

UNIVERSITE DE BOURGOGNE

INSTITUT SUPERIEUR DE L'AUTOMOBILE ET DES TRANSPORTS

THÈSE

**Pour obtenir le grade de
Docteur de l'Université de Bourgogne
Discipline : Mécanique**

par

Purimpat SATTHUMNUWONG

le 12 décembre 2011

**APPROCHE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE
DE LA RUPTURE DES ASSEMBLAGES COLLES
DE COMPOSITES STRATIFIES**

Directeur de thèse

Shahram AIVAZZADEH

Jury

Dominique PERREUX, Professeur, Université de Franche-Comté, Rapporteur

Xiao-Lu GONG, Professeur, Université de Technologie de Troyes, Rapporteur

Shahram AIVAZZADEH, Professeur, ISAT Nevers, Directeur de thèse

Jérôme ROUSSEAU, Maître de Conférences, ISAT Nevers, Examineur

Emmanuel VALOT, Maître de Conférences, Université Paris X, Examineur

แต่คุณพ่อ นิติพัฒน์ คุณแม่ นัยน์ปพร สัทธรรมนวงศ์
ผู้ให้กำเนิด อุปการะเลี้ยงดูข้าพเจ้ามาโดยตลอด
และภรรยาผู้น่ารัก และซื่อสัตย์ กาญจนา โปทาวี ที่คอยให้กำลังใจ ความ
หวังดี
ตลอดเวลาของการทำวิจัยที่ประเทศฝรั่งเศส ๒๕๕0 - ๒๕๕๔

Remerciements

Le travail présenté dans ce mémoire a été réalisé au Laboratoire DRIVE (Département de Recherche en Ingénierie des Véhicules pour l'Environnement) de l'Université de Bourgogne, sur le site de l'Institut Supérieur de l'Automobile et de Transports (ISAT) à Nevers, au sein du groupe « Composites, Structures et Assemblages ».

Je remercie Monsieur Dominique PERREUX, Professeur à l'Université de Franche-comté (UFC), Besançon d'avoir accepté d'être Rapporteur de cette thèse avec Monsieur Xiao-Lu GONG, Professeur à l'Université de technologie de Troyes (UTT). De même, je remercie Monsieur Emmanuel VALOT, Maître de conférences à l'Université PARIS 10, Paris, d'avoir accepté d'être Examinateur.

A mes directeurs de thèse, Monsieur Shahram AIVAZZADEH, Professeur et Monsieur Jérôme Rousseau, Maître de conférences à l'Université de Bourgogne, encadrant pour leur participation au jury. J'adresse mes sincères remerciements pour m'avoir accueilli ainsi que pour leur soutien et leur aide, tant technique, scientifique que moral.

Je tiens à remercier Shahram Aivazzadeh, qui se sont succédés à la direction de cette thèse, pour la confiance qu'ils m'ont témoignée durant ces années ainsi que pour leurs compétences scientifiques.

Je tiens à exprimer ma sincère reconnaissance à Jérôme Rousseau, qui a su trouver un sujet de recherche original, pour sa très grande disponibilité et son aide précieuse qui ont sans nul doute contribué au succès de cette thèse.

Je souhaite également remercier :

- les autres membres du groupe « Composites, Structures et Assemblages » : Xiao-Jing Gong, Olivier Sicot et Donald Hearn, pour le temps qu'ils ont pu me consacrer ;
- la plateforme de transfert de technologie Magnytude, pour l'utilisation de machine de traction d'INSTRON et de la caméra numérique haute vitesse, et en particulier Cédric GALLIOT qui a pu me faire partager son expérience en techniques expérimentales ;
- l'équipe technique de l'ISAT et en particulier Bernard Adam pour ses conseils avisés et Pascal Rouault pour son aide en fabrication ;
- Perrine TRELA la première version de corriger sur ma thèse ;
- mes collègues du DRIVE de l'ISAT, et plus particulièrement Rostand TAYONG lui es m'aider de corriger cette thèse et tous ceux avec qui j'ai pu passer de bons moments, que ce soit dans le cadre du travail ou en dehors ;

Enfin, je souhaite dédier ce mémoire à ma famille, à mes amis, à tous ceux qui m'ont soutenu tout au long de ce travail, et supporté dans les moments plus difficiles.

Résumé

L'assemblage des matériaux composites par collage présente des avantages incontestés par rapport à d'autres méthodes telles que le boulonnage ou le rivetage. Cependant, la principale difficulté que rencontrent les concepteurs est celle de la prévision du niveau et du mode de rupture de ces collages. Dans le cas des composites stratifiés, un des facteurs influents sur le comportement des joints collés est la séquence d'empilement, mais les travaux présentés dans la littérature ne séparent pas les effets globaux (modification des rigidités de membrane et de flexion) et les effets locaux (orientation des plis au contact de la colle). La présente étude s'intéresse à la caractérisation de ces effets dans le cas de joints de type simple recouvrement de stratifiés carbone/epoxy. Pour isoler les effets locaux, des séquences d'empilement spécifiques quasi isotropes quasi homogènes sont utilisées. A propriétés de raideur globale égales, des différences de résistance de plus de 30% sont observées selon les séquences considérées. Les essais réalisés avec un stratifié symétrique anisotrope en flexion montrent également que la raideur en flexion joue un rôle important dans le comportement des joints. Les modèles analytiques utilisés prédisent les effets globaux avec une bonne précision mais sont inappropriés lorsque des phénomènes locaux se produisent. Une approche par éléments finis permet de prendre en compte ces phénomènes, en modélisant explicitement les plis au contact de la colle et en rendant possible le décollement interlaminaire de ces plis à l'aide d'un modèle de zone cohésive. Cette modélisation est mise en œuvre pour réaliser une étude paramétrique de la géométrie du joint et pour produire une enveloppe de rupture en fonction de la direction de sollicitation.

Mots clés : collage, composites stratifiés, séquence d'empilement, délaminage, éléments finis

Abstract

Adhesive bonding of composite materials has undeniable advantages over other methods such as bolting or riveting. However, one of the difficulties encountered by designers is the prediction of the failure level and failure mode of these adhesively bonded assemblies. In the case of composite laminates, one of the factors acting on the bonded joint behaviour is the stacking sequence, but works presented in the literature do not separate global effects (membrane and bending stiffness modification) and local effect (ply orientation near the adhesive layer). This study deals with the characterization of such effects in the case of single lap joints of carbon/epoxy laminates. In order to isolate the local effects, specific quasi isotropic quasi homogeneous stacking sequences are used. When stiffness properties are maintained constant, strength variations of more than 30 % are observed. Tests performed with a symmetric laminate with bending anisotropy show that the bending stiffness plays also an important role in the joint behaviour. Closed form models are able to predict global effects with a good accuracy but are inappropriate when local effects occur. The use of finite element models can account for these phenomena, by explicitly modelling the laminate plies near the adhesive layer and introducing delamination between these plies with a cohesive zone model. This model is used to perform a parametric study of the joint geometry and to produce a failure envelope according to the orientation of the loading.

Key words : adhesive bonding, composite laminates, stacking sequence, delamination, finite element method

TABLE DES MATIERES

Résumé.....	7
Abstract.....	9
Liste des tableaux.....	13
Liste des figures.....	15
Introduction.....	19
Première partie : Étude bibliographique	25
1.1. Problématique.....	27
1.2. Études expérimentales.....	31
1.3. Modélisation.....	35
1.3.1. Modèles analytiques.....	35
1.3.1.1 Analyse de Volkersen.....	37
1.3.1.2 Analyse de Goland et Reissner.....	38
1.3.1.3 Analyse de Hart-Smith.....	41
1.3.1.4 Analyse de Luo et Tong.....	44
1.3.1.5 Analyse de Zhao et al.....	45
1.3.2. Modèles numériques.....	48
1.3.2.1 Modélisation bidimensionnelle.....	49
1.3.2.2 Modélisation tridimensionnelle.....	50
1.3.2.3 Modélisation de la rupture.....	51
Deuxième partie : Essais expérimentaux.....	55
2.1. Introduction	57
2.2. Préparation des éprouvettes.....	57
2.2.1. Matériaux utilisés.....	58
2.3. Procédure de fabrication.....	61
2.4. Séquences d'empilement retenues pour l'étude.....	65
2.4.1. Séquences Quasi Isotropes Quasi Homogènes (QIQH).....	65
2.4.2. Séquence «Quasi Isotrope» classique.....	69
2.4.3. Instrumentation des essais.....	71
2.5. Influence des propriétés locales.....	75
2.5.1. Résultats.....	75
2.5.2. Examen des faciès de rupture.....	77
2.5.3. Apports de l'émission acoustique.....	87
2.6. Influence des propriétés globales.....	94
2.6.1. Résultats obtenus.....	94
2.6.2. Étude des modes de rupture.....	95
Troisième partie : Simulation numérique.....	105
3.1 Introduction.....	107
3.2 Modèles analytiques.....	107
3.3 Modèles éléments finis.....	109
3.3.1 Éléments.....	110

3.3.1.1	Modélisation des stratifiés par éléments coques.....	110
3.3.1.2	Modélisation des interfaces.....	111
3.3.1.3	Modélisation de la couche de colle.....	112
3.3.2	Matériaux.....	112
3.3.2.1	Modèle de comportement du pli élémentaire.....	112
3.3.2.2	Modèle de comportement de l'adhésif.....	115
3.3.2.3	Prise en compte du délaminage : modèle de zone cohésive.....	116
3.3.3	Conditions aux limites.....	120
3.3.4	Assemblage.....	121
3.3.5	Discrétisation.....	124
3.3.6	Résultats.....	127
3.3.6.1	Utilisation de l'algorithme d'intégration explicite.....	127
3.3.6.2	Vérification de la raideur du modèle.....	128
3.3.6.3	Modèle coque simple.....	129
3.3.6.4	Modèle complexe.....	134
3.3.6.5	Simulation des mécanismes de rupture.....	138
3.3.7	Études paramétriques.....	141
3.3.7.1	Influence de la géométrie du joint.....	141
3.3.7.2	Influence de la symétrie des substrats.....	143
3.3.7.3	Enveloppe de rupture des QIQH et AERO.....	144
3.4	Conclusion.....	145
	Conclusion.....	147
	Perspectives.....	150
	Bibliographie.....	151

Liste des tableaux

Tableau 1.1 : Résumé des expressions des modèles analytiques.....	47
Tableau 2.2 : Propriétés élastiques des fibres et de la matrice.....	59
Tableau 2.3 : Propriétés mécaniques du pli unidirectionnel.....	60
Tableau 2.4 : Douze répartitions différentes des quatre premiers plis.....	66
Tableau 2.5 : Propriétés élastiques des séquences QIQH[18].....	68
Tableau 2.6 : Propriétés élastiques du stratifié AERO comparées aux valeurs de référence du QIQH.....	71
Tableau 3.7 : Propriétés mécaniques du pli utilisées pour la modélisation (MAT_054).....	114
Tableau 3.8 : Propriétés mécaniques de la colle.....	115
Tableau 3.9 : Propriétés mécaniques des éléments cohésifs pour la modélisation numérique.....	120
Tableau 3.10 : Nombre d'éléments utilisés et temps de calcul.....	125

Liste des figures

Figure I.1 : Fixations mécaniques et collage	22
Figure 1.1 : Principales géométries de joint collés.....	28
Figure 1.2 : Mécanismes de rupture dans un stratifié 0°/90°/0°	29
Figure 1.3 : Modes de rupture observés dans les assemblages collés de composites.....	29
Figure 1.4 : Rupture d'un substrat stratifié sous l'influence des contraintes de pelage et de cisaillement.....	30
Figure 1.5 : Résistance à rupture de joints réalisés à partir de différentes séquences d'empilement.....	33
Figure 1.6 : Influence de l'angle de séquences $\{[+/-\alpha]4S\}S$ sur la résistance de joints hybrides.....	33
Figure 1.7 : Évolution de la contrainte à rupture avec l'angle des stratifiés.....	34
Figure 1.8 : Contraintes dans l'adhésif.....	36
Figure 1.9 : Déformations de l'adhésif avec des substrats rigides.....	37
Figure 1.10 : Déformations de l'adhésif et du substrat, hypothèses de Volkersen.....	37
Figure 1.11 : Contrainte de cisaillement dans l'adhésif, dans le sens de la longueur, d'après Volkersen.....	37
Figure 1.12 : Modélisation mécanique d'un joint à simple recouvrement, d'après Goland & Reissner.....	39
Figure 1.13 : Distribution des contraintes dans l'adhésif, méthode de Goland et Reissner	41
Figure 1.14 : Modélisation mécanique d'un joint à simple recouvrement, d'après Hart-Smith.....	42
Figure 1.15 : Raffinement du maillage dans l'adhésif.....	49
Figure 1.16 : Effet du couplage flexion-torsion sur le joint de colle.....	50
Figure 1.17 : Principe du modèle de zone cohésive.....	53
Figure 2.18 : Géométrie des éprouvettes de traction quasi-statique.....	57
Figure 2.19 : Courbes de tractions obtenues avec des éprouvettes de Permabond ESP110	60
Figure 2.20 : Processus de fabrication des éprouvettes de collage.....	61
Figure 2.21 : Presse chauffante utilisée pour la fabrication des plaques.....	62
Figure 2.22 : Mise en place d'un matériau anti-adhésif.....	63
Figure 2.23 : Plaques prêtes à être collées.....	63
Figure 2.24 : Montage de collage.....	64
Figure 2.25 : Eprouvettes finales.....	64
Figure 2.26 : Identification des éprouvettes.....	65
Figure 2.27 : Ensemble des configurations possibles.....	67
Figure 2.28 : Configuration antisymétrique du joint collé.....	68
Figure 2.29 : Représentation polaire des modules de rigidité en membrane et en flexion des stratifiés QIQH.....	69
Figure 2.30 : Séquences locales obtenues par variation de l'angle de découpe de la stratification AERO.....	70
Figure 2.31 : Représentation polaire des modules de rigidité en membrane et en flexion des AERO.....	70

Figure 2.32 : Configuration d'essai avec extensomètre.....	72
Figure 2.33 : Courbes force-déplacement obtenues pour une série d'éprouvettes de même combinaisons de plis.....	72
Figure 2.34 : Installation du dispositif d'émission acoustique pour un essai de traction ..	73
Figure 2.35 : Implantation des capteurs pour l'émission acoustique.....	74
Figure 2.36 : Exemple de signal obtenu en émission acoustique [64].....	74
Figure 2.37 : Principe de la localisation linéaire.....	75
Figure 2.38 : Moyennes des forces à rupture en moyennes et écarts-types pour les différentes séquences.....	76
Figure 2.39 : Regroupement des résultats de force à rupture en fonction de la position du pli 0°.....	76
Figure 2.40 : Fissuration symétrique d'un joint de colle.....	77
Figure 2.41 : Modes de rupture des différents empilements locaux dans les stratifiés.....	81
Figure 2.42 : Mode de fissuration pour le premier groupe.....	84
Figure 2.43 : Mode de fissuration pour le deuxième groupe.....	85
Figure 2.44 : Mode de fissuration pour le troisième groupe.....	86
Figure 2.45 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en première position.....	88
Figure 2.46 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en deuxième position.....	89
Figure 2.47 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en troisième position.....	90
Figure 2.48 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en quatrième position.....	91
Figure 2.49 : Amplitude des événements acoustiques et évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en première position.....	91
Figure 2.50 : Amplitude des événements acoustiques et évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en deuxième position.....	92
Figure 2.51 : Amplitude des événements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en troisième position.....	92
Figure 2.52 : Amplitude des événements acoustique set évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en quatrième position.....	92
Figure 2.53 : Localisation des évènements pour un pli à 0° en première position.....	93
Figure 2.54 : Localisation des évènements pour un pli à 0° en deuxième position.....	93
Figure 2.55 : Localisation des évènements pour un pli à 0° en troisième position.....	93
Figure 2.56 : Localisation des évènements pour un pli à 0° en quatrième position.....	94
Figure 2.57 : Comparaison des forces à rupture entre les stratifiés QIQH[A] et AERO correspondantes aux différentes orientations de collage.....	95
Figure 2.58 : Comparaisons des modes de rupture des stratifiés AERO et QIQH [A], à séquence locale équivalente.....	98
Figure 2.59 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation 0°.....	99
Figure 2.60 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation -45°.....	99
Figure 2.61 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation 90°.....	100
Figure 2.62 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation 45°.....	100
Figure 2.63 : Amplitude des évènements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à 0° (pli 0° en première position).....	101

Figure 2.64 : Amplitude des évènements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à -45° (pli 0° en deuxième position).....	101
Figure 2.65 : Amplitude des évènements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à 90° (pli 0° en troisième position).....	101
Figure 2.66 : Amplitude des évènements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à 45° (pli 0° en quatrième position).....	102
Figure 2.67 : Localisation des évènements pour AERO à 0° (pli 0° en première position).....	102
Figure 2.68 : Localisation des évènements pour AERO à -45° (pli 0° en deuxième position).....	102
Figure 2.69 : Localisation des évènements pour AERO à 90° (pli 0° en troisième position).....	103
Figure 2.70 : Localisation des évènements pour AERO à 45° (pli 0° en quatrième position).....	103
Figure 3.71 : Force à rupture prévue par les modèles analytiques, critère en traction dans les substrats.....	108
Figure 3.72 : Force à rupture prévue par les modèles analytiques, critère en pelage	108
Figure 3.73 : Éléments coques à 24 points d'intégration dans l'épaisseur.....	110
Figure 3.74 : Modèle détaillé : coque 20 plis + 4 coques 1 pli.....	110
Figure 3.75 : Liaison entre plis par éléments poutres.....	111
Figure 3.76 : Éléments cohésifs placés entre les couches d'éléments coques.....	112
Figure 3.77 : Comportement plastique de la colle.....	115
Figure 3.78 : Modèle de comportement bilinéaire.....	116
Figure 3.79 : Loi de traction séparation bilinéaire en mode mixte.....	118
Figure 3.80 : Adaptation de la contrainte d'initiation.....	120
Figure 3.81 : Conditions aux limites.....	121
Figure 3.82 : Décalage de la surface de référence du maillage coques.....	121
Figure 3.83 : Modélisation « complexe »	123
Figure 3.84 : Zone de raffinement locale.....	124
Figure 3.85 : Position des éléments cohésifs	125
Figure 3.86 : Répartition des contraintes de pelage dans la longueur en fonction du raffinement.....	126
Figure 3.87 : Répartition des contraintes de pelage dans la largeur en fonction du raffinement.....	126
Figure 3.88 : Effet de la vitesse de traction pour une densité multipliée par 1000.....	128
Figure 3.89 : Effet de la vitesse de traction pour une densité multipliée par 100.....	128
Figure 3.90 : Comparaison des raideurs mesurée et calculée par le modèle 1.....	129
Figure 3.91 : Déformée du modèle coques (x 20).....	129
Figure 3.92 : Courbes force-déplacement obtenues pour la séquence QIQH[A] avec le modèle 1.....	130
Figure 3.93 : Rupture du substrat dans le cas du modèle 1.....	130
Figure 3.94 : Résultats du modèle 1, XT=1500 MPa. Stratifications QIQH.....	131
Figure 3.95 : Résultats du modèle 1, XT=800 MPa. Stratifications QIQH.....	132
Figure 3.96 : Courbes force-déplacement obtenues pour la séquence AERO avec le modèle 1.....	133
Figure 3.97 : Résultats du modèle 1, XT=800 MPa. Stratifications AERO.....	133

Figure 3.98 : Déformée dans le cas du modèle complexe (x 20).....	134
Figure 3.99 : Courbes force-déplacement obtenues pour la séquence QIQH[A] avec le modèle 2.....	135
Figure 3.100 : Rupture d'un substrat simulée avec le modèle 2.....	135
Figure 3.101 : Résultats du modèle 2. Stratifications QIQH.....	136
Figure 3.102 : Courbes force déplacement obtenues pour la stratification AERO avec le modèle 2.....	137
Figure 3.103 : Résultats du modèle 2. Stratifications AERO.....	137
Figure 3.104 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de premier pli 0°.	138
Figure 3.105 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de deuxième pli 0°	139
Figure 3.106 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de troisième pli 0°	139
Figure 3.107 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de quatrième pli 0°	140
Figure 3.108 : Différentes longueurs de recouvrement.....	141
Figure 3.109 : Force à rupture et raideur de l'éprouvette en fonction de la longueur de recouvrement.....	142
Figure 3.110 : Différents longueurs des substrats.....	142
Figure 3.111 : Force à rupture et raideur de l'éprouvette en fonction de la longueur des substrats.....	143
Figure 3.112 : Comparaison des dispositions symétrique et antisymétrique des substrats	144
Figure 3.113 : Enveloppe de rupture des joints de stratifiés QIQH[A] et AERO.....	145

Introduction

La réduction de la consommation énergétique des véhicules est devenue une préoccupation majeure des industriels. Pour atteindre ce but, deux pistes sont principalement explorées. La première consiste à travailler sur la motorisation, que ce soit en améliorant le rendement des moteurs thermiques traditionnels ou en utilisant des moteurs électriques. La deuxième voie passe par la réduction de la masse des véhicules eux-mêmes, ce qui permet, à performances égales, de réduire la puissance et donc la consommation de leur moteur. Pour alléger les structures roulantes, le choix du matériau est déterminant. Cette démarche a été effectuée depuis longtemps dans le secteur aéronautique, qui privilégie de plus en plus les matériaux composites dans la réalisation des structures d'avion. A titre d'exemple, la proportion de matériaux composites en masse est de 22 % dans un Airbus A380, et est passée à 50 % dans le tout dernier Boeing 787.

Il est donc probable que les véhicules automobiles eux aussi seront amenés à incorporer de plus en plus de ces matériaux dans leur structure. Le frein actuel à cette utilisation est la cadence de production des structures composites, qui n'est pas adaptée à une production en série. C'est pourquoi les matériaux composites les plus performants en terme de compromis résistance/rigidité/poids comme les carbones/epoxy sont réservés essentiellement à la réalisation des voitures de compétition ou de grand luxe, toujours fabriquées en petite série. Cette situation est en train de changer, comme en témoignent les dépôts de brevet sur la mise en forme rapide de composites à fibres longues ou la création d'une joint venture entre SGL et BMW pour la fabrication de fibres de carbone pour la production en série du prochain véhicule BMW i3.

Même si les structures composites sont réputées pour pouvoir intégrer plus de fonctions en une seule pièce que leurs contreparties métalliques, il sera néanmoins toujours indispensable d'avoir recours à des assemblage de composants pour la réalisation de la structure finale. Parmi toutes les méthodes d'assemblages, les plus efficaces structurellement sont les joints de cisaillement, qu'ils soient mécaniques ou adhésifs (Fig I.1). La conception traditionnelle a plus spontanément recours à des assemblages mécaniques utilisant des boulons ou des rivets. Ce type d'assemblage a fait ses preuves depuis maintenant plusieurs siècles et présente en effet des avantages qui le rendent indispensable dans un certain nombre de cas. Utiliser ces éléments de liaison mécaniques ne nécessite pas de préparation de surface, mis à part des perçages la plupart du temps. Boulons et rivets peuvent se conserver indéfiniment avant leur mise en œuvre et présentent généralement peu d'impact environnemental. Ils offrent des possibilités de réparation facile car ils peuvent être ôtés et remplacés sans dommage pour la structure. L'inspection des structures assemblées mécaniquement est simple puisque le manque d'un élément se détecte visuellement. Cependant, un des inconvénients principaux de ces joints mécaniques est précisément la présence de trous qui entraînent une répartition non uniforme du chargement et d'importantes concentrations de contraintes. Ceci est particulièrement nuisible pour le comportement en fatigue des assemblages et nécessitent souvent un sur-dimensionnement de l'épaisseur des composants. Dans le cas de matériaux fortement hétérogènes comme les composites, cet effet de concentration de contrainte se révèle encore plus dangereux que pour les matériaux métalliques.

Le collage quant à lui, en utilisant toute l'aire du joint, permet une répartition optimale et uniforme des charges, ce qui en fait un procédé tout à fait adapté à l'assemblage de tous types de matériaux lorsque la rigidité, la résistance et la durée de vie en fatigue doivent être combinées à la recherche d'un poids minimal. Dans le cas des assemblages composite-composite ou composite-métal, le collage est souvent la seule solution viable. Parmi les autres avantages du collage, on peut noter que les adhésifs sont généralement peu onéreux et pèsent beaucoup moins lourd que les composants mécaniques qui pourraient conduire à un assemblage d'égale résistance. Le collage peut également amener une isolation thermique et électrique, agir comme un amortissant pour filtrer les bruits, les vibrations et les chocs, peut empêcher la propagation de fissure, et protéger de la corrosion galvanique lorsque des métaux différents sont assemblés.

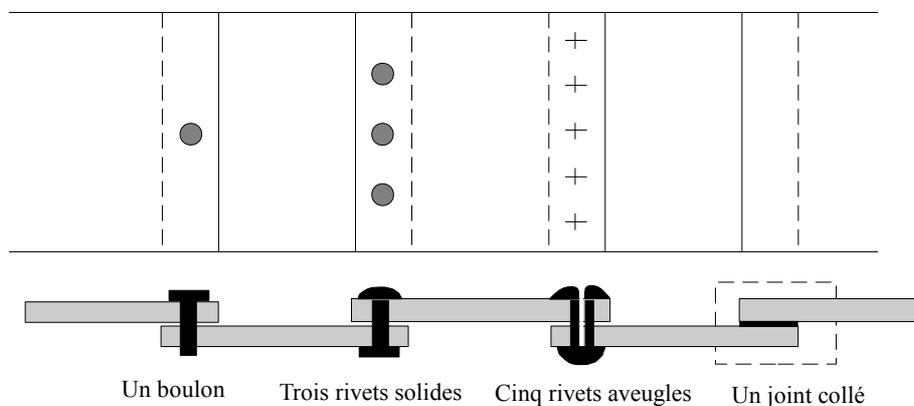


Figure I.1 : Fixations mécaniques et collage

Les colles occupent maintenant une place importante dans les industries automobiles et aéronautiques. Depuis l'introduction du collage dans l'assemblage des structures des avions dans les années 1940 (Mosquito de Havilland), jusqu'aux Boeing B787 et Airbus A350, qui contiennent chacun plus de 50% d'éléments collés, son utilisation n'a pas cessé de croître. Dans l'automobile, la consommation d'adhésifs est actuellement de 20 kg par véhicule et progresse de 7 % chaque année depuis 2009. Cependant, dans les véhicules, les adhésifs servent plutôt de joints d'étanchéité, ou interviennent dans des structures secondaires et non critiques du point de vue de la sécurité. On peut constater la même réticence dans l'aéronautique, avec parfois des assemblages hybrides boulonnés/collés pour les structures les plus critiques.

Si l'utilisation du collage pour des applications réellement structurales n'est pas devenue la règle, c'est parce qu'il existe encore des inquiétudes sur certains points. Le premier est la tenue à la fatigue et la durabilité des joints collés sur toute la durée de vie des structures, dans un environnement comportant des sollicitations variées, non seulement mécaniques mais aussi thermiques et chimiques. Il reste un travail important à réaliser dans ce domaine pour caractériser ces sollicitations et leurs interactions possibles, afin de formuler les meilleurs adhésifs et recommander les meilleures pratiques en terme

de combinaisons adhésifs / substrats / préparation de surface. Le deuxième facteur limitant l'utilisation du collage est la compréhension incomplète de la rupture des assemblages collés, particulièrement dans le cas d'assemblages hétérogènes tels que composite-métal ou composite-composite. Alors que pour les assemblages collés de métaux, les types de ruptures observées se produisent dans le joint de colle ou à l'interface entre le substrat et le joint, les phénomènes sont plus complexes lorsque des matériaux composites interviennent. En effet, dans le cas d'un stratifié par exemple, le matériau lui-même peut être considéré comme une structure constituée de plis collés, et donc sensible aux contraintes transverses et de cisaillement induites par le joint, lesquelles ne sont en général pas considérées comme dangereuses pour un substrat métallique. La caractérisation de la résistance à la rupture des joints collés de composites nécessite donc une approche particulière.

Notre travail s'inscrit dans ce contexte en étudiant la résistance des assemblages collés de stratifiés composites carbone/époxyde sous sollicitation statique. L'étude, essentiellement expérimentale, s'intéresse plus particulièrement à l'influence des propriétés locales (séquence d'empilement) et globales (anisotropie) des stratifiés sur le comportement à rupture des joints, tant du point de vue du niveau de résistance que des mécanismes de ruine. Nous proposons également des approches numériques permettant de simuler et prévoir cette rupture.

Le premier chapitre de ce mémoire tente de poser la problématique et de présenter les principales études expérimentales consacrées aux effets des orientations des plis dans les composites stratifiés. Quelques modélisations analytiques et numériques des assemblages collés sont ensuite étudiées, en insistant sur celles qui peuvent spécifiquement prendre en compte les particularités des substrats composites.

Le deuxième chapitre est consacré à l'étude expérimentale de la rupture d'assemblages par joint simple recouvrement de composites stratifiés à base de plis unidirectionnels carbone/époxy. Notre objectif principal est de caractériser finement l'influence de la répartition de l'orientation des plis situés près du joint de colle. Pour ce faire, nous utilisons des séquences d'empilement particulières, dites « quasi-isotropes quasi-homogènes » permettant de faire varier ces propriétés locales tout en gardant constantes les propriétés élastiques globales. Ces stratifiés se composent de 24 plis unidirectionnels à quatre orientations (0° , 90° , $\pm 45^\circ$). Les résultats mettent en évidence l'importance de la répartition des plis à la fois sur le niveau et le mode de rupture. L'étude est réalisée également en utilisant des stratifications classiques du domaine aéronautique, qui présentent une légère anisotropie de flexion, et permet de montrer cette fois l'influence des propriétés globales des substrats sur la rupture de l'assemblage.

Finalement, le troisième et dernier chapitre présente quelques approches de modélisation permettant de prendre en compte les phénomènes locaux spécifiques observés expérimentalement. Les modèles de matériaux composites, les critères de

rupture, les modèles de délaminage et de contact sont présentés. Deux types de modèles éléments finis faisant intervenir des éléments de complexité différentes sont détaillés et évalués. L'évaluation porte sur leur capacité à prévoir les résultats expérimentaux, mais aussi sur leur simplicité de mise en œuvre et leur rapidité de calcul. L'objectif est de proposer un modèle rapide et robuste à même d'être utilisé pour une étude d'optimisation des séquences d'empilement vis à vis de différentes sollicitations virtuelles.

Première partie

**Étude bibliographique : Rupture des assemblages
collés de stratifiés**

1.1. Problématique

Le collage est une méthode d'assemblage qui est utilisée depuis de nombreux siècles. Mais ce n'est que depuis quelques dizaines d'année que la science de l'adhésion et la technologie du collage lui ont permis de faire des progrès considérables et d'être utilisé pour l'assemblage structural dans de nombreux domaines industriels. La demande croissante pour des structures légères, qui conduit à l'utilisation de pièces de faibles épaisseur se prêtant mal à l'assemblage par boulonnage, la nécessité de réduire les coûts d'assemblage, la prise en compte de la résistance à l'endommagement en impact et fatigue, toutes ces raisons n'ont fait que renforcer l'intérêt pour l'assemblage par collage.

Dans le domaine des matériaux composites, le collage est même reconnu comme la méthode d'assemblage la plus adaptée, car ces matériaux fortement inhomogènes et anisotropes sont très sensibles aux concentrations de contraintes générées au bord des trous utilisés pour le boulonnage et le rivetage [1]. Dans le cas du collage, on obtient une distribution beaucoup plus homogène des contraintes, et on n'introduit pas d'amorce de rupture par découpe des fibres.

Une des qualités demandées aux joints collés est de supporter des charges statiques et cycliques pendant de longues périodes, par exemple dans les domaines de l'aéronautique et de l'automobile. Malheureusement, le manque de modèles de matériaux et de critères de rupture fiable a pour conséquence de fréquents surdimensionnements des assemblages collés de matériaux composites. On constate même souvent que les collages sont « sécurisés » par l'utilisation d'un boulonnage ou d'un rivetage supplémentaire. Cette façon de faire finit par annuler tous les bénéfices du collage en augmentant à la fois les masses et les coûts.

Pour ce qui concerne les matériaux « classiques » comme les métaux, des progrès ont été faits dans les méthodes de sélection du collage approprié, tant en ce qui concerne les traitements de surface, les couples substrats/adhésifs, l'optimisation des géométries (fig 1.1), que la prise en compte de la durabilité sous ses aspects de fatigue et d'environnement. Depuis les travaux de Volkersen en 1938 [2] de nombreux modèles ont été proposés. Ces modèles ont pour but de prévoir la répartition des contraintes dans les assemblages et, associés à un critère de rupture de l'adhésif, de prédire la rupture de celui-ci. En effet, pour les matériaux métalliques, l'attention se porte pratiquement exclusivement sur la colle qui, de par ses propriétés mécaniques, demeure le maillon faible de l'assemblage.

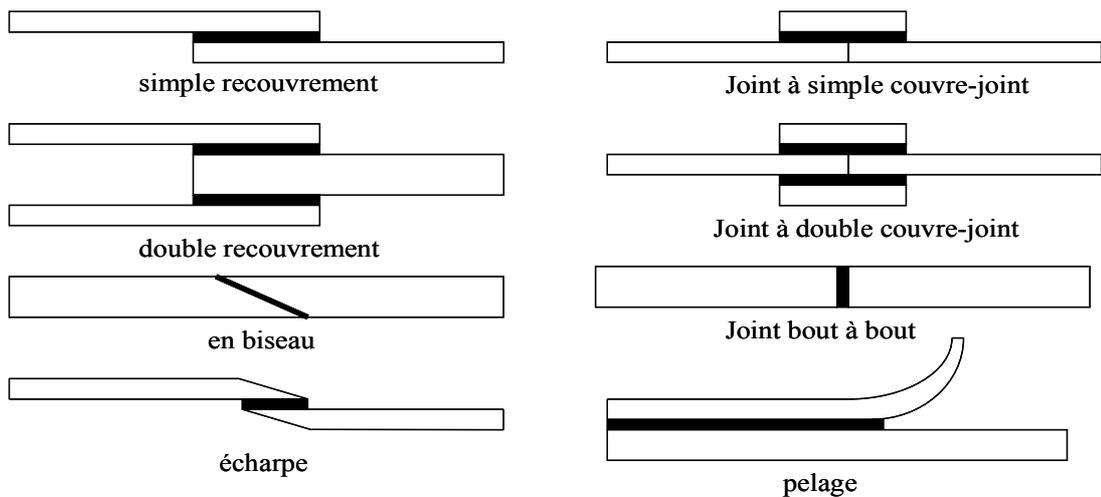


Figure 1.1 : Principales géométries de joint collés

Lorsque le concepteur a affaire à des composites stratifiés, le problème de dimensionnement change de nature car le substrat lui-même est susceptible de rompre. Hart-Smith, dont les travaux sur la modélisation des assemblages collés ont permis de grandes avancées dans les années 1970 et 1980 [3][4], considère même qu'un bon collage de composites est celui où le substrat rompt le premier.

En effet les stratifiés composites présentent des particularités qui font que leur assemblages ne conduisent pas aux modes de rupture traditionnels observés pour les substrats métalliques, pour lesquels les ruptures les plus fréquentes concernent le joint de colle (rupture cohésive) ou l'interface colle-substrat (rupture adhésive). Pour les matériaux composites stratifiés, dont la résistance aux sollicitations transversales est souvent faible, on doit ajouter les modes de rupture qui concernent les substrats, qui, à une autre échelle, peuvent être eux-mêmes des assemblages collés de plis. Les stratifiés à renforts de fibres longues présentent trois types principaux de rupture : rupture intralaminare, rupture interlaminare et rupture translaminare [5].

Ces trois mécanismes de rupture (Fig. 1.2) définissent le plan de rupture par rapport aux constituants du matériau. La rupture intralaminare se trouve à l'intérieur d'un pli tandis que la rupture interlaminare décrit une rupture entre deux plis adjacents. La rupture translaminare est orientée transversalement à l'orientation de fibres dans le pli endommagé.

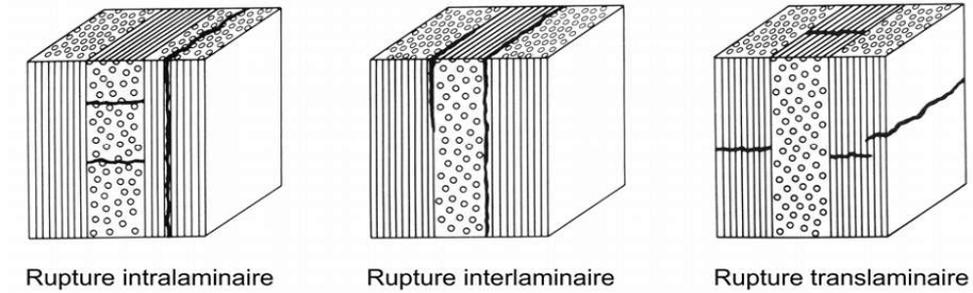


Figure 1.2 : Mécanismes de rupture dans un stratifié 0°/90°/0° [5]

La figure 1.3 présente les sept modes de rupture identifiés dans la norme ASTM D5573, dans le cas d'un joint à simple recouvrement.

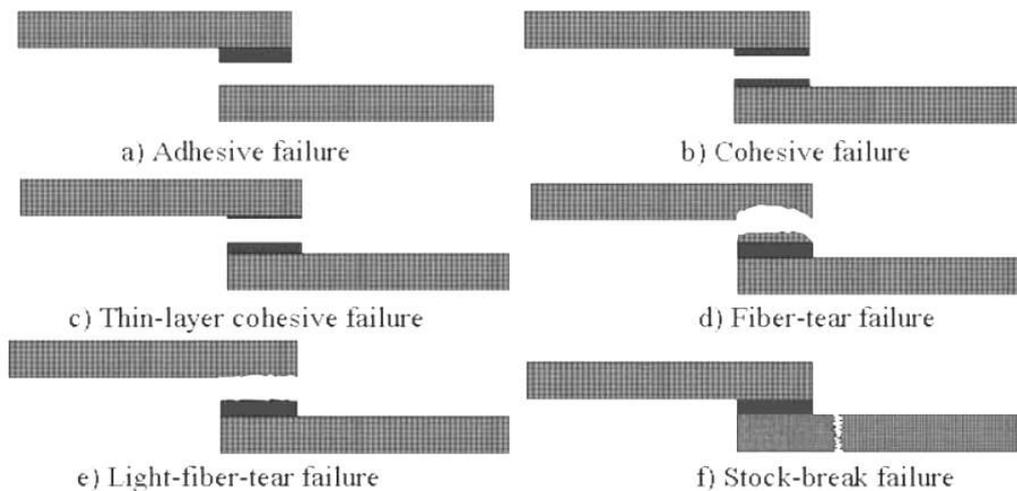


Figure 1.3 : Modes de rupture observés dans les assemblages collés de composites

Les modes de rupture d) et e) de la figure 1.3 sont particulièrement rencontrés dans les composites stratifiés car ceux-ci sont sensibles aux contraintes de pelage et de cisaillement, très fortement présentes dans les collages à simple recouvrement. Le scénario de rupture le plus fréquent est alors celui qui est décrit dans la figure 1.4 : un décollement interlaminare, suivi d'un délaminage.

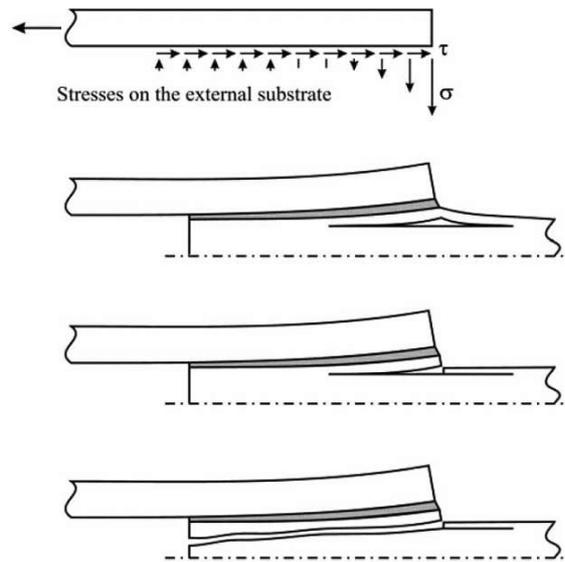


Figure 1.4 : Rupture d'un substrat stratifié sous l'influence des contraintes de pelage et de cisaillement [6]

L'autre particularité des composites est la possibilité de leur conférer un comportement élastique anisotrope. Bien que cette possibilité puisse constituer un avantage en permettant d'alléger les structures en les adaptant aux sollicitations rencontrées, elle pose un nouveau problème pour le dimensionnement des joints collés. Les modèles doivent alors prendre en compte des comportements en membrane et en traction différenciés, voire des couplages entre les modes de sollicitation.

Or ces deux aspects du comportement des joints collés de stratifiés, à savoir le mécanisme local de rupture par fissuration/délaminage, et l'anisotropie du comportement global, dépendent du même paramètre constitutif du stratifié : la séquence d'empilement. Celle-ci donne la répartition et l'orientation des plis unidirectionnels dans l'épaisseur de la plaque. Elle détermine donc les rigidités de la structure en membrane et en flexion, et également l'orientation des fibres au contact de la colle dans le cas d'un assemblage collé. Il s'agit donc d'un paramètre essentiel dans le comportement de la liaison collée.

Dans la suite de ce chapitre, nous tenterons donc de passer en revue les principales études expérimentales consacrées à l'influence des séquences d'empilement pour en tirer les principaux enseignements. Puis nous présenterons quelques modèles analytiques et numériques susceptibles de prendre en compte ces effets d'orientations.

Il est important de signaler que la grande majorité des études expérimentales ainsi que des différentes modélisations utilisent la géométrie de joint dite « à simple recouvrement » (ou Single Lap Joint, SLJ, en anglais). Ce mode d'assemblage est souvent privilégié, bien qu'il ne représente pas la géométrie la plus efficace pour le

transfert des efforts. Mais ses principaux avantages sont sa simplicité, et le fait qu'il soit fréquemment utilisé, dans la pratique industrielle, pour évaluer la qualité d'un couple adhésif/substrat.

1.2. Études expérimentales

La question de l'influence des séquences d'empilement sur le comportement des joint collés a préoccupé de nombreux auteurs, à commencer par Renton et Vinson [7] au milieu des années 1970. Ils ont étudié des joints simple recouvrement avec des substrats stratifiés verre/epoxy de type soit unidirectionnels à 0° ou soit multidirectionnels 45/0/45/0. Leurs résultats montrent que la résistance en statique est peu influencée par l'orientation des plis d'interfaces, mais la résistance en fatigue est fortement dégradée lorsqu'on passe de l'unidirectionnel au multidirectionnel, avec un mode de rupture cohésif dans la colle dans le premier cas, et intralaminare dans le premier pli du stratifié dans le second cas.

Dans les années 1980, Matthews et Tester [8] étudient l'influence de la séquence d'empilement de substrats stratifiés sur la rupture statique de joints simple recouvrement. Les stratifications, à base de plis UD carbone/epoxy, comporte de 6 à 12 plis et différentes combinaisons de couches à 0° , 45° , et -45° . Les résultats obtenus sont très généraux et mettent surtout en évidence que la résistance augmente avec la proportion de plis à 0° , le maximum étant atteint pour une séquence parfaitement unidirectionnelle. Dans ce cas, la rupture est cohésive dans l'adhésif. Ils mettent également en évidence l'influence de la rigidité en flexion, les meilleurs résultats étant obtenus lorsque les plis à 0° sont disposés à l'extérieur des substrats.

Johnson et Mall [9] étudient également une série de trois séquences $[0/\pm 45/90]_s/ [0/\pm 45/90]_{2s}$, $[\pm 45/0/90]_{2s}/[\pm 45/0/90]_{2s}$, $[90/\pm 45/0]_{2s}/[90/\pm 45/0]_{2s}$, collées avec deux types d'adhésifs en simple recouvrement avec une préfissure. Les interfaces étudiées sont donc 0/0, 45/45 et 90/90. Pour le cas 0/0, la fissure se propage dans l'adhésif. Dans le cas 45/45, elle se propage dans les premiers plis pour se terminer dans l'interpli 45/0. Dans le cas de l'interface 90/90, une fissuration transverse apparaît et produit un délaminage inter plis. Dans l'ordre de résistance, les interfaces 45/45 se comportent mieux que les interfaces 0/0. Les interfaces 90/90 donnent les plus mauvais résultats

Kairouz et Matthews [10] consacrent leur étude à des stratifications de type cross-ply (orientations 0° et 90°). Dans le cas d'une couche au contact de la colle orientée à 90° , la rupture est initiée transversalement au coin du bourrelet de colle et se propage par cisaillement interlaminare à l'interface 90/0. Dans le cas d'une première couche à 0° , la fissure est initiée là encore près du bourrelet de colle, et se propage par fissuration intralaminare dans la première couche à 0° . Dans les deux cas, les auteurs observent que la résistance du joint est améliorée avec l'augmentation de la rigidité en flexion des

substrats.

Ferreira et al. [11] dans une étude comparant le comportement de joints simple recouvrement avec des substrats verre/polypropylène de séquence $[0]_7$ et $[45/-45/45/0/45/-45/45]$, constatent qu'en fatigue, la deuxième séquence conduit à des performances 30% inférieures à celle de la première. Ils relient ce résultat à la différence de rigidité entre les deux séquences

Élégœt [12] présente une étude sur l'influence de l'orientation du pli au contact de l'adhésif sur la résistance des joints collés. L'angle des fibres au contact varie de 0° à 90° par incréments de 15° . Les empilements utilisés comportent 16 plis suivant la séquence symétrique $[\pm \alpha / 0^\circ / (\pm 45^\circ)_2 / 90^\circ]_s$. Bien que seules les 2 couches extérieures changent d'orientation, les effets sur les propriétés élastiques sont importants, et notamment sur la rigidité en flexion. Ainsi entre les deux valeurs extrêmes de α , le coefficient D_{11} varie du simple au triple. Les résultats montrent que la résistance des joints diminue lorsque l'angle du pli au contact s'éloigne de 0° pour se rapprocher de 90° .

Meneghetti et al. [13] étudient le comportement en fatigue sous sollicitation de traction de joints collés simple recouvrement de composites stratifiés, et s'intéressent particulièrement à l'orientation du pli à l'interface avec la colle. Ils comparent les résultats à ceux d'une précédente étude [14] menées sur des substrats de type $[0]_6$. Le premier substrat est $[45/0_2]_s$ (contrainte de rupture en traction égale à 500 MPa) et le deuxième substrat est $[45_2/0]_s$ (contrainte de rupture en traction égale à 350 MPa). Les interfaces étudiées avec la colle sont donc 0° et 45° . L'interface 45° donne une légère amélioration par rapport à l'empilement $[0]_6$. Les joints fabriqués à partir de stratifiés $[45/0_2]_s$ et $[45_2/0]_s$ se comportent de façon similaire. Il faut noter que dans cette étude, les plis du stratifiés sont composés de tissu, ce qui peut rendre difficile la comparaison avec les analyses précédentes.

Song et al. [15] dans une étude portant sur tout un ensemble de paramètres de fabrication des joints de stratifié carbone/époxy, s'intéressent notamment à l'influence des séquences d'empilement. Les séquences retenues sont $[45/0/-45/90]_{3s}$, $[45/-45/90/45/-45/45/-45/0/45/-45]_s$ et $[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0]_s$. Dans le cas de collages simple recouvrement classiques, ce sont les première et troisième séquences qui donnent les meilleurs résultats, avec des valeurs similaires (Fig 1.5). Les résultats obtenus sont expliqués par les différences de module en membrane de ces séquences, mais les modules en flexion ne sont pas évoqués.

