interface s'amorce dans les patchs aux bords du trou (Zone B), suivie par la fissuration dans le joint collé à partir des extrémités longitudinales des patchs (Zone A). Au fur et à mesure de la propagation de la fissure dans le joint collé vers le centre des patchs, ces derniers se décolle donc de la plaque de plus en plus. En même temps, les endommagements amorcés dans la plaque au bord du trou (Zone B et C) se propagent vers l'extérieur des patchs, ceci est dans le sens opposé à la propagation de la fissure dans le joint collé. Au moment où ces deux zones d'endommagement se rencontrent, la plaque à réparer casse dans cette section tout en laissant les patchs intacts.

IV.4.4. Modèle II-A et Modèle II-B

Dans le but de comprendre le rôle des modèles de zones cohésives dans la modélisation numérique de la réparation par collage des patchs externes, nous avons modifié le modèle II de deux manières différentes :

- Modèle II-A consiste à supprimer les éléments cohésifs à toutes les interfaces dans les patchs et dans la plaque à réparer tout en gardant les éléments cohésifs aux interfaces plaque//adhésif et adhésif// patch ;
- Modèle II-B supprime les éléments cohésifs à toutes les interfaces, c'est-à-dire aucun élément cohésif n'est utilisé.

Ces deux modèles sont appliqués à la réparation utilisant les patchs de référence [90/0/-45/45], dont le premier pli est en contact avec le joint collé.

La Figure IV.60 compare les courbes de la force appliquée en fonction de l'allongement de la longueur calibrée obtenues par les quatre modèles numériques évoqués dans notre étude avec la courbe mesurée à l'aide de l'extensomètre vidéo. Plusieurs remarques méritent d'être soulevées :

- Le Modèle II-B sans aucun élément cohésif aux interfaces rend la raideur de la courbe trop élevée. En outre, bien qu'il donne la contrainte à rupture très proche de la valeur mesurée, l'allongement de la longueur calibrée à rupture est trop faible par rapport à la valeur mesurée. Nous pouvons conclure que l'assouplissement du matériau dû à l'évolution des endommagements n'est pas suffisant si la rupture par délaminage n'est pas correctement considérée ;

- Le modèle I modélise chaque pli du composite en éléments solides, dont le comportement respecte une loi d'endommagement, dite « modèle de rupture progressive ». Ce modèle sous-estime la capacité de résister à la charge d'un composite endommagé, car la résistance apparente prévue est de 29% inférieure à la valeur mesurée expérimentalement (Figure IV.61) ;
- Tous les modèles en appliquant les modèles de zones cohésives simulent correctement la raideur de la réparation, au moins avant que la charge ne dépasse 70% de la force à rupture. Après certain niveau de charge, la dégradation du matériau par l'endommagement semble un peu exagérée par les modèles II et II-A. Ceci a un impact non seulement sur la prévision de la résistance apparente, mais aussi sur la prévision de l'allongement à rupture (Figure IV.61). L'écart entre ces résultats numériques et expérimentaux est autant plus grand que le modèle utilise plus d'éléments cohésifs.

Apparemment, le modèle II-A semble une bonne solution. Cependant en analysant les faciès de rupture de cette réparation, le délaminage entre les plis des composites stratifiés est tellement présent que nous ne pouvons pas négliger ce phénomène dans la simulation numérique. En réalité, l'écart observé entre les résultats numériques et expérimentaux est acceptable, car il ne dépasse pas 10% ni pour la résistance apparente, ni pour l'allongement à rupture. De plus les résultats obtenus par la simulation sont toujours inférieurs aux résultats expérimentaux. Ceci est souhaitable dans la conception au sens de la sécurité des structures. Néanmoins, quelques pistes d'amélioration peuvent être proposées pour un système en composite ayant des joints collés :

- D'abord, la rupture observée dans le joint collé de la réparation est un mode mixte de ruptures cohésive et adhésive. La propagation de la fissure dans le joint n'est pas toujours à l'interface substrats//adhésif. La déformation plastique de l'adhésif ductile comme celui que nous avons utilisé dans notre étude devrait également augmenter la résistance à la fissuration.
- Ensuite, en ce qui concerne les composites stratifiés, l'effet de l'orientation des fibres adjacentes à chaque interface n'est pas considéré. En outre, un phénomène bien connu dans un composite stratifié est que la résistance augmente avec l'extension du délaminage. Il est caractérisé par les courbes R. La considération de la courbe R permet de ralentir l'assouplissement du matériau endommagé, ainsi d'augmenter la résistance apparente de la réparation et l'allongement à rupture.
- Finalement, les critères, les lois d'endommagement appliqué aux éléments cohésifs méritent d'être mieux étudiés afin de connaître leur influence sur les résultats de la

simulation. A titre d'exemple, le mode III de la fissuration est actuellement mal cerné, ce qui peut fausser le calcul.

