



THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace

Présentée et soutenue par :

Joël SERRA

le mercredi 16 novembre 2016

Titre :

Etude expérimentale et numérique de la propagation de
coupure dans des stratifiés composites soumis à des
chargements complexes

École doctorale et discipline ou spécialité :

ED MEGeP : Génie mécanique, mécanique des matériaux

Unité de recherche :

Institut Clément Ader

Directeur(s) de Thèse :

M. Christophe BOUVET (directeur de thèse)

M. Bruno CASTANIÉ (co-directeur de thèse)

Jury :

M. Pierre LADEVEZE, Professeur émérite, ENS Cachan - Président

Jean-François CARON, Directeur de recherche, ENPC - Rapporteur

Nicolas CARRERE, Senior Research Expert, HDR, SAFRAN COMPOSITES - Rapporteur

Carlos G. DAVILA Senior Aerospace Researcher, NASA LANGLEY - Examineur

M. Christophe BOUVET, Professeur ISAE-SUPAERO - Directeur de thèse

M. Bruno CASTANIÉ, Professeur INSA - Co-directeur de thèse

Ce travail a été réalisé en un peu de plus de trois années (Oct. 2013 – Nov. 2016) au sein de l'équipe Matériaux et Structures Composites (MSC) de l'Institut Clément Ader de Toulouse (ICA) en collaboration avec Airbus Group Innovations (AGI).

Je souhaite en premier lieu, exprimer ma gratitude à mes trois encadrants de thèse pour m'avoir accompagné tout au long de cette aventure passionnante. Un énorme merci à Christophe Bouvet pour m'avoir donné le goût de la recherche lors du projet d'initiation à la recherche de deuxième année à SUPAERO sur la propagation de coupure en fatigue dans des composites tissés. J'ai, durant ces trois années, énormément appris à son contact grâce à sa compréhension profonde de la mécanique et ses qualités de pédagogue. Je remercie également Bruno Castanié, pour sa très grande disponibilité et pour les échanges autour de la machine d'essais VERTEX, toujours riches et dans la bonne humeur toulousaine (avec une pointe d'humour aveyronnais). Je suis également très reconnaissant à Mme Caroline Petiot pour avoir permis un dialogue prolifique entre le laboratoire (ICA) et l'industrie (AGI).

Une partie conséquente de ce travail a été réalisé en collaboration avec l'équipe de chercheurs du département Métrologie, Identification, Contrôle et Surveillance (MICS), en particulier avec Jean-Emmanuel Pierré (et ses deux encadrants Jean-Noël Périé et Jean-Charles Passieux), que je remercie ici pour les nombreux échanges enrichissants et fructueux dans le cadre du projet VERTEX.

Je tiens ensuite à remercier Messieurs Jean-François Caron et Nicolas Carrère de l'intérêt qu'ils ont porté à ce travail et de m'avoir fait l'honneur de rapporter ce mémoire. Merci à Monsieur Ladevèze d'avoir assuré la présidence du Jury, ainsi qu'à Messieurs Carlos G. Davilá et Bruno Mortaigne d'y avoir participé. Ce fut un honneur et un plaisir d'échanger avec eux sur les difficultés et les perspectives de mon travail.

Cette thèse a démarré dans les locaux de SUPAERO et s'est terminée à l'ICA. Merci à tous les doctorants, stagiaires et permanents que j'ai côtoyés au jour le jour et avec qui j'ai partagé des moments de joie, de stress et de craquage... à l'intérieur et à l'extérieur de l'ICA. Petite dédicace à mon co-bureau Loic dont l'humour montagnard et la chillattitude ont permis de détendre l'atmosphère du BR2027 et à tous les autres loubards : Teddy, Dub, Guillaume, Luc, Tostino, Arnaud, Matou, Pilou, Marion, Johannes, Fadel, Guna, Michael, le gang du BR2020...

Un grand bravo à mon colocataire pour m'avoir supporté durant ces trois années et merci à tous les copains toulousains (et autres) pour avoir accompagné les rebondissements de cette aventure doctorale. Enfin, une dernière pensée pour ma famille, en particulier pour mes parents qui m'ont, entre autres, donné le goût de l'effort intellectuel et m'ont soutenu dans toutes les situations rencontrées au cours de ces 27 dernières années. Sans eux je n'aurais probablement pas écrit ces lignes... Un immense merci.

Table des matières

Table des matières.....	i
Liste des figures.....	v
Liste des tables.....	xiii
Introduction générale.....	1
<i>Première partie - Contexte</i>	5
Chapitre I Positionnement du travail de recherche	7
I.1 Contexte, enjeux économiques et sociétaux	8
I.2 Positionnements.....	9
I.2.1 Le projet VERTEX.....	9
I.2.2 Coupures.....	11
I.3 Les objectifs	13
Chapitre II Modélisation de l'endommagement d'un stratifié composite entaillé – Etat de l'art	15
II.1 Concentrations de contraintes.....	16
II.2 Chronologie de rupture des stratifiés.....	16
II.3 Méthodes analytiques et semi-analytiques.....	17
II.3.1 Critère en contrainte.....	18
II.3.2 Critère en énergie.....	19
II.3.3 Critère combiné.....	20
II.4 Modèles numériques.....	22
II.4.1 Choix de l'échelle de modélisation.....	22
II.4.2 Propagation quasi-statique de coupures	24
II.4.3 Stratégies de modélisations utilisant les éléments finis	27
II.4.4 Méthodes numériques innovantes.....	39
II.4.5 Le « <i>Discrete ply model</i> »	43
II.5 Conclusion	51

Chapitre III Stratifiés lisses sous sollicitation de traction uniaxiale – étude expérimentale et numérique.....	55
III.1 Introduction	56
III.1.1 Matériau étudié et protocole de fabrication	56
III.2 Etude expérimentale.....	57
III.2.1 Dispositif d’essais	57
III.2.2 Résultats	58
III.3 Etude analytique.....	60
III.4 Etude numérique.....	62
III.4.1 Modélisation.....	62
III.4.2 Résultats	65
III.5 Conclusion.....	69
Chapitre IV Stratifiés troués sous sollicitation de traction uniaxiale – étude expérimentale et numérique.....	71
IV.1 Introduction	72
IV.2 Etude expérimentale.....	73
IV.2.1 Matériau et dispositif d’essai	73
IV.2.2 Résultats et analyses	75
IV.3 Etude numérique.....	81
IV.3.1 Modélisation.....	81
IV.3.2 Comparaison numérique/expérimental	85
IV.3.3 Influence des différents paramètres.....	93
IV.4 Conclusion.....	101
IV.4.1 Effet d’échelle.....	101
IV.4.2 Effets de drapage.....	103
Chapitre V Stratifiés entaillés sous sollicitation de traction uniaxiale – étude expérimentale et numérique.....	105
V.1 Introduction	106
V.2 Etude expérimentale.....	107
V.2.1 Matériau et dispositif d’essais.....	107
V.2.2 Résultats	109
V.3 Etude numérique.....	119
V.3.1 Modélisation.....	119
V.3.2 Résultats	123
V.4 Conclusion.....	128

Troisième partie - Sollicitations complexes 129

Chapitre VI Stratifiés entaillés sous sollicitations complexes – étude expérimentale et numérique.....	131
VI.1 Introduction.....	132
VI.2 Description du montage.....	132
VI.3 Etude expérimentale.....	134
VI.3.1 Instrumentation et suivi d’essai.....	134
VI.3.2 Essais de déverminage du montage.....	138
VI.3.3 Philosophie et matrice des essais VERTEX.....	143
VI.3.4 Résultats.....	146
VI.4 Etude numérique.....	176
VI.4.1 Plaque aluminium.....	176
VI.4.2 Plaque composite : drapage C3-1 « double épaisseur ».....	190
VI.5 Conclusion.....	209
Conclusions et Perspectives.....	213
Annexe I : Méthodologie pour la projection des nœuds de maillage.....	217
Annexe II : Centre de calcul CALMIP.....	221
Annexe III : Mors réalisés pour la traction des éprouvettes entaillées sur la machine SCHENCK.....	223
Annexe IV : Détermination analytique des facteurs d’intensité de contraintes : Entaille et Trou fissuré.....	225
Références bibliographiques.....	227

Liste des figures

Figure 1 : Pyramide des essais structuraux.....	3
Figure I-1 : Proportions des différents matériaux dans l'A350XWB.....	8
Figure I-2 : Machine d'essais compression/cisaillement ICA	10
Figure I-3 : Organisation et partenaires du projet VERTEX	11
Figure I-4 : Localisation de l'entaille dans le fuselage (vue d'ensemble et zoomée).....	12
Figure I-5 : Scénario de création de coupures dans le fuselage	12
Figure II-1 : Différentes échelles d'un composite stratifié.....	17
Figure II-2 : Chronologie de rupture des stratifiés composites.....	17
Figure II-3 : Illustrations du « <i>Point stress failure model</i> » - a) et de l'« <i>Average stress failure model</i> » - b).....	18
Figure II-4 : Les trois échelles de modèles numériques pour la simulation de l'endommagement des structures composites.....	22
Figure II-5 : Comportement d'un modèle multi-échelles.....	23
Figure II-6 : Contrainte radiale et tangentielle en fond de coupure.....	25
Figure II-7 : Mécanisme de propagation de coupure et courbes-R d'un matériau ductile (en rouge) et fragile (en bleu)	26
Figure II-8 : Simulation de propagation de coupure : endommagement continu.....	28
Figure II-9 : La méthode x-FEM, maillage non conforme et nœuds enrichis.....	29
Figure II-10 : Simulation de la propagation de coupure : comparaison de l'approche traditionnelle et de la x-FEM.....	29
Figure II-11 : Résultats numériques (a) et expérimentaux (b) pour des spécimens « <i>Single edge notched</i> » orientés à 0° (i) et 30° (ii)	30
Figure II-12 : Les deux échelles utilisées dans la VMCM	31
Figure II-13 : Séparation d'un élément en deux sous-éléments	31
Figure II-14 : Maillage spécifique autour d'une coupure.....	32
Figure II-15 : Mécanismes de dédoublement de nœuds en fonction des contraintes locales.....	34
Figure II-16 : Loi bilinéaire cohésive pour la simulation de délaminage.....	34
Figure II-17 : Architectures des modèles d'endommagement comportant des interfaces cohésives.....	35
Figure II-18 : Comparaison des courbes Contrainte/Déformation ainsi que des faciès de rupture obtenus numériquement et expérimentalement.....	36
Figure II-19 : Modélisation de l'endommagement utilisant des interfaces cohésives pour la fissuration matricielle et le délaminage.....	37
Figure II-20 : Influence de la densité d'éléments de fissuration matricielle sur la réponse du stratifié entaillé soumis à de la traction	38
Figure II-21 : Influence de la taille des éléments sur la réponse du stratifié entaillé soumis à de la traction	38
Figure II-22 : Maillage 2D d'une plaque comportant deux trous circulaires avec la méthode des éléments frontières et la méthode des éléments finis.....	39
Figure II-23 : Méthode des éléments frontières appliquée à la propagation de coupure	39
Figure II-24 : Modèle périodynamique du stratifié.....	40

Figure II-25 : Comparaison des faciès de rupture numérique (a) et expérimental (b) d'un stratifié troué.....	41
Figure II-26 : Représentation schématique d'un fuselage comportant une coupure de type « two-bay crack »	41
Figure II-27 : Modélisation périodynamique de la zone proche de la coupure.....	42
Figure II-28 : Simulation numérique de la rupture en torsion d'un tube en verre de silice.....	42
Figure II-29 : Maillage du « <i>Discrete ply model</i> »	43
Figure II-30 : Les trois modes d'endommagement du DPM	43
Figure II-31 : Simulation de la fissuration matricielle dans le DPM.....	44
Figure II-32 : Contraintes intégrées dans le critère de fissuration matricielle.....	44
Figure II-33 : Détermination de la rupture d'interface matricielle.....	45
Figure II-34 : Loi de comportement fibre en traction dans le DPM.....	46
Figure II-35 : Loi de comportement pour la rupture fibre.....	47
Figure II-36 : Modélisation du délaminage dans le DPM.....	47
Figure II-37 : Loi de dégradation de raideur pour le délaminage en mode I et couplage des trois modes dans le DPM	48
Figure II-38 : Influence de l'épaisseur du pli à 90° (20, 40 et 60 microns) sur les distances entre fissures matricielles pour une déformation imposée de 2.0%	49
Figure III-1 : Cycle de polymérisation utilisé pour la fabrication des plaques stratifiées.....	56
Figure III-2 : Constituants de la poche à vide placée dans l'autoclave.....	57
Figure III-3 : Dimensions (en mm) des éprouvettes lisses testées en traction simple.....	58
Figure III-4 : Courbes Contrainte/Déformation des éprouvettes lisses soumises à de la traction simple (trois drapages).....	59
Figure III-5 : Délaminages en bord libre juste avant rupture totale des stratifiés.....	60
Figure III-6 : Distribution des contraintes inter-laminaires normales selon l'épaisseur.....	61
Figure III-7 : Représentation schématique de la localisation des délaminages selon l'épaisseur du stratifié	63
Figure III-8 : Maillage de l'éprouvette lisse soumise à de la traction simple	63
Figure III-9 : Représentation schématique approximative des zones de déchargement causées par la propagation de coupure	64
Figure III-10 : Domaines de validité des stratégies de modélisation en fonction de la taille des structures.....	65
Figure III-11 : Influence du taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibres sur la simulation numérique du comportement en traction lisse du drapage C3-1	65
Figure III-12 : Comparaison numérique/expérimental des résultats de traction lisse pour les trois drapages.....	66
Figure III-13 : Localisation du délaminage le plus important en bord libre pour le drapage C3-1	67
Figure III-14 : Localisation du délaminage le plus important en bord libre pour le drapage C3-2.....	67
Figure III-15 : Cartographie du délaminage de l'interface la plus délaminée pour chaque drapage, juste avant rupture (les éléments bleus et rouges correspondent respectivement à des états sains et totalement endommagés).....	68
Figure III-16 : Discrétisation du délaminage pour des maillages fin et grossier.....	69
Figure IV-1 : Photographie d'une épave d'Airbus A321	72
Figure IV-2 : Description des éprouvettes trouées.....	74

Figure IV-3 : Dispositif expérimental pour un essai de traction quasi-statique de « Grandes » éprouvettes	75
Figure IV-4 : Courbes Contrainte/Déformation pour les trois tailles d'échantillons du drapage C3-1	77
Figure IV-5 : Evolution des dommages observés par infrarouge sur le coupon n°1 (« Grands »/C3-1).....	78
Figure IV-6 : Courbes Contrainte/Déformation pour les trois tailles d'échantillons du drapage C3-2	79
Figure IV-7 : Courbes Contrainte/Déformation pour les trois tailles d'échantillons du drapage C3-3	79
Figure IV-8 : Modèle numérique d'un « Grand » spécimen soumis à de la traction simple	81
Figure IV-9 : Plan rapproché sur le modèle numérique d'un « Grand » spécimen soumis à de la traction simple	81
Figure IV-10 : Maillage d'un pli à 0° comportant un trou de diamètre 1mm	82
Figure IV-11 : Localisation des fissurations matricielles en bord de trou pour un pli à 0°	82
Figure IV-12 : Micrographie des différentes étapes de l'endommagement d'un stratifié soumis à de la compression dans le sens des fibres à 0°.....	84
Figure IV-13 : Localisation des interfaces de délaminage et de fissuration matricielle endommagées (en gris) lorsqu'un élément fibre est endommagé (en gris).....	85
Figure IV-14 : Courbes Contrainte/Déformation des trois tailles d'échantillons (drapage C3-1) – Comparaison numérique/expérimental	86
Figure IV-15 : Fissuration matricielle dans les plis à 90°, rupture fibre dans le pli à 0° central et délaminage de l'interface 0°/90° pour le drapage C3-1 (« Grands »).....	87
Figure IV-16 : Comparaison entre les résultats numériques et ceux issus de la micro- tomographie pour le drapage C3-1 (« Grands »).....	88
Figure IV-17 : Deux méthodes (émission infrarouge et micro-tomographie) utilisées pour déterminer l'étendue de la rupture de fibres et comparaison avec les résultats de simulation numérique pour le drapage C3-1	89
Figure IV-18 : Comparaison des faciès de rupture pour le "Grand" spécimen (drapage C3- 1) : a) expérimental, b) rupture fibre dans le pli à 0° proche de la surface externe, c) fissuration matricielle dans le pli extérieur à 45°, d) délaminage de l'interface 0°/90°.....	90
Figure IV-19 : Fissuration matricielle dans les plis à 90°, rupture fibre dans le pli à 0° central et délaminage de l'interface 0°/90° pour le drapage C3-1 (« Petits »).....	91
Figure IV-20 : Courbes Contrainte/Déformation des trois tailles d'échantillons (drapage C3-2) – Comparaison numérique/expérimental.....	92
Figure IV-21 : Simulation numérique du délaminage de l'interface 0°/90° pour le drapage C3-2 (« Petits »)	92
Figure IV-22 : Courbes Contrainte/Déformation des trois tailles d'échantillons (drapage C3-3) – Comparaison numérique/expérimental.....	93
Figure IV-23 : Influence de la vitesse de sollicitation numérique sur la courbe Contrainte/Déformation, comparaison pour 3 vitesses différentes sur le drapage C3-1 muni d'un trou de diamètre 1mm.....	94
Figure IV-24 : Influence des symétries sur la courbe Contrainte /Déformation des « Petits » spécimens de drapage C3-2.....	96

Figure IV-25 : Caractérisation numérique de l'influence de la valeur de la ténacité du pli triple à 0° du drapage C3-3	97
Figure IV-26 : Influence de la présence de fissurations matricielles discrètes et de la taille de maille pour les trois échelles du drapage C3-1	99
Figure IV-27 : Influence du critère de ruine en fissuration matricielle	100
Figure IV-28 : Comparaison bilan des contraintes à rupture déterminées de manière numérique et expérimentale	101
Figure IV-29 : Comparaison entre les « Petits » et « Grands » spécimens de l'étendue des délaminages et de la rupture de fibres juste avant rupture totale du stratifié C3-1 – (les éléments bleus et rouges correspondent respectivement à des états sains et totalement endommagés)	102
Figure V-1 : Essais multiaxiaux sur un tronçon de fuselage comprenant une coupure de type « <i>two-bay crack</i> »	106
Figure V-2 : Description des éprouvettes entaillées (dimensions en mm).....	107
Figure V-3 : Dispositif expérimental pour un essai de traction quasi-statique sur les éprouvettes entaillées	108
Figure V-4 : Courbes Contrainte/Déformation pour les éprouvettes entaillées (trois drapages).....	109
Figure V-5 : Faciès de rupture du drapage C3-1	110
Figure V-6 : Cartographies infrarouges des éprouvettes entaillées n°1 (Plan rapproché) et n°4 (Plan large).....	111
Figure V-7 : Détermination de l'extension de coupure par corrélation d'images	112
Figure V-8 : Suivi de la déformation longitudinale en bord de coupure par corrélation d'images.....	113
Figure V-9 : Comparaison des méthodes d'évaluation de la longueur de coupure.....	114
Figure V-10 : Faciès de rupture du drapage C3-2.....	115
Figure V-11 : Faciès de rupture en surface (a) et interne (b) du drapage C3-3	115
Figure V-12 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-2) déterminée à l'aide de la technologie infrarouge	116
Figure V-13 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-3) déterminée à l'aide de la technologie infrarouge	116
Figure V-14 : Bilan des contraintes moyennes (nettes) à rupture	117
Figure V-15 : Ratio des facteurs d'intensité de contrainte (Entaille/Trou)	118
Figure V-16 : Sensibilité au trou et à l'entaille des trois drapages.....	119
Figure V-17 : Modèle numérique d'un spécimen entaillé soumis à de la traction simple.....	120
Figure V-18 : Maillage du fond de coupure pour un pli orienté à 0°	120
Figure V-19 : Courbes Contrainte/Déformation des spécimens entaillés pour les trois drapages (C3-1, C3-2 et C3-3) – Comparaison numérique/expérimental	123
Figure V-20 : Comparaison entre les contraintes à rupture obtenue expérimentalement et numériquement	124
Figure V-21 : Evolution de la fissuration des plis à 90° du drapage C3-1 obtenue par simulation numérique.....	124
Figure V-22 : Evolutions du délaminage de l'interface 0°/90° ainsi que de la rupture fibre du pli central à 0° du drapage C3-1 obtenues par simulation numérique.....	125
Figure V-23 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-1) – Comparaison numérique/expérimental.....	126

Figure V-24 : Comparaison des faciès de rupture pour le drapage C3-1 : a) Expérimental, b) Rupture fibre dans le pli à 0° central, c) fissuration matricielle dans le pli extérieur à 45°, d) délaminage de l'interface 0°/90°.....	126
Figure V-25 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-2) Comparaison numérique/expérimental.....	127
Figure V-26 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-3) Comparaison numérique/expérimental.....	128
Figure VI-1 : Vues d'ensemble du montage VERTEX.....	132
Figure VI-2 : Schématisation du montage VERTEX.....	133
Figure VI-3 : Logiciel de commande du montage VERTEX.....	133
Figure VI-4 : Zone d'intérêt et fixations de l'éprouvette sur le caisson du montage VERTEX.....	134
Figure VI-5 : Mouchetis réalisé au spray de peinture (plaque aluminium) et imprimé (plaque composite entaillée).....	135
Figure VI-6 : Structure support des caméras de stéréocorrélation.....	136
Figure VI-7 : Les trois couples de caméras utilisées pour les expériences VERTEX.....	136
Figure VI-8 : Jauges de déformation collées sur la surface inférieure d'une plaque en aluminium.....	137
Figure VI-9 : Rosettes de jauges de déformation collées sur la surface inférieure d'une plaque en composite – vues de dessous et de dessus.....	137
Figure VI-10 : Courbe Effort/Déplacement et faciès de rupture de la plaque composite (IM7/977-2) soumise à de la traction.....	139
Figure VI-11 : Champs de déformation obtenus au maximum de traction pour la plaque aluminium.....	141
Figure VI-12 : Champs de déformation obtenus au point S pour le spécimen composite entaillé (IM7/977-2) soumis à de la traction.....	142
Figure VI-13 : Validation expérimentale d'une courbe enveloppe dans le domaine Traction-Cisaillement à l'aide du montage VERTEX.....	143
Figure VI-14 : Contraintes secondaires associées à un essai de compression sur une plaque en duralumin.....	144
Figure VI-15 : Répartition des déformations longitudinales lors de la simulation d'un essai de traction.....	145
Figure VI-16 : Epreuve VERTEX usinée par le CRITT.....	146
Figure VI-17 : Disposition des rosettes sur la surface inférieure de la plaque composite.....	147
Figure VI-18 : Efforts et déplacements vérins lors d'une mise en traction de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1).....	147
Figure VI-19 : Déformations obtenues pour les 4 rosettes placées sur la face inférieure de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1) lors d'une mise en traction.....	148
Figure VI-20 : Méthode de détermination des contraintes moyennes et des déformations globales à l'aide de la corrélation d'images.....	149
Figure VI-21 : Paramètres du logiciel de stéréocorrélation VIC 3D (données non représentatives des valeurs utilisées dans ces travaux de recherche).....	149
Figure VI-22 : Courbes Contrainte/Déformation (traction entaillée) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images.....	151
Figure VI-23 : Courbes Contrainte/Effort vérins (traction entaillée).....	151
Figure VI-24 : Courbes Contrainte/Déplacement vérins (traction entaillée).....	152

Figure VI-25 : Flexion localisée autour de la coupure pour le drapage C3-1 soumis à de la traction (au point F).....	153
Figure VI-26 : Cheminement du flux de compression [Castanié, 2000].....	153
Figure VI-27 : Flexion localisée autour de la coupure pour le drapage C3-2 soumis à de la traction (au point F).....	154
Figure VI-28 : Premier dommage observable à l'œil nu en pointe de coupure et faciès de rupture.....	154
Figure VI-29 : Faciès de rupture des drapages C3-2 et C3-3 soumis à de la traction.....	155
Figure VI-30 : Comparaison du comportement en traction entaillée des trois drapages aux échelles « coupon » et « détail structural ».....	156
Figure VI-31 : Efforts et déplacements vérins lors d'une sollicitation en cisaillement de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1).....	157
Figure VI-32 : Courbes Contrainte/Déformation (cisaillement entaillé) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images	158
Figure VI-33 : Evolution du flambage du stratifié C3-1 déterminée par corrélation d'images lors de l'essai de cisaillement	159
Figure VI-34 : Premier dommage observable à l'œil nu en pointe de coupure, juste avant la rupture et faciès de rupture.....	160
Figure VI-35 : Faciès de rupture des drapages C3-2 et C3-3 soumis à du cisaillement	160
Figure VI-36 : Détermination de la commande en déplacement pour le cas de « Traction/Cisaillement »	161
Figure VI-37 : Efforts et déplacements vérins lors d'une sollicitation de « Traction/Cisaillement » de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1)	162
Figure VI-38 : Courbes Contrainte de cisaillement/Contrainte de traction (Traction/Cisaillement entaillé) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images	162
Figure VI-39 : Courbes Contrainte/Déformation (Traction/Cisaillement entaillé) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images.....	163
Figure VI-40 : Evolution du flambage du stratifié C3-1 déterminée par stéréocorrélation d'images lors de l'essai de traction/cisaillement.....	164
Figure VI-41 : Premier dommage observable à l'œil nu en pointe de coupure et faciès de rupture	165
Figure VI-42 : Faciès de rupture des drapages C3-2 et C3-3 soumis à une sollicitation combinée de type traction/cisaillement	166
Figure VI-43 : Comparaison des points expérimentaux caractéristiques correspondant aux différentes combinaisons (drapage/sollicitation) testées à rupture	167
Figure VI-44 : Détermination d'une enveloppe elliptique à partir des valeurs de déplacement à rupture (drapage C3-1).....	168
Figure VI-45 : Détermination des différentes enveloppes (pour les 3 coefficients utilisés) à partir des valeurs de déplacement à rupture (drapage C3-1).....	168
Figure VI-46 : Estimation des coefficients d'abattement appliqués aux charges auxquelles sont soumises les structures composites.....	169
Figure VI-47 : Spécimen découpé autour de la coupure pour observation au micro-tomographe aux rayons-X	170
Figure VI-48 : Coupes microtomographiques révélant l'absence d'endommagement autour de la coupure.....	170

Figure VI-49 : Efforts et déplacements vérins lors d'une sollicitation « enveloppe » de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1/coefficient 0.33).....	171
Figure VI-50 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-1) - Déformations globales	172
Figure VI-51 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-1) - Contraintes moyennes	172
Figure VI-52 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-2) - Déformations globales.....	174
Figure VI-53 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-2) - Contraintes moyennes.....	174
Figure VI-54 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-3) - Déformations globales	175
Figure VI-55 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-3) - Contraintes moyennes.....	175
Figure VI-56 : Maillage utilisé pour la modélisation du comportement de la plaque en aluminium.....	176
Figure VI-57 : Schéma représentant les erreurs en fonction de la taille h des éléments.....	177
Figure VI-58 : Loi de comportement élasto-plastique de l'aluminium AU4G1(2024).....	178
Figure VI-59 : Zones de la plaque en aluminium utilisées pour la mesure et pour la mise en place des conditions limites.....	179
Figure VI-60 : Les différentes étapes de mesure d'un essai VERTEX	179
Figure VI-61 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque aluminium soumise à de la traction – Comparaison numérique/expérimental.....	181
Figure VI-62 : Effets de bords observés au maximum de la traction aluminium	181
Figure VI-63 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en aluminium lors de la traction.....	182
Figure VI-64 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique lors du maximum de traction	183
Figure VI-65 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque aluminium soumise à de la compression – Comparaison numérique/expérimental.....	184
Figure VI-66 : Champ de déformation longitudinale au maximum de compression	185
Figure VI-67 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en aluminium soumise à de la compression.....	185
Figure VI-68 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique lors du maximum de compression	186
Figure VI-69 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque aluminium soumise à du cisaillement – Comparaison numérique/expérimental.....	187
Figure VI-70 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en aluminium lors du cisaillement	188
Figure VI-71 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique lors du maximum de cisaillement	189
Figure VI-72 : Maillage utilisé pour la modélisation linéaire du comportement de la plaque en composite (C3-1, « double épaisseur »).....	191
Figure VI-73 : Zones de la plaque composite utilisées pour la mesure et pour la mise en place des conditions limites lors de la modélisation « coques épaisses »	192
Figure VI-74 : Cartographie numérique du déplacement hors-plan ($U_3=W$) pour le maximum de traction, lorsque les conditions limites en déplacement ne sont pas imposées sur le bord de la coupure	192
Figure VI-75 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à de la traction Comparaison numérique (modèle linéaire)/expérimental.....	193

Figure VI-76 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à de la traction	194
Figure VI-77 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique juste avant rupture totale.....	195
Figure VI-78 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à du cisaillement Comparaison numérique (modèle linéaire)/expérimental.....	196
Figure VI-79 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à du cisaillement	197
Figure VI-80 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique juste avant rupture.....	198
Figure VI-81 : Maillage utilisé pour la modélisation DPM de la plaque composite entaillée (drapage C3-1, « double épaisseur »)	200
Figure VI-82 : Zones de la plaque composite utilisées pour la mesure et pour la mise en place des conditions limites lors de la modélisation DPM.....	202
Figure VI-83 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite soumise à de la traction (C3-1, « double épaisseur ») – Comparaison numérique/expérimental.....	203
Figure VI-84 : Premier endommagement détecté en surface du stratifié composite Comparaison numérique/expérimental.....	203
Figure VI-85 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique entre B et R.....	204
Figure VI-86 : Faciès de rupture – Comparaison numérique/expérimental.....	205
Figure VI-87 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite soumise à du cisaillement (C3-1, « double épaisseur ») – Comparaison numérique/expérimental.....	205
Figure VI-88 : Premier endommagement détecté en surface du stratifié composite Comparaison numérique/expérimental.....	206
Figure VI-89 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique en F'.....	207
Figure VI-90 : Faciès de rupture – Comparaison numérique/expérimental.....	208
Figure VI-91 : Comparaison des méthodes de mesure dans le cas du drapage C3-1 « double épaisseur » soumis à du cisaillement	209
Figure A-1 : Projection des nœuds des éléments des plis à 0° et 90°.....	217
Figure A-2 : Génération des nœuds des éléments des plis à 0° et 90°	218
Figure A-3 : Projection des nœuds des éléments des plis à +/-45°	219
Figure A-4 : Génération des nœuds des éléments des plis à +45°.....	220
Figure A-5 : EOS, le supercalculateur de CALMIP.....	221
Figure A-6 : Dessin technique représentant les vues de face, gauche, dessus et isométrique des mors de traction réalisés pour les éprouvettes entaillées.....	223
Figure A-7 : Stratifié composite muni d'une entaille soumis à de la traction simple.....	225
Figure A-8 : Stratifié composite troué soumis à de la traction simple.....	226

Liste des tables

Table II-1 : Comparaison de la zone de dommage entre résultats expérimentaux et différents modèles dont le « <i>Damage zone criterion</i> », pour le stratifié Gr/Ep T300/BSL914 muni d'une entaille de forme elliptique ($a/b=50$).....	20
Table II-2 : Propriétés du matériau T700/M21 utilisé dans le DPM	50
Table III-1 : Numérotation des éprouvettes lisses testées.....	58
Table III-2 : Contraintes moyennes et coefficients de variation par drapage.....	58
Table III-3 : Contraintes inter-laminaires normales déterminées analytiquement (en vert) et expérimentalement (en rouge) pour les trois drapages.....	62
Table IV-1 : Dimensions des 3 tailles d'éprouvettes trouées (en mm)	73
Table IV-2 : Matrice d'essais sur les éprouvettes trouées.....	75
Table IV-3 : Résultats des essais sur les éprouvettes lisses et trouées	76
Table IV-4 : Sensibilité des trois drapages et des trois tailles d'éprouvettes à la présence du trou (valeurs expérimentales).....	80
Table IV-5 : Résumé des travaux effectués sur le DPM par rapport à la version existante (modélisation des spécimens troués).....	83
Table V-1 : Numérotation des éprouvettes entaillées	108
Table V-2 : Résultats des essais sur les éprouvettes lisses, trouées et entaillées	109
Table V-3 : Résumé des travaux effectués sur le DPM par rapport à la version existante (modélisation des spécimens entaillés).....	122
Table VI-1 : Numérotation des éprouvettes testées lors de la prise en main du montage	138
Table VI-2 : Numérotation des éprouvettes Vertex.....	145
Table VI-3 : Contraintes à rupture totale de tous les spécimens testés en traction.....	156
Table VI-4 : Paramètres matériaux de l'aluminium AU4G1(2024).....	177
Table VI-5 : Résumé des travaux effectués sur le DPM par rapport à la version existante (modélisation des spécimens entaillés VERTEX)	201
Table A-1 : Caractéristiques principales du supercalculateur EOS.....	221

Introduction générale

L'utilisation des matériaux composites se généralise dans les domaines de l'énergie (éolien en particulier) et des transports. Si, dans le secteur aéronautique, les enjeux de réduction de masse sont un souci constant, les besoins d'optimisation en masse s'avèrent tout aussi cruciaux dans le ferroviaire et l'automobile. De nombreux enjeux scientifiques accompagnent ou anticipent ce développement. En particulier, pour tous ces domaines, quelles que soient les problématiques scientifiques ou technologiques, il existe un réel besoin de développer des méthodologies de validation à des échelles raisonnables à la fois en termes de pertinence scientifique et de coût. Or, aujourd'hui, les modèles de dimensionnement mécanique développés par la communauté scientifique sont essentiellement limités à des sollicitations simples et sont validés par des essais eux-mêmes uniaxiaux sur des éprouvettes basiques. La réalité des structures composites est bien sûr plus complexe et la communauté scientifique cherche à se donner des stratégies de description et de validation universelles. La particularité des matériaux composites (assemblage de fibres et de résine) réside dans le fait que le matériau ne préexiste pas à la structure. Aussi, des approches multi-échelles ou multi-niveaux (du matériau à la structure) se révèlent pertinentes pour une description fine des comportements. Or, la recherche académique s'est jusqu'à présent principalement investie dans l'étude des échelles les plus basses (micro, méso ou coupon) afin d'identifier et de modéliser les divers modes d'endommagement.

Le projet **VERTEX** (**V**alidation **E**xpérimentale et modélisation des structu**R**es composi**T**Es sous sollicitations Comple**X**es) dans lequel ces travaux de thèse s'inscrivent, se propose de développer une méthodologie d'analyse et de validation générale du comportement des structures. Cette dernière est mise en pratique avec des éprouvettes de taille de l'ordre de la dizaine de centimètres. Le choix de cette taille de spécimen permet un positionnement original à l'échelle dite des détails structuraux (Figure 1) et le traitement d'une très large gamme de problèmes fondamentaux. De plus, la particularité de VERTEX est de proposer une méthode d'analyse ou de validation par essais statiques sous sollicitations complexes de type compression/traction/cisaillement et pression interne. La méthodologie permettra un dialogue essais/calcul amélioré et étendu, qui est une étape nécessaire vers le « *Virtual testing* » [Yang et al., 2011]. Cette problématique est un enjeu majeur de compétitivité qui permettra des gains économiques importants ainsi qu'une réduction du temps de cycle de conception des aéronefs ou de tout autre structure composite de nouvelle génération. En effet, sécuriser les choix de matériaux effectués dans les boucles initiales de conception peut par exemple permettre d'éviter des itérations extrêmement coûteuses lorsqu'elles arrivent en fin de programme.

Afin de valider le concept couplé essai/instrumentation de VERTEX, la problématique traitée dans ces travaux de recherche est celle de la propagation des grandes coupures sous sollicitations complexes dans des composites stratifiés. Ce mémoire est composé de trois volets pour un total de six chapitres. La première partie est consacrée à la description des différents contextes dans lesquels cette recherche s'inscrit. Le **premier chapitre** présente le positionnement du projet VERTEX, ses enjeux économiques et sociétaux, sa structure et ses acteurs ainsi que les objectifs spécifiques aux travaux de recherche sur la propagation de coupure. Le **deuxième chapitre** recense les différentes stratégies de modélisation employées pour simuler

l'endommagement d'un stratifié composite entaillé. Un rappel de la chronologie de rupture des stratifiés est effectué avant de détailler les méthodes analytiques et semi-analytiques généralement utilisées pour un dimensionnement rapide des structures. Des précisions supplémentaires, notamment pour décrire les scénarios de rupture, nécessitent des méthodes numériques dont les différents schémas de modélisation sont explicités.

La deuxième partie est dédiée au dialogue essai/calcul pour des sollicitations uniaxiales de traction simple sur composites stratifiés. Le **chapitre trois** présente le modèle numérique qui a été utilisé pour cette étude et se focalise sur le comportement des éprouvettes lisses. Le **chapitre quatre** s'attache à la modélisation de la propagation d'endommagement pour des plaques trouées de différents diamètres avec un rapport largeur d'éprouvette/diamètre de trou constant. Le modèle numérique est démontré valide pour simuler l'effet d'échelle expérimentalement observé. Les influences de plusieurs paramètres du modèle sont étudiées, parmi lesquelles celles de la taille de maille et de la présence de fissures discrètes. Le **chapitre cinq** introduit les résultats numériques et expérimentaux correspondant aux spécimens entaillés. Une comparaison entre les comportements des plaques trouées et ceux des spécimens entaillés sous sollicitation de traction simple est établie.

La troisième et dernière partie est consacrée à l'étude expérimentale et numérique des stratifiés entaillés sous sollicitations combinées. Le **chapitre six** présente le montage innovant permettant d'appliquer ces sollicitations complexes ainsi que la philosophie des essais réalisés. La modélisation de ce type d'essai est amorcée sur une plaque en aluminium pour valider la méthodologie de transfert de conditions limites obtenues par corrélation d'images. Cette stratégie est ensuite appliquée à un des drapages composites étudiés dans le but de modéliser les sollicitations mises en œuvre à l'aide du banc d'essai VERTEX.

L'ensemble de ce travail a été mené à bien au sein du groupe Matériaux et Structures Composites (MSC) de l'Institut Clément Ader (ICA) de Toulouse, en collaboration avec le groupe Métrologie, Identification, Contrôle et Surveillance (MICS).

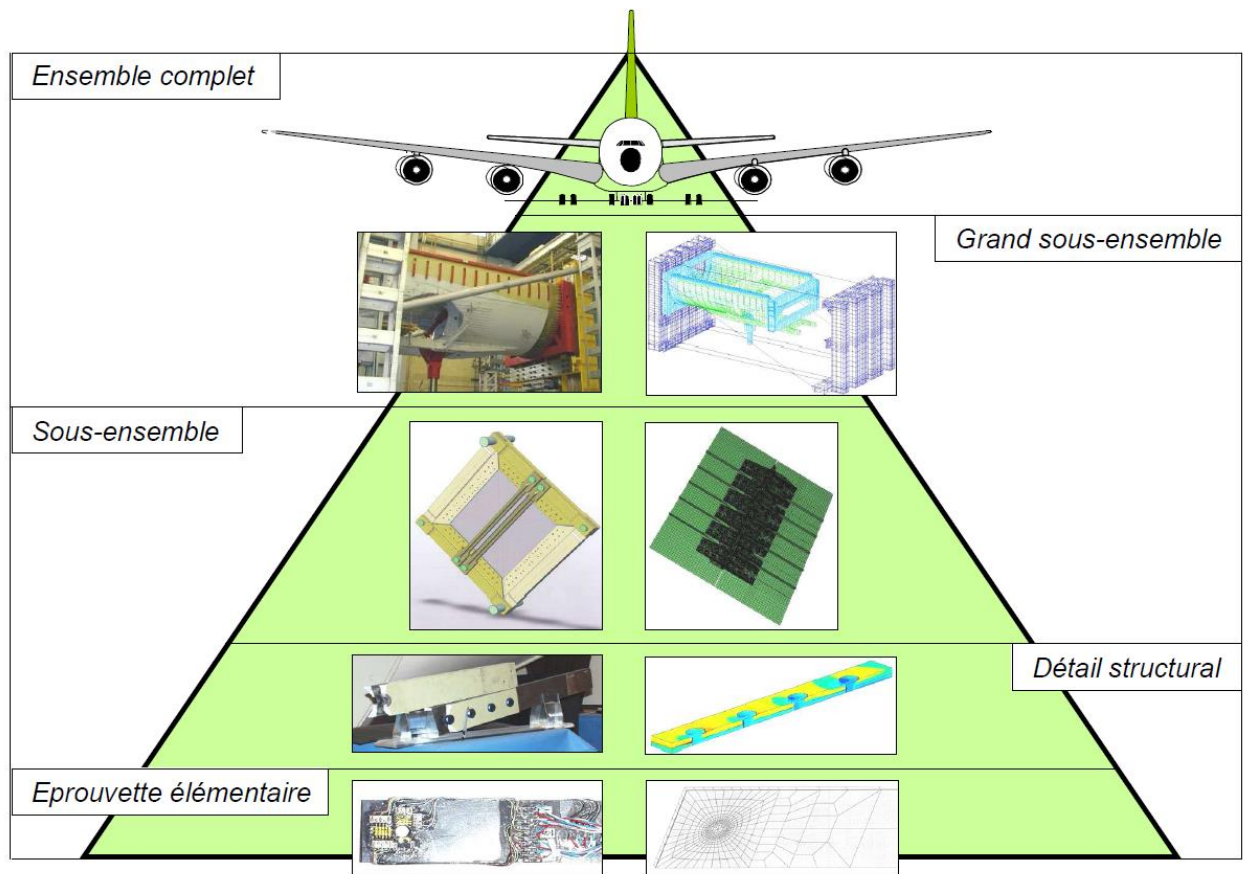


Figure 1 : Pyramide des essais structuraux [Rouchon, 1990]

Première partie
Contexte

Chapitre I

Positionnement du travail de recherche

Sommaire

I.1	Contexte, enjeux économiques et sociétaux.....	8
I.2	Positionnements.....	9
I.2.1	Le projet VERTEX.....	9
I.2.1.1	Organisation et partenaires	11
I.2.2	Coupures.....	11
I.3	Les objectifs	13

I.1 Contexte, enjeux économiques et sociétaux

Le secteur de l'industrie aéronautique est en plein développement ; la flotte mondiale d'avions civils devrait doubler d'ici 2032. La compétition entre Boeing et Airbus pour la conception et la fabrication innovante de nouveaux appareils « tout-composite » dynamise l'industrie aéronautique. Boeing a pris un avantage en proposant son 787 « Dreamliner » entièrement en composite. Airbus a riposté avec son A350. Pour les deux avionneurs, une nouvelle bataille va s'engager avec le renouvellement des gammes de court-courriers : famille A320 chez Airbus et 737 chez Boeing. Compte-tenu des enjeux, une étape intermédiaire via des remotorisations a été lancée en 2011 (Programmes A320 NEO et 737 MAX).

La nécessité et l'importance des sauts technologiques sont à l'origine du décalage dans le temps du lancement des nouveaux programmes qui sont à présent à l'horizon 2025. Les matériaux et les structures sont au cœur de l'enjeu qui doit permettre de distancer les futurs concurrents de ce secteur (la Chine avec son programme C919 mais aussi la Russie avec Sukhoi et le Brésil avec Embraer). Cet enjeu est d'autant plus important que le secteur de l'aéronautique est l'un des fleurons de l'industrie française. L'aéronautique est un secteur phare, un domaine où la France bénéficie d'une image d'excellence qu'il convient de préserver en relevant les défis qu'apportent les technologies composites.

En effet, les structures composites à fibres longues sont couramment utilisées dans l'industrie aéronautique comme pour d'autres secteurs industriels en raison de leur excellente tenue spécifique. Elles constituent notamment 52% en masse et l'essentiel du fuselage et de la structure de l'A350 qui a effectué son premier vol en 2013. La composition de l'A350 XWB (*Extra wide body*) est présentée sur la Figure I-1.

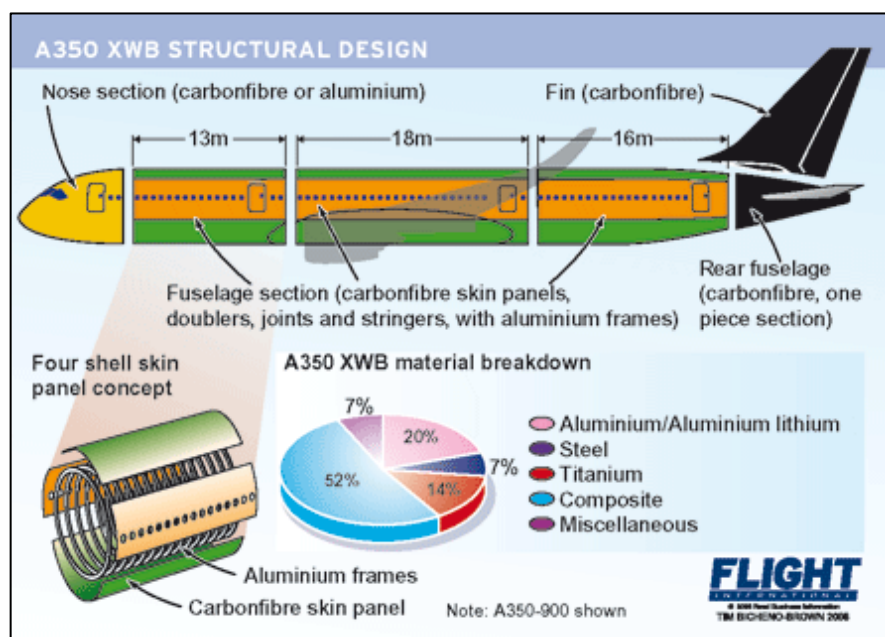


Figure I-1 : Proportions des différents matériaux dans l'A350XWB [Airliners, 2007]

I.2 Positionnements

Les travaux de recherche menés ont trait à la modélisation de propagation de coupure dans un stratifié composite ainsi qu'à la réalisation de divers essais visant à valider le modèle numérique utilisé. Cette thèse s'inscrit dans le projet VERTEX, financé par l'Agence Nationale de la Recherche (ANR) après une phase de sélection sévère. Le positionnement de ce projet y est détaillé ainsi que les orientations de l'étude engagée.

I.2.1 Le projet VERTEX

Pour situer le projet dans le contexte national et international, il est nécessaire de s'intéresser au domaine des structures composites soumises à des sollicitations multiaxiales. Deux problématiques ont principalement été analysées par le passé : la validation de critères de rupture à l'échelle du coupon et l'étude du flambement de panneaux composites. En ce qui concerne la première problématique, l'ONERA a étudié dès les années 80 le comportement en traction biaxiale de plaques carbone-époxy en statique et en fatigue sur une machine toujours en service à DGA-TA [Inizan, 1986]. Quelques machines de ce type sont en service de par le monde et ont été récemment utilisées dans les « *World wide failure exercices* » [Soden et al., 2004] avec pour objectif la validation de critères de rupture. La validation expérimentale des critères s'est aussi faite par le biais d'essais de tubes sous pression en traction/compression/torsion [Perreux et al., 1994]. Enfin, dans ce contexte, on peut aussi citer l'existence de la machine triaxiale Astrée localisée au LMT Cachan. Une revue détaillée de ces types de machine d'essais a été réalisée par [Makris et al., 2007]. Celle-ci distingue les essais utilisant un seul actionneur et pour lesquels le ratio entre les contraintes planes dépend seulement de la géométrie du spécimen (essai de pression simple, méthode Arcan, méthode Iosipescu...) de ceux faisant appel à plusieurs actionneurs indépendants qui régissent ce rapport de contraintes bi-axiales par les amplitudes des efforts appliqués (barre en flexion/torsion, tube en torsion/flexion/pression, spécimen cruciforme...). La dernière innovation consiste à tester les composites par un système robotique à 6 degrés de liberté, de façon à obtenir toutes les caractéristiques élastiques mais aussi à terme les enveloppes de ruptures [Michopoulos et al., 2008]. Il est important de signaler que pour ce type d'étude, la zone d'intérêt est souvent de petites dimensions (typiquement de l'ordre de 40 x 40 mm²).

Concernant le flambement des panneaux, quelques investigations ont été menées sur des panneaux de taille imposante, souvent de plusieurs mètres carrés, en lien avec le domaine aéronautique ou naval. Les sollicitations reproduisent le plus souvent celles des structures aéronautiques à savoir essentiellement des flux de membrane, quelques fois combinés à de la pression interne. Le DLR allemand a développé plusieurs systèmes de compression/cisaillement dans les années 80 soit par l'utilisation de caissons soit par sollicitations directes [Hermann, 1989]. De même, chez Deutsche Airbus, il existe une machine d'essais de panneaux de fuselage sous les mêmes sollicitations qui implique le pilotage simultané de 10 actionneurs [Wolf et Kossira, 1992]. Enfin, la NASA Langley dispose d'un système imposant : le « *Combined loads testing system* » (COLT) qui nécessite un bâtiment spécifique et permet d'appliquer aussi une pression interne [Rouse et Young, 2003]. Actuellement, le projet collaboratif « MESSIR » ayant pour partenaires Airbus et DGA-TA a mis en place un moyen équivalent dédié à l'étude d'éléments de fuselage courbes de taille maximale 5 x 2 m². Aux échelles qui

correspondent à la problématique de VERTEX, on peut citer les essais de plaques sous pression développés à Besançon dans les années 80 [De Mesquita Siquiera, 1993] et à l'Ifremer pour l'étude des structures navales [Hayman et al., 1998]. En effet, ce dernier type de sollicitations permet de bien représenter, à l'échelle de la structure, le comportement d'une coque de bateau. Enfin, QinetiQ en Grande-Bretagne a modifié un carré déformable pour permettre un chargement hors-plan qui permet de tester les jonctions boulonnées [Cook et al., 2003].

Le positionnement montre, *via* l'analyse des moyens d'essai, que très peu de possibilités d'investigation des problématiques existent tant au plan national qu'international. Les moyens identifiés demeurent confinés dans le secret de centres d'essais tels que la DGA-TA en France, le DLR en Allemagne, la NASA Langley et l'ONR aux Etats-Unis ou encore chez les avionneurs comme Dassault. De plus, l'objectif de ces établissements est historiquement la détermination des courbes d'interaction compression/cisaillement en flambement ou actuellement une validation technologique des conceptions, ce qui ne s'inscrit pas dans une démarche scientifique à proprement parler. Une antériorité existe néanmoins au sein de l'Institut Clément Ader (ICA) puisque lors de la thèse de [Castanié, 2000], une machine d'essais de structures sandwichs dissymétriques compression/cisaillement avait été développée dans le cadre d'une collaboration avec Airbus Helicopter (Figure I-2).



Figure I-2 : Machine d'essais compression/cisaillement ICA [Castanié, 2000]

Au total, seuls l'industrie aéronautique et, à un degré moindre, le naval militaire s'intéressent aux sollicitations complexes d'éprouvettes spécifiques à cette échelle. En effet, pour les autres industries du transport, il est usuel de valider les comportements à l'échelle de la structure finale. D'un point de vue scientifique, les laboratoires se focalisent le plus souvent sur des validations par essais uniaxiaux à l'échelle de la structure ou multiaxiaux à l'échelle du coupon. De ce fait, à notre connaissance, il n'existe ni projet en cours ni étude spécifique sous sollicitations complexes des détails structuraux à l'échelle préconisée, ce qui rend le positionnement de VERTEX original à la fois du point de vue scientifique et du point de vue du développement technologique.

I.2.1.1 Organisation et partenaires

Le projet scientifique VERTEX se divise en quatre « *Work packages* » (WP). Il a pour premier objectif le développement d'une méthode de mesure et de pilotage originale (WP2) sur un moyen d'essai spécifique développé en parallèle à ce projet (WP1). En effet, pour la validation des modèles ou l'analyse des phénoménologies, quelle que soit la problématique, il est nécessaire de pouvoir réaliser des mesures ou des chemins de charges complexes soit globalement à l'échelle de la structure, soit à une échelle plus locale (plus matériau) pour suivre un phénomène donné (par exemple en pointe de coupure). Ces phases d'ingénierie et d'instrumentation sont donc un point fondamental de l'étude.

Afin de valider le concept couplé essai/instrumentation de VERTEX, trois problématiques scientifiques actuelles sont étudiées par les partenaires (WP3). La première concerne la validation de modèles d'endommagement par des chemins de ruptures complexes, la seconde le calcul à rupture des éprouvettes technologiques par une approche multi-échelles et la troisième, la propagation des grandes coupures sous sollicitations complexes. Ces travaux de thèse sont centrés sur cette dernière thématique. Ces trois problématiques sont soumises à une phase de validation par le moyen d'essai VERTEX (WP4) puis à la dissémination. De nombreuses interactions ont eu lieu entre les protagonistes des différents WP.