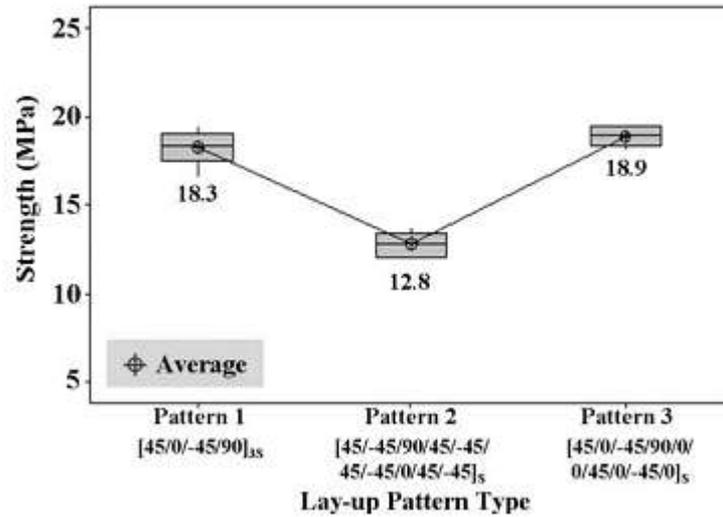


Figure 1.5 : Résistance à rupture de joints réalisés à partir de différentes séquences d'empilement [15]

Shin et Lee [16] étudient l'influence de l'orientation de l'angle α dans des stratifiés de type $\{[+/-\alpha]_{4S}\}_S$ avec $\alpha = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ et 45° . Ces stratifiés ne sont assemblés par collage mais copolymérisés avec un substrat acier (joint hybride). C'est donc la résine en excès qui joue le rôle de la colle entre les deux substrats. Les joints de type simple recouvrement sont ensuite testés en traction. Les auteurs constatent que la rupture a toujours lieu dans le premier pli et que l'augmentation de l'angle α conduit à une augmentation de la résistance à rupture du joint. Ils l'expliquent par une diminution de la rigidité en membrane du stratifié qui minimise ainsi les contraintes de pelage dans le premier pli.

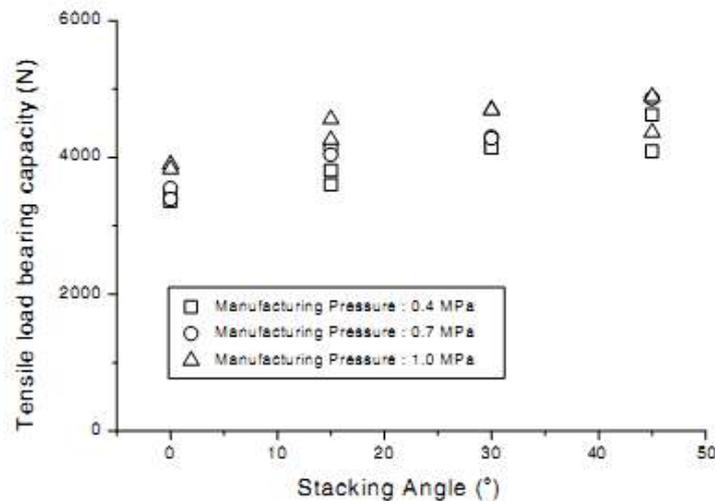


Figure 1.6 : Influence de l'angle de séquences $\{[+/-\alpha]_{4S}\}_S$ sur la résistance de joints hybrides [16]

Apalak et al. [17] étudient le comportement de joints simple recouvrement de stratifiés carbone/époxy de séquence $[\alpha]_{10}$ avec $\alpha = 0, 15, 30, 60, 90^\circ$. La rupture est cohésive dans l'adhésif pour l'angle de 0° . A parti de 15° , une partie du premier pli du stratifié est affectée mais la rupture a lieu essentiellement à l'interface colle/substrat. Puis à partir de 30° , la fissuration se produit dans les premiers plis du stratifié, avec une rupture mixte fibre/matrice. Dans le cas de l'angle de 90° , une fissure transverse initiée à l'angle du joint de colle conduit à la rupture totale du substrat. La résistance du joint diminue avec l'augmentation de l'angle, comme on peut le voir sur la figure 1.7.

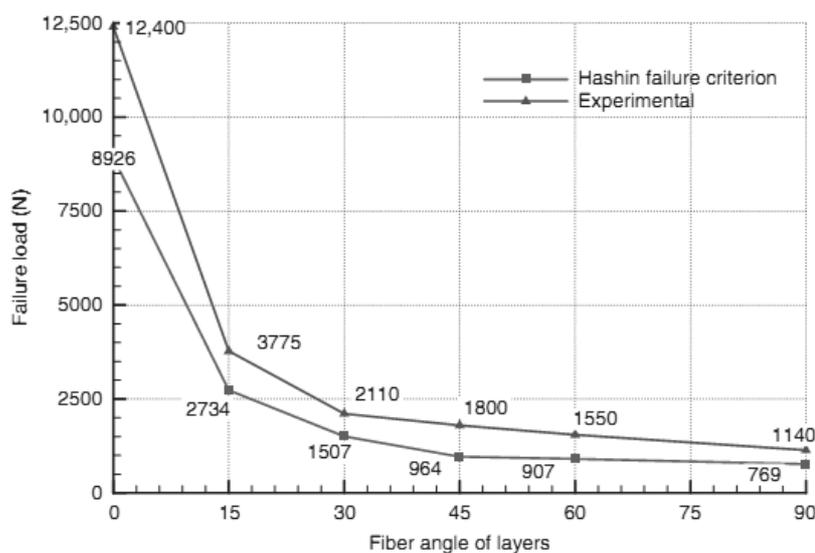


Figure 1.7 : Évolution de la contrainte à rupture avec l'angle des stratifiés [17]

L'ensemble des études précédentes montre une réelle influence de la séquence d'empilement sur la rupture des joints collés. Mais certains des résultats semblent paradoxaux, voire contradictoires. La principale explication de ces anomalies semblent être le fort couplage entre les comportements locaux et globaux, via la répartition des orientations des plis. Mais, malheureusement, aucune de ces études ne mentionne ce couplage, invoquant, pour expliquer les différences de résistances entre orientations, des explications fondées tantôt sur les rigidités en flexion et en membrane, tantôt sur des mécanismes de fissuration locaux. Il semble donc nécessaire de parvenir à découpler ces effets, ce qui ne peut être réalisé que si l'on dispose d'outils adéquats de dimensionnement des stratifiés.

C'est ce qu'a commencé à entreprendre Galliot [18] qui, dans sa thèse consacrée au comportement à l'impact des joints collés, constate que l'ensemble des études précédentes présentent l'inconvénient de faire varier à la fois l'orientation des plis au contact et les propriétés élastiques globales des stratifiés. Il propose donc l'utilisation de séquences d'empilement spéciale dites quasi-isotropes quasi-homogènes permettant d'étudier les caractéristiques locales sans perturber les caractéristiques globales.

Inversement, il utilise également des séquences spécialement définies pour faire varier indépendamment les rigidités en membrane et en flexion des stratifiés, sans changer l'empilement local (du moins au niveau des quatre premiers plis au contact avec la colle). Les résultats montrent que la rupture dépend des quelques premiers plis au contact avec la colle. L'étude de l'influence des propriétés globales montrent également que l'augmentation de l'une ou l'autre des rigidités de membrane ou de flexion permet d'améliorer la résistance des joints collés. Toutefois, l'influence de la rigidité en flexion semble plus importante, car en réduisant la flexion des substrats, on réduit également les contraintes de pelage qui sont les plus critiques dans le cas des joints de type simple recouvrement.

1.3. Modélisation

L'analyse et le dimensionnement des assemblages collés nécessitent de disposer d'une part d'un modèle permettant d'obtenir le champ de contraintes dans la structure et d'autre part d'un critère de rupture.

Depuis environ 70 ans (travaux de Volkersen en 1938 [2]) de très nombreux modèles analytiques ont été proposés. En ce qui concerne les modèles numériques, essentiellement fondés sur l'utilisation des éléments finis, on peut en trouver l'origine avec les travaux d'Adams, à Bristol, depuis le milieu des années 1970 [19] [20] [21]. Là encore, de nombreux modèles numériques ont été proposés, et ce domaine reste en pleine expansion avec l'augmentation constante des capacités de calcul des ordinateurs.

Cette profusion de modèles disponibles peut présenter un défi pour l'ingénieur chargé du dimensionnement d'un assemblage collé et devant réaliser le meilleur choix. Chacun de ces modèles, analytiques et numériques, se distinguent des autres par des géométries de joint différentes ou des hypothèses et des domaines de validité différents. Lorsque le collage concerne des matériaux composites, le nombre de modèles est plus restreint mais reste élevé. Les modèles convenables pour ce type de matériaux sont ceux qui permettent de prendre en compte l'anisotropie du comportement élastique, et ceux qui permettent d'évaluer la contrainte de pelage dans les substrats, très dangereuse pour les stratifiés.

1.3.1. Modèles analytiques

Les méthodes analytiques de détermination des contraintes se justifient pour plusieurs raisons. Elles peuvent tout d'abord s'imposer par manque d'outils de calcul. Utilisées dans des cas simples, elles permettent aussi de valider des modèles de détermination des contraintes sophistiqués. En homogénéisant les caractéristiques des substrats de joints collés de matériaux composites, ces méthodes donnent également la possibilité d'estimer, avec plus ou moins de précision, le niveau de contrainte auquel est soumis l'adhésif. Ce cas d'application, fréquent pour des études de pré-dimensionnement, est loin d'être

négligeable. La caractéristique commune aux nombreux modèles analytiques est la simplicité de leurs hypothèses. Il en découle, comme nous allons le voir, une description plus ou moins précise et réaliste de l'état de contrainte recherché.

La majorité des études analytiques classiques choisissent une approche bidimensionnelle de l'état de contraintes, pour des raisons évidentes de simplicité. Cette approche peut présenter des limitations, notamment dans le cas des substrats composites. Une autre hypothèse fréquente suppose qu'il n'y a pas de variation des contraintes dans l'épaisseur ni dans la largeur de la couche d'adhésif. Cette hypothèse est fondée sur la très faible épaisseur de cette couche devant celle des substrats. La seule variation des contraintes considérée est suivant l'axe longitudinal (axe de chargement).

L'état de contrainte supposé dans l'adhésif se résume donc le plus souvent aux composantes suivantes (Figure 1.8) :

- la contrainte de cisaillement, $\sigma_{xz}(x)$,
- la contrainte normale, dite de pelage, $\sigma_{zz}(x)$,
- et parfois la contrainte longitudinale, $\sigma_{xx}(x)$.

La dernière composante citée est dans les faits souvent négligée. Cette simplification se justifie par la grande différence de module d'Young entre l'adhésif et les substrats ($E_s \gg E_a$), qui entraîne de très faibles contraintes longitudinales dans l'adhésif.

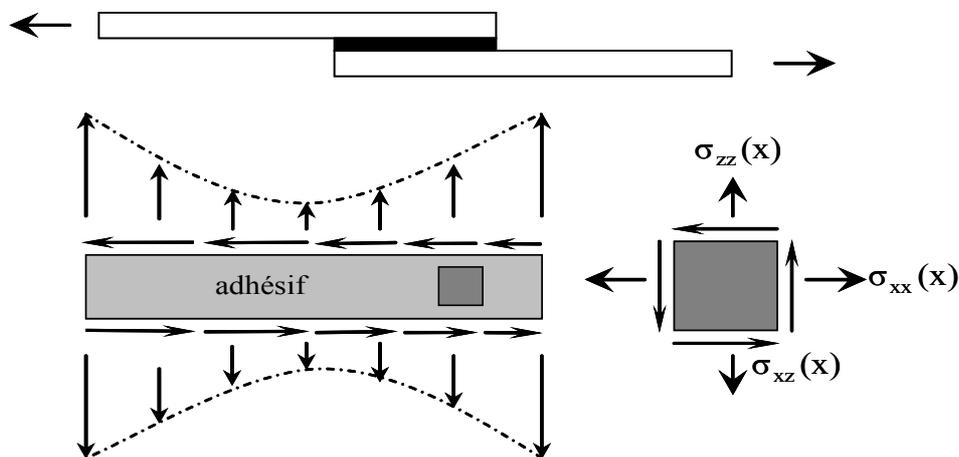


Figure 1.8 : Contraintes dans l'adhésif

On citera tout d'abord la plus simple des formules de dimensionnement, qui n'est pas réaliste mais qui est largement employée pour des estimations rapides, et qui est retenue dans un certain nombre de normes. Elle consiste à évaluer la contrainte moyenne de cisaillement dans l'adhésif, en considérant les substrats comme parfaitement rigides.

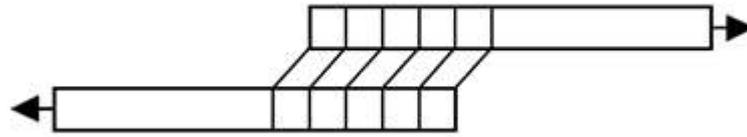


Figure 1.9 : Déformations de l'adhésif avec des substrats rigides

$$\sigma_{xz} = F / bL \quad (1.1)$$

F étant l'effort à transmettre, b et L respectivement la largeur et la longueur de la couche de colle.

1.3.1.1 Analyse de Volkersen

Volkersen a introduit en 1938 [2] une formulation qui suppose que l'adhésif ne se déforme qu'en cisaillement. Les substrats sont traités comme un matériau élastique et ne se déforment qu'en tension. La contrainte de traction dans les substrats est maximale au point A et nulle au point B (Figure 1.10). La contrainte de cisaillement dans l'adhésif n'est plus uniforme mais maximale aux deux extrémités de la couche de colle et minimale au milieu (Fig 1.11).

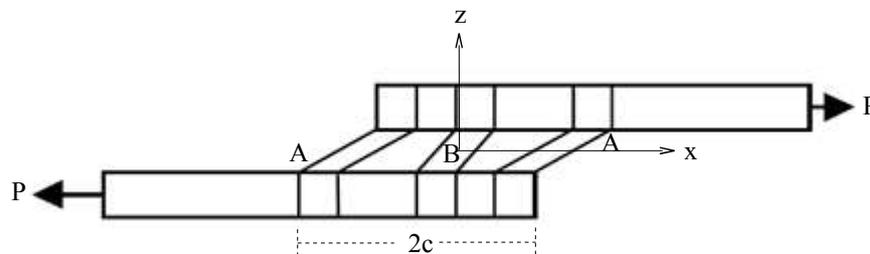


Figure 1.10 : Déformations de l'adhésif et du substrat, hypothèses de Volkersen [2]

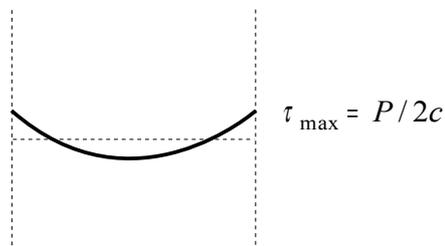


Figure 1.11 : Contrainte de cisaillement dans l'adhésif, dans le sens de la longueur, d'après Volkersen [2]

Cette contrainte de cisaillement a pour valeur maximale, lorsque les substrats sont de

même épaisseur :

$$\tau(x) = \sigma_{xz}(x) = \frac{P\Omega}{2} \left[\frac{\cosh(\Omega x)}{\sinh(\Omega c)} + \left(\frac{t_1/t_2 - 1}{t_1/t_2 + 1} \right) \frac{\sinh(\Omega x)}{\cosh(\Omega c)} \right] \quad (1.2)$$

où P , la force de traction par unité de largeur, N/mm

$$\Omega = ([1 + (t_1/t_2)]G/Et_1t_a)^{1/2}$$

G , module de cisaillement de l'adhésif, MPa

E , module d'Young des substrats, MPa

D'un point de vue mécanique, cette formulation ne décrit pas correctement les conditions aux limites et de chargement auxquelles un joint à simple recouvrement est soumis. Ainsi, un désalignement des forces de traction dû à la géométrie particulière de l'éprouvette induit un moment de flexion dans chacun des substrats. En effet, au début de la phase de chargement d'une éprouvette, les forces de traction ne sont pas colinéaires. Il en résulte un moment de flexion dans chacun des substrats, provoquant leur courbure. A chargement croissant, ces courbures s'accroissent, rapprochant la ligne d'action des forces de traction de la ligne neutre des substrats, réduisant par conséquent le moment de flexion. La formule de Volkersen est pour cette raison plus adaptée aux joints à double recouvrement, dans lesquels le flux d'effort est centré.

1.3.1.2 Analyse de Goland et Reissner

Prenant en compte ces effets de flexion, Goland et Reissner [22] mettent alors au point un modèle permettant de déterminer non seulement les contraintes de cisaillement, mais également les contraintes de pelage. L'originalité de leur démarche repose sur un découpage de la liaison collée en plusieurs parties. Le joint à simple recouvrement est alors décomposé en trois plaques : deux plaques correspondant aux parties libres des substrats et une plaque centrale associée à la partie recouvrement. Comme le montre la Figure 1.12, cette décomposition permet aux auteurs d'accéder au chargement agissant directement sur la zone collée. Dans la formulation propre aux plaques, chaque extrémité de la zone collée se voit alors soumise à un effort normal, T , un effort tranchant V et un moment de flexion M .

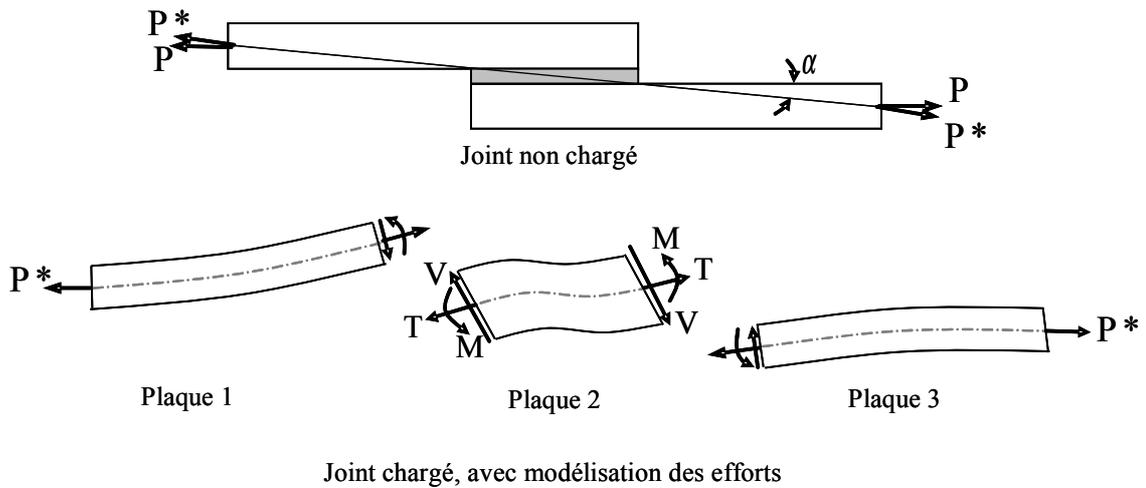


Figure 1.12 : Modélisation mécanique d'un joint à simple recouvrement, d'après Goland & Reissner [22]

De plus, Goland & Reissner [22] introduisent un facteur correcteur du moment de flexion, k , reliant le moment M au chargement, à travers la relation :

$$M = k.P.t_s / 2 \quad \text{avec } k < 1 \quad (1.3)$$

Les autres hypothèses de calcul, quasi-identique à celles utilisées par Volkersen [2] ne diffèrent que pour les points précisés ci-dessous :

- les hypothèses portant sur les paramètres géométriques : substrats d'épaisseur identique, épaisseur notée $t_s = t_1 = t_2$, l'adhésif d'épaisseur nulle pour le calcul de k et la rotation des substrats prise en compte.
- les hypothèses portant sur les déformations et les contraintes : l'adhésif subit des contraintes de cisaillement et de pelage.

L'expression analytique de k , calculée sous ces hypothèses, est donnée par l'équation 1.4.

$$k = \frac{1}{1 + 2\sqrt{2} \tanh(\xi c / 2\sqrt{2})} \quad (1.4)$$

avec D est la rigidité en flexion des substrats, N.mm
équation dans laquelle :

$$\xi = \sqrt{12(1-\nu^2)} \frac{\sqrt{P/t_s E}}{t_s} = \sqrt{\frac{P}{D}}$$

où c est la moitié de longueur de recouvrement, mm

t_s est l'épaisseur de substrat, mm

E est la module d'Young des substrats, MPa

P est la force de traction par unité de largeur, N/mm

La courbure des substrats, intégrée au calcul des contraintes, est modélisée par la théorie de la flexion cylindrique des plaques. Les substrats sont ainsi supposés fléchir en forme d'arc de cercle. Le comportement de l'adhésif est quant à lui associé à celui de ressorts de traction-compression agissant dans les directions x et z . Les expressions de la contrainte de cisaillement $\sigma_{xz}(x)$ et de la contrainte de pelage $\sigma_{zz}(x)$ le long de la ligne située à mi-épaisseur d'adhésif sont données ci dessous. L'origine du repère est le centre de symétrie du joint de colle.

Contrainte de cisaillement :

$$\sigma_{xz}(x) = -\frac{P}{8c} \left[\frac{\beta c}{t_s} (1+3k) \frac{\cosh\left(\frac{\beta c x}{t_s}\right)}{\sinh\left(\frac{\beta c}{t_s}\right)} + 3(1-k) \right] \quad (1.5)$$

$$\text{où } \beta = \left[\frac{8G_a(1-\nu^2)}{Et_a} \left(t_s + \frac{3}{4}t_a \right) \right]^{1/2}$$

Contrainte de pelage :

$$\sigma_{zz}(x) = \frac{Pt_s}{c^2 \Delta} \left[\begin{aligned} & (R_1 \xi^2 \frac{k}{2} - \xi k' \sinh \xi \sin \xi) \sinh \frac{\xi x}{c} \sin \frac{\xi x}{c} + \\ & (R_2 \xi^2 \frac{k}{2} - \xi k' \cosh \xi \cos \xi) \cosh \frac{\xi x}{c} \cos \frac{\xi x}{c} \end{aligned} \right] \quad (1.6)$$

$$\text{où } \Delta = \frac{1}{2} (\sin 2\xi + \sinh 2\xi)$$

$$R_1 = \cosh \xi \sin \xi + \sinh \xi \cos \xi$$

$$R_2 = \sinh \xi \cos \xi - \cosh \xi \sin \xi$$

$$k' = \frac{cV}{t_s P}$$

où k' est un facteur correcteur de force transversale

V est la force transversale

La distribution des contraintes de pelage (normales) et de cisaillement obtenue dans la colle est visible sur la figure 1.13

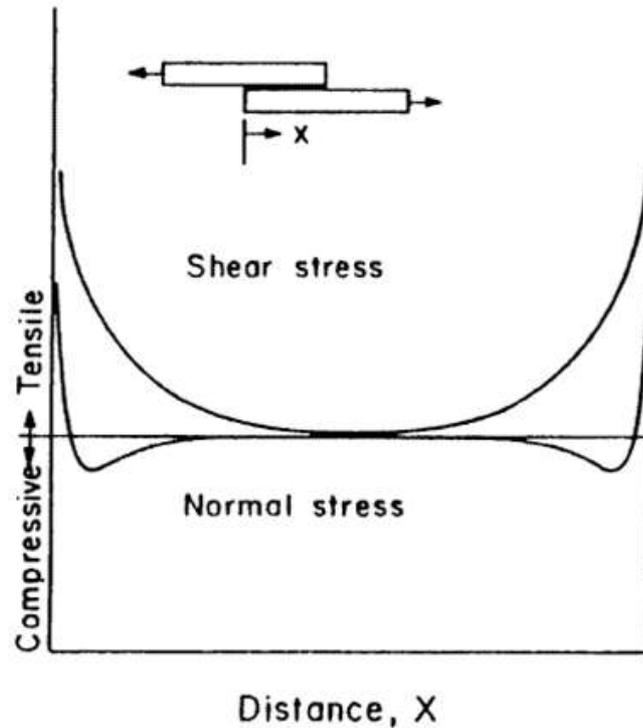


Figure 1.13 : Distribution des contraintes dans l'adhésif, méthode de Goland et Reissner [22]

1.3.1.3 Analyse de Hart-Smith

A la suite de premiers travaux consacrés aux joints collés à double recouvrement, Hart-Smith [3] s'est également penché sur le problème de la détermination des contraintes dans les joints à simple recouvrement.

Afin d'améliorer la description des efforts dans les substrats et de donner ainsi un état plus réaliste des sollicitations agissant sur la couche d'adhésif, Hart-Smith propose un nouveau découpage de la zone de recouvrement. La Figure 1.14 montre le détail apporté à la modélisation de la partie recouvrement, en comparaison du modèle de Goland & Reissner [22] représenté Figure 1.12. Hart-Smith traite la partie recouvrement comme deux plaques découplées encadrant la couche d'adhésif. La prise en compte de la couche d'adhésif lui permet alors de donner une nouvelle représentation des efforts de section et

de formuler une nouvelle expression du facteur k , plus réaliste.

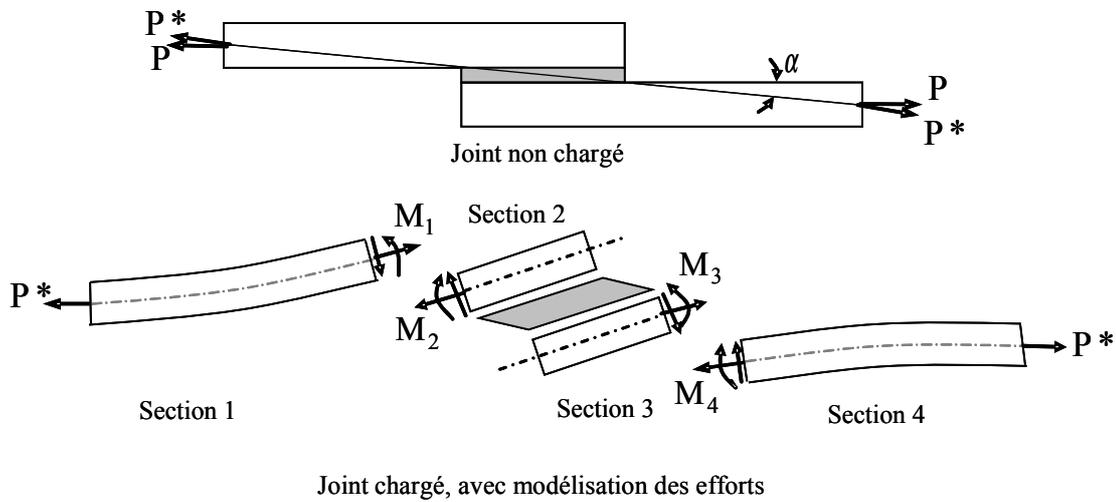


Figure 1.14 : Modélisation mécanique d'un joint à simple recouvrement, d'après Hart-Smith [23]

Mis à part le fait important que Hart-Smith [3] prenne en compte l'adhésif pour déterminer les efforts dans les substrats chargés, les autres hypothèses utilisées pour son modèle sont identiques à celles de Goland & Reissner [22], donc la nouvelle expression du moment de flexion exprimée par Hart-Smith, prenant en compte l'épaisseur d'adhésif, est donnée par l'Eq.1.7. Et de nombreux développements analytiques menés par l'auteur aboutissent à l'expression du facteur d'excentricité, k donnée par l'Eq.1.8.

$$M = k.P.\left(\frac{t_s + t_a}{2}\right) \quad (1.7)$$

$$k = \left(1 + \xi c + \frac{(\xi c)^2}{6}\right)^{-1} \quad (1.8)$$

Avec ce modèle, le facteur k tend comme il se doit vers zéro pour des recouvrements longs ou des charges importantes, alors qu'il garde une valeur finie dans le modèle de Goland & Reissner [22]. Dans ce cas particulier, cela se traduit dans la solution de Goland & Reissner par une surestimation des pics de contraintes aux extrémités du recouvrement.

En considérant l'effet des séquences d'empilement des stratifiés, Hart-Smith [3] va approfondir ses travaux sur la détermination des contraintes critiques sur le joint à simple recouvrement par des méthodes analytiques. Son modèle modifié est utilisé pour calculer les contraintes critiques dans les substrats et la couche adhésive. Contrairement à la contrainte de pelage, la contrainte de cisaillement d'adhésif n'atteint habituellement pas sa valeur critique dans le cas des joints collés à simple recouvrement de composites stratifiés. C'est la valeur de la contrainte de pelage qui va déterminer la rupture du joint.

C'est pourquoi sa connaissance est importante.

En raison du chargement longitudinal et du moment de flexion, la contrainte de pelage atteint sa valeur maximale aux extrémité du recouvrement. La valeur critique de cette contrainte évolue de façon opposée à l'épaisseur du substrat et à la longueur de recouvrement.

La contrainte de traction moyenne est donnée par

$$\sigma_{av} = P/t_s \quad (1.9)$$

La contrainte de flexion dans le substrat est donnée par

$$\sigma_b = 3k\sigma_{av}\left(1 + \frac{t_a}{t_s}\right) \quad (1.10)$$

où t_a est l'épaisseur de couche d'adhésif, mm

t_s est l'épaisseur de substrat, mm

k est le facteur d'excentricité

C est la moitié de longueur de recouvrement, mm

D est la rigidité en flexion du substrat, en N.mm, donnée par

$$D = \frac{E_b t_a^3}{12(1 - \nu_b^2)} \quad (1.11)$$

où E_b est le module de flexion du substrat, MPa

ν_b est le coefficient de Poisson en flexion

La contrainte maximale dans le substrat est donnée par

$$\sigma_{\max} = \sigma_{av} + \sigma_b \quad (1.12)$$

La contrainte de pelage dans la colle, quant à elle, est donnée par l'expression suivante :

$$\sigma_p = k\sigma_{av}\left(1 + \frac{t_a}{t_s}\right)\left[\frac{3E(1 + \nu_m^2)t_s}{2k_b E_m t_a}\right]^{1/2} \quad (1.13)$$

où E est le module d'élasticité de l'adhésif, MPa

E_m est le module d'élasticité en membrane des substrats, MPa

k_b est un paramètre adimensionnel dépendant de la rigidité en flexion du substrat

Le facteur k_b , lié au module de rigidité en flexion des substrats, est défini dans l'équation 1.14. k_b est le rapport entre la rigidité réelle en flexion du stratifié et la rigidité qui serait obtenue pour un matériau isotrope.

$$\begin{aligned}
 k_b &= \frac{E_b t_s^3 / 12(1 - \nu_b^2)}{E_m t_s^3 / 12(1 - \nu_m^2)} \\
 &= \frac{12 / d_{11} t_s^3 \times t_s^3 / 12 \{1 - (-d_{12} / d_{11})^2\}}{1 / a_{11} t_s \times t_s^3 / 12 \{1 - (-a_{12} / a_{11})^2\}} \\
 &= \frac{12 d_{11} (a_{11}^2 - a_{12}^2)}{t_s^2 a_{11} (d_{11}^2 - d_{12}^2)}
 \end{aligned} \tag{1.14}$$

où a_{ij} sont les termes de la matrice de complaisance en membrane, mm.N⁻¹

d_{ij} sont les termes de la matrice de complaisance en flexion, N⁻¹mm⁻¹

Cette définition de k_b ne permet pas de prendre en compte l'influence de la répartition locale des couches dans l'épaisseur du stratifié, mais permet d'intégrer dans le calcul des contraintes leur influence globale. Si des couches à 0° sont disposées sur les faces extérieures du substrat, k_b augmente et la contrainte de pelage diminue. Ce modèle est intéressant car il reste simple à mettre en œuvre, tout en prenant en compte certaines spécificités des stratifiés. Il reste cependant bidimensionnel.

1.3.1.4 Analyse de Luo et Tong

Luo et Tong [23] fournissent un modèle analytique adapté aux matériaux composites et prenant en compte les non-linéarités géométriques. Leur modèle constitue une forme analytique classique pour les cas de joints collés à simple recouvrement. Il est important de noter que dans la zone de recouvrement, les substrats stratifiés sont supposés être symétriques par rapport à l'axe neutre de la couche adhésive. Les valeurs du déplacement des substrats, du facteur correcteur du moment de flexion et des contraintes dans l'adhésif sont validées par un modèle éléments finis bidimensionnel non-linéaire, qui donne une bonne corrélation. Ils introduisent des expressions simplifiées du facteur correcteur du moment de flexion, k , du moment de flexion, M et de la contrainte de pelage, σ_p pour un joint symétrique et isotrope comme suit :

$$k = \frac{1 + (\beta_k c)^2 \left[\frac{\alpha_a \beta_\tau c f(\beta_{a2} c) - 1}{8\alpha_a^2 \beta_\tau c (1 + t_a/t_s)} \right]}{1 + (\beta_k c) \coth(\beta_k l) + (\beta_k c)^2 \left[\frac{1}{2\beta_\sigma c} + \frac{\alpha_a \beta_\tau c f(\beta_{a2} c) + \alpha_k}{8\alpha_a^2 \beta_\tau c} \right]} \quad (1.15)$$

$$M = k.P. \left(\frac{t_s + t_a}{2} \right) \quad (1.16)$$

où $\beta_k = \sqrt{P/D_c}$
 $\beta_\tau = \sqrt{8G_a/A_{11}t_a}$
 $\beta_\sigma = \frac{\sqrt{2}}{2} (2E_a/D_c t_a)^{1/4}$
 $\beta_k, \beta_\tau, \beta_\sigma, \beta_{a2}$ sont les valeurs propres

$$\beta_{a2}^2 = \frac{1}{2} \left[\alpha_a \beta_\tau^2 + \frac{\beta_k^2}{2} - \sqrt{\alpha_a^2 \beta_\tau^4 + (\alpha_a - \frac{1}{2}) \beta_\tau^2 \beta_k^2 + \frac{\beta_k^4}{4}} \right] \quad (1.17)$$

$$\alpha_k = A_{11} t_s^2 / 4D_c$$

$$\alpha_a = \frac{1}{4} \left(\frac{D_{11} - B_{11} t_s}{D_c} + \alpha_k \right)$$

α_k, α_a sont les coefficients de composite

$$f(\beta_{a2} c) = \frac{\beta_{a2} c \coth(\beta_{a2} c) - 1}{(\beta_{a2} c)^2} \quad (1.18)$$

$$D_c = \frac{D_{11} A_{11} - B_{11}^2}{A_{11}}, B_c = \frac{B_{11}}{A_{11}} \text{ sont les paramètres}$$

où A_{11} est la rigidité en membrane du substrat, en N.mm,

B_{11} est la rigidité en couplage du substrat, en N.mm,

D_{11} est la rigidité en flexion du substrat, en N.mm,

Contrainte de pelage :

$$\sigma_p = [1 + (\beta_k / \beta_\sigma) \coth(\beta_k l)] \beta_\sigma^2 k P \left(\frac{t_s + t_a}{2} \right) - B_c \beta_\sigma^2 P \quad (1.19)$$

1.3.1.5 Analyse de Zhao et al.

Zhao et al. [24] ont présenté récemment un nouveau modèle linéaire de détermination du moment aux extrémités du joint simple recouvrement. Ils supposent que la zone de collage ne se déforme pas sous la charge, la plus grande déformation se produisant seulement aux extrémités du recouvrement. Ce nouveau modèle analytique montre que la méthode proposée donne de meilleurs résultats que celles de Goland & Reissner et de Hart-Smith pour le recouvrement jusqu'à 25 mm de long. Il est plus utile pour les joints déséquilibrés, qui ne peuvent pas être pris en compte par le modèle de Goland & Reissner, et moins complexe que celui de Hart-Smith. Cette méthode peut également être facilement étendue pour traiter des non-linéarités dans les substrats. Le moment de flexion et le facteur correcteur du moment de flexion sont donnés par les équations suivantes:

$$M = k.P.\left(\frac{t_s}{2}\right) \quad (1.20)$$

$$k = (1 + \xi c)^{-1} \quad (1.21)$$

Pour une meilleure comparaison nous résumons les expressions des différents modèles présentés dans le Tableau 1.1.

Modèle analytique	contrainte de flexion dans le substrat, σ_b moment de flexion, M et facteur correcteur, k contrainte de pelage, σ_p où $\sigma_{av} = T/bt_s = P/t_s$
1. Goland et Reissner, 1944 [22]	$M = k_{GR} P \frac{t_s}{2},$ $k_{GR} = \frac{1}{1 + 2\sqrt{2} \tanh(\xi c / 2\sqrt{2})}$
2. Hart-Smith, 1973 [3]	$\sigma_b = 3\sigma_{av} \left(1 + \frac{t_a}{t_s}\right) k_{HS}, \quad M = k_{HS} P \left(\frac{t_s + t_a}{2}\right)$ $k_{HS} = (1 + \xi c + \xi^2 c^2 / 6)^{-1}$ $\sigma_p = k\sigma_{av} \left(1 + \frac{t_a}{t_s}\right) \left[\frac{3E(1 + \nu_m^2)t_s}{2k_b E_m t_a}\right]^{1/2}$
3. Luo et Tong, 2009 [23]	$M = k_{LT} . P . \left(\frac{t_s + t_a}{2}\right)$ $k_{LT} : \text{voir à l'Eq. 1.13}$ $\sigma_p = [1 + (\beta_k / \beta_\sigma) \coth(\beta_k l)] \beta_\sigma^2 k P \left(\frac{t_s + t_a}{2}\right) - B_c \beta_\sigma^2 P$

4. Zhao et al, 2010 [24]	$M = k_{zh} P \frac{t_s}{2}$ $k_{zh} = \frac{1}{1 + \xi c}$
--------------------------	---

Tableau 1.1 : Résumé des expressions des modèles analytiques

Les modèles précédents ont été présentés en détail car ils seront utilisés dans la suite de l'étude. Leur intérêt est qu'ils restent d'une relative simplicité et ne nécessitent pas de grands développements numériques.

Cependant, de nombreux auteurs ont continué à développer de nouveaux modèles analytiques ou à raffiner ceux qui existaient, pour prendre en compte par exemple des différences d'épaisseur ou de matériaux dans les substrats, ou encore en tenant compte des non linéarités géométriques (grands déplacements dus à la rotation du joint en traction). Ces modélisations aboutissent le plus souvent à des systèmes d'équations différentielles résolus par des approches numériques adaptées. On peut notamment trouver une revue de ces différentes études dans deux articles de da Silva et al. [25] [26].

Parmi les approches récentes de modélisation des joints collés plus spécifiquement adaptées aux composites stratifiés, il faut mentionner le modèle de Mortensen et Thomsen [27] qui tentent d'unifier les différentes combinaisons de substrats et de conditions aux limites. L'intérêt de leur modèle est de pouvoir y introduire des substrats stratifiés non symétriques et non équilibrés, car il utilise la théorie classique des stratifiés. Leurs hypothèses peuvent inclure un comportement non linéaire de l'adhésif, mais se limitent aux petites déformations et aux petites rotations. Ils mènent une étude paramétrique très complète afin d'évaluer les effets de la séquence d'empilement (avec d'éventuels couplages) sur le champ de contrainte obtenu dans l'adhésif. Ils montrent notamment que les couplages entre membrane et flexion (termes B_{ij} non nuls) doivent être évités, et que les termes D_{ij} doivent être maximisés pour limiter la flexion des substrats. Ils déduisent de cette dernière constatation qu'il faut utiliser des plis à 0° sur les faces des substrats en contact avec la colle.

Radice et Vinson [28][29] mènent une étude paramétrique assez similaire. Ils montrent que l'influence du terme A_{II} , qui contrôle la rigidité en membrane des substrats, est assez faible en ce qui concerne la contrainte de pelage, mais importante pour la contrainte de cisaillement. C'est donc un paramètre peu influent pour un composite stratifié, plus sensible à la contrainte normale. En revanche, l'effet du terme D_{II} , qui contrôle la rigidité en flexion, est beaucoup plus marqué à la fois sur les contraintes de pelage et sur les contraintes de cisaillement. Il est recommandé de maximiser cette rigidité en flexion. Ils mettent également en évidence une légère influence bénéfique d'un certain couplage traction/flexion (terme B_{II}) qui permet de « pincer » la couche de colle entre les substrats et donc de diminuer les contraintes de pelage. Cet effet est cependant bien inférieur à celui qui est obtenu en jouant sur les seules caractéristiques de flexion.

On constate finalement que tous les modèles existants s'accordent sur la nécessité d'augmenter la rigidité en flexion des substrats pour minimiser les contraintes normales dans la couche de colle. Dans le cas des stratifiés, on minimisera par la même occasion les contraintes tendant à « décoller » le premier pli et donc à initier la rupture. Comme le meilleur moyen de rigidifier un stratifié symétrique en flexion est de disposer des plis à 0° à l'extérieur, la plupart des auteurs en concluent que des plis à 0° près de la couche de colle sont bénéfiques pour la tenue du joint collé. Il ne s'agit donc pas d'une réelle analyse locale, mais d'un raisonnement fondé sur une analyse globale.

1.3.2. Modèles numériques

L'approche analytique devient mathématiquement très complexe dès qu'il s'agit de prendre en compte des variations de géométries, des conditions aux limites ou des non linéarités géométriques ou matérielles. Cette difficulté s'accroît encore si on veut prendre en compte des effets tridimensionnels.

C'est pourquoi depuis les années 1970, la méthode des éléments finis a été largement employée pour prédire le comportement des joints collés. Son plus grand avantage est qu'il est très facile de modifier les conditions aux limites et les géométries, d'introduire des non linéarités de comportement, et ainsi de réaliser des études paramétriques complexes.

Une des principales contraintes rencontrées lorsqu'on réalise une analyse éléments finis d'un assemblage collé est la relative différence d'échelle entre la couche de colle et les substrats. L'adhésif demande un maillage très fin si on souhaite accéder aux contraintes qui s'y développent. Mais utiliser une taille de maillage si fine dans tout le modèle conduirait à un nombre de degrés de liberté trop important pour les calculateurs disponibles. Il faut alors mailler de façon plus grossière les substrats, et assurer une transition douce entre les différentes tailles de maillage. Malgré cette adaptation, un modèle éléments finis d'un assemblage collé reste toujours assez volumineux. On peut en voir un exemple sur la figure 1.15.

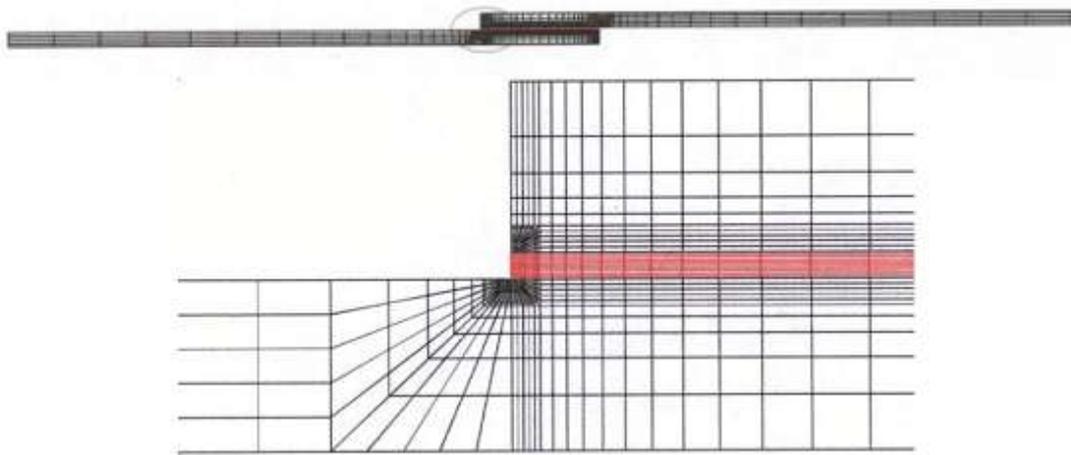


Figure 1.15 : Raffinement du maillage dans l'adhésif [30]

1.3.2.1 Modélisation bidimensionnelle

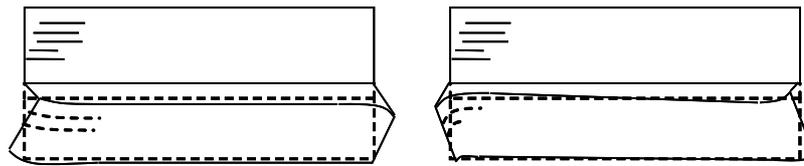
Les travaux de Adams et Peppiat [31] dans les années 1970 font partie des premières approches éléments finis de la modélisation des assemblages collés. Ces premières modélisations sont bidimensionnelles sous l'hypothèse de déformations planes. Les premiers modèles sont élastiques linéaires et utilisent des éléments triangulaires. Un des résultats marquants de ces études est la démonstration de la présence de fortes singularités aux deux extrémités du joint de colle. Ces premiers résultats ouvrent le champ d'investigation très important des "effets locaux" dans les joints collés, dues aux discontinuités matérielles ainsi qu'à la géométrie des joints.

Adams et al. [32] s'intéressent ensuite à des joints collés entre substrats différents et éventuellement anisotropes. Les non linéarités matérielles (colle élastoplastique) et géométriques sont prises en compte dans cette modélisation. Une attention particulière est portée aux contraintes interlaminaires induites dans les substrats composites. Les prédictions numériques sont bien corrélées aux résultats expérimentaux et ne semblent pas affectées par la présence de singularité. Les auteurs attribuent cela au fait que la rupture des collages de stratifiés se produit de façon interlaminaire dans les composites, dans une zone éloignée de cette singularité. L'étude montre également l'influence positive sur la résistance du joint d'un bourrelet de colle laissé à chaque extrémité de la zone collée. Celui-ci répartit mieux l'effort dans le substrat et évite une trop grande concentration de contrainte de pelage et de cisaillement au droit du recouvrement.

Cette étude, parmi les premières à utiliser les éléments finis, confirme le domaine d'utilisation limité des méthodes analytiques. Ces dernières ne sont applicables que dans le cas d'extrémités du joint collé sans bourrelet. Dans les autres configurations, elles ne

sont valables que pour la partie centrale du recouvrement. Or, la meilleure description possible des contraintes dans ces zones d'extrémité est d'une importance capitale puisque des observations expérimentales montrent que la rupture s'amorce dans ces régions. Nombre de travaux ont été motivés par cette capacité des éléments finis à analyser finement les contraintes au voisinage des extrémités des joints collés [33][34][35][36][37].

Pour valider leur modèle numérique, Tsai et al. [38] comparent leurs calculs aux résultats d'une étude par photoélasticité (interférométrie de Moiré) d'un joint simple recouvrement entre stratifiés. Les substrats sont constitués d'un empilement de nappes unidirectionnelles suivant la séquence $[0/\pm 45/0]_{2S}$. Ils notent une bonne corrélation, mais remarquent certaines différences aux extrémités du joint de colle. Ceci est attribué à la non prise en compte par leur modèle des couplages entre flexion, cisaillement et traction propres aux composites. Pour renforcer leur analyse, ils illustrent l'effet du couplage flexion-torsion sur le chargement du joint de colle aux deux extrémités du recouvrement de leur éprouvette, tel que représenté la Figure 1.16.



Twisting ou Torsion

Figure 1.16 : Effet du couplage flexion-torsion sur le joint de colle

De l'avis des auteurs, une modélisation tridimensionnelle par éléments finis permettrait d'appréhender ces effets qui n'ont pu être mis en évidence par leur modèle.

Odi et al. [39] proposent un modèle 2D capable d'incorporer les effets de stratification des matériaux composites. La procédure est cependant assez complexe car elle nécessite quatre étapes. Les contraintes globales sont utilisées dans une feuille de calcul pour calculer des indices de rupture de Tsai-Wu. Ces informations sont ensuite réinjectées dans le post-processeur pour être visualisées.