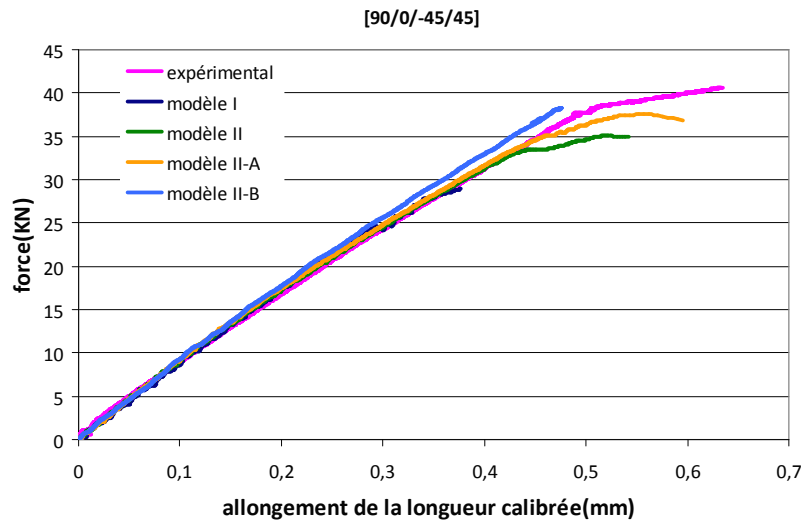


Figure IV.60 Comparaison des courbes force-allongement de la longueur calibrée obtenues par mesures expérimentales et par les modèles numériques

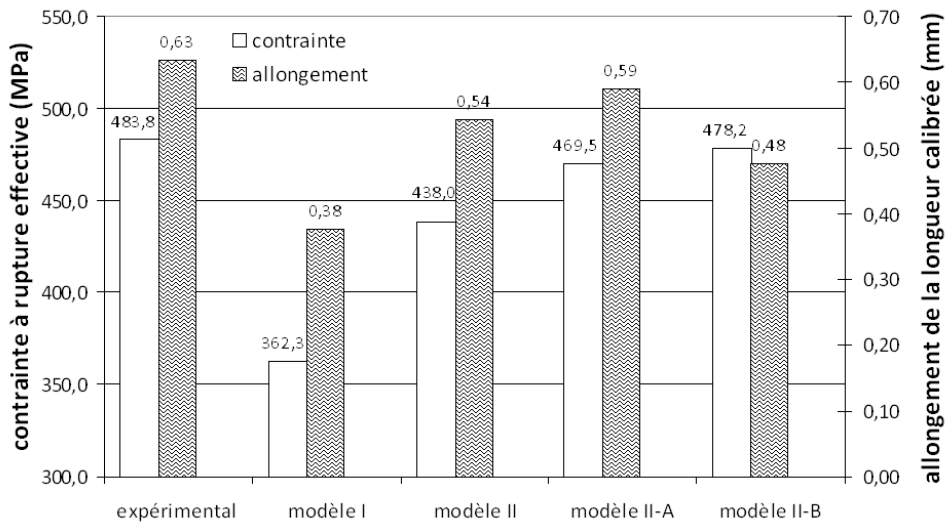


Figure IV.61 Comparaison des valeurs de la contrainte à rupture effective et de l'allongement à rupture obtenues par mesure expérimentale et par les modèles numériques

IV.5. Conclusions

L'étude expérimentale sur les réparations par collage de patches externes permet d'obtenir les conclusions suivantes :

1. D'une part, la performance des réparations en traction dépend de la rigidité de membrane homogénéisée des patches de réparation en termes de $A_{II}^* = A_{II}/h$. Elle

augmente d'abord avec A_{II}^* , puis diminue. La meilleure performance se trouve dans la réparation avec les patchs ayant A_{II}^* identique que celle de la plaque à réparer. D'autre part, la performance des réparations peut être influencée par la séquence d'empilement des patchs utilisés. Dans le cas des réparations avec les patchs ayant la même A_{II}^* , les patchs [0/90/45/-45]s dont l'orientation des fibres adjacentes au joint collé est à 0°, donnent la meilleure performance (83,4% de la plaque vierge), tandis que les patchs [45/-45/90/0]s, dont l'orientation des fibres adjacentes au joint à 45° est identique à celle de la plaque, s'avèrent les moins efficaces (71,39% de la plaque vierge).

2. L'étude des mécanismes d'endommagement dans des réparations passe par analyse des informations fournies par trois méthodes : l'observation des faciès de rupture ; l'instrumentation des éprouvettes par trois jauges d'extensométrie et l'utilisation du contrôle par émission acoustique (EA). Il s'avère que le contrôle par EA est très efficace. Il permet non seulement de localiser les sources d'émission, de suivre en temps réel l'évolution de l'endommagement dans la réparation, mais également d'identifier les mécanismes d'endommagement associés. Les faciès de rupture, très différents d'un type de réparation à l'autre, pourraient être corrélés avec le contrôle par EA. En outre, la jauge collée sur un patch à son centre est sensible à l'endommagement dans la zone centrale de la partie réparée. Quant à la jauge placée sur le patch à l'une de ses extrémités longitudinales, elle fournit des informations précises sur l'endommagement de la zone où elle est collée. L'analyse de ces résultats conduit à l'établissement d'une relation entre des plages d'amplitude d'EA et chaque type d'endommagement pour le composite testé dans cette étude.

Les réparations testées sont ensuite modélisées par la méthode des éléments finis en utilisant le logiciel LS-Dyna. Plusieurs modèles ont été établis :

- a. Le modèle I profite des conclusions obtenues dans les chapitre II et III. Il représente les composites stratifiés à l'aide du modèle validé dans le chapitre II. Ici les plis du composite sont modélisés par des éléments du type solide 3D, leur comportement est caractérisé par une loi de rupture progressive. Les modèles de zones cohésives (MZC) sont appliqués à toutes les interfaces entre deux plis. Le joint collé entre les substrats en composite et l'adhésif est modélisé par le modèle validé dans le chapitre III. Les MZC sont insérés entre les interfaces plaque//colle et colle//patch ;
- b. Le modèle II reprend le modèle I, mais chaque pli de composite est modélisé par des éléments du type coque épaisse, qui obéissent à une loi d'endommagement continu.
- c. Le modèle II-A modifie le modèle II en supprimant les MZC entre les plis du composite ;

- d. Le modèle II-B supprime tous les éléments cohésifs du modèle II, la rupture par délaminage aux interfaces n'est donc pas considérée.