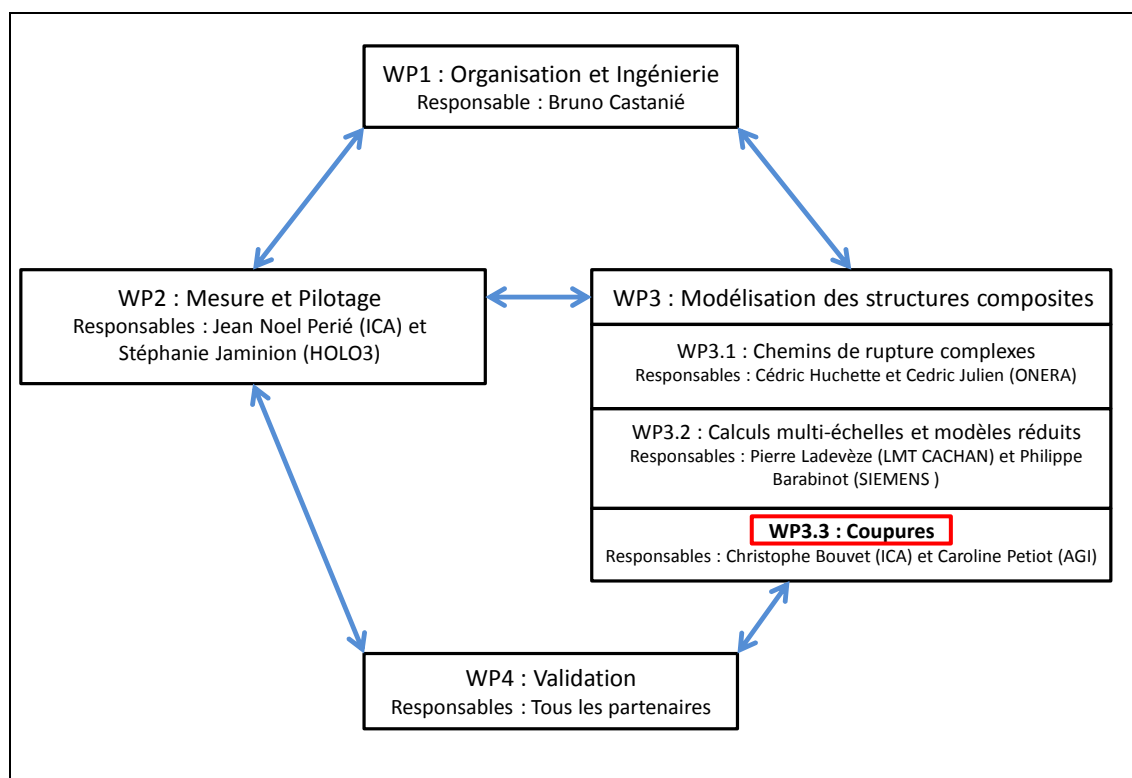


Figure I-3 : Organisation et partenaires du projet VERTEX

I.2.2 Coupures

Les coupures dans les structures composites ont été retenues comme support scientifique à la démarche « VERTEX » (WP3.3, Figure I-3). L'étude de cette problématique fait appel à une géométrie simple et peu couteuse à réaliser tout en offrant la complexité de l'étude des gradients

locaux. En effet, une structure composite aéronautique est dimensionnée à la tolérance aux dommages, c'est-à-dire qu'elle doit supporter les efforts statiques permettant une poursuite du vol même après avoir subi des avaries importantes causées par le bris de pièces tournantes. Ce dernier cas accidentel peut conduire à une déchirure de la structure du fuselage de type entaille. La conception doit alors couvrir le cas « *two-bay crack* », c'est-à-dire supporter la charge limite en présence d'une entaille de longueur égale à la distance entre deux cadres ou lisses et d'un élément raidisseur rompu (Figure I-4).

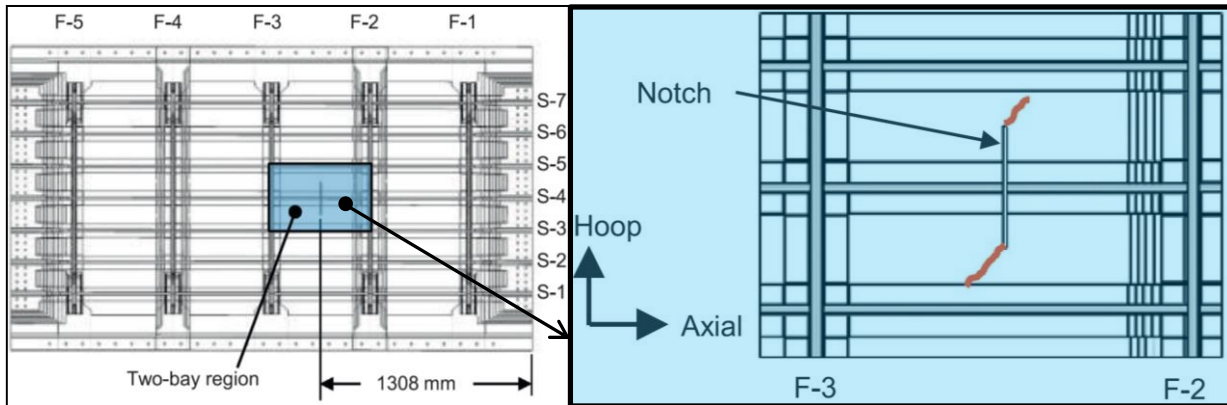


Figure I-4 : Localisation de l'entaille dans le fuselage (plan large et rapproché)
[Bergan et al., 2014]

Pour avoir une idée de la manière dont se forment ces grandes coupures, voici un exemple de scénario :

1. Un disque d'aube de turbine se détache d'un moteur
2. Il passe au travers de l'avion en découpant le fuselage
3. Il termine sa course dans la nacelle de l'autre moteur

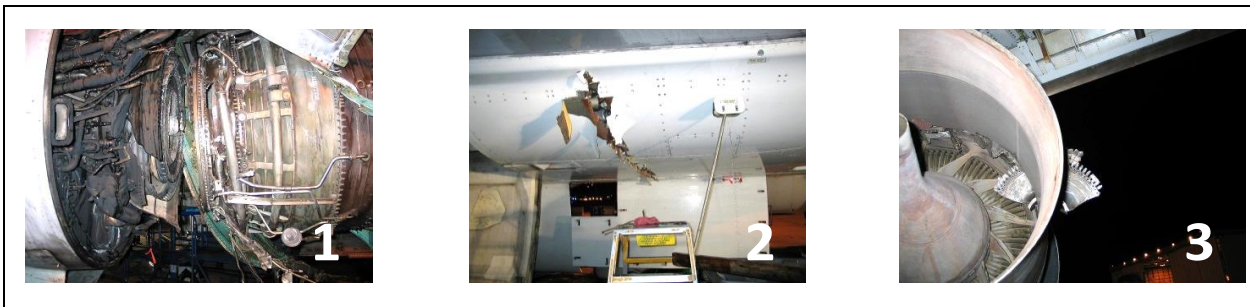


Figure I-5 : Scénario de création de coupures dans le fuselage

Cet enchaînement (Figure I-5) a réellement eu lieu, pendant des essais de roulage d'un Boeing 767 à Los Angeles, le 2 Juin 2006 [Rosenker, 2006].

Dans nos travaux, on va s'intéresser au cas particulier où l'entaille est une coupure, c'est-à-dire que, par opposition à la fissure signifiant classiquement des endommagements faibles, elle fait référence à un endommagement traversant de grande dimension. Plus précisément, est étudiée ici la « *two-bay crack* », ce qui veut dire que la coupure traverse deux zones du fuselage, en coupant le raidisseur. Un exemple de cette zone de localisation de la coupure est présenté Figure I-4.

Le problème que l'on choisit d'étudier ici est simplifié. La courbure de la peau du fuselage ainsi que la présence de raidisseurs ne sont pas modélisées. L'analyse de propagation de dommages est par conséquent réalisée sur des plaques planes comportant une concentration de contraintes de type coupure.

Le matériau retenu comme base d'étude dans le cadre du projet coopératif VERTEX est le pré-imprégné carbone/époxy T700/M21 d'épaisseur de pli 0.125mm. C'est un matériau déjà industrialisé par Airbus Group Innovations et qui a fait l'objet de plusieurs études conduites en partenariat avec des membres de l'équipe du projet VERTEX. Il a plus particulièrement été proposé d'expliciter les effets des séquences d'empilement de trois drapages symétriques de 13 plis comportant chacun la même proportion de plis dans chacune des 4 directions (0°, 90°, +45° et -45°) :

- C3-1 [45/-45/X/X/X/90/0/90/X/X/X/-45/45],
- C3-2 [X/X/X/X/0/90/0/90/0/X/X/X/X],
- C3-3 [X/X/X/X/X/0/0/0/X/X/X/X/X].

Les symboles « X » sont utilisés pour symboliser l'orientation des autres plis.

I.3 Les objectifs

L'objectif de la présente thèse est l'étude de l'endommagement et de la propagation d'une coupure sur un stratifié composite carbone/époxy typique de l'industrie aéronautique. Les fuselages modernes doivent être certifiés en démontrant leur résistance à ces grandes coupures. Il s'agit de mener en parallèle une campagne d'essais expérimentaux et le développement d'une modélisation numérique par éléments finis.

La partie expérimentale est menée en deux temps. La première phase consiste à mener des campagnes d'essais de traction simple sur des spécimens de type coupon (dimensions de l'ordre de la dizaine de centimètres), la première étape étant de caractériser les différences entre les trois drapages en testant les drapages sans concentration de contraintes (dits lisses). Ensuite, on effectue des essais sur des spécimens troués de différents diamètres tout en gardant un rapport largeur d'éprouvette sur diamètre de trou constant afin de pouvoir détecter un effet d'échelle. Enfin, les éprouvettes entaillées sont testées, au même titre que les éprouvettes trouées, afin d'observer la propagation de cette coupure mais également d'étudier et de caractériser la zone d'endommagement. Une seconde phase consiste en l'utilisation du dispositif expérimental développé dans le cadre du projet VERTEX afin de caractériser les plaques entaillées (de type détail structural) soumises à des sollicitations complexes dans le domaine traction/cisaillement. Ce travail de recherche se distingue des travaux récents concernant l'étude des mécanismes de rupture de stratifiés composites entaillés sous sollicitations multiaxiales [Tan et al., 2015] par la taille du spécimen employé. Différentes techniques de suivi d'endommagement *in situ*, telles que les jauges de déformation, la thermographie infrarouge ou la stéréocorrélation d'images, et *post mortem*, telles que les microtomographies par rayons-X, sont utilisées.

La partie modélisation est menée en parallèle de la partie expérimentale afin d'établir un dialogue essai/calcul permanent entre ces deux composantes. Il s'agit de développer une modélisation numérique par éléments finis afin de simuler les essais expérimentaux réalisés, aussi

bien au niveau de la rupture finale que du scénario d'endommagement observé expérimentalement. Cette modélisation s'inscrit dans un ensemble de travaux réalisés au sein de l'ICA [Bouvet et al., 2009 ; Adam et al., 2012 ; Rivallant et al., 2013] mettant en avant une échelle originale de modélisation fondée sur l'observation des phénomènes d'endommagement. Cette démarche a conduit au développement d'une modélisation originale du stratifié à partir d'un modèle du pli basé sur des éléments volumiques et des éléments d'interfaces à la fois à l'intérieur et entre les plis (« *Discrete ply model* »). Ce type de modélisation a été adapté au problème particulier des stratifiés entaillés en se référant aux travaux d'[Achard et al., 2014], relatifs à la modélisation de composites stratifiés troués soumis à de la traction simple.

Chapitre II

Modélisation de l'endommagement d'un stratifié composite entaillé – Etat de l'art

Sommaire

II.1	Concentrations de contraintes.....	16
II.2	Chronologie de rupture des stratifiés.....	16
II.3	Méthodes analytiques et semi-analytiques.....	17
II.3.1	Critère en contrainte.....	18
II.3.2	Critère en énergie.....	19
II.3.3	Critère combiné.....	20
II.4	Modèles numériques.....	22
II.4.1	Choix de l'échelle de modélisation.....	22
II.4.1.1	Echelle microscopique.....	22
II.4.1.2	Echelle macroscopique.....	23
II.4.1.3	Echelle mésoscopique.....	23
II.4.2	Propagation quasi-statique de coupures.....	24
II.4.2.1	Critères d'amorçage.....	24
II.4.2.2	Critères de bifurcation.....	25
II.4.2.3	Critères de stabilité.....	25
II.4.3	Stratégies de modélisation utilisant les éléments finis.....	27
II.4.3.1	Modèles d'endommagement continus.....	27
II.4.3.2	Modèles d'endommagement semi-discrets.....	28
II.4.3.3	Modèles d'endommagement discrets.....	32
II.4.4	Méthodes numériques innovantes.....	39
II.4.4.1	Méthode des éléments de frontière.....	39
II.4.4.2	Méthodes sans maillage.....	40
II.4.5	Le « <i>Discrete ply model</i> ».....	43
II.4.5.1	Fissuration matricielle.....	44
II.4.5.2	Rupture de fibre.....	45
II.4.5.3	Délaminage.....	47
II.4.5.4	Utilisation du modèle.....	48
II.5	Conclusion.....	51

Un matériau « composite » est constitué d'au moins deux matériaux différents à l'échelle macroscopique ou mésoscopique. Le concept remonte à des temps très anciens puisque le mélange d'argile et de roseaux utilisé pour édifier des bâtisses par les premières civilisations en Basse Mésopotamie (3^{ème} millénaire avant J.C) est une forme de matériau composite. Le but est de constituer un matériau qui a de meilleures propriétés que ses constituants séparés. Les dernières générations de composites sont composées de fibres et de résine (appelée matrice). De multiples combinaisons de formes et de matériaux sont possibles. Dans le cadre de cette étude, nous nous intéresserons aux composites à matrice organique renforcée de fibres longues. Nous accorderons une attention particulière aux composites stratifiés à partir de plis unidirectionnels soumis à une concentration de contraintes.

II.1 Concentrations de contraintes

Il existe des concentrations de contraintes dans toutes les structures. Il semble primordial d'y attacher de l'importance car les ruptures de structures seront très souvent initiées aux endroits où ces concentrations sont localisées. Elles peuvent être générées par de nombreux facteurs. On peut trouver dans un même composant, par exemple pour une aile d'avion, jusqu'à cinq origines différentes pour ces concentrations [Tan, 1994] :

- Découpes (orifices d'assemblage, hublots...)
- Discontinuités géométriques (angles droits, bords libres...)
- Assemblages (mécaniques, collés...)
- Différence entre les propriétés élastiques de deux composés adjacents (modules élastiques selon la direction de sollicitation de plis de différentes orientations)
- Défauts et endommagements créés lors de la fabrication du matériau (bulles d'air, impacts liés à une chute d'outil...)

On s'intéresse ici aux concentrations de contraintes générées par des coupures, aussi appelées coupures. Le terme coupure pouvant désigner des absences de matière de formes différentes, allant du cercle parfait aux ellipses très aplaties voire même aux coupures discontinues (rayon de fond d'entaille nul). Ces coupures sont des lieux privilégiés pour l'apparition des endommagements qui par leur accumulation peuvent conduire à la rupture complète des composites stratifiés.

II.2 Chronologie de rupture des stratifiés

De par leur composition, les matériaux composites peuvent être considérés à différentes échelles (Figure II-1) allant de la fibre (échelle microscopique) au stratifié complet (échelle macroscopique) en passant par le pli (échelle mésoscopique).

Cette nature multi-échelles engendre des processus d'endommagements eux aussi présents à différentes échelles du matériau. Ces modes de rupture sont influencés à la fois par la stratification, les propriétés mécaniques des constituants, le type de sollicitation... [Lisle, 2014]. Il est communément admis que les mécanismes mis en jeu lors de l'endommagement démarrent à l'échelle microscopique et se développent à l'échelle mésoscopique pour conduire à la rupture totale du stratifié à l'échelle macroscopique.

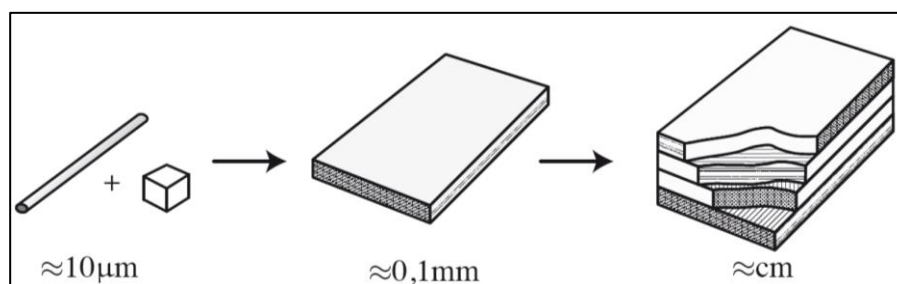


Figure II-1 : Différentes échelles d'un composite stratifié [Abisset, 2012]

La chronologie de rupture des stratifiés composites suit souvent le même schéma (Figure II-2). Les contraintes résiduelles inhérentes à la fabrication de la pièce (changement de température notamment) peuvent initier des endommagements de type diffus dans le stratifié. Lors du chargement, ces endommagements coalescent et forment des fissurations matricielles dans les plis. L'interaction entre les fissurations matricielles créées et les interfaces entre les différents plis génèrent souvent des délaminages qui se propagent en fonction du chargement et des caractéristiques des plis adjacents (épaisseur, raideur...). Ces dégradations du matériau entraînent une redistribution des contraintes : le délaminage empêchant la transmission des efforts entre les plis, la charge n'est plus supportée que par certains d'entre eux conduisant ainsi à leur surcharge et à la rupture des fibres [Ladevèze, 1986 ; Abisset, 2012]. Cette rupture de fibres se propageant, mène à la rupture complète du matériau.

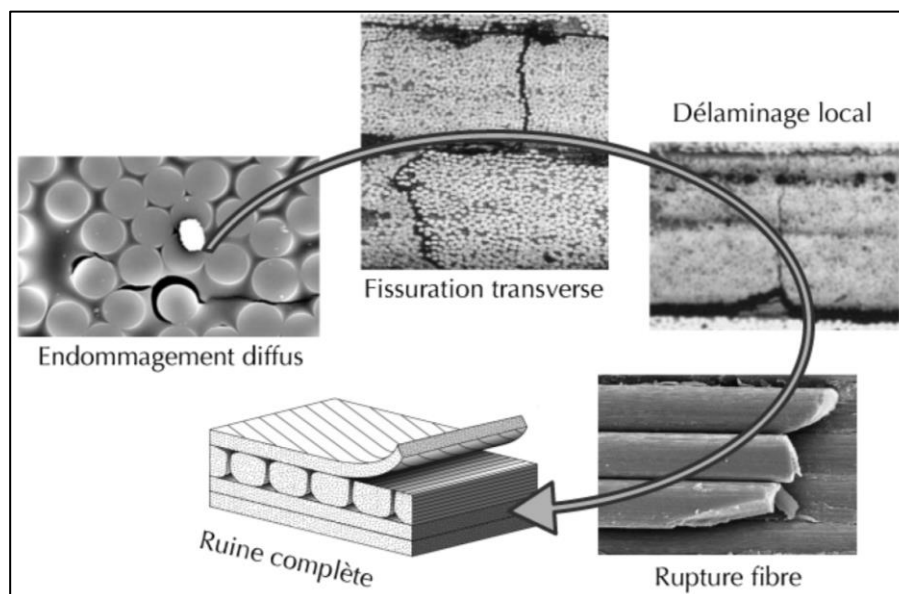


Figure II-2 : Chronologie de rupture des stratifiés composites [Abisset, 2012]

II.3 Méthodes analytiques et semi-analytiques

Pour déterminer l'impact des coupures sur les stratifiés, un cheminement progressif a été employé en allant des calculs analytiques vers les simulations numériques, avec des comparaisons nombreuses et constantes avec les essais expérimentaux. Les méthodes dites « semi-analytiques » sont de deux types : les méthodes utilisant un critère basé sur la contrainte maximale atteinte et celles basées sur l'énergie dissipée.

II.3.1 Critère en contrainte

D'après [Whitney et Nuismer, 1974], en utilisant la méthode des variables complexes [Lekhnitskii, 1968] conjointement au « *Finite width correction factor* » [Tan, 1994], il est possible de déterminer l'état de contrainte dans un stratifié muni d'un trou circulaire. Différents modèles de rupture existent comme le « *Point stress failure model* », le « *Average stress failure model* » et le « *Minimum strength model* ».

Dans le 1^{er} modèle, l'état de contrainte est calculé à une distance d_0 (Figure II-3) sur l'axe normal à la direction de la force appliquée. Dans le 2^{ème}, l'état de contrainte est moyenné sur une distance a_0 (Figure II-3) sur l'axe normal à la direction de la force appliquée. Dans le 3^{ème} modèle, l'état de contrainte est calculé sur un cercle à une distance d_1 du trou, ce qui correspond au 1^{er} modèle où l'état de contrainte est calculé dans toutes les directions possibles. Ces distances sont appelées « longueurs caractéristiques ». Dans les trois cas, lorsque la valeur calculée atteint la valeur de la contrainte à rupture du matériau lisse, on considère qu'il y a rupture du pli.

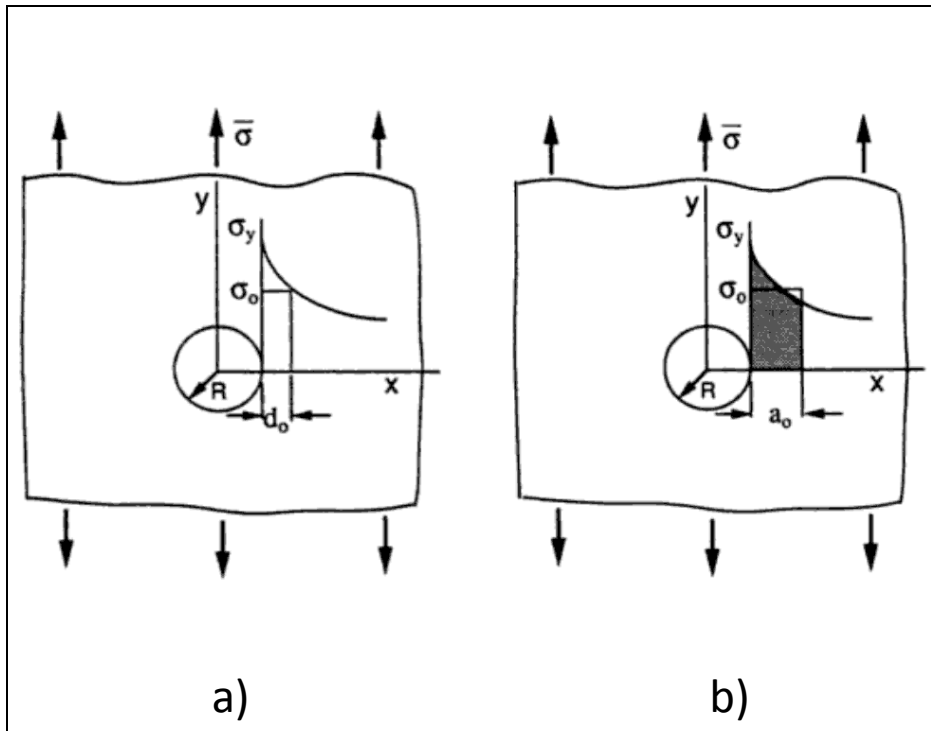


Figure II-3 : Illustrations du « *Point stress failure model* » - a) et de l'« *Average stress failure model* » - b) [Tan, 1994]

Ces distances caractéristiques étant déterminées expérimentalement, des essais doivent donc être effectués sur d'autres spécimens similaires (matériau, drapage, dimensions). Ces méthodes permettent de déterminer la force à rupture d'un stratifié muni d'un trou circulaire. [Tan, 1994] les a adaptées au cas d'ouvertures elliptiques.

En outre, Tan a vérifié expérimentalement que les longueurs caractéristiques variaient en fonction du facteur de forme (a/b) et a donc décidé de prendre en compte ce paramètre dans son expression. L'ouverture jouant aussi un rôle important, la longueur caractéristique d_0 prend la forme d'une fonction à deux variables, l'ouverture et le facteur de forme :

$$d_0 = m_0 * \left(\frac{a}{a_r}\right)^n * \left(\frac{a}{b}\right)^s$$

Où a_r est un rayon de référence introduit pour adimensionner le quotient entre parenthèses et m_0 , n et s sont des constantes déterminées expérimentalement à l'aide de trous circulaires et de trous elliptiques, d'où la dénomination de méthode semi-analytique.

Avec quelques points (3 ou 4), il est possible de déterminer les valeurs des longueurs caractéristiques pour une plage donnée et d'utiliser la longueur caractéristique associée au couple (ouverture, facteur de forme) considéré. Ainsi, l'écart entre les valeurs prédites et les valeurs réelles est inférieur au cas où la même longueur caractéristique est utilisée pour plusieurs combinaisons (ouverture, facteur de forme).

Des expressions similaires existent pour les autres modèles (« *Average stress* » et « *Minimum stress* »). Ces nouvelles expressions ont pour appellation « *Modified stress failure models* ». En utilisant conjointement ces modèles de rupture avec un critère de rupture (Tsai-Wu par exemple) et en fixant la rupture du stratifié lors de la rupture du premier pli, on trouve des prédictions de contraintes à rupture qui concordent avec les expériences [Tan, 1994]. La plupart de ces modèles datant des années 70 et 80 ont été classifiés et comparés par [Awerbuch et Madhukar, 1985].

En 2003, [Khashaba, 2003] a aussi modélisé la longueur caractéristique du « *Point stress criterion* » pour une entaille à fonds circulaires. Cette expression est celle d'une fonction à plusieurs variables prenant en compte la largeur du spécimen (w) et la demi-largeur d'entaille (a) :

$$b_1 = k^{-1} * \left(\frac{a}{w}\right)^m$$

Avec k et m , des paramètres déterminés expérimentalement.

Plus récemment, Kamala Kannan a développé le « *Improved stress criterion* » qui prend aussi en compte le fait que la longueur caractéristique augmente si la fissure croît avec, comme Kashaba et à la différence de Tan, seulement deux constantes à déterminer expérimentalement au lieu de trois. Les prédictions des forces à rupture corrént bien avec les résultats expérimentaux [Khashaba, 2003 ; Kamala Kannan et al., 2010]. Ces méthodes basées sur l'observation expérimentale d'une zone en bord de trou ou d'entaille dans laquelle la distribution des contraintes théoriquement admise est contrariée par divers types d'endommagement ont donné lieu à un critère d'endommagement basé cette fois sur un volume caractéristique utilisé dans des modélisations 3D du composite [Hochard et al., 2007].

II.3.2 Critère en énergie

[Wu, 1968] a montré que sous certaines conditions, les techniques utilisées dans la mécanique de la rupture isotrope pouvaient être employées pour les matériaux composites. Waddoups

Eisenmann et Kaminski ont utilisé les critères énergétiques de propagation de rupture développés par [Irwin, 1948]. Ils supposent que des régions d'intense énergie existent en bordure de trou ou d'entaille selon la direction orthogonale à celle de traction. Leur modèle de rupture : le « *WEK criterion* » ressemble au « *Point stress criterion* » développé dans II.3.1, à la différence que le « *WEK criterion* » ajoute une dimension physique à la longueur caractéristique [Waddoups et al., 1971] et que l'on fait appel aux notions de facteur d'intensité de contraintes K_I et de ténacité K_{Ic} . Cette longueur caractéristique est associée à la taille de la zone de dommage en bord d'entaille.

a (mm)	Failure stress (MPa)	Damage zone criterion length (mm)	Experimental damage extent (mm)
6.60	220	2.7	2.6
12.05	190	3.5	6.2
12.20	190	3.5	7.3

Table II-1 : Comparaison de la zone de dommage entre résultats expérimentaux et différents modèles dont le « *Damage zone criterion* », pour le stratifié Gr/Ep T300/BSL914 de séquence [0/45/90/135]_{2S} muni d'une entaille de forme elliptique (a/b=50) [Yeh, 2004]

Ensuite, des modèles similaires se sont développés, comme le « *Damage zone criterion* », [Zhen, 1983] et le « *Developed damage zone criterion* », [Eriksson et Aronsson, 1990]. [Akbar, 1996 ; Chen et al., 2001] utilisent une technique itérative pour prédire les forces résiduelles des composites entaillés : le « *Effective crack growth model* ». Dans ce type de modèle, la démarche est inversée. Alors qu'avec le « *Damage zone criterion* », on cherche à connaître l'état de contrainte et l'endommagement associés à un chargement déterminé, avec le « *Effective crack growth model* », on cherche le chargement qui occasionne un endommagement donné. De la même manière que Tan qui avait essayé de corrélérer les valeurs des longueurs caractéristiques utilisées et les dimensions des zones de dommages observés, [Yeh, 2004] a essayé de prédire les zones de dommage en bord d'entaille en appliquant le « *Damage zone criterion* ». Comme on peut le constater à partir de la Table II-1, les résultats n'ont pas été très concluants.

II.3.3 Critère combiné

[Arteiro et al., 2014] ont mis au point une nouvelle méthode pour déterminer les forces résiduelles à rupture des stratifiés troués et entaillés. Ce modèle analytique se base sur la notion de critère de rupture combiné initiée par [Leguillon, 2002] sous l'appellation « *Finite fracture mechanics* ». La principale innovation est de prévoir la rupture d'un stratifié composite muni d'un trou ou d'une entaille quand le système suivant d'équations est vérifié :

$$\begin{cases} \frac{1}{l} \int_a^{a+l} \sigma_{yy}(x, 0) dx = X_T^L \\ \frac{1}{l} \int_a^{a+l} K_I^2(a) da = K_{Ic}^2 \end{cases}$$

Avec l , l'extension de coupure à rupture, $\sigma_{yy}(\mathbf{x}, 0)$ la distribution de contrainte sur l'axe \vec{x} , X_T^L la force à rupture du stratifié lisse, K_I le facteur d'intensité de contrainte en mode I et K_{Ic} le facteur d'intensité de contraintes critique en mode I.

Originellement, il y a donc rupture quand la moyenne des contraintes sur la distance l atteint la force à rupture lisse du matériau et quand la moyenne des taux de restitution d'énergie (au module près) atteint le taux de restitution d'énergie critique. De bonnes prédictions de contraintes à rupture ont été obtenues en utilisant seulement des paramètres matériaux mesurés (le facteur d'intensité de contraintes critique en mode I et la contrainte à rupture de l'éprouvette saine). Le modèle de « *Finite fracture mechanics* » a comme avantage de ne pas nécessiter de paramètres de recalage comme les autres méthodes présentées dans les sections **II.3.1** et **II.3.2**. Il n'est pas nécessaire d'utiliser une longueur caractéristique déterminée expérimentalement à partir d'un autre spécimen.

Sur la même lignée que Camanho et al. avec la « *Finite fracture mechanics* », [Mohammed et al., 2015] ont élaboré un modèle analytique à partir de lois cohésives à deux paramètres (contrainte à rupture totale lisse et ténacité). Leur but était de pouvoir non seulement prédire la contrainte à rupture totale du stratifié en fonction de la taille de la zone d'endommagement en bord de trou (*Failure process zone*) mais aussi de lier la taille de cette zone (FPZ) à la géométrie et aux dimensions du spécimen étudié. Ces travaux basés sur ceux de [Dugdale, 1960] et [Barenblatt, 1962] ont donné des résultats très cohérents avec les simulations numériques et expérimentations réalisées.

On obtient de manière générale une corrélation correcte entre les résultats des modèles analytiques et les résultats expérimentaux. L'avantage principal de ces méthodes consiste en leur rapidité de mise en place et d'exécution. Ce sont donc des outils précieux pour l'ingénieur qui souhaite dimensionner des structures composites contenant des coupures et obtenir une première approximation de leur comportement. Cependant, pour davantage de précisions et d'informations sur le scénario d'endommagement, l'utilisation d'un ou plusieurs modèles numériques apparaît indispensable. En effet, des essais expérimentaux ont montré l'influence notable de la séquence d'empilement à la fois sur les scénarios et sur les contraintes à rupture [Hallett, 2005 ; Green et al., 2007 ; Hessabi et al., 2005]. Par exemple, la rupture totale de stratifiés composés de plis épais est principalement due au phénomène de délaminage [Wisnom et al., 2010]. Dans notre étude, il a notamment été déterminé expérimentalement sur des échantillons lisses que la contrainte à rupture variait de 23% entre deux séquences d'empilement d'un stratifié comportant le même nombre de plis dans chaque direction (**Chapitre III**). Ces méthodes analytiques et semi-analytiques rapides, majoritairement mises à profit pour prédire la contrainte à rupture du stratifié, ne prennent généralement pas l'influence de la séquence d'empilement en compte car elles estiment que la déformation est constante dans l'épaisseur du stratifiée [Camanho et Hallett, 2015]. Par conséquent, des modèles numériques plus complets sont donc nécessaires afin de simuler la physique associée aux divers phénomènes d'endommagement (ruptures fibres, délaminages et fissures transversales) ainsi qu'à leurs interactions. Ces derniers remplissent ainsi une fonction complémentaire et non concurrente des modèles analytiques rapides.

II.4 Modèles numériques

La stratégie de « *Virtual testing* » qui s'efforce de remplacer le maximum d'essais expérimentaux (très coûteux) par des simulations numériques robustes et précises, a engendré un grand nombre de modèles différents ; ceux-ci se situent à des échelles de modélisation différentes en fonction des phénomènes que l'on souhaite prédire.

II.4.1 Choix de l'échelle de modélisation

Les trois échelles de modèles les plus rencontrées correspondent aux échelles auxquelles apparaissent les endommagements (II.2) : l'échelle microscopique, mésoscopique et macroscopique (Figure II-4). Un récapitulatif des principaux modèles (et échelles) utilisés pour simuler l'endommagement des matériaux composites dans les principaux centres de recherche internationaux a été réalisé par [Camanho et Hallett, 2015].

II.4.1.1 Echelle microscopique

L'échelle microscopique permet d'étudier les interactions entre la fibre et la matrice pour des échelles de l'ordre de la dizaine de microns. Le but de ces modèles a d'abord été de prédire le comportement mécanique de stratifiés non endommagés, par exemple en déterminant les coefficients d'élasticité et d'expansion thermique [Camanho et Hallett, 2015]. Lorsqu'il s'agit de représenter les phénomènes d'endommagement, on utilise une cellule représentative : le « *Representative volume element* » composée d'une ou plusieurs fibres entourée(s) par de la matrice. Ce mode de représentation ouvre aussi la voie à l'analyse des phénomènes d'endommagement tels que la décohésion fibre-matrice [Caporale et al., 2006] ou le frottement des fibres [Rao et al., 2007]. Il est efficace pour prédire l'initiation des dommages mais ne permet pas d'en déterminer l'évolution car il faudrait pour cela mailler le stratifié entier et les coûts de calculs deviendraient rapidement prohibitifs.

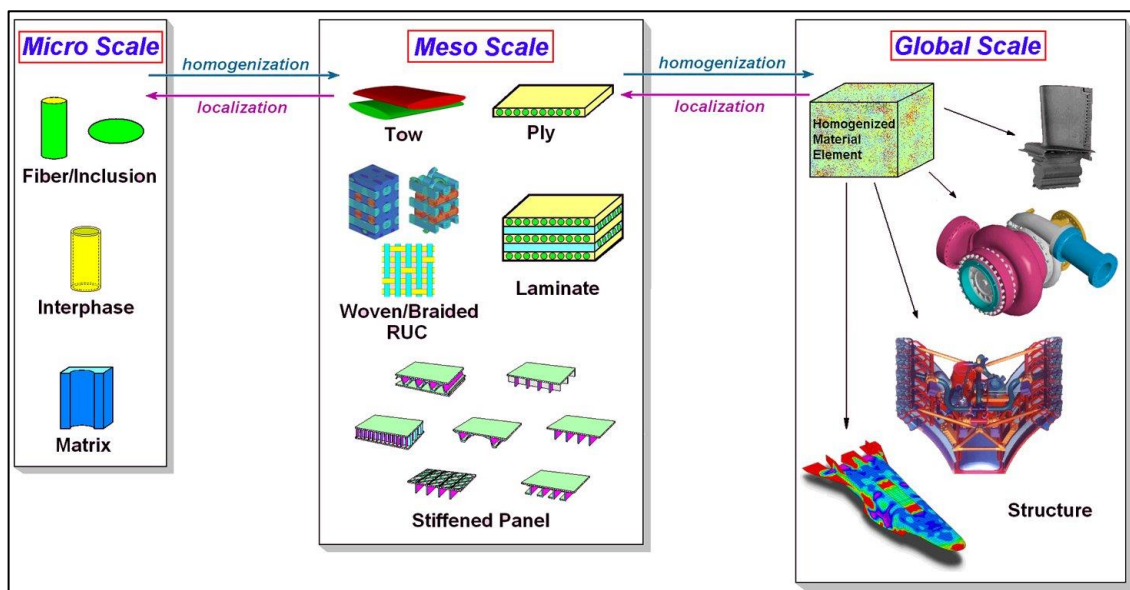


Figure II-4 : Les trois échelles de modèles numériques pour la simulation de l'endommagement des structures composites [NASA, 2009]

II.4.1.2 Echelle macroscopique

Par opposition aux modèles à l'échelle microscopique, les modèles macroscopiques sont sollicités pour simuler le comportement des structures de type « Ensemble » et « Sous-ensemble » (Figure 1). Ils ne sont pas conçus pour simuler les endommagements classiques (fissuration matricielle, délaminage et rupture de plis) mais plutôt pour prévoir le comportement global du stratifié dans des laps de temps raisonnables. Ces modèles sont souvent couplés avec des modèles aux échelles inférieures (Figure II-5).

En effet, les industriels utilisent souvent une combinaison de plusieurs modèles qu'on appelle « multi-échelles ». Cette combinaison est constituée d'un modèle « macro » ne possédant pas de relation de comportement du matériau prédéfinie, équipé d'un solveur Eléments Finis modifié et d'un ensemble de modèles « micro » ne possédant pas de conditions aux limites prédéfinies, pourvus d'un solveur éléments finis classique. En établissant un dialogue (Figure II-5) entre les deux constituants, il devient possible de déterminer les informations manquantes. Ainsi, lorsque le solveur « macro » a besoin du comportement d'un élément de volume quelconque, il envoie l'état de déformation « macro » de cet élément au solveur « micro » ; ce dernier simule numériquement son comportement à l'échelle microscopique et renvoie l'état de contraintes « macro » obtenu [Gendre, 2011]. Par exemple, au LMT Cachan, [Ladevèze et Lubineau, 2001] ont effectué un pont entre leurs deux modèles originellement construits pour deux échelles différentes (microscopique et mésoscopique).

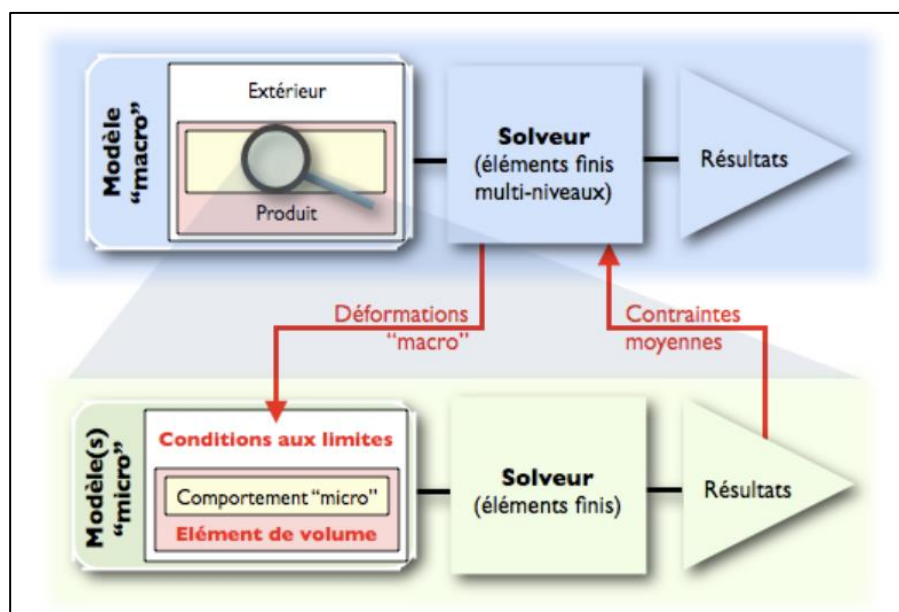


Figure II-5 : Comportement d'un modèle multi-échelles [Gendre, 2011]

II.4.1.3 Echelle mésoscopique

A mi-chemin entre l'échelle microscopique et macroscopique, se situe l'échelle mésoscopique, c'est-à-dire celle du pli. Celle-ci se révèle un très bon compromis entre un coût de calcul raisonnable et la possibilité de modéliser les trois principaux mécanismes d'endommagement : la fissuration matricielle, le délaminage et la rupture de fibre. Les blocs élémentaires sont des éléments de plis pour lesquels l'endommagement est supposé uniforme dans l'épaisseur. Par conséquent, les caractéristiques mécaniques utilisées sont celles du pli et non celles du stratifié.

Par la suite (II.4.3 et II.4.4), la description de l'état de l'art des stratégies de modélisation s'effectuera quasi-exclusivement pour cette échelle de représentation des phénomènes.

II.4.2 Propagation quasi-statique de coupures

[Bouchard, 2000] résume bien les problématiques associées à la modélisation de propagation de coupures avec les interrogations suivantes : « Quand la coupure va-t-elle se propager ? » puis, « Dans quelle direction ? » et, « De quelle manière la coupure va-t-elle se propager (évolution stable ou instable) ? ». L'utilisation de critères d'amorçage, de bifurcation et de stabilité permet de répondre à ces questions et par là, de régir l'évolution d'une ou plusieurs coupures.

II.4.2.1 Critères d'amorçage

Ils sont utilisés pour déterminer l'instant et le lieu d'initiation de la propagation de coupure. Avant le développement de la mécanique de la rupture, on considérait qu'un élément de volume était entré dans le domaine de ruine lorsque ce dernier passait dans le domaine plastique. [Recho, 1995] retrace les évolutions depuis les premiers critères de contrainte et déformation maximales développés en 1860 respectivement par Rankine et Saint-Venant jusqu'à l'utilisation de l'énergie déviatrice maximum par Von Mises en 1910.

Depuis l'introduction de la mécanique de la rupture par Griffith en 1920, il s'agit le plus souvent de comparer un des paramètres de fissuration (K , G , $J...$) à des valeurs critiques de ces paramètres. Si on veut appliquer une approche locale il y aura amorçage quand le facteur d'intensité de contraintes K_I sera égal à la ténacité du matériau K_{Ic} . Pour une approche dite globale ou énergétique, on comparera plutôt G à la résistance à la fissuration G_{Ic} , respectivement J à J_c .

D'autres critères d'initiation ont été employés comme celui qui utilise le rayon critique de la zone plastique confinée en fond de coupure [Yehia et Shephard, 1988], celui qui est basé sur la densité d'énergie de déformation [Sih, 1974] et celui qui considère le déplacement d'ouverture des lèvres de la fissure *i.e* l'écartement des lèvres de la fissure à la frontière de la zone plastique [Recho, 1995].

Une autre méthode consiste à localiser l'amorçage en utilisant une approche basée sur l'endommagement continu (II.4.3.1). Lorsque la valeur de la variable mesurant l'endommagement du matériau atteint une valeur jugée critique, une macro fissure peut être amorcée. C'est notamment le cas dans la dernière version du mésomodèle d'endommagement développée au LMT Cachan dans lequel une interface cohésive est intégrée au pli à l'endroit même où la composante de cisaillement de la densité de microfissures atteint une valeur critique [Bainier et al., 2014]. Cette interface permet donc de modéliser le *splitting* de manière discrète.

II.4.2.2 Critères de bifurcation

Pour des structures dont la géométrie ou le chargement ne sont pas symétriques, la direction de propagation de la coupure n'est pas évidente et par conséquent il est indispensable d'utiliser un critère de bifurcation. [Recho, 1995] souligne l'absence de consensus sur le meilleur critère à adopter parmi les suivants :

- celui de la contrainte normale maximale [Erdogan et Sih, 1963],
- celui du minimum de la densité de l'énergie de déformation [Sih, 1974],
- celui du maximum du taux de restitution d'énergie.

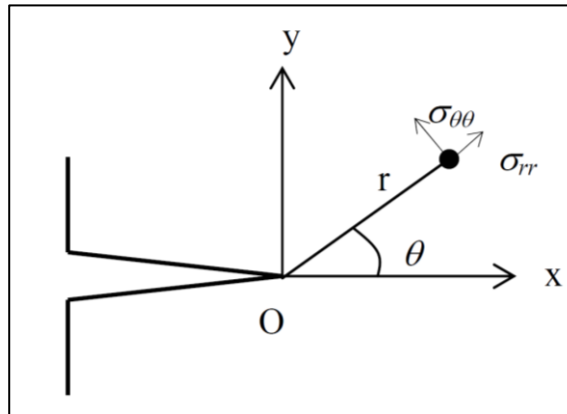


Figure II-6 : Contrainte radiale et tangentielle en fond de coupure [Bouchard, 2000]

Pour le premier, la coupure se propage dans la direction pour laquelle la contrainte de traction circonférentielle $\sigma_{\theta\theta}$ est maximale (Figure II-6). [Rouault, 2013] développe le fait que ces critères ne peuvent pas s'appliquer tels quels à des structures orthotropes comme les stratifiés composites. Ainsi des adaptations du critère isotrope d'[Erdogan et Sih, 1963] ont été réalisées par [Carloni et Nobile, 2008] pour l'étendre aux matériaux orthotropes sous chargement biaxial.

II.4.2.3 Critères de stabilité

La propagation d'une coupure peut être soit stable soit instable. Une propagation stable signifie qu'après avoir été amorcée, la coupure ne se propage plus sans nouvel apport d'énergie. Une propagation instable signifie qu'après avoir été amorcée, la coupure poursuit sa progression en l'absence de toute modification des paramètres de sollicitation. Ainsi, elle conduit le matériau à sa rupture complète. [Bouchard, 2000] précise que la stabilité du phénomène dépend essentiellement du type de sollicitation appliqué. En l'occurrence, sous chargement quasi-statique, solliciter le spécimen en effort imposé peut conduire à des instabilités de propagation alors que celles-ci seront plus rares pour une commande en déplacement imposé. On choisira cette dernière option pour les essais réalisés dans ces travaux de recherche.

Pour déterminer le caractère stable ou instable de la propagation d'une coupure, on utilise souvent la courbe de résistance (courbe-R) du matériau. Celle-ci traduit l'évolution de la résistance R à la rupture (homogène à une énergie par unité de surface, comme l'énergie de Griffith, G) en fonction de la longueur de coupure. La Figure II-7 détaille le processus d'endommagement en pointe de coupure pour un matériau quasi-fragile, c'est à dire ayant un comportement à mi-chemin entre complètement fragile et complètement ductile. Il existe une

zone en aval de la coupure, appelée « *Fracture process zone* » (FPZ), dans laquelle des mécanismes d'endommagement ont lieu (microfissures, phénomène de « *crack bridging* »...). La présence de cette zone a pour conséquence le lissage des concentrations de contraintes en bord de coupure. Sa taille croît (Figure II-7, a) dès la première introduction de charge jusqu'à atteindre une taille maximale (Figure II-7, b) lorsque les dimensions du spécimen sont suffisamment grandes pour le permettre. La propagation de coupure nécessite effectivement de plus en plus d'énergie à mesure que la taille de cette FPZ augmente (Figure II-7, a) puis lorsque la FPZ atteint sa taille limite, il faut toujours la même énergie pour propager la fissure étant donné que les contraintes sont toujours lissées sur une zone de même étendue (Figure II-7, c). Pour les matériaux complètement fragiles, cette zone est de taille négligeable par rapport à celle du spécimen ; la courbe-R devient donc une droite horizontale.

[Bouchard, 2000] résume les différents cas possibles :

$$\left\{ \begin{array}{ll} G < R & \text{Il n'y a pas de propagation} \\ G = R \text{ et } \frac{\partial G}{\partial a} < \frac{\partial R}{\partial a} & \text{La propagation est stable} \\ G = R \text{ et } \frac{\partial G}{\partial a} > \frac{\partial R}{\partial a} & \text{La propagation est instable} \end{array} \right.$$

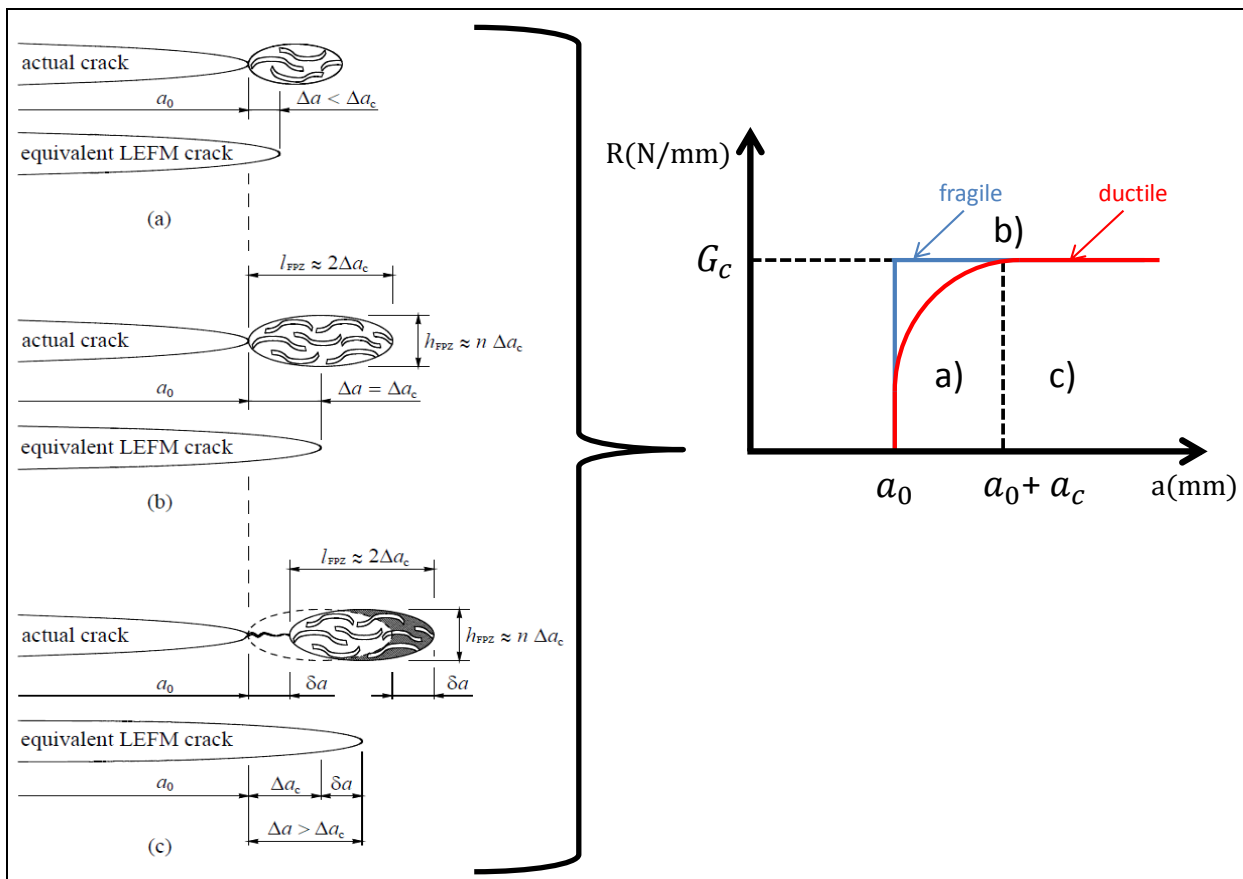


Figure II-7 : Mécanisme de propagation de coupure [Dourado, 2008] et courbes-R d'un matériau ductile (en rouge) et fragile (en bleu)

II.4.3 Stratégies de modélisations utilisant les éléments finis

Résoudre un problème de mécanique consiste à trouver une solution (le plus souvent approchée) d'un système d'équations différentielles aux dérivées partielles. Ces solutions approchées sont des collections de valeurs discrètes sous la forme de composantes d'un vecteur solution d'un problème matriciel [Saiac, 2006]. Les trois méthodes les plus courantes pour transformer le problème exact (continu) en problème approché (discret) sont les Différences Finies, les Eléments Finis et les Volumes Finis. Chaque type de démarche utilise une formulation différente des équations de la physique : équilibre des forces en chaque point pour les différences finies, minimisation de l'énergie pour les éléments finis et lois de conservation et calcul de flux pour les volumes finis. Chacune des trois méthodes comporte des avantages et des inconvénients.

Malgré les relatives difficultés de mise en œuvre et les coûts en temps de calcul et en mémoire notables, la méthode des éléments finis permet de traiter des géométries complexes avec une gestion naturelle des conditions aux limites. Ce choix est par conséquent plébiscité par les ingénieurs de recherche et les scientifiques pour le développement de simulations numériques en mécanique des structures. Par conséquent, l'état de l'art se fera quasi-exclusivement autour de telles méthodes pour des modélisations de la ruine des composites à l'échelle du pli.

La méthode de calcul par éléments finis, initiée par l'industrie aéronautique américaine arrive à maturité en 1990. Elle est alors divulguée en dehors des laboratoires et des grands groupes industriels. De plus, la montée en puissance des ordinateurs accentue son utilisation année après année. A l'aide de critères de rupture/propagation comme ceux présentés en II.4.2, il est alors possible de prévoir l'évolution progressive de la coupure dans le stratifié. Il existe plusieurs manières de représenter l'évolution progressive des dommages dans une structure. On distingue trois grandes familles de modèles : les modèles continus, les modèles semi-discrets et les modèles discrets.

II.4.3.1 Modèles d'endommagement continu

C'est pour simuler globalement tous les mécanismes de création de fissures ou cavités à une petite échelle que les modèles d'endommagement continu ont été introduits. L'idée essentielle est de ne pas représenter les fissures et cavités d'un point de vue géométrique ou cinématique, mais de modéliser uniquement leur effet sur les propriétés mécaniques à l'échelle de la pièce, en incluant cet effet dans le modèle de comportement du matériau.