1.3.2.2 Modélisation tridimensionnelle

Avec le développement des moyens de calcul, l'attention a pu se porter vers des modélisations 3D qui n'étaient pas envisageables auparavant. Tsai et Morton [40] ont repris leur étude 2D précédente et proposé une modélisation 3D, toujours comparée aux résultats de l'interférométrie de Moiré. Les résultats montrent l'existence de phénomènes absents des analyses 2D, notamment la présence de contraintes de pelage maximales au

centre du joint et au bord de la zone collée. Ceci est expliqué par des phénomènes de flexion anticlastique des deux substrats. Les composantes de cisaillement varient également dans la largeur du joint. Les composantes de traction ne sont pas affectées, et correspondent à celles calculées par une analyse 2D en déformations planes.

Diaz et al. [41] ont mené récemment une étude comparative entre différentes modélisations 3D d'un joint simple recouvrement. Les substrats sont des stratifiés carbone/époxy et la colle est une époxy. Les non linéarités géométriques sont incluses dans les modélisations. Les résultats sont comparés aux données expérimentales de Tsai et Morton [42]. Parmi les principaux enseignements à tirer de cette étude, il apparaît que l'utilisation d'éléments coques pour modéliser les substrats permet un gain notable en temps de calcul, sans affecter la qualité des résultats.

Apalak et al. [17] proposent une modélisation 3D d'un joint simple recouvrement entre deux composites stratifiés. Le modèle éléments finis réalisé avec ANSYS utilise des éléments 3D multicouches pour la modélisation des stratifiés, et le phénomène d'endommagement est appréhendé de façon itérative. L'état de contrainte de chaque pli est récupéré et un critère de Hashin est utilisé pour évaluer la dégradation du matériau. Des propriétés dégradées sont alors réinjectées dans le modèle et une nouvelle itération a lieu. Les auteurs peuvent ainsi accéder aux phases d'initiation et de propagation de la fissuration dans les substrats, au prix d'une procédure assez lourde.

1.3.2.3 Modélisation de la rupture

S'il est maintenant admis que les modèles 3D donnent accès à une excellente approximation de l'état de contraintes dans les assemblages collés, les recherches se portent à présent vers la prise en compte du phénomène d'endommagement et de rupture, ce qui réclame de mettre en œuvre un maillage adapté et de disposer d'un critère de rupture.

Mécanique de la rupture

Le premier type d'approche est fondée sur la mécanique de la rupture. Ces méthodes supposent qu'une fissure préexiste dans la structure. Par exemple, Panigrahi et Pradhan [43] commencent par effectuer une analyse éléments finis complète du joint pour extraire le champ de contraintes tridimensionnel, puis identifient les zones où une rupture se produit. Une fissuration adhésive est alors introduite dans le modèle à l'emplacement des zones identifiées, puis le taux de restitution d'énergie critique est évalué par la méthode de fermeture de fissure virtuelle. Dans une autre étude [44], les mêmes auteurs appliquent cette méthode à des délaminages se produisant cette fois dans le substrat composite. Cette procédure en plusieurs étapes apparaît assez complexe. Quaresimin et Ricotta [45] utilisent le même type de technique avec un modèle éléments finis 2D pour réaliser une

étude paramétrique sur des joints simple recouvrement. La fissure est là encore placée à l'interface adhésif/substrat.

Modèle de zone cohésive

Un autre type d'approche est de plus en plus utilisé actuellement. Il s'agit du modèle de zone cohésive (CZM), fondé sur la mécanique de l'endommagement et la mécanique de la rupture. Elle présente l'avantage de pouvoir modéliser le comportement d'un assemblage depuis l'initiation et la propagation de la fissuration jusqu'à la rupture finale en une seule analyse, sans nécessité de traiter les champs de contrainte de façon externe. Cette méthode est largement employée pour modéliser un décollement à l'interface substrat/adhésif dans les joints collés [46], mais aussi pour modéliser des fissurations interlaminaires dans les stratifiés [47][48][49][50]

Ce modèle repose sur la définition d'un chemin de fissure prédéfini. Le modèle de zone cohésive simule alors l'endommagement macroscopique le long de ce chemin par l'application d'une loi de traction-séparation 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 de la force de traction avec la séparation des nœuds. Un maximum est atteint, correspondant à l'initiation de la fissuration. La force décroît ensuite (adoucissement) et finalement la propagation conduit à une séparation totale des nœuds (Fig 1.17). Le modèle de zone cohésive modélise la fissuration en s'appuyant à la fois sur le concept de contrainte (mécanique des milieux continus), et en utilisant des paramètres de la mécanique de la rupture. La principale différence entre les modèles proposés dans la littérature se situe au niveau des formes des lois de traction-séparation. Les paramètres décrivant cette forme, dans le cas bilinéaire, sont l'aire sous la courbe, qui correspond au taux de restitution d'énergie critique, et la pente de la première partie de la courbe, qui représente la raideur de la zone cohésive. Une fois que ces deux premiers paramètres sont fixés, seule la donnée d'un des deux autres paramètres restants est nécessaire : résistance à la traction, qui correspond à l'initiation de la rupture, ou déplacement ultime, qui correspond à la déformation à rupture de la zone cohésive.

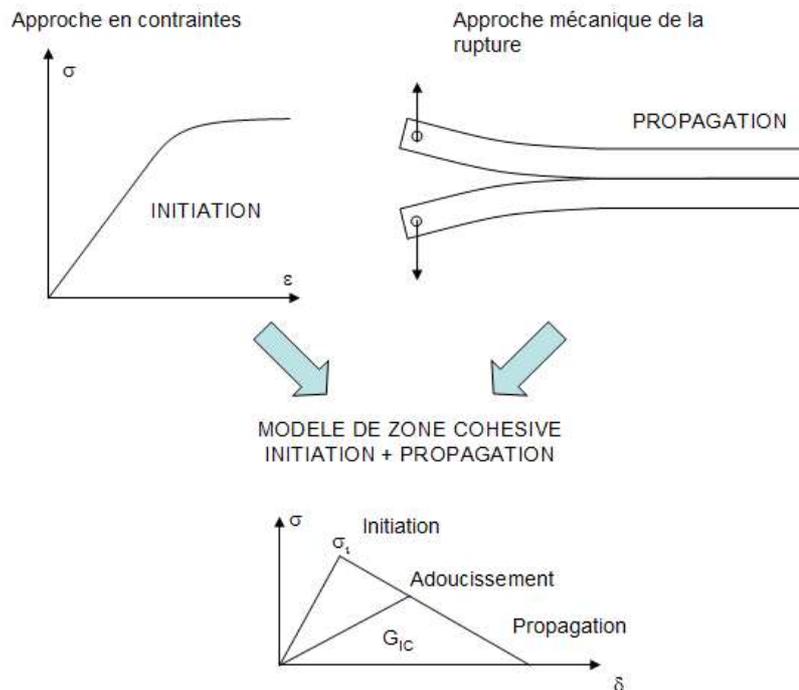


Figure 1.17 : Principe du modèle de zone cohésive

Reedy [51] propose un modèle éléments finis qui utilise des éléments coques combinés aux éléments cohésifs. Son modèle permet de simuler le délaminage en mode I. Borg [52] développe un modèle employant des éléments cohésifs et des éléments coques, en prenant en compte les degrés de liberté en rotation de ceux-ci. Le modèle est validé avec des essais classiques de la mécanique de la rupture (DCB, ENF, MMB), et appliqué à un joint simple recouvrement.

L'un des principaux défauts de cette modélisation est sa sensibilité au maillage. De nombreux auteurs s'intéressent à des méthodes permettant de contourner cette difficulté avec la notion de longueur critique [53][54][48]. Marzi et al.[55] présentent un modèle simple de rupture dans les joints collés, pouvant être utilisé pour de grandes structures sans maillage coûteux.

L'autre défaut du modèle de zone cohésive est qu'il nécessite la connaissance a priori du chemin de la fissure. C'est pourquoi certains auteurs ont exploré des modélisations alternatives. De Moura et al. [56] utilisent une modélisation de l'endommagement bien adaptée à des joints de colle épais. Campilho et al. [50] explorent les possibilités de la méthode XFEM (Extended Finite Element) disponible dans le code Abaqus. Cette méthode permet la propagation d'une fissure selon un chemin arbitraire. Les performances de cette méthode ne sont pas encore concluantes, certainement en raison d'une limitation dans les critères à disposition (contrainte ou déformation maximale uniquement).

L'examen de la littérature montre une variété d'approches numériques tout à fait gigantesque. Le choix d'une méthode et d'un critère de rupture est extrêmement difficile, car il n'existe aucun avis convergent tant les paramètres à prendre en considération sont nombreux. Il semble néanmoins que les modèles cohésifs représentent une voie prometteuse. Dans le domaine des assemblages composites stratifiés, la possibilité de prendre en compte à la fois la rupture adhésive et les effets de délaminage dans les substrats est un atout extrêmement intéressant.

Deuxième partie
Essais expérimentaux

2.1. Introduction

Le chapitre précédent a montré que l'étude des effets globaux et locaux des stratifications sur le comportement des assemblages collés était bien souvent perturbée par l'interaction entre ces phénomènes. En effet, modifier localement, au bord du joint de colle, la séquence d'empilement du stratifié, entraîne la plupart du temps une modification de la rigidité du substrat, en traction et/ou en flexion, ce qui conduit à une modification de la répartition des contraintes dans l'assemblage.

Dans sa thèse, Galliot [18] a introduit l'utilisation de séquences d'empilement particulières permettant de conserver des rigidités en flexion et en membrane identiques tout en faisant varier les orientations locales des plis près de la colle. L'analyse présentée dans [18] n'était cependant que partielle car elle s'intéressait seulement à quelques combinaisons d'orientations. Nous étendons ici l'étude à l'ensemble des combinaisons de quatre orientations (0° , 45° , 90° , -45°) qu'il est possible d'obtenir. Dans un second temps, nous nous intéressons aux effets des interactions entre séquences locales et rigidités globales pour une séquence quasi isotrope classique utilisée industriellement.

2.2. Préparation des éprouvettes

Les éprouvettes sont des joints collés de type simple recouvrement pour utilisation sur machine de traction quasi-statique. La Figure 2.18 présente la géométrie retenue.

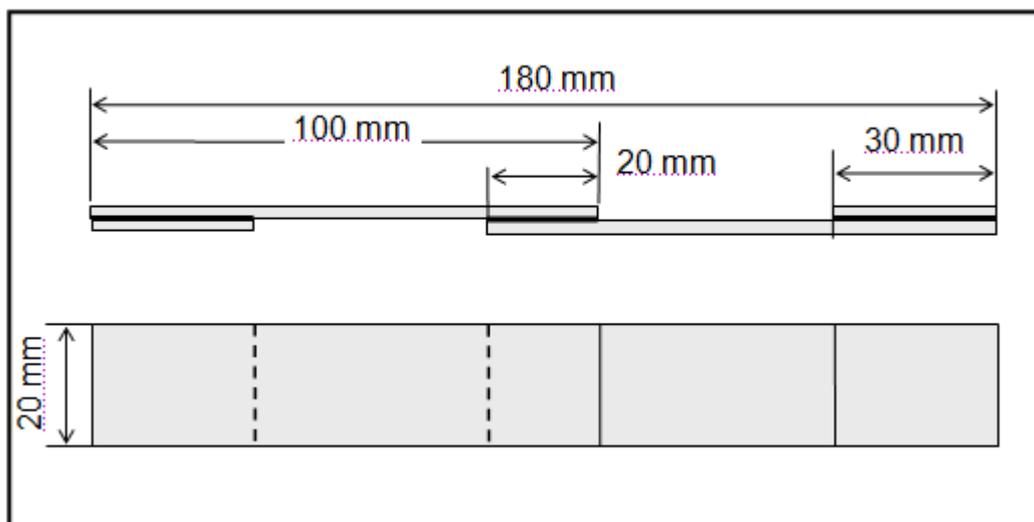


Figure 2.18 : Géométrie des éprouvettes de traction quasi-statique

Il est important de rappeler que la géométrie des éprouvettes ne change pas au cours de la phase d'expérimentation, car ce n'est pas le paramètre qui est étudié. De la même manière, les matériaux choisis pour le joint restent identiques. La séquence d'empilement des stratifiés composant les substrats est la seule variable.

Les éprouvettes sont constituées de deux substrats assemblés avec un adhésif. Les extrémités sont renforcées par des talons qui sont positionnés de manière à ce que la force de traction soit appliquée dans le plan du joint de colle lors du montage dans les mors.

2.2.1. Matériaux utilisés

Les substrats et les talons sont fabriqués en matériau composite carbone/époxyde, l'assemblage est collé à l'aide d'un adhésif époxyde.

Les substrats sont obtenus par stratification de plis unidirectionnels de préimprégné. Le matériau utilisé est composé de fibres de carbone haut module et de résine époxyde (référence Hexcel : NCHM 6376/ 34 % / 106 / M40J). La fraction volumique de fibres est de 58,15 %. L'épaisseur d'un pli obtenu après cuisson suivant les recommandations du fabricant est de 0,1 mm.

Les talons sont quant à eux fabriqués à partir de tissu équilibré préimprégné de carbone/époxyde. L'épaisseur d'un pli de ce tissu après cuisson est de 0,3 mm.

L'adhésif sélectionné est une colle en pâte de type époxyde mono composant, de référence Permabond ESP 110. Il est chargé de particules d'aluminium (jusqu'à 30 % du poids) pour augmenter ses propriétés mécaniques à haute température. C'est un adhésif très performant conçu pour avoir une résistance maximale à l'impact, au cisaillement, au clivage et à la traction.

Propriétés mécaniques

Les propriétés mécaniques des matériaux constituant le joint (pli unidirectionnel et colle) ont été relevées dans les fiches techniques des fabricants, et/ou mesurées expérimentalement.

Pli unidirectionnel

Les caractéristiques mécaniques des fibres et de la résine du pli élémentaire ont été obtenues séparément. Les propriétés du pli sont alors reconstituées à partir de la loi des mélanges et d'approches simplifiées du comportement d'un pli unidirectionnel, comme décrit par Berthelot [57]. Les modules d'Young des fibres M40J et de la résine 6376 sont donnés par les fabricants (Toray [58], Hexcel [59]). Pour les coefficients de Poisson, des valeurs classiques ont été utilisées, ce qui permet également d'obtenir une valeur approchée du module de cisaillement. Le Tableau 2.2 résume les propriétés des fibres et de la matrice.

	Fibres de carbone M40J	Résine époxyde 6376
Module d'Young en traction longitudinale	$E_f = 377 \text{ GPa}$	$E_m = 3,6 \text{ GPa}$
Module d'Young en traction transversale	$E_{ft} = 21 \text{ GPa}$	
Coefficient de Poisson	$\nu_f = 0,33$	$\nu_m = 0,3$
Module de cisaillement	$G_f = 142 \text{ GPa}$	$G_m = 1,4 \text{ GPa}$

Tableau 2.2 : Propriétés élastiques des fibres et de la matrice

A partir de ces propriétés, on utilise la loi des mélanges pour calculer le module d'Young longitudinal et le coefficient de Poisson longitudinal :

$$E_l = E_{ft} \times V_f + E_m(1 - V_f) \quad (2.1)$$

$$\nu_l = \nu_f \times V_f + \nu_m(1 - V_f) \quad (2.2)$$

A partir des approches simplifiées, le module d'Young transversal est donné par la relation :

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_{ft}} + \frac{1 - V_f}{E_m} \quad (2.3)$$

Le module de cisaillement longitudinal est obtenu par la relation :

$$\frac{1}{G_T} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{1 - V_f}{G_m} \quad (2.4)$$

Finalement, on calcule le module de cisaillement transversal transverse par la relation :

$$G_{TT'} = \frac{E_T}{2(1 + \nu_{TT'})} \quad (2.5)$$

On obtient alors les propriétés du pli unidirectionnel, que l'on compare dans le Tableau 2.3 aux propriétés mesurées expérimentalement. Pour les mesures expérimentales, des essais de traction ont été réalisés sur des éprouvettes constituées de matériau unidirectionnel : trois essais dans la direction des fibres et trois dans la direction transversale permettent d'obtenir les valeurs des modules d'Young E_L et E_T ainsi que les valeurs des contraintes à rupture en traction correspondantes.

	Calcul théorique	Mesure expérimentale
E_L (MPa)	220732	222000+/-2000
E_T (MPa)	6947	6900+/-230
$\nu_{LT} = 0,3$	0,32	
G_{LT} (MPa)	3260	
G_{TT} (MPa)	3030	
X_r (MPa)		1500
Y_r (MPa)		17

Tableau 2.3 : Propriétés mécaniques du pli unidirectionnel [18]

Les résultats montrent que la loi des mélanges donne une très bonne estimation du module d'Young longitudinal, et que l'approche simplifiée donne une très bonne estimation du module d'Young transversal. On peut également observer que la dispersion sur la mesure du module transversal, qui dépend uniquement des propriétés de la matrice, est un peu plus importante que pour le module longitudinal, qui dépend principalement des propriétés des fibres

Adhésif

Des essais ont également été réalisés sur des éprouvettes de type «haltère» de colle pour en déterminer la loi de comportement. Les résultats obtenus sur les quatre éprouvettes testées sont identiques, le comportement de la colle est donc très stable. Une courbe de traction typique est présentée en Figure 2.19, où elle est comparée à une courbe mesurée par Pires et al. [60].

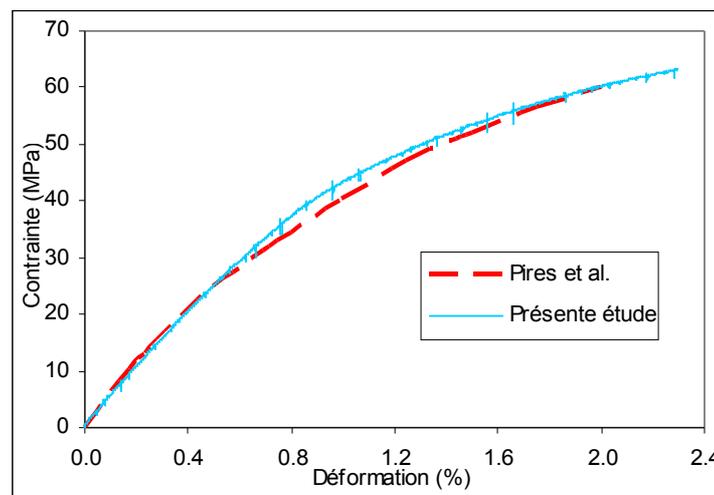


Figure 2.19 : Courbes de tractions obtenues avec des éprouvettes de Permabond ESP110 [18]

Les propriétés mécaniques calculées du matériau unidirectionnel ainsi que les propriétés obtenues expérimentalement par les essais de traction [18] sont présentées dans le Tableau 2.3.

Nous remarquons que les méthodes de calcul théorique permettent une bonne estimation des propriétés mécaniques des matériaux composites renforcés par des fibres unidirectionnelles. Comme prévu, le module d'Young longitudinal est beaucoup plus élevé que le module d'Young transversal pour ce type de matériau.

2.3. Procédure de fabrication

La fabrication des éprouvettes est un processus long qui comporte de nombreuses étapes. Avant de détailler chacune de ces étapes, nous pouvons représenter l'ensemble du processus de fabrication à l'aide d'un schéma

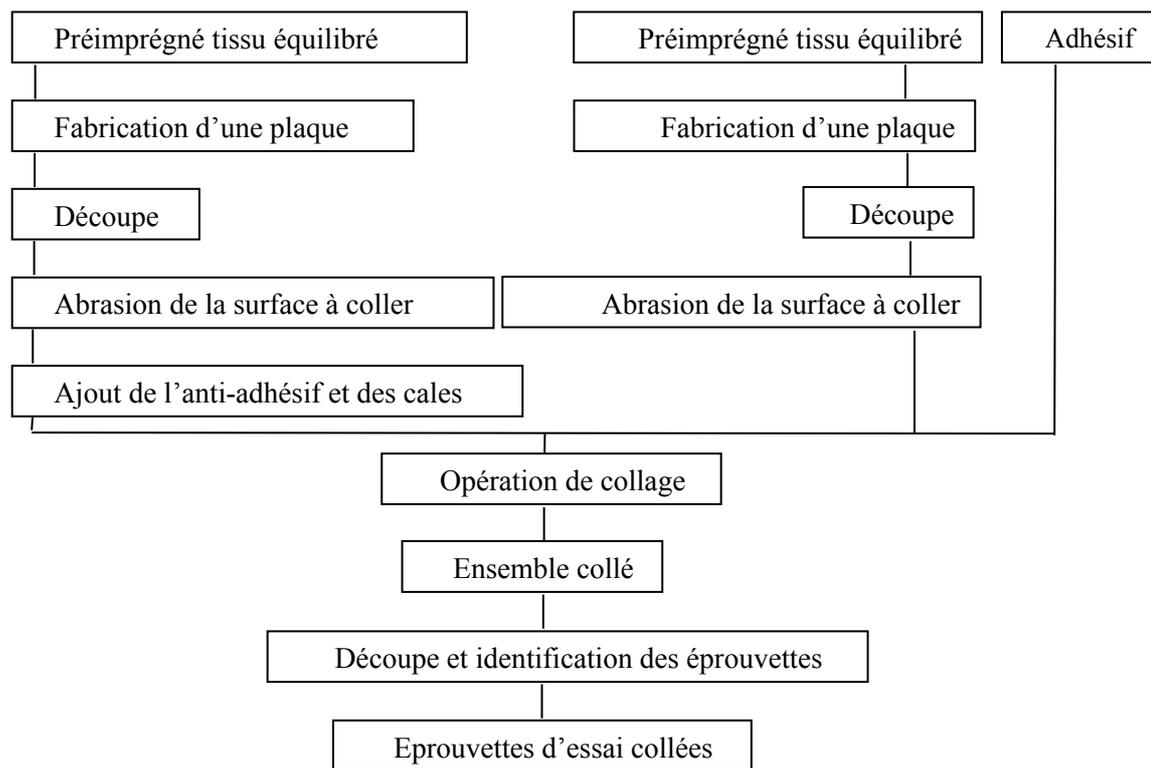


Figure 2.20 : Processus de fabrication des éprouvettes de collage [18]

De la qualité des éprouvettes dépend la qualité des résultats. Il est nécessaire de mettre en place un protocole précis de fabrication si l'on veut limiter au maximum les dispersions.

Préparation du collage

Les substrats et les talons sont composés de matériaux différents, on a donc besoin d'une plaque de chacun de ces matériaux pour réaliser les éprouvettes. Une presse chauffante (figure 2.21) permet la fabrication de plaques de dimensions 400x400 mm². La plaque est chauffée de chaque côté par des résistances, et le système est régulé grâce à des thermocouples et à un logiciel de contrôle de la cuisson.



Figure 2.21 : Presse chauffante utilisée pour la fabrication des plaques

Les conditions de préparation de chaque plaque sont les suivantes :

- pour les talons : la plaque est composée d'un empilement symétrique de 8 couches de tissus équilibré de préimprégné carbone/époxyde pour une épaisseur totale de 2,4 mm. La cuisson de la plaque dure 1 heure à la température de 120°C, sous une pression de 5 bars;

- pour les substrats : la plaque est composée d'un empilement défini de 24 couches de préimprégné carbone/époxyde unidirectionnel pour une épaisseur totale de 2,4 mm. La cuisson de la plaque dure 2 heures à la température de 175°C, sous une pression de 7 bars.

Dans chaque cas on utilise une vitesse de chauffe de 3°C/min pour atteindre la température de cuisson. Après fabrication un fichier sauvegardé par le logiciel de contrôle de la presse permet de vérifier le cycle de cuisson.

Les plaques sont ensuite découpées pour correspondre aux dimensions des éprouvettes mais également aux dimensions du montage de collage, qui permet de coller sur une largeur maximale de 180 mm environ. Deux petites plaques de 180*30 mm² pour les talons et deux de 180*100 mm² pour les substrats sont ainsi découpées.

Avant d'appliquer l'adhésif sur les substrats il est nécessaire de préparer les surfaces à coller. Pour cela la première étape consiste à réaliser une légère abrasion de ces surfaces.

Dans les zones correspondant au collage principal et au collage des substrats, on retire à l'aide d'un papier abrasif à petite taille de grain (P180) et d'une cale à poncer la fine couche de résine située en surface de la plaque. On estime que la couche est retirée lorsque la surface qui était brillante devient mate, c'est-à-dire lorsque les premières fibres apparaissent.

Finalement, on met en place des bandes de matériau anti-adhésif pour délimiter la surface à coller et des cales (fil calibré) pour régler l'épaisseur du joint de colle. Les bandes de matériau anti-adhésif sont collées de chaque côté de la zone de recouvrement sur les substrats, tel que le montre la Figure 2.22. Elles permettent d'empêcher les bourrelets de colle qui vont se former à ces endroits d'adhérer au substrat. Ainsi ils n'ont aucune influence sur la résistance du joint. Cette solution est plus simple que le retrait des bourrelets après fabrication, qui comporte en plus des risques d'endommagement des composites.

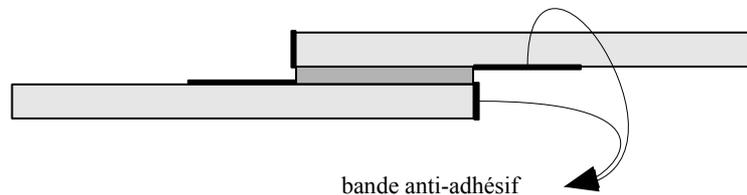


Figure 2.22 : Mise en place d'un matériau anti-adhésif

Les cales utilisées sont des morceaux de fil de cuivre d'épaisseur calibrée, correspondant à l'épaisseur désirée du joint de colle: 0,4 mm. Grâce à ces cales, il suffit de refermer le montage de collage jusqu'à obtenir un contact pour s'assurer d'une épaisseur constante de collage. Elles sont collées à intervalle régulier sur l'un des deux substrats dans la zone à encoller. L'espacement des cales est calculé pour qu'elles se situent entre chaque éprouvette, et donc qu'elles puissent être enlevées lors de l'opération de sciage.

La Figure 2.23 montre les plaques de substrats et de talons à l'issue de la préparation, prêtes pour l'opération de collage.

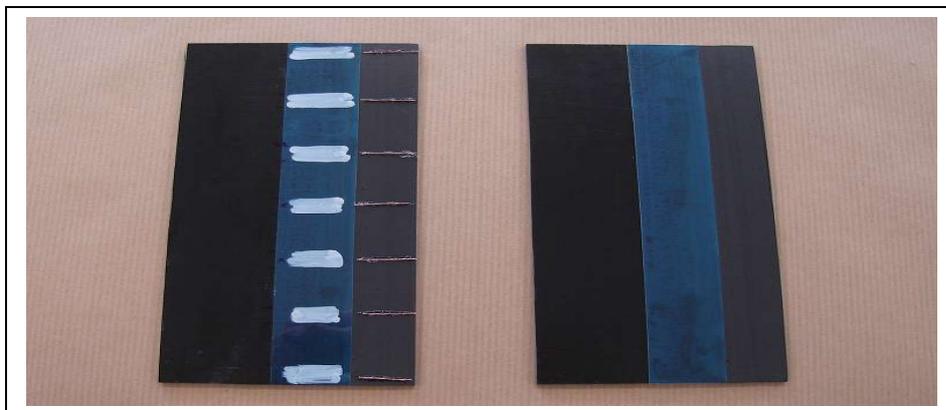


Figure 2.23 : Plaques prêtes à être collées

Collage

Les substrats sont positionnés dans un montage de collage qui garantit une longueur de recouvrement de 20 mm. Le montage assure, également, un bon positionnement de chaque substrat. La colle est répartie au niveau des talons et sur un des substrats pour le collage principal. Le montage représenté par la Figure 2.24 est ensuite fermé et mis au four à 120 °C pendant 2 heures.

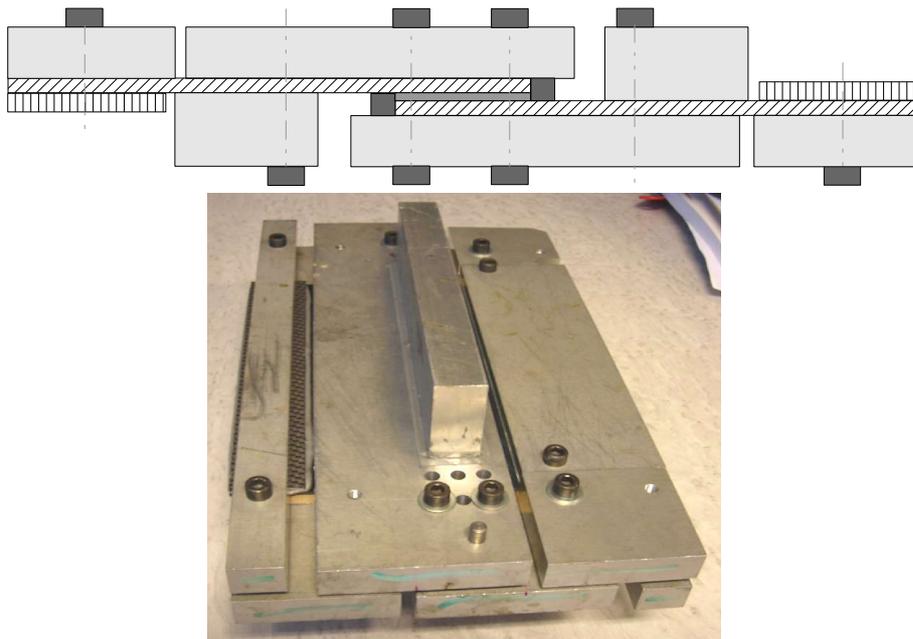


Figure 2.24 : Montage de collage

Découpe et identification des éprouvettes



Figure 2.25 : Eprouvettes finales

L'ensemble collé sorti du montage est numéroté pour identifier les éprouvettes, puis découpé avec une scie circulaire pour obtenir les éprouvettes de taille désirée. Les éprouvettes sont identifiées en fonction du type de stratifié, de leur orientation, de leur plaque de stratifié d'origine, de leur collage d'origine et de leur ordre de découpe.

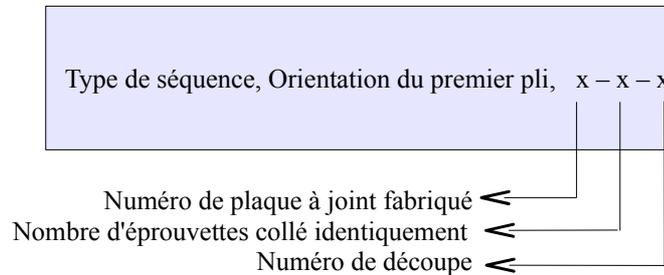


Figure 2.26 : Identification des éprouvettes

Type de séquence : identification des séquences d'empilement (QIQH [#], AERO...)

Orientation: du premier pli à 0°, 45°, 90° ou -45°

Numéro de plaque : identification de la plaque dans une série de stratifications identiques

Nombre d'éprouvettes collés identiquement: identification des substrats 1 et 2

Numéro de découpe: numéro de chaque éprouvette dans l'ordre de découpe

2.4. Séquences d'empilement retenues pour l'étude

Les conclusions du chapitre précédent ont suggéré le fait que les séquences d'empilement de type quasi-isotropes quasi-homogènes (QIQH) constituaient une solution intéressante pour le découplage des propriétés locales et globales des stratifiés. Notre objectif est de pouvoir faire varier les orientations des plis près de la colle sans changer le comportement élastique global des substrats. Il reste à définir un certain nombre d'hypothèses pour restreindre l'ampleur de la campagne expérimentale tout en explorant un nombre significatif de combinaisons. Nous ajouterons aux séquences étudiées une séquence dite « quasi isotrope » et d'utilisation fréquente dans le domaine aérospatial.

Les angles privilégiés sont les orientations les plus utilisées industriellement, à savoir 0°, 90°, 45°, -45°. L'étude sera donc limitée aux combinaisons de ces quatre orientations.

2.4.1. Séquences Quasi Isotropes Quasi Homogènes (QIQH)

Les travaux préliminaires de Galliot [18], ont montré que la fissuration des substrats ne dépassaient pas le troisième pli dans les configurations qu'il avait étudiées. Nous

limiterons donc les combinaisons aux quatre premiers plis en contact avec la colle. Il est facile de dresser l'inventaire de chacune des combinaisons uniques possibles:

Cet inventaire tient compte du rôle identique jouée par les couches à 45° et -45°. On obtient ainsi douze répartitions différentes des quatre premiers plis présentée dans le tableau 2.4.

Première couche à 0° :	0/45/90/-45
	0/45/-45/90
	0/90/45/-45
Première couche à 45° (ou -45°) :	45/90/-45/0
	45/90/0/-45
	45/0/-45/90
	45/0/90/-45
	45/-45/90/0
	45/-45/0/90
Première couche à 90° :	90/-45/0/45
	90/45/-45/0
	90/0/-45/45

Tableau 2.4 : Douze répartitions différentes des quatre premiers plis

Les séquences d'empilement de type QIQH à quatre orientations [tableau 2.4] comportent au minimum 24 couches. Il en existe exactement 6, présentées ci-dessous [61].

[A]: [0/45/90/-45/ 90 -45 45 -45/ 0 90 0 45/0 45 -45 45/ 90 0 90 -45/ 90 -45 0 45]

[B]: [0 -45 90 45/ 90 45 -45 45/ 0 90 0 -45/0 -45 45 -45/ 90 0 90 45/ 90 45 0 -45]

[C]: [0 45 -45 90/ -45 90 45 90/ 0 -45 0 45/0 45 90 45/ -45 0 -45 90/ -45 90 0 45]

[D]: [0 -45 45 90/ 45 90 -45 90/ 0 45 0 -45/0 -45 90 -45/ 45 0 45 90/ 45 90 0 -45]

[E]: [0 90 45 -45/ 45 -45 90 -45/ 0 45 0 90/0 90 -45 90/ 45 0 45 -45/ 45 -45 0 90]

[F]: [0 90 -45 45/ -45 45 90 45/ 0 -45 0 90/0 90 45 90/ -45 0 -45 45/ -45 45 0 90]

Chacune de ces séquences peut de plus être tournée de 45° , -45° ou 90° pour obtenir une autre répartition locale. On obtient le tableau suivant (Figure 2.27) récapitulant toutes les combinaisons de quatre couches externes pouvant être obtenues à partir de ces 6 séquences. La cinquième couche est précisée pour information.

Le code couleur identifie chaque combinaison unique (45° et -45° équivalents). On constate qu'il ne serait pas possible d'étudier des combinaisons différentes de 5 plis car les quatre premiers plis imposent le cinquième.

Pour obtenir nos 12 configurations test, il suffit de choisir les séquences d'empilement et les angles de rotation convenables. On constate que les séquences [A] et [B], [C] et [D] et [E] et [F] donnent des combinaisons similaires deux à deux (avec interversion des orientations 45° et -45°). On retient donc pour l'étude les séquences [A], [C] et [E] et toutes leur rotations, ce qui nous donne les 12 combinaisons recherchées.

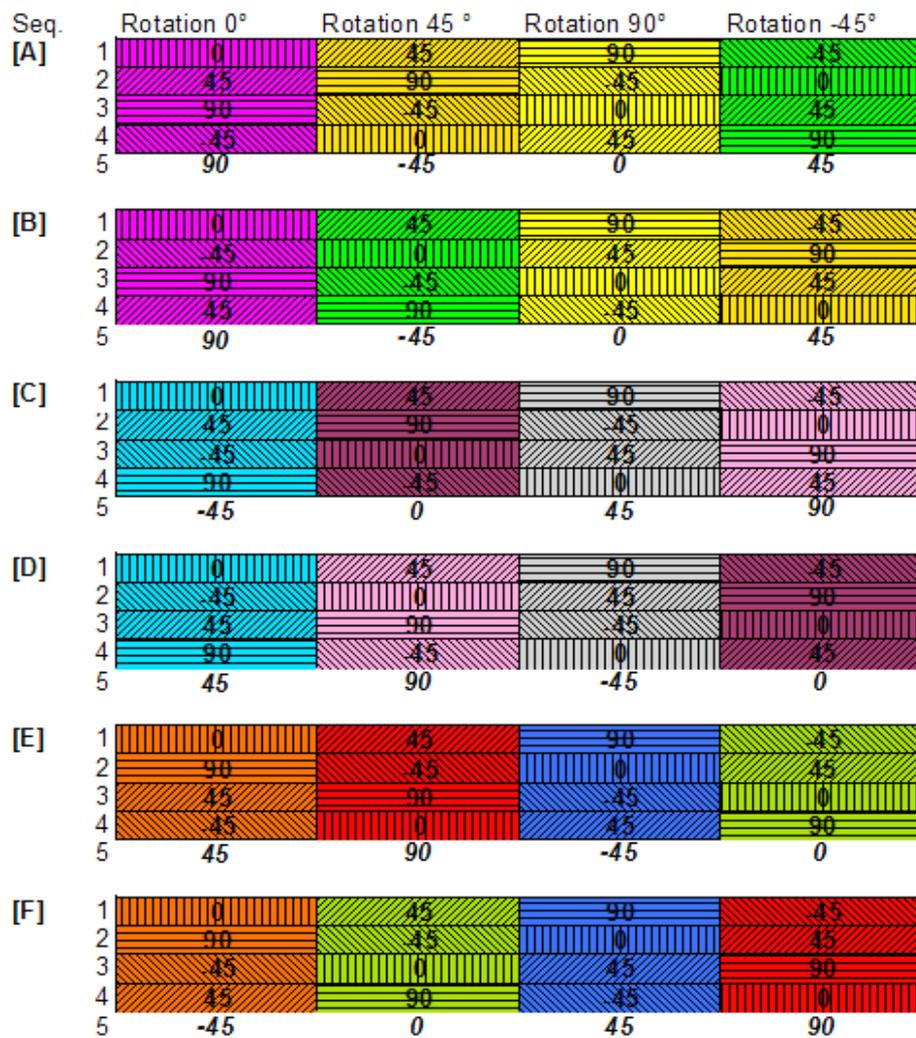


Figure 2.27 : Ensemble des configurations possibles

A partir de ces trois séquences QIQH[A], QIQH[C] et QIQH[E], nous pouvons fabriquer des joints ayant des propriétés élastiques identiques avec des orientations de plis différentes en variant simplement la direction de découpe des stratifiés.

Il faut noter que les quatre plis au contact le seront de part et d'autre du joint de colle. On obtiendra donc une configuration globale antisymétrique (Fig 2.28). L'étude pourrait également être menée avec une configuration symétrique, en utilisant les séquences complémentaires de [B], [D] et [F], mais ce n'est pas le choix qui a été retenu ici.

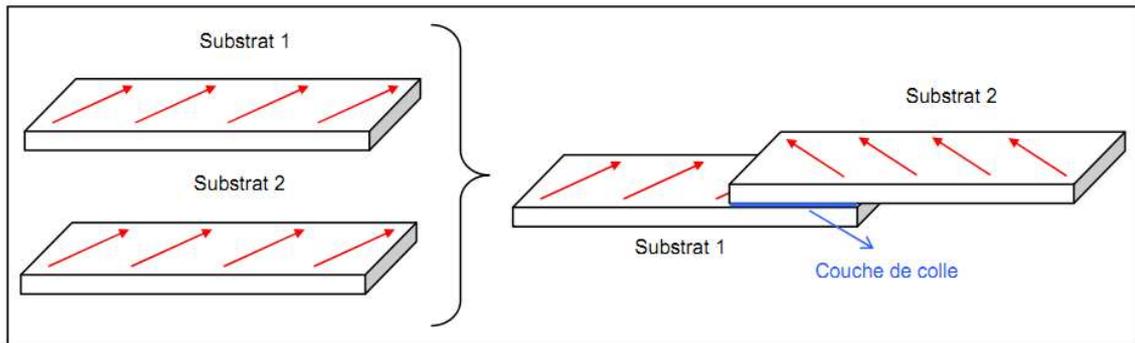


Figure 2.28 : Configuration antisymétrique du joint collé

Le Tableau 2.5 présente les propriétés élastiques des stratifiés calculées par la théorie classique des stratifiés. Chacune des séquences conduit bien entendu au même résultat, qui s'exprime pour les QIQH uniquement avec deux paramètres: un module d'Young et un coefficient de Poisson. La confrontation avec les résultats expérimentaux obtenus par des essais effectués dans plusieurs directions est tout à fait satisfaisante. La Figure 2.29, montre quant à elle, une représentation polaire des modules d'élasticité en membrane et en flexion des stratifiés QIQH.

	Module d'Young E (GPa)	Coefficient de Poisson, ν
Théorie classique des stratifiés	78,5	0,32
Expérience	80 +/- 2	0,30 +/- 0,2

Tableau 2.5 : Propriétés élastiques des séquences QIQH[18]

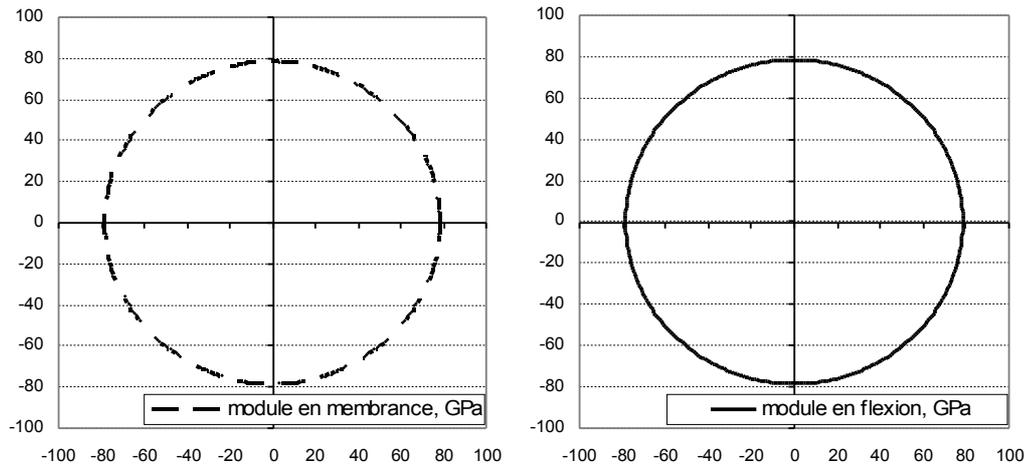


Figure 2.29 : Représentation polaire des modules de rigidité en membrane et en flexion des stratifiés QIQH

2.4.2. Séquence «Quasi Isotrope» classique

Le deuxième type de séquence d'empilement retenu pour l'étude est la séquence dite «quasi isotrope» [57], qui est composée de la répétition des plis 0° , 45° , 90° , -45° . Le principe est d'utiliser chacune de ces orientations le même nombre de fois, de faire varier l'orientation de 45° entre deux plis successifs, et d'imposer la symétrie de la séquence. On obtient donc des séquences du type $[45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ]_{ns}$, n pouvant prendre toute valeur entière en fonction de l'épaisseur désirée. La succession des plis par variation de 45° maximum assure un meilleur comportement au délaminage, notamment sous impact, en ne créant pas une trop grande variation de raideur en flexion entre deux plis (bending mismatch). La répartition en nombre égal de chacune des orientations permet d'obtenir l'isotropie en membrane, et la symétrie supprime tous les couplages éventuels. L'intérêt de cette isotropie est qu'elle ne bouleverse pas les principes de conception en rigidité utilisés dans les bureaux d'études. Dans le milieu aéronautique, ces séquences, lorsqu'elles sont utilisées avec des fibres de carbone, sont nommées « black metal » [62], ce qui illustre bien les propriétés qu'on en attend : un allègement des structures, sans remise en cause des méthodologies.

Cependant, la particularité rarement évoquée de ce type de séquence est de ne pas posséder de propriété d'isotropie en flexion, contrairement aux séquences présentées plus haut. En effet, la condition de symétrie impose que les deux couches extérieures de l'empilement soient nécessairement orientées dans la même direction. Du point de vue du comportement de flexion, cela va entraîner une rigidification dans cette direction particulière.

En utilisant ce type de séquence, nous souhaitons donc étudier les interactions éventuelles entre les effets locaux de l'empilement, et les effets globaux dus à l'anisotropie en flexion.

Afin de pouvoir comparer les résultats à ceux obtenus pour les QIQH, nous retenons

une séquence comportant également 24 plis : $[0/45/90/-45]_{3S}$ qui sera nommé dans la suite du document séquence AERO.

La séquence développée sera comparée à celle du stratifié QIQH [A], qui est retenu car il possède sur une de ses faces la même séquence locale que le stratifié AERO.

AERO : $[0\ 45\ 90\ -45/ 0\ 45\ 90\ -45/ 0\ 45\ 90\ -45/-45\ 90\ 45\ 0/ -45\ 90\ 45\ 0/ -45\ 90\ 45\ 0]$

QIQH[A] : $[0\ 45\ 90\ -45/ 90\ -45\ 45\ -45/ 0\ 90\ 0\ 45/0\ 45\ -45\ 45/ 90\ 0\ 90\ -45/ 90\ -45\ 0\ 45]$

Rotation 0°	Rotation -45°	Rotation 90°	Rotation 45°
0	45	90	-45
45	90	-45	0
90	-45	0	45
-45	0	45	90

Figure 2.30 : Séquences locales obtenues par variation de l'angle de découpe de la stratification AERO

Pour la séquence $[0/45/90/-45]_{3S}$ considérée, la figure 2.31 montre la représentation polaire des modules d'élasticité en membrane et en flexion des empilements AERO, obtenus à partir de la théorie classique des stratifiés. On constate bien l'isotropie de membrane et l'anisotropie de flexion.

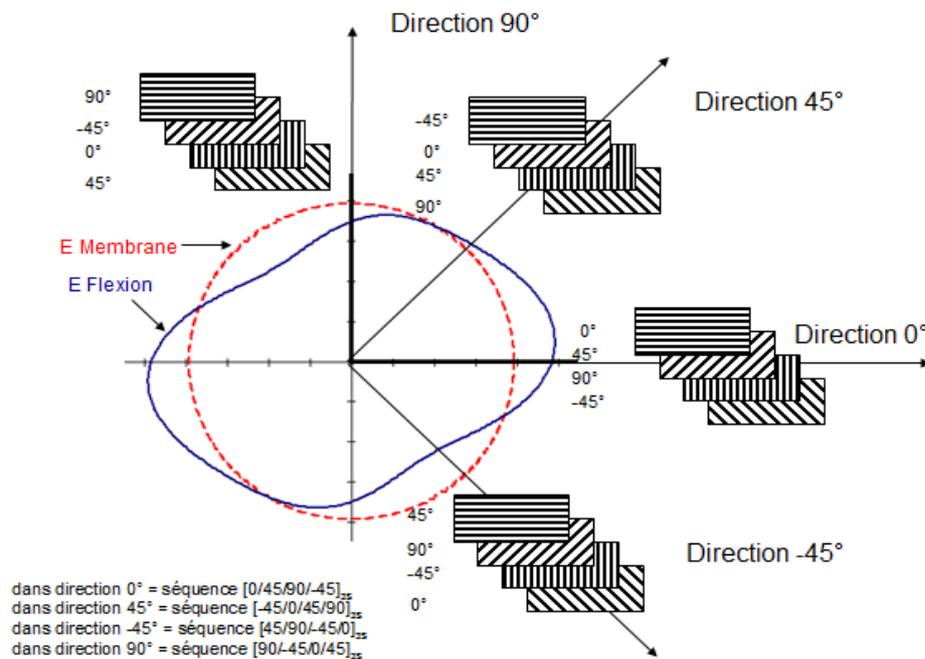


Figure 2.31 : Représentation polaire des modules de rigidité en membrane et en flexion des AERO

Sur cette figure 2.31 sont mentionnées les différentes directions de collage des joints simple recouvrement et les orientations rencontrées depuis la surface du stratifié. Les valeurs de module attendues dans ces directions sont précisées dans le tableau 2.6. On constate que le module de flexion est maximal dans la direction 0° , et minimal dans la direction -45° .