En comparant les résultats obtenus par ces modèles numériques avec les résultats expérimentaux, on s'aperçoit que :

1. Le modèle II-B sans aucun élément cohésif aux interfaces prévoit un comportement de la réparation trop rigide, bien qu'il donne apparemment la contrainte à rupture très proche de celle mesurée. Par contre, l'allongement de la longueur calibrée à rupture est trop faible par rapport à celle mesurée. L'assouplissement du matériau dû à l'évolution de l'endommagement n'est pas suffisant si la rupture par délaminage n'est pas considérée ;
2. Le modèle I sous-estime la capacité de résister à la charge d'un composite endommagé car la résistance apparente prévue est de 29% inférieure à celle mesurée expérimentalement. Cela conduit à une estimation de l'allongement à rupture trop faible ;
3. Tous les modèles en appliquant les modèles de zones cohésives simulent correctement la rigidité des réparations, avant que la charge ne dépasse 70% de la force à rupture. Après un certain niveau de charge, la dégradation du matériau à cause de l'endommagement semble plus ou moins exagérée par les modèles II et II-A. Ceci a un impact non seulement sur la prévision de la résistance apparente, mais aussi sur la prévision de l'allongement à rupture (Figure IV.61). L'écart entre les résultats numériques et expérimentaux est autant plus grand que le modèle utilise plus d'éléments cohésifs.
4. Le modèle II nous semble la solution la plus réaliste. En réalité, l'écart observé entre les résultats obtenus par le modèle II et les résultats expérimentaux est acceptable, car il ne dépasse pas 10% ni pour la résistance apparente, ni pour l'allongement à rupture. De plus les résultats obtenus par la simulation sont toujours inférieurs aux résultats expérimentaux. Ceci est souhaitable dans la conception au sens de la sécurité des structures.

Enfin, la simulation numérique en appliquant le modèle II donne des informations très précises sur l'évolution de l'endommagement au sein d'une réparation pour savoir « quand », « où » et « comment ». Par la corrélation de ces informations avec les observations expérimentales, nous avons proposé trois modèles phénoménologiques pour décrire les processus d'endommagement et de rupture de nos éprouvettes réparées :

- Réparation par patchs souples

L'endommagement s'amorce dans les patchs ou dans la plaque aux bords du trou dans la zone C sous forme de microfissures dans la matrice et à l'interface fibre/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 et/ou intralaminaire dans les patchs. La rupture finale se produit dans la zone du trou lorsque les fibres dans la plaque et dans les patchs se cassent et se détachent de la matrice. La fracture des patchs se trouve au même niveau que la plaque, aucun décollement de patchs de la plaque n'est observé.

- Réparation par les patchs de rigidité moyenne

Les microfissures dans la matrice et à l'interface de la plaque sont amorcées d'abord aux bords du trou (zone B et C). Ensuite, l'endommagement sous forme de délaminage entre les plis de la plaque se propage à partir des zones B et C vers les zones C et D. Finalement la rupture des fibres et l'arrachement des mèches de fibres engendrent une rupture de la section la plus affaiblie par le trou. Les patchs et le joint collé semblent intacts du fait que les fibres cassées du premier pli de la plaque se trouvent collées sur les faces de rupture des patchs.

- Réparation par les patchs rigides

La microfissuration dans la matrice et à l'interface s'amorce dans les patchs aux bords du trou (Zone B), suivie par la fissuration dans le joint collé à partir des extrémités longitudinales des patchs (Zone A). Au fur et à mesure de la propagation de la fissure dans le joint collé vers le centre des patchs, ces derniers se décollent donc de la plaque de plus en plus. En même temps, les endommagements amorcés dans la plaque au bord du trou (Zone B et C) se propagent vers l'extérieur des patchs, ce qui est dans le sens opposé à la propagation de la fissure dans le joint collé. Au moment où ces deux zones d'endommagement se rencontrent, la plaque à réparer casse dans cette section tout en laissant les patchs intacts.

Conclusions générales et perspectives

Le travail présenté dans ce mémoire a pour l'objectif d'établir un modèle pour simuler le comportement en traction d'un composite stratifié réparé par collage de patchs externes. Ces derniers sont eux aussi en composite stratifié. Ce modèle peut prévoir les divers mécanismes d'endommagement intervenant de façon très complexe et aider à comprendre les phénomènes se produisant lors de l'essai. Notre attention s'est concentrée, en utilisant le logiciel Ls-dyna, sur l'application des modèles de zones cohésives (MZC) pour modéliser la rupture aux interfaces surfaciques que nous avons rencontrée très souvent au cours des essais. La validation d'un tel modèle passe par le dialogue expériences-calculs.

Les interfaces surfaciques dans notre réparation existent à deux niveaux : le premier se trouve entre les plis des stratifiés et le second au joint collé entre les substrats en composite et l'adhésif. Afin de modéliser leur comportement et d'obtenir toutes les caractéristiques nécessaires dans la mise en œuvre des MZC, nous avons réalisé des études d'abord sur le délaminage du composite, ensuite sur la fissuration dans le joint collé. Les modèles validés par ces études sont par la suite intégrés dans la simulation du comportement de la réparation.