Comme précisé par [Van Der Meer et Sluys, 2009], les modèles d'endommagement continu sont de deux sortes : d'abord les modèles dans lesquels la raideur du stratifié est dégradée quand un critère d'initiation est atteint, et ensuite les modèles de type « *Softening plasticity* » dans lesquels la déformation est décomposée en deux parties (élastique et plastique). La proportion de déformation plastique régissant la diminution de résistance du matériau.

Le principe du premier type (Figure II-8) consiste à dégrader la matrice de raideur du stratifié progressivement, en diminuant les raideurs associées aux directions endommagées. Par exemple, si le critère de Tsai-Wu prévoit de la rupture matricielle pour un pli donné, le module d'Young transverse va être dégradé (dans les éléments concernés). On peut citer pour ce type de modèle

de propagation de dommages liés à une entaille, les travaux de [Tan, 1994] et [Coats et Harris, 1999].

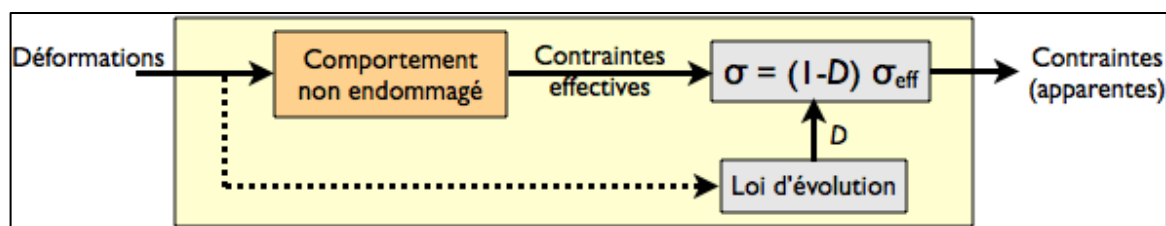


Figure II-8 : Simulation de propagation de coupure : endommagement continu
[Gendre, 2011]

Concernant l'adoucissement d'un matériau par utilisation de la plasticité, il a été démontré par [Van Der Meer et Sluys, 2009] que l'utilisation d'un tel modèle donnait des résultats corrects sur le plan qualitatif mais pas sur le plan quantitatif. Une approche couplée est évidemment possible (endommagement/plasticité) [Chaboche et al., 2009] mais dans ce cas, la difficulté réside dans l'identification des deux phénomènes indépendants.

La conclusion des travaux menés avec des modèles d'endommagement continus est qu'ils présentent des limitations, en particulier pour la prise en compte de dommages localisés sévères. Par exemple, dans [Van Der Meer et Sluys, 2009], la simulation d'un essai de traction entaillé « *off-axis* » donne des résultats différents de l'expérimental. La direction de la fissuration matricielle n'est pas correctement prédite. Dans la réalité, elle a tendance à se propager selon la direction des fibres, alors qu'avec ce type de théorie, cette caractéristique est noyée dans l'homogénéisation inhérente aux modèles continus.

De plus, ce type de modèle engendre souvent des problèmes de localisation de l'endommagement. En effet, la réponse de ces modèles est fortement dépendante du maillage ; l'endommagement a tendance à se localiser sur la plus petite dimension du modèle, c'est-à-dire dans une maille du modèle, dont le volume tend vers 0 au fur et à mesure des raffinements [Bazant et Oh, 1983]. Cela rend donc difficile la convergence vers une solution unique. La manière la plus ancienne de remédier à ce problème est d'utiliser une longueur caractéristique (le plus souvent la longueur de l'élément) qui va permettre de dissiper une énergie surfacique indépendante de la taille de maille [Bazant et Oh, 1983]. Cette approche, initialement utilisée pour modéliser la rupture de structures en béton a depuis été appliquée à beaucoup d'autres matériaux, notamment les matériaux composites [Maimí et al., 2007 ; Bouvet et al., 2009]. D'autres modèles basés sur la théorie de [Cosserat et Cosserat, 1909], les modèles non locaux [Germain, 2006]; l'utilisation de l'effet retard [Allix et al., 2003] ainsi que d'autres approches combinées comme celle développée par [Marcin, 2010] permettent aussi de diminuer la dépendance au maillage des réponses apportées par les modèles numériques.

II.4.3.2 Modèles d'endommagement semi-discrets

On appelle « semi-discrètes » les stratégies de modélisations situées entre le « tout-continu » présenté en II.4.3.1 et le « tout-discret » présenté en II.4.3.3. Ces modèles numériques décrivent la présence de fissures avec des discontinuités intégrées à l'intérieur des éléments. Leur principal intérêt est de supprimer le remaillage pour pouvoir suivre chaque avancée de fissure.

II.4.3.2.1 Méthode des éléments finis étendus

Parmi ces modèles d'endommagement semi-discrets, la méthode la plus connue est la méthode des éléments finis étendus « *Extended finite element method* » (ou x-FEM) initiée par [Moës et al., 1999]. L'idée principale de cette technique est de permettre à la fissure de traverser les éléments. Pour cela, le logiciel repère, à chaque pas du calcul, les éléments traversés par la fissure, et ajoute automatiquement des degrés de liberté et des fonctions de base supplémentaires à leurs nœuds (enrichissement des nœuds). Ces fonctions de base supplémentaires sont construites de façon à pouvoir représenter la discontinuité des déplacements, la condition de bord libre et la singularité en pointe de fissure, le tout n'importe où à l'intérieur d'un élément (Figure II-9). Les nœuds et les éléments n'ont donc plus besoin de décrire la géométrie fissurée, et l'utilisateur peut se contenter de mailler la géométrie non fissurée une bonne fois pour toutes au début de la simulation, ce qui est très pratique en comparaison à la traditionnelle méthode de remaillage (Figure II-10).

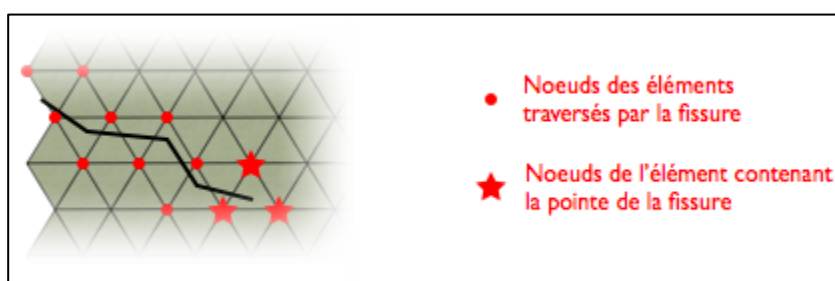


Figure II-9 : La méthode x-FEM, maillage non conforme et nœuds enrichis [Gendre, 2011]

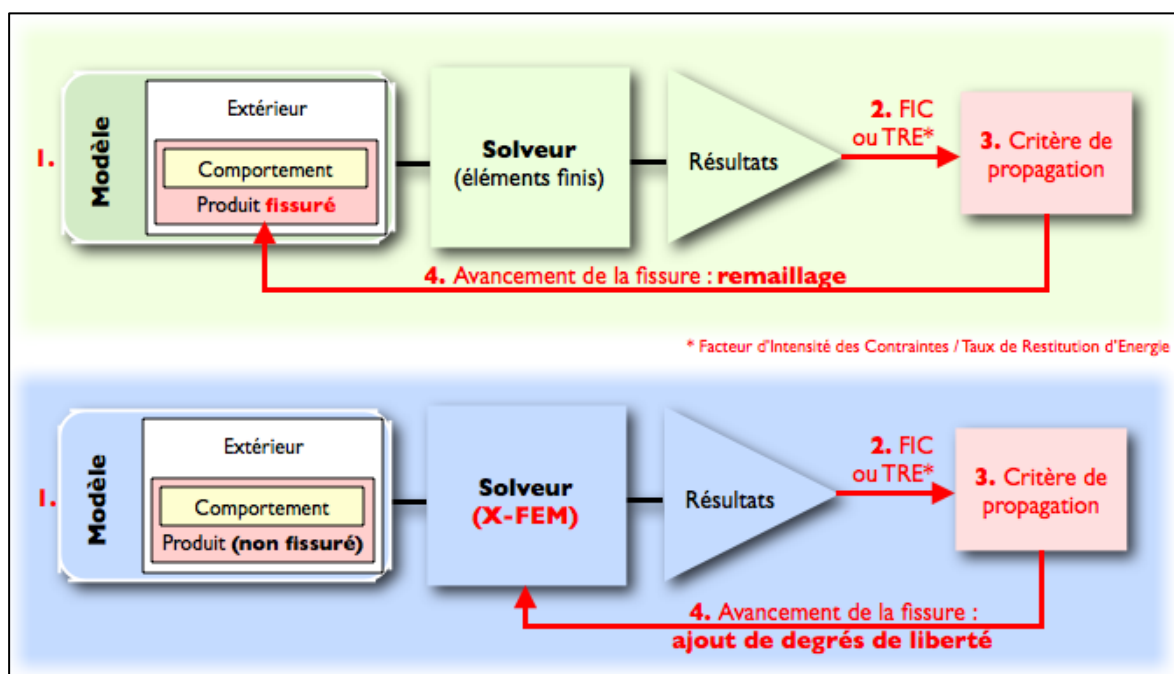


Figure II-10 : Simulation de la propagation de coupure : comparaison de l'approche traditionnelle et de la x-FEM [Gendre, 2011]

Cahill a réussi à simuler la propagation d'une entaille dans un stratifié composite en ayant recours à la méthode x-FEM. Les résultats de la modélisation (Figure II-11) donnent à la fois les directions successives de propagation (ajout d'un critère de bifurcation) et les forces à rupture.

Une très bonne corrélation avec l'expérimental a été observée [Cahill et al., 2014]. De plus il est à noter que cette modélisation permet de capturer le *splitting* des fibres orientées à 90° par rapport à la direction de traction. Cependant, l'inconvénient est qu'au mieux, quelques fissures sont modélisées et que le fonctionnement en trois dimensions n'est pas encore complètement validé.

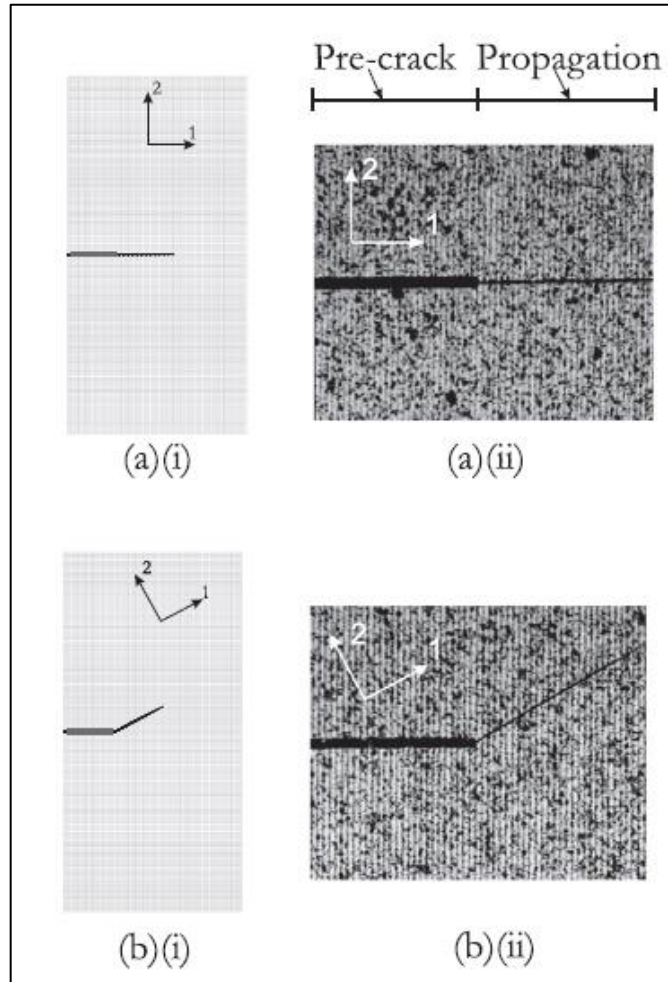


Figure II-11 : Résultats numériques (a) et expérimentaux (b) pour des spécimens « *Single edge notched* » orientés à 0° (i) et 30° (ii) [Cahill et al., 2014]

La méthode des « *Phantom nodes* » [Van Der Meer et Sluys, 2009 ; Van der Meer et al., 2012], la « *Regularized x-FEM* » [Swindeman et al., 2013] ainsi que la « *Floating node method* » [Chen et al., 2014a] font partie des dernières avancées concernant cette récente stratégie de modélisation.

II.4.3.2.2 VMCM

Une autre méthode utilisée pour prédire le comportement de structures composites entaillées est la « *Variation multiscale cohesive method* », (VMCM). D'après [Rudraraju et al., 2010], c'est une méthode par éléments finis similaire à la méthode par éléments finis étendus. Cependant, on parle d'éléments enrichis pour la VMCM à la différence de la x-FEM où ce sont les nœuds qui sont enrichis. Dans chaque élément, le champ de déplacement est décomposé (Figure II-12) en une échelle fine (\mathbf{u}') et une échelle plus grossière ($\bar{\mathbf{u}}$). Les éléments sont des éléments continus

dans lesquels sont insérées des surfaces cohésives (loi de traction-séparation) par l'intermédiaire d'un enrichissement discontinu des fonctions de formes du champ de déplacement à l'échelle fine (u'). Sa propension à simuler des propagations d'endommagement intra-laminaire pour des composites entaillés a été validée par [Pineda et al., 2009].

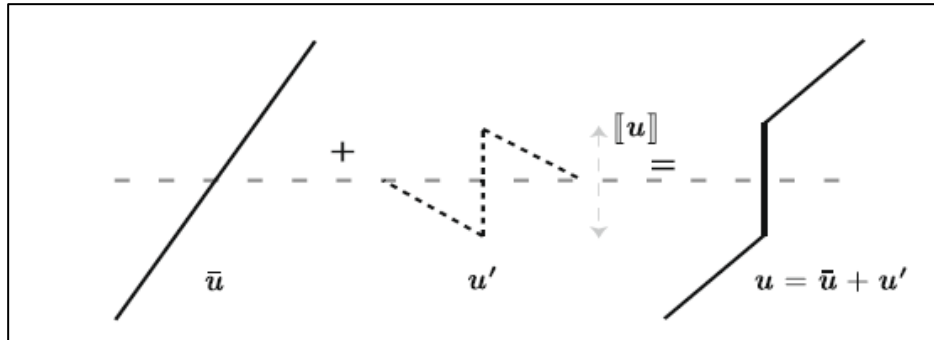


Figure II-12 : Les deux échelles utilisées dans la VMCM [Rudraraju et al., 2010]

II.4.3.2.3 Continuum decohesive finite element method/Augmented FEM

Il est important de mentionner la méthode utilisée par [Prabhakar et Waas, 2013] pour prendre en compte la nature discrète de l'endommagement intra-laminaire des structures composites. Cette méthode nommée « *Continuum decohesive finite element method* » (CDFEM) est proche de la méthode VMCM décrite en II.4.3.2.2. Dans cette formulation, la discontinuité est modélisée par une fracture réelle de l'élément en deux parties, par opposition à l'enrichissement des fonctions de forme de l'échelle fine de la VMCM.

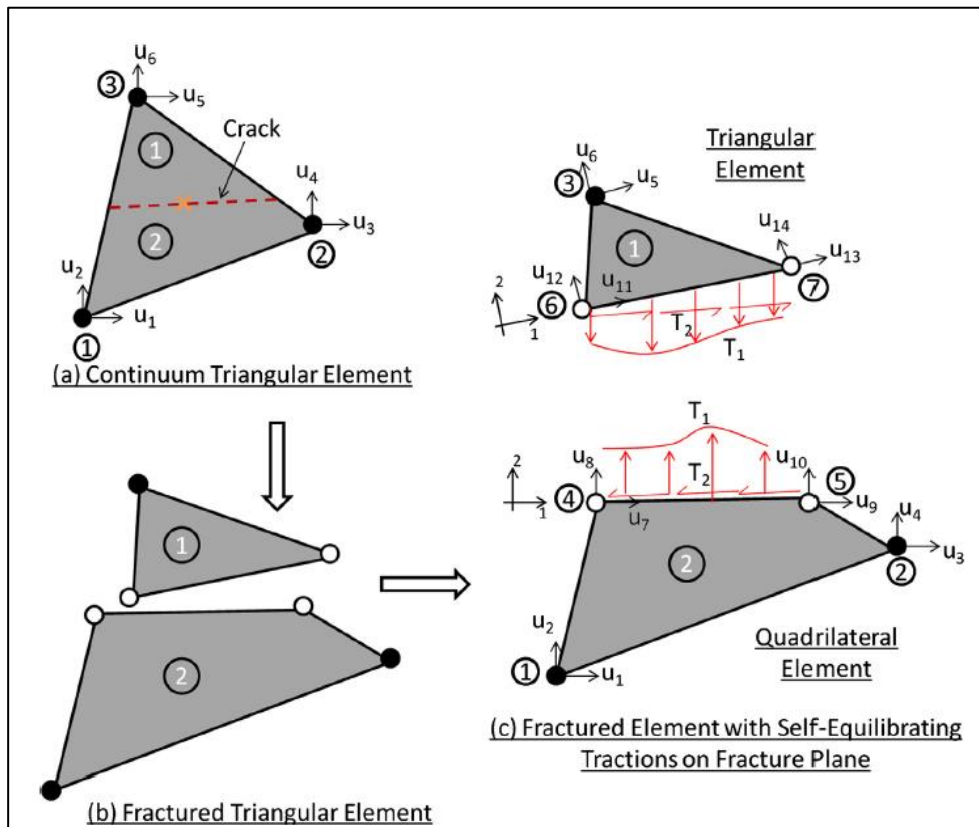


Figure II-13 : Séparation d'un élément en deux sous-éléments [Prabhakar et Waas, 2013]

Lorsqu'un élément se fracture, il se divise en deux sous-éléments reliés entre eux par une loi de traction-séparation (Figure II-13). La CDFEM est donc une méthode à mi-parcours entre les éléments continus et les interfaces cohésives. L'idée est d'intégrer ces interfaces cohésives à l'intérieur de l'élément pour que les initiations et propagations de coupure se déroulent aux endroits où les contraintes locales dues aux efforts externes sont maximales.

Ces méthodes s'inscrivent dans un registre plus général de méthodes numériques rassemblées sous le terme « *Augmented finite element methods* » [Ling et al., 2009] et comprend différentes versions comme la « *Phantom node based A-FEM3* » et la « *New A-FEM* » [Camanho et Hallett, 2015].

II.4.3.3 Modèles d'endommagement discrets

Enfin, la dernière manière de modéliser le comportement de structures fissurées est de modéliser explicitement les discontinuités. Là encore, il existe plusieurs alternatives.

II.4.3.3.1 Remaillage

L'approche traditionnelle consiste à décrire explicitement la géométrie de la pièce fissurée à l'aide du maillage, ce qui nécessite généralement de remailler la pièce à chaque avancée de la fissure. Pour cela, il faut reconstruire les nœuds et les éléments en fonction de la nouvelle géométrie de la fissure, puis transférer les champs de déplacement et de contrainte de l'ancien maillage vers le nouveau. La singularité, quant à elle, est représentée en maillant le front de fissure à l'aide d'éléments spéciaux munis de fonctions de forme « en \sqrt{r} » [Gendre, 2011]. [Recho, 1995] évoque le concept de « boîte à fissure » pour désigner cette zone entourant le front de fissure où le maillage est plus raffiné et constitué d'éléments particuliers souvent concentriques, capables de représenter une singularité (en vert sur la Figure II-14). On utilise aussi souvent une couronne d'éléments (en rouge sur la Figure II-14) autour de la pointe de coupure pour déterminer le taux de restitution d'énergie et le comparer à des valeurs critiques pour valider ou non un critère (II.4.2).

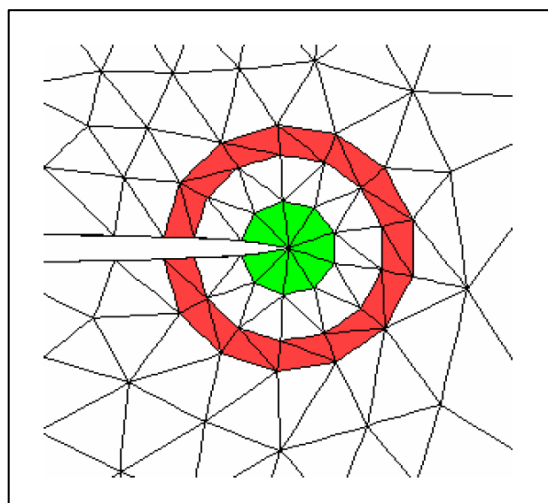


Figure II-14 : Maillage spécifique autour d'une coupure [Bouchard, 2000]

Cette zone se déplaçant avec la fissure, un remaillage à chaque avancée est nécessaire (Figure II-10). Cette opération est très coûteuse en mémoire et en temps de calcul malgré l'utilisation de mailleurs automatiques s'appuyant principalement sur une méthode utilisant la triangulation de Delaunay suivie d'une régularisation du maillage [Bouchard, 2000].

Dans le but de réduire les coûts de calculs associés à la détermination des champs de contraintes dans les zones de singularité (pointe de coupure, bords libres...), [Saeedi, 2012] propose une version raffinée du modèle bidimensionnel en contraintes de type « *layerwise* » développé au laboratoire Navier de l'École des Ponts ParisTech. C'est une représentation de type multiparticulaire dans lequel le stratifié est décrit par un ensemble de plaques 2D qui sont couplées par des contraintes d'interface. Ce modèle, appelé « LS1 raffiné », permet notamment d'analyser le délaminage des stratifiés soumis à tous les chargements possibles (traction uniaxiale, flexion hors-plan, torsion et flexion dans le plan) dans des délais plus rapides que la plupart des modèles éléments finis 3D classiques. La propagation effective des délaminages dans le stratifié n'est pas encore implémentée mais est possible par le biais d'analyses successives de longueurs de délaminage différentes.

II.4.3.3.2 Interfaces cohésives

Une des manières les plus élémentaires de propager une coupure consiste à dédoubler les nœuds et à relâcher les efforts correspondants. C'est cette technique intitulée « *Node splitting* » qu'ont utilisée [Bakuckas et al., 1993] pour propager des coupures dans des stratifiés unidirectionnels à matrice métallique. La mise en place de critères adaptés selon le type de sollicitation prédominante (détermination des contraintes maximales de traction et de cisaillement ainsi que les directions associées), régit la manière dont les nœuds sont dédoublés (Figure II-15) pour essayer de prédire au mieux la physique de l'endommagement.

Cette idée de dédoublement de nœuds entre éléments continus a été reprise et améliorée avec l'utilisation d'interfaces cohésives qui puise ses sources dans le concept de zones cohésives développé par [Dugdale, 1960 ; Barenblatt, 1962]. Le principe d'interface cohésive est illustré Figure II-16. Ces éléments comportent généralement une partie élastique et deux paramètres pilotant la rupture : un paramètre d'initiation et un de propagation (souvent le taux de restitution d'énergie). La chronologie des événements scientifiques (mécanique de la rupture, VCCT...) qui ont mené à la création de ces interfaces cohésives, la diversité des lois utilisées (bilinéaire, exponentielle...) ainsi que leurs principaux domaines d'utilisation pour la modélisation d'impact (modélisation du délaminage sur des structures stratifiées et sandwichs) sont détaillés dans [Abrate et al., 2015].

Ce système de modélisation discrète nécessite la mise en place d'éléments supplémentaires dans le modèle et par là, prédétermine les chemins de rupture possibles. Cependant il permet de pouvoir propager une coupure sans suppression d'éléments en utilisant un bilan d'énergie. Les nombreux succès associés à l'utilisation d'éléments cohésifs les ont quasiment imposés comme moyen principal de modélisation du délaminage pour les stratifiés composites.

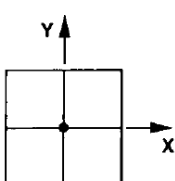
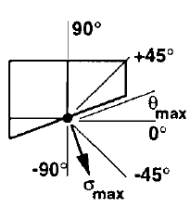
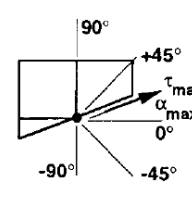
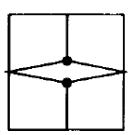
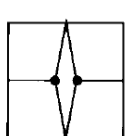
		Failure Criteria	
		Maximum Normal Stress	Maximum Shear Stress
Interior Node	 <p>Extrapolate Stresses to Node</p>	 <p>Compute Maximum Normal Stress and Plane it Acts on</p>	 <p>Compute Maximum Shear Stress and Plane it Acts on</p>
			<p>Stress</p> $\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{cr}} > 1$ <p>Orientation</p> $-45^\circ < \theta_{\max} < 45^\circ$
Splitting Mechanism		<p>Stress</p> $\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{cr}} > 1$ <p>Orientation</p> $\theta_{\max} > 45^\circ \text{ or } \theta_{\max} < -45^\circ$	<p>Stress</p> $\frac{\tau_{\max}}{\tau_{cr}} > 1$ <p>Orientation</p> $\alpha_{\max} > 45^\circ \text{ or } \alpha_{\max} < -45^\circ$

Figure II-15 : Mécanismes de dédoublement de nœuds en fonction des contraintes locales [Bakuckas et al., 1993]

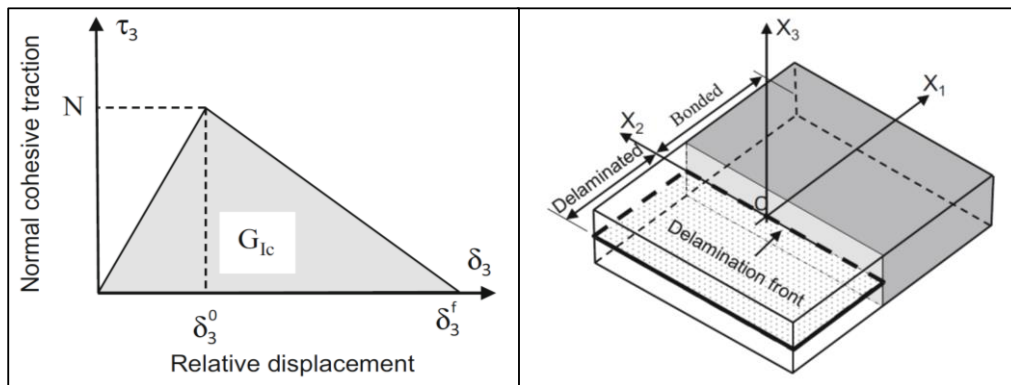


Figure II-16 : Loi bilinéaire cohésive pour la simulation de délaminage [Abrate et al., 2015]

La principale limitation des modèles d'endommagement discrets est la nécessité de représenter les fissures, d'une manière ou d'une autre, au sein de la pièce. Or, de nombreux matériaux peuvent se détériorer par microfissuration : des fissures microscopiques s'y développent, et entraînent une perte de rigidité apparente du matériau. La simulation de tels phénomènes par les méthodes évoquées en II.4.3.3 demande soit d'utiliser des maillages extrêmement fins (et elle serait donc trop coûteuse), soit de recourir à des outils de simulation multi-échelles ou multi-stratégies. En effet, la majorité des modèles utilisés pour simuler l'endommagement de matériaux composites ne se cantonne souvent pas à une seule stratégie de modélisation ; les couplages entre les modèles « tout-continu », « tout-discret » et « semi-discret » sont légion. [Hongkarnjanakul, 2013] propose une classification des architectures des différents modèles de simulation d'endommagement composite comportant des interfaces cohésives en quatre classes,

présentées Figure II-17. Le terme « *continuum* » désignant des modélisations continues (II.4.3.1) ou semi-discrètes (II.4.3.2).

En ce qui concerne le premier niveau, un modèle qui a fait ses preuves sur la modélisation des endommagements associés au trou circulaire est le méso-modèle d'endommagement mis au point par le LMT Cachan [Abisset et al., 2011]. Il est à noter que celui-ci, originellement « tout-continu », est désormais souvent utilisé pour modéliser l'endommagement intra-laminaire du pli conjointement aux interfaces cohésives pour représenter le délaminage, c'est donc maintenant plutôt un modèle de deuxième classe. Ce dernier a permis de prédire les caractéristiques principales des trois modes de rupture d'un spécimen troué soumis à une contrainte de traction. Cependant, il est important de mentionner que ce modèle nécessite un grand nombre de paramètres, dont plusieurs dits « de recalage », ce qui rend son identification complexe.

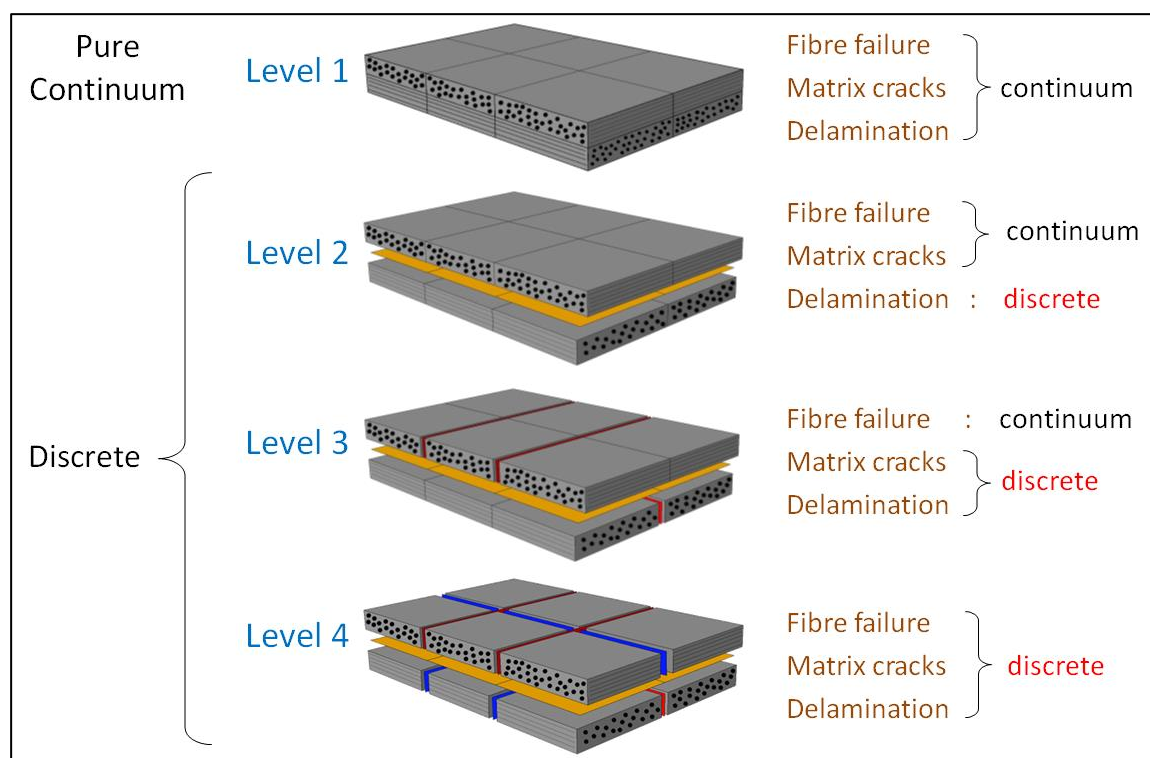


Figure II-17 : Architectures des modèles d'endommagement comportant des interfaces cohésives [Hongkarnjanakul, 2013]

Le quatrième niveau de modélisation, comportant des interfaces cohésives pour modéliser les trois types d'endommagement fonctionnerait *a priori* mais le nombre d'éléments nécessaires conduirait à un coût de calcul prohibitif pour une utilisation industrielle. La majorité des modèles numériques actuels sont donc de niveaux 2 et 3 selon la hiérarchisation de la Figure II-17.

Pour le deuxième niveau de modélisation, c'est-à-dire comprenant des éléments d'interfaces pour le délaminage, l'innovation se fait par la modélisation intra-laminaire. Les modélisations couplent donc les interfaces cohésives avec des modélisations « semi-discrètes » en utilisant des variations de la x-Fem [Van Der Meer et Sluys, 2009 ; Van der Meer et al., 2012 ; Swindeman et al., 2013] ou avec des modélisations continues faisant appel à diverses variables d'endommagement selon le type de rupture intra-laminaire [Chen et al., 2013 ; Chen et al., 2014b ; Ridha et al., 2014]. Le modèle développé à l'ONERA comporte lui aussi des

interfaces cohésives uniquement pour modéliser les délaminages [Laurin et al., 2009]. La modélisation des ruptures à l'intérieur du pli se fait de manière continue avec la transcription des effets de la densité de fissuration matricielle sur la matrice de raideur du stratifié à l'aide d'un modèle de niveau microscopique d'une cellule élémentaire. La non-linéarité liée à la viscosité du phénomène de cisaillement est prise en compte dans ce modèle multi-échelles, primé au deuxième « *World wide failure exercise* » [Hinton et Kaddour, 2012].

Enfin, le troisième niveau comprenant des interfaces cohésives pour la modélisation de la fissuration matricielle et du délaminage ainsi que des éléments volumiques pour la rupture de fibre, semble bien adapté pour modéliser la propagation d'une coupure. Dans le modèle de [Bouvet et al., 2009], le couplage entre les endommagements intra- et inter-laminaires est naturellement pris en compte grâce à l'utilisation d'interfaces. Les endommagements diffus ne sont pas considérés, comme en témoigne le choix d'utilisation d'éléments d'interface pour la fissuration matricielle. De plus, seules les fissures traversant le pli sont prises en compte dans cette modélisation. [Achard et al., 2014] montre que cette stratégie de modélisation est prometteuse en simulant de manière fidèle des essais de traction trouée sur des composites stratifiés (Figure II-18) avec des drapages très variés.

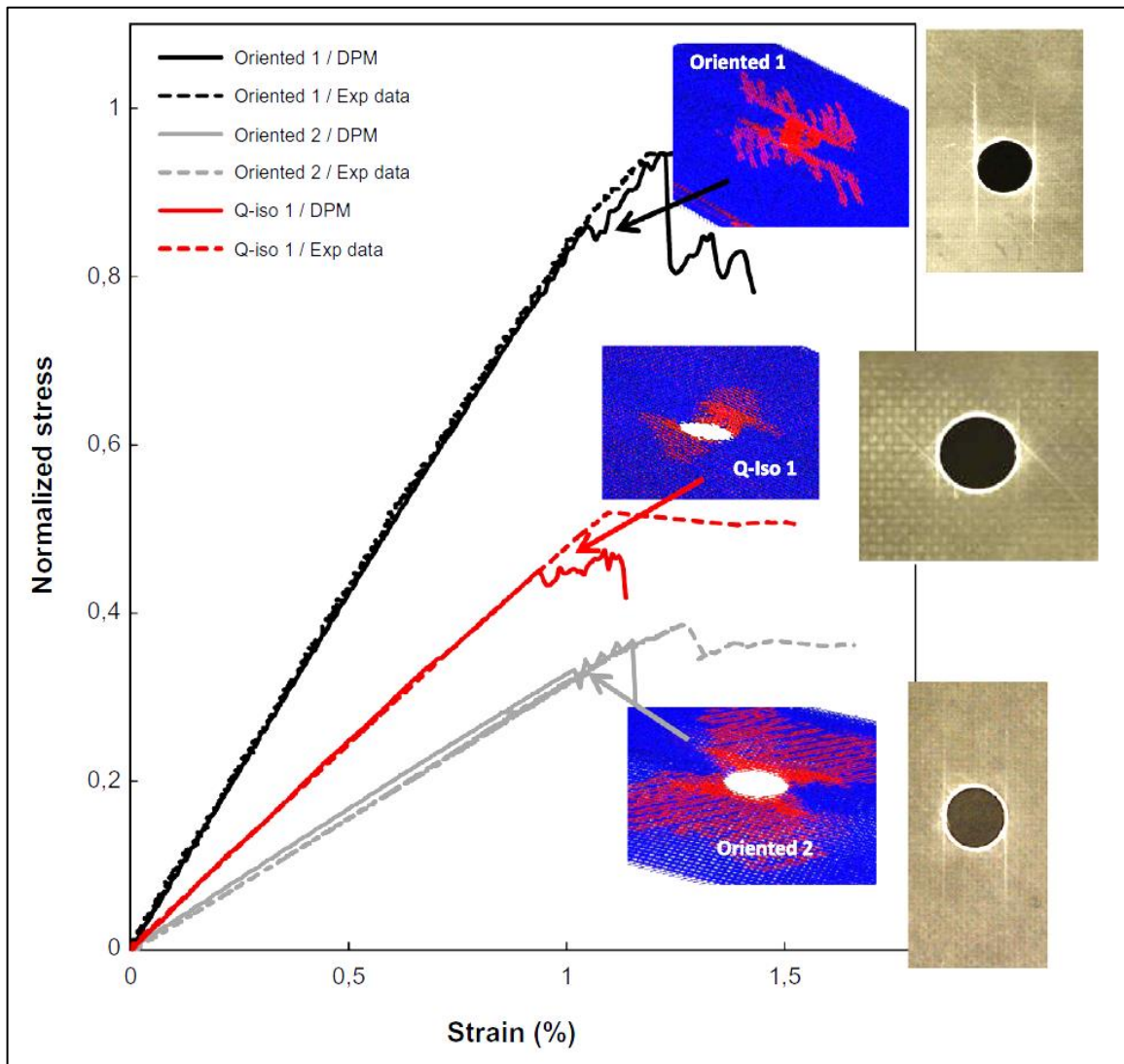


Figure II-18 : Comparaison des courbes Contrainte/Déformation ainsi que des faciès de rupture obtenus numériquement et expérimentalement [Achard et al., 2014]

Il est à noter que cette vision doublement discrète où l'on modélise à la fois le délaminage et la fissuration matricielle par des éléments cohésifs a aussi été adoptée par d'autres chercheurs [Lammerant, 1996 ; Geubelle et Baylor, 1998 ; McLaughlin et Santhanam, 2002 ; De Moura et Gonçalves, 2004 ; Zhang et al., 2006 ; Aoki et al., 2007 ; Aymerich et al., 2008 ; Hallett et al., 2009 ; Wisnom, 2010]. [Wisnom, 2010] s'est attaché à prédire le comportement de stratifiés troués soumis à de la traction en utilisant un modèle statistique de type Weibull pour la rupture des fibres et des interfaces cohésives pour la fissuration matricielle et le délaminage. De la même manière qu'[Aoki et al., 2007], après diverses observations expérimentales afin de déterminer les localisations des *splittings* en bord de trou, il décide d'intégrer des éléments cohésifs à l'intérieur des plis aux mêmes endroits pour pouvoir retranscrire le phénomène (Figure II-19). En procédant ainsi, de bons résultats concernant les scénarios et contraintes à rupture ont été obtenus.

Cependant, la question de la dépendance au maillage dans un tel type de modèle demeure, notamment à cause du placement des éléments cohésifs à l'intérieur des plis. [Xu et al., 2015] étudient cette problématique sur le cas de stratifiés entaillés soumis à de la traction en gardant la même stratégie de modélisation que [Wisnom, 2010]. Ils montrent que sous réserve d'avoir des éléments cohésifs s'étalant sur des zones de taille supérieure aux zones endommagées, la dépendance à la densité d'éléments cohésifs (Figure II-20) et celle à la taille des éléments (Figure II-21) semblent faibles.

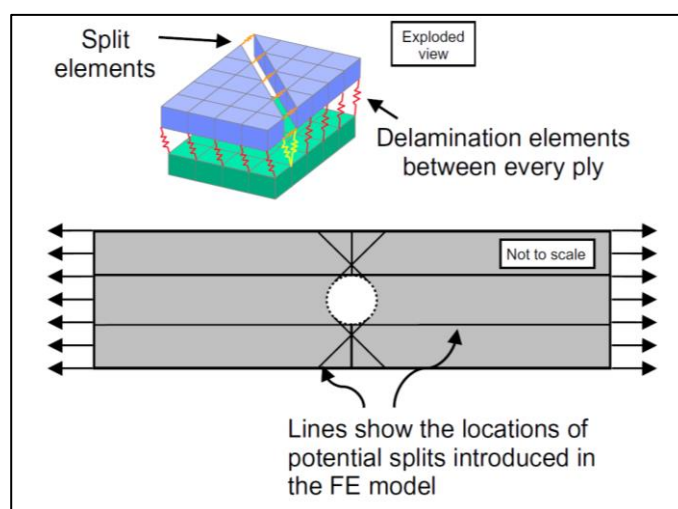


Figure II-19 : Modélisation de l'endommagement utilisant des interfaces cohésives pour la fissuration matricielle et le délaminage [Wisnom, 2010]

Il est à noter que les travaux de [Sun et al., 2016] sur la modélisation de l'impact sur stratifiés composites soulignent l'importance de la présence d'éléments discrets pour représenter la fissuration matricielle, sans lesquels il semble très difficile de capturer correctement les phénomènes physiques conduisant à la rupture du matériau (*splittings*, interaction fissuration/délaminage...). De plus, il est démontré que plus la densité d'éléments discrets est élevée, meilleurs sont les résultats. [Lammerant, 1996 ; Geubelle et Baylor, 1998 ; McLaughlin et Santhanam, 2002 ; Aymerich et al., 2008 ; Achard et al., 2014] partagent cette vision et vont jusqu'à intégrer des éléments d'interface dans tout le stratifié et pas seulement dans les lieux fortement probables déterminés expérimentalement. De cette manière, la simulation numérique n'est plus uniquement descriptive, elle devient prospective.

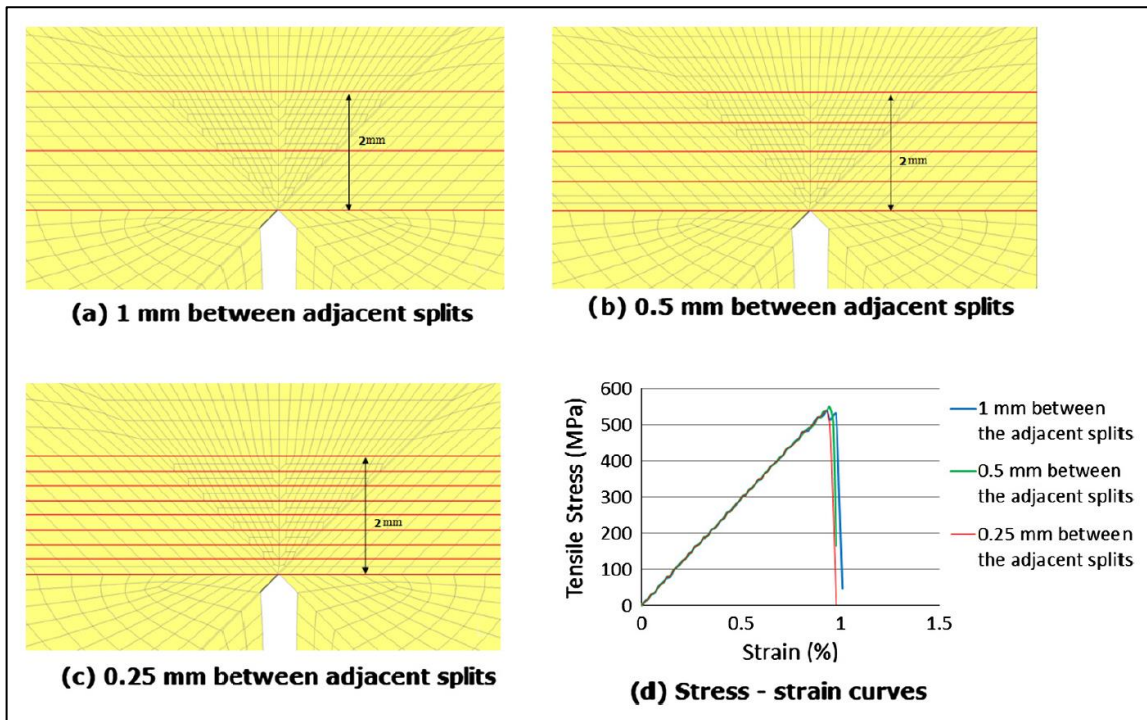


Figure II-20 : Influence de la densité d'éléments de fissuration matricielle sur la réponse du stratifié entaillé soumis à de la traction [Xu et al., 2015]

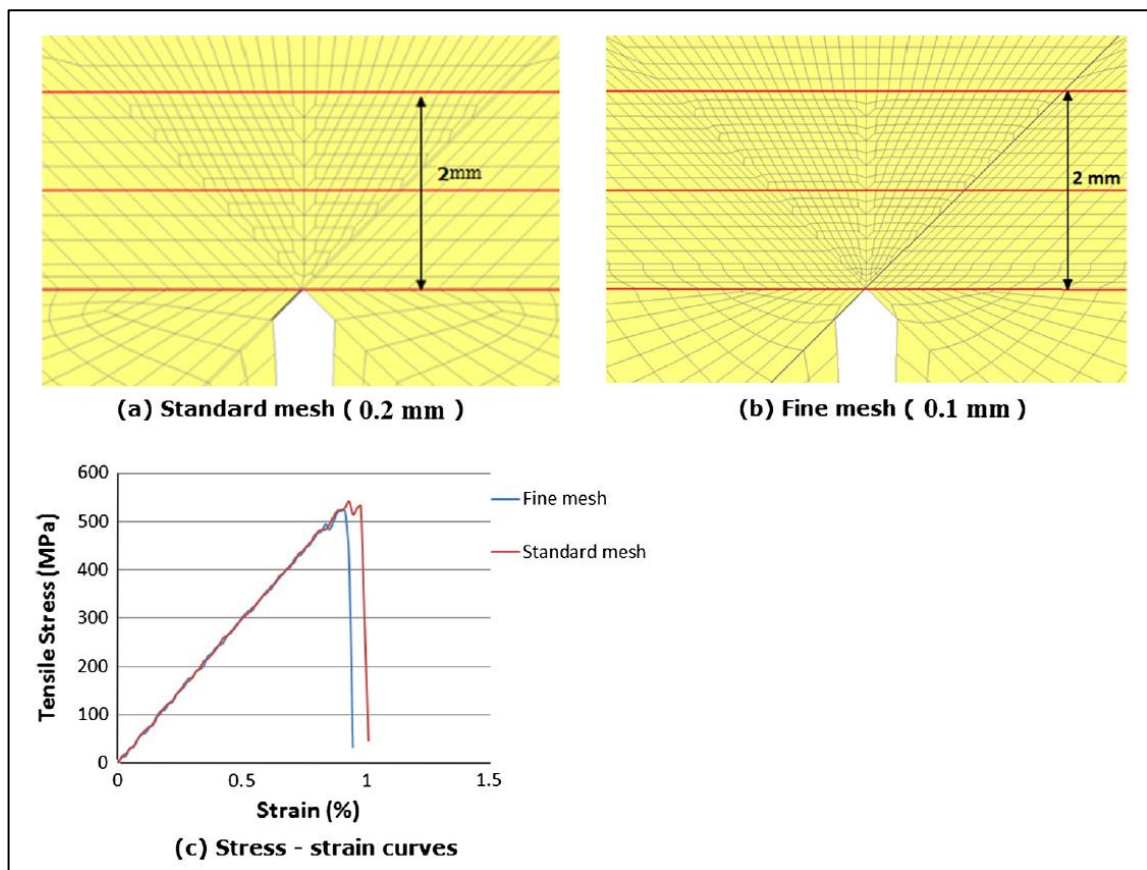


Figure II-21 : Influence de la taille des éléments sur la réponse du stratifié entaillé soumis à de la traction [Xu et al., 2015]

II.4.4 Méthodes numériques innovantes

Il existe des méthodes numériques pour simuler le comportement des structures mécaniques fissurées qui utilisent une version modifiée de maillage voire pas de maillage du tout.

II.4.4.1 Méthode des éléments de frontière

La méthode des éléments finis de frontière développée durant les années 1960, plus connue sous sa désignation anglo-saxonne « *Boundary element method* » constitue une alternative à la méthode classique des éléments finis. Sa caractéristique principale est de ne demander qu'une discrétisation de la frontière du domaine et non de l'intérieur (Figure II-22). Par conséquent, cette méthode connaît de nombreuses applications pour modéliser des domaines infinis notamment en acoustique et en mécanique des fluides.

En outre, le travail de remaillage entre chaque étape de la propagation d'une coupure est largement réduit : il suffit simplement d'ajouter quelques éléments sur les incréments de fissure (Figure II-23). [Saleh et Aliabadi, 1995] ont appliqué cette méthodologie couplée au concept de zone cohésive pour modéliser avec succès la propagation d'une fissure dans du béton.

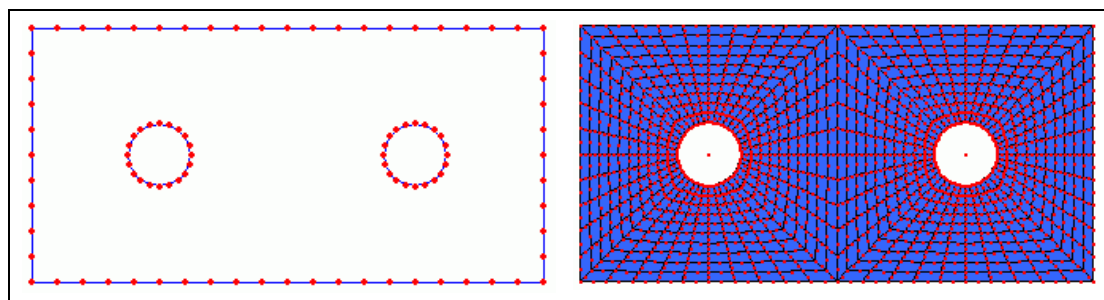


Figure II-22 : Maillage 2D d'une plaque comportant deux trous circulaires avec la méthode des éléments frontières et la méthode des éléments finis [Concept Analyst, 2006]

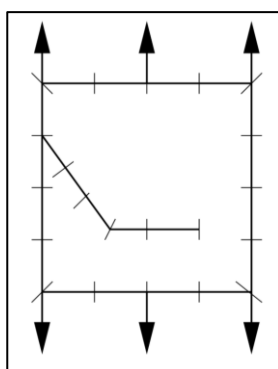


Figure II-23 : Méthode des éléments frontières appliquée à la propagation de coupure [Duflot, 2004]

Les équations aux dérivées partielles sont transformées en des équations intégrales sur la frontière par le biais d'une certaine solution fondamentale de ces équations aux dérivées partielles, appelée solution de Green. [Duflot, 2004] précise que cette méthode n'est applicable que si une telle solution existe, ce qui n'est pas le cas pour les problèmes élasto-plastiques. Pour

ces derniers, un maillage de la zone plastifiée est nécessaire, ce qui fait perdre une grande partie des avantages de cette résolution.

II.4.4.2 Méthodes sans maillage

Certaines méthodes comme la théorie périodynamique, la méthode des éléments naturels ou la méthode des éléments discrets permettent aussi la modélisation de la propagation d'une coupure mais n'utilisent pas de maillage.

II.4.4.2.1 Théorie périodynamique

[Silling, 2000] propose une nouvelle théorie de la mécanique des milieux continus : la théorie périodynamique. Elle fonctionne sur le principe de liens qui décrivent les interactions entre des nœuds séparés d'une distance finie. Quand la structure s'endommage, les liens entre les nœuds concernés se cassent, et diminuent la contrainte à rupture. Cette représentation appartient à l'ensemble des modèles de type particulaire sans maillage, similaire à la méthode « *Smooth particles hydrodynamics* » (SPH) utilisée entre autres pour la simulation de l'impact haute vitesse sur composites stratifiés [Yashiro et al., 2014]. Cette théorie emploie dans l'équation du mouvement une formulation intégrale, novatrice par rapport à la théorie différentielle classique. De cette manière, il n'est pas nécessaire de calculer des dérivées de déplacement dans des zones discontinues. Grâce à cela, il est raisonnable de penser que la méthode périodynamique est bien adaptée à la résolution de problèmes discontinus, comme la propagation de coupures en composite [Hu et al., 2012 ; Kilic et al., 2009]. La théorie périodynamique permet en effet de modéliser les trois types d'endommagement principaux en composite : rupture de fibre, fissuration matricielle et délaminage en affectant des raideurs et des contraintes à rupture différentes aux liens qui lient les particules (Figure II-24).

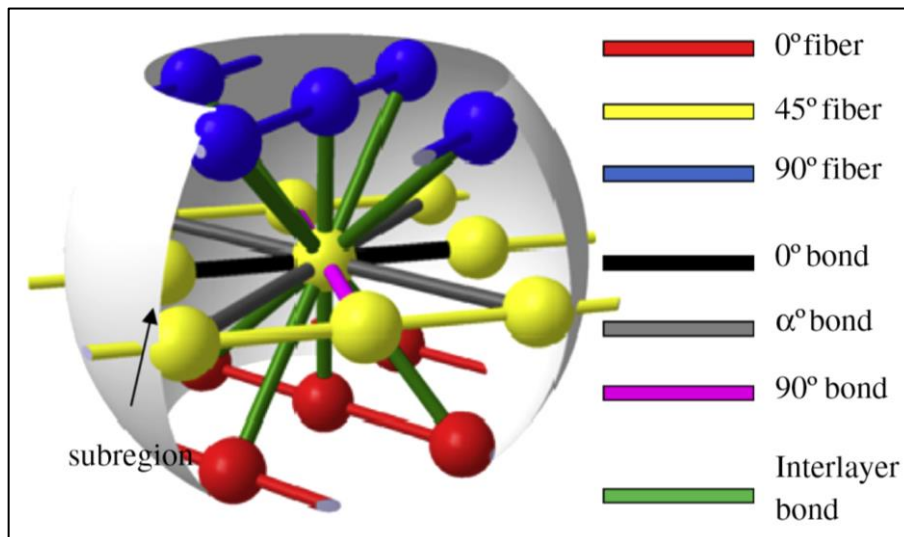


Figure II-24 : Modèle périodynamique du stratifié [Hu et al., 2014]

Cette nouvelle méthode de modélisation a été validée en modélisant d'abord des plis unidirectionnels puis des stratifiés multidirectionnels entaillés. Une bonne corrélation numérique/expérimental a été observée (Figure II-25).