	Membrane(GPa)	Flexion(GPa)
Référence QIQH	78,5	78,5
E à sollicitation 0°	78,5	97,6
E à sollicitation 45°	78,5	82,2
E à sollicitation 90°	78,5	69,7
E à sollicitation -45°	78,5	61

Tableau 2.6 : Propriétés élastiques du stratifié AERO comparées aux valeurs de référence du QIQH

2.4.3. Instrumentation des essais

Acquisition des forces et déplacements

Les essais sont tous réalisés sur une machine de traction Adamel DY36 équipée d'une cellule de force de 10 kN, avec une vitesse de chargement de 0,3 mm/min. Les données enregistrées sont le déplacement de la traverse et la force. La présence de glissement dans les mors rend l'enregistrement du déplacement de la traverse peu exploitable. Il a cependant été exceptionnellement possible pour quelques essais réalisés sur une autre machine d'installer un extensomètre de 50 mm posé de part et d'autre du joint de colle. Les données relevées par cet extensomètre permettront de valider en raideur la modélisation numérique ultérieure (voir chapitre III).

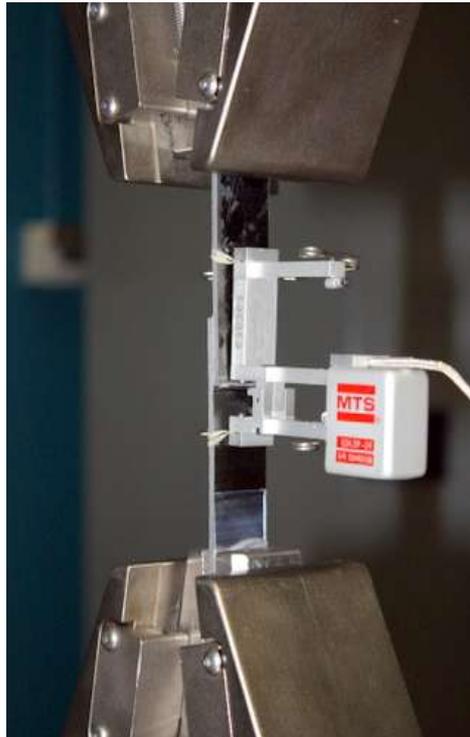


Figure 2.32 : Configuration d'essai avec extensomètre

La figure 2.33 présente un exemple de courbes force-déplacement obtenues pour une des séquences locales étudiées. Pour chaque configuration, un minimum de 6 éprouvettes ont été testées.

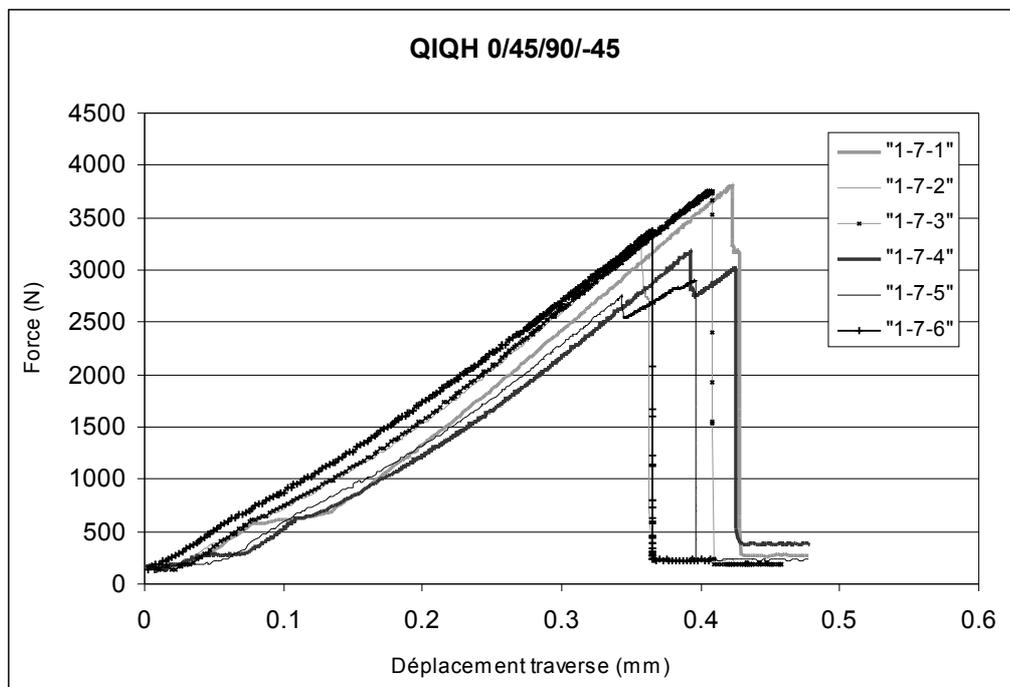


Figure 2.33 : Courbes force-déplacement obtenues pour une série d'éprouvettes de même combinaisons de plis

Équipement d'émission acoustique

Lors de essais les éprouvettes étaient instrumentées avec deux capteurs pour l'acquisition de données d'émission acoustique (Fig 2.34 et 2.35).

L'intérêt du suivi de l'émission acoustique de l'éprouvette est de pouvoir détecter le seuil d'initiation d'endommagement ou de rupture, et éventuellement de pouvoir aider à caractériser le mécanisme de rupture par l'analyse des signaux émis. La présence de deux capteurs permet en outre de tenter de localiser l'origine spatiale des émissions acoustiques relevées.

De plus, dans les matériaux composites, l'émission acoustique peut être produite par plusieurs types de phénomènes physiques : la fissuration de la matrice, les ruptures de fibres, et les frottements dus à des délaminages. Chacun de ces phénomènes peut être associé, selon certains auteurs [63], à une « signature acoustique », avec des caractéristiques d'amplitude, de fréquence, de nombre de coups, de durée... distinctes (figure 2.36). Nous nous sommes essentiellement intéressés ici aux paramètres d'amplitude des signaux.

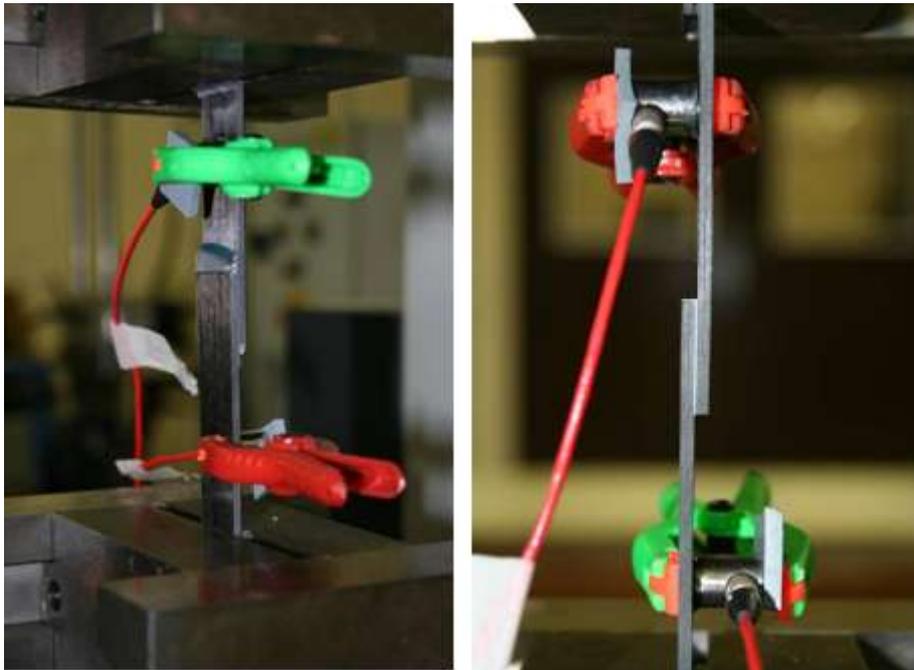


Figure 2.34 : Installation du dispositif d'émission acoustique pour un essai de traction

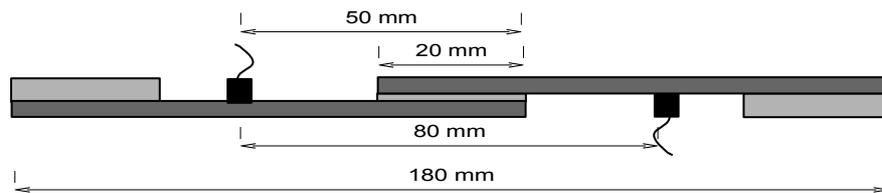


Figure 2.35 : Implantation des capteurs pour l'émission acoustique

Le système de suivi d'émission acoustique utilisé est de marque Euro Physical Acoustics. Les deux capteurs sont de type large bande, opérant dans la gamme de fréquence 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 l'intermédiaire de pinces en plastique, et une graisse silicone assure leur couplage acoustique avec la surface du stratifié. Les signaux sont préamplifiés de 20 dB avant d'être traités par une carte d'acquisition PCI-2. On utilise un seuil à 45 dB pour éviter d'enregistrer les bruits faibles dus à l'environnement, les parasites électriques et les moteurs de la machine de traction. Le traitement des salves enregistrées permet d'en extraire des données telles que l'amplitude, le nombre de coups, la durée, le contenu fréquentiel (pic et moyenne)...

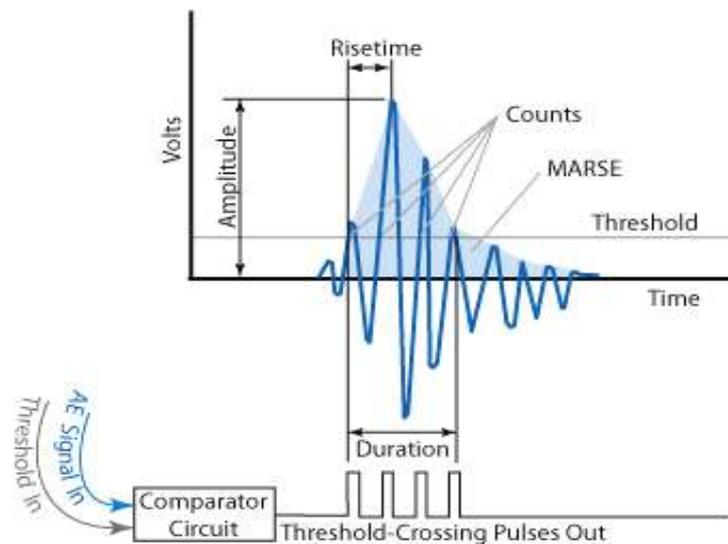


Figure 2.36 : Exemple de signal obtenu en émission acoustique [64]

Le traitement de localisation pourra en outre nous donner des informations sur l'origine et la propagation de la rupture. La méthode consiste à relever la différence de temps d'arrivée d'un même signal aux deux capteurs pour en déduire la distance de l'origine de ce signal par rapport à ces capteurs. Si le signal est émis exactement entre les deux capteurs, cette différence de temps est nulle. S'il est émis à un autre endroit, la différence de temps mesurée, multipliée par la vitesse du son dans le matériau, donnera la

distance de l'évènement par rapport au centre des capteurs. La position gauche ou droite par rapport à ce centre est déterminé par l'ordre d'arrivée du signal au capteur. On constate donc qu'une bonne localisation nécessite la connaissance précise de la vitesse d'une onde acoustique dans le matériau étudié. Dans le cas d'un joint collé, il n'y a pas un seul matériau entre les deux capteurs mais une structure complexe comportant deux matériaux différents et deux interfaces colle/substrat. On ne peut donc pas parler de vitesse du son dans un matériau, mais de vitesse de parcours du son entre les deux capteurs. Cette vitesse est estimée en produisant un évènement acoustique par bris d'une mine de graphite calibrée (source Hsu Nielsen) près d'un capteur et en mesurant le temps mis pour atteindre l'autre. On obtient un résultat de l'ordre de 6000 m/s proche de celui obtenu sur le substrat seul. La précision de localisation est ensuite vérifiée par bris de mine en différents emplacements de l'éprouvette. On n'obtient pas une localisation géométrique précise de l'évènement, mais on peut néanmoins identifier la zone où il s'est produit.

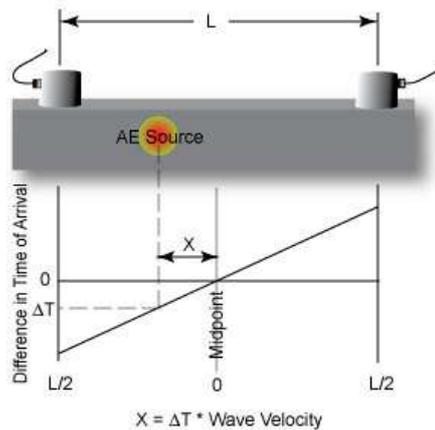


Figure 2.37 : Principe de la localisation linéaire [64]

2.5. Influence des propriétés locales

2.5.1. Résultats

A l'ensemble des résultats obtenus lors de la campagne expérimentale, on ajoute les essais réalisés précédemment par Galliot sur quatre combinaisons de plis [18]. Ces essais n'ont en effet pas été reproduits dans la présente étude car ils ont été effectués dans les mêmes conditions et peuvent donc être intégrés à notre analyse.

La figure 2.38 résume les résultats obtenus en terme de moyenne de la force à rupture des éprouvettes testées, classées de façon croissante. Les séquences d'empilement correspondantes sont indiquées sur la figure.

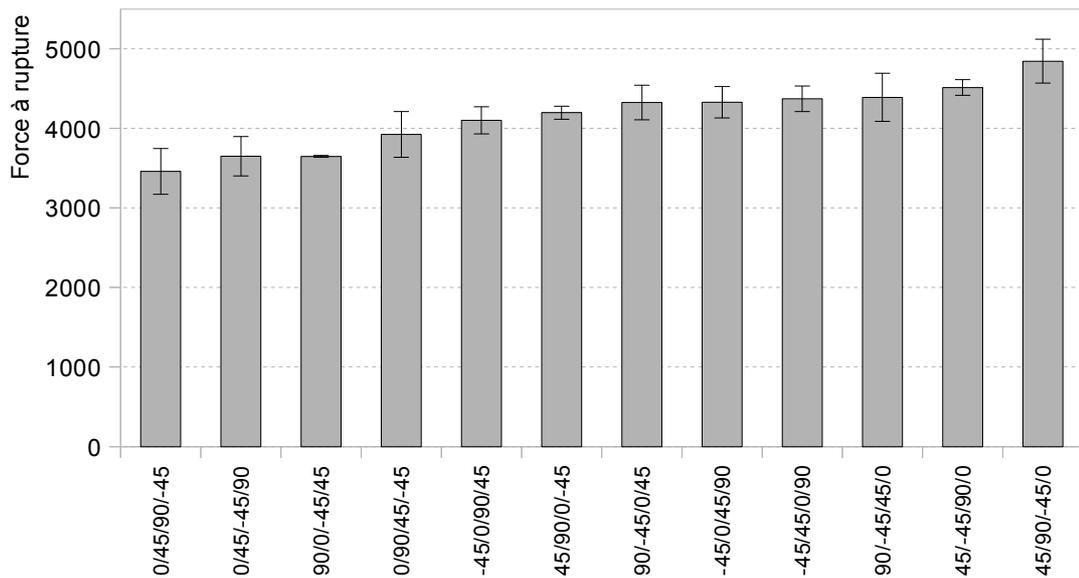


Figure 2.38 : Moyennes des forces à rupture en moyennes et écarts-types pour les différentes séquences

L'examen de cette figure permet de faire une première constatation. La valeur de la force à rupture semble présenter une corrélation avec la position de la couche orientée à 0° au sein des quatre plis étudiés. Plus cette couche est éloignée de l'interface avec la colle, plus le joint semble résistant. Si on rassemble en «familles» les séquences d'empilements selon l'éloignement de la couche à 0°, on obtient quatre catégories, dont les forces moyennes à rupture sont présentées sur la figure 2.39. L'influence de la position de la couche à 0° devient évidente dans ce cas.

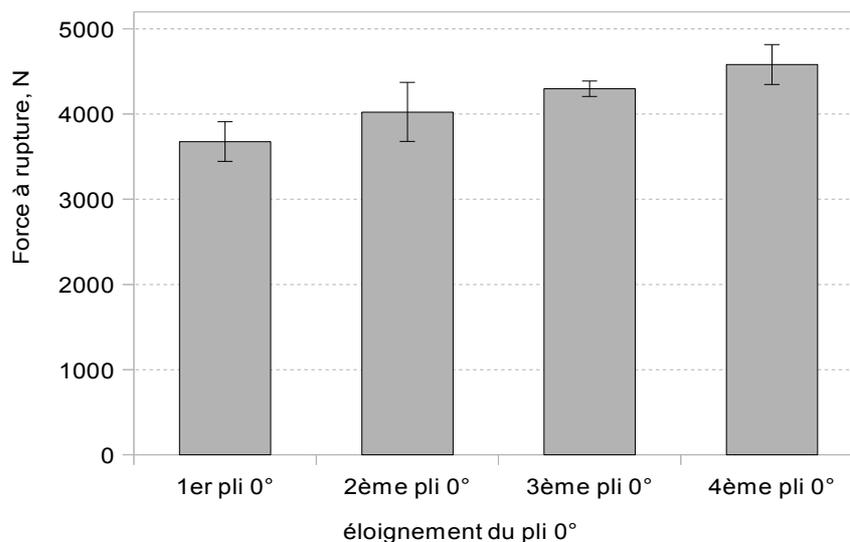


Figure 2.39 : Regroupement des résultats de force à rupture en fonction de la position du pli 0°

2.5.2. Examen des faciès de rupture

Après rupture des éprouvettes, les premières informations, hormis la force à rupture, sont données par l'examen des faciès de rupture.

On peut constater tout d'abord que les ruptures sont toujours cohésives dans les substrats stratifiés, et concernent les tous premiers plis. On retrouve des fibres de part et d'autre de la zone fracturée. En règle générale, la rupture finale a lieu dans un seul substrat, la couche de colle restant attaché à l'autre. Mais un examen plus approfondi montre que le substrat opposé présente également des amorces de fissuration. Dans certains cas, on observe une rupture parfaitement symétrique dans les deux substrats, avec séparation totale de la couche de colle (Fig. 2.40).

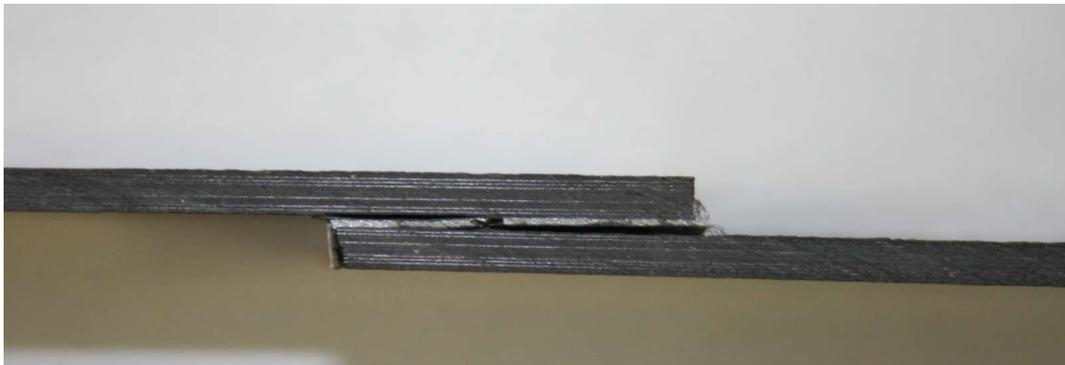


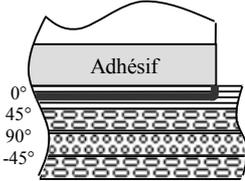
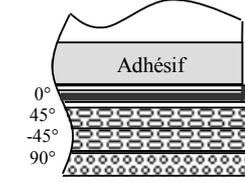
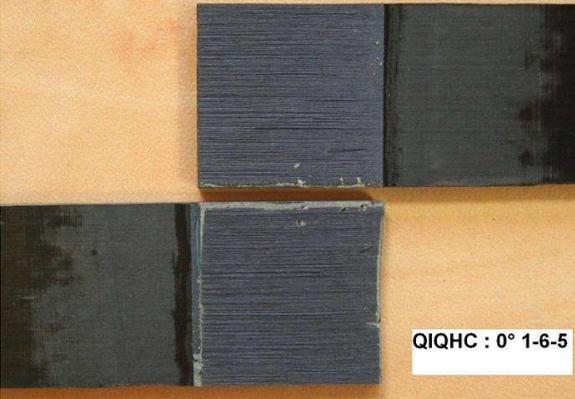
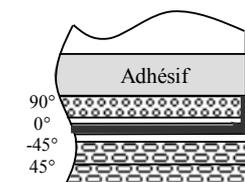
Figure 2.40 : Fissuration symétrique d'un joint de colle

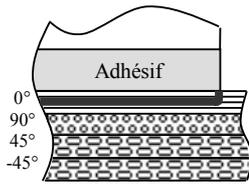
L'observation simultanée du substrat rompu et des plis restés solidaires de la colle permet de mettre en des différences importantes de mode de rupture en fonction de la séquence d'empilement. Il est important de noter qu'au sein d'une même série d'éprouvettes de même séquence, on obtient des faciès de rupture quasiment identiques, notamment en ce qui concerne la profondeur de la fissure, c'est-à-dire le nombre de couches restant solidaires du joint de colle.

L'ensemble des observations est résumé sur les figures suivantes (Fig 2.41). Pour chaque cas, on propose un scénario de rupture faisant intervenir un ou plusieurs des modes de rupture des stratifiés: rupture interlaminaire (délaminage), rupture intralaminaire, rupture des fibres, rupture de la matrice. On rappelle également sur chaque figure la valeur moyenne de rupture pour cette catégorie d'éprouvette, ainsi que l'écart type calculé.

On note que la fissure est toujours initiée aux bords du joint de colle, puisque c'est

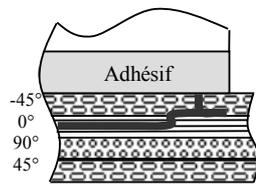
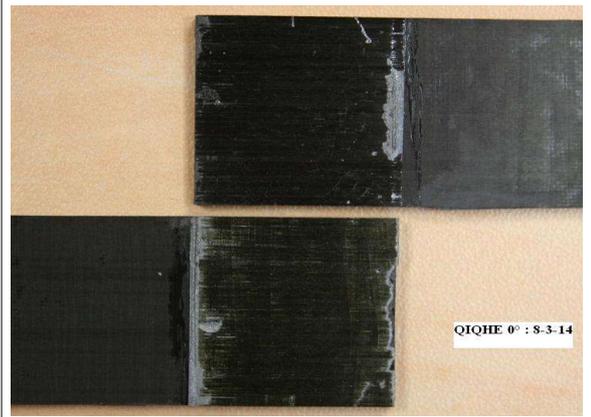
dans cette zone que les contraintes de pelage et de cisaillement sont les plus fortes. En fonction de la répartition des plis, cette fissure va ensuite suivre un chemin plus ou moins complexe au sein du substrat. Elle est représentée par un trait noir épais sur les figures suivantes.

 <p>Mode de rupture : QIQH[A], 0/45/90/-45...</p> <p>1. intralaminare dans couche 0°</p> <p>$F_{rup} = 3459 \text{ N}$ écart-type 287 N</p>	 <p>QIQHA : 0° 1-7-6</p>
 <p>Mode de rupture : QIQH[C], 0/45/-45/90...</p> <p>1. intralaminare dans couche à 0°</p> <p>$F_{rup} = 3649 \text{ N}$ écart-type 248 N</p>	 <p>QIQHC : 0° 1-6-5</p>
 <p>Mode de rupture : QIQH[E], 90/0/-45/45...</p> <p>1. rupture matricielle dans couche à 90°</p> <p>2. intralaminare dans couche à 0°</p> <p>$F_{rup} = 3646 \text{ N}$ écart-type 120 N</p>	 <p>QIQAE : 90° 8-3-17</p>

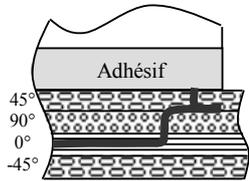
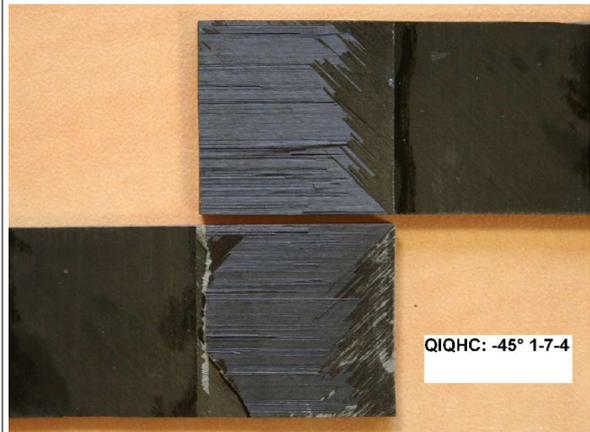


Mode de rupture : QIQH[E], 0/90/45/-45...
1. intralaminare dans couche à 0°

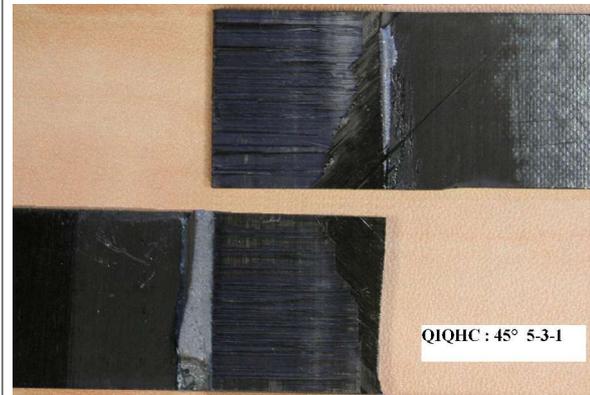
$F_{rup} = 3922 \text{ N}$ écart-type 287 N

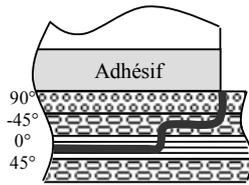


Mode de rupture : QIQH[C], -45/0/90/45...
1. intralaminare dans couche à -45°
2. rupture des fibres dans couche à -45°
3. intralaminare dans couche à 0°
 $F_{rup} = 4100 \text{ N}$ écart-type 171 N



Mode de rupture : QIQH[C], 45/90/0/-45...
1. intralaminare dans couche à 45°
2. rupture des fibres dans couche à 45°
3. rupture matricielle dans couche à 90°
4. intralaminare dans couche à 0°
 $F_{rup} = 4196 \text{ N}$ écart-type 82 N

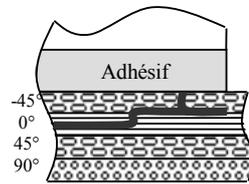




Mode de rupture : QIQH[A], 90/-45/0/45...

1. rupture matricielle à 90°
2. intralaminaire dans couche à -45°
3. rupture des fibres dans couche à -45°
4. intralaminaire dans couche à 0°

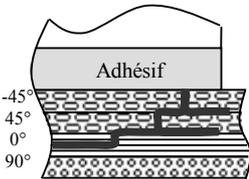
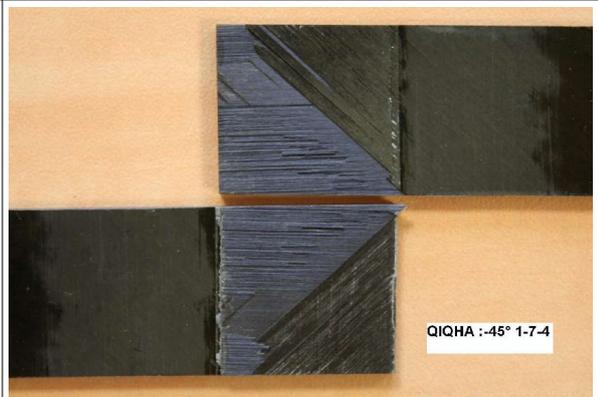
$F_{rup} = 4324 \text{ N}$ écart-type 217 N



Mode de rupture : QIQH[A], -45/0/45/90...

1. intralaminaire dans couche à -45°
2. rupture des fibres dans couche à -45°
3. intralaminaire dans couche à 0°

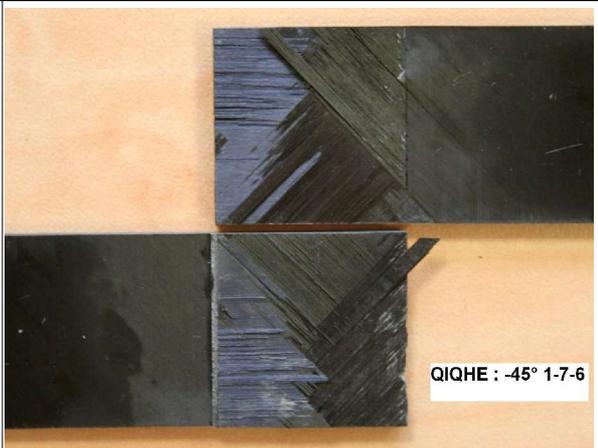
$F_{rup} = 4376 \text{ N}$ écart-type 160 N



Mode de rupture : QIQH[E], -45/45/0/90...

1. intralaminaire + rupture des fibres dans couche à -45°
2. intralaminaire + rupture des fibres dans couche à 45°
3. intralaminaire + rupture des fibres dans couche à 0°

$F_{rup} = 4370 \text{ N}$ écart-type 160 N



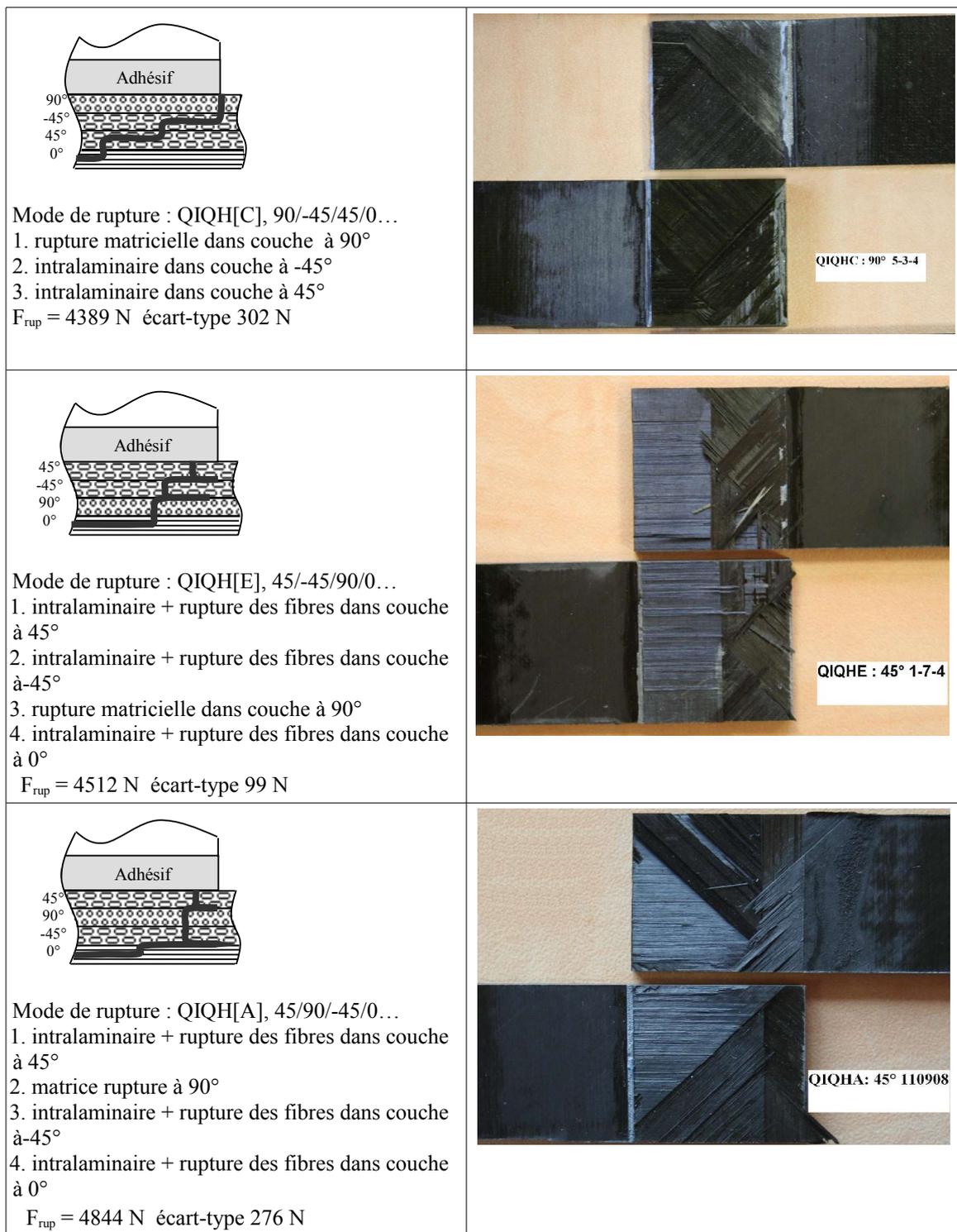


Figure 2.41 : Modes de rupture des différents empilements locaux dans les stratifiés

L'ensemble de ces constatations conduit à classer les scénarios de rupture en trois groupes principaux.

Premier groupe

[0/45/90/-45/...] Empilement QIQH[A] à 0° : nous observons que la rupture est intralaminare et se situe à l'intérieur de la première couche à 0°. Les toutes premières fibres de la couche ont rompu sous l'action de contraintes de pelage et de traction combinées avant que la fissure ne se propage le long des fibres à travers la matrice. La propagation intralaminare est très facile dans le cas de couches à 0°. Nous avons un niveau de force à rupture de 3459 N avec un écart-type de 287 N.

[0/45/-45/90/...] Empilement QIQH[C] à 0° : nous retrouvons pour la deuxième séquence dans sa configuration à 0° le même type de rupture que la première. Mais, nous avons un niveau de la force de rupture un peu plus grand de l'ordre de 3649 N avec un écart-type à 248 N.

[90/0/-45/45/...] Empilement QIQH[E] à 90° : nous remarquons pour la troisième séquence que la combinaison de contraintes à l'extrémité de la couche de colle conduit à une rupture transverse de la couche supérieure à 90°. On peut supposer que la très faible résistance de cette couche entraîne une apparition très rapide de cette fissure. On se retrouve alors dans le cas précédent avec un décollement et une propagation intralaminare dans la deuxième couche à 0°. C'est pour cette raison qu'on retrouve également à peu près la même force à rupture de 3646 N avec un écart-type de 120 N.

[0/90/45/-45/...] Empilement QIQH[E] à 0° : nous retrouvons encore pour la quatrième séquence dans sa configuration à 0° le même type de rupture que les trois séquences précédentes. Mais, cela donne un niveau de force rupture plus élevé à 3922 N avec un écart-type de 287 N.

Deuxième groupe

[-45/0/90/45/...] Empilement QIQH[C] à -45° : la fissure est initiée dans la couche à -45° puis se propage dans celle-ci de façon intralaminare. L'orientation de cette couche ne permet pas une propagation catastrophique jusqu'à l'extrémité du joint. Il y a rupture des fibres et passage dans la couche suivante à 0°, où l'on retrouve le phénomène précédent. Il y a séparation d'une épaisseur de quelques fibres à 0° et rupture intralaminare finale de cette couche. La force à rupture est de 4100 N avec un écart type de 174 N.

[45/90/0/-45/...] Empilement QIQH[C] à 45° : le départ de la fissure est similaire au cas précédent. La couche à 90° située en deuxième position n'exerce qu'une faible résistance au passage de la fissure par rupture matricielle (transverse), qui aboutit là encore dans la troisième couche à 0°. Celle-ci est à nouveau traversée de façon intralaminare par la fissure. On constate la dispartition presque totale des fibres à 90° sur

les deux parties de l'éprouvette rompue. Le niveau de la force de rupture est de 4196 N avec un écart type de 82 N.

[90/-45/0/45/...] Empilement QIQH[A] 90° : la première couche à 90° est très facilement traversée et le mécanisme de rupture, à partir de la deuxième couche à -45°, redevient similaire à celui décrit pour l'empilement [-45/0/90/45/...], c'est-à-dire rupture intralaminare puis rupture des fibres à 45°, et fissuration finale intralaminare dans la couche à 0°. On remarque cependant une rupture moins nette de la deuxième couche à -45°, avec beaucoup plus de fibres non rompues encore présentes. Le niveau de la force à rupture est de 4324 N avec un écart type de 217 N.

[-45/0/45/90/...] Empilement QIQH[A] à -45°: la propagation de la fissure est intralaminare dans la première couche à -45°. Il n'y pas de rupture de ces fibres avant que la fissure ne débouche sur la face latérale du joint collé, contrairement à ce qui était observé pour l'empilement [-45/0/90/45/...]. Ce trajet particulier est dû à l'orientation des fibres qui ne permet qu'une séparation de la moitié du pli, sur une surface triangulaire. Cette fissure seule ne permet pas d'aboutir à la rupture de l'éprouvette. On observe ensuite à nouveau une rupture intralaminare de la couche suivante à 0°. La force moyenne à rupture est de 4376 N avec un écart type de 160 N.

Troisième groupe

Ce groupe est constitué des orientations locales 45° et -45° près du joint de colle, côte à côte ou séparées par une couche à 90° avant d'atteindre une couche à 0°.

[-45/45/0/90/...] Empilement QIQH[E] à -45° : la combinaison -45/45 permet d'ouvrir une double fissuration sur deux plans différents, et sous la forme de deux triangles. Chacune des fissures ne peut conduire seule à la rupture, et se propage à 90° de l'autre. On a finalement rupture des fibres à 45° et -45°. L'examen des faciès de rupture seul ne permet pas de déterminer si il y a succession ou simultanéité de ces événements. La rupture finale a encore lieu à la surface de la couche à 0°, dont la fissuration intralaminare permet à la fissure de déboucher à l'extrémité opposée du joint. La force moyenne à rupture est de 4370 N avec un écart type de 160 N.

[90/45/-45/0/...] Empilement QIQH[C] 90° : la couche à 90° est très facilement traversé par la fissure et l'on retrouve le mécanisme décrit pour la séquence précédente. La force moyenne à rupture est de 4389N avec un écart type de 302 N.

[45/-45/90/0/...] Empilement QIQH[E] à 45°: on retrouve le mécanisme de double fissuration triangulaire des deux premières couches. Cette fois, la fissure doit encore traverser la troisième couche à 90° avant d'atteindre la couche à 0° qui se rompt par

fissuration intralaminaires superficielles. La force moyenne à rupture est de 4512 N avec un écart type de 99 N.

[45/90/-45/0/...] Empilement QIQH[A] à 45° : le départ de la fissure se produit à 45° et les fibres sont rapidement rompues alors que la fissuration se produit transversalement dans la couche à 90°. La rupture continue de façon triangulaire dans la couche à -45°, et s'achève par fissuration intralaminaires dans la couche à 0°. La force moyenne à rupture est de 4844 N avec un écart type de 276 N.

Classification des modes de rupture

Nous tentons ici de proposer une typologie des modes de rupture, d'après les groupes décrits précédemment. Les schémas présentés reconstituent schématiquement la propagation de la fissuration, depuis l'initiation jusqu'à la rupture finale. Il est important de noter que les couches à 90°, de par leur faible résistance à la fissuration transverse semblent ne jouer pratiquement aucun rôle d'obstacle pour la fissure.

1. Le premier mécanisme est celui qui affecte les séquences comportant une couche à 0° ou la séquence 90°/0° près de la couche de colle (Fig 2.42). On a très rapidement une fissure intralaminaires, avec une très faible épaisseur de fibres à 0° séparées du pli principal.

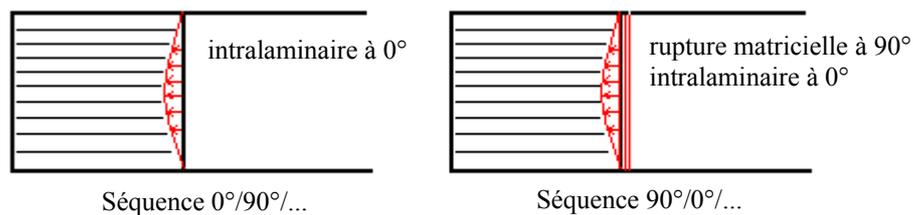


Figure 2.42 : Mode de fissuration pour le premier groupe

2. Le deuxième mécanisme concerne les séquences comportant une séquence à 45°/0° en surface. La présence d'une couche à 90° venant s'interposer entre les couches ou devant cette séquence ne modifie pas profondément le mécanisme et les séquences (-45°/90°/0°..., 45°/90°/0°... et 90°/-45°/0°) relèvent donc du même groupe. On a une concentration de contrainte significative située au coin du joint. La fissure initiale commence par une propagation en forme triangulaire puis traverse (ou non) facilement le pli à 90° par rupture de la matrice et enfin se propage dans la couche à 0° par fissuration intralaminaires (Figure 2.43).

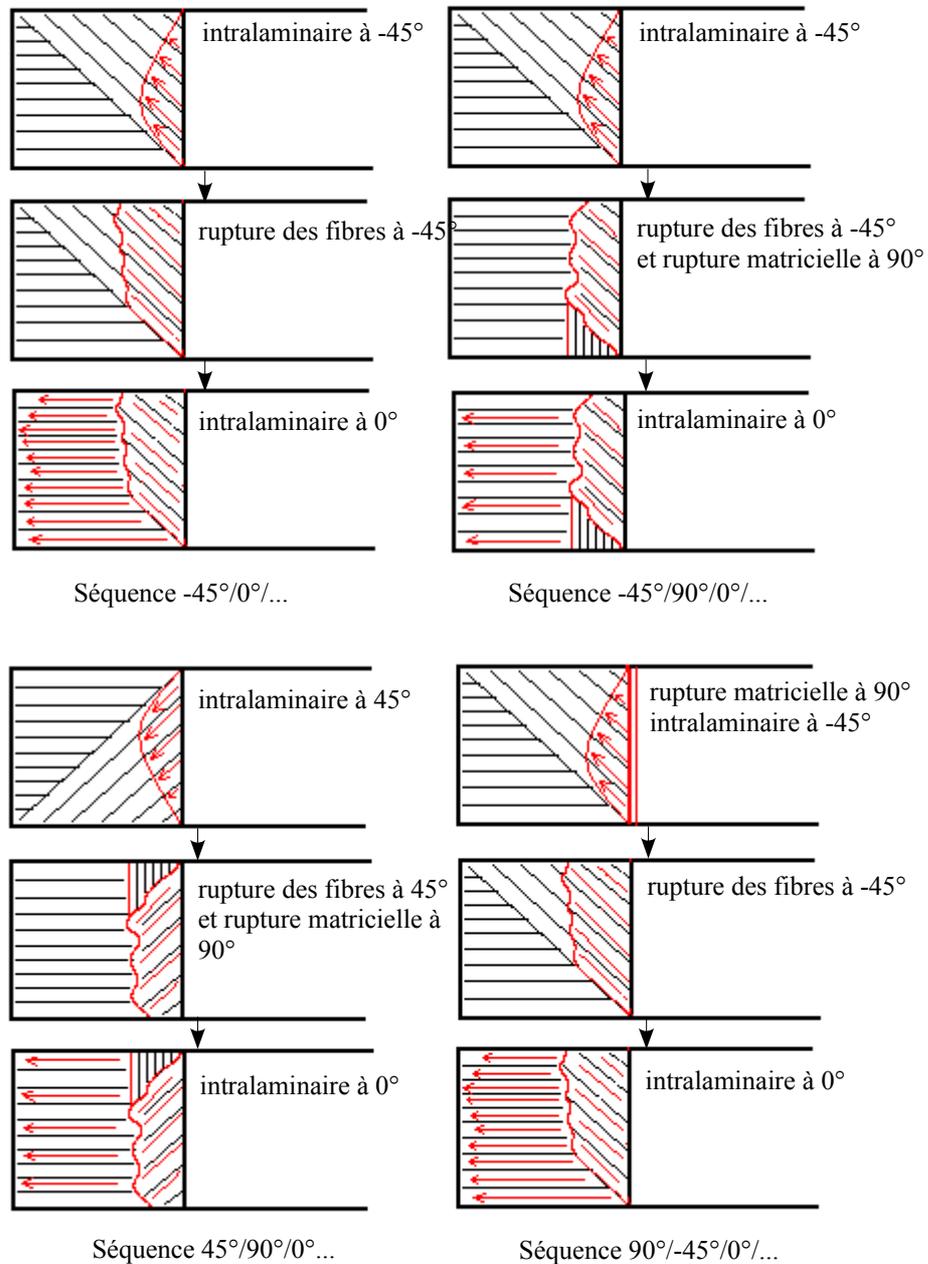


Figure 2.43 : Mode de fissuration pour le deuxième groupe

3. Le troisième groupe concerne les séquences où le pli à 0° se situe en troisième ou quatrième position ($-45^\circ/45^\circ/0^\circ/...$, $90^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ/...$, $45^\circ/-45^\circ/90^\circ/0^\circ/...$ et $45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ$). Sa caractéristique principale est d'imposer à la fissure de traverser deux couches à 45° et -45° avant d'atteindre la couche à 0° .

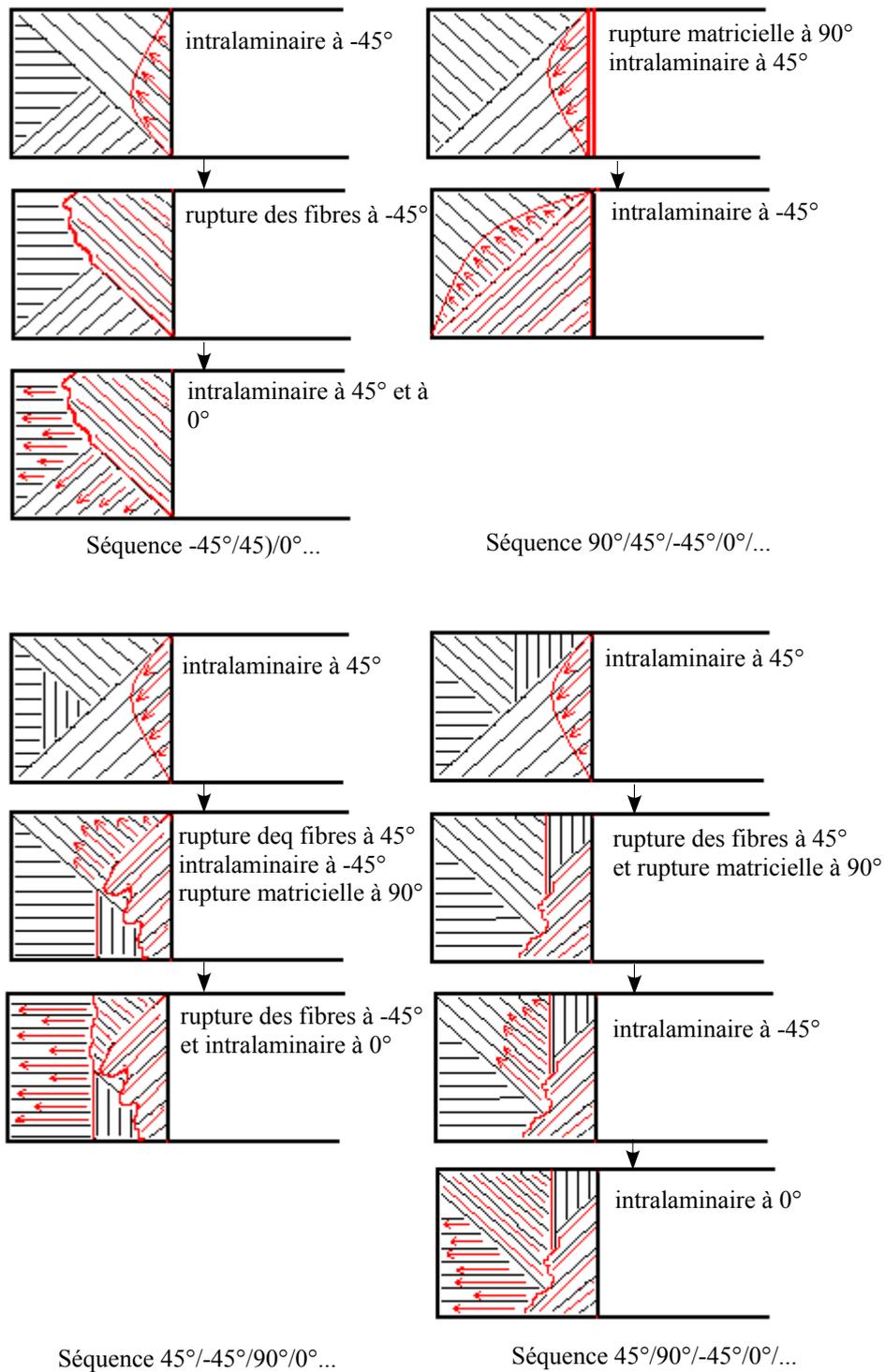


Figure 2.44 : Mode de fissuration pour le troisième groupe

On constate finalement que chaque orientation est associée à un type de rupture spécifique, la couche à 90° est traversée par rupture matricielle de façon transverse et se

révèle presque « transparente », les couches à 45° et -45° ne peuvent à elles seules entraîner la rupture totale du joint, et se séparent en deux parties triangulaires avec une plus ou moins grande proportion de fibres rompues. La couche à 0°, enfin, est toujours le siège d'une fissuration intralaminare superficielle qui entraîne systématiquement la rupture finale de l'assemblage. Les différentes combinaisons de ces couches et donc de leurs modes de rupture conduit à la typologie des mécanismes de rupture décrits plus haut.