(1) Les études réalisées sur le comportement au délaminage du composite consistaient dans un premier temps à effectuer des essais du types DCB mode I, ENF mode II et MMF mode mixte I/II. Dans un deuxième temps ces essais ont été modélisés en appliquant les MZC à l'interface du délaminage. L'influence de divers paramètres associés aux MZC a été examinée, tels que la forme de la loi d'interface ou Traction-Separation-Load-Curve en anglais (*TSLC*), la raideur initiale de la *TSLC* : K_0 , la résistance d'interface en mode I et II : $\sigma_{I,max}$ et $\sigma_{II,max}$. Les conclusions obtenues se résument comme suit :

- Dans la détermination de la ténacité du composite, la calibration des complaisances basée sur la théorie des poutres classique est aussi fiable que les modèles empiriques, tel que la loi de Berry et la loi linéaire en (a^3) ;

- Si le critère en mode mixte suivant est adopté : $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$, les caractéristiques du composite utilisé dans notre étude ont été mesurées comme suit :

$$G_{IC} = 0,493 \text{ N/mm}, G_{IIC} = 1,89 \text{ N/mm}, G_{TC} = 1,17 \text{ N/mm} \text{ et } k = 0,85508.$$

- Dans les cas des éprouvettes DCB mode I et ENF mode II il a été constaté que la rigidité de la courbe force-déplacement (K) et la force maximale (P_{max}) augmentent

toutes les deux avec K_0 d'abord, puis elles restent stables autour de $K_0=2 \times 10^4 \text{ N/mm}^3$ et $K_0=2 \times 10^5 \text{ N/mm}^3$, respectivement ;

- Dans le cas DCB, tant qu'il y a assez d'éléments dans la longueur de la zone cohésive, le résultats n'est plus sensible au changement de $\sigma_{I,max}$. En revanche, si $\sigma_{I,max}$ est réglée à une valeur très petite, elle risque de provoquer une pente (rigidité) de la courbe force-déplacement trop faible ;
- Dans le cas de l'éprouvette ENF mode II, la force à rupture augmente en fonction de $\sigma_{II,max}$, mais la rigidité reste presque stable en changeant de $\sigma_{II,max}$;
- La loi TSLC trapézoïdale et linéaire parabolique donne la valeur maximale et minimale de P_{max} dans la majorité des cas. Une précaution devrait être prise si la loi exponentielle est utilisée dans les modèles de zones cohésives ;
- Dans le cas de MMF mode mixte I/II, $\sigma_{I,max}$ n'a pas d'influence importante sur P_{max} . mais P_{max} augmente en fonction de $\sigma_{II,max}$. Nous avons vérifié qu'en réalité les résultats numériques peuvent être en bonne concordance avec les résultats expérimentaux, si le ratio suivant est respecté:
$$\frac{K_{II,0}}{K_{I,0}} = \frac{G_{IC}}{G_{IIC}} \left(\frac{\sigma_{max,II}}{\sigma_{max,I}} \right)^2 ;$$

(2) Les études sur le comportement à la fissuration du joint collé entre deux substrats en composite suivent la même stratégie que les études du délaminage de composites. Les essais de types DCB mode I, ENF mode II et MMF mode mixte I/II permettent d'une part, de mesurer les constantes caractéristiques nécessaires à la mise en œuvre des MZC : $G_{IC}=0,357 \text{ N/mm}$, $G_{IIC}=2,460 \text{ N/mm}$, et $k = 4,106$ et d'autre part, de valider un modèle numérique par la corrélation. Ces essais sont simulés avec trois méthodes différentes : le joint est simulé ou bien par une couche d'adhésif de comportement différent sans aucun MZC ou bien par les MZC sans adhésif et enfin par une couche d'adhésif de comportement différent avec les MZC placés à chaque interface substrat//adhésif. Ce dernier modèle avec le comportement de l'adhésif élasto-plastique bilinéaire a été validé car il conduit à la meilleure prédiction par rapport aux résultats expérimentaux.

(3) Les études sur la réparation ont également commencé par les essais de traction. On montre que la rigidité de membrane du patch joue un rôle important sur la performance des réparations. La séquence d'empilement, en particulier l'orientation des fibres du pli adjacent au joint collé du patch, peut également influencer la résistance des réparations. Les patches [0/90/45/-45] dont l'orientation des fibres adjacentes au joint est à 0° , donnent la meilleur performance tandis que les patches

[45/-45/90/0] s'avèrent les moins efficaces puisque l'orientation des fibres adjacentes au joint à 45° coïncide avec celle du pli de la plaque à réparer ;

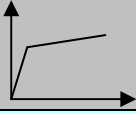
(4) Les réparations testées sont finalement simulées par un modèle intégrant les conclusions tirées des études sur le délaminage d'un composite et celles sur le joint collé. Les modèles de zones cohésives sont insérés à toutes les interfaces. Les résultats obtenus sont très convaincants. La résistance apparente, ainsi que l'allongement à rupture de la longueur calibrée prévus par la simulation ne sont que 10% inférieurs aux valeurs mesurées par les essais. De plus le processus d'endommagement prévu dans les réparations est aussi en bonne concordance avec les observations expérimentales. Ce modèle ainsi validé est capable de simuler précisément le comportement d'une réparation en traction, à savoir « quand », « où » et « comment » les endommagements se produisent. L'analyse de ces résultats conduit à proposer les modèles phénoménologiques pour décrire le processus d'endommagement et de rupture de nos éprouvettes réparées.