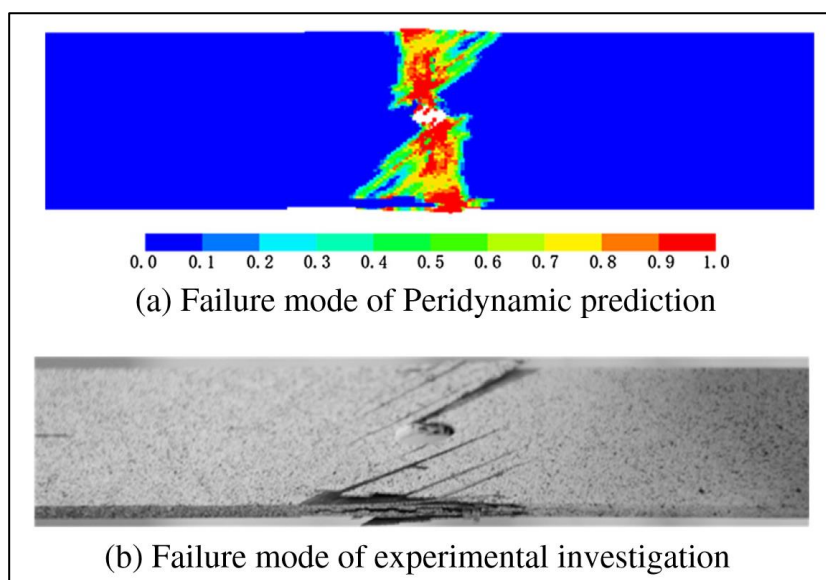


Figure II-25 : Comparaison des faciès de rupture numérique (a) et expérimental (b) d'un stratifié $[45/0/-45/90]_s$ troué [Hu et al., 2014]

Il est important de mentionner le travail d'[Oterkus et al., 2012] qui a combiné la méthode des éléments finis et la méthode périodynamique pour simuler la propagation de coupure dans un panneau composite muni de cadres et de raidisseurs.

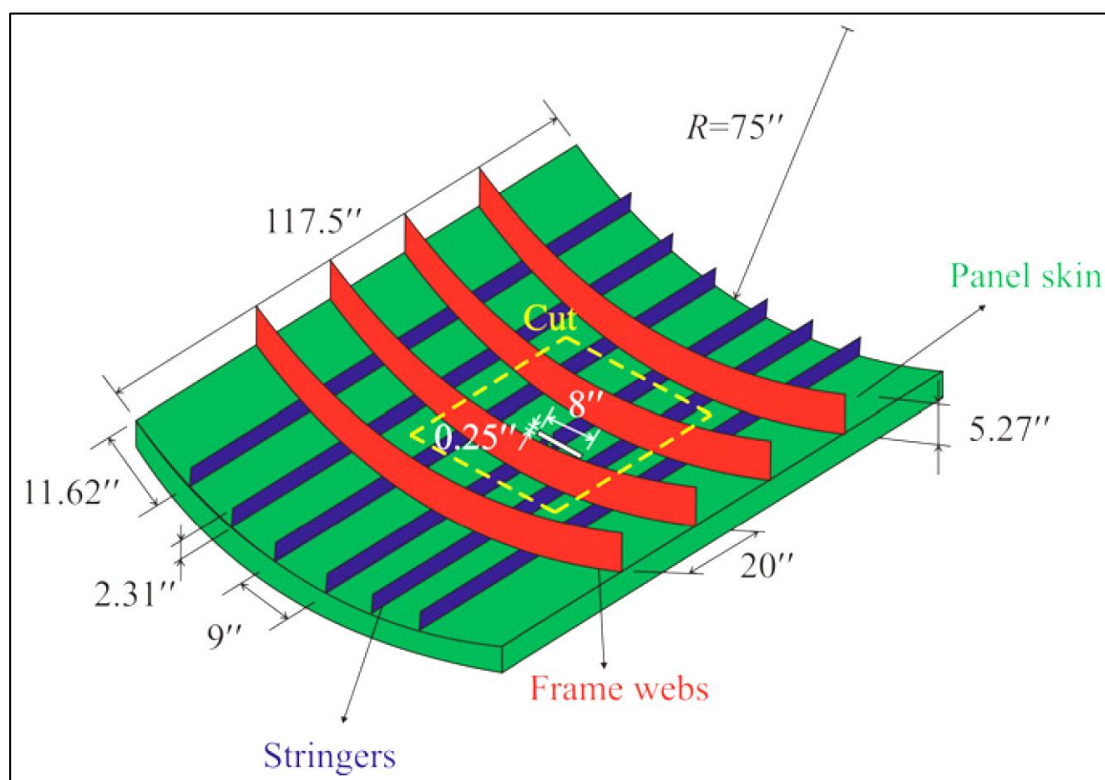


Figure II-26 : Représentation schématique d'un fuselage comportant une coupure de type « two-bay crack » [Oterkus et al., 2012]

Le fuselage a été modélisé avec un maillage relativement grossier et soumis à une sollicitation de type traction/pression combinée. De cette manière, les déplacements ont été déterminés sur les frontières du domaine d'intérêt. On a ici affaire à une fissure de type « two-bay crack » dont la zone d'intérêt, représentée par les pointillés jaunes sur la Figure II-26, contient deux baies

délimitées par deux cadres et trois raidisseurs. Cette zone d'intérêt est par la suite modélisée en utilisant la théorie périodynamique avec pour conditions limites en déplacement, celles déterminées par le modèle éléments finis plus étendu. Cette méthode semble donner de bons résultats, que ce soit en force à rupture ou en suivi des endommagements distincts.

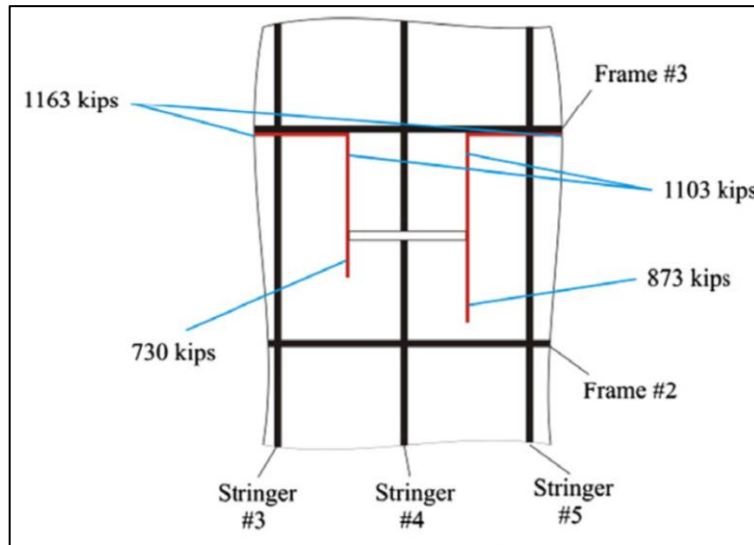


Figure II-27 : Modélisation périodynamique de la zone proche de la coupure [Oterkus et al., 2012]

II.4.4.2.2 Méthodes alternatives

D'autres théories sont utilisées pour modéliser le comportement mécanique des structures. L'une d'entre elles, la méthode des éléments naturels, « *Natural element method* », se situe à mi-chemin entre les méthodes sans maillage et la méthode des éléments finis. Permettant une gestion adéquate des grandes déformations, cette théorie présente principalement un intérêt pour les procédés de formage [Yvonnet, 2004] mais doit pouvoir être adaptée à la fissuration des stratifiés composites.

La méthode des éléments discrets, « *Discrete element method* » utilise des particules (billes, polyèdres...) qui interagissent entre elles par des liens représentant les efforts et moments de contact, représentés par des modèles rhéologiques avec des ressorts et des amortisseurs (modèle de Voigt). Cette formulation est très propice aux cas d'application des matériaux granulaires mais permet aussi de simuler la fissuration de structures comme la rupture en torsion d'un tube en verre de silice (Figure II-28).

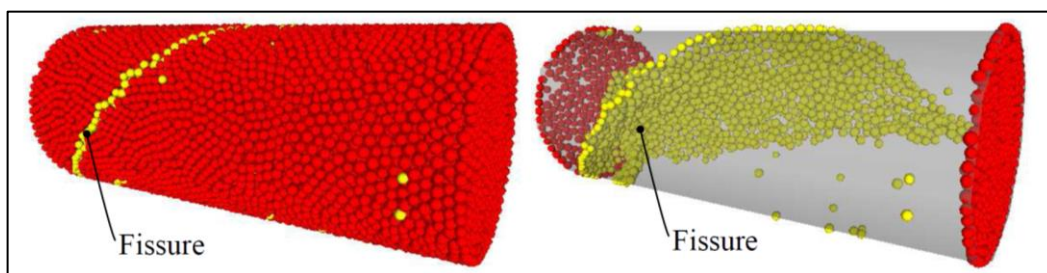


Figure II-28 : Simulation numérique de la rupture en torsion d'un tube en verre de silice [André et al., 2013]

II.4.5 Le « *Discrete ply model* »

Le modèle développé par [Bouvet et al., 2009] au sein de l'Institut Clément Ader est composé d'un maillage uniforme d'éléments volumiques (C3D8) dans lesquels sont modélisées les ruptures de fibres, séparés par des interfaces cohésives d'épaisseur nulle (COH3D8) représentant la fissuration matricielle et le délaminage.

Le concept novateur est de disposer de 4 nœuds en chaque point (Figure II-29). De cette manière, 2 d'entre eux permettent de modéliser la fissuration matricielle du pli supérieur ; les 2 autres permettent de modéliser la fissuration matricielle du pli inférieur et les deux paires de nœuds sont reliées entre elles par des éléments de délaminage. Ainsi, un couplage fissuration matricielle/délaminage est naturellement réalisé. Il faut noter qu'il a fallu recourir à des éléments en forme de parallélogramme pour les plis à $\pm 45^\circ$ pour faire en sorte que tous les nœuds coïncident. Les trois modes d'endommagement principaux sont décrits par ce modèle : fissuration matricielle, délaminage et rupture fibre (Figure II-30).

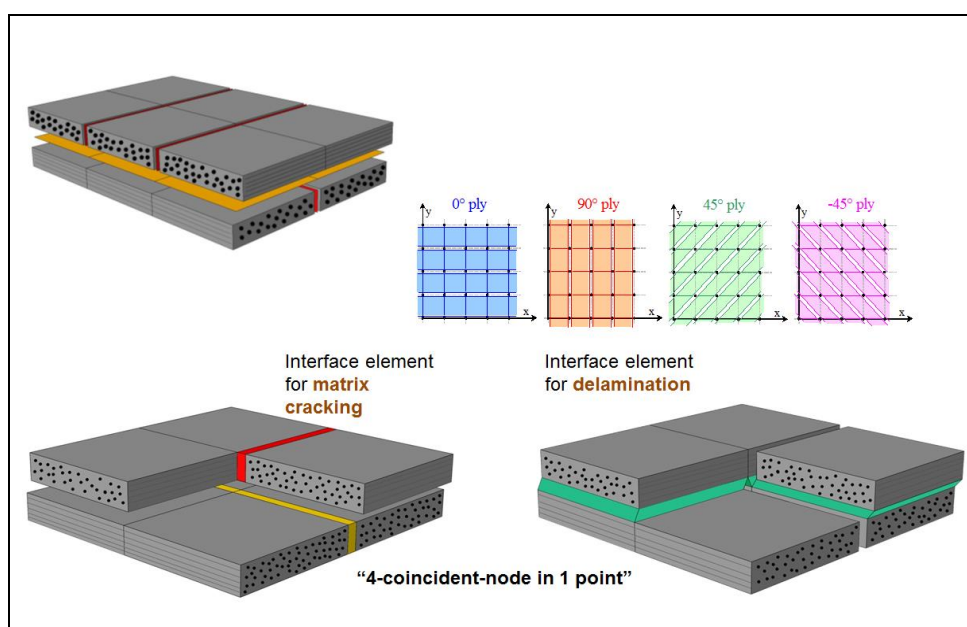


Figure II-29 : Maillage du « *Discrete ply model* » [Hongkarnjanakul, 2013]

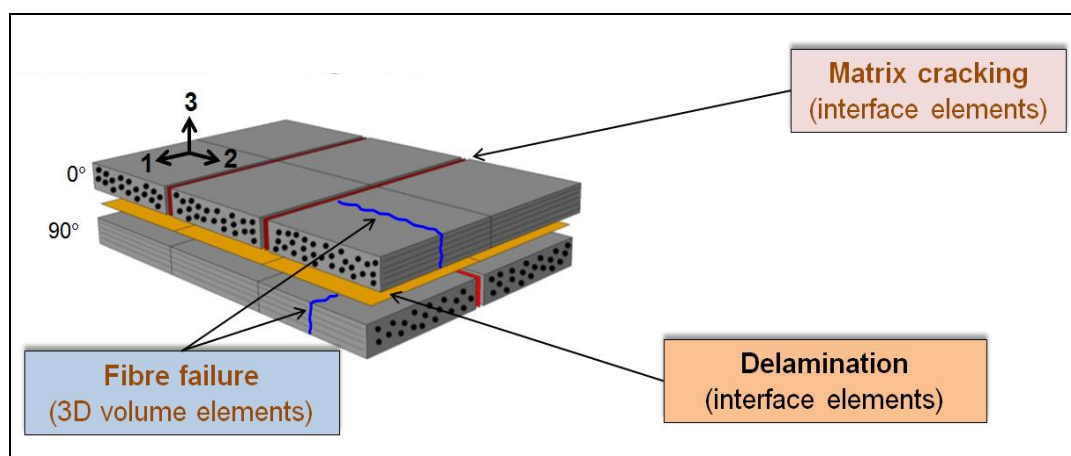


Figure II-30 : Les trois modes d'endommagement du DPM [Hongkarnjanakul, 2013]

II.4.5.1 Fissuration matricielle

La fissuration matricielle se fait de la manière suivante : si le critère de Hashin (Eq 1) est atteint dans l'un ou l'autre des éléments volumiques (E_1 ou E_2) adjacents à l'interface concernée (I_1), alors la raideur de l'interface, initialement de l'ordre de 10^6 MPa/mm (suffisamment grande pour rendre compte du comportement non endommagé), est mise à zéro (Figure II-31).

$$\left(\frac{\langle \sigma_t \rangle^+}{\sigma_t^f} \right)^2 + \frac{\tau_{lt}^2 + \tau_{tz}^2}{(\tau_{lt}^f)^2} \leq 1 \quad \text{Eq 1}$$

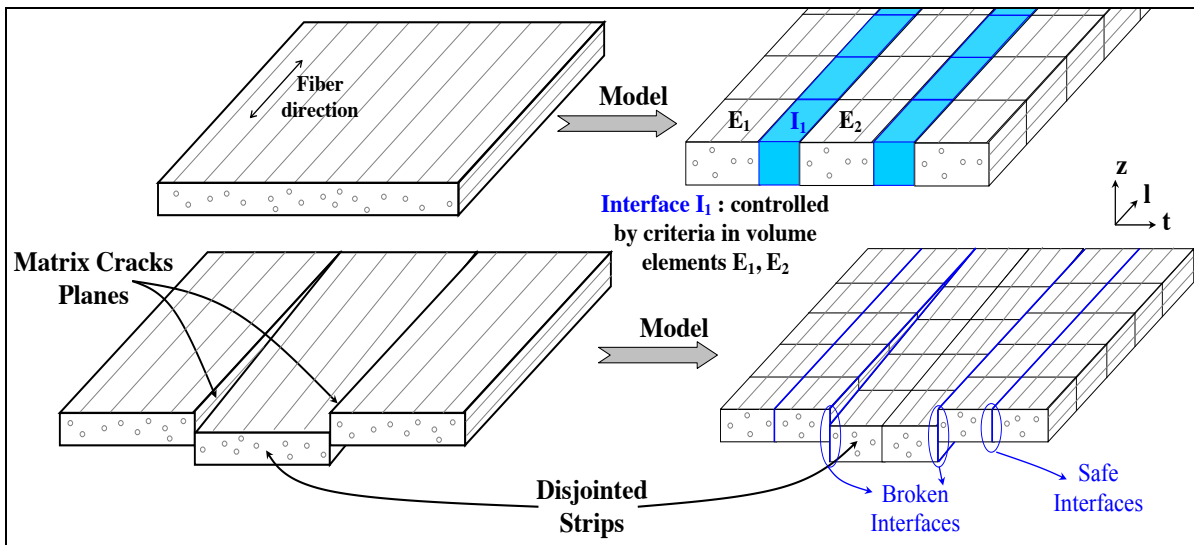


Figure II-31 : Simulation de la fissuration matricielle dans le DPM [Bouvet et al., 2012]

Avec σ_t , la contrainte en traction transverse d'un pli, τ_{lt} et τ_{tz} celles en cisaillement, σ_t^f la résistance en traction transverse d'un pli et τ_{lt}^f celle en cisaillement (Figure II-32).

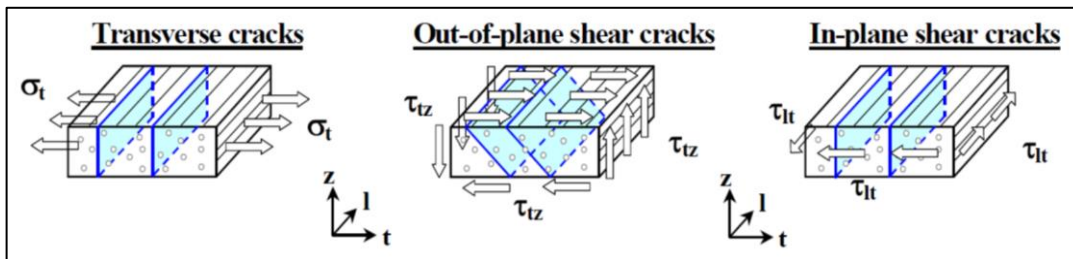


Figure II-32 : Contraintes intégrées dans le critère de fissuration matricielle [Ostré, 2014]

La contrainte de cisaillement τ_{tz} n'est pas considérée dans ce critère car elle génère majoritairement de la rupture de fibres et du délaminage. De plus, le critère de rupture n'est pas calculé dans l'interface elle-même mais dans les éléments voisins pour éviter une concentration de contraintes liée à la formulation de l'élément cohésif (Figure II-33).

La plastification présente lors d'une fissuration matricielle n'est pas modélisée dans le DPM. Cette non-linéarité, majoritairement observée lors de sollicitations en cisaillement (par exemple dans des plis à $\pm 45^\circ$ seuls lorsque le spécimen est soumis à de la traction), n'est que peu

présente dans les drapages industriels. En effet, les stratifiés utilisés comprennent généralement au moins 10% des plis dans chacune des directions (souvent limitées à 0°, 90°, 45° et -45°) et leur rupture totale est donc conditionnée par celle des plis à 0°, survenant avant que la plastification en cisaillement ne soit conséquente. De plus, même si la courbe de plasticité en cisaillement peut intervenir dans les phénomènes de « *kink band* » lorsqu'un stratifié est soumis à de la compression, cette dernière est très délicate à obtenir et dépend des conditions d'essai. La philosophie du DPM étant de conserver le moins de paramètres possible et d'en ajouter uniquement lorsque cela est nécessaire pour modéliser un comportement particulier, cette plastification en cisaillement n'est à ce jour pas intégrée au modèle numérique.

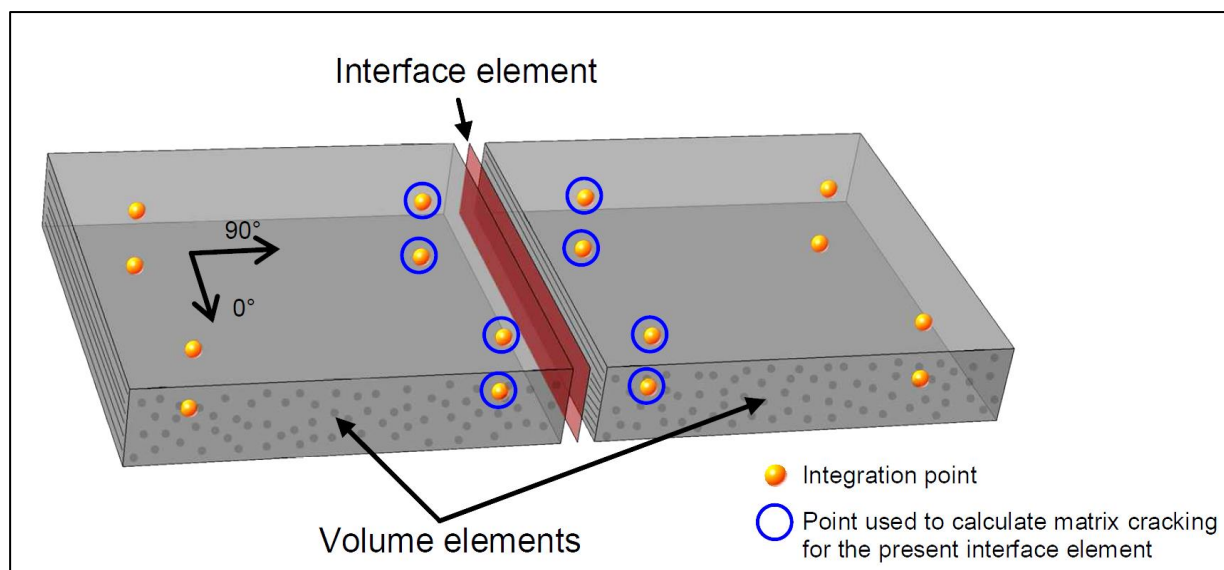


Figure II-33 : Détermination de la rupture d'interface matricielle
[Hongkarnjanakul, 2013]

Dans le DPM, le choix a été fait d'utiliser des interfaces cohésives plutôt qu'un endommagement diffus pour modéliser la fissuration matricielle. L'hypothèse sous-jacente est qu'un endommagement diffus ne le reste pas très longtemps : l'endommagement matriciel se propage vite dans un pli mince.

Les interfaces sont positionnées orthogonalement à la direction des fibres du pli considéré. Ce choix est motivé par la direction des fissurations matricielles observées expérimentalement. D'autres directions sont possibles mais semblent secondaires du point de vue de la physique de l'endommagement.

II.4.5.2 Rupture de fibre

La rupture de fibre est modélisée de manière continue, elle est initiée quand la déformation de la fibre atteint la déformation à rupture ϵ_0^T . La propagation se fait en utilisant le taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibre pour le mode d'ouverture (mode I). L'influence des deux autres modes de rupture (II et III) n'étant pas prise en compte car ils sont jugés secondaires [Hongkarnjanakul, 2013] et n'apparaissent que peu (même lorsque un composite est sollicité en cisaillement, la matrice s'endommage rapidement et une fois dégradée, les fibres sont « libres » et donc sollicitées en traction [Ostré, 2014]). La fibre continue à se déformer jusqu'à

ce qu'elle ait dissipé l'énergie correspondante (SG_I^f). La déformation de la fibre atteint ainsi ε_1^T . C'est un modèle à longueur interne (taille de l'élément volumique) qui permet de dissiper une énergie constante par section, indépendante de la longueur de l'élément (**Eq 2**). La raideur des éléments volumiques concernés est progressivement dégradée (Figure II-34) jusqu'à la mise à zéro lorsque la déformation atteint ε_1^T .

$$\int_V \left(\int_0^{\varepsilon_1^T} \sigma_l \cdot d\varepsilon_l \right) \cdot dV = S \cdot G_I^{f,traction} \quad \text{Eq 2}$$

Des éléments volumiques du premier ordre (8 nœuds par élément) ont été sélectionnés de manière à obtenir un comportement satisfaisant en flexion en se limitant à un seul élément par pli (dans l'épaisseur). En effet, il suffit d'avoir 2 nœuds dans l'épaisseur pour pouvoir décrire un comportement affine de la déformation à l'intérieur de l'élément. En outre, le critère d'initiation de rupture est déterminé en comparant les déformations extrapolées aux nœuds à partir des valeurs calculées aux points d'intégration (Figure II-34) pour représenter correctement la flexion d'un élément de volume. De plus, une loi de communication entre les différents points de Gauss est utilisée pour dissiper la quantité d'énergie adéquate en moyenne par élément (Figure II-34).

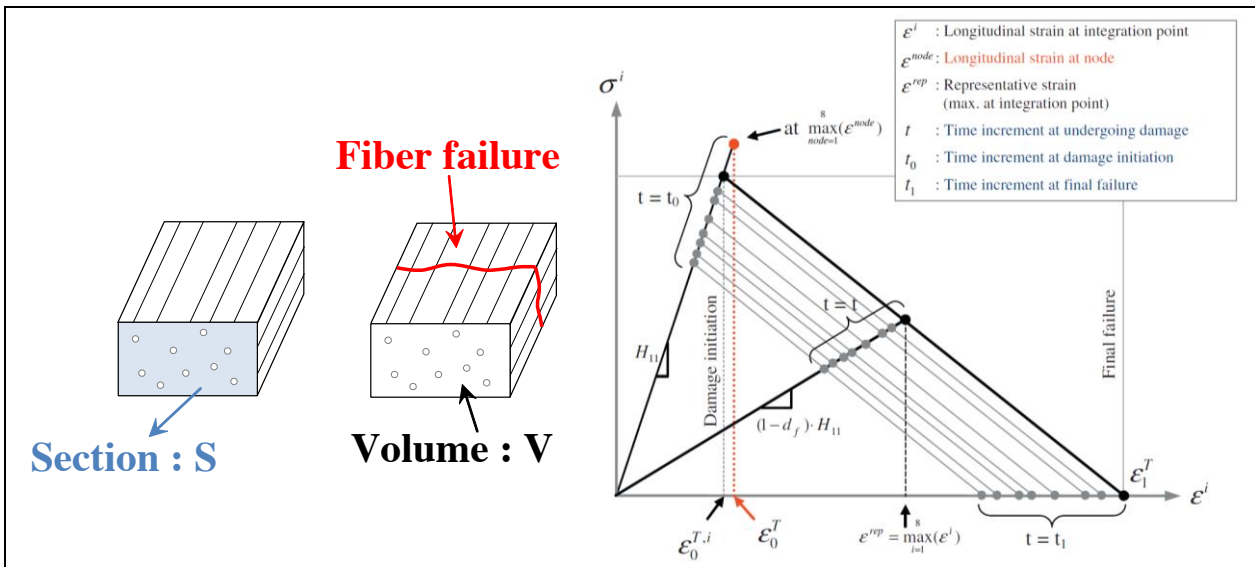


Figure II-34 : Loi de comportement fibre en traction dans le DPM [Hongkarnjanakul, 2013]

Le comportement en compression est également modélisé. La formulation établie par [Hongkarnjanakul, 2013] concernant la loi de comportement n'a pas été modifiée (Figure II-35). La rupture en compression fait appel comme pour la traction au taux de restitution d'énergie critique en mode I ($G_I^{f,compression}$) et à l'équation qui régit la dissipation d'énergie (**Eq 2**). Un plateau de *crushing* est également appliqué afin de représenter la déformation anélastique de *crushing*. [Ostré, 2014] montre que ce plateau joue un rôle fondamental dans la représentation des dommages liés à l'impact sur champ et à la compression après impact sur champ.

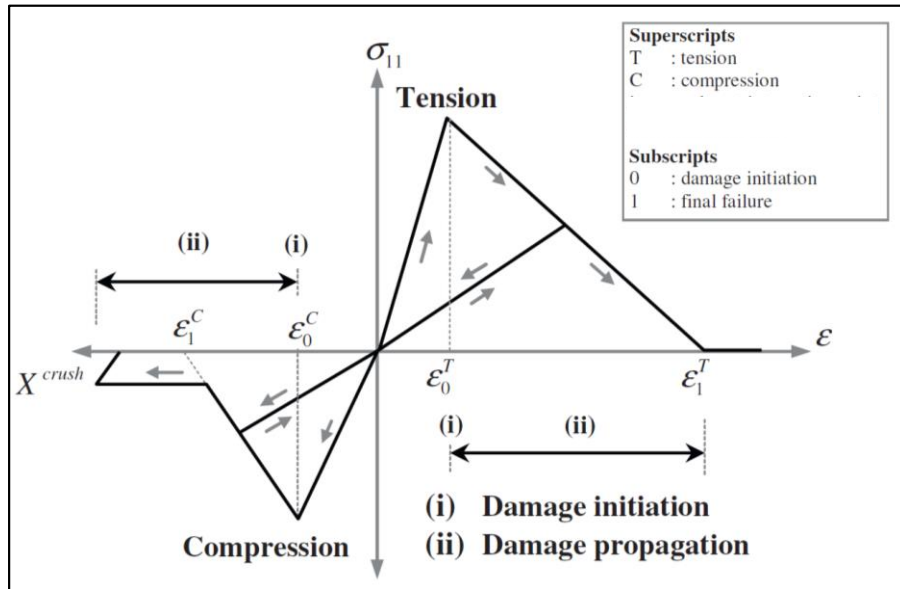


Figure II-35 : Loi de comportement pour la rupture fibre [Hongkarnjanakul, 2013]

II.4.5.3 Délaminage

Comme les fissurations matricielles, les délaminages sont modélisés par des interfaces cohésives (Figure II-36). La principale différence vient du fait que l'on dissipe de l'énergie uniquement dans le cas des délaminages car sinon, l'énergie dissipée par la fissuration matricielle serait dépendante du maillage. L'énergie libérée par fissuration matricielle lors de la ruine du stratifié est tout de même prise en compte car la mesure du taux de restitution d'énergie critique de délaminage englobe l'énergie dissipée par délaminage et une part importante de celle dissipée par fissuration matricielle [Prombut, 2007].

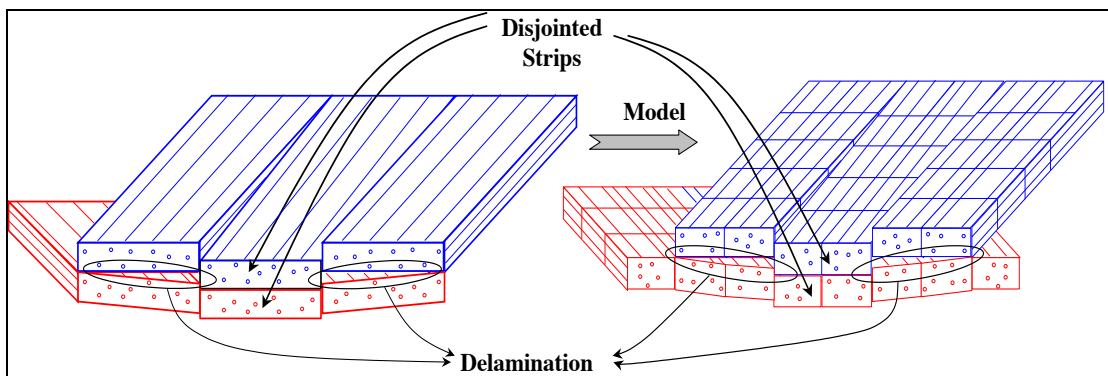


Figure II-36 : Modélisation du délaminage dans le DPM [Bouvet et al., 2012]

La loi de comportement est basée sur la mécanique de la rupture avec un adoucissement linéaire en fonction du déplacement. Le délaminage est initié quand la distance entre les nœuds atteint une distance critique. Une distance équivalente est déterminée à partir des trois modes de délaminage, I, II et III.

$$d_{eq} = \sqrt{\left(\langle d_I \rangle^+\right)^2 + \left(\frac{d_I^0}{d_{II}^0} \times d_{II}\right)^2 + \left(\frac{d_I^0}{d_{III}^0} \times d_{III}\right)^2} \quad \text{Eq 3}$$

Pour le mode I par exemple, quand la distance atteint la distance critique d_I^0 , une dégradation de la raideur en mode I est mise en place et se termine quand le taux de restitution d'énergie critique en délaminage en mode I est dissipé. Cela fonctionne de la même manière pour les deux autres modes. De plus, les trois modes sont couplés linéairement (Figure II-37).

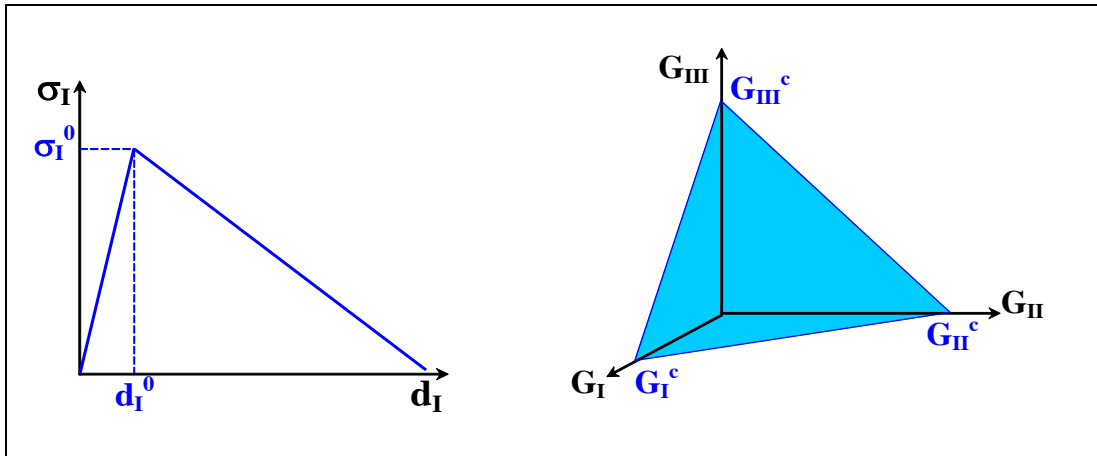


Figure II-37 : Loi de dégradation de raideur pour le délaminage en mode I et couplage des trois modes dans le DPM [Bouvet et al., 2012]

II.4.5.4 Utilisation du modèle

Concrètement, pour travailler avec le DPM, l'utilisateur doit manipuler deux fichiers : le fichier qui génère le maillage et la loi utilisateur de type Abaqus-Vumat, tous deux écrits en langage Fortran. Le fichier « .dat » généré par le mailleur, complété par les données matériaux et les conditions limites, constitue le fichier d'input à partir duquel se déroulent les calculs à l'aide de la loi utilisateur.

II.4.5.4.1 Maillage

Pour toutes les simulations présentées dans ces travaux, la dimension des éléments volumiques est constante et correspond plus précisément à deux fois l'épaisseur du pli. Ce choix est justifié par des observations expérimentales (Figure II-38) qui montrent qu'à l'intérieur d'un pli deux fissurations matricielles sont généralement distantes d'une longueur allant de 1.5 à 2 fois l'épaisseur du pli.

En effet, raffiner le maillage serait contraire à la réalité expérimentale et avoir recours à un maillage plus grossier (donc augmenter la taille entre deux fissurations matricielles) conduirait à des éléments très distordus, susceptibles de générer des instabilités numériques. [Moure et al., 2016] apportent une justification numérique de l'influence de l'épaisseur du pli à 90° sur la densité de fissures. Leur modèle numérique prévoit que les fissurations matricielles se développent plus tôt pour des plis épais et sont moins nombreuses que pour des plis fins. [Li et Chen, 2016] vont jusqu'à déterminer numériquement la distance minimale entre deux fissurations matricielles pour des stratifiés composites HS300/ET223 et T300/NY9200Z. Des rapports entre la distance minimale entre deux fissures et l'épaisseur valant respectivement 1.53 et 1.60 ont été déterminés, ce qui confirme les observations expérimentales. En effet, la densité

de fissures est beaucoup plus dépendante de l'épaisseur du pli endommagé que des raideurs des plis adjacents.

Une étude plus approfondie sur l'influence de la taille de maille est menée en **IV.3.3**.

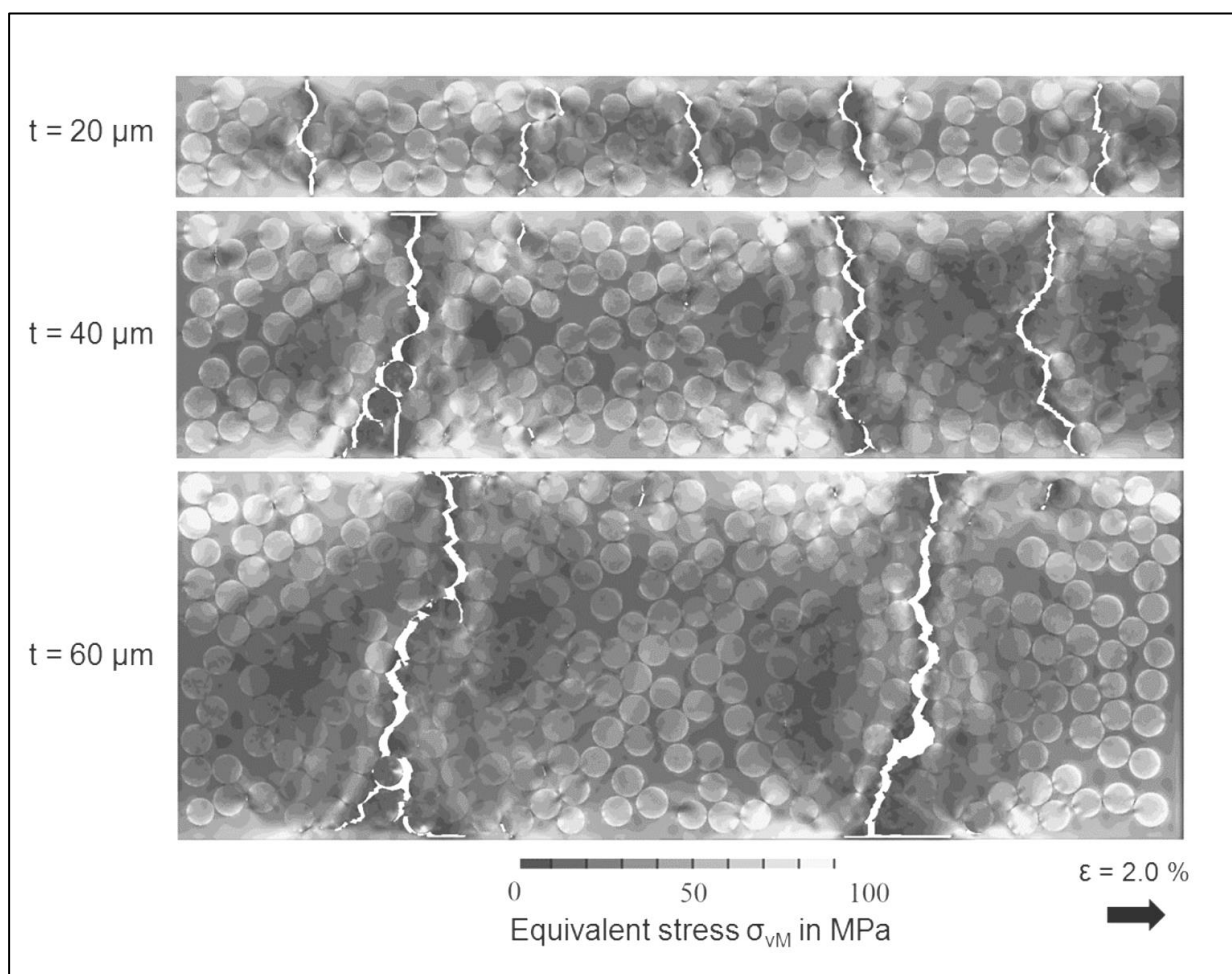


Figure II-38 : Influence de l'épaisseur du pli à 90° (20, 40 et 60 microns) sur les distances entre fissures matricielles pour une déformation imposée de 2.0%
[Leopold et Harder, 2016]

II.4.5.4.2 Solveur numérique

La méthode de résolution explicite (Abaqus Explicit) a été sélectionnée pour le DPM. [Pinho, 2005] décrit les contraintes générées par ce type de solveur pour des problèmes quasi-statiques. Un amortissement de la structure est nécessaire pour atténuer les vibrations dynamiques ; de plus l'analyse nécessite un grand nombre de pas de temps. Durant ceux-ci, les approximations numériques peuvent s'accumuler, et le travail des forces extérieures peut éventuellement être transformé en une énergie autre que l'énergie interne, par exemple, de l'énergie cinétique, de l'énergie de contrôle de mode « *Hourglass* » et de l'énergie d'amortissement. Par conséquent, dans notre étude, la vitesse de déplacement (numérique) des mors a été choisie (de l'ordre de 1m/s), de façon à garantir ces énergies supplémentaires négligeables, tout en gardant une durée de calcul de l'ordre de quelques heures en utilisant plusieurs CPUs en parallèle. Toutefois, un avantage majeur à utiliser un code éléments finis de

type explicite est d'assurer une bonne convergence des calculs ; en effet les éléments d'interface ont souvent des difficultés à converger dans les codes implicites [Pinho, 2005]. En outre, cette méthode permet une meilleure parallélisation du calcul sur la plateforme CALMIP (Calcul en Midi-Pyrénées) sollicitée.

II.4.5.4.3 Paramètres matériaux

Le « *Discrete ply model* » prend en compte un petit nombre de paramètres (Table II-2), tous déterminés expérimentalement. Aucun coefficient de couplage n'est nécessaire dans cette modélisation.

Propriétés Matériaux		
Masse volumique		1600kg/m³
Propriétés orthotropes élastiques		
E_1^T	Module d'Young en traction dans la direction des fibres	130GPa
E_1^C	Module d'Young en compression dans la direction des fibres	100GPa
E_2	Module d'Young transverse	7.7GPa
ν_{12}	Coefficient de poisson	0.3
G_{12}	Module de cisaillement	5.0GPa
Fissuration matricielle		
Y^T	Résistance à la traction transverse	60MPa
S^L	Résistance au cisaillement plan	110MPa
Rupture de fibre		
ϵ_0^T (%)	Déformation à rupture de la fibre en traction	1.70%
ϵ_0^C (%)	Déformation à rupture de la fibre en compression	1.25%
$G_{Ic}^{fibre,t}$	Taux de restitution d'énergie critique pour la rupture fibre en mode I (traction)	100N/mm
$G_{Ic}^{fibre,c}$	Taux de restitution d'énergie critique pour la rupture fibre en mode I (compression)	20N/mm
Délaminage		
G_{Ic}^{del}	Taux de restitution d'énergie critique pour le délaminage en mode I (traction)	0.5N/mm
G_{IIc}^{del}	Taux de restitution d'énergie critique pour le délaminage en modes II et III (cisaillement)	1.6N/mm

Table II-2 : Propriétés du matériau T700/M21 utilisé dans le DPM

II.5 Conclusion

Les manières de modéliser le comportement d'un stratifié composite comportant une coupure ont beaucoup évolué depuis les années 70. Les premiers modèles semi-analytiques et analytiques ne permettaient que d'obtenir la contrainte à rupture du matériau. La démocratisation des éléments finis associée au développement de critères d'amorçage, de propagation et de stabilité a été un élément moteur dans le suivi de propagation de coupure, que l'entaille soit modélisée discrètement ou que l'on fasse appel à des modèles d'endommagement continus. [Van Der Meer et Sluys, 2009] ont cependant démontré que ces derniers ne permettaient pas de représenter correctement tous les types d'endommagement subis par le stratifié. Modéliser l'entaille de manière discrète en utilisant les éléments finis était alors très coûteux en calculs car un remaillage était nécessaire à chaque avancée de la fissure. Les derniers travaux (x-FEM) ont permis de s'affranchir de cette contrainte ; cependant ils ne permettent de modéliser que quelques fissures.

L'endommagement d'un composite est très complexe, il comporte trois modes principaux: la rupture de fibre, la fissuration matricielle et le délaminage. En conséquence, il convient pour avoir une compréhension et une modélisation précise de l'endommagement d'un composite, de modéliser ces trois modes. Une échelle de représentation particulièrement adaptée semble être l'échelle mésoscopique qui assure un compromis entre un coût de calcul raisonnable et une représentativité des phénomènes physiques simulés.

Pour permettre de représenter correctement le délaminage des stratifiés, les éléments d'interface ont été mis en place entre les différents plis. Cette méthode, jugée plus efficace que la « *Virtual crack closure method* » utilisée jusqu'alors pour modéliser le délaminage [Mi et al., 1998], permet de gérer de nombreuses fissures en même temps. Ce type de modélisation consiste à mailler les plis indépendamment et à les relier par des liens rigides assurant une liaison mécanique entre les nœuds de chaque côté de l'interface susceptible de subir un délaminage. La liaison entre ces nœuds est supprimée quand un critère de délaminage est atteint. Le même concept d'utilisation d'interfaces cohésives a été appliqué avec succès pour modéliser les fissurations transverses [Achard et al., 2014]. Bien que cette méthode nécessite la connaissance *a priori* des endroits d'apparition du délaminage et de la fissuration matricielle, elle se révèle indispensable pour une bonne restitution des phénomènes de ruine des composites, notamment pour retranscrire de manière la plus fidèle possible le couplage entre les fissurations matricielles et les délaminages [Sun et al., 2016].

Il existe par ailleurs des techniques de modélisation alternatives aux éléments finis. Certaines d'entre elles revisitent la notion de maillage. Par exemple, dans la méthode des éléments frontières, seulement les frontières du domaine sont maillées, ce qui simplifie considérablement le suivi de coupures lors de sa propagation. Le maillage disparaît même pour des stratégies mettant le nœud ou la particule au cœur de la modélisation à travers la notion de domaine d'influence. La théorie périodynamique basée sur ce concept, permet la modélisation de l'endommagement progressif des trois modes de rupture des stratifiés munis d'une coupure. Appliquée conjointement aux éléments finis, cette méthode donne des résultats très encourageants, notamment en ce qui concerne la problématique étudiée dans ces travaux de recherche : la

propagation de coupure de type « *two-bay crack* » dans des stratifiés composites soumis à des sollicitations complexes.

Dans ces travaux de thèse, le choix s'est porté sur une stratégie de modélisation de niveau 3 selon la classification de la Figure II-17. Cette méthode intitulée « *Discrete ply model* » (DPM) a été initiée par [Bouvet et al., 2009] pour simuler des impacts à basse vitesse sur des stratifiés composites unidirectionnels. Ce modèle a été utilisé pour simuler des cas de *pull-through* [Adam et al., 2012], et surtout les effets de *splitting* qui en résultent. Les stratifiés composites multidirectionnels ont ensuite été pris en compte dans la modélisation d'impacts à basse vitesse [Hongkarnjanakul et al., 2013] ainsi que dans la compression après impact [Rivallant et al., 2013]. Plus récemment, le cas de traction trouée sur des stratifiés composites multidirectionnels a été modélisé [Achard et al., 2014] et a donné d'excellents résultats (Figure II-18). Il s'agit donc d'utiliser ces résultats et de les étendre à de nouvelles configurations (matériau, drapage, dimensions) puis d'avoir recours à cette modélisation (« *Discrete ply model* ») pour simuler la propagation de la coupure d'abord sous sollicitation de traction uniaxiale puis sous sollicitations complexes (réalisées à l'aide du montage VERTEX).

Deuxième partie
Sollicitation de traction uniaxiale

Chapitre III

Stratifiés lisses sous sollicitation de traction uniaxiale – étude expérimentale et numérique

Sommaire

III.1	Introduction.....	56
III.1.1	Matériau étudié et protocole de fabrication.....	56
III.2	Etude expérimentale	57
III.2.1	Dispositif d'essais	57
III.2.2	Résultats.....	58
III.3	Etude analytique.....	60
III.4	Etude numérique.....	62
III.4.1	Modélisation.....	62
III.4.1.1	Influence du taux de restitution d'énergie en rupture de fibres.....	63
III.4.2	Résultats.....	65
III.4.2.1	Courbes Contrainte/Déformation	65
III.4.2.2	Scénario de rupture	66
III.5	Conclusion.....	69

III.1 Introduction

Les travaux détaillés dans ce chapitre se focalisent dans un premier temps sur la caractérisation expérimentale des différences de comportement en traction lisse entre trois drapages comportant le même nombre de plis selon chaque orientation (0° , 90° et $\pm 45^\circ$). Une fois que les différences ont été identifiées, une étude analytique est proposée pour tenter d'expliquer les scénarios de rupture observés. Enfin, l'approche « *Discrete ply model* » est utilisée pour modéliser ces essais.

III.1.1 Matériau étudié et protocole de fabrication

Comme évoqué en **I.2.2**, les stratifiés composites étudiés sont élaborés à partir de plis unidirectionnels carbone/époxy (T700/M21) d'épaisseur 0.125mm. Ce matériau est distribué sous forme de nappe unidirectionnelle pré-imprégnée par la société Hexcel. Les trois drapages considérés sont symétriques et équilibrés, ils contiennent 23% de plis à 0° :

- C3-1 [45/-45/X/X/X/90/0/90/X/X/X/-45/45],
- C3-2 [X/X/X/X/0/90/0/90/0/X/X/X/X],
- C3-3 [X/X/X/X/X/0/0/0/X/X/X/X/X].

La confidentialité nous empêchant de révéler complètement les drapages utilisés, l'orientation de certains plis est masquée (symbole « X »). Chaque stratifié comporte 13 plis, l'épaisseur globale est donc de 1.625mm.

Le pré-imprégné a été découpé, drapé manuellement et polymérisé sous vide sous forme de plaques (une par drapage) de dimensions $260 \times 460 \text{ cm}^2$ par Airbus Group Innovations (AGI). La polymérisation s'effectue en autoclave sous une pression de 7 bars et selon le cycle donné en Figure III-1.

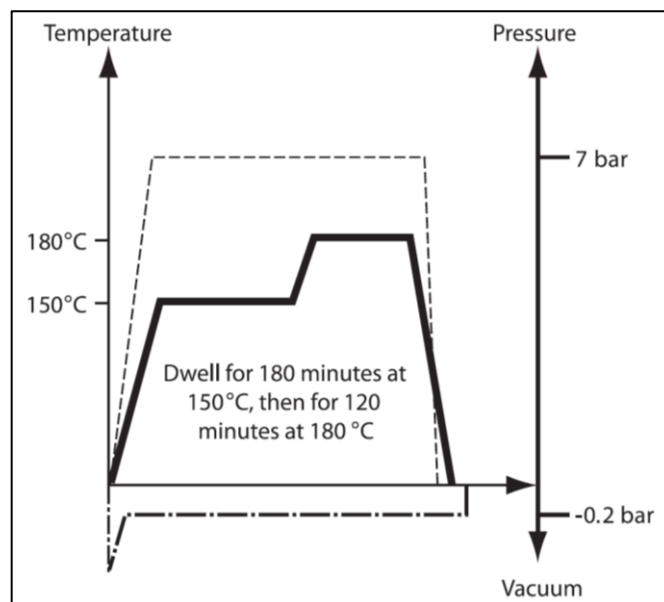


Figure III-1 : Cycle de polymérisation utilisé pour la fabrication des plaques stratifiées
[Hexcel, 2013]

Le stratifié est placé dans une poche à vide avec différents produits d'environnement (Figure III-2) pour permettre l'application d'un vide uniforme sur la plaque (*vacuum bag*, *breather fabric*), le rejet de l'excédent de résine (*bleeder fabric*, *release film*) et le démoulage du stratifié après cuisson (*peel ply*, *release agent*).

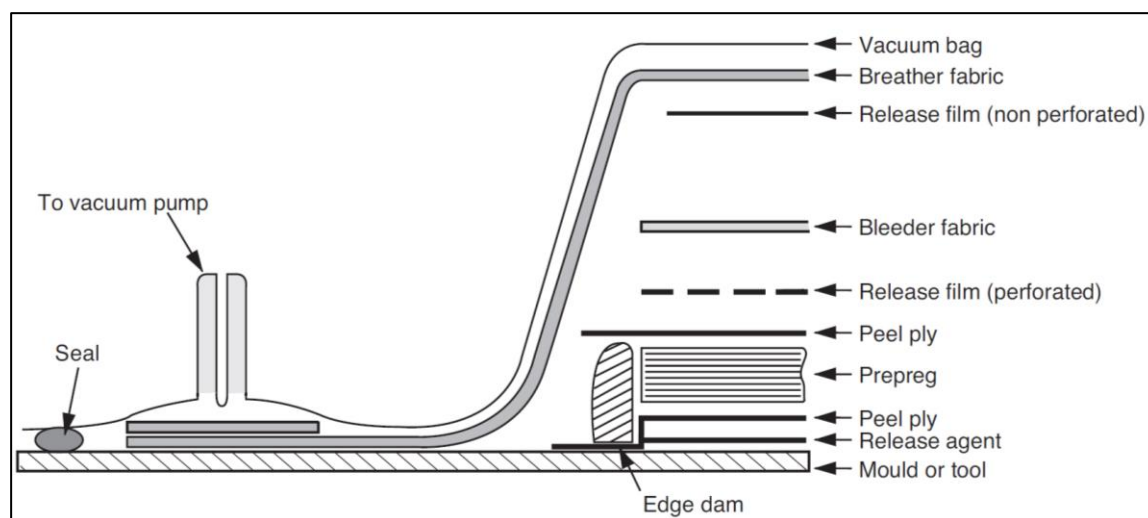


Figure III-2 : Constituants de la poche à vide placée dans l'autoclave [Hexcel, 2013]

L'ensemble des éprouvettes utilisées dans ce chapitre a été découpé dans ces plaques à l'aide d'une scie diamantée circulaire à l'Institut Clément Ader. De plus, une fois les éprouvettes découpées, des talons en composite verre/époxy ont été collés dessus, afin d'éviter l'endommagement induit par les mors et afin de pouvoir introduire progressivement l'effort de traction.