Si l'on revient maintenant à la première constatation issue des essais, à savoir que la force à rupture semble corrélée à l'éloignement du pli à 0° par rapport à la couche de colle, une explication peut être proposée. En effet, la couche à 0° est toujours le siège de la rupture finale, on peut supposer que son éloignement de la couche de colle rend le chemin de fissuration plus complexe et donc augmente la résistance du joint.

2.5.3. Apports de l'émission acoustique

Le dépouillement des résultats d'émission acoustique permet d'éclairer différemment et de renforcer les conclusions précédentes. On présente sur les figures suivantes les principaux phénomènes retrouvés selon les séquences d'empilement. Il faut noter que les données issues de l'émission acoustique sont très riches et qu'il ne peut en être présenté ici qu'une partie. Les résultats seront classés en quatre catégories, selon la position de la couche à 0° par rapport à la couche de colle.

La première série de graphiques présente l'activité acoustique en terme de coups cumulés en fonction de la force de traction. Afin de pouvoir comparer les différents comportements, la même échelle est adoptée pour tous les graphes, sur lesquels sont superposés les résultats obtenus pour toutes les éprouvettes.

Pli à 0° en première position

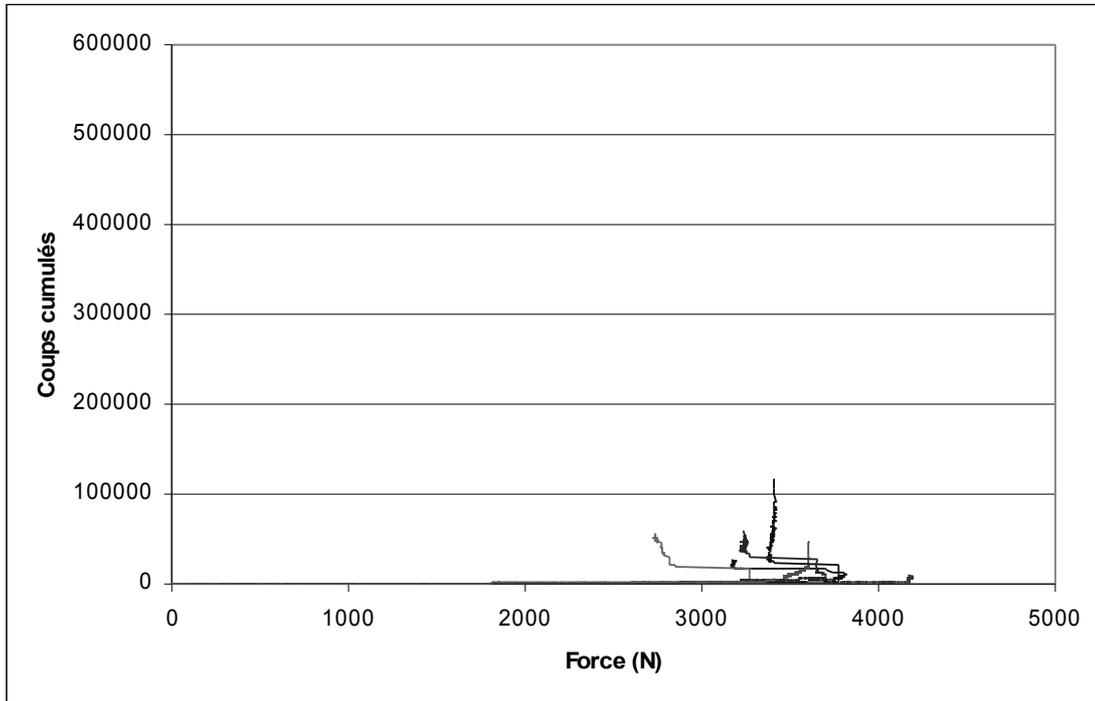


Figure 2.45 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en première position

On constate que l'activité acoustique est faible avant la rupture. Celle-ci n'est donc pas précédée d'une fissuration progressive. Dès que les premières fibres de la couche à 0° sont atteinte, la rupture intralaminare est immédiate.

Pli à 0° en deuxième position

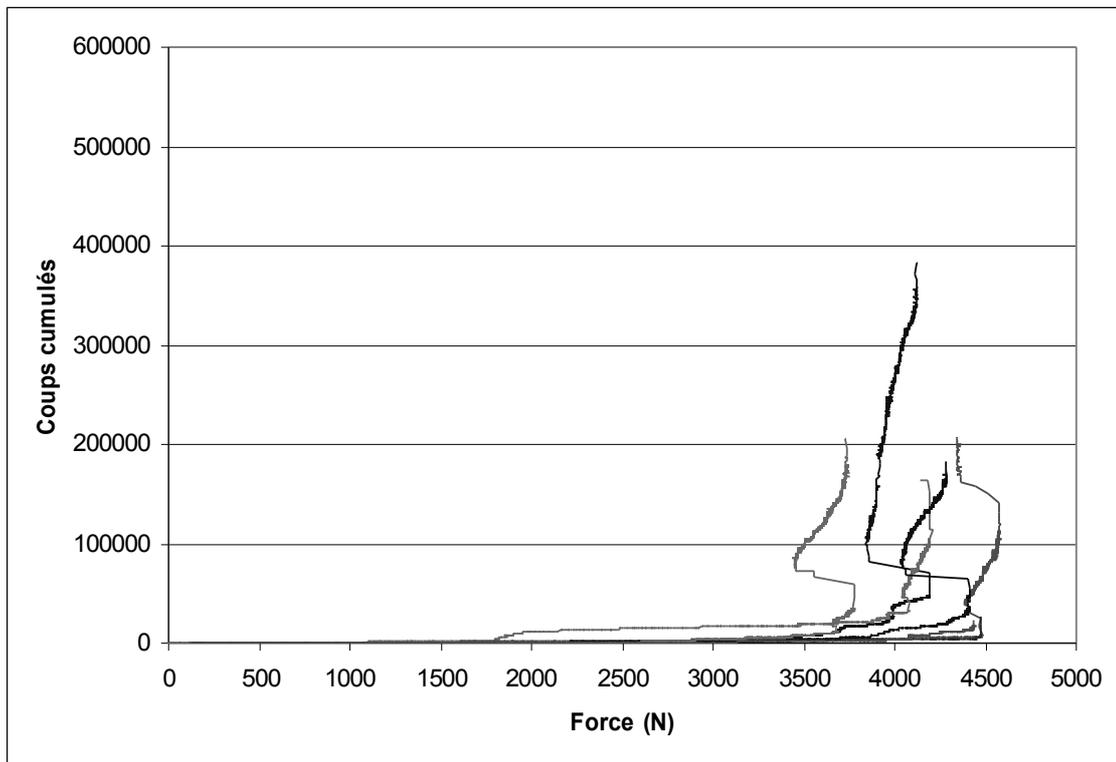


Figure 2.46 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en deuxième position

Dans ce cas, l'activité acoustique est plus importante, ce qui laisse supposer qu'une fissuration plus progressive a lieu avant la rupture finale.

Pli à 0° en troisième position

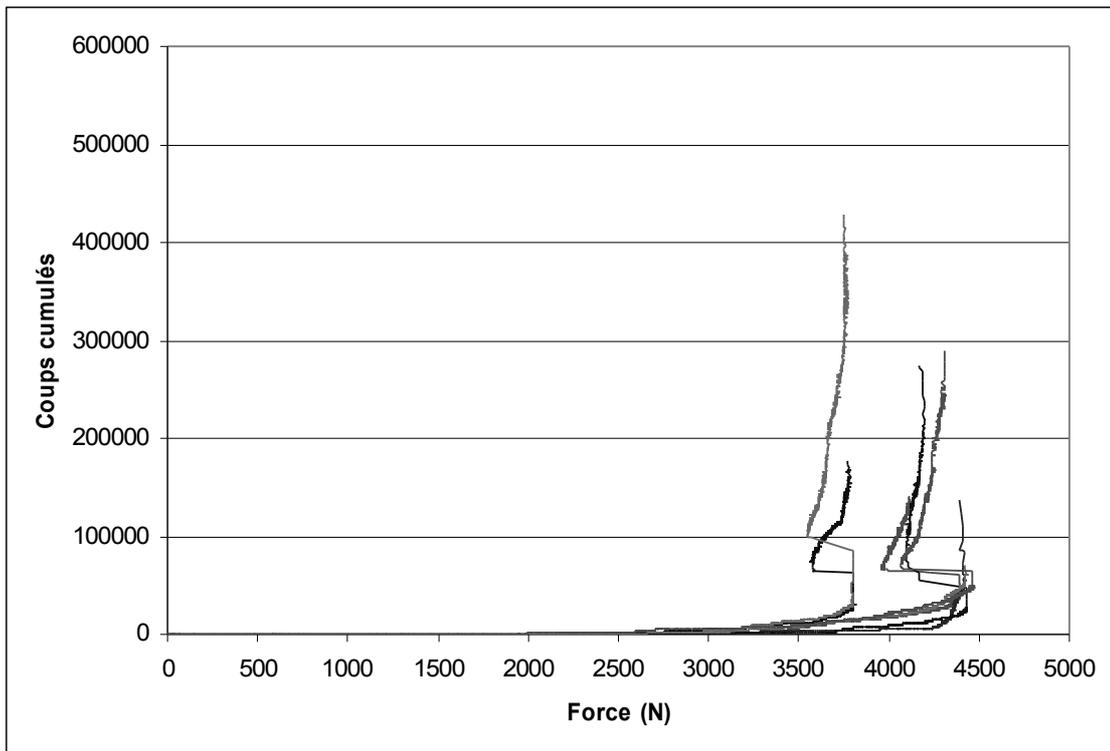


Figure 2.47 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en troisième position

On constate une activité acoustique avant rupture de même intensité que pour le groupe précédent. La fissuration est progressive.

Pli à 0° en quatrième position

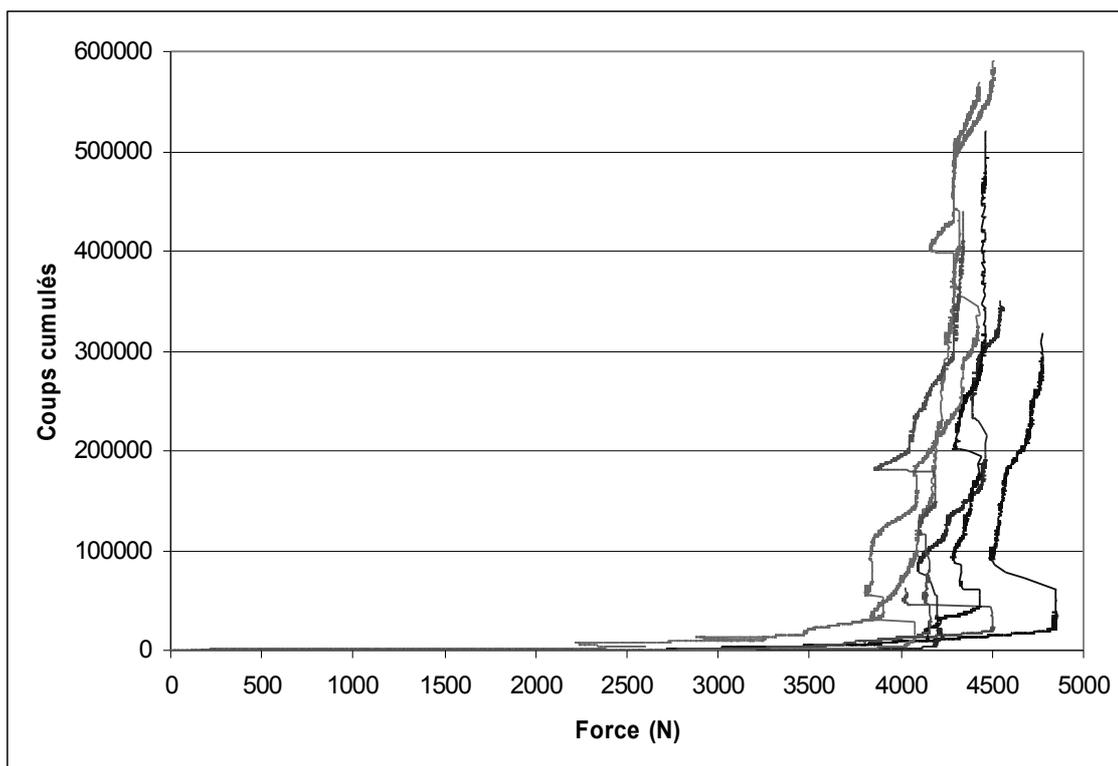


Figure 2.48 : Coups cumulés en fonction de la force, pour un pli à 0° en quatrième position

Cette fois l'activité est beaucoup plus marquée, avec de nombreuses chutes de force puis des reprises avec activité acoustique renouvelée. Ceci indique un mécanisme complexe de propagation de la fissuration dans les premières couches du substrat, ce qui confirme les interprétations précédentes.

Évolution temporelle des signaux d'émission acoustique

Les figures suivantes permettent de mettre en parallèle l'évolution de la force et l'activité acoustique en terme d'amplitude des événements acoustiques.

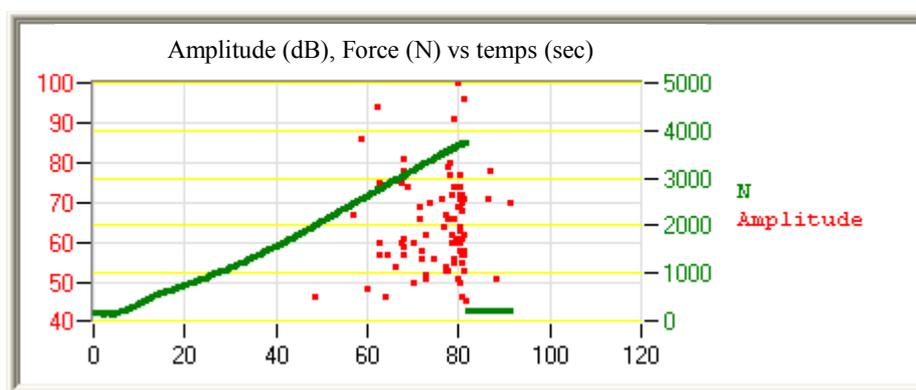


Figure 2.49 : Amplitude des événements acoustiques et évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en première position

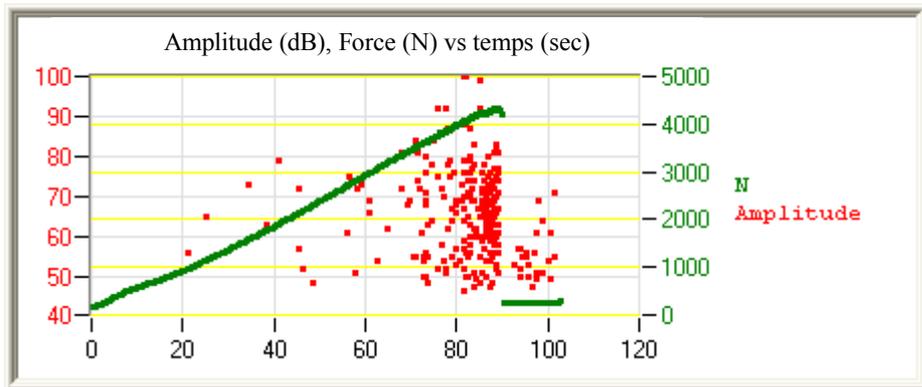


Figure 2.50 : Amplitude des événements acoustiques et évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en deuxième position

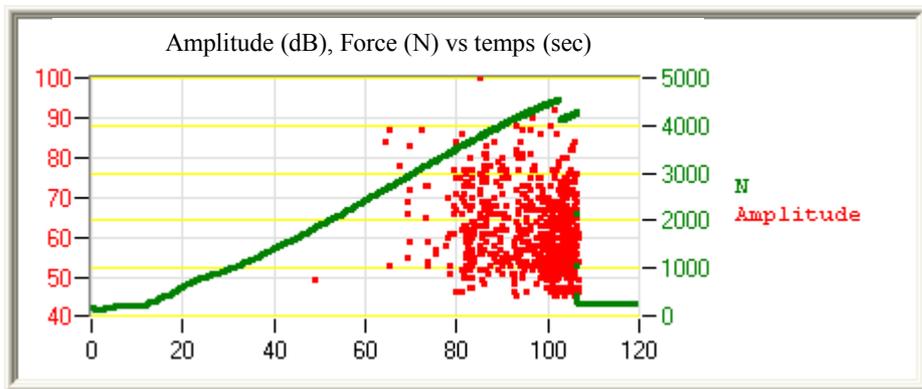


Figure 2.51 : Amplitude des événements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en troisième position

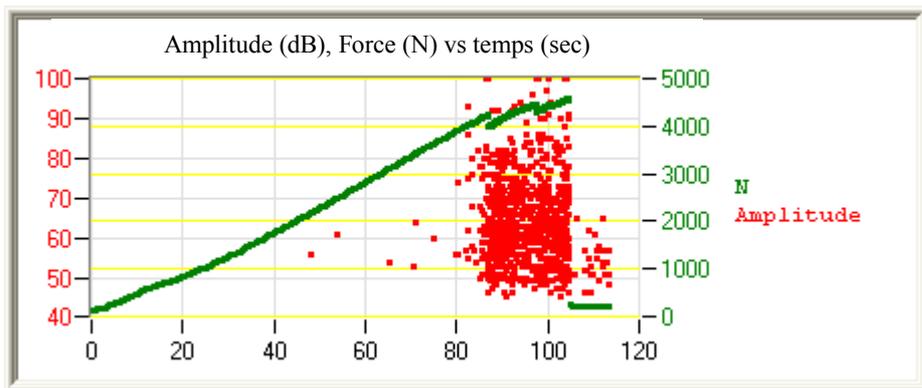


Figure 2.52 : Amplitude des événements acoustique set évolution temporelle de la force de traction, pour une couche à 0° en quatrième position

L'examen des figures confirme les hypothèses avancées précédemment, à savoir que plus le pli à 0° est éloigné de la couche de colle, plus le mécanisme de rupture devient complexe. Les décrochements observés sur la courbe de force dans ce cas correspondent à des ruptures successives de plis et des reprises d'efforts par les plis sous adjacents.

Localisation

La présence de deux capteurs permet d'estimer la provenance des événements acoustiques enregistrés. Les résultats obtenus pour les différents types d'empilement sont présentés ci-dessous. Chaque barre de l'histogramme correspond au cumul des événements associés à une position linéaire suivant l'axe de l'éprouvette (en abscisse).

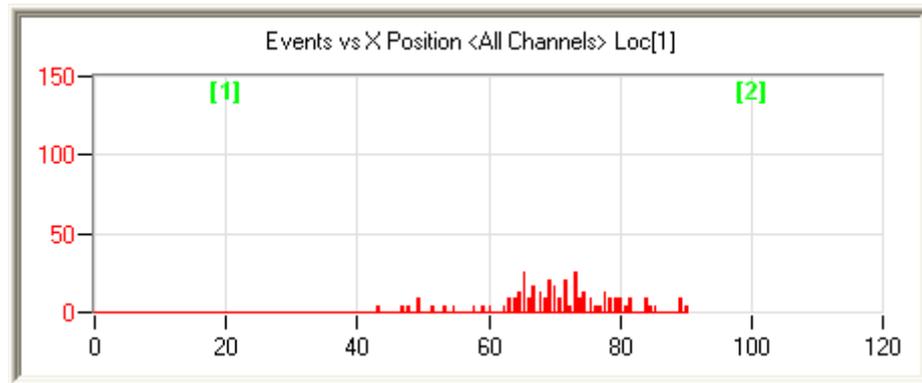


Figure 2.53 : Localisation des événements pour un pli à 0° en première position

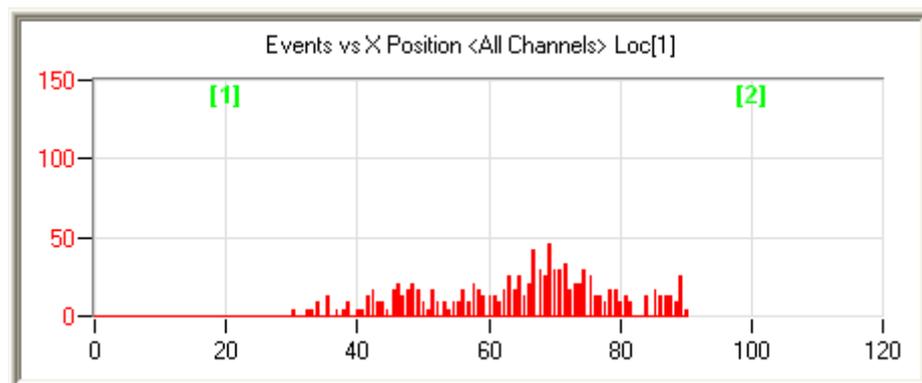


Figure 2.54 : Localisation des événements pour un pli à 0° en deuxième position

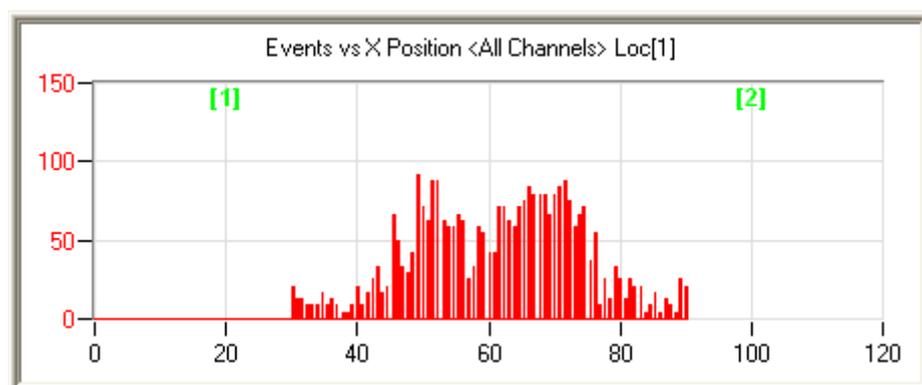


Figure 2.55 : Localisation des événements pour un pli à 0° en troisième position

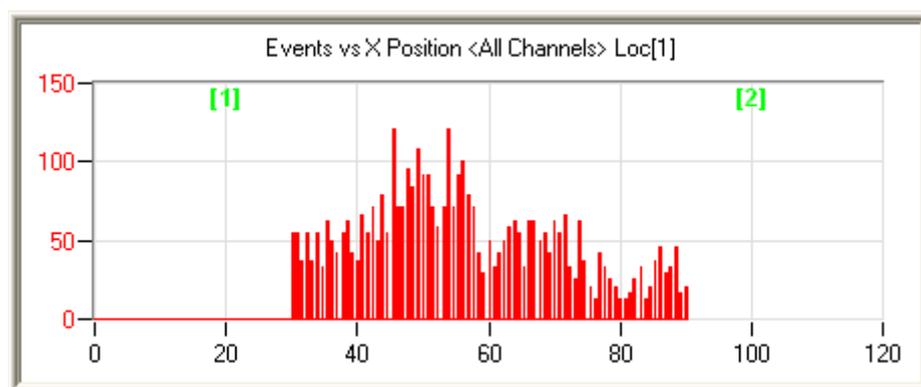


Figure 2.56 : Localisation des événements pour un pli à 0° en quatrième position

On constate là encore que l'activité acoustique globale (hauteur des barres de l'histogramme) est croissante avec l'éloignement du pli à 0°. La localisation des événements montre deux pics principaux, qui correspondent à chacune des extrémités du joint de colle. Ceci montre que le phénomène de fissuration se produit de façon identique dans les deux substrats. Une légère dissymétrie des pics s'explique par la rupture finale qui ne se produit que d'un côté de l'éprouvette. On peut noter que la localisation est moins précise que ce qui peut être obtenu pour un matériau constitué d'une seule pièce. Comme évoqué plus haut, la transmission du son à travers plusieurs interfaces modifie localement la vitesse des ondes. La conséquence sur le graphique de localisation est une certaine dispersion des événements autour des zones d'émission (effet d'anamorphose).

2.6. Influence des propriétés globales

Nous nous intéressons maintenant à l'effet de la stratification sur les propriétés globales de flexion des éprouvettes AERO, et à leurs conséquences sur la rupture des joints collés réalisés avec ces stratifiés.

2.6.1. Résultats obtenus

Pour analyser l'influence des propriétés globales, c'est-à-dire l'influence de la rigidité des substrats, les résultats obtenus en faisant varier l'orientation de collage de la séquence AERO sont systématiquement comparés à ceux obtenus en faisant varier l'orientation de collage de la séquence QIQH [A], qui possède la même séquence de quatre plis près de la couche de colle.

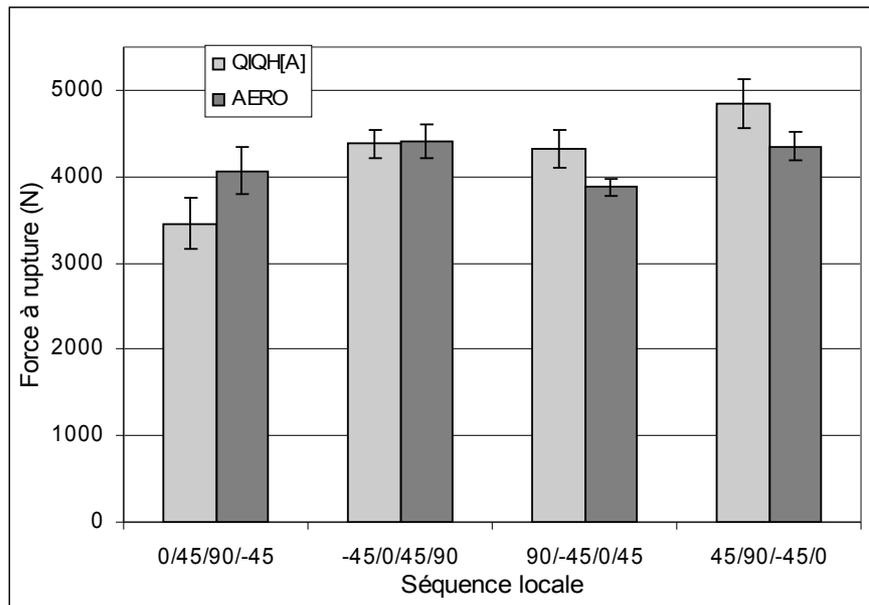
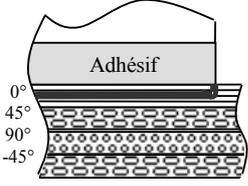
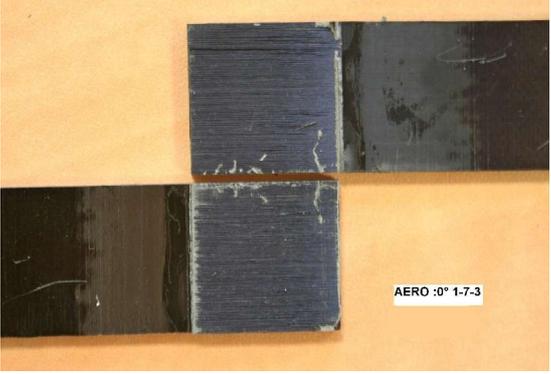
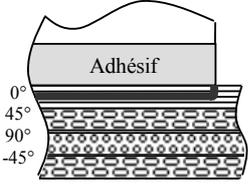
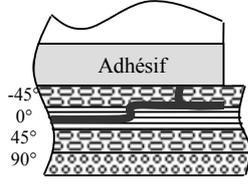
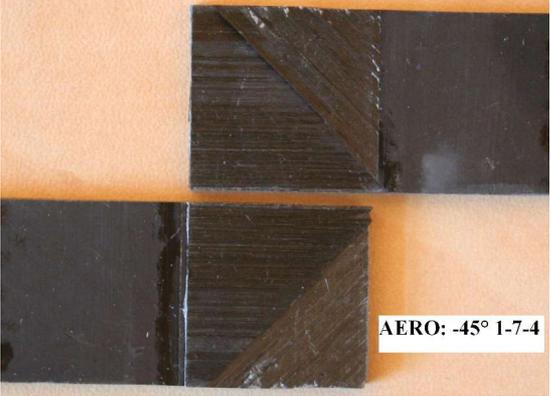


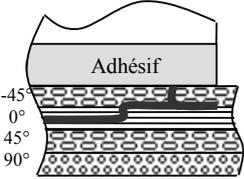
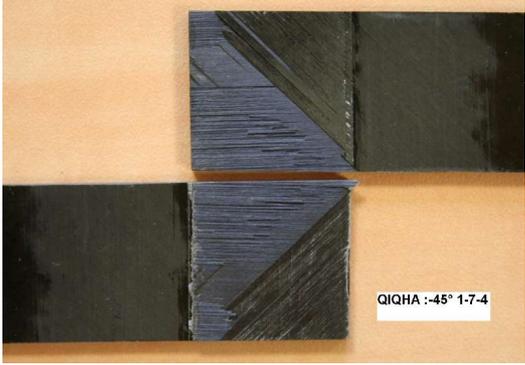
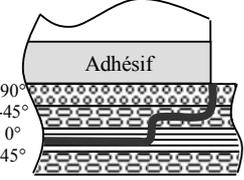
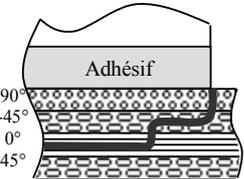
Figure 2.57 : Comparaison des forces à rupture entre les stratifiés QIQH[A] et AERO correspondantes aux différentes orientations de collage

La figure 2.57 résume les résultats obtenus en terme de force à rupture. On ne retrouve pas la même hiérarchie constatée dans l'étude des propriétés locales, à savoir un accroissement de la résistance du joint avec l'éloignement du pli à 0° de la couche de colle. La meilleure performance est obtenue pour l'orientation 45° (pli à 0° en deuxième position) et la moins bonne à 90° (pli à 0° en troisième position). Quelques remarques permettent d'interpréter ces différences. Pour la stratification de type AERO, -45° représente la direction de raideur en flexion minimale. Cette souplesse, pour une force équivalente, entraîne une plus grande rotation du joint et donc une augmentation des contraintes de pelage aux extrémités du joint de colle, ce qui peut provoquer une rupture prématurée. Les résultats sont donc très différents de ceux obtenus avec la même séquence locale [45/90/-45/0] pour les stratifiés QIQH [A]. On peut faire la même constatation pour la direction 90°, mais avec un effet moins prononcé, car la rigidité de la séquence AERO dans cette direction n'est que très légèrement inférieure à celle du QIQH [A]. Dans la direction 0°, c'est le phénomène inverse qui se produit. Le fait que la séquence AERO soit plus rigide dans cette direction améliore cette performance en abaissant la contrainte de pelage. Enfin dans la direction 45°, dont la raideur en flexion est très légèrement supérieure à celle du QIQH [A], on obtient là encore un gain en résistance.

2.6.2. Étude des modes de rupture

Les modes de rupture des stratifiés AERO sont décrits dans la figure 2.58 sont comparés à ceux des stratifiés QIQH [A] présentant la même séquence locale.

 <p>$F_{rup} = 4065 \text{ N}$ écart-type 188 N [AERO]</p>	
 <p>Des toutes séquences de QIQH à premier pli 0° $F_{rup} = 3677 \text{ N}$ (la moyenne) écart-type 233 N [QIQH]</p>	
<p>(a) [0 45 90 -45]_{3S}</p>	
 <p>$F_{rup} = 4407 \text{ N}$ écart-type 193 N [AERO]</p>	

 <p>Des toutes séquences de QIQH à deuxième pli 0° $F_{rup} = 4041$ N (la moyenne) écart-type 369 N [QIQH]</p>	
(b) $[-45 \mathbf{0} 45 90]_{3S}$	
 <p>$F_{rup} = 3879$ N écart-type 101 N, [AERO]</p>	
 <p>Des toutes séquences de QIQH à troisième pli 0° $F_{rup} = 4297$ N (la moyenne) écart-type 90 N, [QIQH]</p>	
(c) $[90 -45 \mathbf{0} 45]_{3S}$	

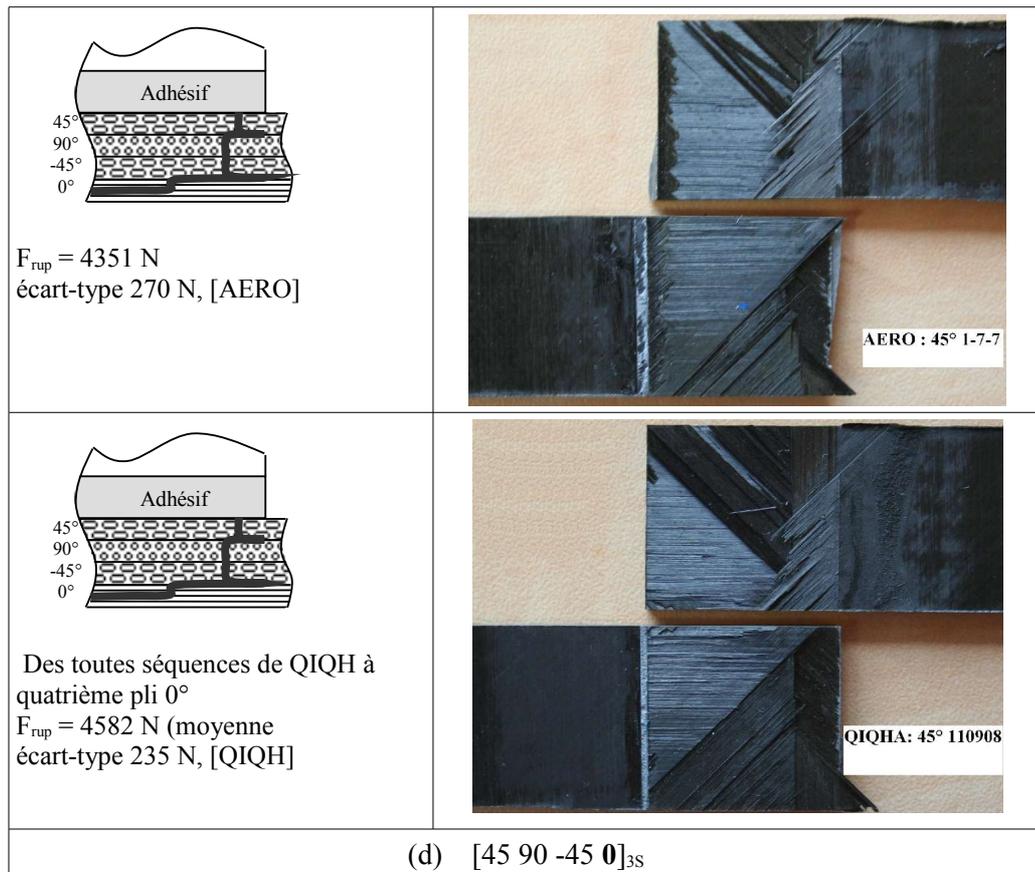


Figure 2.58 : Comparaisons des modes de rupture des stratifiés AERO et QIQH [A], à séquence locale équivalente

La description des mécanismes de rupture associés à chaque séquence ne sera pas reprise car ils sont tout à fait semblables à ceux identifiés pour les séquences QIQH, comme le montrent les photos de la figure précédente.

De même, l'émission acoustique montre une grande similarité entre les résultats. Les figures 2.59 à 2.62 présentent le cumul des coups en fonction de la force de traction. On retrouve une complexité croissante de la fissuration à mesure que le pli à 0° est plus éloigné de la couche de colle, comme dans le cas des QIQH.

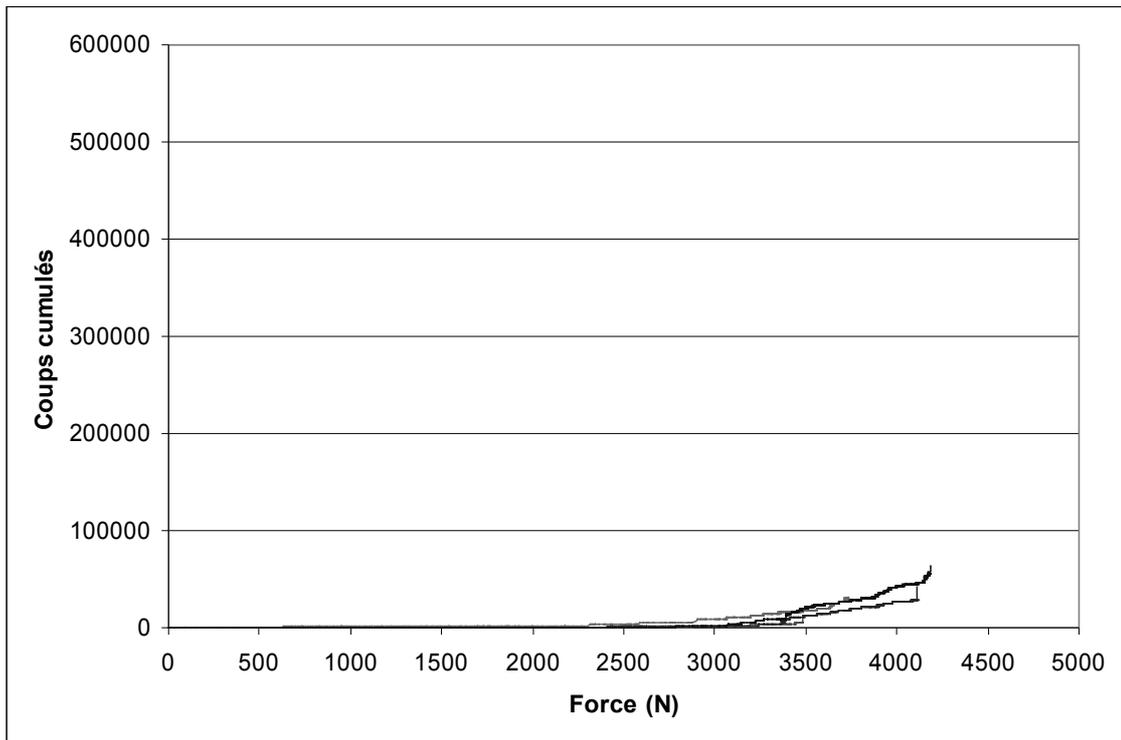


Figure 2.59 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation 0°

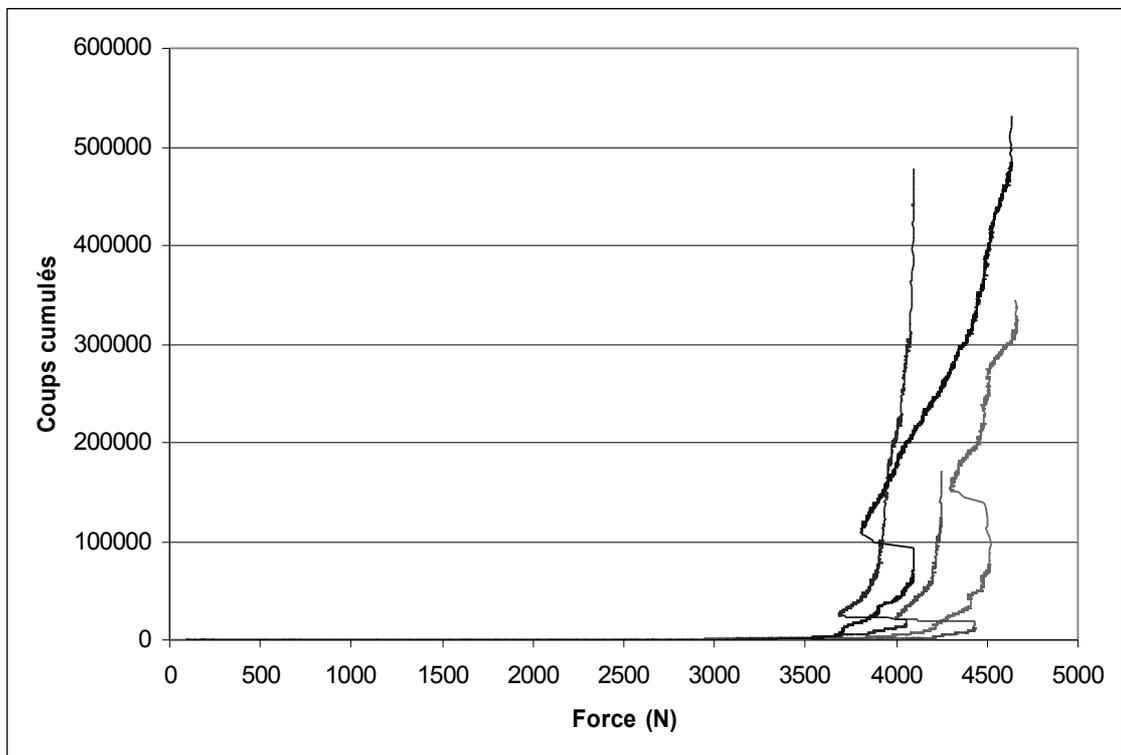


Figure 2.60 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation -45°

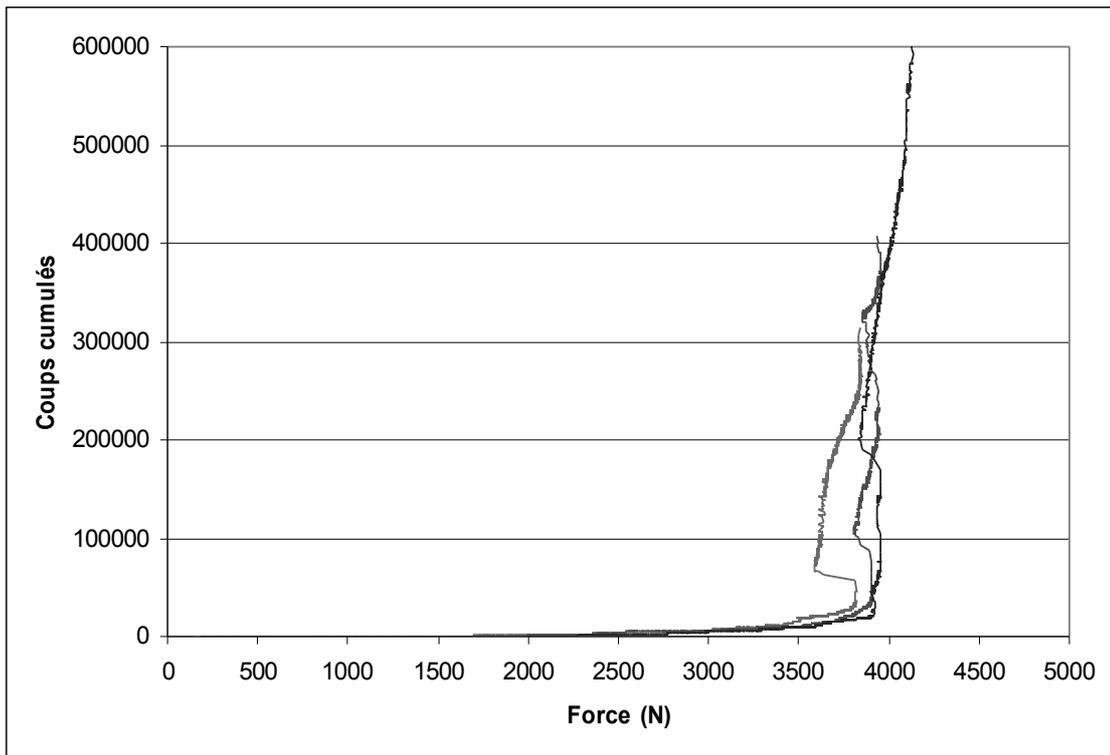


Figure 2.61 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation 90°

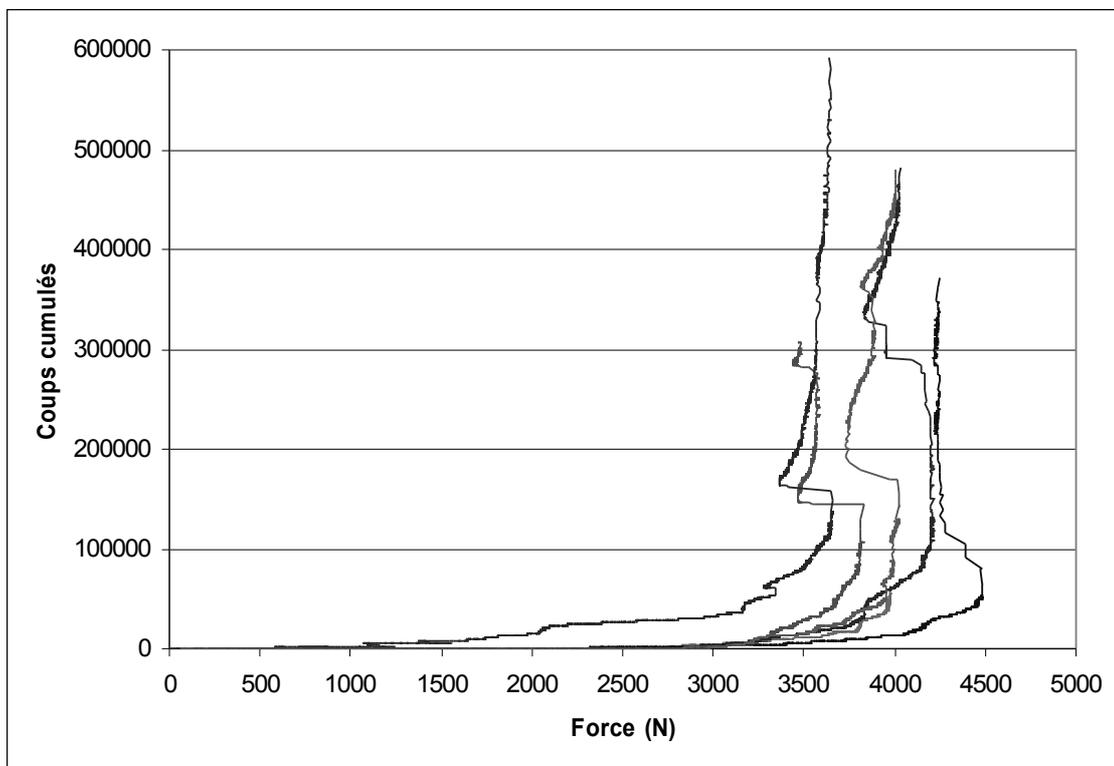


Figure 2.62 : Coups cumulés en fonction de la force, AERO orientation 45°

Les figures 2.63 à 2.66 présentent l'amplitude des événements enregistrés et mettent en parallèle l'évolution de la force de traction.