Bien que nous ayons démontré l'efficacité des modèles de zones cohésives dans la simulation de la rupture par fissuration, son utilisation nécessite des précautions particulières. Dans le but de guider l'application des MZC à la simulation d'un système en composite stratifié avec la présence d'un joint collé ou soudé, nous partageons nos expériences en proposant quelques règles sous la forme de l'organigramme suivant :

Caractéristiques mécaniques du composites stratifié

E_{11}, E_{22}, E_{33} G_{12}, G_{13}, G_{23} $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$	X^+, Y^+, Z^+ X, Y, Z S_{12}, S_{13}, S_{23}	G_{IC}, G_{IIC} et k $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$
--	--	--

Caractéristiques mécaniques de l'adhésif et du joint composites stratifié



$E, E_{tan}, \nu, \tau_e, \epsilon$	G_{IC}, G_{IIC} et k $G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^k$
-------------------------------------	--

Taille des éléments cohésifs

$$\frac{1}{E_I} = \sqrt{\frac{b_{11}b_{33}}{2}} \sqrt{\left(\frac{b_{33}}{b_{11}}\right)^{1/2} + \frac{2b_{31} + b_{55}}{2b_{11}}} \quad \text{et} \quad E_{II} = \frac{E_{11}}{1 - \nu_{13}\nu_{31}}$$

Avec $b_{11} = \frac{l}{E_{11}}, b_{33} = \frac{l}{E_{33}}, b_{31} = -\frac{\nu_{31}}{E_{33}}, b_{55} = \frac{l}{G_{31}}$

$$l_{CZ, I} = \frac{2}{3} \sqrt[4]{E_I h^3 \frac{G_{IC}}{(\sigma_{I, max})^2}} \quad l_{CZ, II} = \frac{1}{2} \sqrt[4]{E_{II} h \frac{G_{IIC}}{(\sigma_{II, max})^2}}$$

$$l_e \leq \frac{1}{3} \min (l_{CZ, I}; l_{CZ, II})$$

TSLC pour joint

$K_{I,0} = K_{II,0} = 20 \times (E/t)$

$\sigma_{I, max}, \sigma_{II, max} \approx \tau_e$

TSLC pour composite

$K_{I,0} = K_{II,0} = 5 \times (E_{33}/t)$

$\sigma_{II, max} \approx S_{13}$

$\sigma_{I, max} = \sigma_{II, max} \sqrt{\frac{K_{I,0}}{K_{II,0}} \times \frac{G_{IC}}{G_{IIC}}}$

Cet organigramme se compose de trois parties :

- la première partie est présentée dans les cadres rectangulaires. Elle concerne la caractérisation des composites stratifiés et du joint collé. Il ne suffit pas de connaître toutes les constantes du matériau nécessaires à la mise en œuvre des MZC, la qualité de la simulation dépend surtout du choix des critères d'endommagement pour les matériaux et pour les interfaces ;
- La deuxième partie, s'inscrivant dans un cadre elliptique, présente les formules pour déterminer la taille maximale des éléments cohésifs dans un composite, où h est considéré comme la demi-épaisseur de la plaque à réparer. Elle doit être respectée afin de garantir la précision de calcul. En ce qui concerne un joint entre deux structures en composite, nous proposons d'utiliser la même taille d'éléments ;
- La troisième partie dans les cadres en losange est liée directement à la loi d'interface TSLC, qui décrit le comportement des éléments cohésifs en association avec un critère de fissuration. Elle guide le choix des constantes de la loi d'interface pour un composite et pour un joint collé. Ici t représente l'épaisseur de chaque pli dans un composite ou l'épaisseur du joint.

En réalité, le modèle validé dans cette étude est loin d'être parfait. Il y a encore des points à améliorer.

Au niveau du maillage des interfaces, comme nous l'avons indiqué, la taille d'éléments cohésifs (l_e) joue un rôle déterminant dans la qualité de la simulation. Cependant dans les formulaires proposées pour l_e , le paramètre h , a été défini initialement dans un cas DCB ou ENF ayant une fissure à mi-épaisseur. Dans un cas général, le délaminage ne se propage pas forcément dans un plan symétrique, la définition de h reste à clarifier.

En ce qui concerne les modèles de matériau, quelques pistes d'amélioration peuvent être proposées pour un système en composite ayant des joints collés :

- D'abord, la rupture observée dans le joint collé est un mode mixte de la rupture cohésive et adhésive. La propagation de la fissure dans le joint n'est pas toujours à l'interface substrats//adhésif. Par ailleurs, la prise en compte de la déformation plastique de l'adhésif devrait également augmenter la résistance à la fissuration ;
- Ensuite, en ce qui concerne les composites stratifiés, l'effet de l'orientation des fibres adjacentes à chaque interface n'est pas considéré. En outre, un phénomène bien connu dans un composite stratifié est que la résistance augmente avec l'extension du délaminage. L'explication de ce phénomène repose sur l'observation des ponts de

fibres formés au fond de la fissure. Il est caractérisé par la courbe R. La considération de cette dernière aura pour effet de ralentir l'assouplissement du matériau endommagé ainsi que d'augmenter la résistance apparente de la réparation et l'allongement à rupture.