III.2 Etude expérimentale

III.2.1 Dispositif d'essais

Les éprouvettes dont les dimensions sont données Figure III-3 sont soumises à de la traction simple au moyen d'une machine électromécanique INSTRON 20kN. La commande est effectuée en déplacement avec une vitesse suffisamment faible (0.5mm/min) pour donner un caractère quasi-statique à la sollicitation. La machine de traction fournit la mesure du déplacement et de l'effort, et un extensomètre est placé au centre de la zone utile de l'éprouvette. Les essais sont réalisés dans des conditions de température et humidité ambiantes. Trois éprouvettes sont testées jusqu'à rupture totale pour chacun des drapages. Chacune est peinte en blanc sur la tranche et filmée par une caméra, ce qui permet d'observer l'apparition et la propagation des délaminages en bord libre.

Les valeurs de contraintes et de déformations seront normées en utilisant comme référence les valeurs maximales obtenues, c'est-à-dire celles correspondant au spécimen numéro 8 (Table III-1).

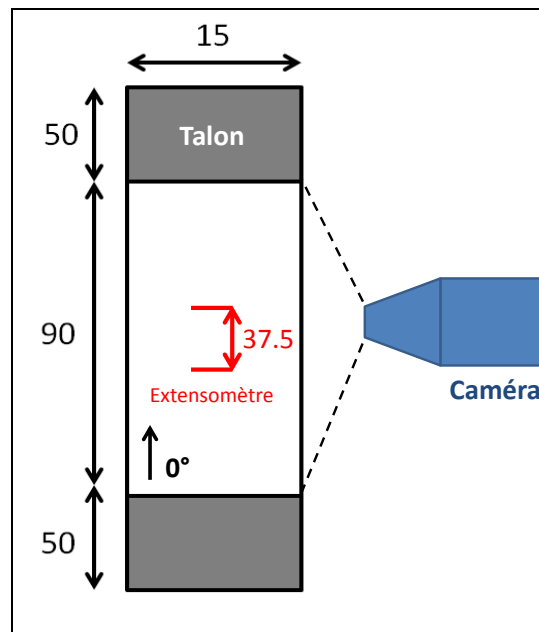


Figure III-3 : Dimensions (en mm) des éprouvettes lisses testées en traction simple

	C3-1	C3-2	C3-3
Numéros des éprouvettes lisses testées	1,2 et 3	4,5 et 6	7,8 et 9

Table III-1 : Numérotation des éprouvettes lisses testées

III.2.2 Résultats

Très peu de variations sont observées entre les différents échantillons d'un même drapage : les coefficients de variation (CV) déterminés pour les contraintes moyennes (moyenne réalisée sur les trois échantillons de chaque drapage, $\bar{\sigma}^\infty$) sont faibles (Table III-2).

C3-1		C3-2		C3-3	
$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV(%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV(%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV(%)
81	2.5	79	3.7	99	1.5

Table III-2 : Contraintes moyennes et coefficients de variation par drapage

Les courbes Contrainte/Déformation (Figure III-4) présentent toutes un comportement linéaire jusqu'à rupture totale du stratifié sauf pour le drapage C3-2 où quelques légères non-linéarités sont observées avant rupture brutale. D'importantes variations entre les contraintes à rupture sont constatées d'un drapage à un autre : on relève jusqu'à 23% d'écart entre les contraintes à rupture des drapages C3-2 et C3-3. Le drapage C3-3 a une contrainte à rupture plus importante que celle du drapage C3-1, qui est en moyenne, légèrement plus importante que celle du drapage C3-2.

La rupture est amorcée par les concentrations de contraintes localisées sur les bords libres. En effet, les différences entre les coefficients de Poisson de chaque pli introduisent des contraintes inter-laminaires en bords libres qui génèrent des délaminages [Pagano et Pipes, 1994 ; Hessabi et al., 2005]. L'influence relative de ces délaminages justifie les différences observées entre les trois

drapages. On note **D** le point où apparaissent (en moyenne par drapage) les premiers délaminages. Ces derniers se constatent plus tôt pour le drapage C3-2 que pour le drapage C3-1 et ne sont pas du tout présents avant la rupture finale pour le drapage C3-3 (Figure III-5).

Pour C3-1, les délaminages sont majoritairement localisés aux interfaces suivantes, colorées en rouge :

- [45/-45/X/X/X/90/0/90/X/X/X/-45/45].

Pour C3-2, les délaminages sont exclusivement localisés aux interfaces suivantes, colorées en rouge :

- [X/X/X/X/0/90/0/90/0/X/X/X/X].

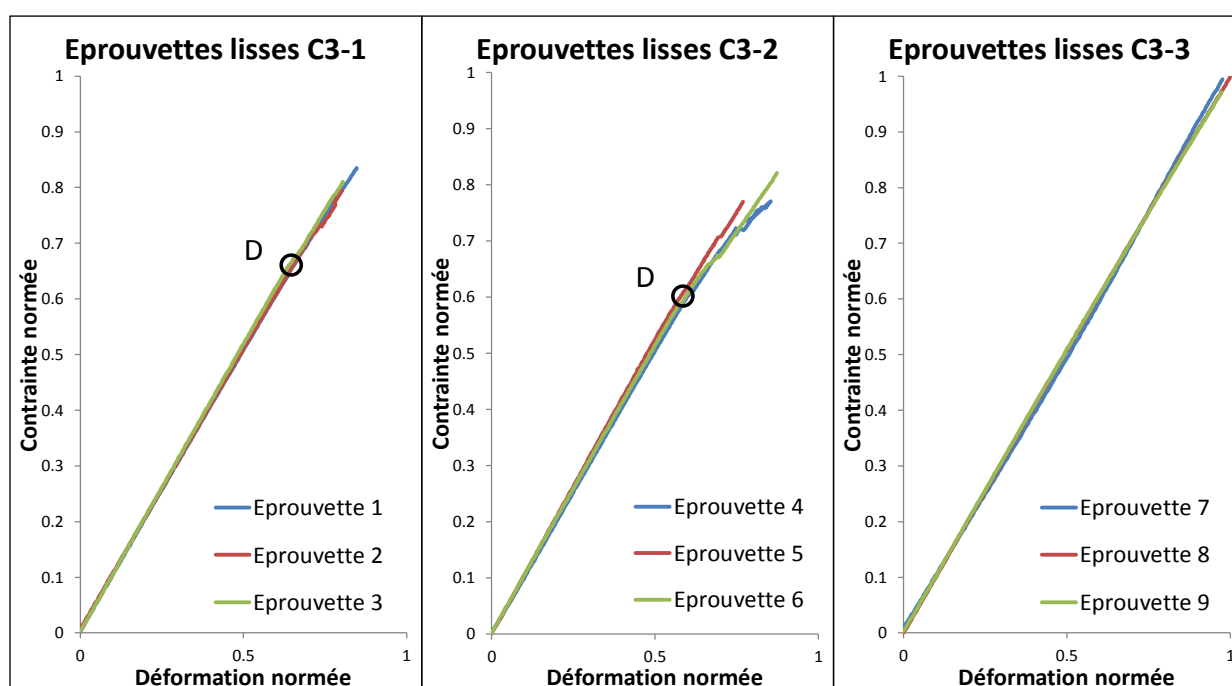


Figure III-4 : Courbes Contrainte/Déformation des éprouvettes lisses soumises à de la traction simple (trois drapages)

La rupture des drapages C3-1 et C3-2 est donc initiée par les délaminages sur les bords des stratifiés. Lors de la propagation selon la dimension longitudinale de l'éprouvette, ces délaminages englobent le pli à 0° central (et un pli à 90° adjacent pour le C3-2). Par conséquent, une flexion locale du ou des plis englobés précipite la rupture de fibres du pli à 0° qui entraîne rapidement la rupture totale du stratifié. Le phénomène est très visible sur la Figure III-5 (pointillés bleus). A l'opposé, la rupture du drapage C3-3 est quasi-exclusivement liée à la rupture des fibres, ce que confirme la valeur de la déformation à rupture du stratifié, très proche de celle de la déformation à rupture de la fibre seule en traction.

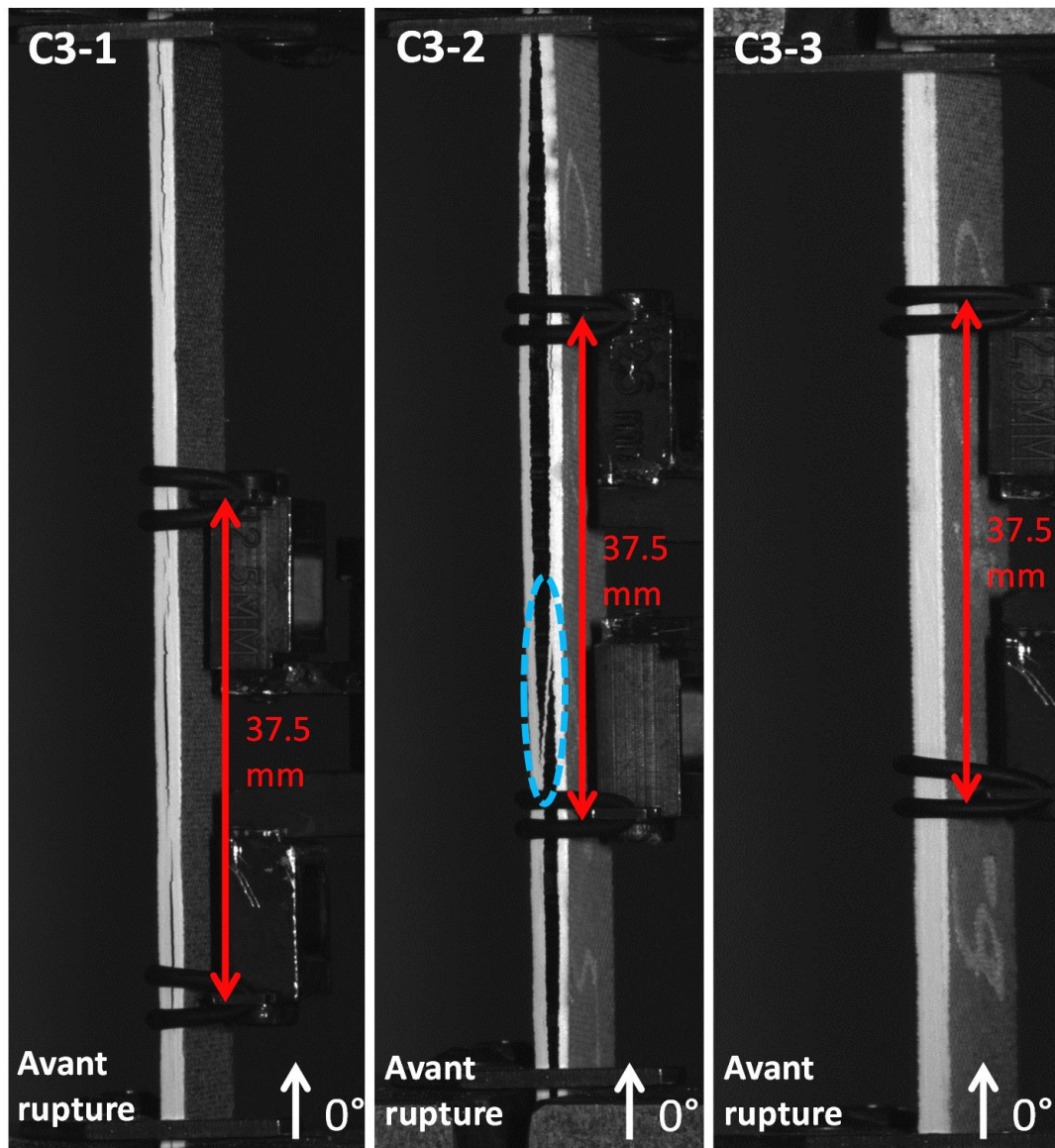


Figure III-5 : Délaminages en bord libre juste avant rupture totale des stratifiés

III.3 Etude analytique

L'influence des séquences d'empilement sur la force à rupture des stratifiés lisses a été observée par plusieurs scientifiques [Pagano et Pipes, 1994 ; Hessabi et al., 2005]. Lorsqu'un stratifié est soumis à une contrainte axiale (traction ou compression), les différences entre les coefficients de Poisson des divers plis génèrent des contraintes transverses à proximité des bords libres. Ces contraintes sont équilibrées par des contraintes inter-laminaires de cisaillement et par les moments produits par les contraintes inter-laminaires normales. Les premières théories pour décrire ce phénomène ont émergé en 1970 [Pipes et Pagano, 1970 ; Puppo et Evensen, 1970]. [Pagano et Pipes, 1994] expliquent alors les différences de comportement entre des stratifiés lisses comportant le même nombre de plis dans chaque direction mais disposés différemment dans l'épaisseur (Figure III-6).

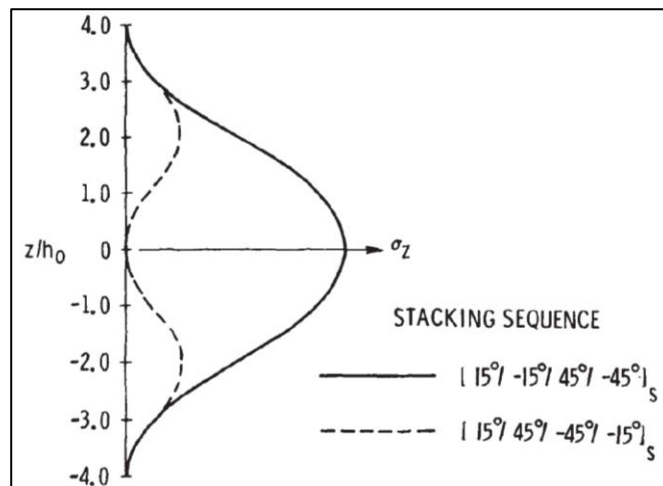


Figure III-6 : Distribution des contraintes inter-laminaires normales selon l'épaisseur des séquences $[15/-15/45/-45]_s$ et $[15/45/-45/-15]_s$

[Grayley, 1995] présente sous le format de fiche technique « *Engineering sciences data unit* » (ESDU), une méthode pour déterminer analytiquement les contraintes inter-laminaires en bord libre de stratifiés composites, basée sur les travaux de [Kassapoglou et Lagace, 1986]. Un programme écrit en langage fortran, fourni par l'auteur, permet d'automatiser les calculs. Il détermine les contraintes normales et de cisaillement inter-laminaires moyennées sur une distance donnée (l'épaisseur du pli donne les meilleurs résultats selon l'auteur) à partir des données matériaux du pli, de la séquence d'empilement et du chargement (ici une déformation axiale égale à la déformation à rupture de la fibre en traction : $\varepsilon_0^T = 0.017$). De cette manière, on peut comparer les contraintes obtenues avec les contraintes à rupture. La composante des contraintes qui génère le plus de délaminage est la contrainte normale. Nous l'avons donc comparée à celle de fissuration transverse ($Y^T = 60\text{MPa}$). Si la contrainte normale obtenue est supérieure à cette valeur, cela veut dire que l'interface concernée aura fait l'objet de délaminage avant que la rupture de fibres et donc celle du stratifié, n'aient eu lieu. De plus, les contraintes inter-laminaires de cisaillement obtenues par calcul restant très inférieures à la contrainte de cisaillement à rupture ($S^L = 110\text{MPa}$), elles ne sont pas présentées Table III-3.

Pour une déformation appliquée égale à la déformation à rupture de la fibre en traction, les valeurs des contraintes inter-laminaires normales ($\sigma_z^{max,1}$ et $\sigma_z^{max,2}$) des deux interfaces les plus critiques (surlignées en vert) sont déterminées pour chaque drapage. Les résultats sont regroupés Table III-3. Les stratifiés étant symétriques par rapport au plan moyen, les concentrations de contraintes (théoriques) en bord libre le sont aussi.

Les résultats analytiques retranscrivent bien les tendances observées expérimentalement. Concernant la présence de délaminages, les drapages C3-1 et C3-2 génèrent des concentrations de contraintes bien supérieures à C3-3, pour une même déformation appliquée. Cela est à mettre en corrélation avec l'existence des points « **D** » pour les drapages C3-1 et C3-2 et son absence pour C3-3. En ce qui concerne la position des délaminages, les interfaces les plus critiques selon [Grayley, 1995], sont les mêmes que celles dont on observe expérimentalement le délaminage (en rouge sur la Table III-3).

	$\sigma_z^{max,1}$	$\sigma_z^{max,2}$
C3-1	[45/-45/X/X/X/90/0/90/X/X/X/-45/45] 163MPa	[45/-45/X/X/X/90/0/90/X/X/X/-45/45] 135MPa
C3-2	[X/X/X/X/0/90/0/90/0/X/X/X/X] 152MPa	[X/X/X/X/0/90/0/90/0/X/X/X/X] 135MPa
C3-3	[X/X/X/X/X/0/0/0/X/X/X/X] 105MPa	[X/X/X/X/X/0/0/0/X/X/X/X] 102MPa

Table III-3 : Contraintes inter-laminaires normales déterminées analytiquement (en vert) et expérimentalement (en rouge) pour les trois drapages

III.4 Etude numérique

[Nimdum, 2010] recense les différentes approches numériques utilisées pour étudier le problème complexe des effets de bords libres : la méthode des différences finies [Pipes et Pagano, 1970], la méthode des éléments finis [Raju et Crews, 1981], les modèles multiparticulaires [Caron et al., 2006] et les modèles cohésifs se servant d'éléments d'interface [Goyal et al., 2004]. C'est ce dernier type de modélisation qui est utilisée dans ces travaux de thèse.

Un modèle numérique de ces trois drapages soumis à de la traction simple est réalisé à partir du « *Discrete ply model* » (II.4.5) et les résultats obtenus sont confrontés à ceux issus des expérimentations (III.2.2).

III.4.1 Modélisation

Pour ce qui est du maillage de l'éprouvette lisse, aucune symétrie n'est utilisée pour réduire le temps de calcul. En effet, le scénario de rupture expérimental ne comporte ni symétrie planaire ni antisymétrie. Contrairement aux éprouvettes présentant une concentration de contraintes de type coupure, aucun élément ne « force » l'antisymétrie comme le trou ou l'entaille peuvent avoir tendance à le faire. Concernant la symétrie de plan moyen, elle n'est en réalité que rarement réalisée car lorsqu'un délaminage s'initie sur un bord, le phénomène a tendance à relâcher légèrement les contraintes sur le site symétriquement opposé et en conséquence, celui-ci ne se délamine pas ou peu (Figure III-7). Cette absence de symétrie parfaite n'est en général pas prise en compte lorsque ces phénomènes de bords sont rendus négligeables (présence d'une plus grande concentration de contraintes, contrainte à rupture du stratifié trop faible pour que des délaminages s'initient à ces endroits...) mais est justifiée dans notre cas.

Tous les plis (13) du stratifié sont représentés avec un seul élément volumique par pli. Le maillage est composé de deux types d'éléments (détaillés en II.4.5) : les briques linéaires non-endommageables (C3D8R) et les éléments endommageables (C3D8), respectivement en gris et bleu sur la Figure III-8. Cette distinction permet ainsi de réduire le temps de calcul (intégration à 8 points pour les C3D8 et réduite à 1 point pour les C3D8R) à six heures en utilisant 20 CPUs (environ 10^6 éléments) et surtout de s'affranchir des effets de bords là où les conditions limites

sont appliquées (utilisation d'éléments non-endommageables). Les calculs sont effectués à l'aide du supercalculateur EOS au sein du centre de calcul CALMIP (**Annexe II**).

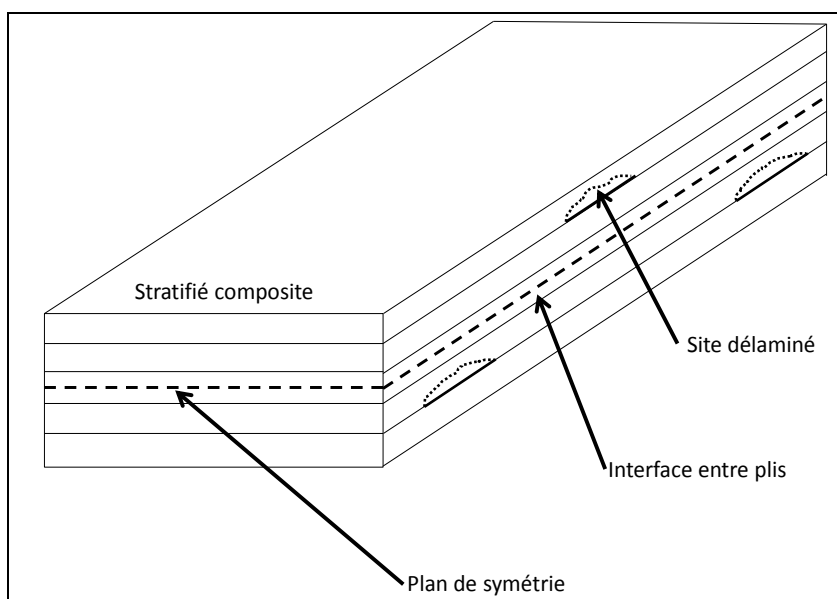


Figure III-7 : Représentation schématique de la localisation des délaminages selon l'épaisseur du stratifié

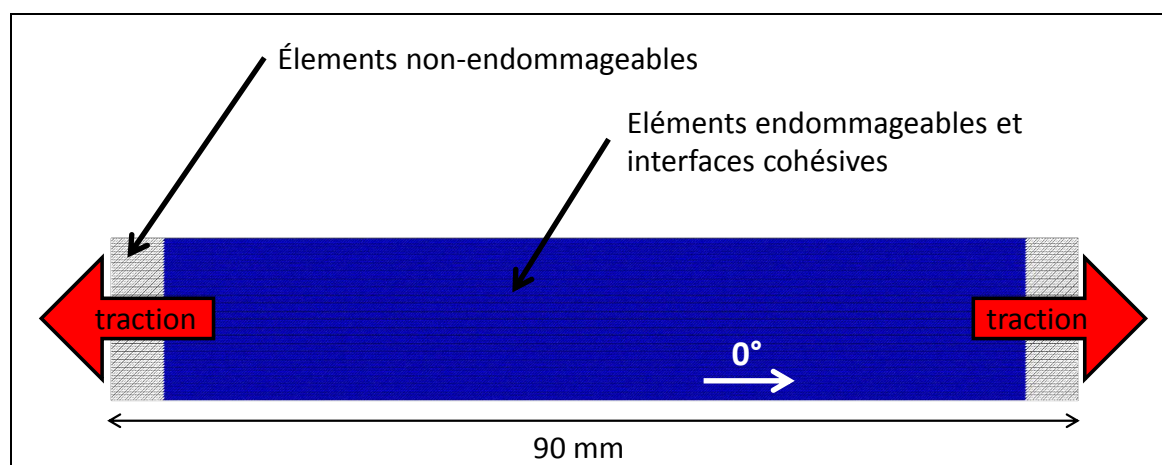


Figure III-8 : Maillage de l'éprouvette lisse soumise à de la traction simple

Les paramètres utilisés pour ces simulations sont ceux présentés Table II-2.

III.4.1.1 Influence du taux de restitution d'énergie en rupture de fibres

Une réflexion a été menée pour qualifier la validité de la modélisation de type « *Smeared crack* », utilisée pour simuler la rupture de fibres (**II.4.5.2**). Cette modélisation ne semble valable que lorsqu'un seul ou très peu d'éléments sont complètement cassés selon la direction de sollicitation au cours de la propagation des dommages jusqu'à rupture totale. C'est le phénomène que l'on observe classiquement, par exemple quand le stratifié est muni d'une forte concentration de contraintes de type coupure qui modifie grandement le champ de contrainte (et donc de déformation) sur l'éprouvette. Cette configuration revient à avoir une dimension « *h* » faible par rapport à celle du spécimen testé (Figure III-9). Selon [Bazant et al., 1996], lorsque c'est le cas,

l'énergie selon l'épaisseur (en J/m) dissipée lors de la rupture de l'échantillon est proportionnelle à $G_{Ic}^{fibre,t} \times D$.

Ce n'est plus le cas quand h n'est plus négligeable devant D . On se trouve dans cette situation lorsque un stratifié lisse est soumis à de la traction simple. Ce dernier possède la particularité d'avoir un champ de déformation très homogène sur presque toute l'éprouvette. Ainsi, la plupart des éléments de l'éprouvette atteignent la déformation à rupture de la fibre ε_0^T au même instant (cela correspond à une grande dimension « h ») et par conséquent si la valeur de 100N/mm pour le $G_{Ic}^{fibre,t}$ est utilisée (Table II-2), la rupture du stratifié aura dissipé une très grande énergie, *a priori* non cohérente avec la physique.

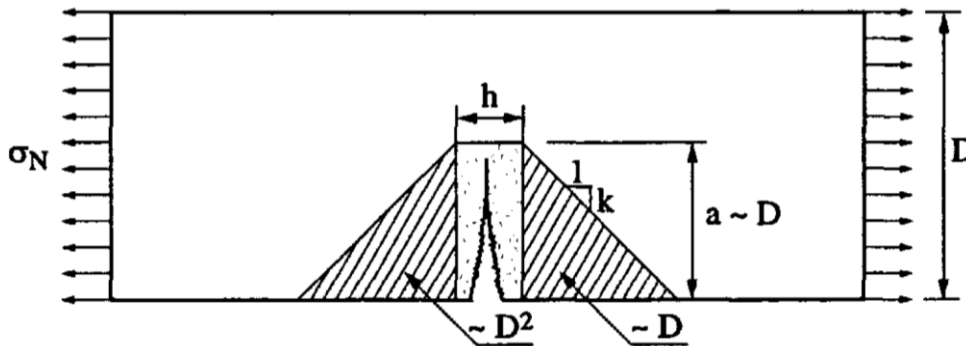


Figure III-9 : Représentation schématique approximative des zones de déchargement causées par la propagation de coupure [Bazant et al., 1996]

Pour traiter cet endommagement non localisé, il faudrait opter pour un critère en contraintes pures (Figure III-10), sans dissipation d'énergie.

En réalité, en comparant les courbes Contrainte/Déformation obtenues pour différentes valeurs du taux de restitution d'énergie critique utilisé dans la simulation numérique avec une taille d'éléments fixée à deux fois l'épaisseur du pli (II.4.5.4.1), aucune différence n'est détectée pour aucun des trois drapages. Les courbes obtenues pour les valeurs extrêmes de 5N/mm et 100N/mm concernant le drapage C3-1, sont présentées Figure III-11. La rupture des fibres des stratifiés lisses étant extrêmement brutale et n'apparaissant qu'à la toute fin de l'essai, les courbes Contrainte/Déformation sont similaires quelle que soit la valeur du taux de restitution d'énergie critique choisie. En effet, aucune énergie de rupture de fibres n'est dissipée avant la rupture totale brutale du stratifié. En conservant la valeur initiale de 100N/mm, la simulation conserve donc un résultat cohérent. Le cas présenté est évidemment très particulier et pratiquement inexistant sur des structures réelles dans lesquelles les contraintes sont largement hétérogènes. La valeur du taux de restitution d'énergie critique revêt donc dans la majorité des cas une importance primordiale, en particulier sur les vitesses de propagation des endommagements.

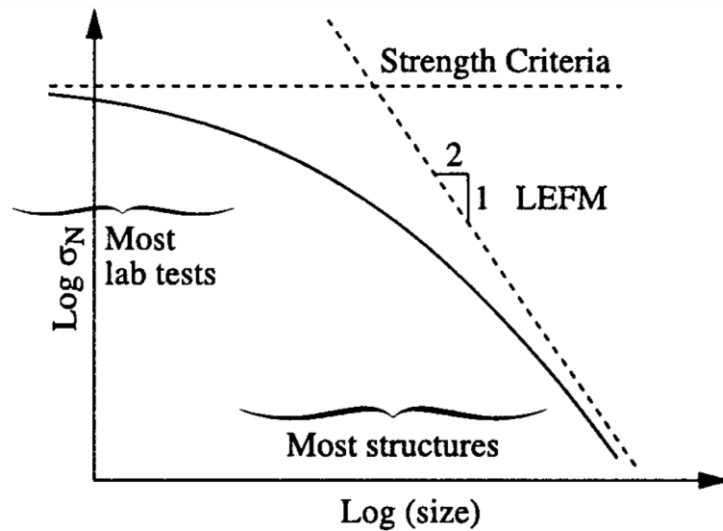


Figure III-10 : Domaines de validité des stratégies de modélisation en fonction de la taille des structures [Bazant et al., 1996]

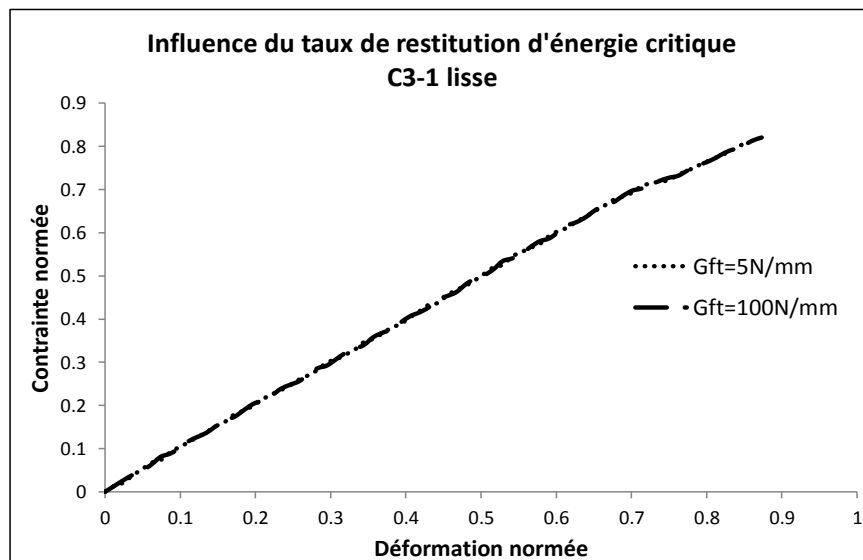


Figure III-11 : Influence du taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibres sur la simulation numérique du comportement en traction lisse du drapage C3-1

III.4.2 Résultats

III.4.2.1 Courbes Contrainte/Déformation

Pour une meilleure lisibilité, on représente Figure III-12 la courbe au comportement « médian » pour chaque drapage étudié. On note une bonne corrélation entre les courbes Contrainte/Déformation obtenues numériquement et celles déterminées expérimentalement. Les contraintes à rupture sont légèrement sous-estimées pour les drapages C3-2 et C3-3. Pour ce qui est des drapages C3-2 et C3-3, la proportion de délaminage annoncée par le DPM est probablement légèrement surestimée et conduit à une rupture anticipée du stratifié. L'ordre des contraintes à rupture est cependant bien retranscrit par le DPM :

$$\sigma^{\infty}_{C3-2} < \sigma^{\infty}_{C3-1} < \sigma^{\infty}_{C3-3}$$

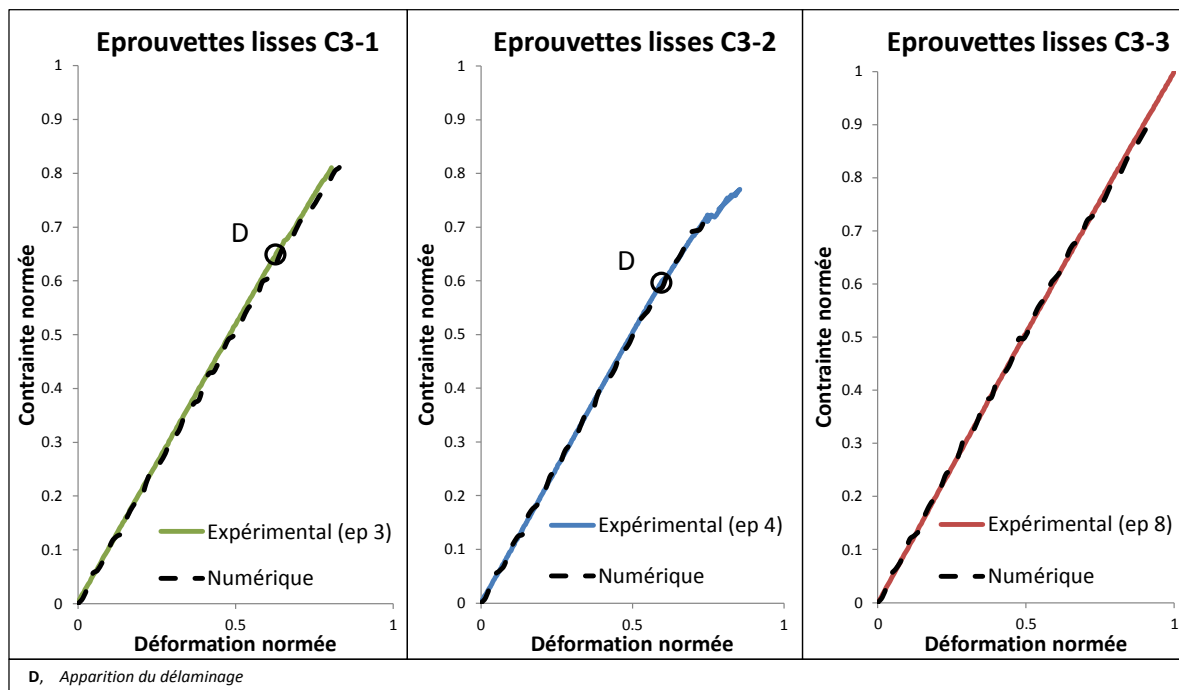


Figure III-12 : Comparaison numérique/expérimental des résultats de traction lisse pour les trois drapages

III.4.2.2 Scénario de rupture

Concernant les drapages C3-1 et C3-2, on retrouve les délaminages les plus importants aux interfaces $0^\circ/90^\circ$ et $90^\circ/0^\circ$ (Figure III-13 et Figure III-14), ce qui correspond aux observations expérimentales ainsi qu'aux prévisions analytiques.

On constate expérimentalement pour le C3-1 que les deux interfaces $90^\circ/0^\circ$ et $0^\circ/90^\circ$ se délaminent du même côté (Figure III-5). Les deux interfaces se délaminent probablement de chaque côté (un seul côté de l'éprouvette a été filmé). *A contrario*, numériquement, lorsqu'une interface est délaminée, par exemple $0^\circ/90^\circ$ (Figure III-13), son symétrique ne l'est pas du même côté. L'interface $90^\circ/0^\circ$ est bien délaminée sur le modèle numérique mais sur l'autre bord libre, non visible sur la Figure III-13.

La modélisation du drapage C3-3 prévoit des délaminages en bord d'intensité négligeable, ce qui correspond aux remarques expérimentales sur l'absence de délaminage avant rupture brutale du stratifié.

La Figure III-15 représente l'étendue et l'intensité de l'interface la plus délaminée, à l'instant juste avant la rupture brutale des stratifiés. Les conclusions expérimentales observables Figure III-5 sont retrouvées : le stratifié C3-2 se délamine plus et de manière plus intense que le stratifié C3-1, le stratifié C3-3 ne se délamine que de manière négligeable.

Le modèle numérique réussit à transcrire les différences de comportement entre les différents stratifiés lisses. Les seules positions relatives des plis à l'intérieur du stratifié influencent de manière notable les scénarios de rupture.

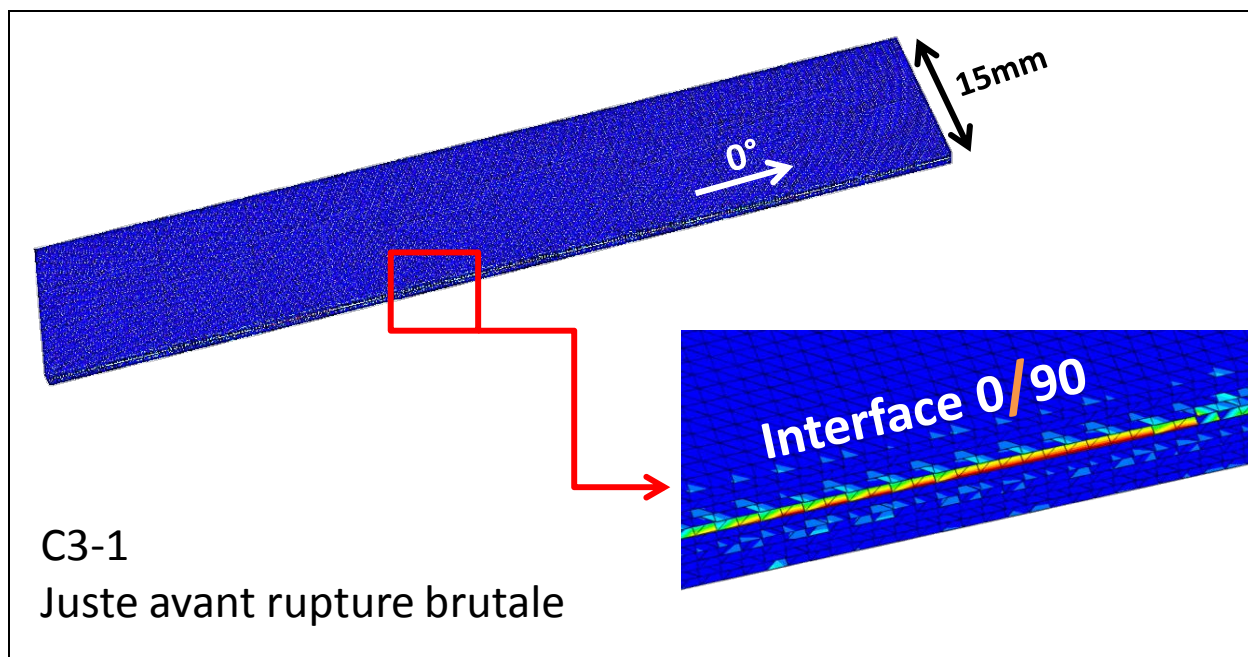


Figure III-13 : Localisation du délaminage le plus important en bord libre pour le drapage C3-1

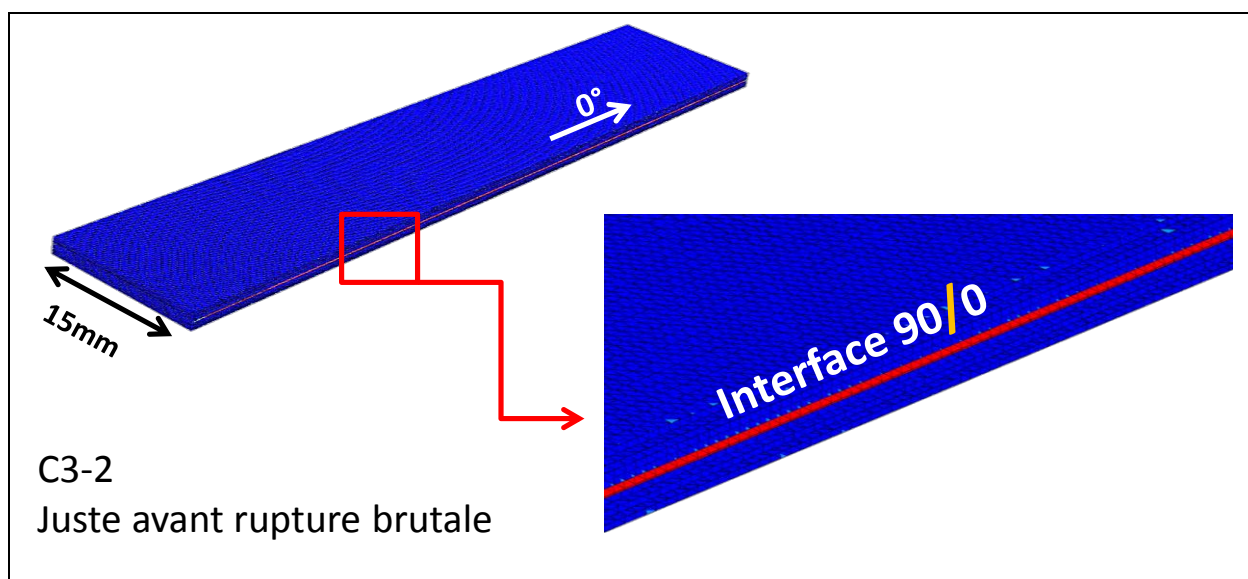


Figure III-14 : Localisation du délaminage le plus important en bord libre pour le drapage C3-2

[Pagano et Pipes, 1994] montrent que la largeur de la zone en bord libre où résident les concentrations de contraintes, est inférieure à l'épaisseur totale du stratifié. Il est par conséquent nécessaire d'avoir un maillage qui permette d'avoir plusieurs éléments dans cette zone pour éviter un lissage numérique des contraintes trop important (Figure III-16). Avec une taille d'élément correspondant à deux fois l'épaisseur d'un pli, le phénomène physique semble correctement simulé.

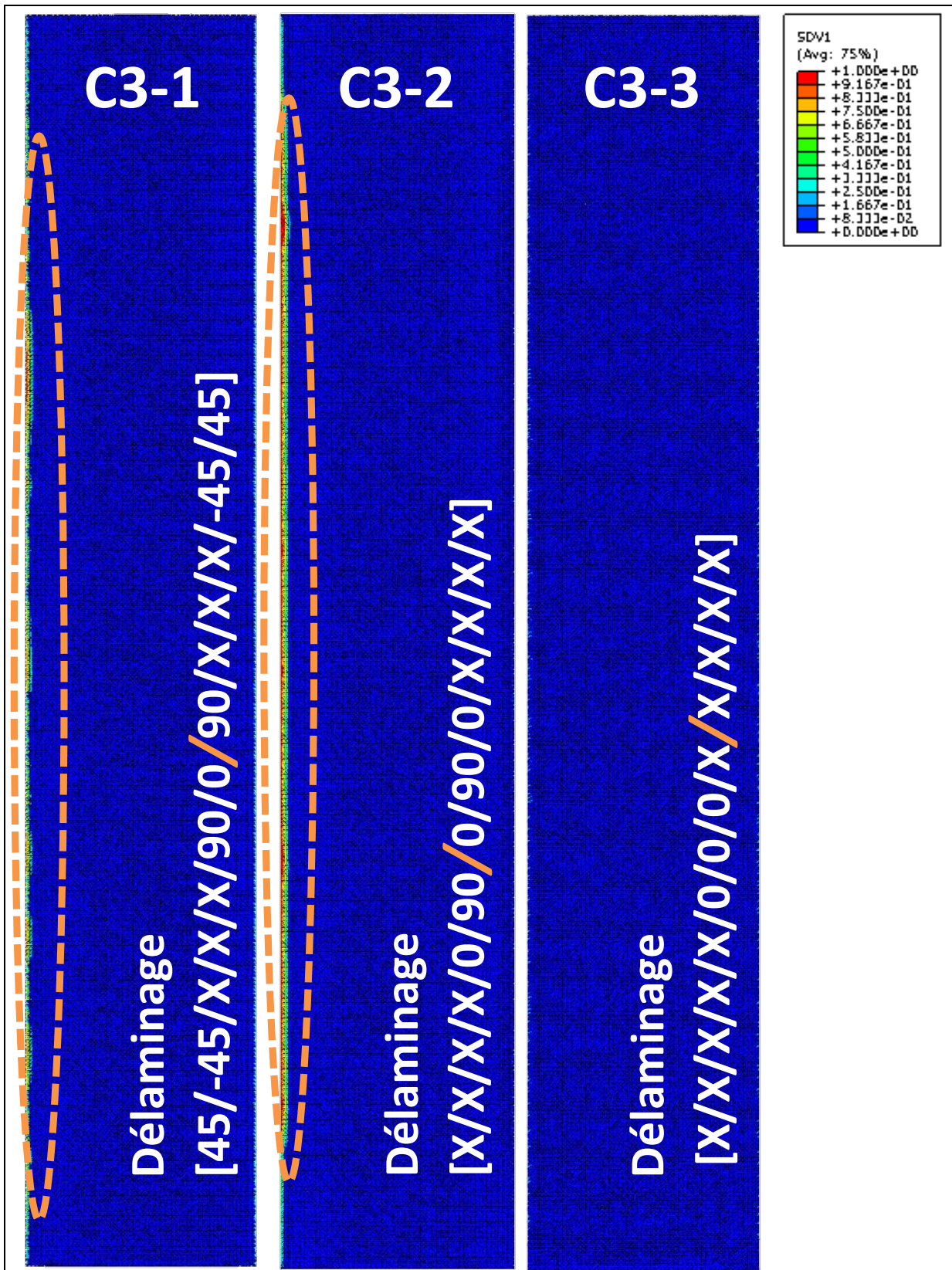


Figure III-15 : Cartographie du délaminage de l'interface la plus délaminée pour chaque drapage, juste avant rupture (les éléments bleus et rouges correspondent respectivement à des états sains et totalement endommagés)

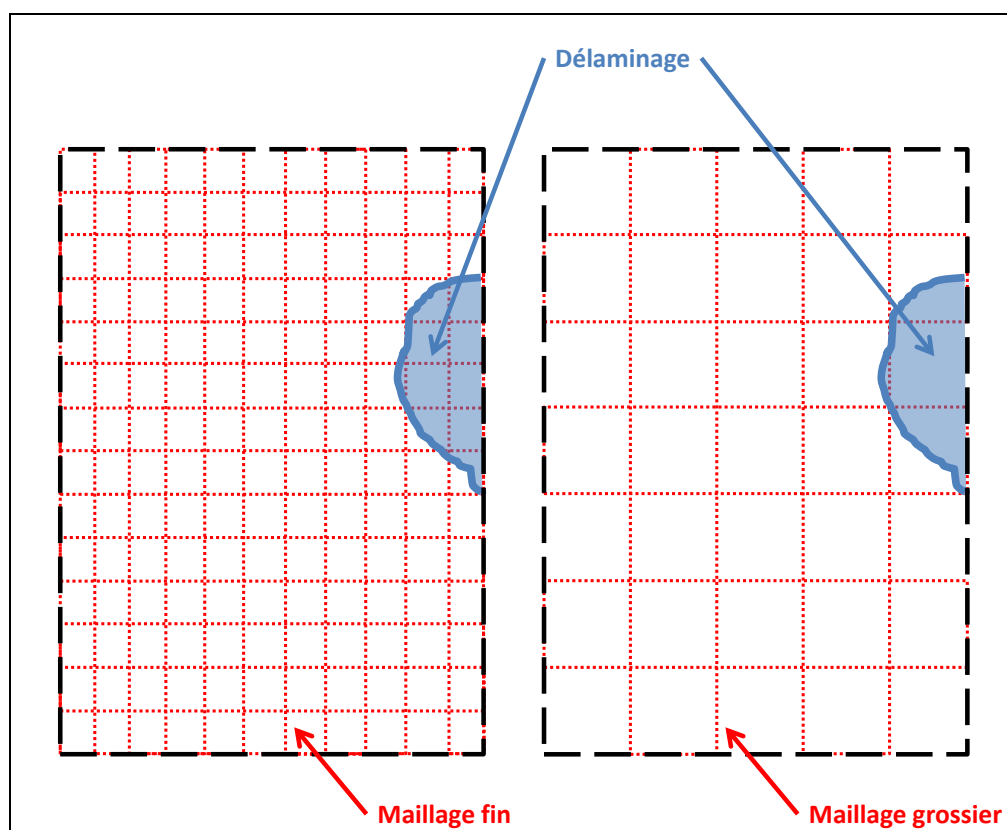


Figure III-16 : Discretisation du délaminage pour des maillages fin et grossier

III.5 Conclusion

On notera que la simulation numérique a joué un rôle prédictif plutôt que descriptif. En effet, la justification des différences de comportement entre les trois drapages par la présence des effets de bords libres nous est apparue grâce à l'utilisation du modèle numérique. N'ayant initialement comme données fournies par AGI que les valeurs des contraintes à rupture des trois drapages, la présence d'effets de bords détectée par simulation numérique a ensuite été confirmée par les expériences de traction sur éprouvettes lisses.

Dans le chapitre suivant, une concentration de contraintes est introduite dans chacun des trois stratifiés étudiés à l'aide d'un trou circulaire. Les effets d'échelles et de drapages sont étudiés à travers les différents scénarios de rupture.

Chapitre IV

Stratifiés troués sous sollicitation de traction uniaxiale – étude expérimentale et numérique

Sommaire

IV.1	Introduction.....	72
IV.2	Etude expérimentale	73
IV.2.1	Matériau et dispositif d'essai.....	73
IV.2.2	Résultats et analyses.....	75
IV.2.2.1	Drapage C3-1	76
IV.2.2.2	Drapage C3-2 et C3-3.....	78
IV.3	Etude numérique.....	81
IV.3.1	Modélisation.....	81
IV.3.1.1	Avancées par rapport à l'existant	83
IV.3.2	Comparaison numérique/expérimental	85
IV.3.2.1	Drapage C3-1	85
IV.3.2.2	Drapage C3-2	91
IV.3.2.3	Drapage C3-3	93
IV.3.3	Influence des différents paramètres.....	93
IV.3.3.1	Vitesse de sollicitation	93
IV.3.3.2	Symétries.....	94
IV.3.3.3	Taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibre.....	96
IV.3.3.4	Maillage et fissuration matricielle	97
IV.3.3.5	Modifications du critère de ruine pour la fissuration matricielle.....	99
IV.4	Conclusion.....	101
IV.4.1	Effet d'échelle.....	101
IV.4.2	Effets de drapage	103

IV.1 Introduction

L'assemblage de structures composites nécessite la présence de trous ou de découpes, qui induisent des concentrations de contraintes et réduisent la contrainte à rupture des matériaux utilisés. La Figure IV-1 présente 4 tailles et origines différentes pour des découpes présentes sur un avion de ligne (Airbus A321).

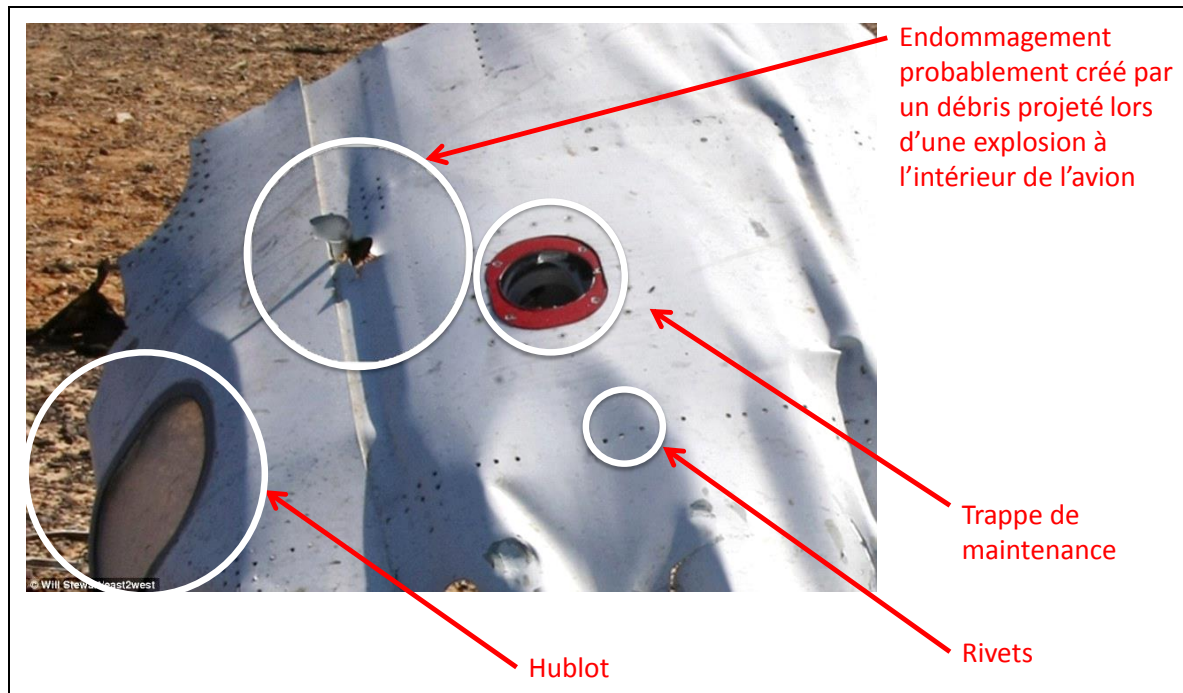


Figure IV-1 : Photographie d'une épave d'Airbus A321 [Stewart et Malm, 2015]

En outre, les trous ont la particularité de pouvoir constituer des références pour modéliser d'autres types d'endommagement tels que l'impact ou la propagation de coupures [Kassapoglou, 2015]. La modélisation du comportement d'un stratifié troué est donc un cas dimensionnant pour les structures composites. C'est en effet un « *case study* » très utilisé pour évaluer les modèles de simulation d'endommagement sur stratifiés composites.

Les effets d'échelle sont tout aussi importants car la plupart des essais sont effectués sur de petits coupons alors que les structures réelles sont 10 à 100 fois plus grandes. Une meilleure compréhension de ces phénomènes d'échelle est nécessaire en dépit de la quantité considérable de travaux qui leur ont été consacrés depuis leur découverte par Leonard de Vinci au début du 16^e siècle [Bazant, 2002]. De nombreuses expériences ont été réalisées pour explorer les causes physiques de ces phénomènes [Bazant et al., 1996 ; Wisnom et al., 2010 ; Xu et al., 2014]. Comme cela a été détaillé dans [Camanho et al., 2007], les effets de taille peuvent se produire à différents niveaux. Au niveau matériau, une influence de l'épaisseur a été détectée, appelée « *in situ effect* ». Ce phénomène a été analysé par [Wisnom et al., 2010] sur des échantillons isotropes. Au niveau structurel, il a été prouvé que lorsque des plis minces sont utilisés, la contrainte à rupture de stratifiés composites entaillés diminue quand les dimensions du spécimen augmentent. Ce chapitre est focalisé sur ce deuxième type d'effet d'échelle qui est déclenché par la présence d'endommagements au niveau des plis tels que la rupture de fibres, le *splitting*, le délaminage et la fissuration de la matrice au voisinage du trou [Green et al., 2007],

qui réduisent la concentration des contraintes. L'étendue de cette zone appelée « *Failure process zone* » par rapport à la taille du trou explique la différence de contrainte à rupture entre les spécimens homothétiques [Camanho et al., 2007].