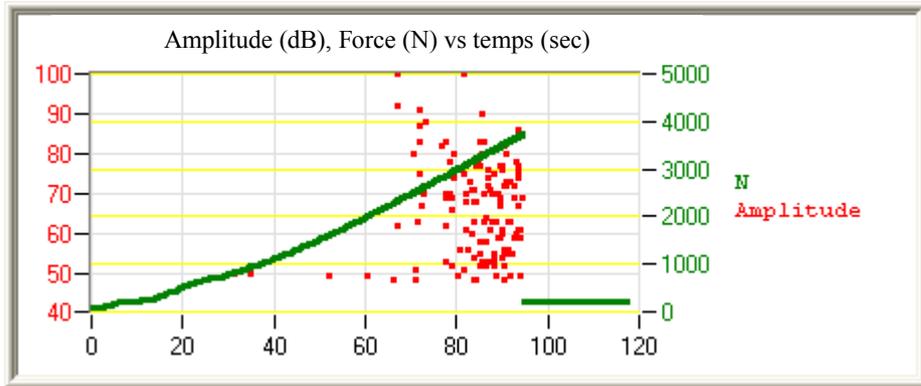


Figure 2.63 : Amplitude des événements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à 0° (pli 0° en première position)

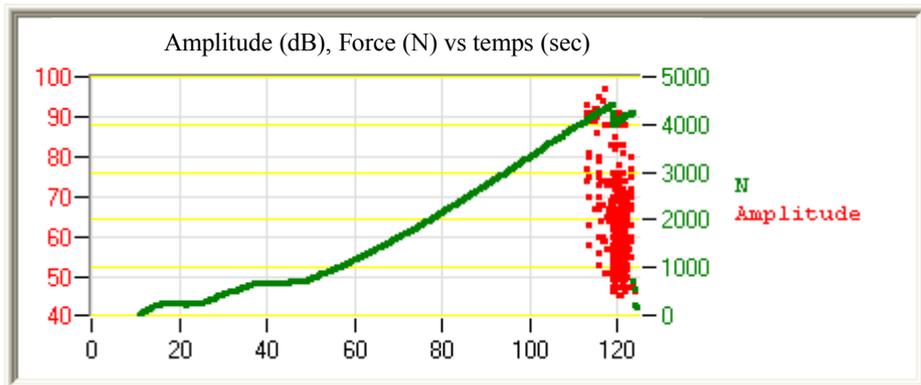


Figure 2.64 : Amplitude des événements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à -45° (pli 0° en deuxième position)

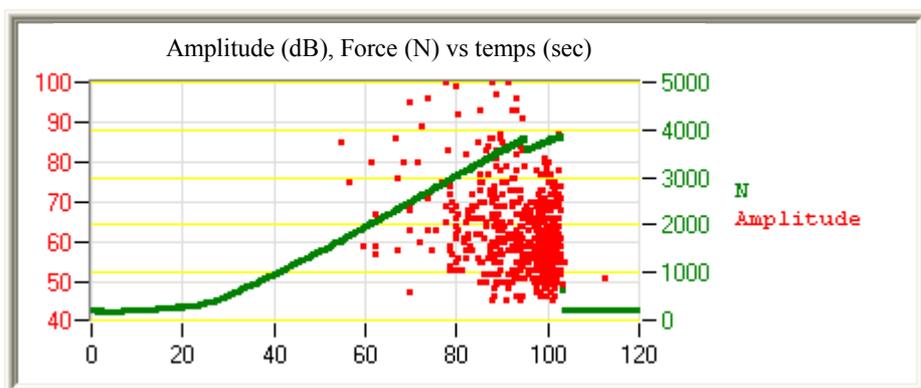


Figure 2.65 : Amplitude des événements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à 90° (pli 0° en troisième position)

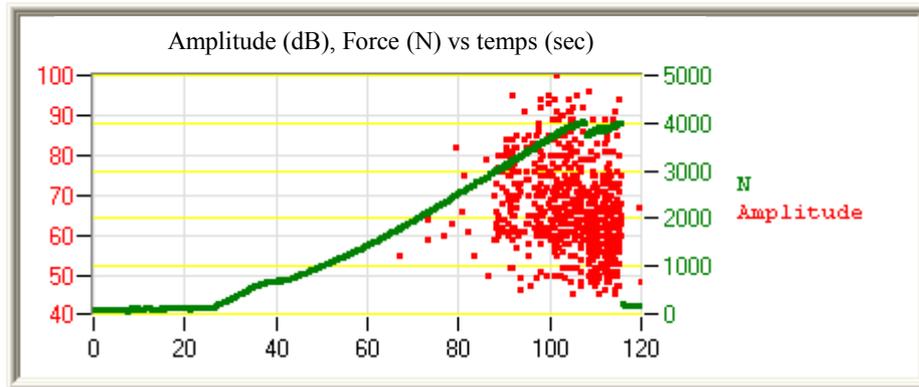


Figure 2.66 : Amplitude des évènements acoustique et évolution temporelle de la force de traction, AERO à 45° (pli 0° en quatrième position)

Enfin les figures 2.67 à 2.70 présentent les résultats de localisation des évènements.

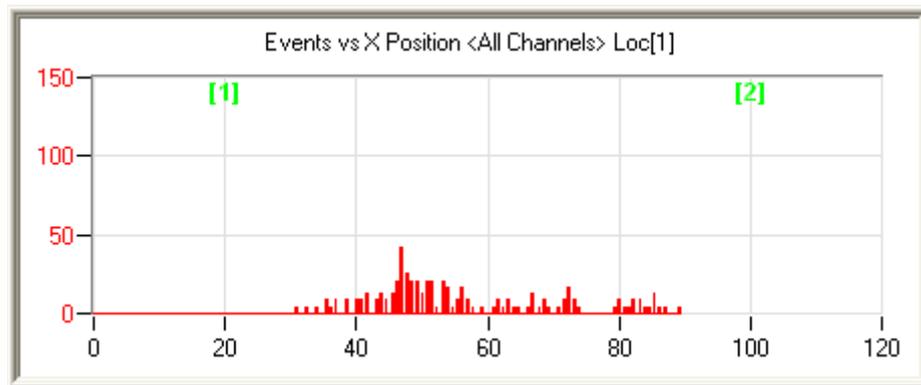


Figure 2.67 : Localisation des évènements pour AERO à 0° (pli 0° en première position)

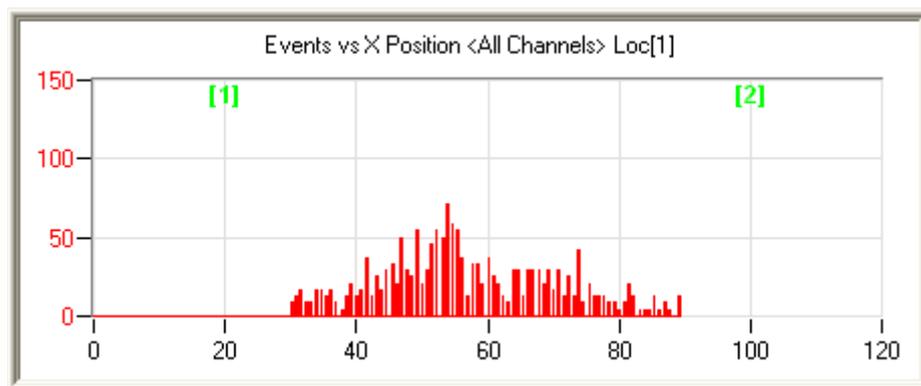


Figure 2.68 : Localisation des évènements pour AERO à -45° (pli 0° en deuxième position)

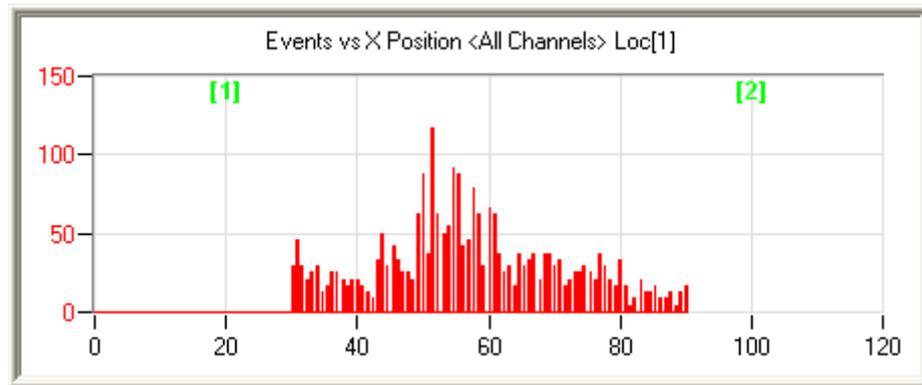


Figure 2.69 : Localisation des évènements pour AERO à 90° (pli 0° en troisième position)

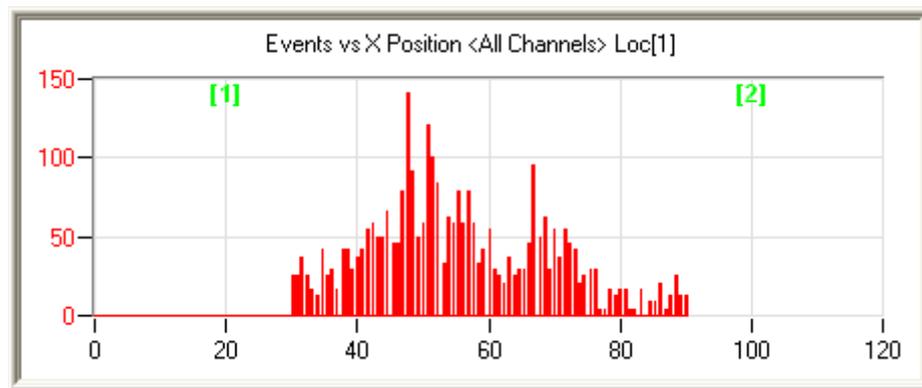


Figure 2.70 : Localisation des évènements pour AERO à 45° (pli 0° en quatrième position)

L'ensemble de ces figures, mises en relation avec l'observation des faciès de rupture, permet d'affirmer que les modes de rupture sont, à orientations locales équivalentes, tout à fait identiques entre les stratifiés AERO et QIQH. Ils ne dépendent donc pas des rigidités globales des stratifiés, mais uniquement de la répartition locale des orientations des plis. En revanche, les rigidités globales ont une influence significative sur la force à rupture.

Troisième partie
Simulation numérique

3.1 Introduction

Le dimensionnement de joints collés nécessite de disposer de modèles adaptés. Comme nous l'avons vu dans le premier chapitre, ces modèles peuvent être analytiques ou numériques. L'avantage des premiers est la simplicité de mise en œuvre car ils peuvent pour certains ne nécessiter qu'une simple calculatrice. Mais ils sont limités par des hypothèses contraignantes sur la géométrie des joints. De ce fait, ils ne sont pas adaptés dès que les formes du collage deviennent complexes. Les modèles numériques, quant à eux, offrent une plus grande liberté de représentation de la géométrie, mais peuvent nécessiter des logiciels coûteux et de longs temps de calcul.

Nous cherchons à valider dans ce chapitre l'applicabilité de différents modèles à la simulation des essais présentés dans le chapitre II. Dans un premier temps nous évaluerons les performances de modèles analytiques « classiques » puis nous mettrons en place une démarche de modélisation éléments finis de complexité croissante. La confrontation des calculs aux résultats d'essais nous permettra de dégager quelques pistes pour la prise en compte des mécanismes de rupture identifiés expérimentalement. La modélisation sera ensuite utilisée pour réaliser une étude paramétrique sur la géométrie du joint ainsi que sur l'orientation des couches des stratifiés.

3.2 Modèles analytiques

Nous avons utilisé les modèles numériques détaillés au chapitre I pour comparer leurs prédictions aux résultats d'essais. Les deux modèles retenus sont celui de Hart-Smith [3] et celui de Luo et Tong [23]. Ces deux modèles présentent l'avantage de pouvoir être mis en œuvre dans une simple feuille de calcul. Ils sont cependant adaptés aux matériaux composites car ils prennent en compte de façon séparée rigidité en membrane et rigidité en flexion.

A partir de ces modèles, deux critères de rupture en contrainte ont été appliqués. La force à rupture moyenne de l'ensemble des stratifiés QIQH a été choisie comme référence arbitraire. Cette force a été utilisée dans les modèles analytiques pour calculer la contrainte combinée maximale de traction et de flexion dans le substrat (direction de l'effort), et la contrainte de pelage maximale dans le joint de colle (direction normale au plan du joint). Elles sont évaluées à l'aide des équations 1.12 et 1.13 (Hart-Smith) et 1.19 (Luo et Tong) du chapitre I. Ces deux contraintes ont été ensuite utilisées comme critères de rupture pour prévoir la résistance des joints collés utilisant le stratifié AERO. Il est évident ici que les modèles analytiques ne peuvent pas prendre en compte l'influence locale de la séquence d'empilement, donc seules les directions de sollicitation sont mentionnées sur les figures.

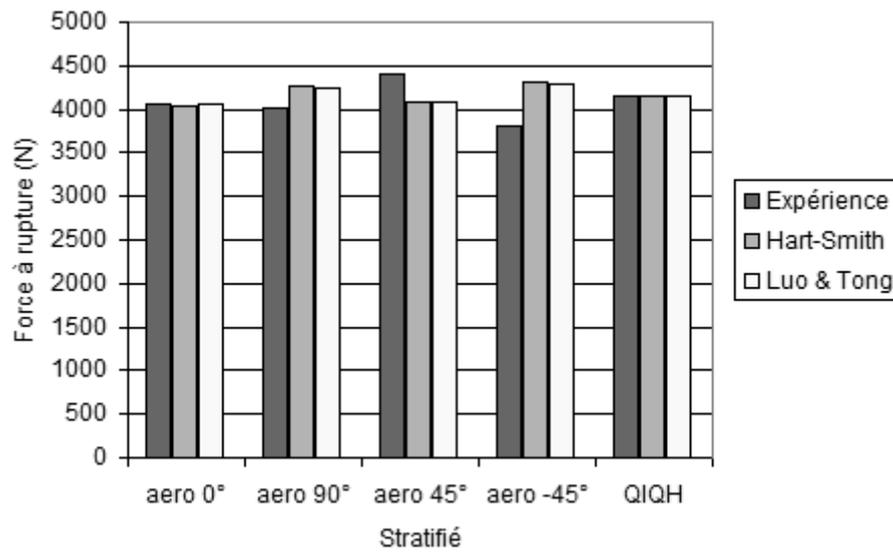


Figure 3.71 : Force à rupture prévue par les modèles analytiques, critère en traction dans les substrats

La figure 3.71 présente les forces à rupture prévues avec un critère en traction dans les substrats. La contrainte identifiée sur la moyenne des QIQH est de 291 MPa. On constate que les modèles de Hart-Smith et de Luo et Tong donnent des résultats très similaires. La prévision est bonne pour les stratifiés de type AERO dans la direction 0°, mais des différences importantes existent pour les directions 45° et -45°. On pourrait envisager de rapporter cette contrainte globale au niveau du pli situé près du joint de colle pour adapter le critère, mais on constate que la variation par rapport à l'expérience est opposée dans les cas 45° et -45°. Rapporter la contrainte au pli nous donnerait en revanche la même contrainte dans ces deux orientations, et n'améliorerait donc pas le critère.

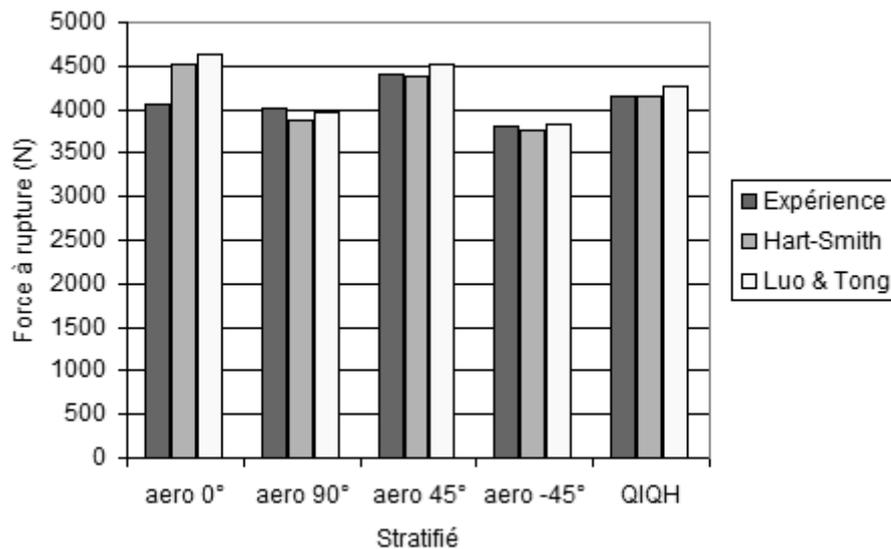


Figure 3.72 : Force à rupture prévue par les modèles analytiques, critère en pelage

La figure 3.72 présente les forces à rupture prévues avec un critère en pelage dans l'adhésif. Cela suppose que ce pelage est transféré dans les substrats et que ceux-ci rompent avec une initiation par décollement interlaminaire, ce qui a été constaté expérimentalement. La contrainte de pelage identifiée sur les QIQH est de 59 MPa. La différence entre les prévisions des deux modèles est un peu plus marquée dans ce cas. Ceci est lié au fait que la formulation du facteur de correction de flexion diffère entre les deux modèles, et que la contrainte de pelage est plus sensible à la flexion. On remarque que la prévision cette fois est de très bonne qualité pour les orientations 90° , 45° et -45° , et surestime la rupture dans la direction 0° . Dans ce dernier cas l'influence locale (rupture intralaminaire dans la couche à 0°) est prépondérante sur l'influence de la rigidité globale en flexion, qui est le seul paramètre dont dépend la prévision du modèle.

En conclusion, les modèles analytiques retenus semblent donner une bonne estimation des forces à rupture des joints collés, notamment lorsque le critère adopté est celui de la contrainte de pelage maximale. Ils peuvent donc être utilisés pour une première estimation. Les modèles trouvent leur limite lorsque l'influence locale des séquences d'empilement est considérée. C'est le cas pour le stratifié AERO à 0° , et surtout pour les stratifiés QIQH. En effet, dans ce dernier cas, les deux modèles ne peuvent donner qu'une estimation unique, alors que les expériences montrent des forces à rupture différentes selon les orientations locales concernées.

3.3 Modèles éléments finis

Nous étudions dans cette partie la performance de différents modèles éléments finis de complexité croissante. L'objectif est de parvenir à une modélisation satisfaisante en termes de temps de calcul, de facilité de mise en données et de précision.

Le code éléments finis dont nous disposons est LS-Dyna dans sa version 5.1. Il s'agit d'un code multiphysique, à l'origine destiné à la modélisation des phénomènes rapides. Ses capacités se sont étendues à des simulations plus généralistes, avec l'ajout d'un schéma de résolution implicite au schéma explicite disponible à l'origine. Il est maintenant largement utilisé pour la simulation de phénomènes statiques ou dynamiques faisant intervenir des matériaux composites [41].

Deux approches ont été mises en œuvre pour le maillage. La première est classique et utilise des éléments coques multiplis pour représenter les stratifiés. La deuxième tente de modéliser explicitement les plis au contact de la colle et de prendre en compte leurs processus de séparation. Dans les deux cas, c'est le schéma d'intégration explicite qui a été utilisé, en raison des non linéarités rencontrées, ainsi que de certaines contraintes de modélisation du logiciel.

3.3.1 Éléments

3.3.1.1 Modélisation des stratifiés par éléments coques

La première modélisation consiste à utiliser des éléments coques stratifiés 24 plis pour représenter les substrats. Il s'agit d'une approche qui est souvent mise en œuvre pour représenter de grandes structures en matériaux composites. Elle est plus élaborée qu'une modélisation coque mono-ply incorporant les propriétés homogénéisées du stratifié orthotrope puisqu'elle permet de prendre en compte la rupture de chacun des plis le composant.

L'élément coque utilisé comporte quatre nœuds et 6 degrés de liberté par nœud. Il s'agit du type 16 dans LS-Dyna. C'est un élément à intégration complète utilisable à la fois en résolution implicite et explicite. On définit 24 points d'intégration dans l'épaisseur de l'élément, en renseignant pour chacun de ces points une épaisseur (ici 0,1 mm) et une orientation différente (0° , 90° , 45° , -45°) pour représenter la séquence d'empilement.

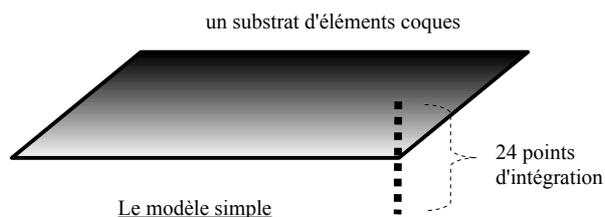


Figure 3.73 : Éléments coques à 24 points d'intégration dans l'épaisseur

La deuxième modélisation sépare les quatre couches situées près du joint de colle du reste du stratifié. On obtient donc un ensemble de cinq couches d'éléments coques empilées (Fig 3.74). La première est de type multipli et comporte 20 points d'intégration correspondant aux 20 plis simulés. Les quatre autres ne sont constituées que d'un pli chacune. Elles comportent néanmoins trois points d'intégration permettant une description plus fine du champ de contrainte dans l'épaisseur de chaque pli.

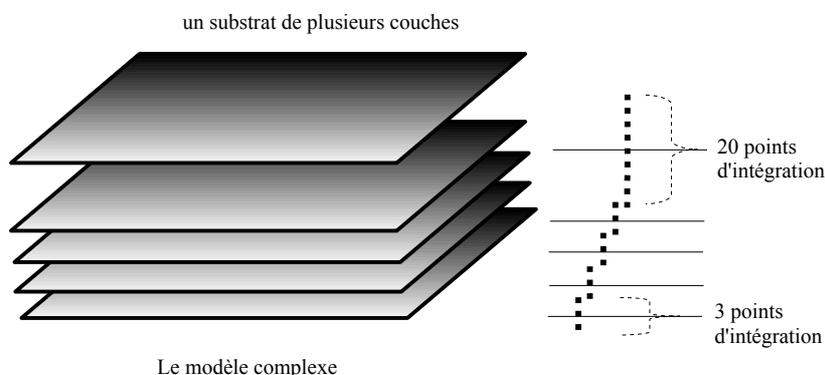


Figure 3.74 : Modèle détaillé : coque 20 plis + 4 coques 1 pli

Dans un deuxième temps, une autre formulation d'élément a été utilisée pour représenter les stratifiés. Il s'agit d'un élément volumique appelé coque épaisse dans le code LS-Dyna. Il est également appelé solide multicouches dans d'autres codes. Cet élément possède la connectivité d'un élément volumique classique avec trois degrés de liberté par nœud, mais la cinématique et la loi de comportement d'un élément coque. Cet élément, qui n'était pas disponible au début de cette étude, a été finalement préféré à l'élément coque classique car il offre les mêmes performances avec les mêmes temps de calcul, mais rend le modèle plus « lisible » en post-processing.

3.3.1.2 Modélisation des interfaces

Dans le cas du modèle détaillé, il est nécessaire de relier les différentes couches d'éléments coques. Plusieurs possibilités ont été explorées. Parmi celles-ci, on peut citer l'utilisation de lois de contact disponibles dans le code ou l'utilisation d'éléments poutres reliant chacun des nœuds superposés des différentes couches (Fig 3.75). Nous avons finalement retenu l'approche de zone cohésive, dont le modèle de matériau sera décrit au paragraphe 3.3.2. Ce modèle s'appuie sur des éléments volumiques spécialement formulés et comprenant quatre nœuds. Une couche de ces éléments est disposée entre chacun des plis (Fig 3.76). La formulation de ces éléments fait qu'il n'est pas possible de superposer plus d'un élément de zone cohésive dans l'épaisseur de l'interface. Ceci a amené un problème supplémentaire pour le maillage. En effet, lorsqu'on modélise une seule interface avec ce type d'élément, il est possible de fusionner les nœuds opposés de l'élément avec les nœuds des éléments coques contigus. L'élément de zone cohésive est ainsi rattaché aux deux matériaux dont il permet la séparation. Dans le cas d'une superposition de plusieurs fissures potentielles, cette technique n'est plus possible, car elle supposerait de fusionner les nœuds des éléments coques à la fois avec les éléments de zone cohésive se situant au dessus et au dessous, attachant de fait les deux éléments de zone cohésive. Ceci conduit à une erreur dans la résolution.

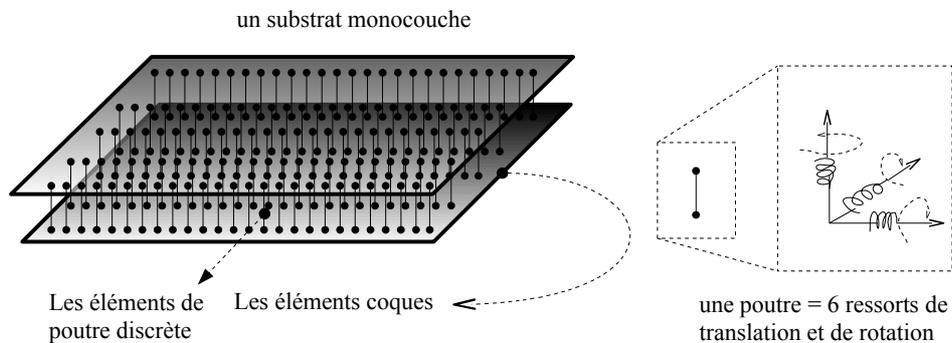


Figure 3.75 : Liaison entre plis par éléments poutres

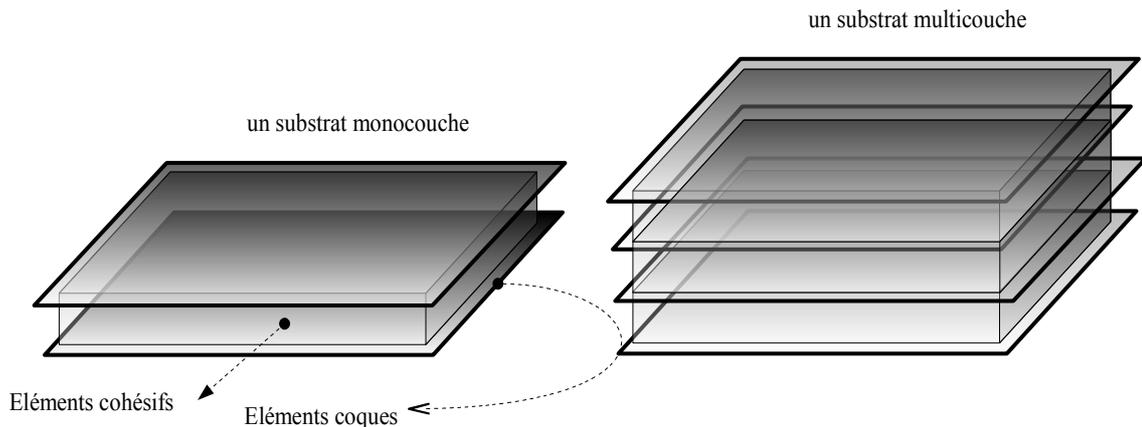


Figure 3.76 : Éléments cohésifs placés entre les couches d'éléments coques

La solution adoptée pour pallier ce problème consiste à imposer des conditions de contact entre les éléments cohésifs et les éléments coques. Les paramètres de ce contact « collé » sont réglés de façon à ce que l'empilement d'éléments coques redonne le comportement élastique du stratifié (modélisation coque multicouche simple) pour des sollicitations de traction et de flexion.

3.3.1.3 Modélisation de la couche de colle

La couche de colle est représentée à l'aide d'éléments volumiques classiques à 8 nœuds et à intégration complète.

3.3.2 Matériaux

3.3.2.1 Modèle de comportement du pli élémentaire

Le code LS-Dyna possède plusieurs formulations matérielles adaptées aux composites [65]. Nous avons retenu la formulation MAT_054 (MAT_ENHANCED COMPOSITE_DAMAGE) pour notre étude. Il s'agit d'un modèle matériau utilisable avec des éléments coques ou coques épaisses qui permet de définir un comportement orthotrope pour un pli élémentaire. Il dispose d'un critère de rupture qui peut être de type Chang-Chang [66] ou Tsai -Wu, au choix de l'utilisateur.

Le critère utilisé est défini comme suit :

$$\text{Rupture de fibres en traction, } \sigma_{11} \geq 0$$

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \geq 0 \text{ rupture} \quad (3.1)$$

$$< 0 \text{ élastique}$$

Si la rupture se produit, le matériau est dégradé avec $E_1 = E_2 = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$

Si $\beta = 1$, nous obtenons le critère d'origine de Hashin (1980)

$\beta = 0$, nous obtenons le critère de la contrainte maximale

Rupture de fibre en compression, $\sigma_{11} < 0$

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C} \right)^2 - 1 \geq 0 \text{ rupture} \quad (3.2)$$

$$< 0 \text{ élastique}$$

Si la rupture se produit, le matériau est dégradé avec $E_1 = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$

Rupture de la matrice en traction

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \geq 0 \text{ rupture} \quad (3.3)$$

$$< 0 \text{ élastique}$$

Si la rupture se produit, le matériau est dégradé avec $E_2 = G_{12} = \nu_{21} = 0$

Rupture de la matrice en compression et en cisaillement

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_C} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C} \right) \left[\frac{Y_C^2}{4S^2} - 1 \right] + \left(\frac{\sigma_{12}}{S} \right)^2 - 1 \geq 0 \text{ rupture} \quad (3.4)$$

$$< 0 \text{ élastique}$$

Si la rupture se produit, le matériau est dégradé avec $E_2 = G_{12} = \nu_{21} = 0$

où

σ_{11} : contrainte dans la direction longitudinale,

- σ_{22} : contrainte dans la direction transverse,
- σ_{12} : contrainte de cisaillement,
- X_T : contrainte de rupture longitudinale en traction,
- X_C : contrainte de rupture longitudinale en compression,
- Y_T : contrainte de rupture transverse en traction ,
- Y_C : contrainte de rupture transverse en compression ,
- S_C : contrainte de rupture de cisaillement, plan 1-2

On peut également surcharger le modèle en ajoutant des critères de rupture en déformation du type :

- traction ou compression dans le sens des fibres
- traction dans le sens transverse
- cisaillement

Dans le cas où ils sont définis, ces critères remplacent ceux en contraintes.

Ce modèle est adapté à la définition de coques multicouches représentant des empilements de plusieurs matériaux de différentes orientations et de différentes épaisseurs. A ce titre, il peut être utilisé pour la modélisation de stratifiés ou de sandwichs. La rupture de l'élément est gérée par le critère présenté plus haut qui est appliqué à chaque pli (point d'intégration). Quand un critère est atteint dans chacun des plis, l'élément est supprimé du modèle.

Finalement les caractéristiques retenues pour la modélisation du pli élémentaire sont les suivantes :

Module d'Young (MPa)		Module de cisaillement (MPa)		Coefficient de Poisson		Contrainte à rupture (MPa)	
E_{11}	220730	G_{12}	3260	ν_{12}	0.317	X_T	1500,
E_{22}	6900	G_{23}	2460	ν_{23}	0.4	Y_T	20, Y_C 30
E_{33}	6900	G_{31}	3260	ν_{31}	0.0099	S	50

Tableau 3.7 : Propriétés mécaniques du pli utilisées pour la modélisation (MAT_054)

3.3.2.2 Modèle de comportement de l'adhésif

Le comportement de la colle est simulé à l'aide du modèle MAT_024 (MAT_PIECEWISE_LINEAR_PLASTICITY), qui permet de définir un comportement élastoplastique. La relation contrainte-déformation peut être définie de deux manières. La première consiste à retenir un comportement bilinéaire avec la définition d'une limite élastique et d'un changement de pente, défini par un module tangent. La seconde consiste à définir un comportement arbitraire en introduisant la courbe de la contrainte vraie en fonction de la déformation plastique vraie. C'est cette deuxième méthode qui a été retenue, car la caractérisation expérimentale de la colle (figure 2.19 du chapitre II) ne montre pas un comportement assimilable à une loi bilinéaire. La courbe de comportement introduite est donc facilement déduite de la courbe expérimentale. Ce modèle permet également de gérer la rupture du matériau ainsi que de définir une dépendance à la vitesse de déformation, mais ces possibilités ne seront pas exploitées ici.

Le tableau 3.8 et la figure 3.77 présentent les propriétés de l'adhésif (paramètres élastiques et courbe de comportement plastique).

Module d'Young (MPa)		Coefficient de Poisson	
E	6000	ν	0.3

Tableau 3.8 : Propriétés mécaniques de la colle

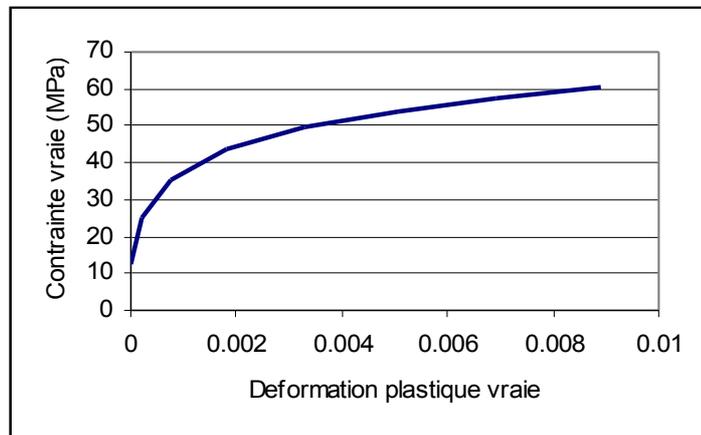


Figure 3.77 : Comportement plastique de la colle

3.3.2.3 Prise en compte du délaminage : modèle de zone cohésive

Le délaminage étant un mode de rupture prépondérant dans le problème étudié, sa prise en compte correcte est très importante. Les possibilités qu'offre LS-Dyna sont au nombre de deux. La première méthode consiste à utiliser une loi de contact permettant la séparation, appelée CONTACT_TIEBREAK dans le code. Différentes formulations sont disponibles. La plus simple permet de séparer les éléments liés par contact dès qu'une certaine contrainte est atteinte. Ce modèle offre une approximation très insuffisante, la rupture simulée est trop brutale et incontrôlée. Les formulations les plus élaborées font intervenir des lois de séparation basées sur la mécanique de la rupture. A ce titre, elles se rapprochent du modèle de zone cohésive, qui est l'autre possibilité offerte par LS-Dyna. C'est cette dernière méthode qui a été adoptée dans cette étude.

La loi de traction-séparation des plis décrit le comportement de la zone cohésive. Nous avons retenu la formulation la plus simple disponible dans le code, qui est aussi la plus utilisée dans la littérature. Il s'agit d'une traction linéaire suivie d'un adoucissement linéaire également. La figure 3.78 montre ce comportement bilinéaire dans le cas d'un essai DCB, de séparation en mode I.

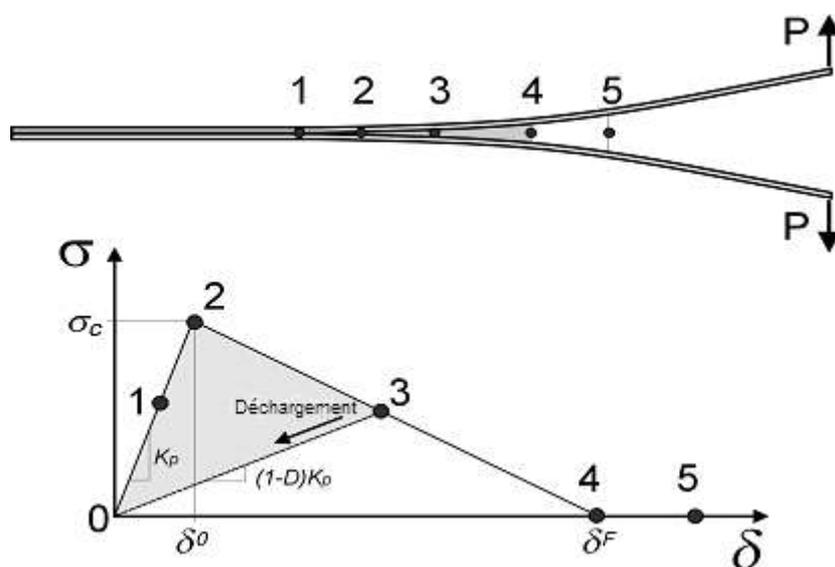


Figure 3.78 : Modèle de comportement bilinéaire

Sur cette figure, le point 1 correspond à la partie élastique du comportement du matériau. Si la structure est déchargée à ce stade, le retour est élastique, avec la raideur initiale. Le point 2 représente l'initiation de l'endommagement. Lorsque le chargement est poursuivi jusqu'au point 3, le matériau est endommagé, et sa raideur est diminuée, mais les plis ne sont pas séparés. Le paramètre d'endommagement D est compris entre 0 et 1. Si on décharge la structure au point 3, le matériau suivra la ligne 3-0. L'aire (0,2,3)

représente l'énergie dissipée à ce stade. Au point 4, les deux plis se séparent totalement, le paramètre D vaut 1. L'aire totale (0,2,4) représente l'énergie de rupture, c'est à dire l'énergie nécessaire pour séparer totalement les deux plis. Dans LS-Dyna cette énergie correspond au taux de restitution d'énergie G et est exprimée en unités énergie/surface. Il faut également entrer dans le modèle la pente élastique initiale et la contrainte d'initiation (point 2). La valeur du déplacement à rupture (point 4) est alors automatiquement déduite de ces trois précédents paramètres.

Mode mixte

La loi présentée plus haut est valable pour un chargement de traction et une séparation des plis dans la direction normale au plan de délaminage. Le comportement général tridimensionnel nécessite le calcul des déplacements normaux et tangents pour la prise en compte du mode mixte I+II de rupture.

Les déplacements relatifs entre les deux plis ($\delta_1, \delta_2, \delta_3$) sont calculés, et les deux déplacements tangents sont combinés en un déplacement de cisaillement.

$$\delta_{II} = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2}$$

Le mode I est régi par le déplacement normal : $\delta_I = \delta_3$

Le déplacement total en mode mixte est alors donné par : $\delta_m = \sqrt{\delta_I^2 + \delta_{II}^2}$

Le rapport de mixité étant : $\beta = \frac{\delta_{II}}{\delta_I}$

Ce concept est illustré par la figure 3.79. T et S sont respectivement les contraintes d'initiation en traction et en cisaillement. L'initiation de l'endommagement se produit pour un déplacement en mode mixte de :

$$\delta^0 = \delta_I^0 \delta_{II}^0 \sqrt{\frac{1 + \beta^2}{(\delta_{II}^0)^2 + (\beta \delta_{II}^0)^2}} \quad (3.5)$$

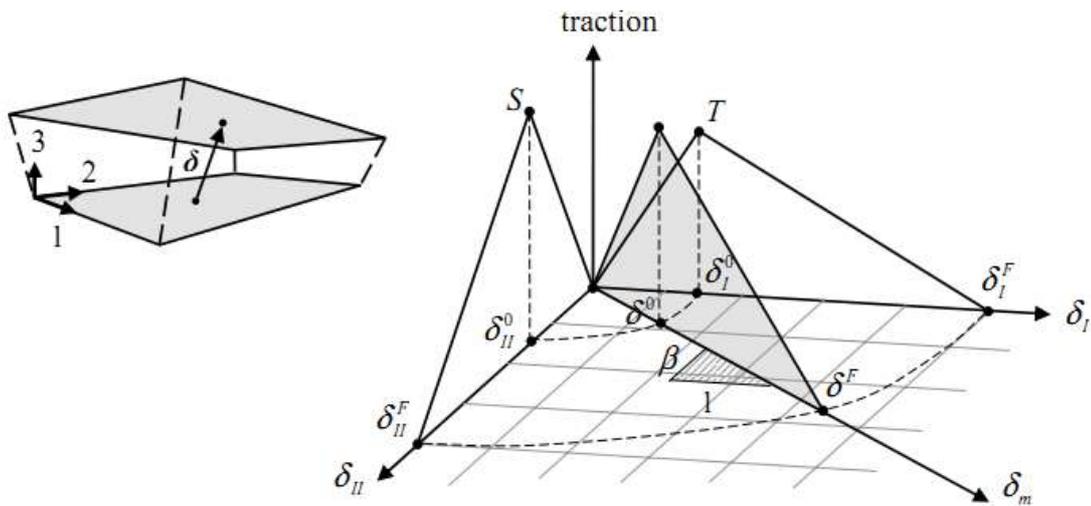


Figure 3.79 : Loi de traction séparation bilinéaire en mode mixte

La propagation du délaminage en mode mixte est couramment décrite en terme de loi puissance

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}} \right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^\alpha = 1$$

Le paramètre α étant à ajuster entre 1 et 2.

Dans LS-Dyna les paramètres à introduire dans la carte matériau MAT_138 sont :

densité , RHO

pente initiale en mode I, EN

pente initiale en mode II, ET

taux de restitution d'énergie critique en mode I, GIC

taux de restitution d'énergie critique en mode II, GIIC

contrainte seuil en traction, T

contrainte seuil en cisaillement, S

paramètre de mode mixte, XMU

Le paramètre de mode mixte XMU permet de choisir entre une loi puissance et une loi de Benzeggagh-Kenane (B-K) pour le calcul du déplacement ultime δ_F .

Dans le premier cas XMU > 0 on obtient la loi puissance, et:

$$\delta_F = \frac{2(1+\beta)^2}{\delta^0} \left[\left(\frac{EN}{G_{IC}} \right)^{XMU} + \left(\frac{ET\beta^2}{G_{IIC}} \right)^{XMU} \right]^{-\frac{1}{XMU}} \quad (3.6)$$

Dans le deuxième cas $XMU < 0$ on obtient la loi B-K

$$\delta_F = \frac{2}{\delta^0 \left(\frac{1}{1+\beta^2} EN + \frac{\beta^2}{1+\beta^2} ET \right)} \left[G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{\beta^2 ET}{EN + \beta^2 ET} \right)^{|XMU|} \right] \quad (3.7)$$

Dans notre cas, en l'absence de données précises sur les interactions en mode mixte, nous utiliserons la loi puissance.

Un des problèmes posés par l'utilisation des modèles de zone cohésive est la sensibilité au maillage. Il faut souvent un maillage très fin pour capturer les phénomènes de délaminage, au prix de temps de calcul prohibitifs. La taille des éléments doit permettre de détailler les phénomènes se produisant dans toute la longueur de la zone cohésive. Cette longueur l_{zc} dépend de plusieurs paramètres selon la formule générale :

$$l_{zc} \approx E \frac{G_c}{\sigma_{\max}}$$

où G_c est le taux de restitution d'énergie critique, E le module d'Young équivalent du matériau et σ_{\max} la contrainte d'initiation de l'endommagement.

On considère généralement que 3 à 5 éléments sont nécessaires dans cette zone. Or Turon et al. [67] ont montré qu'il était possible d'adapter les paramètres du modèle pour qu'il conserve ses performances avec un maillage plus grossier. Leur étude montre que les paramètres de pente initiale et de contrainte d'initiation sont peu influents par rapport au taux d'énergie critique. On peut donc abaisser la contrainte d'initiation de l'endommagement sans toucher au paramètre G_{IC} , pour adapter le modèle à des éléments de plus grande taille. Ce principe est présenté sur la figure 3.80.

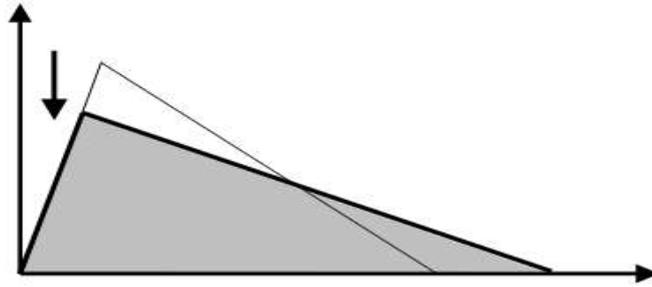


Figure 3.80 : Adaptation de la contrainte d'initiation

Cette constatation va nous permettre d'adapter nos paramètres de comportement de zone cohésive en conservant une taille de maillage exploitable. Cette équivalence de comportement pour différentes valeurs de T et S a été validée par la simulation d'un essai DCB.

Les paramètres retenus sont finalement :

Rigidité normale au plan des éléments cohésifs (N/mm ³),	EN = 3600
Rigidité dans le plan des éléments cohésifs (N/mm ³),	ET = 5400
Taux de restitution d'énergie critique en mode I (MPa.mm),	GIC = 0,3
Taux de restitution d'énergie critique en mode II (MPa.mm),	GIIC = 0,6
Contrainte seuil en mode I (MPa),	T = 17
Contrainte seuil en mode II (MPa),	S = 40
Paramètre de mode mixte,	XMU = 1
Déplacement ultime en mode I (mm),	UND = calculé
Déplacement ultime en mode II (mm),	UTD = calculé

Tableau 3.9 : Propriétés mécaniques des éléments cohésifs pour la modélisation numérique

3.3.3 Conditions aux limites

Les conditions aux limites appliquées sont classiques pour les modèles de traction de joints simple recouvrement. Le joint est orienté suivant la direction x, y est la direction de la largeur, z la direction normale au plan de joint.

Blocage à gauche : les nœuds situés sur la face extrême gauche du joint sont bloqués en translation dans les directions X, Y et Z, et en rotation dans la direction Y.

Traction à droite : les nœuds situés sur la face extrême droite du joint sont bloqués en translation dans les directions Y et Z, et en rotation dans la direction Y. La sollicitation de traction est appliquée dans la direction X.

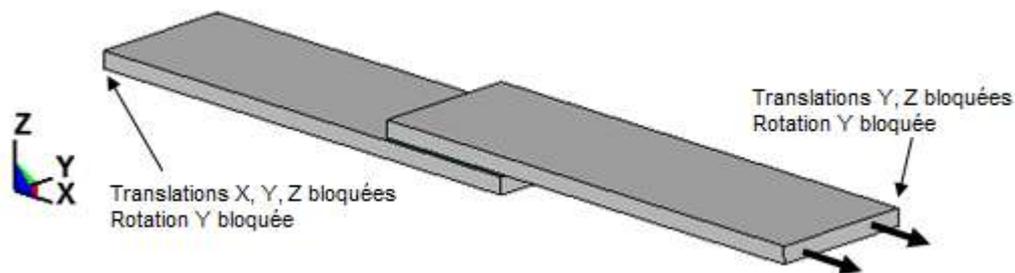


Figure 3.81 : Conditions aux limites

Il faut noter qu'il n'est pas possible d'appliquer des conditions de symétrie dans notre modèle. La géométrie et le chargement appliqué possèdent un plan de symétrie XZ. En ce qui concerne le matériau stratifié lui même, cette symétrie est valable pour les plis orientés à 0° et 90° , mais pas pour les plis orientés à 45° et -45° , ce qui oblige donc à travailler avec un modèle complet.

3.3.4 Assemblage

Le modèle du joint collé est un ensemble de différents maillages. Plusieurs stratégies peuvent être adoptées pour réaliser cet assemblage.

Dans le cas du modèle de stratifiés multicouches, les nœuds des faces inférieure et supérieure de la couche de colle sont fusionnés avec les nœuds correspondants des substrats. Il ne peut donc pas y avoir de rupture entre la colle et les substrats. Ce modèle gère la rupture par dégradation des plis des composites. Classiquement, le maillage en éléments coques est sensé représenter la surface moyenne de la structure mince représentée. Dans le cas de la modélisation retenue, il nous faut décaler le plan de référence représenté par le maillage. Il s'agit de la face supérieure du substrat inférieur, et de la face inférieure du substrat supérieur (Fig 3.82). A gauche on peut voir le maillage réel, et à droite la position du volume qui est représenté par les éléments coques affectés d'un décalage.