- Finalement, les critères, les lois d'endommagements appliqués aux éléments cohésifs devraient être mieux étudiés. De nombreuses questions restent encore sans réponse claire, telles que comment intégrer correctement la participation du mode III dans un critère de fissuration, comment prendre en compte l'effet de l'environnement sur la résistance à la fissuration dans la simulation, comment simuler le comportement en fatigue ou à l'impact d'un assemblage collé par les modèles de zones cohésives, etc. Ces sujets intéressants méritent d'être étudiés dans des travaux futurs.

Référence

- [1].Gohorianu G., Interaction entre les défauts d'usinage et la tenue en matage d'assemblages boulonnées en carbone/époxy. Thèse de doctorat, Université de Toulouse, 2008.
- [2].Laurin F., Introduction générale sur les matériaux composites. 2012. http://web.univ-ubs.fr/limatb/EG2M/Disc_Seminaire/AUSSOIS2011/01_cours/03_gornet.pdf
- [3].Paroissien E., Contribution aux assemblages hybrides (boulonnés/collés)-Application aux jonctions aéronautiques. Thèse de doctorat, Université Toulouse III, 2006.
- [4].Cheng P.C. Etude et optimisation de la réparation des composites stratifiés par collage des patches externes. Thèse de doctorat, Université de Bourgogne, 2010.
- [5].Grabovac I., Whittaker D., Application of bonded composites in the repair of ships structures - A 15-year service experience. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40, 2009, pg. 1381-1398.
- [6].Breitzman T., Iarve E., Cook B., Schoeppner G., Lipton R. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40, 2009, pg. 1921-1930.
- [7].Ridha M., Tan V., Tay T. Traction-separation laws for progressive failure of bonded scarf repair of composite panel. *Composite Structures*, 93, 2011, pg. 1239-1245.
- [8].Hu F.Z., Soutis C., Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression. *Composites Science and Technology*, 60, 2000, pg. 1103-1114
- [9].Soutis C., Duan D.M., Goutas P., Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches. *Composites Structures*, 45, 1999, pg. 289-301
- [10].Soutis C., Hu F.Z. Design and performance of bonded patch repairs of composite structure. *Proc Instn Mech Engrs*, 211Part G, 1997.
- [11].Liu X., Wang G. Progressive failure analysis of bonded composite repairs. *Composite Structures*, 81, 2007, pg. 331-340.
- [12].Campilho R., de Moura M., Ramantani D., Morais J., Domingues J., Buckling strength of adhesively-bonded single and double-strap repairs on carbon-epoxy structures. *Composites Science and Technology*, 70, 2010, pg. 371-379.
- [13].Cheng P.C, Gong X.J., Hearn D., Aivazzadeh S., Tensile behaviour of patch-repaired CFRP laminates. *Composite Structures*, 93, 2011, pg. 582-589.
- [14].Berthelot J.M., *Composite Materials: Mechanical Behaviour and Structural Analysis*. livre, 1998.

- [15].Hill R., A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals. Proc Royal Soc London A, 193, 1948, pg. 281–297
- [16].Azzi V., Tsai S. Anisotropic strength of composites. Experimental Mechanics, 5, 1965-09-17, pg. 283-288.
- [17].Hoffman O., The brittle strength of orthotropic materials. J Compos Mater, 1, 1967, pg. 200–206.
- [18].Tsai, S. W. and Wu, E. M., A General Theory of Strength for Anisotropic Materials. J. Comp. Mater, 5, 1971, pg 58-80
- [19].Hashin Z., Failure criteria for unidirectional fibre composites, ASME Journal of Applied Mechanics, 47, 1980, pg 329-334
- [20].Chang F.K, Chang K.Y., A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. J Compos Mater, 21, 1987, pg. 834–55.
- [21].Gong X.J. Rupture interlaminaire en mode mixte I+II de composites stratifiés unidirectionnels et multidirectionnels Verre/Epoxy. Thèse de doctorat, Université de Technologie de Compiègne, 1991.
- [22].Gong X.J., Benzeggagh M.L., Mixed mode interlaminar fracture toughness of unidirectional Glass/Epoxy composite. Composite Materials: Fatigue and Fracture, 5, ASTM STP 1230, R.H. Martin, Ed., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1995, pp. 100-123
- [23].Davis M.J., McGregor A., Assessing adhesive bond failures: mixed-mode bond failures explained. ISASI Australian Safety Seminar, Canberra, 4-6 June 2010.
- [24].Davis M.J., Bond D.A., The importance of failure mode identification in adhesive bonded aircraft structures and repairs. 12th ICCM, Paris, 05-09 July, 1999.
- [25].Meo M., Thieulot E., Delamination modelling in a double cantilever beam. Composite Structures, 71, 2005, pg. 429-434.
- [26].Liu X., Duddu R., Waisman H., Discrete Damage Zone Model for Fracture Initiation and Propagation. Engineering Fracture Mechanics, 92, 2012, pg. 1-18.
- [27].Xiao X., Botkin M.E., Johnson N.L., Axial crush simulation of braided carbon tubes using MAT58 in LS-DYNA. Thin-Walled Structures, 47, 2009, pg. 740-749.
- [28].Alfano G., Crisfield M.A. Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: mechanical and computational issues. Int. J. Numer. Meth. Engng., 77, 2001, pg. 111-170.
- [29].Xu X.P., Needleman A., Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids. J. Mech. Phys. Solids, 42, 1994, pg. 1397-1434.