Les méthodes analytiques et semi-analytiques détaillées en **II.3** correspondent aux premières tentatives pour modéliser l'influence de l'effet d'échelle sur des stratifiés composites troués soumis à de la traction pure. Les modèles numériques, développés conjointement à l'essor de l'informatique et des puissances de calcul, permettent d'obtenir une quantité d'informations bien plus importante concernant le scénario de rupture (type d'endommagement, localisation, cinétique...). Certains d'entre eux ont été mis à l'épreuve pour modéliser les conséquences de l'effet d'échelle pour des éprouvettes trouées soumises à de la traction pure. Ils ont été passés en revue par [Chen et al., 2013]. Cet inventaire peut être complété par une partie des modèles présentés en **II.4.3**, destinés au même emploi. Parmi eux figurent les modèles de [Laurin et al., 2009; Ridha et al., 2014] et surtout, le modèle utilisé dans ces travaux de thèse : le « *Discrete ply model* » dont les spécificités sont décrites en **II.4.5**.

Dans ce chapitre, des essais de traction trouée sont réalisés et simulés à l'aide du DPM. Les drapages sont les mêmes que ceux étudiés au **Chapitre III** (C3-1, C3-2 et C3-3). Trois échelles d'échantillon avec un rapport largeur d'éprouvette sur diamètre de trou constant sont analysées. La section suivante est consacrée aux méthodes et résultats expérimentaux. Ensuite, les résultats de la simulation sont comparés aux données expérimentales. Enfin les scénarios de rupture sont analysés et les choix de modélisation sont discutés.

IV.2 Etude expérimentale

IV.2.1 Matériau et dispositif d'essai

Le matériau et les drapages sont les mêmes que ceux étudiés au **Chapitre III** (C3-1, C3-2 et C3-3). Les éprouvettes sont extraites des mêmes plaques (fabriquées par AGI) que les éprouvettes lisses. Trois diamètres de trou sont exploités : 1mm, 3.175mm et 6.35mm. Un schéma récapitulatif est présenté Figure IV-2. Les perçages des trous circulaires ont été réalisés à l'aide d'une fraise diamantée par la société Façons Mécaniques. Les dimensions des éprouvettes correspondantes sont détaillées Table IV-1. On utilisera les termes suivants : « Petits », « Moyens » et « Grands » pour s'y référer.

Spécimens	Diamètre de trou (D)	Largeur de la zone utile (L)	Longueur de la zone utile (l)	Longueur de talon
« Petits »	1.00	5.04	28.35	50.00
« Moyens »	3.175	16.00	90.00	50.00
« Grands »	6.35	32.00	180.00	50.00

Table IV-1 : Dimensions des 3 tailles d'éprouvettes trouées (en mm)

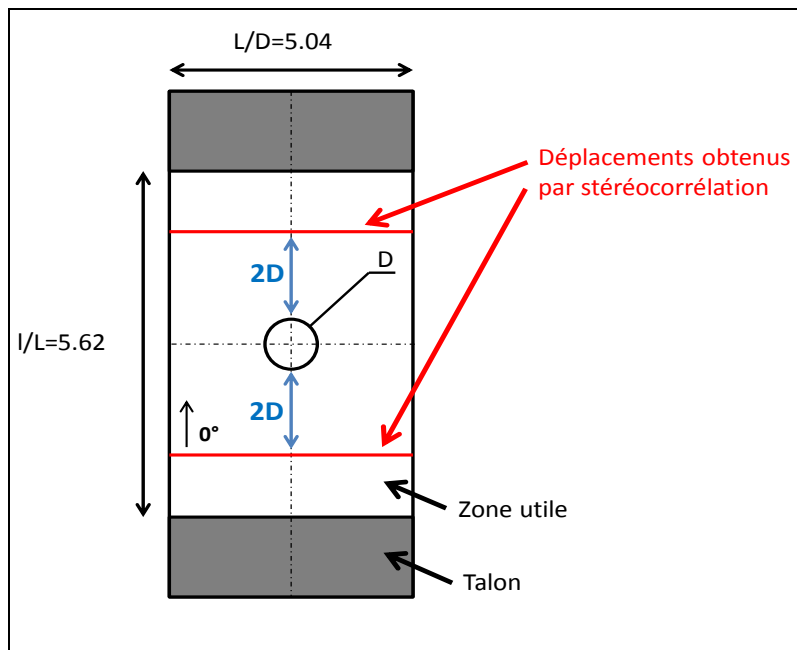


Figure IV-2 : Description des éprouvettes trouées

Les essais ont été effectués dans des conditions d'humidité et de température ambiantes, à l'aide d'une machine de traction hydraulique SCHENCK 450kN pour les spécimens « Grands » et « Moyens » et d'une machine électromécanique INSTRON 10kN pour les « Petits ». Chaque essai de traction est commandé en déplacement imposé. La vitesse de sollicitation est suffisamment faible pour éliminer tout effet dynamique. Les « Grands » échantillons sont testés à une vitesse de 0.02mm/s, les deux autres tailles avec des vitesses proportionnelles à leur longueur utile d'échantillon.

Les variations de déplacement et d'effort sont déterminées par les capteurs intégrés aux machines d'essais. Un capteur de déplacement linéaire (LVDT) est ajouté pour davantage de précision. Chaque échantillon est filmé d'un côté avec deux caméras de stéréocorrélation et de l'autre avec une caméra infrarouge (Figure IV-3). Les fréquences utilisées pour les suivis par corrélation d'images et infrarouge sont respectivement 0.2Hz et 50Hz. Les analyses d'images ont été respectivement menées à bien à l'aide des logiciels VIC 3D et ALTAIR. Pour obtenir des résultats cohérents avec la méthode de corrélation d'images, la texture la plus aléatoire possible de l'objet observé est nécessaire. Pour cela, un mouchetis de peinture blanche sur fond de peinture noire est réalisé manuellement sur chaque éprouvette.

Après les premières analyses des déplacements déterminés par stéréocorrélation, un glissement des éprouvettes dans les mors a été observé pour les trois tailles de spécimen. Par conséquent, les valeurs de déformation prises en compte sont issues de la différence de déplacement déterminé (par stéréocorrélation) à une distance équivalente à deux diamètres de chaque côté du trou, divisée par la longueur totale de cinq diamètres (Figure IV-2).

Trois éprouvettes de chaque drapage correspondant aux « Petits » et « Moyens » spécimens ont été testées jusqu'à rupture totale. Pour chaque drapage, les « Grands » spécimens ont été testés deux fois jusqu'à rupture totale et une fois jusqu'à un certain pourcentage de la rupture totale. La classification des essais est détaillée Table IV-2.



Figure IV-3 : Dispositif expérimental pour un essai de traction quasi-statique de « Grandes » éprouvettes

Parmi les « Grands » spécimens, une éprouvette par drapage a été testée jusqu'à trois pourcentages différents (par ordre croissant : M_1 , M_2 et M_3) de la rupture finale de manière à pouvoir déterminer la nature et l'étendue des endommagements pré-rupture à l'aide d'une analyse par micro-tomographie avec une résolution de 20 microns. La réalisation de ces tomographies non-destructrices aux rayons-X, utilisées pour retranscrire une image en 3D des échantillons, a été prise en charge par Airbus Group Innovations (AGI).

Spécimens	Numéros des éprouvettes testées à rupture totale	Numéros des éprouvettes testées et arrêtées
« Petits »	C3-1 (1,2,3), C3-2 (4,5,6), C3-3 (7,8,9)	N/A
« Moyens »		
« Grands »	C3-1 (1,2), C3-2 (4,5), C3-3 (7,8)	C3-1 (3), C3-2 (6), C3-3 (9)

Table IV-2 : Matrice d'essais sur les éprouvettes trouées

IV.2.2 Résultats et analyses

Une très bonne répétabilité des résultats expérimentaux a été observée (Table IV-3), excepté pour le drapage C3-3 des « Petits » échantillons parmi lesquels une des trois éprouvettes a un comportement différent des deux autres (CV=9.4%). Les courbes Contrainte/Déformation des spécimens n°3, 6 et 9 n'ont pas pu être déterminées car ces spécimens ont été filmés sur la tranche dans l'espoir de pouvoir suivre l'évolution des délaminages en bord libre à l'aide de la caméra infrarouge. Ces phénomènes ne dissipant que très peu d'énergie, rien n'a été détecté avant la rupture finale des stratifiés ; seules les contraintes à rupture ont pu être enregistrées. Le drapage C3-1 est le seul pour lequel des endommagements ont pu être repérés par mesure infrarouge avant rupture finale.

De la même manière qu’au **Chapitre III**, les valeurs de contraintes et de déformations sont normées en utilisant comme référence les valeurs maximales obtenues, c’est-à-dire celles correspondant au spécimen lisse numéro 8 (Table III-1). L’influence du trou est remarquable : la concentration de contraintes diminue d’au moins 25% la contrainte à rupture du spécimen. De plus, un effet d’échelle est tout de suite observable : plus le spécimen est petit, plus sa contrainte à rupture est élevée (Table IV-3). Les faciès de rupture (Figure IV-18) sont tous de type « *pull-out* », ce qui selon [Hallett, 2005] dénote une apparition d’endommagements non catastrophiques (délaminage et fissuration matricielle) avant rupture complète.

Spécimens	C3-1		C3-2		C3-3	
	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)
« Lisses »	81	2.5	79	3.7	99	1.5
« Petits »	61	4.4	58	1.6	71	9.4
« Moyens »	56	1.7	54	4.5	67	0.7
« Grands »	53	0.5	50	1.3	57	4.1

Table IV-3 : Résultats des essais sur les éprouvettes lisses et trouées

On remarque que l’écart relatif entre les contraintes à rupture des différents stratifiés (notamment entre C3-1/C3-2 et C3-3) diminue lorsqu’on inclut un trou (« Petits »), et diminue encore quand le diamètre de celui-ci augmente (« Grands »). Cela est cohérent avec le fait que plus la contrainte à rupture du stratifié est petite devant la contrainte à rupture lisse, moins les effets de bords ont l’occasion de se développer. De cette manière, les différences inhérentes aux drapages ont tendance à s’estomper.

L’ordre des contraintes à ruptures (en moyenne) pour les différents drapages est le même que celui constaté au **Chapitre III** : le drapage C3-3 a une contrainte à rupture plus importante que celle du drapage C3-1 ; lui-même présente une contrainte à rupture plus importante que celle du drapage C3-2.

IV.2.2.1 Drapage C3-1 : [45/-45/X/X/X/90/0_{0.5}]_s

Les analyses d’images obtenues par microtomographie au point **M₂** ont indiqué qu’aucun endommagement ne s’était développé. Au point **M₃** (Figure IV-4), on note la rupture de fibres du pli central à 0°, la fissuration matricielle des plis à 90° et +/-45° ainsi que le délaminage entre les plis extérieurs à +/-45° (Figure IV-16).

La rupture structurelle (**B**), définie comme la diminution de contrainte ou de raideur de plus de 5% est probablement due à la propagation de la rupture de fibres ainsi qu’aux fissurations matricielles observées en **M₃**.

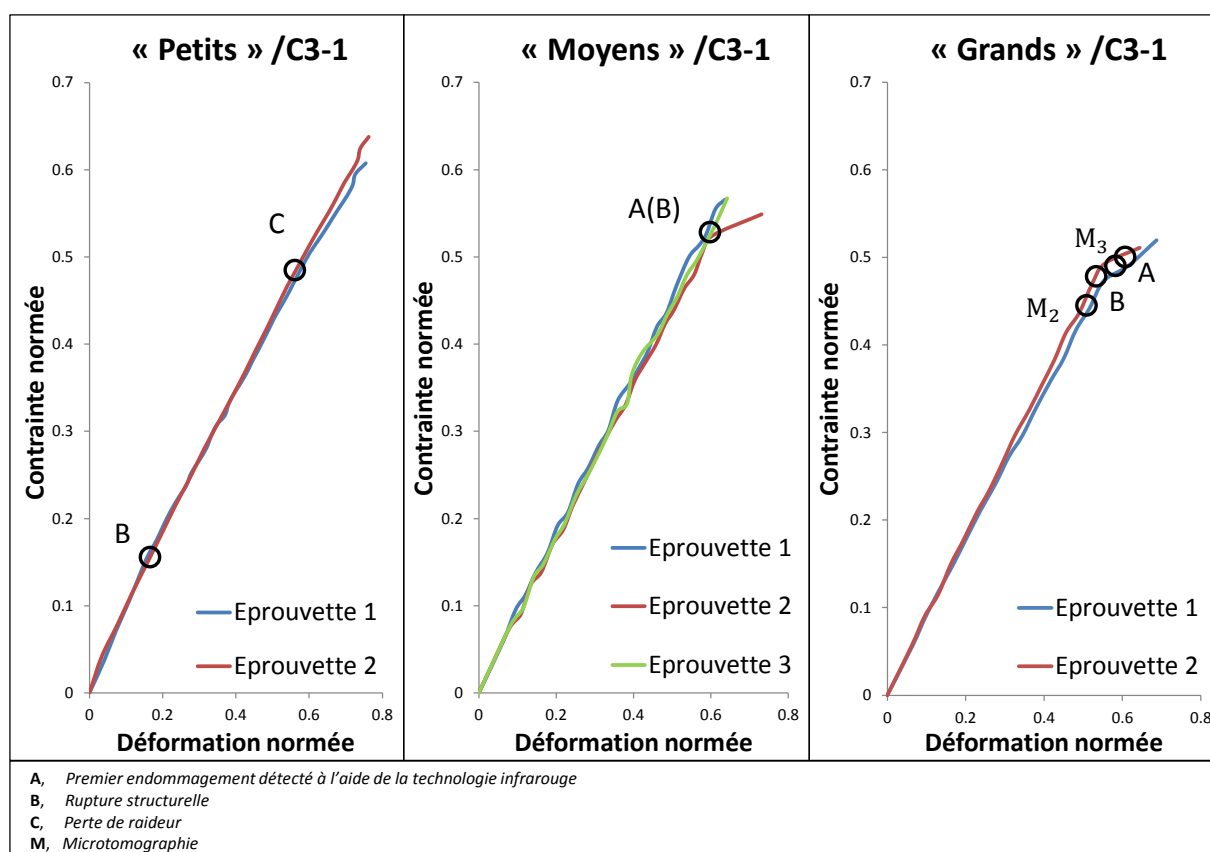


Figure IV-4 : Courbes Contrainte/Déformation pour les trois tailles d'échantillons du drapage C3-1

La Figure IV-5 représente les images infrarouges auxquelles les images de début d'essai ont été soustraites. L'échelle de température est par conséquent en variation de °C. Les zones rouges et noires autour du trou, indiquant respectivement un réchauffement et un refroidissement, ne sont que des artefacts de mesure liés à la présence du trou et au déplacement de l'éprouvette. Elles ne doivent donc pas être prises en compte dans l'interprétation des résultats. La chaleur émise lors de la propagation de dommages, observée au point **A** par caméra infrarouge, confirme que la rupture de fibres a bien eu lieu avant la rupture totale du stratifié. Même si les émissions de chaleur autour du trou sont orientées à $\pm 45^\circ$, l'élévation de température vient *a priori* de la rupture de fibres des plis à 0° . En effet, la direction des fibres est une direction privilégiée pour la propagation de chaleur et les plis extérieurs sont orientés à $\pm 45^\circ$.

Pour ce qui est de spécimens « Moyens », toutes les éprouvettes présentent un comportement linéaire (Figure IV-4) jusqu'à rupture brutale sauf la n°2 (Point **A-B**). A l'opposé, les courbes Contrainte/Déformation des « Petits » échantillons révèlent un comportement fortement non linéaire avec deux baisses de raideur notables (**B** et **C**). Cette différence est due à l'importance relative de la zone endommagée près du trou : celle-ci est plus grande (par rapport au spécimen) pour les « Petits » échantillons que pour les « Grands ».

Il est à noter qu'aucun dégagement de chaleur n'est détecté par caméra infrarouge pour les spécimens « Petits » et « Moyens » (sauf pour l'éprouvette n°2).

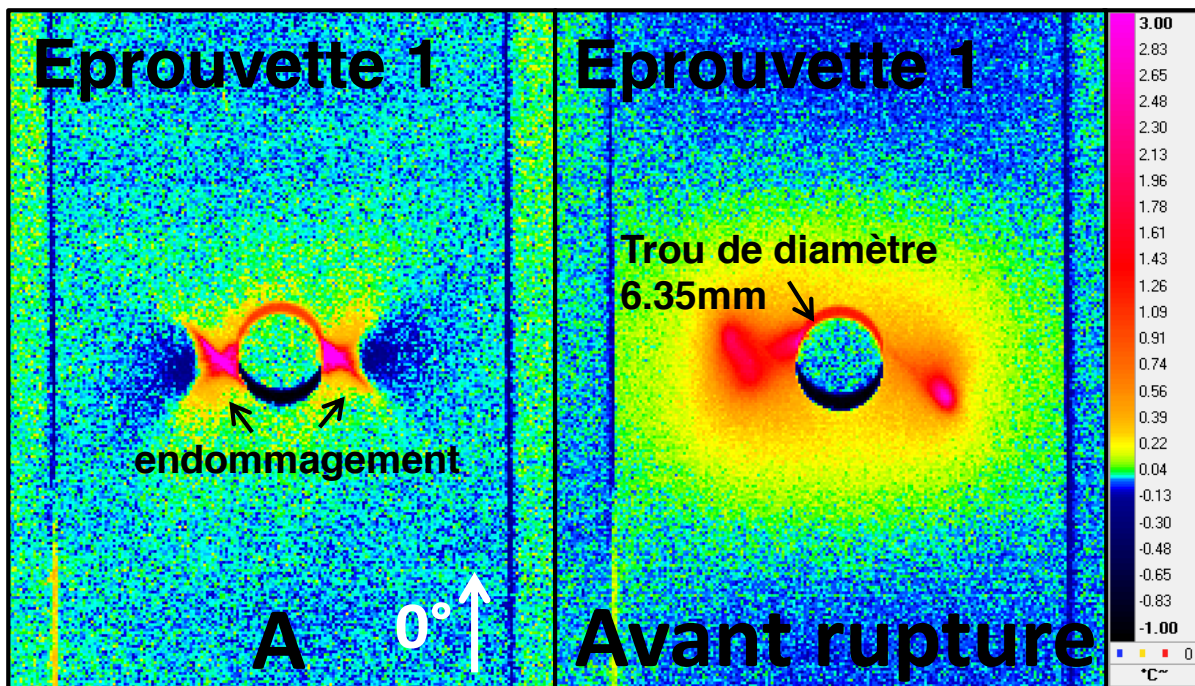


Figure IV-5 : Evolution des dommages observés par infrarouge sur le coupon n°1 (« Grands »/C3-1)

IV.2.2.2 Drapage C3-2 : $[X/X/X/X/0/90/0_{0.5}]_S$ et C3-3 : $[X/X/X/X/X/0/0_{0.5}]_S$

Les analyses des essais arrêtés sur les « Grands » échantillons des drapages C3-2 et C3-3 n'ont révélé aucun endommagement (M_3 , Figure IV-6 et Figure IV-7). Un comportement similaire à celui du drapage C3-1 a été observé.

Le drapage C3-3 contient un « cluster », c'est à dire un groupement, de trois plis à 0° en son centre. [Laffan et al., 2010] ont démontré que le taux de restitution d'énergie critique de la fibre en mode I dépend fortement de l'épaisseur du pli considéré. L'augmentation de la ténacité du pli à 0° avec l'épaisseur semble être due à un accroissement du nombre de fibres arrachées lors de la rupture. Cela justifie en partie l'ordre des contraintes à rupture pour les trois drapages.

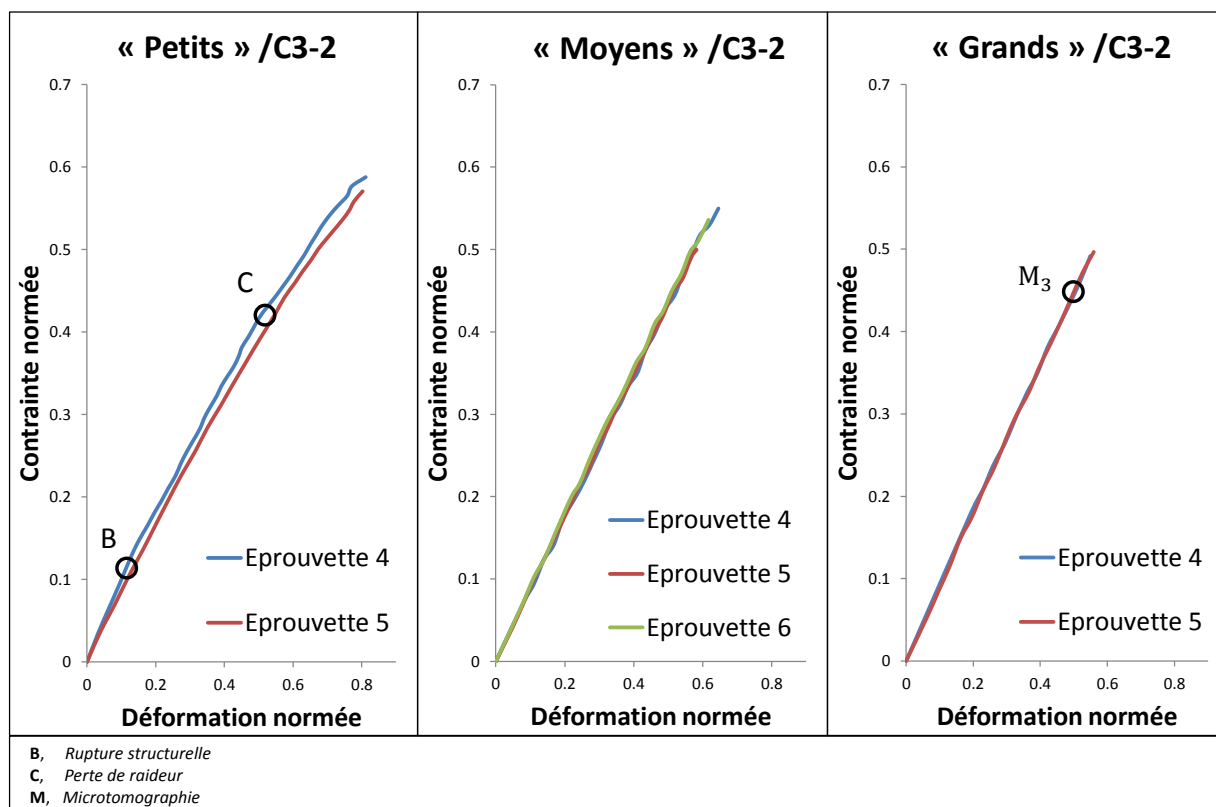


Figure IV-6 : Courbes Contrainte/Déformation pour les trois tailles d'échantillons du drapage C3-2

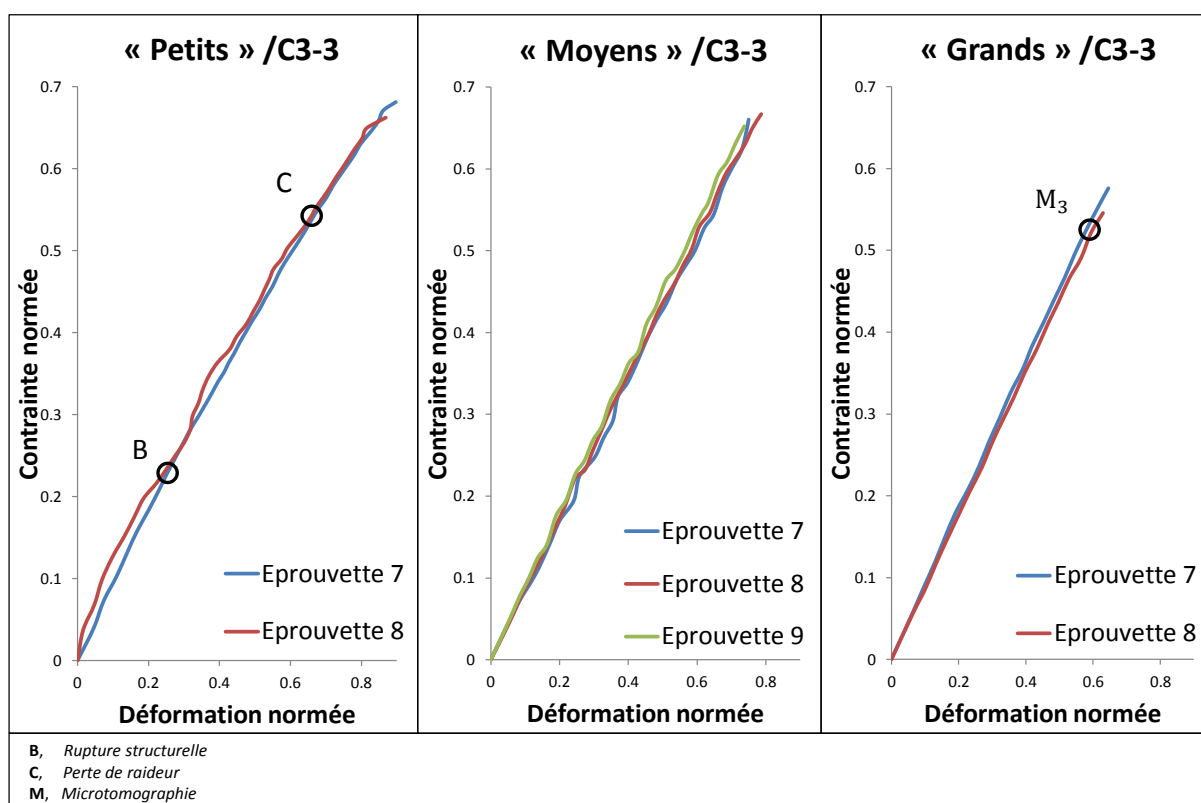


Figure IV-7 : Courbes Contrainte/Déformation pour les trois tailles d'échantillons du drapage C3-3

La sensibilité au trou, déterminée par le ratio de la contrainte à rupture nette moyenne sur la contrainte à rupture lisse moyenne, varie selon les drapages. Dans la Table IV-4, les valeurs de contraintes nettes moyennes ne sont donc pas divisées par la contrainte à rupture lisse maximale (atteinte par le spécimen lisse numéro 8 de drapage C3-3) comme dans le cas général, mais par la contrainte à rupture lisse moyenne pour chaque drapage. Cela permet ainsi de pouvoir analyser l'influence du trou indépendamment de celle du drapage.

D'après la Table IV-4, plus les trous sont petits, moins les drapages y sont sensibles. Cela est cohérent avec le fait que plus le trou est de petite dimension, plus la zone de dommage en bord de trou (qui lisse les concentrations de contrainte) est grande. Les « Petits » spécimens suppriment presque totalement les concentrations de contraintes puisque leurs contraintes à rupture sont très proches des valeurs obtenues pour les éprouvettes lisses.

Spécimens	$\bar{\sigma}^{nette} / \bar{\sigma}_{lisse}$ (%)		
	C3-1	C3-2	C3-3
« Petits »	94	92	90
« Moyens »	86	85	84
« Grands »	81	79	72

Table IV-4 : Sensibilité des trois drapages et des trois tailles d'éprouvettes à la présence du trou (valeurs expérimentales)

Le drapage C3-3 semble être le plus sensible à la présence du trou. Le ratio $\bar{\sigma}^{nette} / \bar{\sigma}_{lisse}$ est plus bas que celui des deux autres drapages. Les effets de bords libres, très importants pour les scénarios de rupture des éprouvettes lisses des drapages C3-1 et C3-2 (Chapitre III), semblent avoir l'effet opposé dans le cas des stratifiés troués. En effet, les effets de bords apparaissent cette fois en bord de trou et l'endommagement généré lisse les concentrations de contraintes, améliorant ainsi la résistance de l'échantillon. Le drapage C3-3 ne semble donc pas lisser autant les contraintes en bord de trou que les drapages C3-1 et C3-2 du fait de sa meilleure résistance aux effets de bords et d'une ténacité augmentée rendant la rupture de fibres plus énergétique (IV.3.3.3).

Le drapage C3-3 réduit tout de même les concentrations de contraintes en accumulant l'endommagement en bord de trou grâce à l'influence d'un groupement de trois plis centraux. D'après [Sebaey et al., 2013], ce « cluster » de plis génère :

- un pli central plus épais, davantage sujet à de la fissuration matricielle qui peut conduire à l'initiation de délaminages,
- une augmentation des contraintes de cisaillement aux surfaces adjacentes (X/0₃) liée à l'augmentation de la raideur de flexion, qui permet la propagation de délaminages,
- un nombre d'interfaces réduit (10 pour C3-3) qui absorbe la même énergie que les autres drapages comprenant un plus grand nombre d'interfaces (12 pour C3-1 et C3-2). Le délaminage semble donc facilité pour le drapage C3-3.

IV.3 Etude numérique

Après avoir réalisé les expériences et analysé les données issues des différents moyens de suivi, le « *Discrete ply model* » a été utilisé pour simuler le comportement des trois drapages pour les trois tailles d'éprouvettes étudiées.

IV.3.1 Modélisation

La technique de modélisation est la même que celle employée pour les spécimens lisses en III.4.1. Les paramètres matériaux adoptés sont ceux détaillés Table II-2. Seulement $\frac{1}{4}$ de modèle est utilisé pour les simulations numériques associées aux « Moyens » et « Grands » échantillons. En effet, il a été vérifié que les deux symétries utilisées (centrale et planaire, Figure IV-8 et Figure IV-9), ne modifient pas le comportement par rapport à un modèle entier (sans symétries).

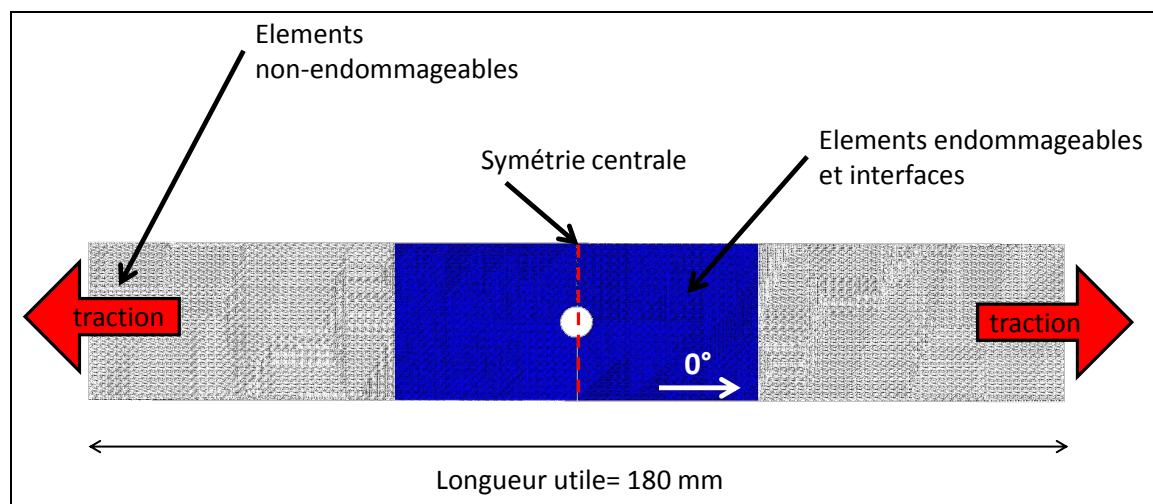


Figure IV-8 : Modèle numérique d'un « Grand » spécimen soumis à de la traction simple

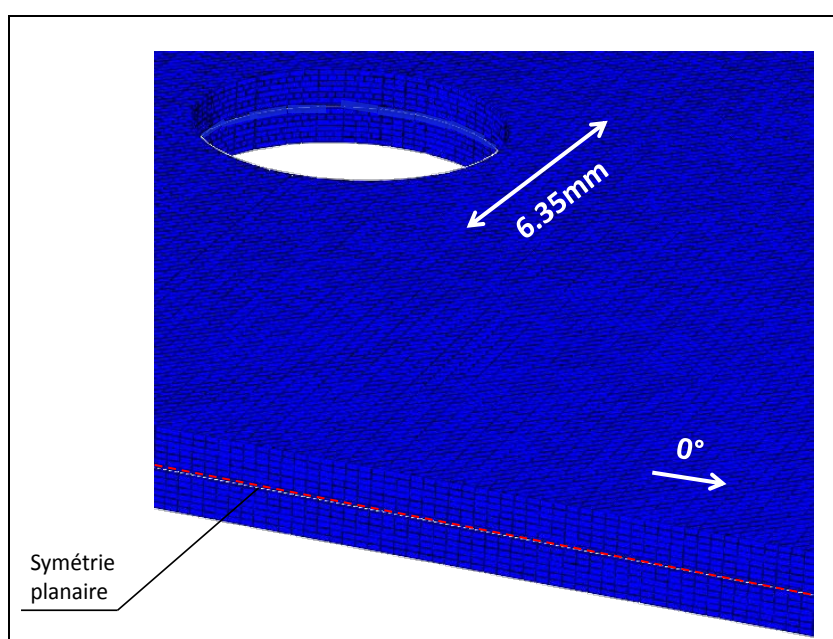


Figure IV-9 : Plan rapproché sur le modèle numérique d'un « Grand » spécimen soumis à de la traction simple

Les trois drapages concernés contiennent un nombre impair de plis (13) ; par conséquent le pli central est représenté avec l'épaisseur d'un demi-pli (0.0625 mm). A l'opposé, les « Petits » spécimens sont modélisés à l'aide d'un modèle entier qui permet de simuler le plus fidèlement possible leur comportement. L'influence des symétries est détaillée en **IV.3.3.2**.

L'intervalle entre les éléments d'interfaces simulant la fissuration matricielle étant fixé à deux fois l'épaisseur du pli (**II.4.5.4.1**), les dimensions des éléments volumiques le sont aussi par définition du maillage (Figure II-29). Le maillage étant régulier, i.e. tous les éléments volumiques sont semblables, il faut faire le choix d'une discrétisation pour le trou circulaire. La stratégie développée par [Achard et al., 2014] est détaillée dans l'**Annexe I**. Cette procédure de discrétisation, appliquée aux trois tailles de trou étudiées, génère des éléments distordus en bord de trous. Ces derniers menant souvent à une divergence des calculs sont supprimés de manière automatique lors de la génération du maillage. Par conséquent, la forme des trous, surtout celle des « Petits » n'est pas très régulière (Figure IV-10).

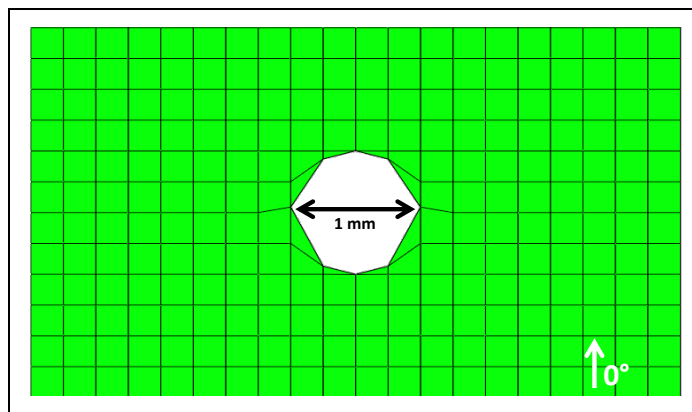


Figure IV-10 : Maillage d'un pli à 0° comportant un trou de diamètre 1mm

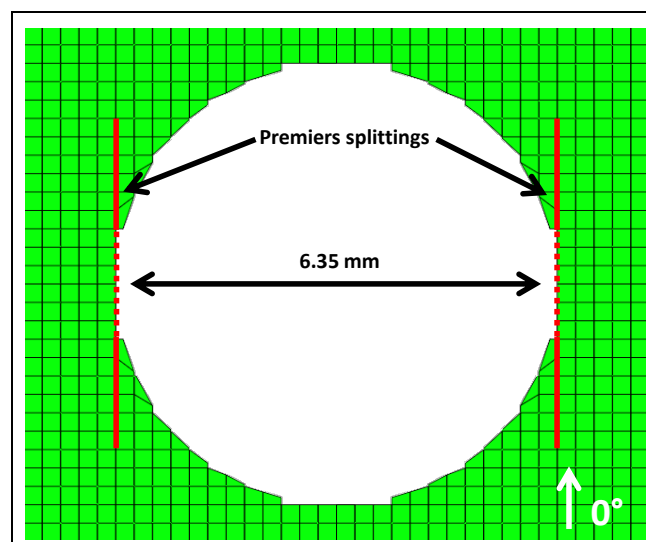


Figure IV-11 : Localisation des fissurations matricielles en bord de trou pour un pli à 0°

Les interfaces cohésives utilisées pour représenter la fissuration matricielle sont présentes dans toute la zone représentée en bleu sur la Figure IV-8. Une attention particulière a été portée à la localisation des interfaces orientées à 0° autour du trou. Ces éléments sont positionnés de manière à ce que les premières interfaces soient tangentes au trou de chaque côté (Figure IV-11). Cela permet aux *splittings* éventuels de se propager aux endroits où les concentrations de

contraintes sont les plus importantes et par conséquent, le lissage des contraintes en bord de trou peut être opéré. La réalité expérimentale confirme la localisation de ces *splittings* en bord de trou [Achard et al., 2014]. Les pointillés rouges (Figure IV-11) indiquent les endroits où les interfaces sont absentes car les éléments volumiques adjacents ont été supprimés à cause de leur distorsion trop importante.

Les temps de calcul varient d'environ 30 minutes (8 CPUs) pour les « Petits » échantillons (120×10^3 éléments) à une cinquantaine d'heures (20 CPUs) pour les « Grands » échantillons (750×10^3 éléments).

IV.3.1.1 Avancées par rapport à l'existant

Le modèle éléments finis adopté dans ce chapitre est basé sur la version utilisée par [Achard et al., 2014] pour la simulation de stratifiés composites troués soumis à de la traction. L'apport des travaux concernant la formulation du maillage et de la loi de comportement est détaillé Table IV-5.

Modèle existant [Achard et al., 2014]	Travaux effectués
<i>Formulation du maillage</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Suppression manuelle des éléments en bord de trou trop distordus 	<ul style="list-style-type: none"> • Suppression automatisée des éléments en bord de trou trop distordus (pourcentage de l'aire de l'élément de référence) • Mise en place des 2 symétries • Influence <ul style="list-style-type: none"> ○ De la taille de maille ○ Des symétries
<i>Formulation de la loi de comportement</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Loi de comportement décrite dans II.4.5 	<ul style="list-style-type: none"> • Influence <ul style="list-style-type: none"> ○ De la ténacité du pli à 0° central ○ De la présence d'éléments discrets de fissuration matricielle ○ Du critère de fissuration matricielle • Endommagement total des éléments de délaminage (interface) proches d'un élément fibre (volume) totalement endommagé.

Table IV-5 : Résumé des travaux effectués sur le DPM par rapport à la version existante (modélisation des spécimens troués)

IV.3.1.1.1 Délaminage induit par la rupture de fibre

Lorsqu'une rupture de fibres intervient dans un stratifié composite, des endommagements collatéraux apparaissent généralement (fissuration matricielle et délaminage). Le cas de la

rupture de fibres en compression présentée Figure IV-12 illustre les liens indissociables entre les différents types d'endommagement. Le même phénomène, moins spectaculaire, semble présent lors de la rupture de fibres en traction d'après l'expérience cumulée du laboratoire.

Pour retranscrire par simulation numérique ce couplage entre les différents modes de rupture, le « *Discrete ply model* » a été modifié en conséquence. Lorsqu'un élément volumique de rupture de fibre est complètement endommagé, pour éviter une « reprise » d'effort au-dessus ou au-dessous de l'élément concerné, un endommagement artificiel des éléments de délaminage voisins (3 au-dessus et 3 au-dessous) est mis en place dans la direction orthogonale à celle des fibres du pli contenant l'élément volumique cassé.

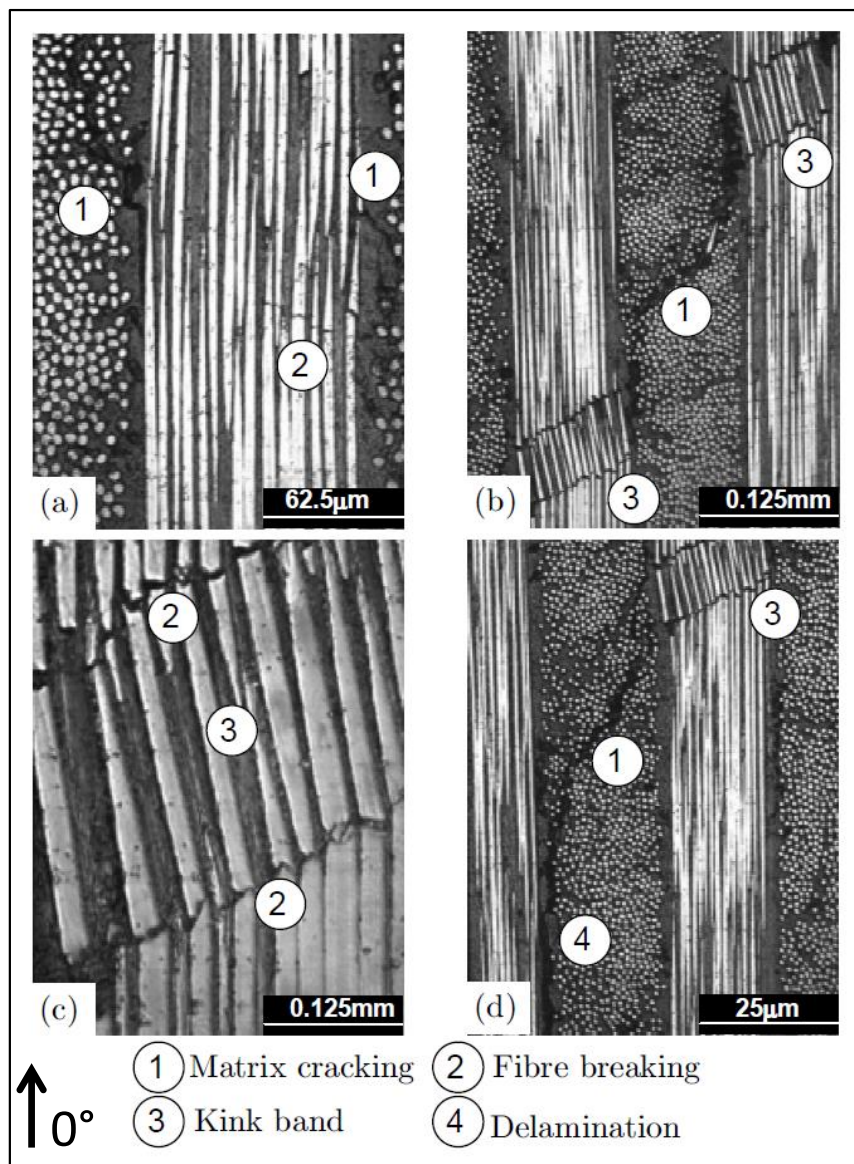


Figure IV-12 : Micrographie des différentes étapes de l'endommagement d'un stratifié $[90/0]_{85}$ soumis à de la compression dans le sens des fibres à 0° [Pinho, 2005]

La Figure IV-13 présente le cas d'éléments de délaminages autour d'un élément volumique de rupture de fibre appartenant à un pli à 0° . Le couplage rupture de fibres/fissuration matricielle est également pris en compte dans la formulation du maillage : chaque élément volumique représentant la rupture de fibres est entouré par deux interfaces cohésives représentant la fissuration matricielle (Figure II-30). Si l'élément volumique est rompu, aucun effort ne peut

être transmis selon la direction transverse et les éléments de fissuration matricielle correspondants (en vert sur la Figure IV-13) sont automatiquement rompus (par définition du critère de fissuration matricielle présenté en II.4.5.1).

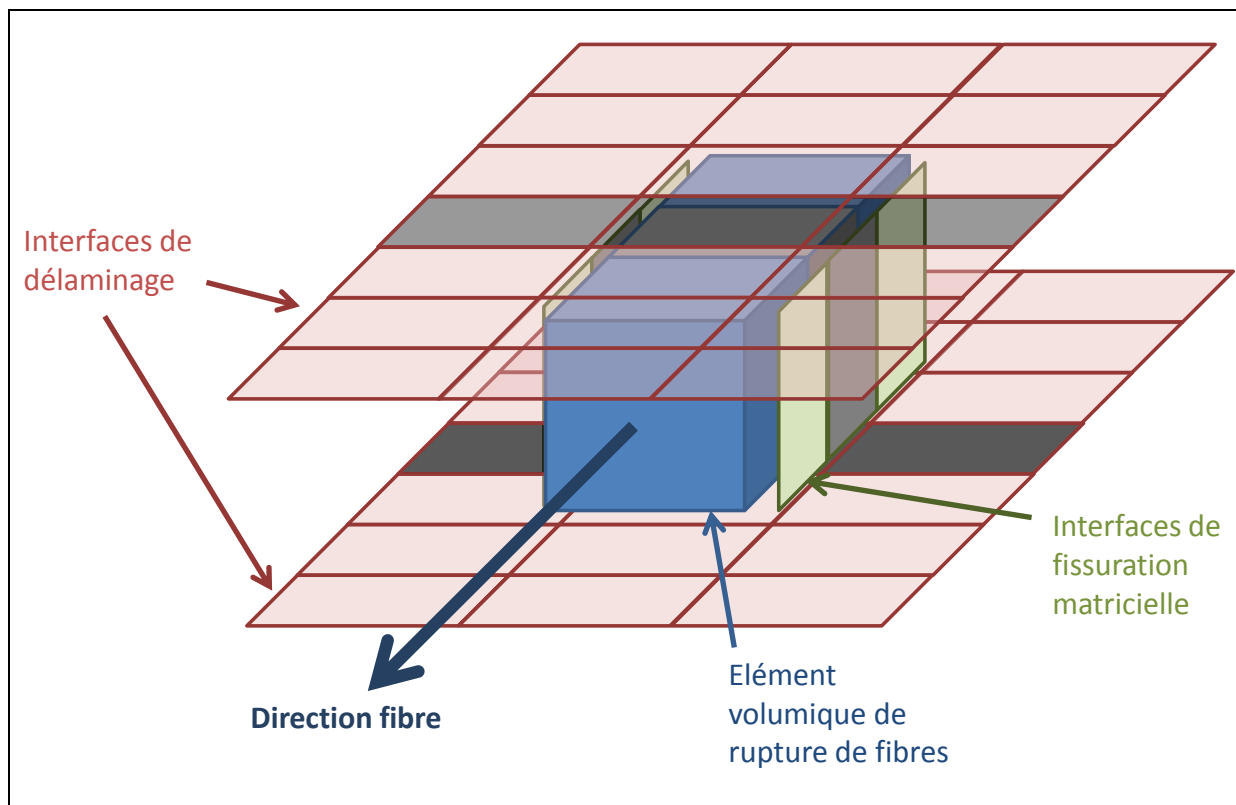


Figure IV-13 : Localisation des interfaces de délaminage et de fissuration matricielle endommagées (en gris) lorsqu'un élément fibre est endommagé (en gris)

IV.3.2 Comparaison numérique/expérimental

IV.3.2.1 Drapage C3-1 : $[45/-45/X/X/X/90/0_{0.5}]_S$

Les courbes Contrainte/Déformation obtenues à partir des simulations numériques sont comparées aux courbes expérimentales sur la Figure IV-14. De la même manière qu'au **Chapitre III**, pour chaque couple (taille d'échantillon/drapage), seule la courbe du comportement médian est représentée. Les parties linéaires des courbes sont très semblables ; de plus, les contraintes à rupture sont déterminées avec une bonne précision pour les trois tailles d'échantillon. Les ruptures structurelles (**B**) ainsi que les autres pertes de raideur (**C**) sont aussi fidèlement reproduites par le modèle numérique. La principale différence entre les résultats numériques et expérimentaux réside dans l'amplitude de la perte de raideur en **C** pour les « Petits » échantillons, légèrement exagérée par le modèle éléments finis. Cet écart est probablement dû à une prévision numérique de l'endommagement exagérée par rapport au scénario expérimental. Les cartographies infrarouges ainsi que les microtomographies sur essais arrêtés ont en outre permis de valider le modèle numérique à travers l'analyse des scénarios et faciès de rupture.

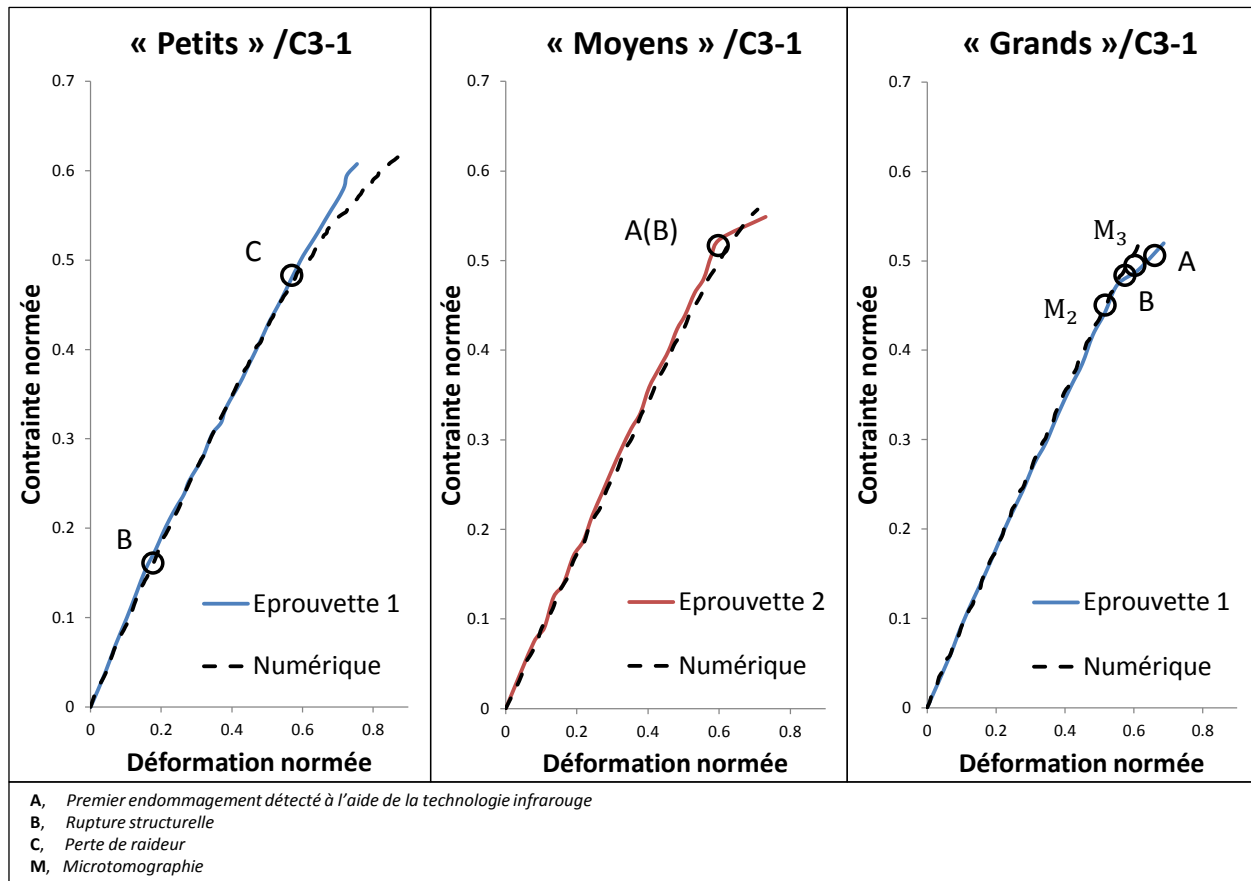


Figure IV-14 : Courbes Contrainte/Déformation des trois tailles d'échantillons (drapage C3-1) – Comparaison numérique/expérimental

IV.3.2.1.1 « Grands » échantillons

Le scénario de rupture issu de la simulation numérique pour un « Grand » échantillon de drapage C3-1 est représenté Figure IV-15. Les modes de rupture suivants sont détaillés : fissuration matricielle dans les plis à 90°, rupture fibre dans le pli à 0° central et délaminage de l'interface 0°/90°. σ_r^∞ désigne la contrainte à rupture totale du stratifié.

Les premières fissurations matricielles des plis à 90° apparaissent autour du trou peu de temps après le début de l'essai et se propagent un peu dans la direction des fibres. Par la suite, des fissurations apparaissent sur les deux bords libres et les fissurations matricielles issues du trou continuent à se propager en prenant la forme d'« ailes de papillon » déjà observées, entre autres par [Achard et al., 2014] sur des cas similaires. La rupture de fibres à 0° s'initie peu de temps avant la rupture finale et provoque une baisse de raideur suffisante pour déclencher une rupture structurelle (B). Le délaminage (0°/90°), confiné aux zones proches du trou, est analysé comme la conséquence directe de la rupture de fibre.