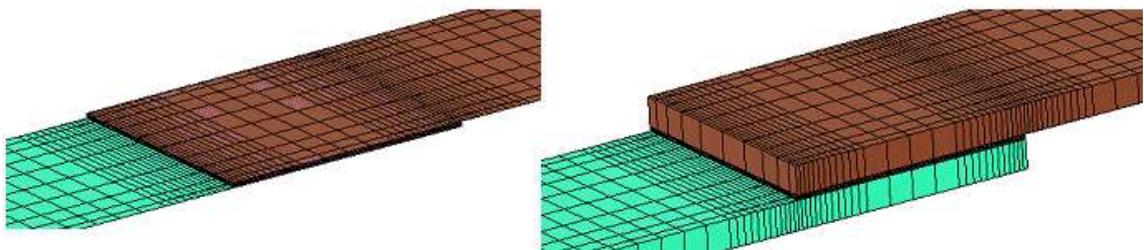


Figure 3.82 : Décalage de la surface de référence du maillage coques

Dans le cas du modèle complexe, il est intéressant de limiter le nombre de pièces à modéliser. C'est pourquoi seul le substrat supérieur a été modélisé avec quatre plis séparés. Le substrat inférieur est modélisé avec des éléments de coque épaisse à 24 plis. Ce choix est justifié par les constatations expérimentales, qui montrent que la rupture se produit indifféremment dans l'un ou l'autre des substrats. La modélisation adoptée oblige la rupture à se produire dans le substrat supérieur, mais ne modifie pas la nature des mécanismes. Les possibilités d'endommagement du substrat inférieur sont également conservées. Ce choix a été validé par la comparaison des résultats obtenus dans ce cas par rapport à ceux obtenus avec une modélisation complexe du même type pour les deux substrats. On obtient le même comportement, mais un temps de calcul presque deux fois supérieur.

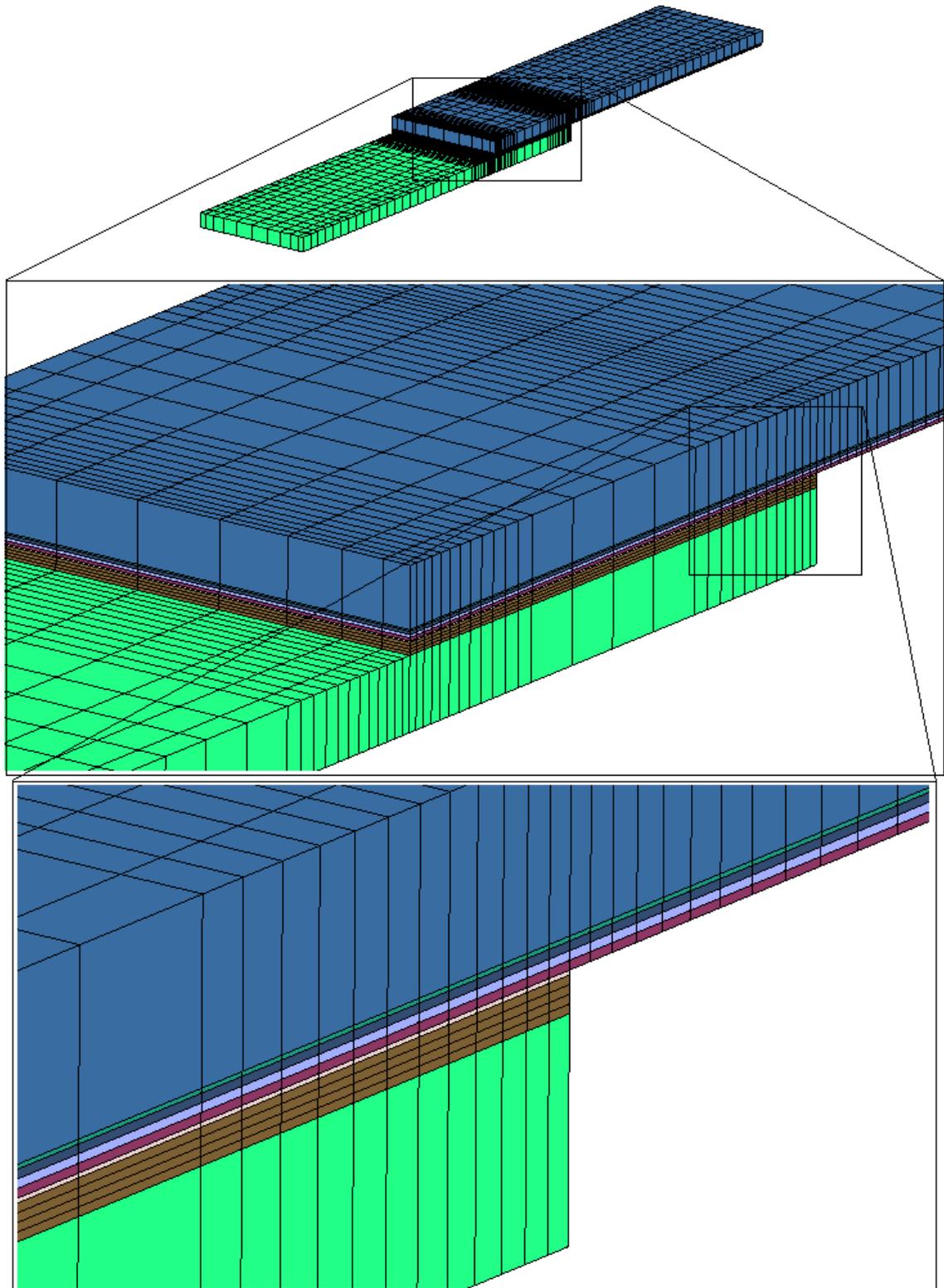


Figure 3.83 : Modélisation « complexe »

3.3.5 Discrétisation

Le choix d'une taille de maillage résulte d'un compromis à trouver entre le temps de calcul et la précision des résultats.

Dans la zone proche des extrémités du recouvrement, où les contraintes sont les plus grandes, le maillage doit être plus fin. Afin de vérifier la qualité du maillage, nous étudions dans la zone où celui-ci est raffiné l'influence du nombre d'éléments sur la répartition et la valeur des contraintes de pelage.

Cette zone représente une longueur de 6 mm de part et d'autre de l'extrémité du recouvrement, telle que représenté sur la Figure 3.84. Chaque côté de la zone est maillé de manière symétrique, avec successivement 6, 12, puis 20 éléments. De la même manière le joint complet est maillé avec 6, 10, puis 20 éléments dans sa largeur. Les résultats de l'étude sont présentés Figure 3.86 et Figure 3.87. A chaque fois un déplacement en traction de 0,2 mm dans la direction X est appliqué au joint collé.

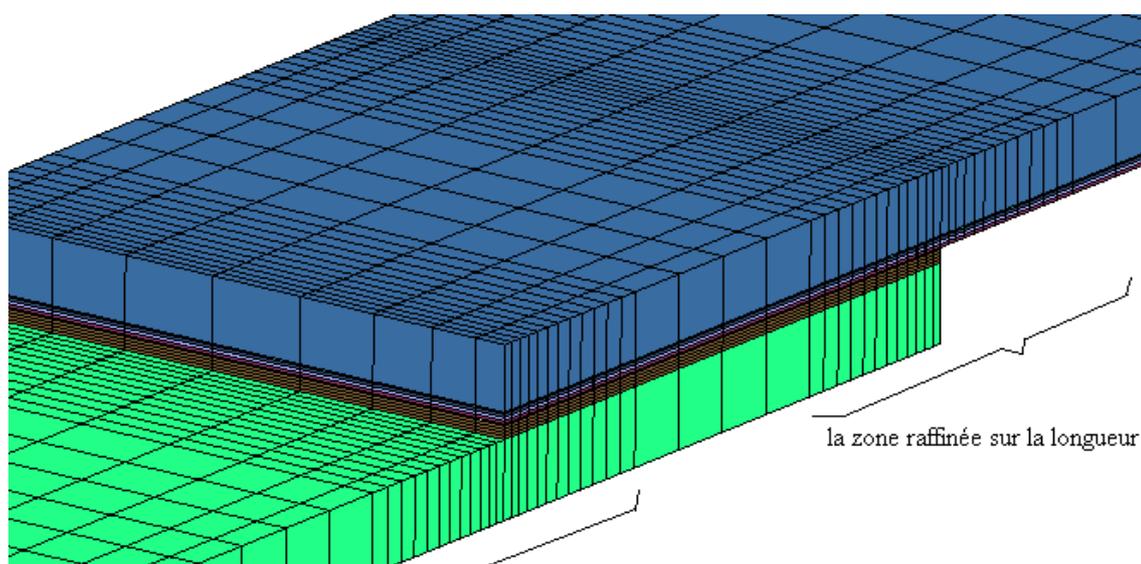


Figure 3.84 : Zone de raffinement locale

Les calculs sont réalisés sur un PC standard sous Windows XP (core2-1CPU , ram 2 Go) . Les résultats obtenus sont présentés dans le tableau 3.10.

Modèle	Éléments coques	Éléments cohésifs	Taille d'élément minimum, mm	Temps de calcul
Maillé 6 éléments	4400	4320	0,66	50 min
Maillé 12 éléments	6200	6360	0,33	1,5-2 hrs
Maillé 20 éléments	8600	9080	0,20	4-5 hrs

Tableau 3.10 : Nombre d'éléments utilisés et temps de calcul

La contrainte de pelage dans les éléments cohésifs est relevée dans la largeur et la longueur du substrat entre les deux premières couches au contact de la colle. La position des éléments est précisée sur la Figure 3.85.

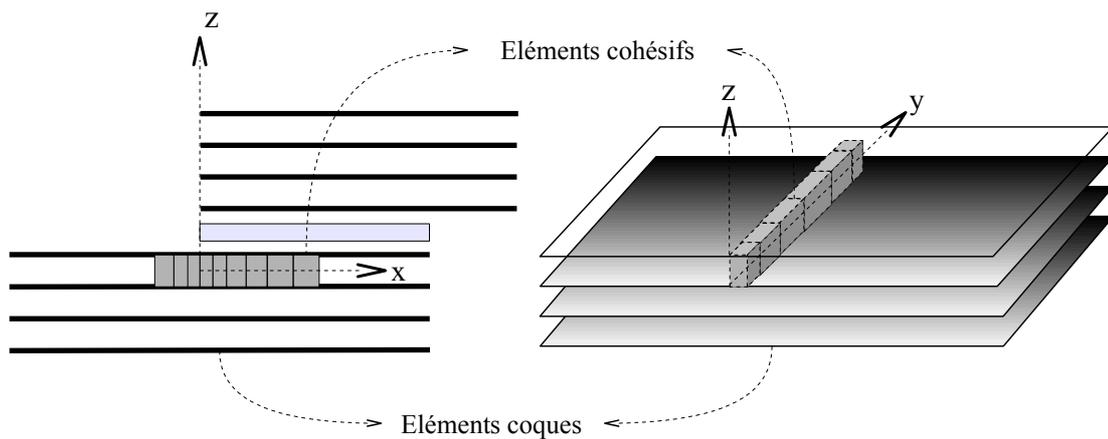


Figure 3.85 : Position des éléments cohésifs retenus pour l'étude de sensibilité au maillage

La répartition de contrainte obtenue avec 6, 12, puis 20 éléments dans la longueur et 6, 10, puis 20 éléments dans la largeur est présentée Figures 3.86-3.87 suivantes.

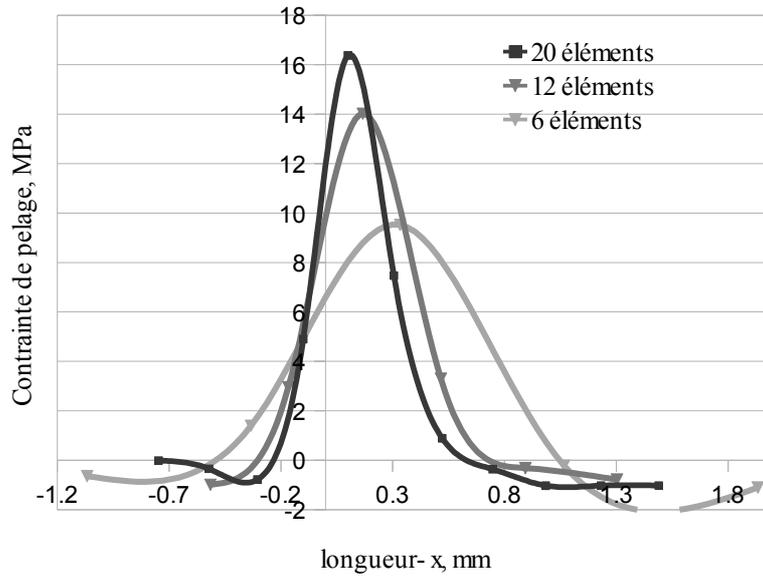


Figure 3.86 : Répartition des contraintes de pelage dans la longueur en fonction du raffinement

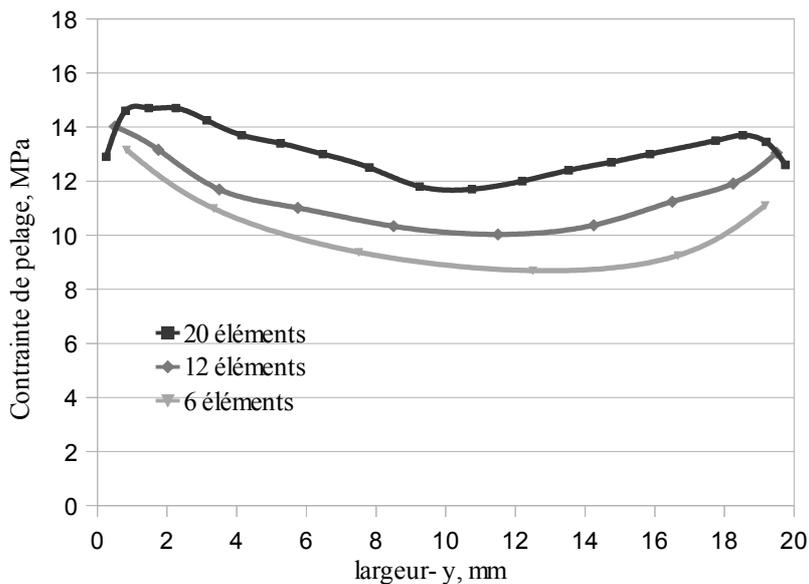


Figure 3.87 : Répartition des contraintes de pelage dans la largeur en fonction du raffinement

On constate des résultats corrects pour 20 éléments dans la largeur et 20 éléments dans la longueur. La limitation en mémoire vive de l'ordinateur ne permet pas de poursuivre l'étude de convergence au delà.

Finalement, un maillage de 12 éléments dans la longueur autour de la zone critique est retenu. On utilise 10 éléments dans la largeur. Ce choix n'est pas optimal mais représente le meilleur compromis temps/précision compte tenu des ressources de calcul disponibles. Ce maillage est celui qui est présenté sur la figure 3.83.

3.3.6 Résultats

3.3.6.1 Utilisation de l'algorithme d'intégration explicite

Tous les calculs présentés utilisent un algorithme d'intégration explicite présent dans LS-Dyna. Cette méthode présente l'avantage de pouvoir gérer les non linéarités plus facilement que la méthode implicite qui, dans notre cas, pose fréquemment des problèmes de convergence. Son utilisation est aussi imposée dans le cas du deuxième modèle car certaines formulations d'éléments et de lois de contact ne sont disponibles que pour la méthode explicite.

Le principal inconvénient de l'algorithme explicite est un temps de calcul important. En effet, dans le schéma explicite, le pas de temps utilisé est imposé par le logiciel. Il est proportionnel au rapport de la taille des éléments sur la vitesse du son dans le matériau. Cette vitesse est à son tour proportionnelle au rapport de la raideur du matériau sur sa densité. Un des moyens d'augmenter le pas de temps est donc d'augmenter artificiellement la densité du matériau. Cette technique appelée mass-scaling est délicate à appliquer dans le cas de chargements dynamiques rapides, en raison des phénomènes liés à l'inertie des structures, mais peut être utilisée ici puisqu'il s'agit d'un chargement quasi-statique. La densité des matériaux peut donc être augmentée pour tous les calculs. Le deuxième paramètre influant fortement sur le temps de calcul est le temps physique de la simulation. La vitesse des essais est beaucoup trop lente pour la simulation. Un calcul à vitesse réelle nécessiterait plusieurs centaines d'heures pour aboutir. La vitesse d'essai est donc augmentée artificiellement dans la simulation. En appliquant cette méthode, il faut cependant faire attention à ne pas activer des phénomènes liés à l'inertie des composants en entrant dans un régime de dynamique rapide. La figure 3.88 compare deux courbes obtenues à deux vitesses différentes, pour une densité des matériaux multipliée par 1000. L'utilisation d'une vitesse de 600 mm/min pour le chargement de traction ne modifie pas l'allure des courbes force déplacement obtenues mais on constate l'apparition d'oscillations lors du chargement le plus rapide. Nous avons donc choisi de conserver cette vitesse mais de multiplier la densité par 100 au lieu de 1000. Dans ce cas (Fig 3.89) les oscillations sont toujours présentes mais beaucoup plus faibles et les résultats peuvent être exploités avec des temps de calcul raisonnables.

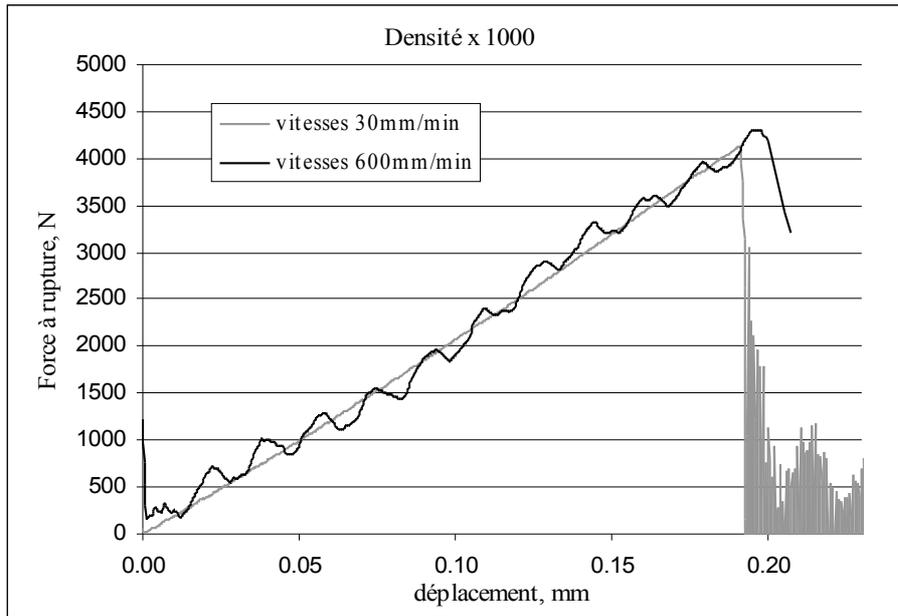


Figure 3.88 : Effet de la vitesse de traction pour une densité multipliée par 1000

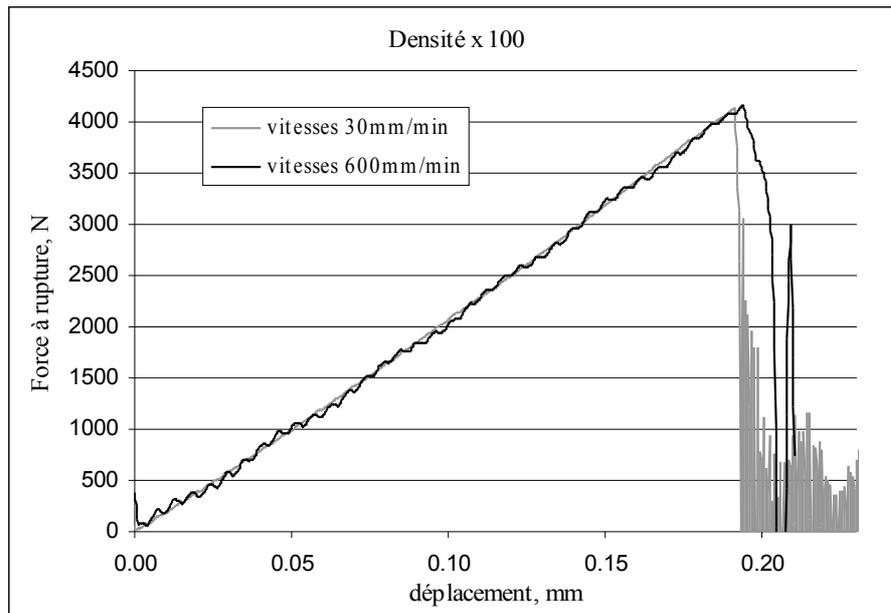


Figure 3.89 : Effet de la vitesse de traction pour une densité multipliée par 100

3.3.6.2 Vérification de la raideur du modèle

Un problème de glissement dans les mors s'étant produit lors des essais expérimentaux, il n'est pas possible de comparer directement les courbes force-déplacement numériques aux courbes des essais. Or il est très important de vérifier que nos modèles numériques restituent bien les déplacements de la structure réelle et possèdent la même raideur que les éprouvettes. C'est pourquoi certains essais ont été instrumentés avec un extensomètre. La figure 3.90 compare la courbe numérique (obtenue avec le modèle 1) et ces données d'extensométrie. Il ne s'agit pas de la courbe force déplacement de l'éprouvette, mais de celle d'une portion d'éprouvette de 50 mm située de part et d'autre du joint de colle. On constate que les raideurs numériques et expérimentales sont bien identiques, ce qui valide le modèle en terme de déplacements.

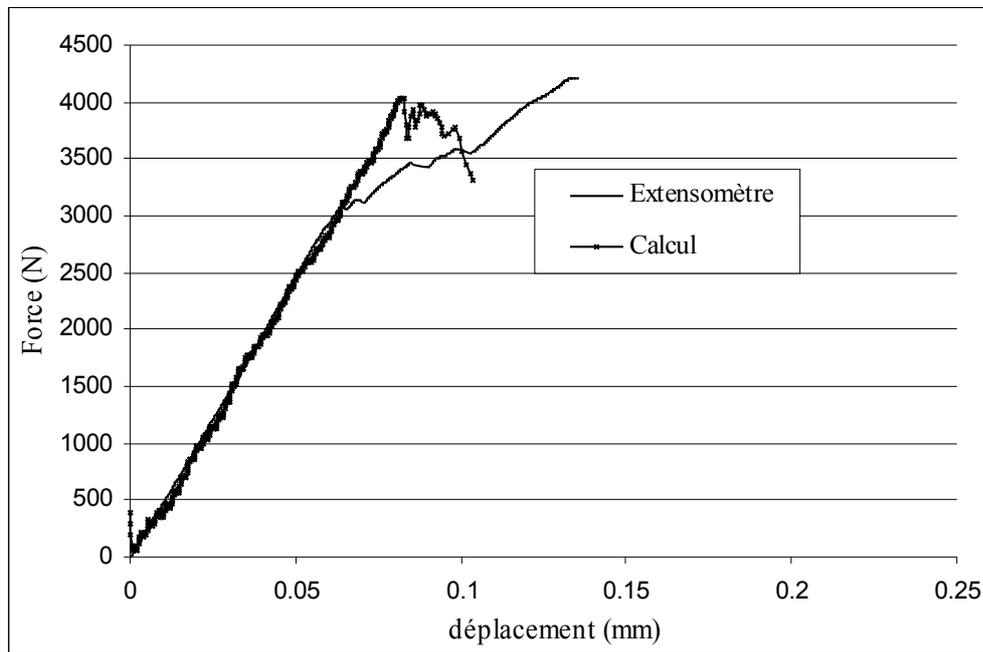


Figure 3.90 : Comparaison des raideurs mesurée et calculée par le modèle 1

3.3.6.3 Modèle coque simple

Le premier modèle ne gère pas le délaminage mais peut simuler des ruptures de plis dans les stratifiés. Les résultats sont cependant très dépendants de la formulation de cette rupture dans le modèle. La figure 3.91 présente l'allure amplifiée de la déformée obtenue.



Figure 3.91 : Déformée du modèle coques (x 20)

La figure 3.92 présente les courbes force-déplacement obtenues pour différentes directions de traction de la séquence QIQH[A].

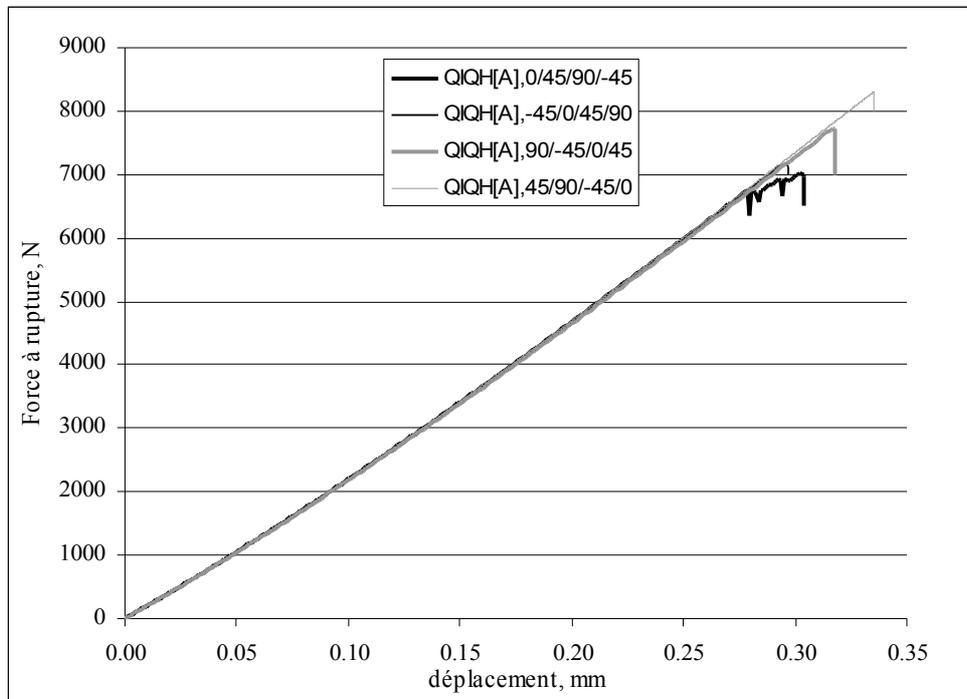


Figure 3.92 : Courbes force-déplacement obtenues pour la séquence QIQH[A] avec le modèle 1

La première série de résultats est présentée sur la figure 3.94, et comparée aux résultats expérimentaux présentés au chapitre II. Il s'agit de l'étude de la résistance du joint en fonction de l'orientation des premiers plis près de la colle. Les forces à rupture sont très largement surestimées par cette modélisation.

Dans le cas de ce modèle, il faut que tous les plis du stratifié soient rompus pour amener la suppression d'un élément. Ceci conduit à un modèle de rupture peu réaliste puisque c'est le substrat lui-même qui est totalement cassé (Fig 3.93).

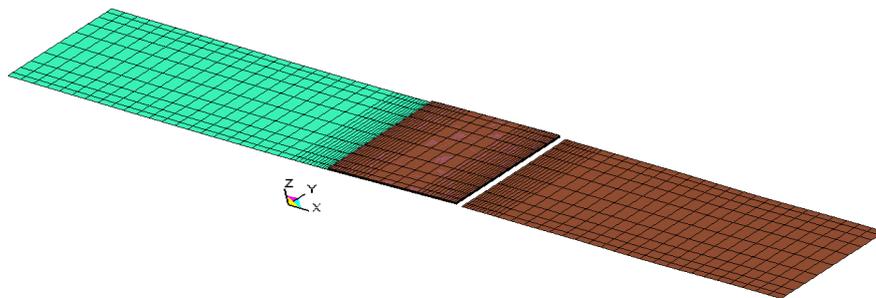


Figure 3.93 : Rupture du substrat dans le cas du modèle 1

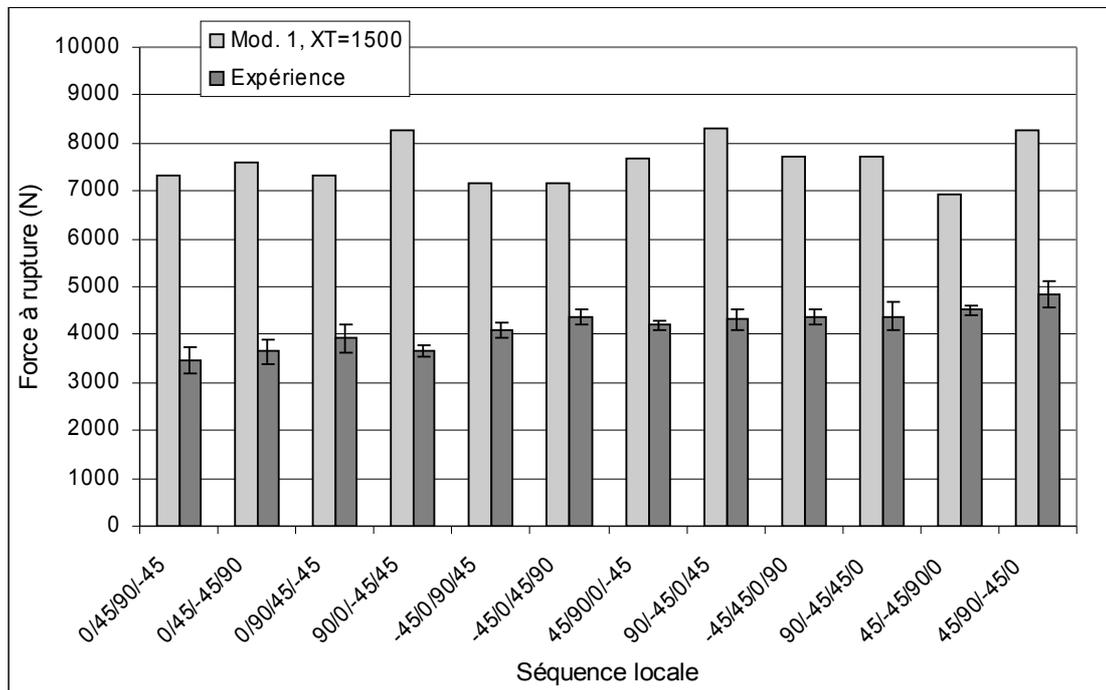


Figure 3.94 : Résultats du modèle 1, XT=1500 MPa. Stratifications QIQH

L'examen des contraintes dans les plis du stratifié montre que les plis à 0° ne rompent pas aux forces à rupture constatées expérimentalement car seules les contraintes dans le plan sont prises en compte par le modèle. Or, dans l'expérience, la rupture des plis à 0° se produit sous l'effet d'une combinaison de contraintes normales et longitudinales conduisant à la fissuration intralaminare.

Un artifice a été alors utilisé pour introduire cette fragilité des plis à 0° dans le modèle. Il consiste à réduire la limite à rupture des fibres en traction. Une valeur de 800 MPa a été retenue pour X_T . Les résultats obtenus sont présentés sur la figure 3.95.

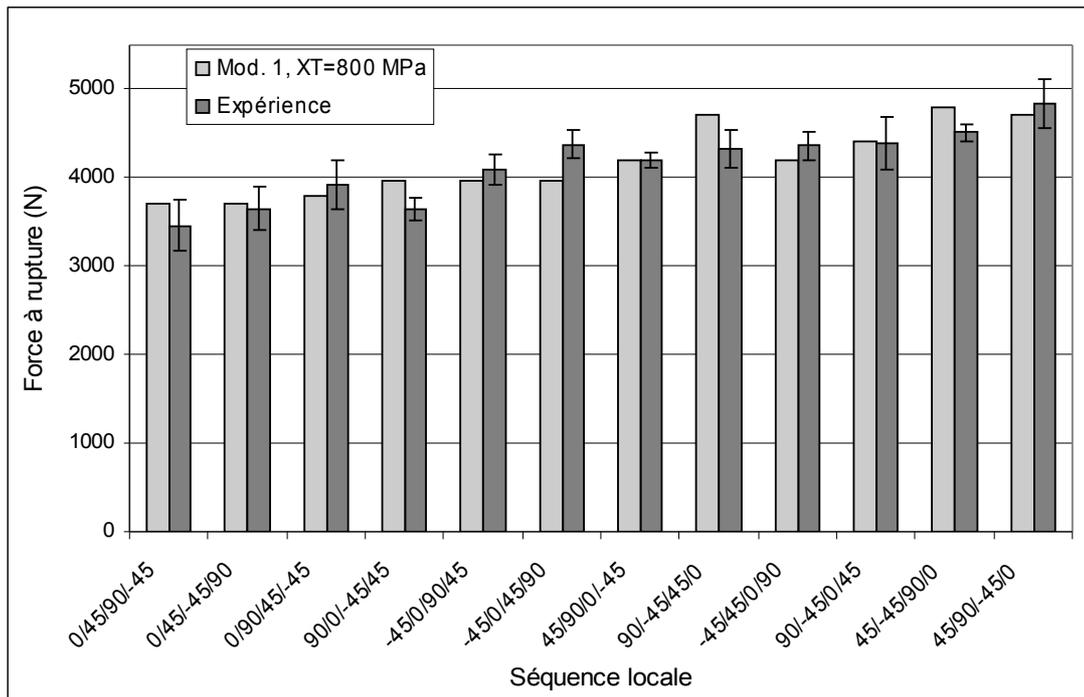


Figure 3.95 : Résultats du modèle 1, XT=800 MPa. Stratifications QIQH

Ces résultats sont de meilleure qualité, mais il faut rester conscient que le modèle a nécessité un recalage. Mises à part quelques séquences, on obtient une bonne approximation de la hiérarchie des forces à rupture en fonction de l'éloignement du pli à 0° de la couche de colle.

La figure 3.96 ci-dessous montre les courbes force déplacement obtenues avec la stratification de type AERO. On constate bien la différence de raideur des éprouvettes (pente des courbes) selon la direction de traction. Les effets globaux sont donc bien pris en compte par le modèle. Là encore, les valeurs à rupture sont trop importantes et la même modification de la valeur de X_T a été effectuée.

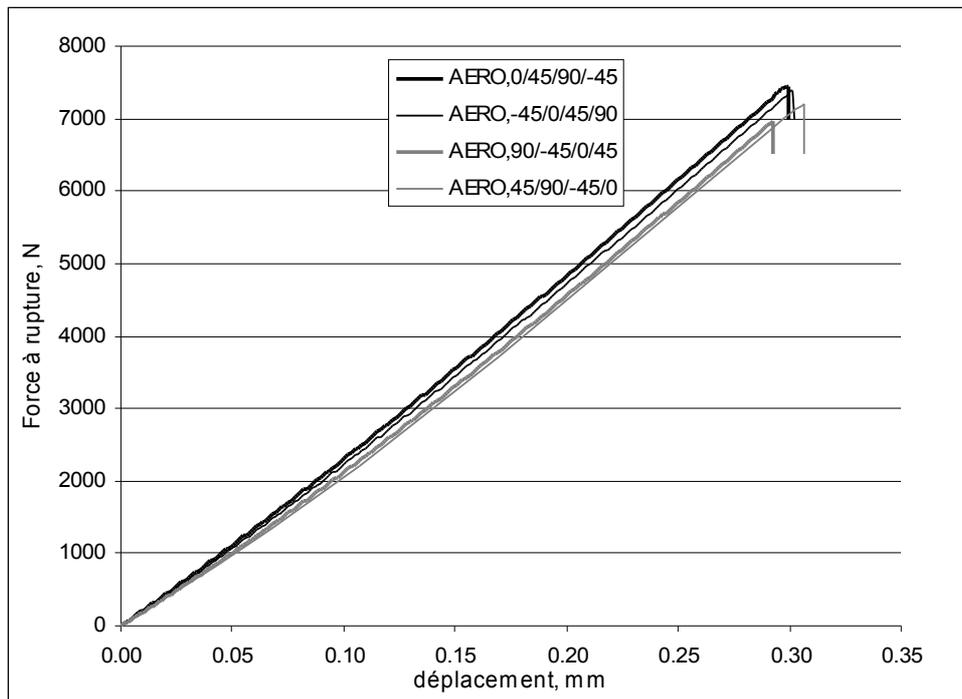


Figure 3.96 : Courbes force-déplacement obtenues pour la séquence AERO avec le modèle 1

Les résultats obtenus après cette modification sont présentés sur la figure 3.97

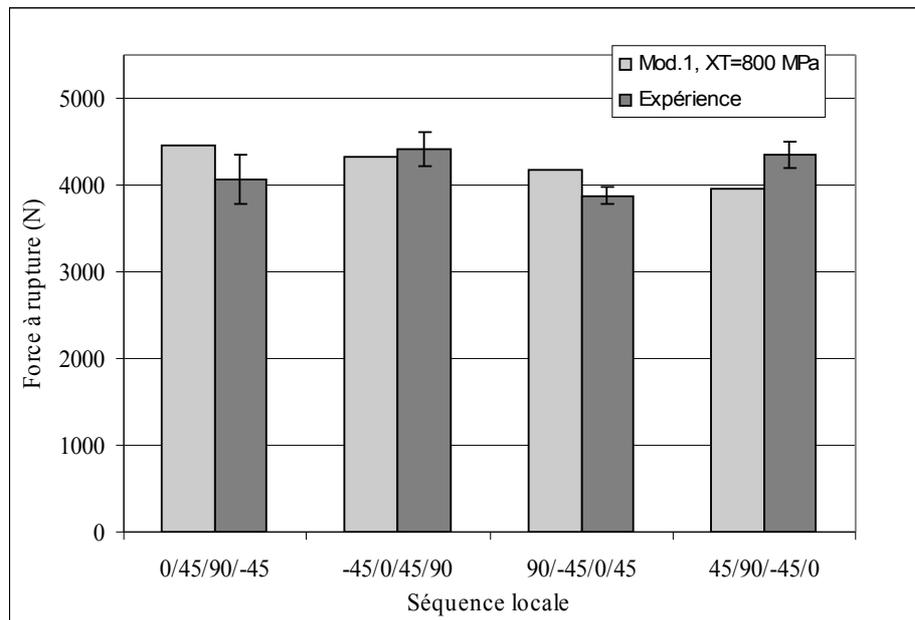


Figure 3.97 : Résultats du modèle 1, XT=800 MPa. Stratifications AERO

Si les ordres de grandeur sont corrects, la hiérarchie de résistance des différentes séquences n'est pas restituée par le modèle. Les résultats sont surtout dépendants de la raideur en flexion de la séquence AERO suivant la direction de sollicitation. Les

influences locales ne modifient pas ce classement.

Il faut noter que ce type de modélisation est surtout destiné à des structures de plus grandes dimensions que celles étudiées ici, où l'hypothèse de coques en état de contraintes planes n'est pas valide puisqu'il existe un état tridimensionnel de contrainte dont le rôle est très important dans le processus de rupture. Cette constatation justifie l'utilisation d'un modèle plus élaboré et permettant de prendre en compte les contraintes normales.

3.3.6.4 Modèle complexe

Les paramètres matériaux du modèle précédente sont inchangés, mise à part la valeur de X_T qui est ramenée à 1500 MPa. On doit cependant ajouter des éléments cohésifs, et des conditions de contact entre les éléments coques et ces éléments cohésifs. Le type de contact utilisé est « CONTACT_TIED_SHELL_EDGE_OFFSET » qui permet de tenir compte du décalage entre le plan moyen des plis (zone maillée) et la surface effective du contact (située à une demi épaisseur de pli du plan moyen). La figure 3.98 présente l'allure amplifiée de la déformée obtenue.

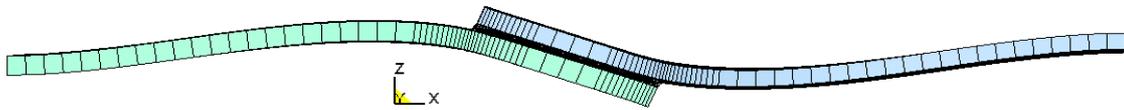


Figure 3.98 : Déformée dans le cas du modèle complexe (x 20)

La figure 3.99 présente les courbes de traction obtenues avec ce modèle pour différentes orientations des stratifications QIQH. On constate que toutes ces courbes ont bien la même pente dans leur partie élastique et que la rotation des QIQH ne modifie pas leur raideur.

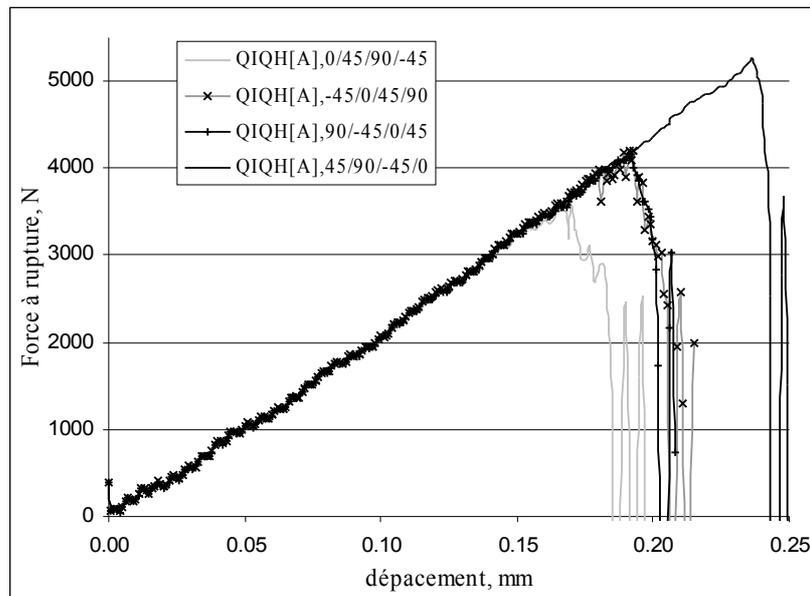


Figure 3.99 : Courbes force-déplacement obtenues pour la séquence QIQH[A] avec le modèle 2

Le mécanisme de rupture simulé par le modèle est cette fois plus réaliste. On obtient bien des délaminages se produisant sur une ou plusieurs interfaces. La figure 3.100 présente le substrat séparé du joint de colle, avec des plis endommagés.

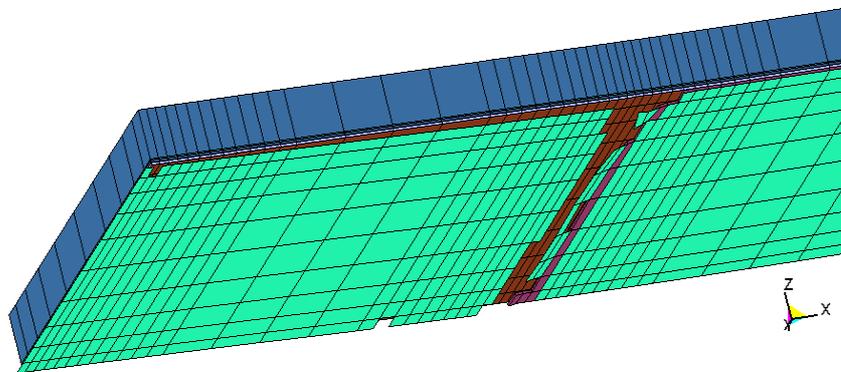


Figure 3.100 : Rupture d'un substrat simulée avec le modèle 2

Les résultats obtenus pour toutes les combinaisons d'orientation locale étudiées sont présentés sur la figure 3.101 dans le cas où le substrat inférieur est modélisé par des éléments coques épais 24 plis, et le substrat supérieur par des éléments coques épais 20 plis et des éléments coques séparés pour chacun des 4 plis restants.

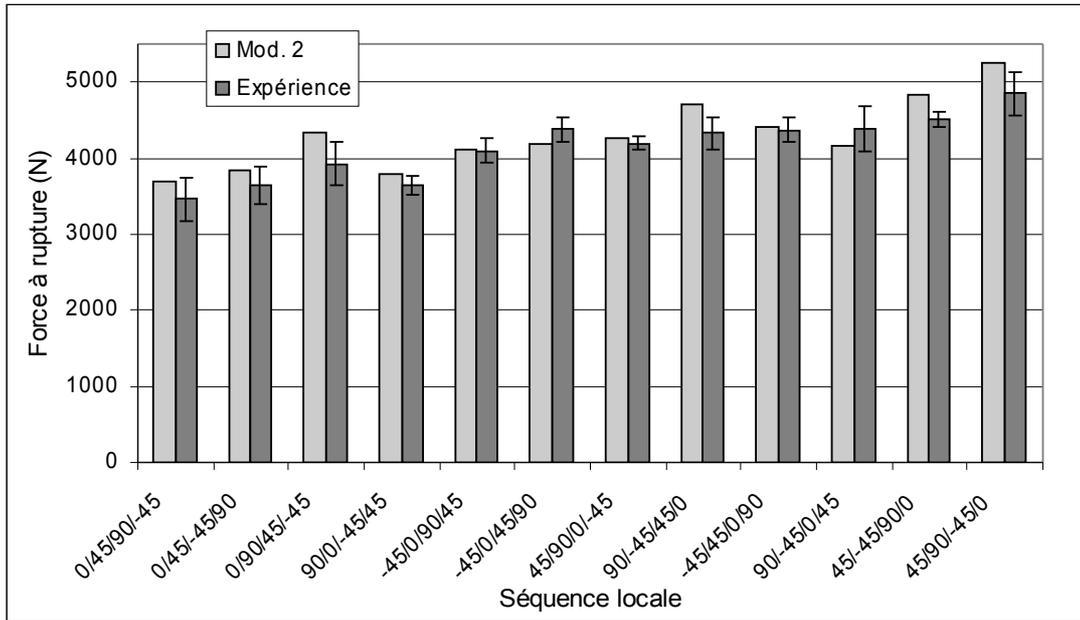


Figure 3.101 : Résultats du modèle 2. Stratifications QIQH

On constate une meilleure prévision des résultats expérimentaux que celle du précédent modèle. La hiérarchie de résistance des stratifications en fonction de l'éloignement du pli à 0° est notamment bien rendue. La moyenne des erreurs est de 4%, avec une erreur maximale de 10% pour la séquence 0/90/45/-45.

Dans le cas des séquences AERO, on a une différence de raideur en flexion selon les séquences. Ceci induit un changement de pente dans les courbes force déplacement (Fig 3.102). Les éprouvettes présentent une plus grande raideur dans les orientations 0° et 45° que dans les orientations 90° et -45°.

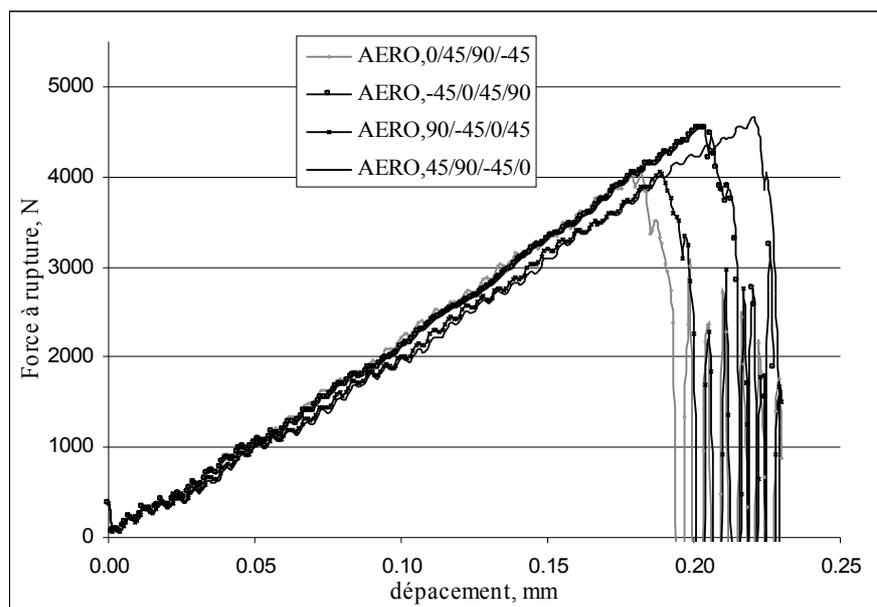


Figure 3.102 : Courbes force déplacement obtenues pour la stratification AERO avec le modèle 2

Les résultats de force à rupture obtenus pour les stratifications de type AERO sont présentés figure 3.103. On constate une bonne corrélation avec les données expérimentales avec des erreurs inférieures à 7%. Le couplage entre effets locaux et globaux est donc bien restitué avec ce type de modèle.