- [30].Dugdale, D.S., Yielding of steel sheets containing slits. *J. Mech. Phys. Sol.* 8, 1960, pg. 100-104.
- [31].Needleman A., A continuum model for void nucleation by inclusion debonding. *Appl. Mech*, 54, 1987, pg. 525-532,
- [32].Campilho R., de Moura M., Domingues J., Using a cohesive damage model to predict the tensile behaviour of CFRP single-strap repairs. *International Journal of Solids and Structures*, 45, 2008, pg. 1497-1512.
- [33].Campilho R., de Moura M., Domingues J., Numerical prediction on the tensile residual strength of repaired CFRP under different geometric changes. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29, 2009, pg. 195-205.
- [34].Campilho R., de Moura M., Ramantani D., Morais J., Domingues J., Tensile behaviour of three-dimensional carbon-epoxy adhesively bonded single- and double-strap repairs. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 29, 2009, pg. 678-686.
- [35].Campilho R., de Moura M., Pinto A., Morais J., Domingues J., Modelling the tensile fracture behaviour of CFRP scarf repairs. *Composites Part B: Engineering*, 40, 2009, pg. 149-157.
- [36].Gutkin R., Laffan M., Pinho S., Robinson P., Curtis P., Modelling the R-curve effect and its specimen-dependence. *International Journal of Solids and Structures*, 48, 2011, pg. 1767-1777.
- [37].Borg R., Nilsson L., Simonsson K., Simulating DCB, ENF and MMB experiments using shell elements and a cohesive zone model. *Composites Science and Technology*, 64, 2004, pg. 269-278.
- [38].Turon A., Dávila C., Camanho P., Costa J. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. *Engineering Fracture Mechanics*, 74, 2007, pg. 1665-1682.
- [39].Harper P.W., Hallett S.R., Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination. *Engineering Fracture Mechanics*, 75, 2008, pg. 4774-4792.
- [40].NASA, Standard Tests for Toughened Resin Composites. Reference publication 1092, Langley Research Center, 1982
- [41].ASTM, ASTM standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional continuous fiber reinforced composite materials.
- [42].Irwin G.R., Fracture I. *Handbuch der Physik*. 6, 1958, pg. 558-590. Flügge.

- [43].Lachaud, F., Délaminage de matériaux composites à fibres de carbone et à matrices organiques : Etude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique. Thèse: Génie mécanique. Toulouse: Université Paul Sabatier, 1997.
- [44].Russell A. J., Street K. N., Moisture and Temperature Effects on the Mixed-Mode Delamination Fracture of Unidirectional Graphite/Epoxy. *Delamination and Debonding of Materials*, ASTM STP 876, 1985, pg. 349-370. Philadelphia.
- [45].Camanho P.P., Dávila C.G., de Moura M.F.S.F., Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials. *Journal of composite materials*, 37, 2003, pg 1415-1438.
- [46].Barenblatt G.I., Mathematical theory of equilibrium cracks in brittle failure. *Advances in Applied Mechanics*, 7, 1962, pg 55-129.
- [47].Cox B., Yang Q., Cohesive models for damage evolution in laminated composites. *International Journal of Fracture*, 133, 2005, pg 107-137.
- [48].Dugdale D. S., Yielding of steel sheets containing slits. *Journal of Mechanics and Physics of Solids*, 8, 1960, pg 100-104.
- [49].Falk M.L., Needleman A., Rice J.R., A critical evaluation of cohesive zone models of dynamic fracture. *Journal de Physique IV, Proceedings11*, 2001, pg. 543-550.
- [50].Hillerborg A., Modéer M., Petersson P.E., Analysis of crack formation and crack growth in concrete by means of fracture mechanics and finite elements. *Cement and Concrete Research*, 6, 1976, pg. 773-782.
- [51].Hui C.Y., Jagota A., Bennison S.J., Londono J.D., Crack blunting and the strength of soft elastic solids. *Proc R Soc Lond A*, 459, 2003, pg. 1489-1516.
- [52].Irwin GR. Plastic zone near a crack and fracture toughness. *Proceedings of the seventh Sagamore Ordnance materials conference*, 4, New York: Syracuse University, 1960. pg. 63–78.
- [53].Rice J.R., The mechanics of earthquake rupture. Dziewonski AM, Boschi E, editors. *Physics of the Earth’ s interior. Proceedings of the international school of physics “Enrico Fermi”, Course 78*, 1979. Amsterdam: Italian Physical Society/North-Holland; 1980, pg. 555–649.
- [54].Dávila C.G., Camanho P.P., de Moura M.F.S.F., Mixed-mode decohesion elements for analyses of progressive delamination. *42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Seattle, Washington, 16-19 April, 2001.
- [55].Moës N., Belytschko T., Extended finite element method for cohesive crack growth. *Engineering Fracture Mechanics*, 69, 2002, pg. 813-833.