Pour valider les résultats obtenus numériquement, l'étendue de certains endommagements obtenus aux points M_2 et M_3 a été comparée à ceux révélés par microtomographie. Au point M_2 , la simulation conforte l'absence d'endommagements observée par microtomographie. Au point M_3 , la simulation numérique reproduit correctement les différentes localisations et étendues des différents endommagements (Figure IV-16).

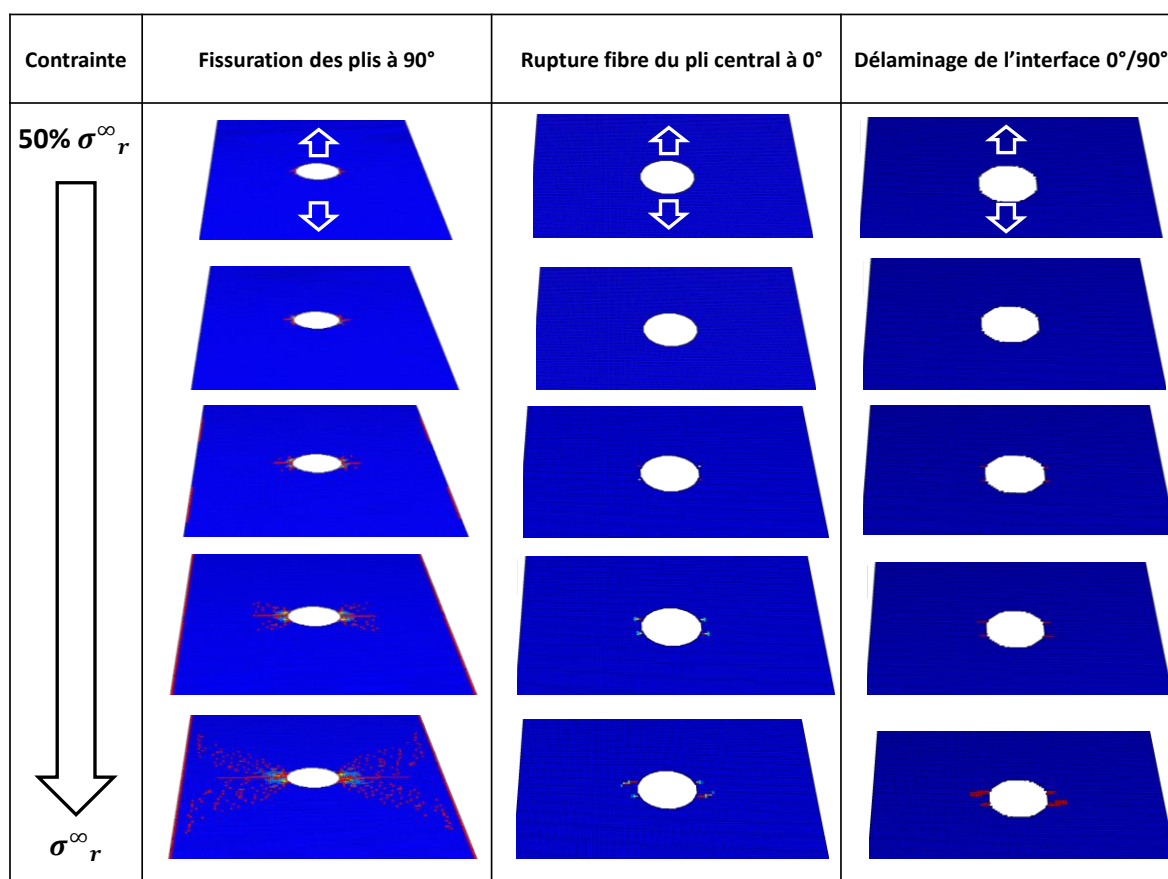


Figure IV-15 : Fissuration matricielle dans les plis à 90°, rupture fibre dans le pli à 0° central et délaminage de l'interface 0°/90° pour le drapage C3-1 (« Grands »)

Une autre manière de confronter les résultats numériques et expérimentaux est de comparer l'étendue de la rupture de fibres juste avant la rupture totale du stratifié. [Lisle et al., 2013] ont montré que le suivi par émission infrarouge donne une très bonne estimation de l'évolution de la propagation de dommages dans des tissés minces soumis à de la traction simple. Cette méthode a été adaptée aux stratifiés minces troués. Afin d'établir une double validation du modèle numérique, l'étendue de la rupture de fibres a aussi été comparée à la mesure effectuée par microtomographie (Figure IV-17).

Les émissions infrarouges ont révélé une extension de coupure, des deux côtés du trou, d'environ 20% du ligament restant (d'une longueur égale à deux diamètres) et la microtomographie (\mathbf{M}_3), une extension de 18.5% à gauche et de 19% à droite du trou. Il est important de garder à l'esprit que la mesure infrarouge fournit une donnée en surface suite à la propagation de chaleur dans l'épaisseur de l'échantillon ; l'étendue de dommages obtenue doit donc être supérieure à la réalité et est influencée par la direction des plis traversés. La simulation numérique prévoit une extension de 17%, ce qui est cohérent avec les pourcentages déterminés expérimentalement.

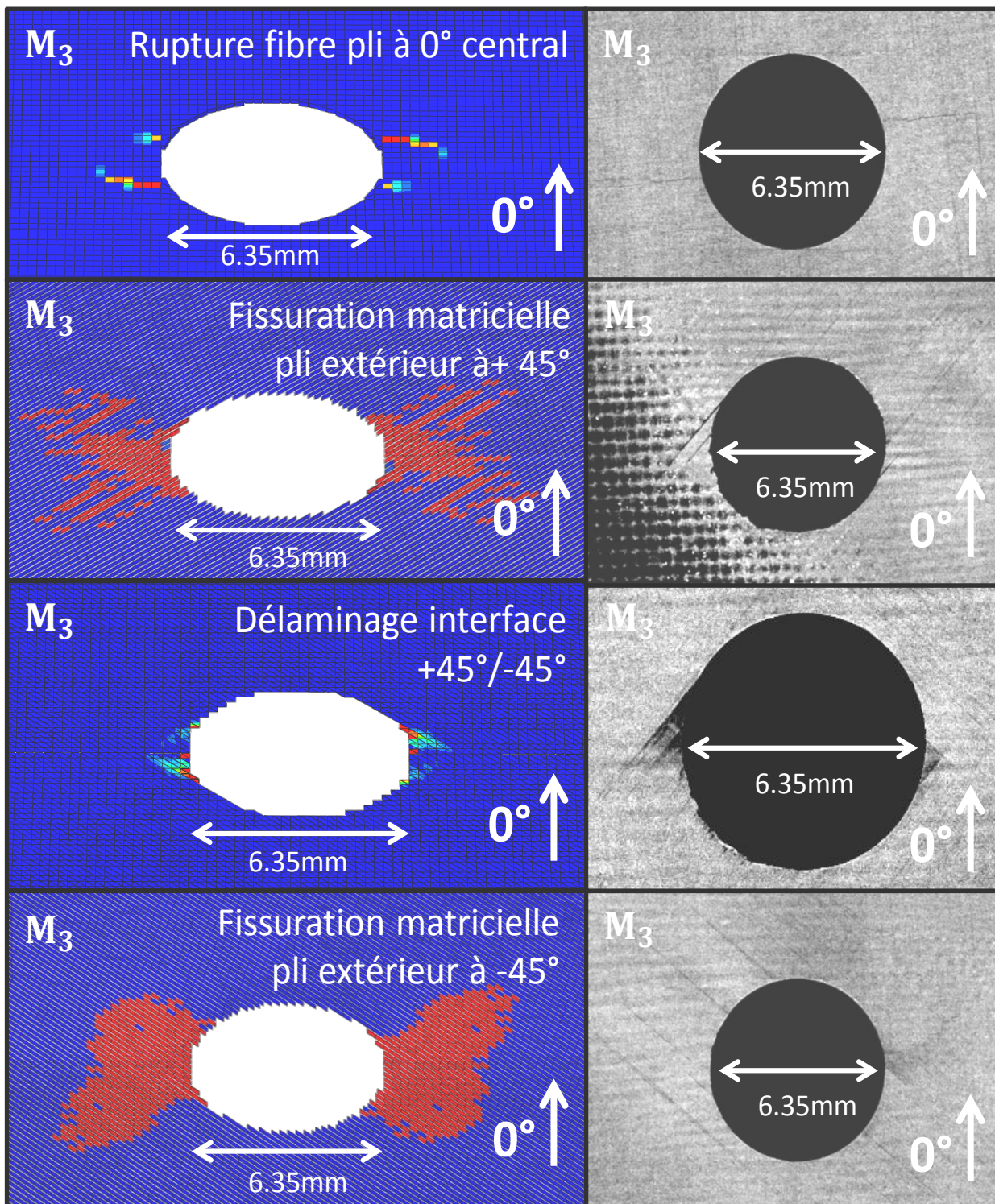


Figure IV-16 : Comparaison entre les résultats numériques et ceux issus de la micro-tomographie au point M_3 , pour le drapage C3-1 (« Grands »)

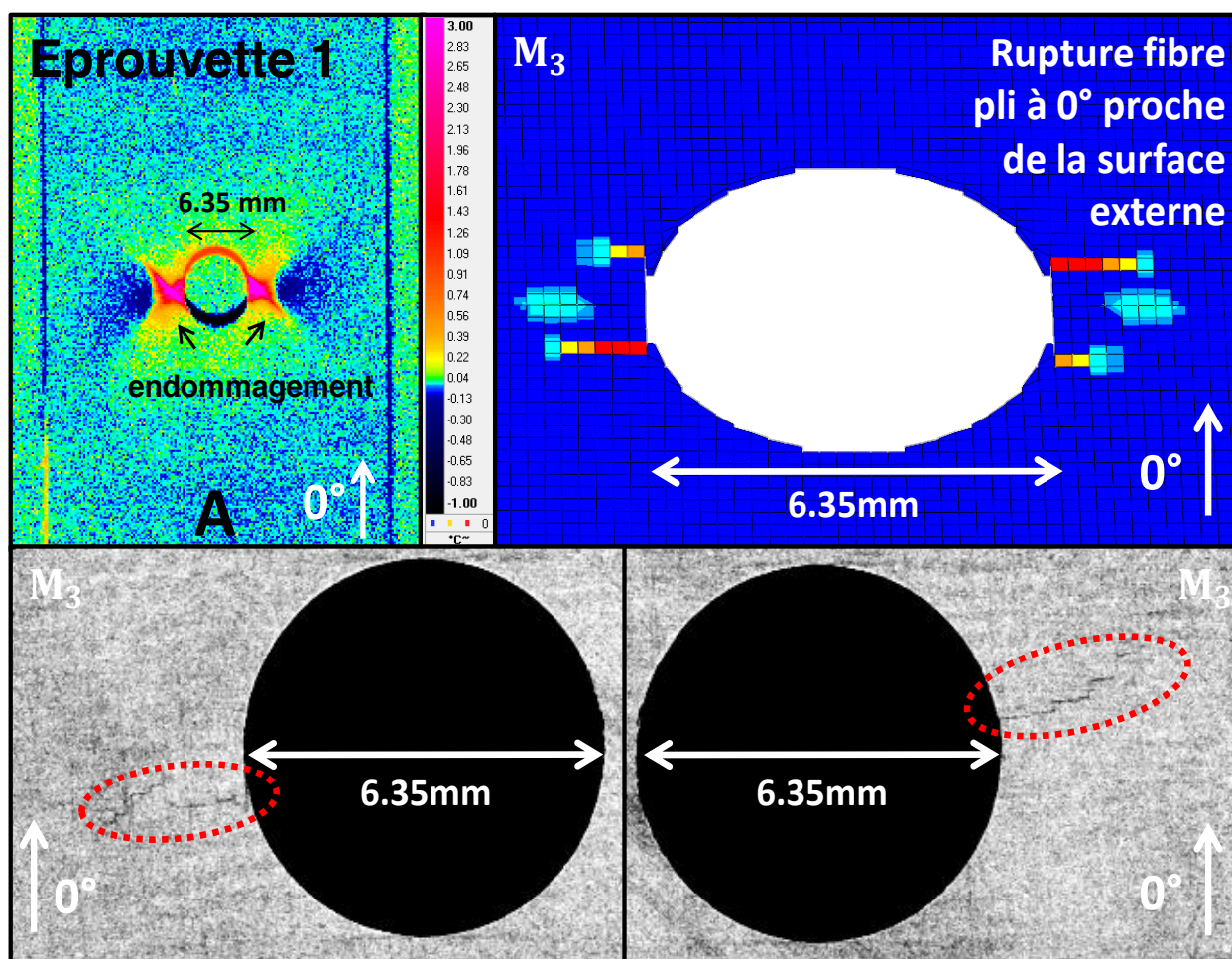


Figure IV-17 : Deux méthodes (émission infrarouge et micro-tomographie) utilisées pour déterminer l'étendue de la rupture de fibres et comparaison avec les résultats de simulation numérique pour le drapage C3-1

Le faciès de rupture finale (Figure IV-18) obtenu numériquement est très similaire au faciès expérimental. Le type de faciès (*pull-out*) ainsi que les orientations des ruptures sont correctement simulés. Les différents modes d'endommagement se sont progressivement propagés dans la direction perpendiculaire à celle de la sollicitation de traction, puis selon la direction orientée à $+45^\circ$ lors de la rupture brutale.

Les comportements des échantillons « Moyens » étant très similaires à ceux des « Grands », notre intérêt s'est davantage porté sur les « Petits ».

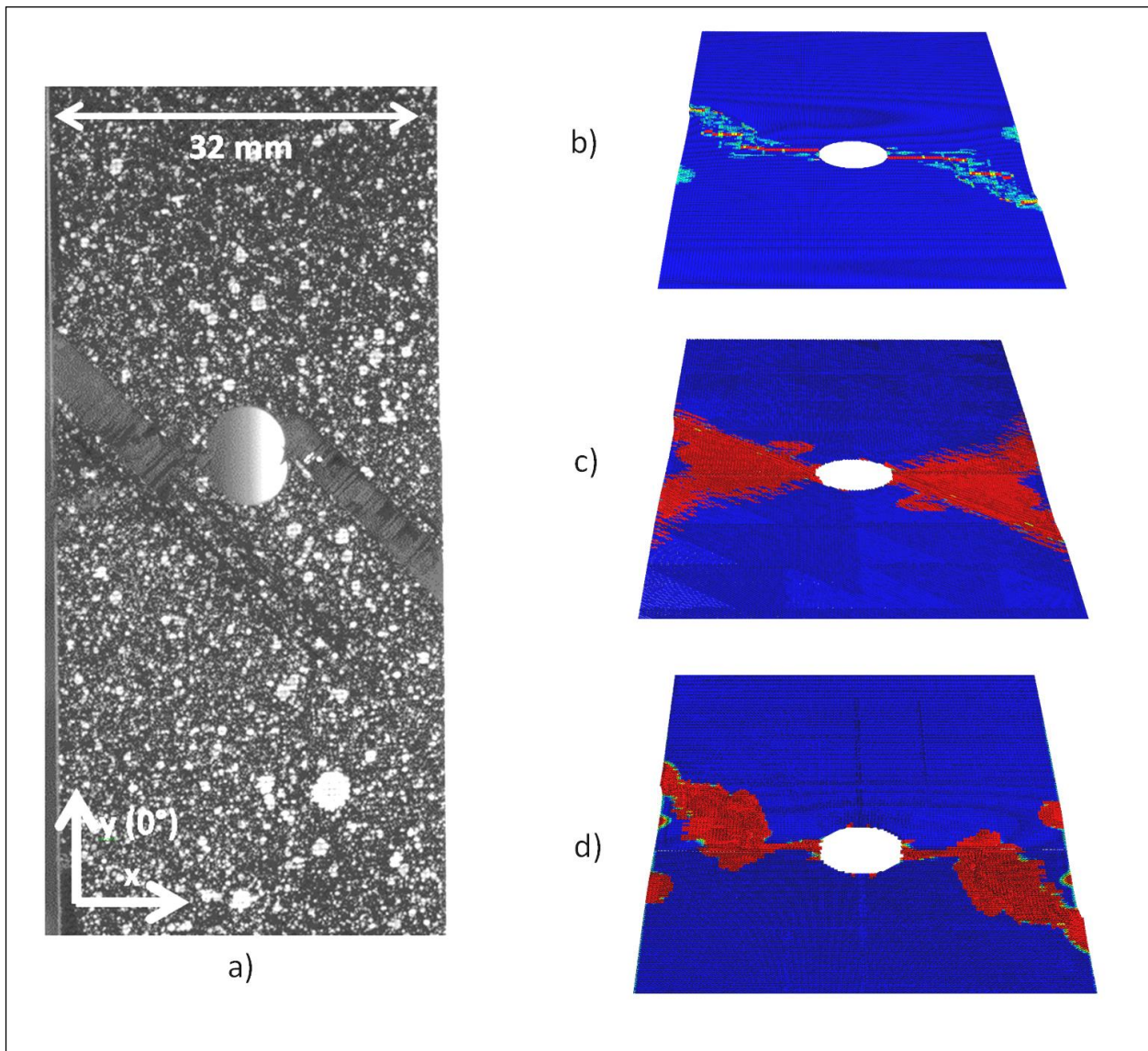


Figure IV-18 : Comparaison des faciès de rupture pour le « Grand » spécimen (drapage C3-1) : a) expérimental, b) rupture fibre dans le pli à 0° proche de la surface externe, c) fissuration matricielle dans le pli extérieur à 45° , d) délaminage de l'interface $0^\circ/90^\circ$

IV.3.2.1.2 « Petits » échantillons

Les « Petits » spécimens se comportent globalement comme les deux autres tailles d'échantillon étudiées mais présentent davantage d'endommagements avant la rupture totale du stratifié (Figure IV-19). En effet, les pertes de raideur sont très probablement (d'après le scénario numérique présenté Figure IV-19) liées à de la fissuration matricielle (point **B**) à laquelle s'ajoutent de la rupture de fibres et du délaminage (point **C**). Cela explique la contrainte à rupture plus élevée : l'endommagement localisé au voisinage du trou lisse les contraintes et le spécimen peut donc résister à des chargements plus importants.

Le scénario de rupture est similaire à celui observé pour les « Grands » spécimens à la différence des effets de bords qui ne sont plus négligeables. Leurs effets deviennent visibles notamment sur

la fissuration matricielle des plis à 90°. Ce phénomène est aussi présent sur les « Grands » spécimens mais est moins développé par rapport à la largeur de l'éprouvette.

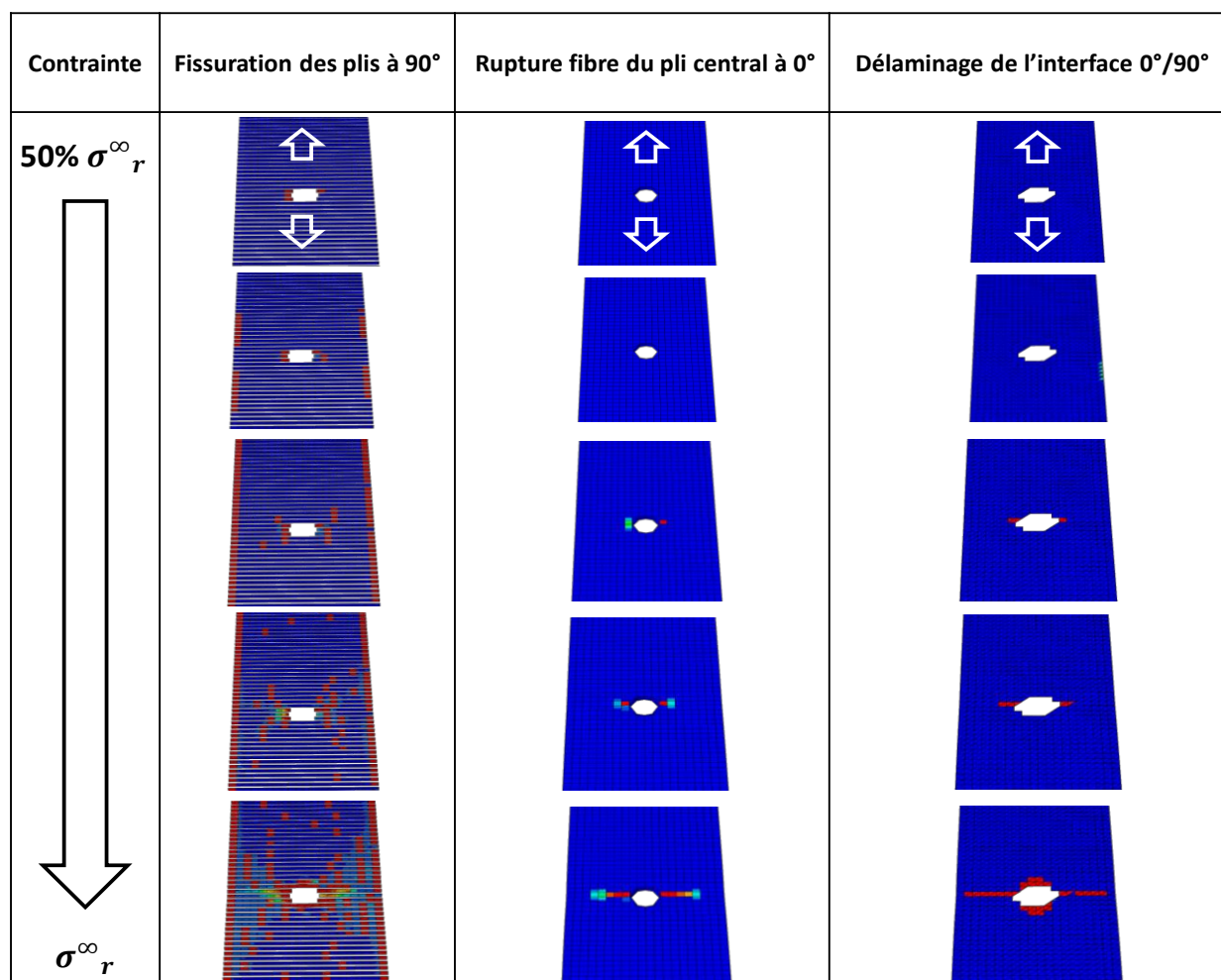


Figure IV-19 : Fissuration matricielle dans les plis à 90°, rupture fibre dans le pli à 0° central et délamination de l'interface 0°/90° pour le drapage C3-1 (« Petits »)

IV.3.2.2 Drapage C3-2 : $[X/X/X/X/0/90/0_{0.5}]_S$

De la même manière que pour les échantillons du drapage C3-1, d'après les courbes Contrainte/Déformation (Figure IV-20), les prévisions numériques sont en accord avec les résultats expérimentaux. L'absence d'endommagements près du trou observé par microtomographie (M_3) a été retranscrite par la simulation. La différence principale entre le drapage C3-2 et le drapage C3-1 consiste en l'intensité des effets de bords libres (Chapitre III). Pour les « Petits » spécimens, son action sur le délamination de l'interface 0°/90° est notamment bien plus développée pour le drapage C3-2 (Figure IV-21) que pour le drapage C3-1 (Figure IV-19).

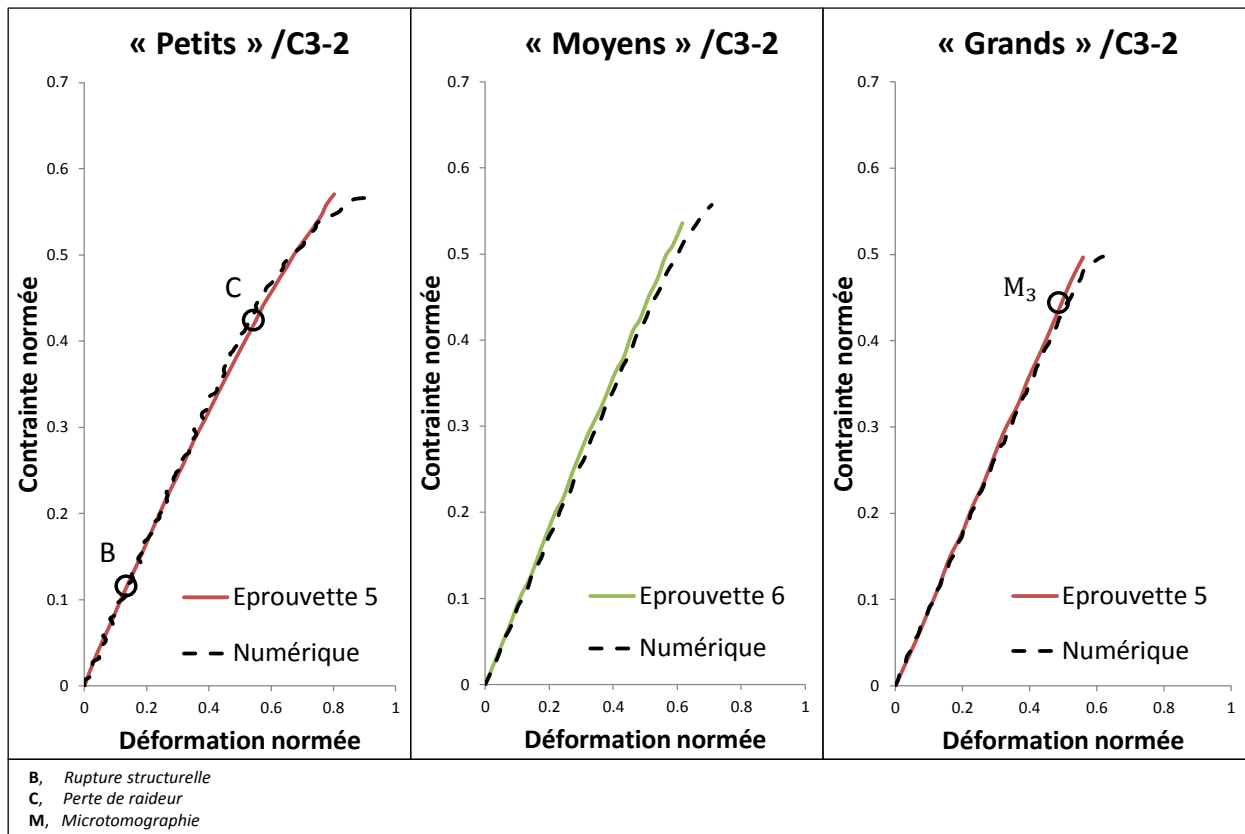


Figure IV-20 : Courbes Contrainte/Déformation des trois tailles d'échantillons (drapage C3-2) – Comparaison numérique/expérimental

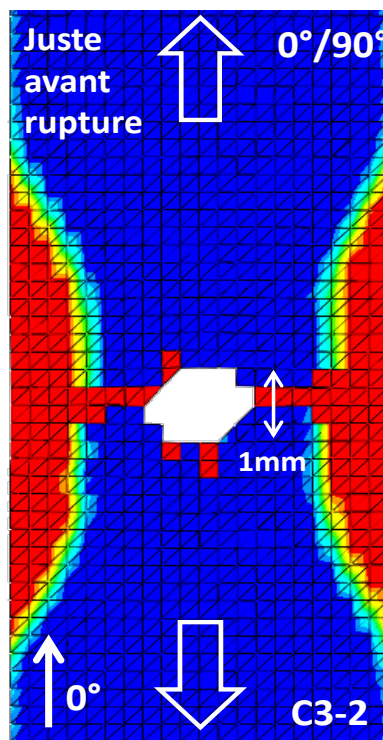


Figure IV-21 : Simulation numérique du délaminage de l'interface 0°/90° pour le drapage C3-2 (« Petits »)

IV.3.2.3 Drapage C3-3 : $[X/X/X/X/X/0/0_{0.5}]_5$

Le comportement du drapage C3-3 semble correctement simulé par le modèle numérique malgré la sous-estimation des contraintes à rupture pour les « Petits » et « Moyens » échantillons. Une tentative de prise en compte de l'influence de l'épaisseur du pli à 0° pour essayer de corriger ces écarts est détaillée dans la section IV.3.3.3. On note toutefois que les pertes de raideurs successives du « Petit » spécimen sont reproduites aux mêmes instants (B et C).

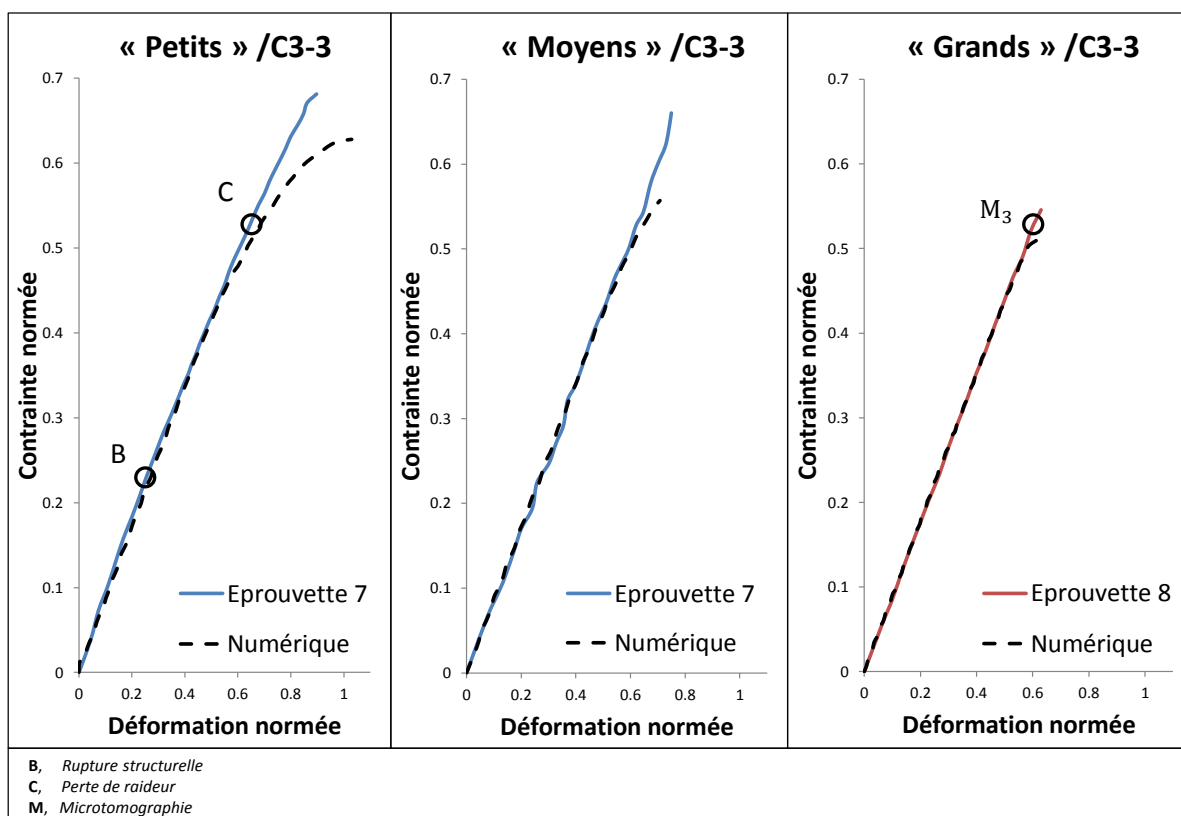


Figure IV-22 : Courbes Contrainte/Déformation des trois tailles d'échantillons (drapage C3-3) – Comparaison numérique/expérimental

IV.3.3 Influence des différents paramètres

L'influence de plusieurs paramètres utilisés dans le « *Discrete ply model* » a été étudiée, de manière à reproduire le plus fidèlement possible la réalité expérimentale.

IV.3.3.1 Vitesse de sollicitation

Pour simuler la traction uniaxiale des spécimens lisses, troués et entaillés, une vitesse de déplacement numérique est imposée en bord d'éprouvette. Le schéma de résolution mis en application étant de type explicite, des variations de comportement associées au caractère dynamique du problème peuvent être observées. Elles se traduisent souvent par des oscillations sur les courbes Contraintes/Déformations, une raideur artificiellement plus élevée et parfois par des contraintes à ruptures plus élevées ; les endommagements n'ayant pas la possibilité de se propager correctement, l'échantillon « résiste » plus longtemps.

Deux manières de résoudre ces problèmes dynamiques sont envisageables. La première consiste à utiliser une vitesse de déplacement suffisamment lente pour simuler un comportement quasi-statique. Une des possibilités pour atteindre cet objectif est de prendre pour vitesse de sollicitation, une vitesse de l'ordre de 1% de la vitesse de propagation d'ondes dans le matériau considéré. En prenant comme approximation de celle-ci : $V_{ondes} = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$; avec E , le module de raideur équivalent du stratifié complet et ρ , sa masse volumique, une valeur de l'ordre de 1.5m/s semble raisonnable pour le modèle numérique. La deuxième option consiste à amortir les perturbations dynamiques à l'aide d'une régularisation visqueuse. Une énergie de dissipation visqueuse est alors introduite dans le modèle pour amortir les oscillations. Pour garder une interprétation physique réaliste, l'énergie de dissipation visqueuse (comme l'énergie cinétique) doit être négligeable (<1%) par rapport à l'énergie interne. Dans la pratique, ces deux méthodes doivent être exploitées conjointement.

Le matériau composite auquel on a recours étant très peu visqueux, la vitesse de sollicitation n'a qu'une influence négligeable sur sa réponse à une sollicitation de traction. Par conséquent, l'utilisation de vitesses de sollicitation élevées pour les simulations numériques va permettre aux calculs de se dérouler dans des délais raisonnables. Pour le cas des éprouvettes trouées, une vitesse de sollicitation de 0.8m/s et une régularisation visqueuse artificielle ont été choisies. On observe sur la Figure IV-23 qu'à partir d'une vitesse suffisamment faible (0.8m/s), il y a convergence des résultats (scénarios de rupture et courbes Contrainte/Déformation). Les vitesses trop élevées (8m/s), quant à elles, excitent les modes propres de la plaque trouée et conduisent à des résultats erronés.

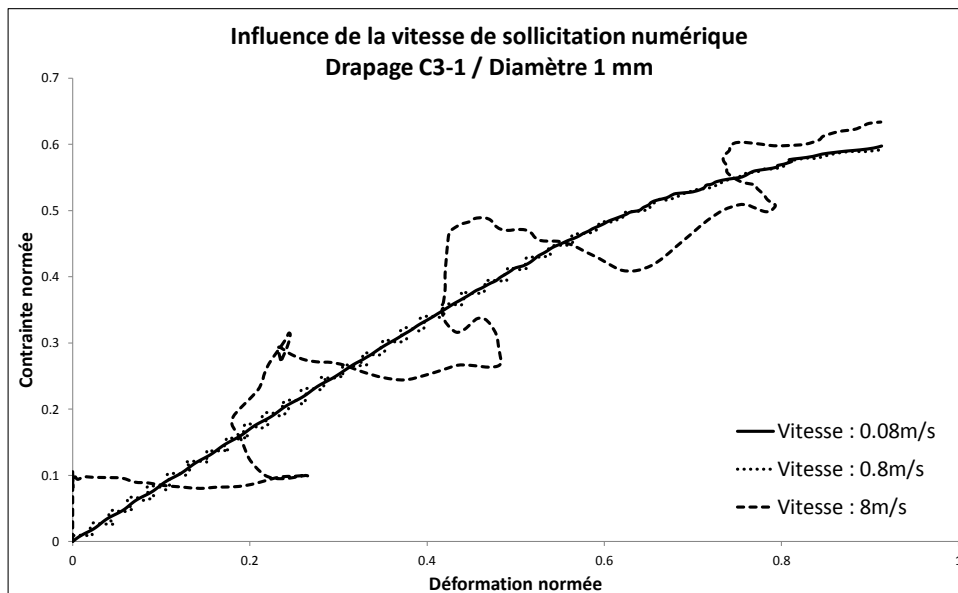


Figure IV-23 : Influence de la vitesse de sollicitation numérique sur la courbe Contrainte/Déformation, comparaison pour 3 vitesses différentes sur le drapage C3-1 muni d'un trou de diamètre 1mm

IV.3.3.2 Symétries

L'utilisation de symétries permet de diviser par deux ou quatre le nombre total d'éléments et donc approximativement aussi le temps de calcul. Comme indiqué au paragraphe IV.3.1, les

« Moyens » et « Grands » spécimens ont des comportements présentant des symétries axiales et planaires ; $\frac{1}{4}$ de modèle suffit donc pour les modéliser. En revanche, les « Petits » spécimens, nécessitent un modèle entier.

La Figure IV-24 représente la courbe Contrainte/Déformation d'un « Petit » échantillon du drapage C3-2 simulé avec 0 symétrie, 1 symétrie axiale (Figure IV-8), 1 symétrie planaire (Figure IV-9) et 2 symétries (planaire et axiale). On observe que la mise en place d'une symétrie axiale a une influence néfaste sur la représentativité du modèle numérique. En effet, les courbes Contrainte/Déformation obtenues à partir d'un modèle comportant une symétrie axiale sont éloignées de la courbe expérimentale. Cela est probablement dû au fait que, pour les « Petits » échantillons, la quantité d'endommagement observée avant rupture est importante. En imposant une symétrie axiale, une symétrie parfaite de la localisation ainsi que de la cinétique des endommagements est réalisée. Cela ne correspond pas à la réalité expérimentale où les propagations d'endommagements se font de manière alternée de chaque côté du trou. Par conséquent, les endommagements, qui lissent les contraintes en bord de trou, sont artificiellement surestimés et conduisent à une rupture du stratifié pour une contrainte supérieure à celle déterminée expérimentalement. Il est donc indispensable de ne pas imposer de symétrie axiale pour les « Petits » spécimens. En ce qui concerne les « Moyens » et « Grands » spécimens, la propagation de dommages est en majorité très brutale et apparaît juste avant la rupture totale ; la symétrie axiale a donc beaucoup moins de conséquences et peut être utilisée. Des simulations ont été mises en œuvre pour les différentes configurations (avec ou sans symétrie axiale) des « Moyens » et « Grands » spécimens et aucune différence significative n'a été relevée.

La mise en place d'une symétrie planaire semble avoir une influence bien plus faible que pour les éprouvettes lisses. En effet, pour les trouées, la rupture étant initiée au niveau de la concentration de contraintes la plus forte (le trou), les délaminages initiés en bords libres jouent un rôle bien moins important. Les endommagements initiés en bord de trou, même symétrisés par rapport au plan moyen du stratifié ne semblent pas influencer le comportement de ce dernier. En effet, les deux couples de courbes (0 symétrie/1 symétrie planaire) et (2 symétries/1 symétrie axiale) ont respectivement des comportements très similaires. Pour chaque couple, la seule différence entre les deux courbes consiste en la mise en place d'une symétrie planaire qui n'a que peu d'effet. Les contraintes à rupture atteintes par les « Moyens » et « Grands » spécimens sont faibles par rapport à celles des spécimens lisses ; dès lors ces effets de bords n'ont pas le temps de se développer de manière conséquente avant que la rupture du stratifié n'intervienne. La symétrie planaire ne semble donc altérer le comportement des spécimens pour aucune des trois tailles d'éprouvette étudiées. Elle est par conséquent utilisée pour les « Moyens » et « Grands » spécimens. Pour les « Petits » spécimens, le temps de calcul restant faible malgré l'utilisation d'un modèle entier (30min avec 8 CPUs), aucune symétrie n'a été employée pour une description la plus exacte possible des phénomènes de ruine.

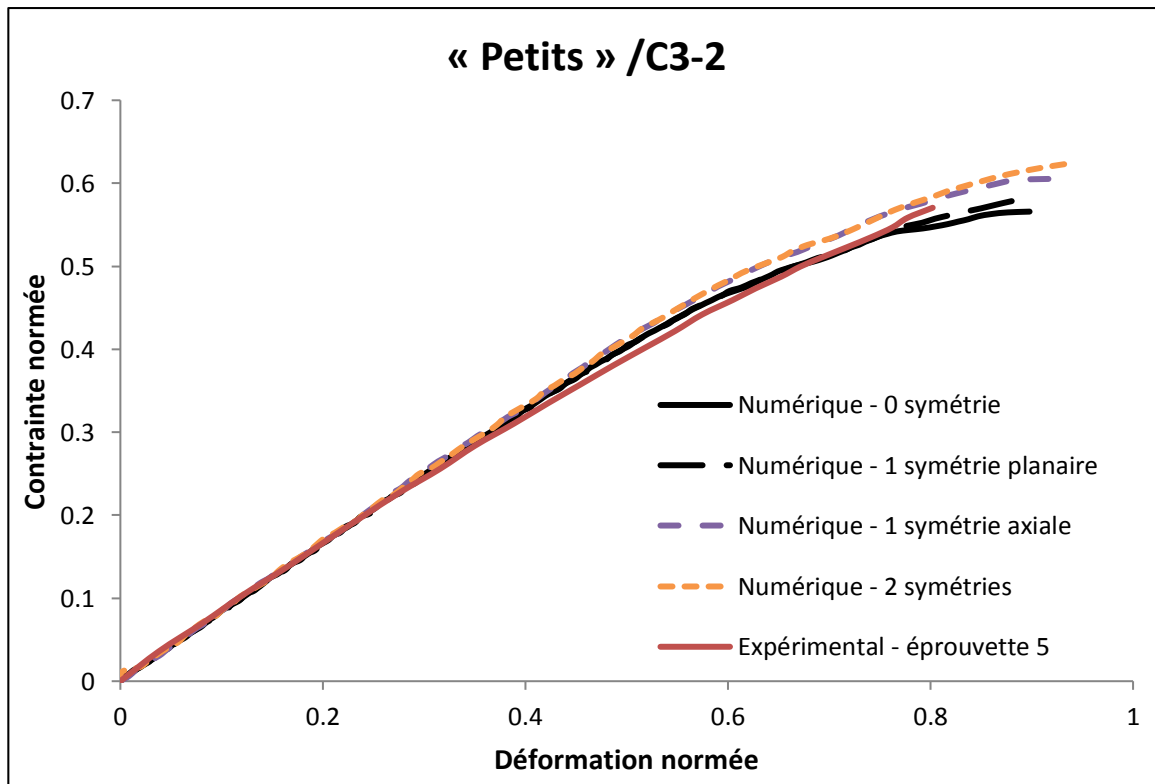


Figure IV-24 : Influence des symétries sur la courbe Contrainte /Déformation des « Petits » spécimens de drapage C3-2

IV.3.3.3 Taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibre

Dans une démarche d'amélioration du modèle numérique utilisé par [Achard et al., 2014], l'influence des plis adjacents au pli considéré a été étudiée, en particulier sur les taux de restitution d'énergie en rupture de fibre.

[Laffan et al., 2010] constatent expérimentalement que la ténacité d'un pli à 0° dépend fortement de son épaisseur (IV.2.2.2). Dans le drapage C3-3, le pli central à 0° est entouré d'un pli à 0° de chaque côté. Ce groupement de trois plis peut donc être considéré comme un seul pli à 0° d'épaisseur triple (0.375mm).

A la connaissance de l'auteur, [Chen et al., 2013] ont été les premiers à intégrer cette influence de l'épaisseur sur la ténacité dans un modèle numérique de ruine des stratifiés composites. Ils ont montré que la qualité des résultats en était notablement améliorée. Cette tendance a été confirmée par [Ridha et al., 2014] sur une grande variété de tailles et de séquences d'empilement. [Chen et al., 2013] et [Ridha et al., 2014] ont fait appel à différents coefficients pour traduire l'augmentation de la ténacité pour un pli triple (respectivement $k=2$ et 3), avec k tel que :

$$G_{I,c}^{k \text{ plis groupés}} = k \cdot G_{I,c}^{\text{pli seul}}$$

Des simulations ont donc été effectuées en utilisant les trois valeurs de ténacité ($k=1, 2$ et 3). Celles-ci sont comparées aux courbes expérimentales « médianes » sur la Figure IV-25.

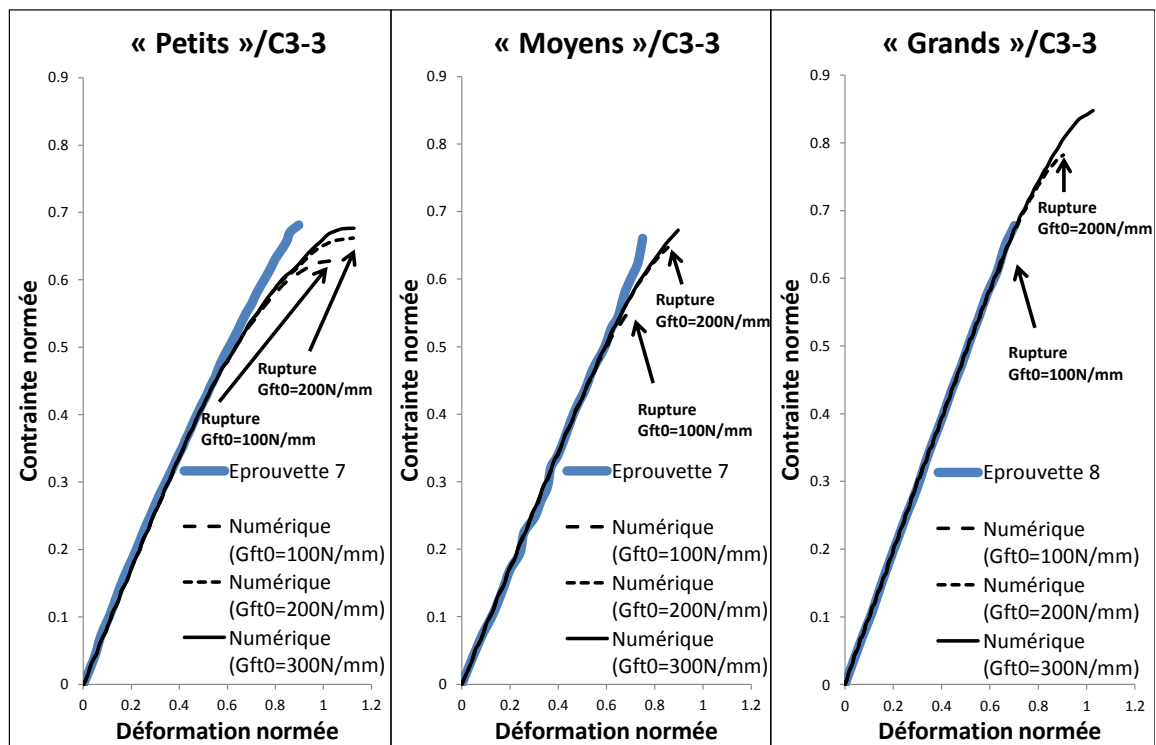


Figure IV-25 : Caractérisation numérique de l’influence de la valeur de la ténacité du pli triple à 0° du drapage C3-3

Pour les “Petits” et “Moyens” spécimens, le fait d’utiliser une ténacité augmentée ($k=2$ et 3) permet d’obtenir des contraintes à rupture plus proches de celles déterminées expérimentalement que celles calculées avec la valeur classique ($G_{Ic}^{fibre} = 100N/mm$). On peut cependant noter une surestimation des déformations à rupture dans les deux cas précédemment cités. En outre, même dans le cas où $k=2$, les contraintes et déformations à rupture sont surestimées toutes les deux pour les « Grands » spécimens. La configuration originale a donc été conservée car elle s’avère être « en moyenne » plus proche de l’expérimental.

Pour les « Grands » spécimens, peu d’endommagements non-catastrophiques (fissuration matricielle et délaminage) apparaissent avant la rupture totale du stratifié. Par conséquent la rupture totale est fortement conditionnée par celle des fibres orientées à 0° et la multiplication de leur ténacité par deux ou trois a donc des conséquences importantes. A l’opposé, les « Petits » spécimens révèlent de nombreux endommagements avant la rupture finale, leur ruine n’est pas entièrement régie par la rupture des plis à 0°. La variation de ténacité a donc moins d’impact sur cette échelle d’échantillons.

IV.3.3.4 Maillage et fissuration matricielle

L’influence de la taille de maille ainsi que de la présence d’éléments discrets représentant les fissurations matricielles a été étudiée et plus particulièrement sur la transcription de l’effet d’échelle. Quatre configurations ont ainsi été analysées :

- taille de maille égale à 2 fois l’épaisseur d’un pli sans fissurations discrètes : **PS-sans**,
- taille de maille proportionnelle au diamètre du trou sans fissurations discrètes : **HS-sans**,
- taille de maille égale à 2 fois l’épaisseur d’un pli et fissurations discrètes : **PS-avec**,
- taille de maille proportionnelle au diamètre du trou et fissurations discrètes : **HS-avec**.

Les résultats relatifs au drapage C3-1 pour les trois échelles étudiées ont été rassemblés Figure IV-26. Les simulations des drapages C3-2 et C3-3 donnent lieu aux mêmes interprétations que celles effectuées pour les courbes de la Figure IV-26, détaillées ci-après.

Les éléments des configurations **PS-sans** et **PS-avec** sont de type « *Ply sized* » : leur nombre croît lorsque le diamètre de trou de l'échantillon testé augmente. Ceux des configurations **HS-sans** et **HS-avec** sont de type « *Hole sized* » : leur nombre est constant pour les trois tailles d'échantillon. La taille d'élément utilisée pour les « Petits » échantillons des configurations de type « *Hole sized* » est exactement la même que pour les « Petits » échantillons des configurations de type « *Ply sized* » *i.e.*, deux fois l'épaisseur du pli.

Les différences entre les configurations **PS-sans** et **HS-sans** ainsi que **PS-avec** et **HS-avec** sont minimales. Dans les deux cas, les courbes Contrainte/Déformation présentent seulement de légères différences pour les « Moyens » et « Grands » spécimens. Elles sont probablement dues aux effets de bords (bords libres et bord de trou) retranscrits plus précisément par **PS-sans** et **PS-avec** (plusieurs éléments dans la zone considérée) que par **HS-sans** et **HS-avec** (un seul élément dans la zone considérée), comme le schématise la Figure III-16.

La forme du trou évolue en fonction de la discrétisation du trou circulaire. La version « *Ply Sized* » comprenant donc plus d'éléments que la version « *Hole Sized* », le trou est mieux représenté pour les spécimens « Moyens » et encore mieux pour les « Grands » spécimens (configurations **PS-sans** et **PS-avec**). Très peu de différences entre les deux configurations (« *Ply Sized* » et « *Hole Sized* ») sont observées sur les « Grands » spécimens ; la forme du trou ne semble donc pas avoir beaucoup de répercussion sur les résultats numériques.

D'après **Eq 2**, la densité volumique d'énergie dissipée durant la rupture de fibres dépend de la longueur de l'élément volumique considéré. Dans le maillage spécifique au DPM, cette longueur est déterminée par la densité de maillage choisie. Cette variation de la densité volumique d'énergie n'est donc pas responsable de l'effet d'échelle car on retrouve celui-ci pour les configurations **HS-sans** et **HS-avec**. La « *Smearred approach* » est donc prouvée valide pour l'ensemble des cas simulés.

L'effet d'échelle est retranscrit quelle que soit la densité de maillage adoptée. L'influence de la taille de maille ne semble donc pas être fondamentale sauf quand les effets de bords jouent un rôle conséquent. Dans ce cas, une taille d'élément égale à deux fois l'épaisseur du pli permet de reproduire correctement leurs impacts sur le scénario de rupture.

On note que les simulations sans éléments discrets de fissuration matricielles (**PS-sans** et **HS-sans**) prévoient des contraintes à rupture supérieures à celles qui en contiennent (**c** et **d**). Cela est lié à l'absence de critères de rupture pour décrire l'effet de la fissuration matricielle sur la tenue structurelle du stratifié pour les cas **PS-sans** et **HS-sans**.

L'absence d'éléments discrets pour représenter la fissuration matricielle peut conduire à une surestimation de l'effet d'échelle. Entre les « Grands » et les « Petits » spécimens, les contraintes à rupture augmentent de 16% pour la configuration **HS-avec** et de 20% pour la configuration **HS-sans**. L'élévation de la contrainte à rupture liée à l'effet d'échelle, déterminée expérimentalement, est de 15% (Table IV-3). Les éléments discrets de fissuration matricielle

semblent donc jouer un rôle important pour simuler correctement la propagation de dommages dans une éprouvette trouée soumise à de la traction simple.

[Sun et al., 2016] sont arrivés à la même conclusion après la comparaison entre différents choix de modélisation d'essais d'indentations quasi-statiques et les résultats expérimentaux. Ils ont travaillé sur plusieurs niveaux de discrétisation pour leurs simulations numériques. Ils ont fait varier le nombre d'éléments discrets représentant les fissurations intra-laminaires potentielles de 0 à 6. La version comprenant le plus d'interfaces discrètes donne les meilleurs résultats. Cela est probablement dû au couplage entre les endommagements intra- et inter-laminaires dans les stratifiés composites. Les fissurations matricielles semblent initier les délaminages puis contenir leur expansion en les encerclant. Sans fissures intra-laminaires, les délaminages ont la possibilité de se développer davantage et peuvent donc lisser les contraintes en bord de trou de manière exagérée par rapport aux observations expérimentales (**HS-sans**).