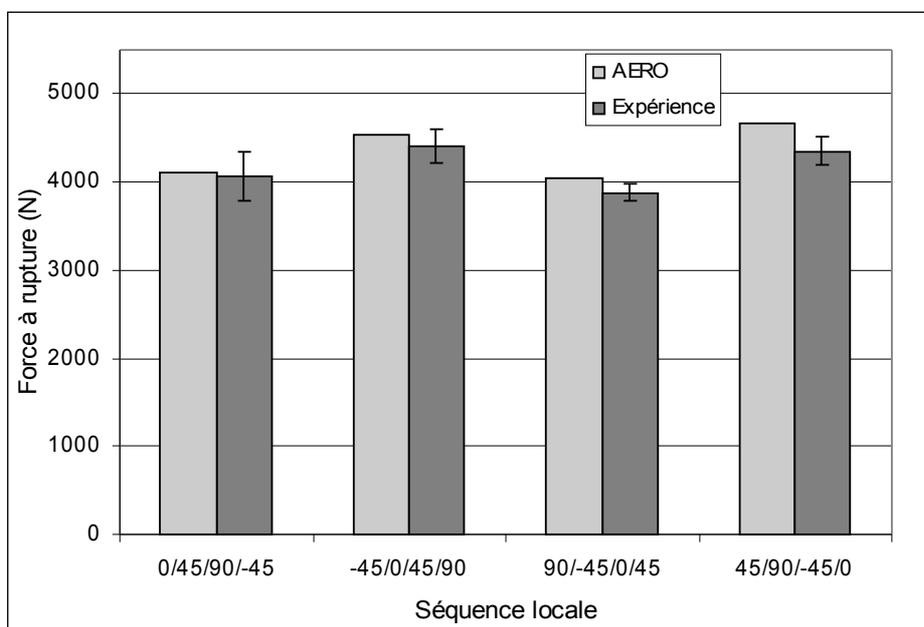


Figure 3.103 : Résultats du modèle 2. Stratifications AERO

3.3.6.5 Simulation des mécanismes de rupture

Le premier modèle utilisant des éléments coques ne peut pas nous éclairer sur les mécanismes locaux de rupture. Le deuxième modèle permet la séparation des quatre premiers plis au contact de la colle. Il est donc plus adapté à la description des mécanismes, bien qu'il ne permette pas la fissuration intralaminare. Quelques exemples de rupture sont présentés sur les figures suivantes. Quatre cas où le pli à 0° occupe une position différente par rapport à la colle ont été retenus, dans le cas de stratifiés QIQH. Les figures présentent une vue de dessus des éléments cohésifs, quelques pas de calcul avant la rupture finale.

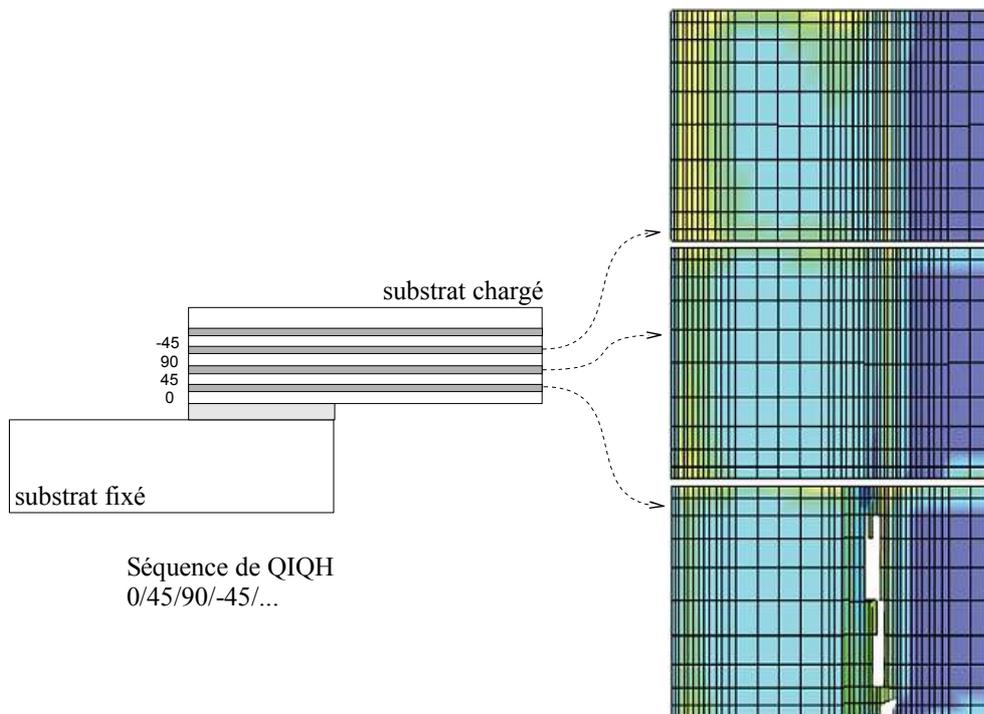


Figure 3.104 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de premier pli 0°

Dans cette première séquence (Fig 3.104) le pli à 0° se trouve près de la colle. La rupture se produit ensuite par suppression des éléments cohésifs se situant sous le pli à 0° , pour une force de 3681 N. Les autres interfaces ne sont pas touchées.

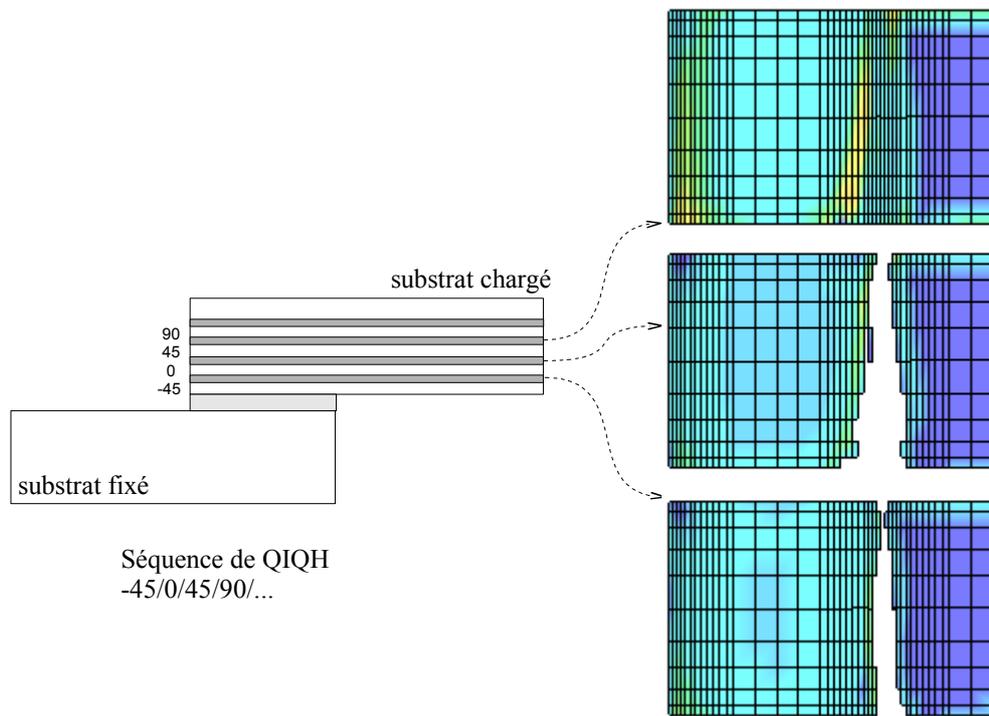


Figure 3.105 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de deuxième pli 0°

Dans le cas d'un pli à 0° en deuxième position (Fig 3.105), on constate un délaminage se produisant sur les deux premières interfaces juste avant la rupture, qui se produit pour une force de 4195 N.

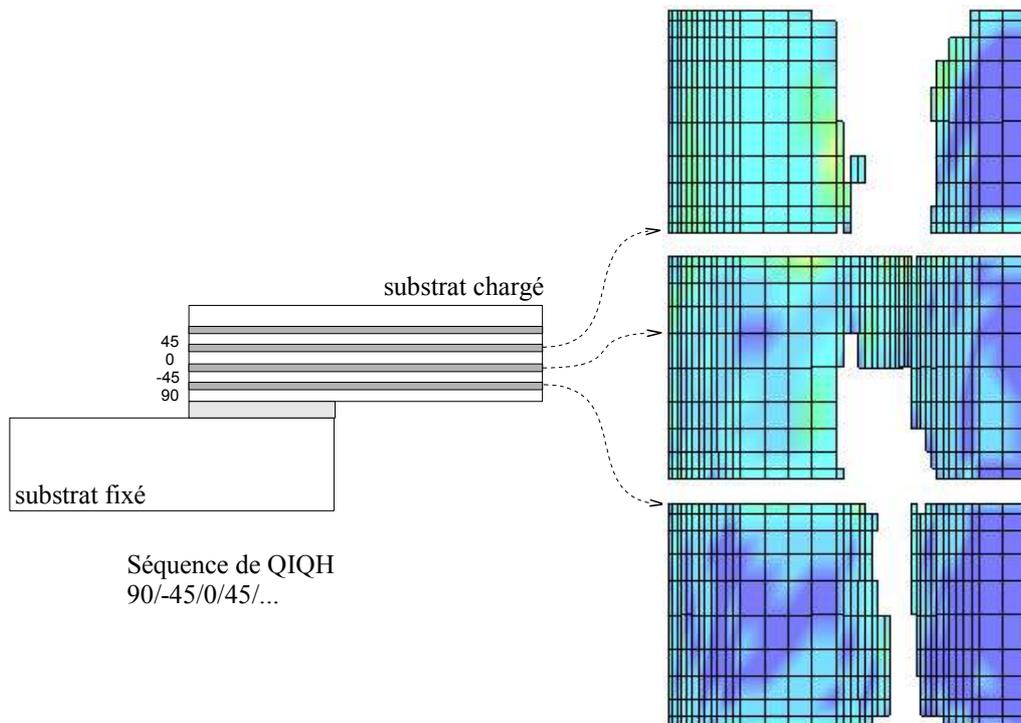


Figure 3.106 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de troisième pli 0°

La figure 3.106 présente le cas d'un pli à 0° situé en troisième position. On peut observer des délaminages affectant les trois interfaces considérées. Le décollement entre la couche à -45° et la couche à 0° est asymétrique et rappelle les décollements triangulaires observés expérimentalement. Cette interface n'est pas totalement délaminée. La rupture, pour une force de 4210 N, se produit dans l'interface 0/45 suivante.

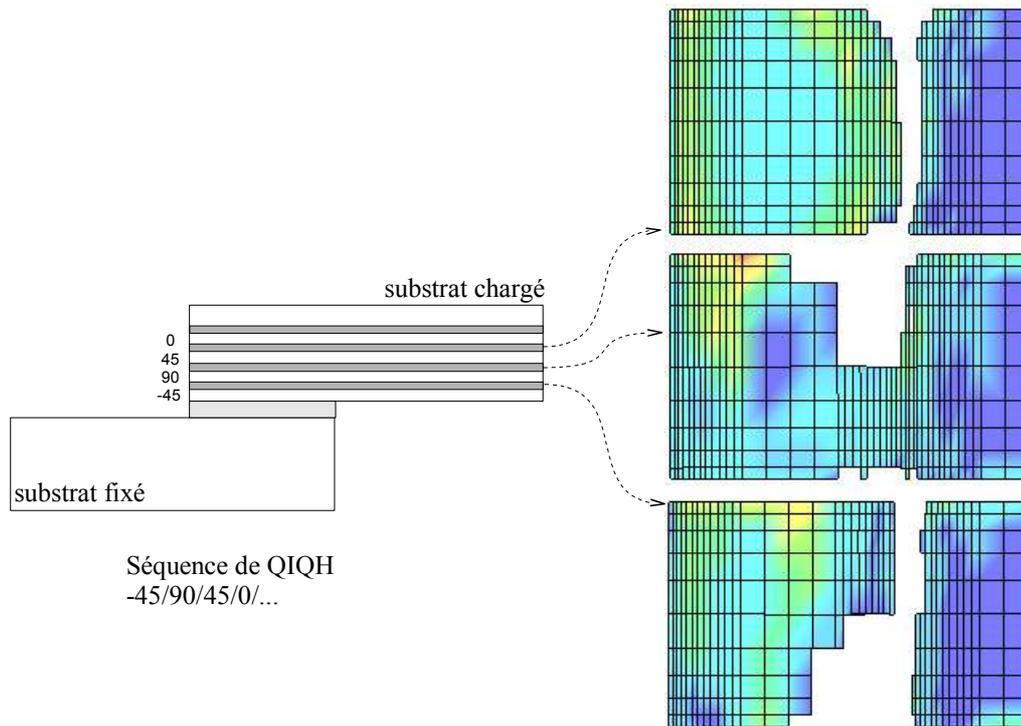


Figure 3.107 : Faciès de rupture d'éléments cohésifs sur la séquence de quatrième pli 0°

La dernière séquence concerne un pli à 0° en quatrième position (Fig 3.107). Les trois interfaces sont le siège d'un délaminage. On observe les formes triangulaires opposées du délaminage entre 45/90 et entre 90/-45. Le décollement n'est pas total dans cette dernière interface, et c'est au niveau de la troisième interface que se produit la rupture finale, pour une force de 5224 N.

Le modèle proposé n'est pas à même de reproduire totalement les mécanismes de rupture identifiés expérimentalement pour deux raisons essentielles. Tout d'abord, le maillage n'est pas assez fin pour prendre en compte les concentrations de contrainte puis les redistributions de chargement se produisant au cours de la rupture. La deuxième raison est que les ruptures ne peuvent se produire qu'aux endroits où ont été insérés des éléments de zone cohésive, c'est à dire aux interplis. Or les essais expérimentaux ont montré d'importantes fissurations intralaminaires, qui ne peuvent intervenir dans le modèle numérique.

On peut cependant remarquer qu'un certain nombre de caractéristiques importantes des mécanismes de rupture, comme le nombre croissant d'interfaces mises en jeu avec la

position du pli à 0° , ainsi que la forme triangulaire des délaminages impliquant des couches à 45° et -45° , sont bien restituées par le modèle. Il constitue donc une approche qui semble physiquement raisonnable.

3.3.7 Études paramétriques

L'intérêt de disposer d'un modèle éléments finis satisfaisant est de pouvoir l'utiliser pour simuler des cas qui n'ont pas fait l'objet d'essais expérimentaux. S'il a été validé pour des résultats connus, on peut penser qu'il est possible d'extrapoler son utilisation dans le cas d'études paramétriques.

Le deuxième modèle élément fini proposé a donc été mis en œuvre pour évaluer l'influence de diverses modifications dans les éprouvettes.

3.3.7.1 Influence de la géométrie du joint

La modification de la longueur de recouvrement ou de la longueur de l'éprouvette a une conséquence directe sur l'état de contraintes dans la colle et les substrats. Deux paramètres ont été étudiés. D'une part, la longueur des substrats a été modifiée en gardant constante la longueur du recouvrement. D'autre part, la longueur du recouvrement a été modifiée en gardant constante la longueur du recouvrement. Pour cette analyse, seule la séquence QIQH[A] a été retenue, avec une séquence d'empilement $[45/90/-45/0]$ près de l'adhésif, cette séquence étant celle conduisant aux meilleures performances.

La figure 3.108 montre les longueurs de recouvrement choisies. Les forces à rupture ainsi que les raideurs des éprouvettes correspondantes sont présentées sur la figure 3.109.

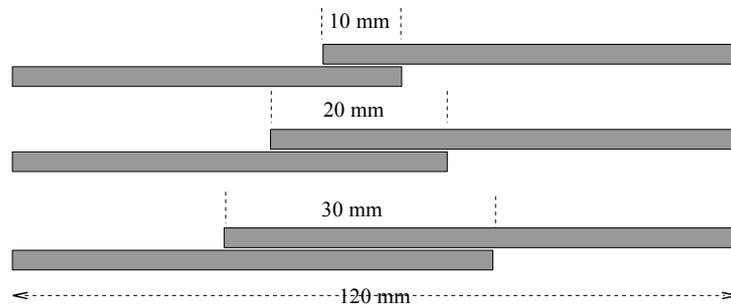


Figure 3.108 : Différentes longueurs de recouvrement

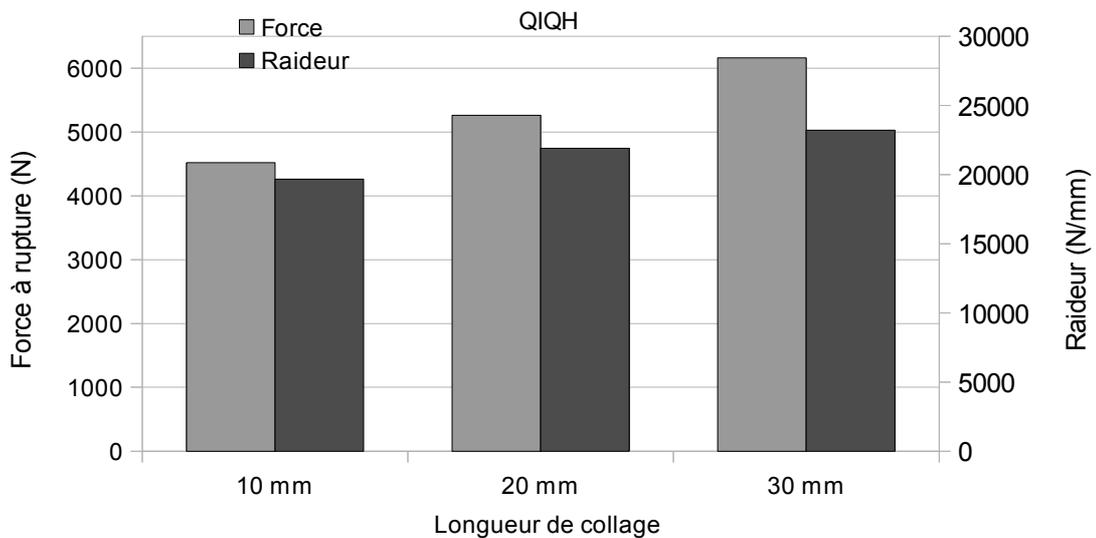


Figure 3.109 : Force à rupture et raideur de l'éprouvette en fonction de la longueur de recouvrement

On constate que la force à rupture ainsi que la raideur augmentent avec la longueur de recouvrement. Il s'agit d'un effet classiquement observé dans les joints à simple recouvrement. La partie collée est beaucoup plus rigide que les substrats seuls. Son allongement conduit donc logiquement à une augmentation de raideur. Le mouvement hors plan de l'éprouvette est réduit et les contraintes de pelage sont logiquement diminuées, ce qui permet d'augmenter la force à rupture. On peut noter qu'une grande longueur de recouvrement conduit à une plus grande sollicitation en mode II de l'adhésif mais aussi des interfaces entre plis.

La deuxième variation concerne la longueur des substrats assemblés, à longueur de recouvrement constante (Fig 3.110). Cette étude présente également un intérêt pratique car il est souhaitable d'utiliser des substrats courts pour diminuer la consommation de matériau. Mais ce choix peut avoir des répercussions sur les résultats obtenus.

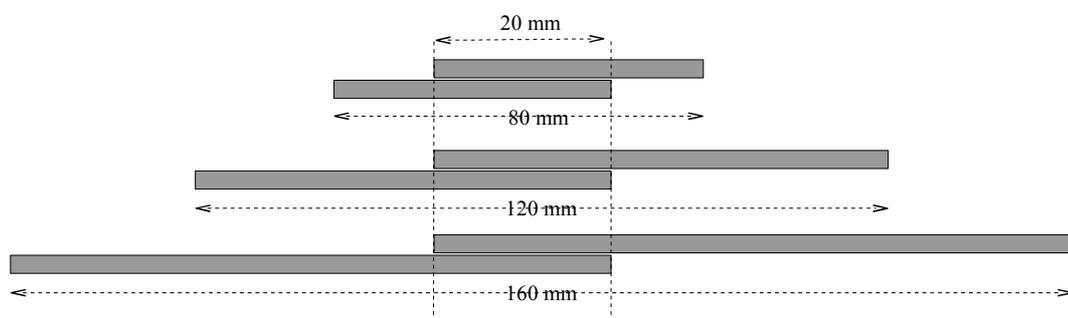


Figure 3.110 : Différents longueurs des substrats

Les forces à rupture et les raideurs correspondant aux trois cas étudiés sont présentées

sur la figure 3.111.

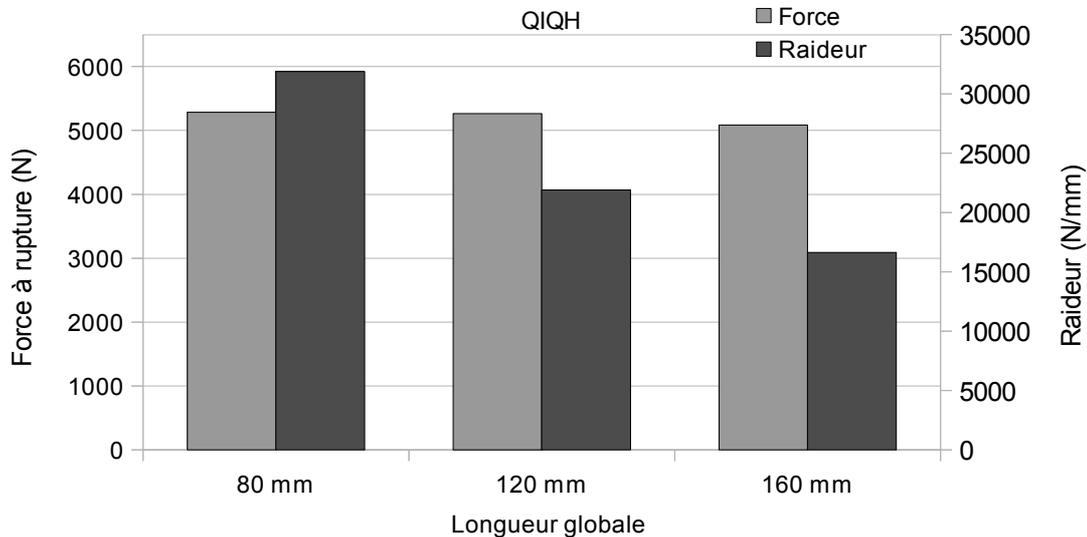


Figure 3.111 : Force à rupture et raideur de l'éprouvette en fonction de la longueur des substrats

On constate que si l'allongement des substrats a un effet sur la raideur de l'assemblage, ce qui semble logique, l'effet est négligeable en ce qui concerne les forces à rupture. Ceci valide le choix de longueur retenu pour les essais.

3.3.7.2 Influence de la symétrie des substrats

Le chapitre II précisait qu'un choix avait été fait pour l'orientation des substrats, et que ceux ci étaient antisymétriques de part et d'autre du joint. Une mise en place symétrique aurait en effet conduit à devoir fabriquer deux plaques différentes de stratifiés pour les deux substrats. Il est donc intéressant de savoir si le modèle numérique prévoit un comportement en rupture différent dans le cas d'une symétrie des substrats. Cette disposition symétrique a donc été simulée dans le cas de la stratification QIQH[A] dans ses quatre orientations. Les résultats, comparés à ceux des essais, sont présentés figure 3.112. Il apparaît que ce paramètre a un effet pratiquement négligeable (inférieur à 4% dans tous les cas) sur la force à rupture

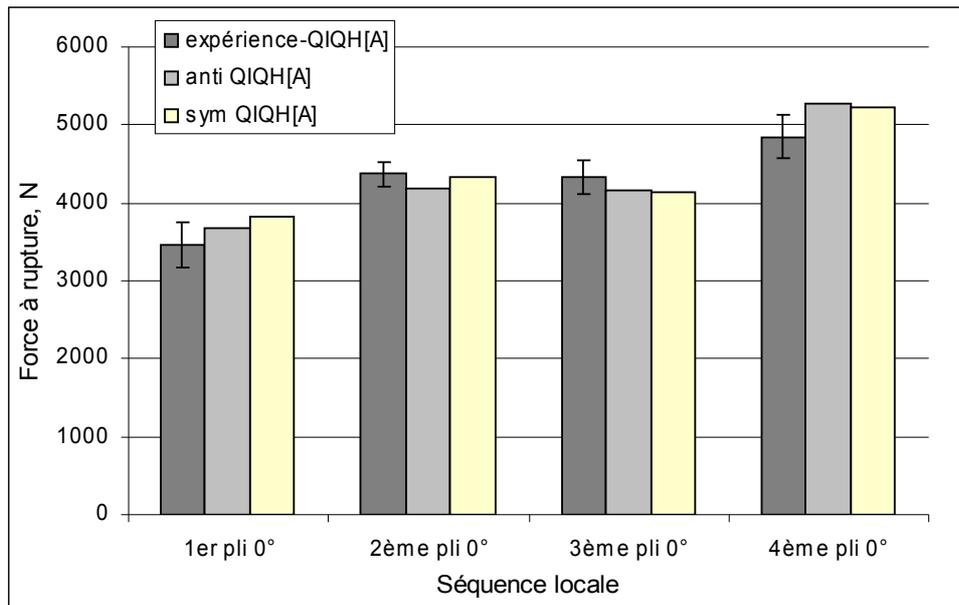


Figure 3.112 : Comparaison des dispositions symétrique et antisymétrique des substrats

3.3.7.3 Enveloppe de rupture des QIQH et AERO

La dernière étude paramétrique est la plus intéressante car elle concerne l'établissement d'une enveloppe de rupture pour les joints simple recouvrement. Pour chacune des séquences QIQH[A] et AERO, les orientations des substrats ont été modifiées par pas de 15°, entre -75° à 90°. Les autres orientations ont été déduites par symétrie centrale (Fig 3.113).

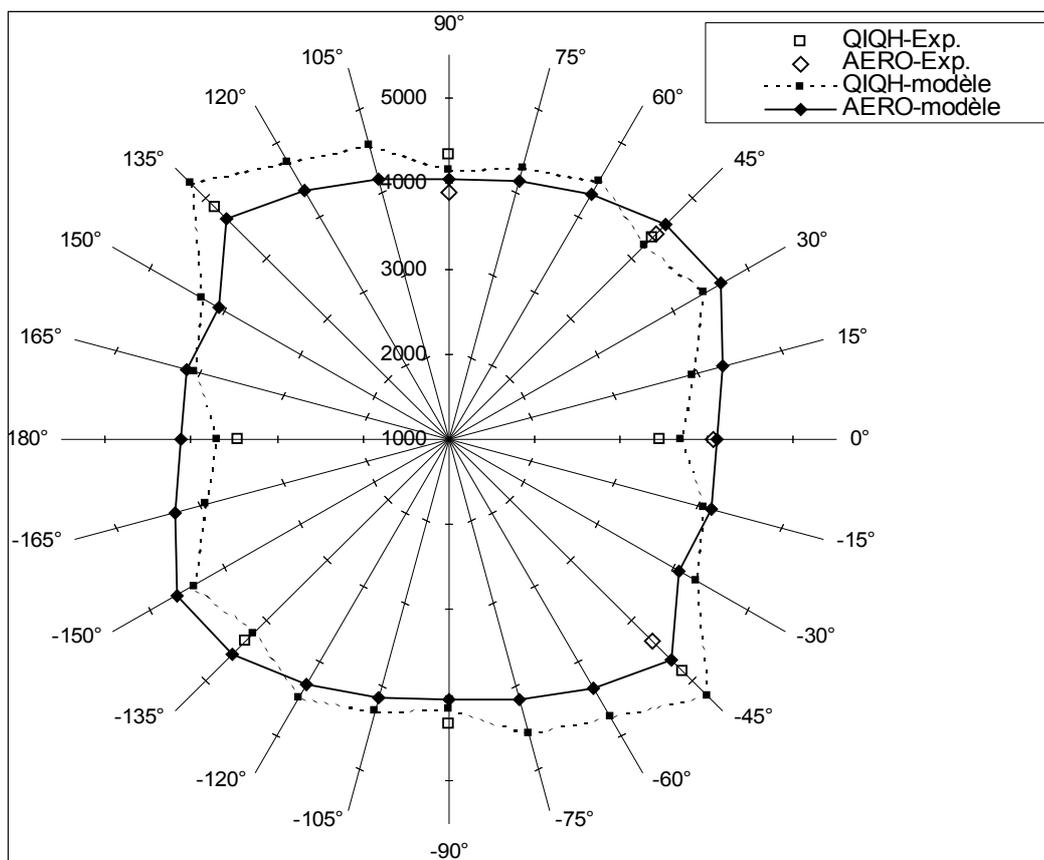


Figure 3.113 : Enveloppe de rupture des joints de stratifiés QIQH[A] et AERO

On remarque que l'enveloppe de rupture du stratifié QIQH[A] n'est pas régulière et que certaines orientations présentent une meilleure résistance que d'autres. Ceci est uniquement dû aux effets locaux des séquences d'empilement. Par exemple dans la direction -45° , la séquence près du joint de colle est [45/90/-45/0]. Dans le cas du stratifié AERO on observe un phénomène intéressant. Les effets globaux et locaux se conjuguent pour « arrondir » l'enveloppe de rupture. Dans la direction où la raideur en flexion est la plus faible, c'est à dire à -45° , on a une séquence locale résistante [45/90/-45/0]. Et là où l'effet local d'un pli à 0° au contact de la colle pourrait affaiblir le joint, on se trouve dans une direction où la raideur en flexion est maximale et compense donc cet effet.

3.4 Conclusion

Le deuxième modèle proposé dans ce chapitre semble constituer une bonne approche pour la modélisation des phénomènes de ruine d'un assemblage collé de composites stratifiés. Il peut être amélioré en raffinant le maillage et notamment en introduisant des possibilités de fissurations intralaminaires, qui sont observées expérimentalement. Dans son état actuel, il permet néanmoins une approche prédictive intéressante tout en demandant de faibles ressources de calcul.

Conclusion

Principaux résultats

Le travail présenté dans ce mémoire avait pour objectif d'améliorer la compréhension des phénomènes se produisant lors de la rupture de joints collés de composites stratifiés, afin d'en améliorer la prévision. L'étude de la littérature a montré que l'orientation des plis au contact de la colle jouait un rôle important dans cette rupture, mais les travaux présentés ne permettaient pas de découpler ces effets locaux des effets globaux de changement de raideur des substrats en fonction de l'orientation des plis. L'utilisation de stratifications quasi-homogènes quasi-isotropes a permis le découplage de ces propriétés et l'étude systématique d'un grand nombre de combinaisons de plis près de la colle.

Les résultats montrent que, dans les cas étudiés, la modification locale des orientations peut conduire à des différences de l'ordre de 30 % entre les valeurs de force à rupture. Ces variations considérables doivent donc être prises en compte lors de la conception. Un autre des enseignements de cette campagne expérimentale est que, contrairement à une idée répandue, l'utilisation de plis à 0° , donc alignés avec la direction de l'effort, près du joint de colle, n'est pas forcément la meilleure solution. Dans le cas du matériau et de la géométrie étudiés ici, nous avons constaté que la force à rupture était améliorée lorsque le chemin de fissuration était rendu plus complexe. Les possibilités de fissuration intralaminaires très rapides offertes par les plis à 0° ne sont donc pas bénéfiques pour la tenue du joint. Cependant, le bénéfice de l'orientation à 0° peut être relié au gain de raideur en flexion qu'elle offre dans le cas de stratifiés « classiques ». En nous intéressant à une stratification symétrique largement utilisée industriellement, nous avons pu montrer qu'à orientation locale des plis identique, la direction de plus grande raideur en flexion offrait les meilleures performances. A ce titre, la préconisation de plis à 0° peut être valable.

Dans un deuxième temps, nous avons cherché à évaluer la pertinence de différentes modélisations pour la prévision de ces effets de stratification. Les modèles analytiques, bien que limités par leur non prise en compte des effets locaux, permettent une très bonne prévision des forces à rupture lorsque le critère choisi est la force de pelage s'exerçant dans les substrats au bord du joint de colle. Ces modèles constituent donc une bonne approche pour évaluer l'influence de la raideur en flexion des substrats, et permettent donc d'optimiser la séquence d'empilement globale d'un stratifié.

Lorsque l'on s'intéresse à des géométries plus complexes, le recours aux modèles éléments finis s'avère indispensable. Deux types de modèles ont été proposés, dans l'objectif d'améliorer la prévision de rupture en prenant en compte les mécanismes locaux de fissuration. Le modèle de stratifié classique à base d'éléments coques multiplis, couramment utilisé pour la modélisation de grandes structures, n'offre pas un niveau de détail suffisant pour capturer les phénomènes se déroulant durant la rupture. Au prix d'un temps de calcul plus important, une approche plus détaillée, en modélisant explicitement

chacun des quatre plis situés près de la colle, permet une meilleure approximation de ces phénomènes. Ce modèle redonne la tendance observée expérimentalement d'une meilleure résistance du joint lorsque la couche à 0° est éloignée de la surface. Il est également efficace pour intégrer les effets globaux de raideur en membrane dans le cas de la stratification classique.

Cette approche reste cependant limitée car la nécessité de conserver des temps de calcul raisonnables n'a pas permis de modéliser la possibilité d'une rupture intralaminare. Or l'expérience a montré que cette séparation à l'intérieur d'un pli était un des mécanismes prépondérants de la rupture. De même, un certain nombre de paramètres matériaux, notamment ceux de la mécanique de la rupture, ont été seulement estimés, faute d'essais de caractérisation. Il serait nécessaire pour améliorer la précision du modèle de disposer de paramètres identifiés expérimentalement. Un certain nombre d'études paramétriques, comme celles menées ici sur l'effet des changements de géométrie, pourraient alors être mises en œuvre, cette fois-ci pour procéder à des sélections de matériaux et de séquences d'orientation.

Perspectives

Si la prise en compte des orientations locales est importante pour la simulation du comportement de joints collés, il n'est pas possible d'utiliser une modélisation éléments finis telle que celle proposée dans cette étude pour représenter des structures de grandes dimensions. La création d'un maillage spécialement dédié aux plis situés près des zones collées entraînerait une augmentation extrêmement importante du nombre d'éléments, et donc des temps de calcul prohibitifs. Il serait donc judicieux de pouvoir prendre en compte ces phénomènes au sein d'un élément simplifié intégrant les enveloppes de rupture identifiées sur les modèles détaillés. La démarche à mettre en place peut s'inspirer de celle qui a conduit à la simplification des modèles des points de soudure pour la simulation des crashes automobiles. Ceci nécessite la réalisation d'une importante campagne expérimentale afin de valider cette simplification dans le cas de géométries de collage et de types de matériaux divers.

Bibliographie

- [1]Thoppul, S. D.; Finegan, J. & Gibson, R. F. (2009). *Mechanics of mechanically fastened joints in polymer, matrix composite structures, A review*, Composites Science and Technology 69 : 301-329.
- [2]Volkersen, O. (1938). *Die Niekraftverteilung in Zugbeanspruchten mit Konstanten Laschenquerschriften*, Luftfahrtforschung 15 : 41-68.
- [3]Hart-Smith, L. J. (1973). *Adhesive-bonded single-lap joints*, Douglas Aircraft Co., NASA Langley report CR 112236.
- [4]Hart-Smith, L. J. (1974). *Analysis and design of advanced composite bonded joints*, Douglas Aircraft Co., NASA Langley report CR-2218.
- [5]Smith, B. (1993). *Fractography for continuous fiber composites*, Engineered materials handbook -Volume 1: Composites. Ohio, USA: ASM International 1 : 786-793.
- [6]Banea, M. & daSilva L.F.M (2009). *Mechanical characterization of flexible adhesives*, The Journal of Adhesion 85 : 261–285.
- [7]Renton, W. & Vinson, J. (1975). *The efficient design of adhesive bonded joints*, Journal of Adhesion 7 : 175–193.
- [8]Matthews, F. & Tester, T. (1985). *Influence of stacking sequence on bonded CFRP SLJ*, International Journal of Adhesion and Adhesives 5 : 13-18.
- [9]Johnson, W. S. & Mall, S. (1985). *Influence of interface ply orientation on fatigue damage of adhesively bonded composite joints*, National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, Hampton, VA.
- [10]Kairouz, K. & Matthews, F. (1993). *Strength and failure modes of bonded single lap joints between cross-ply adherends*, Composites 24 : 475-484.
- [11]Ferreira, J.; Costa, J.; Reis, P. & Richardson, M. (2000). *Analysis of fatigue and damage in glass-fibre-reinforced polypropylene composite materials*, Composites Science and Technology 59 : 1461-1467.
- [12]Elégoët, J. (1999). *Approche Numérique et Expérimentale Pour l'Etude du Comportement et de la Tenue de Liaisons Collées de Matériaux Composites*, Université de Technologie de Compiègne.
- [13]Meneghetti, G.; Quaresimin, M. & Ricotta, M. (2010). *Influence of the interface ply orientation on the fatigue behaviour of bonded joints in composite materials*, International Journal of Fatigue 32 : 82-93.
- [14]Quaresimin, M. & Ricotta, M. (2006). *Fatigue behaviour and damage evolution of single lap bonded joints in composite material*, Composites Science and Technology 66 : 176-187.
- [15]Song, M.-G.; Kweon, J.-H.; Choi, J.-H.; Byun, J.-H.; Song, M.-H.; Shin, S.-J. & Lee, T.-J. (2010). *Effect of manufacturing methods on the shear strength of composite single-lap bonded joints*, Composite Structures 92 : 2194-2202.
- [16]Shin, K. & Lee, J. (2002). *Fatigue characteristics of a co-cured single lap joint subjected to cyclic tensile loads*, Journal of Adhesives 16 : 347–359.

- [17]Apalak, Z.; Apalak, M. & Genc, M. (2006). *Progressive Damage Modeling of an Adhesively Bonded Unidirectional Composite Single-lap Joint in Tension at the Mesoscale Level*, Journal of Thermoplastic Composite Materials 19 : 671-702.
- [18]Galliot, C. (2007). *Comportement Statique et Dynamique d'Assemblages Collés de Composites Stratifiés*, Université de Bourgogne, ISAT.
- [19]Harris, J. & Adams, R. (1984). *Strength prediction of bonded single lap joints by non-linear finite element methods*, International Journal of Adhesion and Adhesives 4 : 65-78.
- [20]Adams, R. & Harris, J. (1987). *The influence of local geometry on the strength of adhesive joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 7 : 69-80.
- [21]Guild, F. J.; Potter, K. D.; Heinrich, J.; Adams, R. D. & Winsom, M. R. (2001). *Understanding and control of adhesive crack propagation in bonded joints between carbon fibre composite adherends II. Finite element analysis*, International Journal of Adhesion and Adhesives 21 : 445-453.
- [22]Goland, M. & Reissner, E. (1944). *The stresses in cemented lap joints*, ASME, Journal Applied Mechanics 66 : A17-A27.
- [23]Luo, Q. & Tong, L. (2009). *Analytical solutions for nonlinear analysis of composite single-lap adhesive joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 29 : 144-154.
- [24]Zhao, X.; Adams, R. & da Silva, L. F. (2010). *A new method for the determination of bending moments in single lap joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 30 : 63-71.
- [25]da Silva, L. F.; das Neves, P. J.; Adams, R. & Spelt, J. (2009). *Analytical models of adhesively bonded joints--Part I: Literature survey*, International Journal of Adhesion and Adhesives 29 : 319-330.
- [26]da Silva, L. F.; das Neves, P. J.; Adams, R.; Wang, A. & Spelt, J. (2009). *Analytical models of adhesively bonded joints--Part II: Comparative study*, International Journal of Adhesion and Adhesives 29 : 331-341.
- [27]Mortensen, F. & Thomsen, O. T. (2002). *Analysis of adhesive bonded joints: a unified approach*, Composites Science and Technology 62 : 1011-1031.
- [28]Radice, J. & Vinson, J. (2006). *On the use of quasi-dynamic modeling for composite material structures: Analysis of adhesively bonded joints with midplane asymmetry and transverse shear deformation*, Composites Science and Technology 66 : 2528-2547.
- [29]Radice, J. J. & Vinson, J. R. (2008). *On the analysis of adhesively bonded structures: A high order semi-elastic adhesive layer model*, Composites Science and Technology 68 : 376-386.
- [30]Broughton, W.; Crocker, L. & Urquhart, J. (2001). *Strength of Adhesive Joints: A Parametric Study*, NPL Report.

- [31]Adams R.D., & Peppiatt. N.A. (1974). *Stress analysis of adhesive-bonded lap joint*, Journal of Strain Analysis 9 : 185-196.
- [32]Adams, R.; Atkins, R.; Harris, J. & Kinloch, A. (1986). *Stress analysis and failure properties of carbon-fibre reinforced plastic/steel double lap-joint*, Journal of Adhesives 20 : 29-30.
- [33]Andruet, R. H.; Dillard, D. A. Holzer S. M. (2001). *Two- and three-dimensional geometrical nonlinear finite elements for analysis of adhesive joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 21 : 17-34.
- [34]Kemal Apalak, M. & Gunes, R. (2005). *Investigation of elastic stresses in an adhesively bonded single lap joint with functionally graded adherends in tension*, Composite Structures 70 : 444-467.
- [35]Aydin, M. D. (2008). *3-D Nonlinear stress analysis on adhesively bonded signal lap composite joints with different ply stacking sequences*, Journal of Adhesion 84 : 15-36.
- [36]Kwang-Soo, K.; Yeong-Moo, Y.; Gwang-Rae, C. & Chun-Gon, K. (2008). *Failure prediction and strength improvement of uni-directional composite single lap bonded joints*, Composite Structures 82 : 513-520.
- [37]Castagnetti, D. & Dragoni, E. (2009). *Standard finite element techniques for efficient stress analysis of adhesive joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 29 : 125-135.
- [38]Tsai, M.; Morton, J. & Matthews, F. (1995). *Experimental and Numerical Studies of a Laminated Composite Single-Lap Adhesive Joint*, Journal of Composite Materials 29 : 1254-1275.
- [39]Odi, R. (2004). *An improved 2D model for bonded composite joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 24 : 389-405.
- [40]Tsai, M. & Morton, J. (1993). *Mechanics of a laminated composite single-lap joint*, Mechanics Composites Rev.
- [41]Díaz, J.; Romera, L.; Hernández, S. & Baldomir, A. (2010). *Benchmarking of three-dimensional finite element models of CFRP single-lap bonded joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 30 : 178-189.
- [42]Tsai, M. (1995). *The effect of a spew fillet on adhesive stress distributions in laminated composite single-lap joints*, Composite Structures 32 : 123-131.
- [43]Panigrahi, S.K. & Pradhan, B. (2007). *Three Dimensional Failure Analysis and Damage Propagation Behavior of Adhesively Bonded Single Lap Joints in Laminated FRP Composites*, Journal of Reinforced Plastics and Composites 26 : 183-201.
- [44]Panigrahi, S. & Pradhan, B. (2009). *Through-the-width delamination damage propagation characteristics in single-lap laminated FRP composite joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 29 : 114-124.
- [45]Quaresimin, M. & Ricotta, M. (2006). *Stress intensity factors and strain energy release rates in single lap bonded joints in composite materials*, Composites Science and Technology 66 : 647-656.

- [46]Crocombe, A.; Hua, Y.; Loh, W.; Wahab, M. & Ashcroft, I. (2006). *Predicting the residual strength for environmentally degraded adhesive lap joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 26 : 325-336.
- [47]Hallett, S. R. & Wisnom, M. (2006). *Numerical Investigation of Progressive Damage and the effect of layup in notched tensile tests*, Journal of composite materials 40 : 1229-1245.
- [48]Turon, A.; Dávila, C.; Camanho, P. & Costa, J. (2007). *An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models*, Engineering Fracture Mechanics 74 : 1665-1682.
- [49]You, M.; Li, Z.; Zheng, X.-l.; Yu, S.; Li, G.-y. & Sun, D.-x. (2009). *A numerical and experimental study of preformed angle in the lap zone on adhesively bonded steel single lap joint*, International Journal of Adhesion and Adhesives 29 : 280-285.
- [50]Campilho, R.; Banea, M.; Pinto, A.; da Silva, L. & de Jesus, A. (2011). *Strength prediction of single- and double-lap joints by standard and extended finite element modelling*, International Journal of Adhesion and Adhesives 31 : 363-372.
- [51]Reedy, E.; Mello, F. & Guess, T. (1997). *Modeling the initiation and growth of delamination in composite structures*, Journal of Composite Materials 31 : 812-831.
- [52]Borg, R.; Nilsson, L. & Simonsson, K. (2004). *Simulating DCB, ENF and MMB experiments using shell elements and a cohesive zone model*, Composites Science and Technology 64(2) : 269-278.
- [53]Davila, C.; Camanho, P. & Turon, A. (2007). *Effective Simulation of Delamination in Aeronautical Structures Using Shells and Cohesive Elements*, Journal of Aircraft.
- [54]Davila, C.; Camanho, P. & Turon, A. (2007). *Cohesive Elements for Shells*, NASA/TP-14869.
- [55]Marzi, S.; Villalonga, L.; Poklitar, M. & Kleiner, F. (2008). *Usage of Cohesive Elements in Crash Analysis of Large, Bonded Vehicle Structures*. LS-DYNA Anwenderforum Bamberg.
- [56]Demoura, M.; Goncalves, J.; Chousal, J. & Campilho, R. (2008). *Cohesive and continuum mixed-mode damage models applied to the simulation of the mechanical behaviour of bonded joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 28 : 419-426.
- [57]Berthelot, J. (1996). *Matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures*, 2e ed, Masson.
- [58]Torayca® M40J, Datasheet – Technical Data Sheet No. CFA-014, Toray Carbon Fibers America, Inc.
- [59]Hexply® 6376, 175 °C curing epoxy matrix – Product Data. 2002, Hexcel Composites.

- [60]Pires, I.; Quintino, L.; Durodola, J. & Beevers, A. (2003). *Performance of bi-adhesive bonded aluminium lap joints*, International Journal of Adhesion and Adhesives 23(3) : 215-223.
- [61]Vannucci, P. & Verchery, G. (2002). *A new method for generating fully isotropic laminates*, Composite Structures 58 : 75-82.
- [62]Bloomfield, M. W.; Herencia, J. E. & Weaver, P. M. (2010). *Analysis and benchmarking of meta-heuristic techniques for lay-up optimization*, Computers and Structures 88 : 272-282.
- [63]Gutkin, R.; Green, C.; Vangrattanachai, S.; Pinho, S.; Robinson, P. & Curtis, P. (2011). *On acoustic emission for failure investigation in CFRP: Pattern recognition and peak frequency analyses*, Mechanical Systems and Signal Processing 25 : 1393-1407.
- [64]PCI-2 Based AE system, *User's Manual, Physical, Acoustics Corporation, October, 2004.*
- [65]Schweizerhof (1998). *Crashworthiness Analysis with Enhanced Composite Material Models in LS-DYNA - Merits and Limits*, 5th International LS-DYNA User's Conference .
- [66]LS-DYNA *Keyword user's manual Volume I, may 2009. v 971 release 4 Beta. Livermore Software Technology Corporation.*
- [67]Turon, A.; Davila, C.; Camanho, P. & Costa, J. (2007). *An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models.*, Engineering Fracture Mechanics 74 : 1665-1682.