- [56].Camanho P.P., Dávila C.G., Mixed-mode decohesion finite elements for simulation of delamination in composite materials. NASA/TM-2002-211737, 2002.
- [57].Alfano, G., On the influence of the shape of the interface law on the application of cohesive-zone models. *Composites Science and Technology*, 66, 2006, pg. 723-730.
- [58].Benzeggagh M.L., Khellil K., Chotard T., Experimental determination of Tsai failure tensorial terms F_{ij} for unidirectional composite materials. *Composite Science and Technology*, 55, 1995, pg. 145-156.
- [59].Whitcomb J.D., Analysis of instability-related growth of a through-width delamination. NASA TM-86301, 1984.
- [60].Benzeggagh M.L, Kanane M, Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composite with mixed-mode bending apparatus. *Composites Science and Technology*, 56, 1996, pg. 439-449.
- [61].Harper, P.W., Hallett S.R., Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination. *Engineering Fracture Mechanics*, 75, 2008, pg. 4774-4792.
- [62].Turon A, Camanho P.P, Costa J, Renart J., Accurate simulation of delamination growth under mixed-mode loading using cohesive elements: definition of interlaminar strengths and elastic stiffness. *Compos Structure*, 92, 2010, pg. 1857–1864.
- [63].de Moura M., Campilho R., Gonçalves J., Crack equivalent concept applied to the fracture characterization of bonded joints under pure mode I loading. *Composites Science and Technology*, 68, 2008, pg. 2224-2230.
- [64].de Moura M., Campilho R., Gonçalves J., Pure mode II fracture characterization of composite bonded joints. *International Journal of Solids and Structures*, 46, 2009, pg. 1589-1595.
- [65].Chaves F. J., de Moura M., da Silva L., Dillard D., Numerical analysis of the dual actuator load test applied to fracture characterization of bonded joints. *International Journal of Solids and Structures*, 48, 2011, pg. 1572-1578.
- [66].da Silva L. F., Ferreira N., Richter-Trummer V., Marques E., Effect of grooves on the strength of adhesively bonded joints. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 30, 2010, pg. 735-743.
- [67].Marques E.A.S., da Silva L.F.M., Joint Strength Optimization of Adhesively Bonded Patches. *The Journal of Adhesion*, 84, 2008, pg. 915-934.
- [68].Beattie J.T., Jaramillo R.A., The measurement of energy in acoustic emission, *Review of Scientific Instruments*, 45, 1974, pg.352-357.

- [69].Gong X.L., Développement d'une méthodologie expérimentale associée à une approche analytique pour la compréhension du comportement de plaques composites non-trouées et trouées sous chargement simple et combiné de traction-torsion, Thèse de doctorat, UTC, 1994.
- [70].Liu P., Chu J., Liu Y., Zheng J., A study on the failure mechanisms of carbon fiber/epoxy composite laminates using acoustic emission. *Materials and Design*, 37, 2012, pg. 228-235.
- [71].Matzenmiller A., Lubliner J., Taylor R., A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites. *Mechanics of Materials*, 20, 1995, pg. 125-152.
- [72].DeTeresa SJ, Allison LM, Cunningham BJ, Freeman DC, Saculla MD, Sanchez RJ and Winchester SW, Experimental Results In Support Of Simulating Progressive Crush In Carbon-Fiber Textile Composites, Lawrence Livermore National Laboratory, UCRL-ID-143287, 2001.

Résumé

Cette étude fait partie d'un programme de recherche concernant la réparation de structures composites par collage de patches externes. Les objectifs principaux de ce programme sont d'une part l'identification de l'ensemble des facteurs susceptibles d'influencer les performances à long terme de ce type de réparation, et d'autre part de déterminer dans quelle mesure l'utilisation de tels assemblages peuvent s'avérer une solution optimale. La conception d'un tel système passe obligatoirement par le développement d'un outil de simulation et de prédiction robuste du fait des divers mécanismes d'endommagement pouvant intervenir de façon très complexe et de la rupture finale du système résultant d'une propagation des zones endommagées. Cette étude compose d'une et d'autre l'aspect de la modélisation numérique, et l'aspect expérimental. Le dialogue entre les résultats numériques et expérimentaux permet, d'une part de comprendre les mécanismes d'endommagement et l'évolution de ce dernier dans le système réparé, d'autre part de valider le modèle numérique. En particulier, nos efforts ont été concentrés, en utilisant le logiciel LS-dyna, sur l'application des modèles de zone cohésive (MZC). Le comportement au délaminage d'un composite carbone/époxyde et de l'adhésif sont étudiés avec les essais en mode I, mode II et mode mixte. Une étude paramétrique de MZC est effectuée. Le modèle de zone cohésive validé est utilisé pour modéliser le comportement en traction des composites réparés par collage de patches externes.

Mots clés : composites stratifiés, assemblage, réparation, patches, délaminage, modélisation, modèle de zone cohésive

Abstract

This study is one part of a program of research with regard to the repair of composite structure with extern bonded-patches. The principal objectives of this program are, on one side, the identification of all the factors susceptible to influence the long-term performance of this type of repair, on the other, to determine the extent to which the use of such assemblage can be proved to be an optimal solution. The conception of such a system needs essentially the development of a tool of simulation and of robust prediction because various mechanisms of damage can take place in a very complex way and the final fracture of the system arise from the propagation of damage zones. This study consists of both numerical simulation and experimental aspect which can help us, on one side, understand the mechanisms of damage and its evolution in a repair structure, on the other, valid the numerical model. In particular, we concentrate in the application of cohesive zone model using LS-dyna. The behavior of delamination of carbon/epoxy composite and the adhesive is studied with the experiments in mode I, mode II and mode mixed. A parametric study is carried out. The validated cohesive zone model is used to simulate the tensile behavior of composite repaired by extern bonded-patches.

Key words: laminated composite, joint, repair, patches, delamination, simulation, cohesive zone model