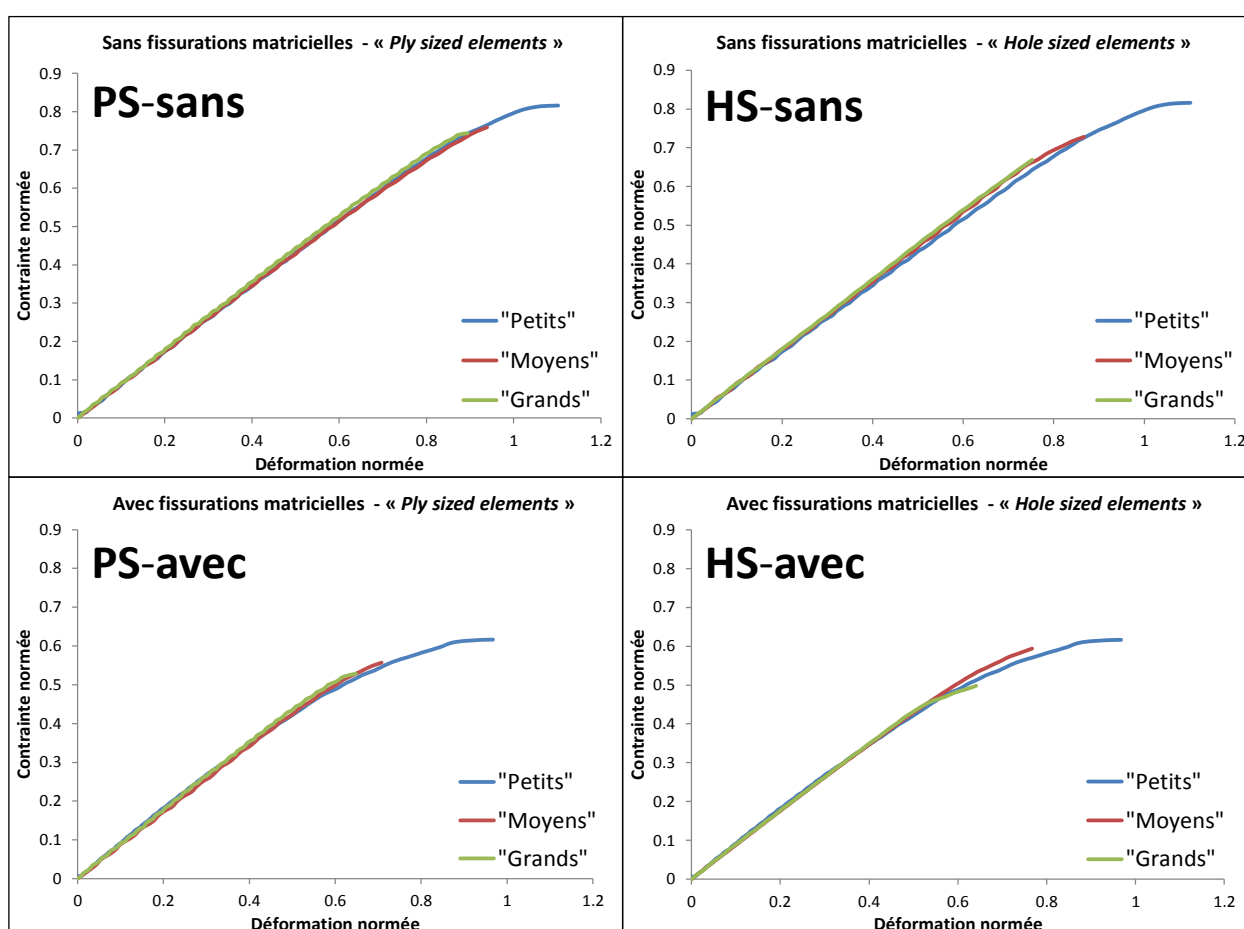


Figure IV-26 : Influence de la présence de fissurations matricielles discrètes et de la taille de maille pour les trois échelles du drapage C3-1

IV.3.3.5 Modifications du critère de ruine pour la fissuration matricielle

Deux tentatives d'amélioration de la représentation de la fissuration matricielle par le DPM ont été menées à travers la formulation du critère de ruine. La première consiste à rajouter un critère en contraintes à l'intérieur de l'élément d'interface à celui calculé dans les éléments volumiques voisins de l'interface considérée. La raideur de l'interface cohésive est mise à zéro sans dissipation

d'énergie lorsqu'un des deux critères est atteint. La deuxième consiste à rajouter en plus du critère en contraintes calculé dans l'élément d'interface une dissipation d'énergie. Cette formulation est identique à celle utilisée pour les interfaces de délaminage.

La version originelle est nommée « simple critère », celle comprenant deux critères en contraintes « double » critère et celle caractérisée par deux critères en contraintes et un en énergie « triple » critère. On représente l'influence de ces trois critères de ruine sur la courbe Contrainte/Déformation du « Petit » spécimen de drapage C3-1 sur la Figure IV-27. Les « Petits » spécimens étant ceux affectés par l'endommagement le plus important avant rupture totale, les différences sont *a priori* plus marquées sur ces derniers que sur les tailles supérieures.

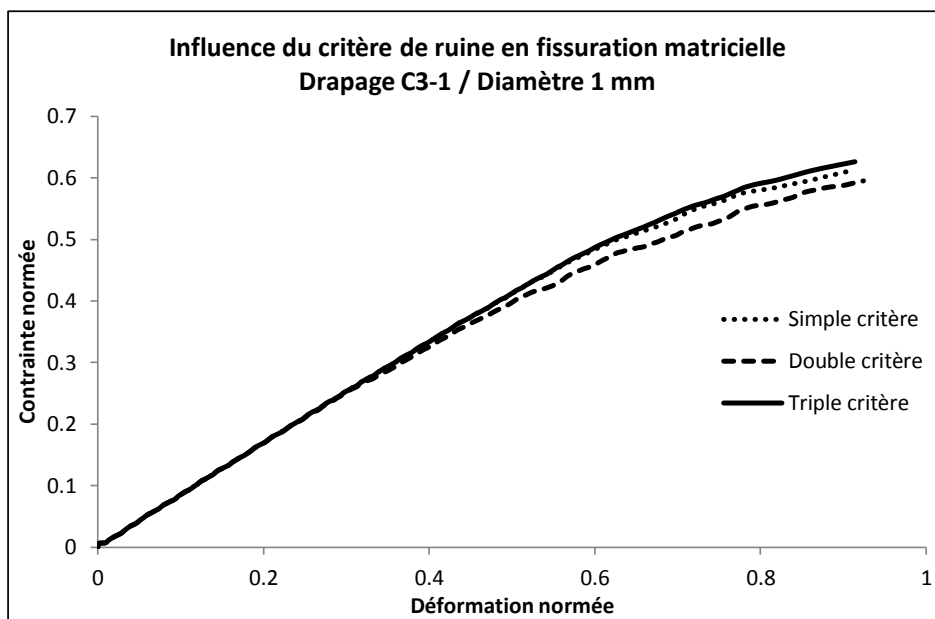


Figure IV-27 : Influence du critère de ruine en fissuration matricielle

Aucune différence significative n'est à signaler sur les scénarios de rupture pour les trois configurations testées. Pratiquement aucune différence n'est observée entre les courbes Contrainte/Déformation obtenues à partir des simulations calculées avec les « simple » et « triple » critères. Un léger écart est noté lorsqu'on a recours au « double » critère. Lorsqu'on rajoute un critère en contrainte calculé à l'intérieur de l'interface cohésive au critère en contrainte calculé dans les éléments voisins (simple critère), la propagation de la coupure est exagérée car la contrainte en pointe de coupure est théoriquement infinie et le « double » critère adopté ne dissipe pas d'énergie. Il est donc cohérent de trouver cette courbe Contrainte/Déformation en dessous des deux autres sur la Figure IV-27.

La formulation du critère de ruine ne semble donc pas avoir une importance fondamentale dans la simulation du comportement des éprouvettes trouées et soumises à de la traction. Cela est peut-être lié au fait que l'énergie dissipée lors de la fissuration matricielle est négligeable devant celle libérée lors de la rupture de fibres. On note de plus, qu'utiliser un critère en contrainte à l'intérieur de l'interface cohésive sans dissipation d'énergie donne des résultats erronés (surestimation des contraintes en pointe de coupure). Toutes les simulations présentées dans ces travaux sont donc réalisées avec un « simple » critère.

IV.4 Conclusion

La Figure IV-28 représente les contraintes à rupture expérimentales minimales et maximales ainsi que celles obtenues numériquement pour chaque couple (taille d'échantillon/drapage) étudié. Pour faciliter la visualisation des données, deux segments de droite ont été tracés entre les trois points (un par diamètre de trou) correspondant à chaque configuration. Les simulations numériques donnent des résultats excellents pour les drapages C3-1 et C3-2. La résistance à rupture du drapage C3-3 est légèrement minimisée (simulation numérique), probablement par l'absence de prise en compte de l'influence de l'épaisseur du pli central triple à 0° sur la ténacité de rupture de fibres (IV.3.3.3). L'écart maximal relevé entre les valeurs numériques et expérimentales qui est de 12%, est atteint pour l'échantillon « Moyen » du drapage C3-3.

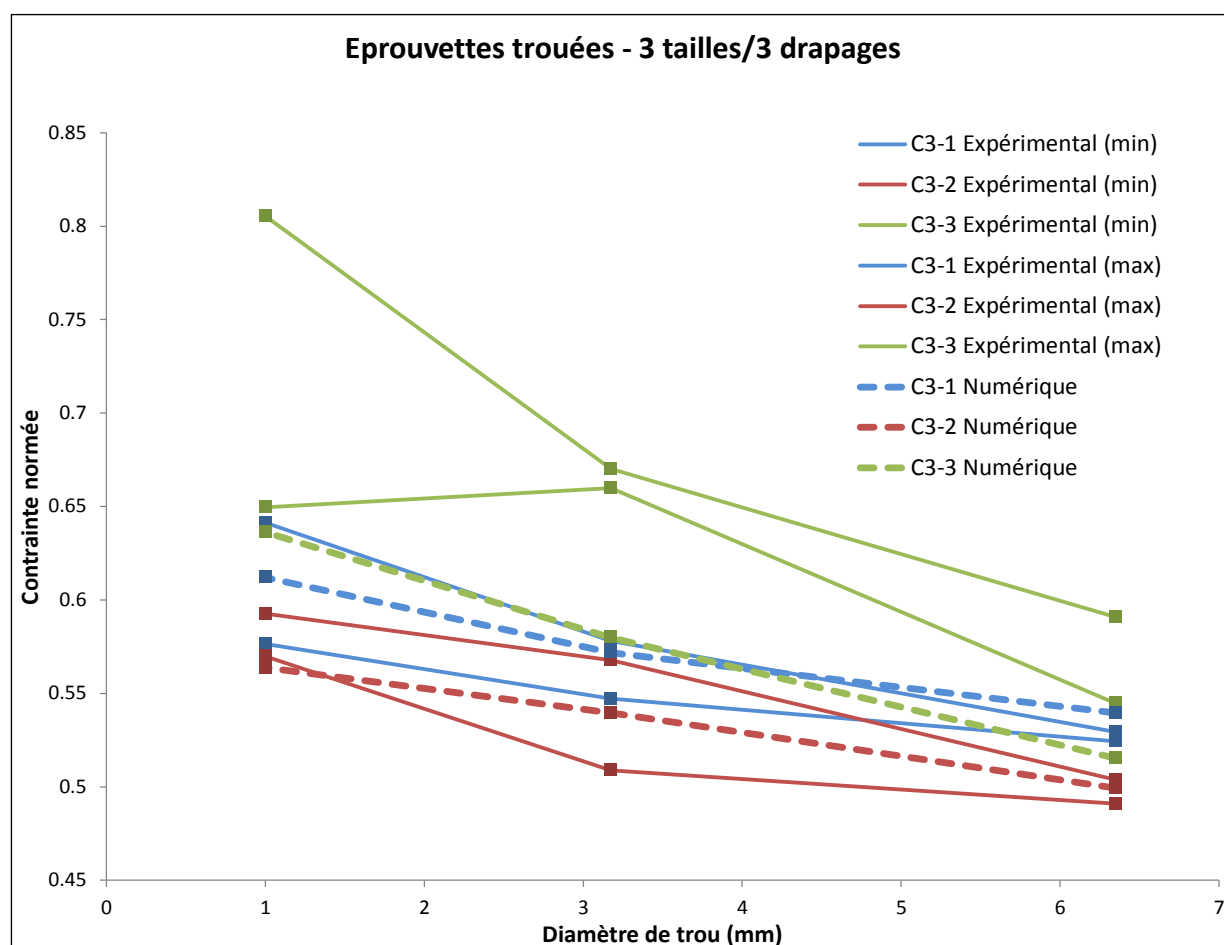


Figure IV-28 : Comparaison bilan des contraintes à rupture déterminées de manière numérique et expérimentale

IV.4.1 Effet d'échelle

L'effet d'échelle agissant sur les échantillons aux dimensions proportionnelles est régi par la quantité relative d'endommagement non-critique au voisinage du trou, plus particulièrement par les délaminages et ruptures de fibres. Comme cela a été explicité au paragraphe IV.3.3.4, les fissurations matricielles paraissent jouer plutôt un rôle de contention des délaminages que de lissage des contraintes comme c'était le cas pour les *splittings* en bord de trou observés par

[Achard et al., 2014], en majorité sur des plis à 0° en surface ou proches de celle-ci (par exemple sur $[0/45/90/-45]_{2s}$ et $[-45/0/0/45/0/90/45/-45/90/0/45/0/0/-45]$). La position des plis à 0° à l'intérieur du stratifié est en effet très importante : plus les plis à 0° sont entourés de plis de différentes orientations, moins il y a de *splittings* ; les plis internes orientés à 0° sont alors « protégés » [Achard et al., 2014]. Il semble donc cohérent de ne pas trouver une grande quantité de *splittings* dans les drapages examinés (C3-1, C3-2 et C3-3) : les plis orientés à 0° (simples épaisseurs) sont séparés par au moins 2 plis de la surface externe et le pli triple (C3-3), *a priori* plus propice aux *splittings* (IV.2.2.2), est séparé de la surface externe par 5 plis.

La Figure IV-29 compare l'étendue des délaminages et de la rupture de fibres du pli central à 0° des « Petits » spécimens à ceux des « Grands » : l'effet d'échelle observé sur la Figure IV-28 est confirmé.

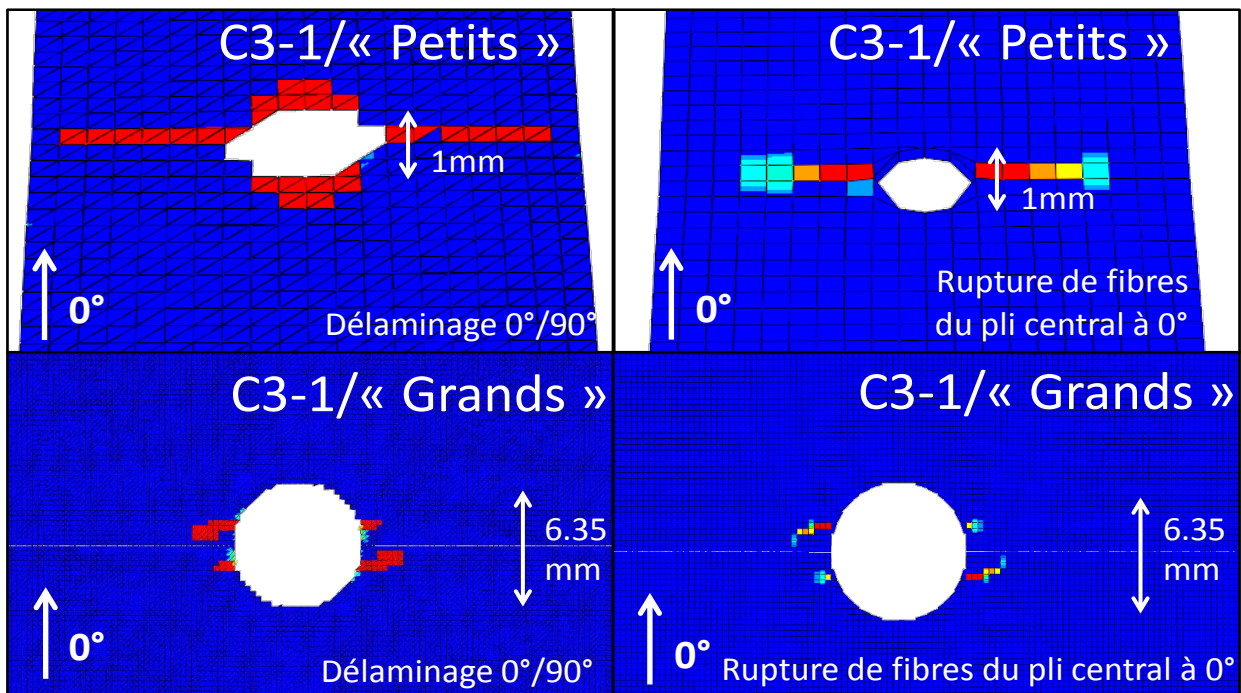


Figure IV-29 : Comparaison entre les « Petits » et « Grands » spécimens de l'étendue des délaminages et de la rupture de fibres juste avant rupture totale du stratifié C3-1 – (les éléments bleus et rouges correspondent respectivement à des états sains et totalement endommagés)

Pour des spécimens dépourvus de forte concentration de contraintes, la rupture peut s'initier à divers endroits. Par conséquent, statistiquement, plus le spécimen est de grande dimension, plus la probabilité d'avoir un défaut de taille donnée dans la structure augmente. Ce principe du « maillon le plus faible » ou théorie de Weibull, génère donc des contraintes à rupture inversement proportionnelles à la taille des spécimens [Camanho et Hallett, 2015]. Pour les spécimens troués et entaillés (Chapitre V), la contribution de cet effet statistique est négligeable car l'initiation de la rupture se déroule toujours en pointe de coupure. C'est pour cette raison que la théorie de Weibull n'est pas intégrée au « *Discrete ply model* » (II.4.5).

IV.4.2 Effets de drapage

Les courbes Contrainte/Déformation ainsi que les scénarios de rupture sont relativement similaires pour les trois drapages. On constate cependant une contrainte à rupture toujours plus élevée pour le drapage C3-3 que pour les deux autres drapages C3-1 et C3-2. Cette « supériorité » du drapage C3-3, liée à une excellente tenue lisse comparée aux deux autres drapages (**Chapitre III**) est légèrement amoindrie par la présence d'une concentration de contraintes : un trou circulaire. En effet, le drapage C3-3 s'avère être le plus sensible des drapages à la présence d'une découpe. Cela est probablement lié à une quantité d'effets de bord (lissant les contraintes en bord de trou) réduite par rapport aux deux autres drapages.

Cette tendance ($\sigma^\infty_{C3-2} \cong \sigma^\infty_{C3-1} < \sigma^\infty_{C3-3}$) est correctement retranscrite par le modèle éléments finis, sauf pour la plus grande taille de spécimen pour laquelle le modèle surestime la contrainte à rupture du drapage C3-1 et sous-estime celle du C3-3.

Chapitre V

Stratifiés entaillés sous sollicitation de traction uniaxiale – étude expérimentale et numérique

Sommaire

V.1	Introduction.....	106
V.2	Etude expérimentale	107
V.2.1	Matériau et dispositif d'essais.....	107
V.2.2	Résultats.....	109
V.2.2.1	Drapage C3-1	110
V.2.2.2	Drapages C3-2 et C3-3.....	114
V.2.2.3	Conclusions expérimentales	117
V.3	Etude numérique.....	119
V.3.1	Modélisation.....	119
V.3.1.1	Avancées par rapport à l'existant	122
V.3.2	Résultats.....	123
V.3.2.1	Drapage C3-1	124
V.3.2.2	Drapages C3-2 et C3-3.....	127
V.4	Conclusion.....	128

V.1 Introduction

Après avoir caractérisé les différences entre les trois drapages choisis pour l'étude, sur des spécimens lisses (**Chapitre III**) et sur des éprouvettes munies d'une première concentration de contraintes : un trou circulaire (**Chapitre IV**), les recherches portent sur la compréhension des phénomènes physiques associés à la propagation d'une coupure de type « *two-bay crack* » (Figure I-4 et Figure V-1) ainsi que sur l'établissement et la validation d'une modélisation numérique de la ruine d'un stratifié entaillé à l'aide du « *Discrete ply model* ».

En effet, dans l'optique d'étudier la sensibilité à la tolérance aux dommages dans les structures minces en matériaux stratifiés composites, l'effet de forts gradients de déformation locaux tels que ceux qui figurent en pointe d'entaille est particulièrement délicat à appréhender pour ce qui est de l'endommagement et des mécanismes de rupture. De tels gradients peuvent par ailleurs apparaître sur des structures aéronautiques en présence d'une coupure sur une zone de fuselage suite à un éclatement moteur, par exemple lorsqu'un fragment d'aube est éjecté et passe au travers du fuselage (Figure I-5). Dans ce cas, l'étude de l'endommagement et de la rupture est alors encore plus complexe du fait des singularités de conception, des courbures, des effets d'échelle et des chargements combinés incluant éventuellement des zones pressurisées.

Dans le cadre de ces travaux de thèse, ni la courbure du fuselage, ni la présence de raidisseurs n'ont été prises en compte car il faut considérer cette étude comme une première étape. L'analyse et la simulation de la propagation de coupure se font donc sur des plaques planes soumises à de la traction simple (Figure V-2).

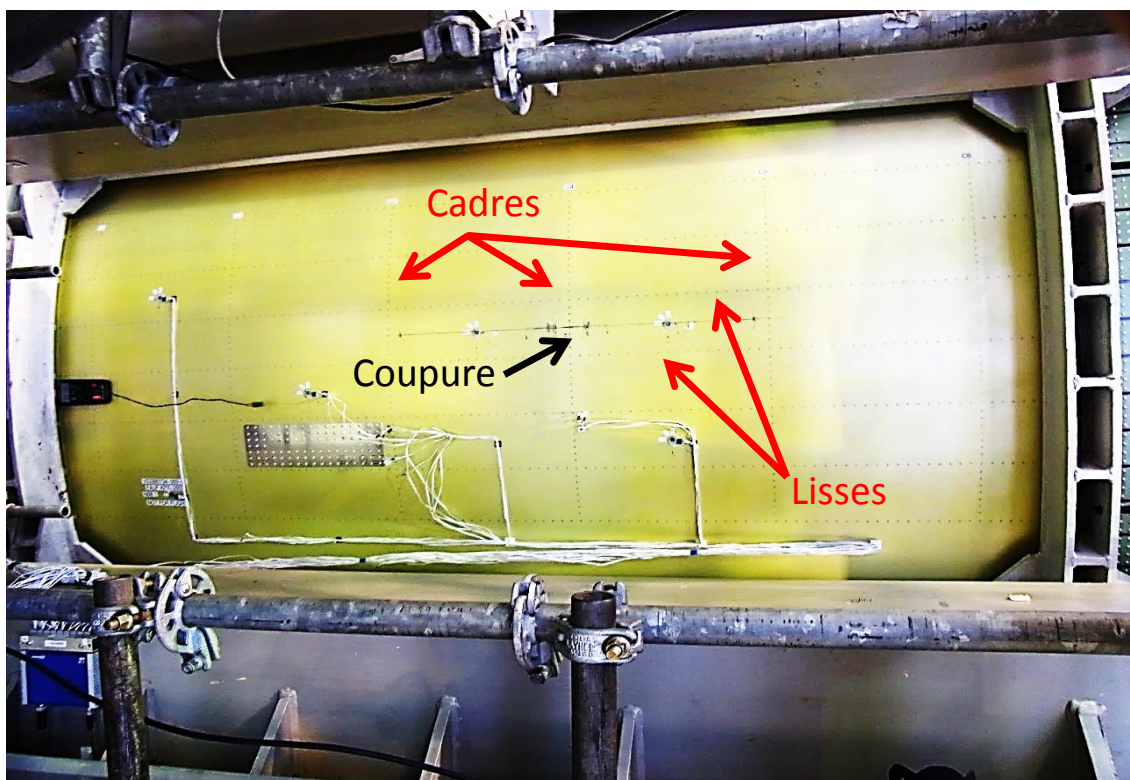


Figure V-1 : Essais multiaxiaux sur un tronçon de fuselage comprenant une coupure de type « *two-bay crack* »

V.2 Etude expérimentale

V.2.1 Matériau et dispositif d'essais

Le même matériau (T700/M21) et les mêmes séquences d'empilement (C3-1, C3-2 et C3-3) que ceux analysés au **Chapitre III** et au **Chapitre IV** sont mis à contribution. Les éprouvettes sont fabriquées par AGI (mise en place des talons comprise). Elles possèdent une surface utile de $180 \times 300 \text{ mm}^2$ (Figure V-2) et sont munies d'une coupure en leur centre, de longueur 30mm et de rayon de fond d'entaille 0.5mm. De la même manière que pour les trous de différents diamètres (**Chapitre IV**), ces coupures ont été réalisées par la société Façons Mécaniques à l'aide d'une fraise diamantée.

Quatre mors en aluminium (Figure V-3) ont été conçus pour l'occasion car aucun de ceux existants ne permettait de serrer un spécimen d'une largeur de 180mm. Les dimensions de ces derniers sont précisées en **Annexe III**.

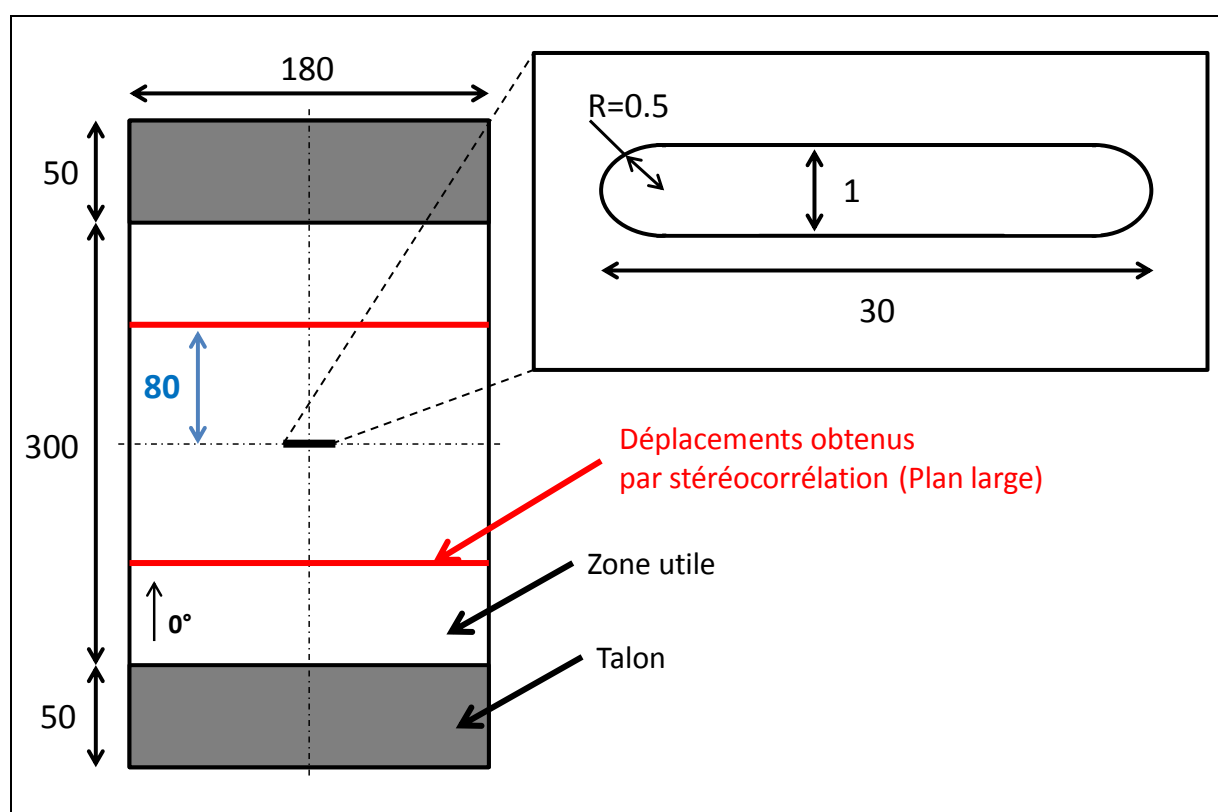


Figure V-2 : Description des éprouvettes entaillées (dimensions en mm)

Les essais sont réalisés (commande en déplacement, 0.02mm/s) dans des conditions d'humidité et de température ambiantes. Le suivi est effectué de la même façon que pour les éprouvettes trouées (un capteur de déplacement LVDT, le capteur d'effort de la machine de traction SCHENCK, deux caméras de stéréocorrélation et une caméra infrarouge).

Les éprouvettes entaillées glissent encore à l'intérieur des mors lors des essais et la mesure du déplacement issue de la stéréocorrélation (VIC 3D) est à nouveau prise en compte pour déterminer une déformation sur la distance considérée (80mm de chaque côté de l'entaille, Figure V-2).

Quatre éprouvettes sont testées jusqu'à rupture totale pour les drapages C3-1 et C3-3, trois pour le drapage C3-2. La numérotation des échantillons est explicitée Table V-1. Différentes configurations concernant le champ des caméras (Plan rapproché/Plan large) ont été utilisées pour essayer d'obtenir le maximum d'informations sur les scénarios de rupture. Les courbes présentées Figure V-4 sont par conséquent issues des configurations où les caméras de stéréocorrélation visualisent une grande partie de l'éprouvette (Plan large). Pour les configurations « Plan rapproché », seules les contraintes à rupture sont déterminées (par l'intermédiaire du capteur de force de la machine) et sont représentées par des flèches sur la Figure V-4. De plus, il est à noter qu'une erreur de manipulation pour la prise de vue des caméras de stéréocorrélation pour l'éprouvette n°9 ainsi que pour la caméra infrarouge pour l'éprouvette n°7 rend l'utilisation de ces images impossible.

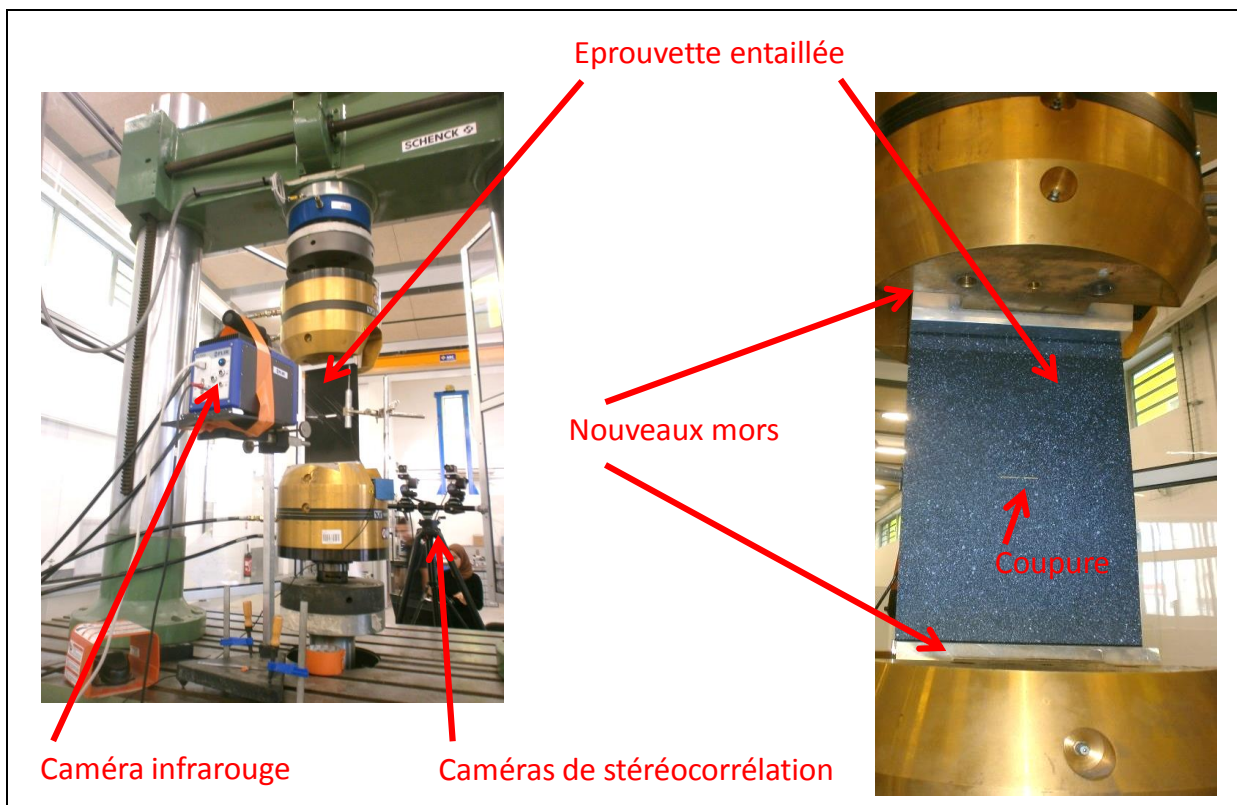


Figure V-3 : Dispositif expérimental pour un essai de traction quasi-statique sur les éprouvettes entaillées

Drapages	C3-1	C3-2	C3-3
Numéros des éprouvettes testées	1, 2, 3, 4	5, 6, 7	8, 9, 10, 11
Caméra infrarouge	Plan rapproché (1, 2, 3) Plan large (4)	Plan rapproché (6) Plan large (5)	Plan rapproché (8, 9) Plan large (10, 11)
Caméras de stéréocorrélation	Plan rapproché (4) Plan large (1, 2, 3)	Plan rapproché (5) Plan large (6, 7)	Plan rapproché (10, 11) Plan large (8)

Table V-1 : Numérotation des éprouvettes entaillées

V.2.2 Résultats

De la même manière que pour les éprouvettes lisses et trouées, les valeurs de contrainte et de déformation sont normées en prenant comme référence les valeurs maximales obtenues, c'est-à-dire celles correspondant au spécimen lisse numéro 8 (Table III-1). On note que les contraintes à rupture des spécimens « Entaillés », regroupées Table V-2 sont largement inférieures à celles relevées pour les spécimens troués.

Spécimens	C3-1		C3-2		C3-3	
	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)
« Lisses »	81	2.5	79	3.7	99	1.5
« Petits »	61	4.4	58	1.6	71	9.4
« Moyens »	56	1.7	54	4.5	67	0.7
« Grands »	53	0.5	50	1.3	57	4.1
« Entaillés »	38	2.5	41	5.0	40	1.7

Table V-2 : Résultats des essais sur les éprouvettes lisses, trouées et entaillées

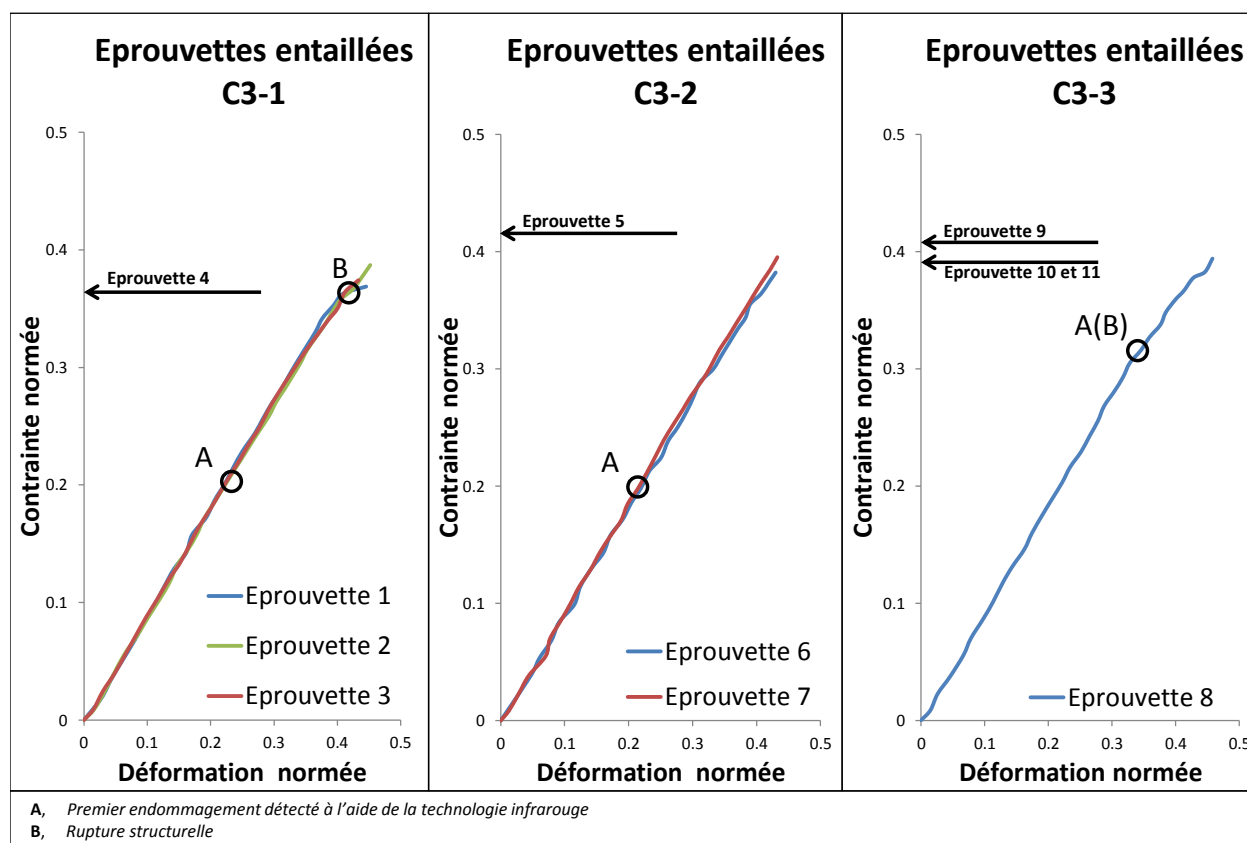


Figure V-4 : Courbes Contrainte/Déformation pour les éprouvettes entaillées (trois drapages)

En moyenne, les drapages C3-2 et C3-3 affichent une contrainte à rupture légèrement plus élevée que le drapage C3-1. Les différences entre les drapages se sont fortement atténuées en comparaison des essais lisses et troués. Les contraintes à rupture étant plus faibles que pour les troués, les effets de bords deviennent insignifiants.

Pratiquement aucune perte de raideur (**B**) avant rupture totale des stratifiés n'est à signaler sauf pour l'éprouvette n°1 (drapage C3-1) et l'éprouvette n°8 (drapage C3-3).

V.2.2.1 Drapage C3-1 : $[45/-45/X/X/X/90/0_{0.5}]_S$

V.2.2.1.1 Scénario et faciès de rupture

Les premiers endommagements observés sur le drapage C3-1 à partir du point **A** (Figure V-6) peuvent être des décohésions fibre/matrice, de la fissuration matricielle, du délaminage ou bien de la rupture de fibres. Le mode de rupture libérant le plus d'énergie est évidemment la rupture de fibres. Une augmentation locale de la température de l'ordre du degré, comme observée Figure V-6 semble dénoter un tel mode d'endommagement. Les autres modes de rupture, moins énergétiques, augmentent localement la température de quelques dixièmes de degré au maximum [Lisle, 2014].

Une fois la propagation amorcée, on remarque des dégagements de chaleur sur la partie droite de l'entaille (« Plan rapproché » pour les éprouvette n°1, 2 et 3, Figure V-6). Ces derniers semblent relativement symétriques de part et d'autre de l'entaille (« Plan large » pour l'éprouvette n°4, Figure V-6). L'endommagement continue ainsi à progresser et une rupture finale brutale s'ensuit. La rupture se propage de manière explosive, légèrement orientée de quelques degrés par rapport à l'horizontale. Après rupture du stratifié, on obtient un faciès de rupture de type « *pull-out* » symétrique observable Figure V-5.

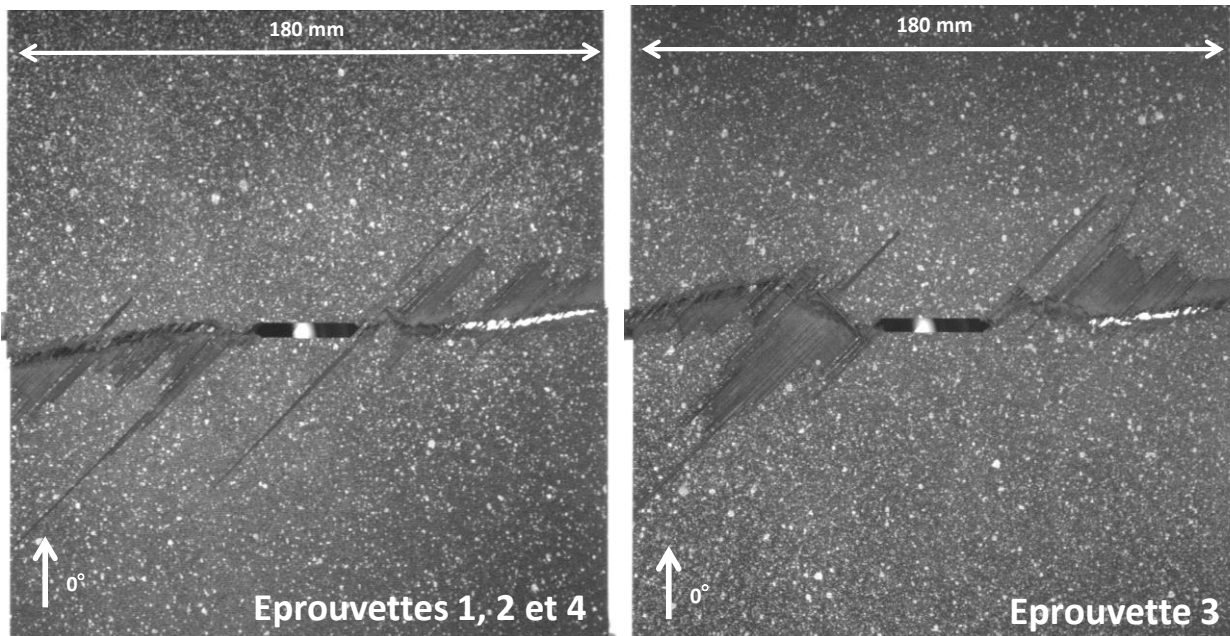


Figure V-5 : Faciès de rupture du drapage C3-1

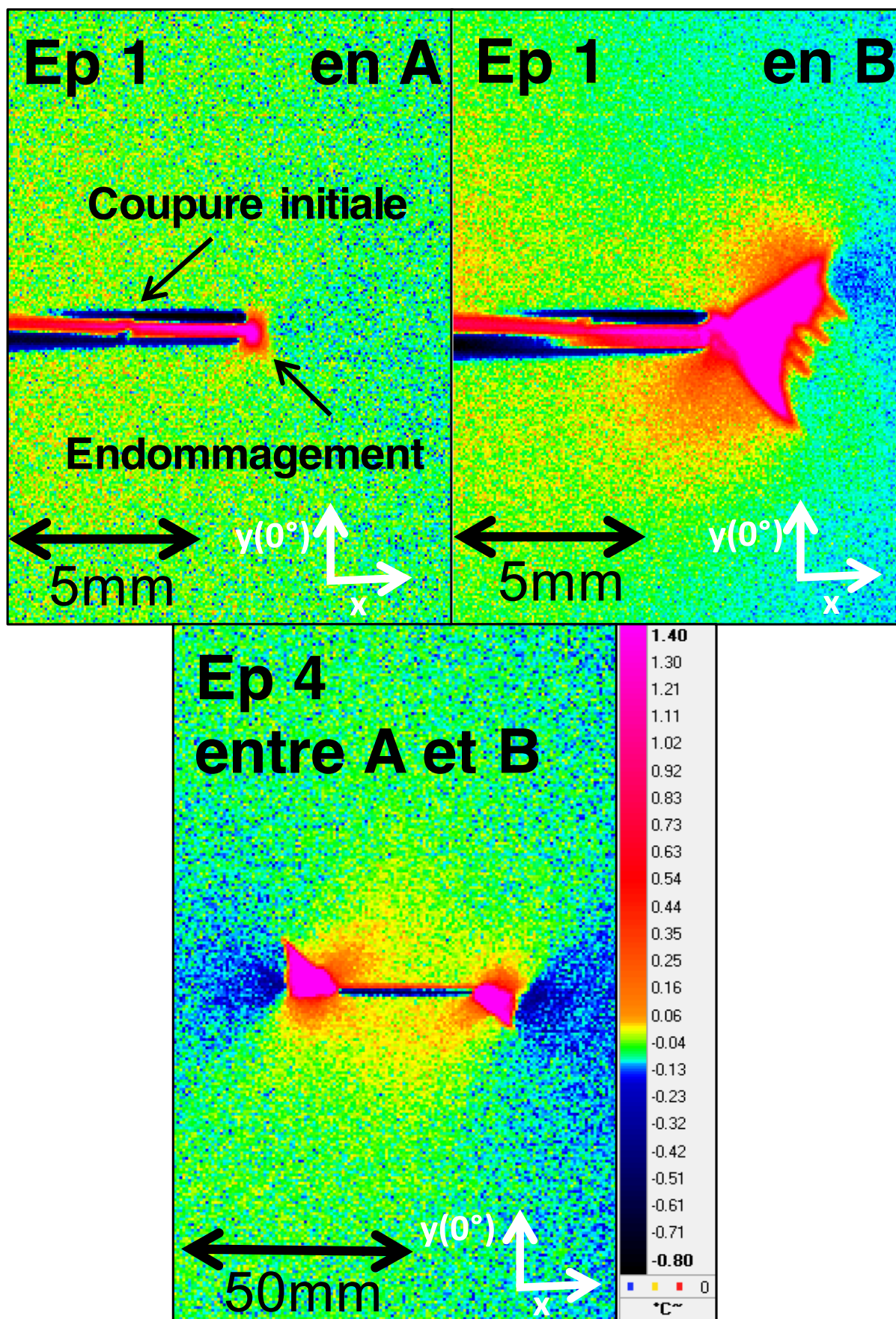


Figure V-6 : Cartographies infrarouges des éprouvettes entaillées n°1 (Plan rapproché) et n°4 (Plan large)

V.2.2.1.2 Evolution de la longueur de coupure

Afin de permettre l'application d'un nouveau critère de comparaison des résultats numériques aux résultats expérimentaux, deux tentatives pour déterminer l'évolution de la longueur de coupure au cours de l'essai ont été mises en place. La première utilise la technique de corrélation d'images, la deuxième, le suivi par caméra infrarouge.

V.2.2.1.2.1 Avec l'utilisation de la corrélation d'images

A l'aide de la corrélation d'images, nous avons déterminé l'évolution de la longueur de coupure au cours de l'essai de traction. Dans cette optique, nous avons analysé le champ de déformation longitudinale (ϵ_{yy}) au droit de l'entaille à différents instants de l'essai (Figure V-7 et Figure V-8). La progression de l'essai est caractérisée par la déformation moyenne de l'éprouvette normée par la déformation à rupture lisse maximale (obtenue pour le spécimen lisse n°8) : $\epsilon_{moyenne}$. On compare le champ de déformation longitudinale (ϵ_{yy}) à la déformation à rupture de la fibre en traction (ϵ_0^T , Table II-2) et, en supposant que la déformation soit constante dans l'épaisseur du stratifié (hypothèse forte), on peut approximer jusqu'où (selon \vec{x}) les fibres sont rompues.

La position indiquée est l'abscisse relative au droit de l'entaille (position / longueur de ligament), 0 correspondant au bord d'entaille et 1 au bord de l'éprouvette. Pour la représentation (Figure V-7), la déformation ϵ_{yy} est normée par la déformation à rupture de la fibre (ϵ_0^T). La partie violette correspond aux déformations (ϵ_{yy}^{normee}) inférieures ou égale à 1.

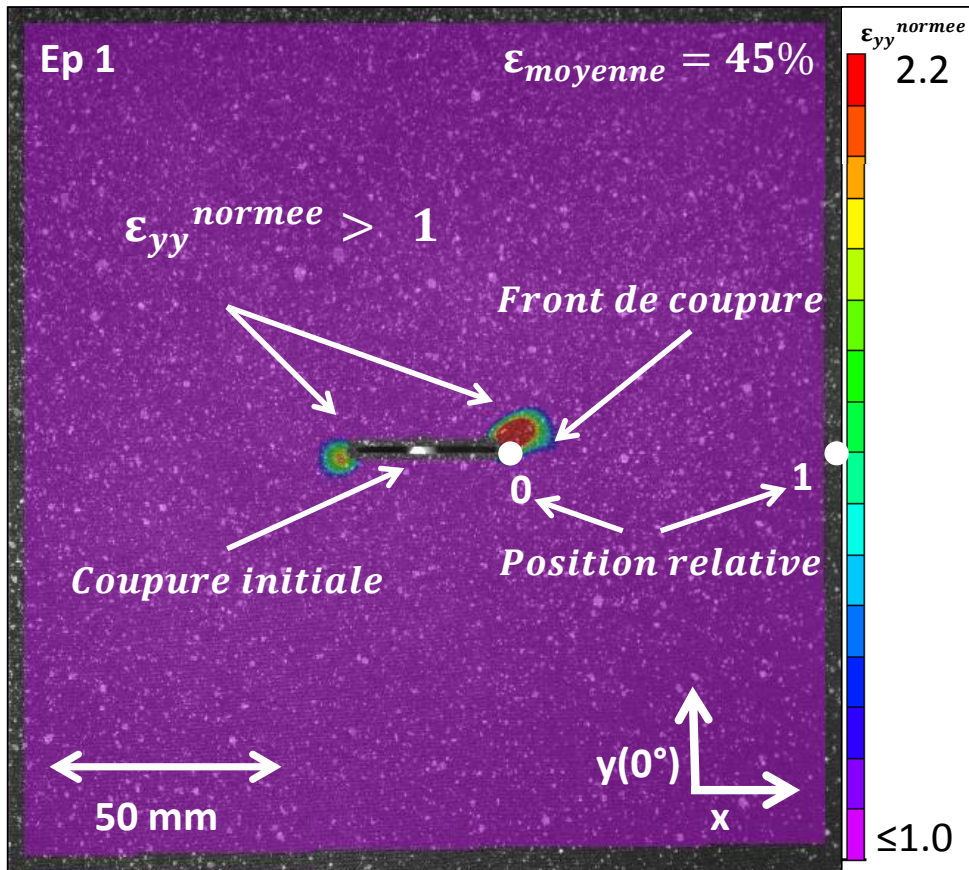


Figure V-7 : Détermination de l'extension de coupure par corrélation d'images

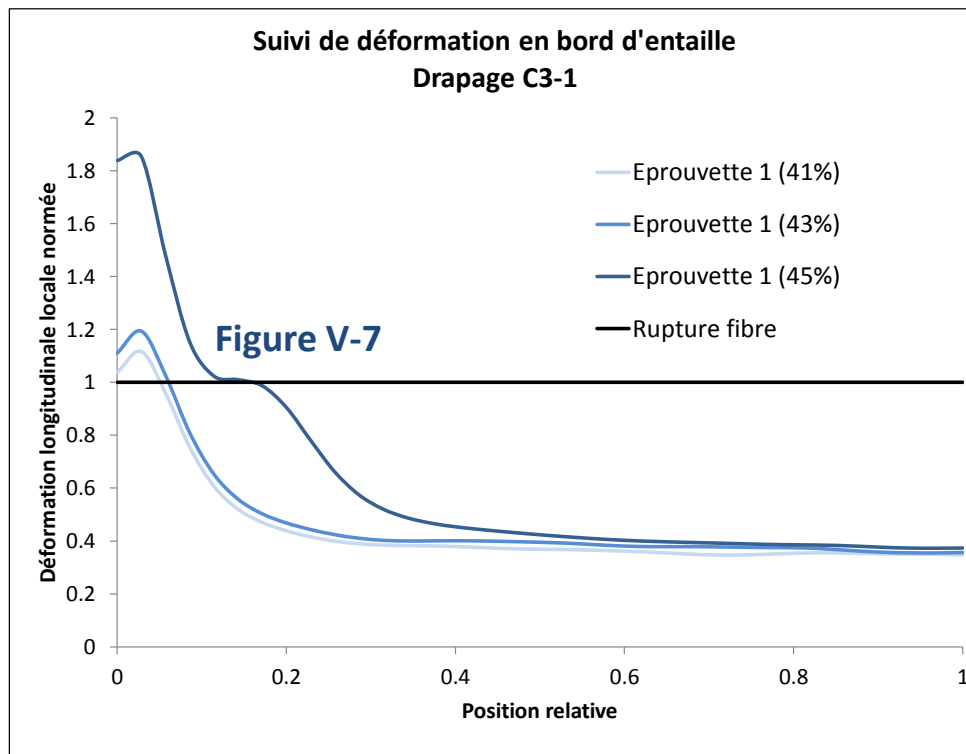


Figure V-8 : Suivi de la déformation longitudinale en bord de coupure par corrélation d'images

Il est alors aisé d'obtenir à partir de la Figure V-8, l'évolution de la longueur de coupure en fonction de la déformation moyenne normée ($\epsilon_{moyenne}$) imposée. Cette évolution est représentée Figure V-9. Il faut cependant considérer avec précaution l'évolution de l'endommagement obtenu car il est mesuré sur le pli extérieur. Les délaminages entre les différents plis empêchant une déformation constante dans l'épaisseur du stratifié, on peut donc observer une déformation différente de celle des plis à 0° . De plus, le pli observé « plastifie » probablement un petit peu ; ainsi une déformation observée supérieure à celle liée à la rupture de fibre n'est pas forcément synonyme de rupture.

V.2.2.1.2.2 Avec l'utilisation de la technologie infrarouge

Le suivi par caméra infrarouge est ensuite assuré afin de déterminer l'évolution de coupure d'une autre manière. Les ruptures de fibres étant très énergétiques, elles produisent un fort dégagement de chaleur au regard des autres endommagements ; il suffit donc de relever les positions et distances des forts dégagements de chaleur (Figure V-6). Il est ainsi possible de comparer les résultats donnés par les deux méthodes (Figure V-9). On remarque à l'aide du suivi par émission infrarouge que des endommagements apparaissent très tôt lors de l'essai.

Avant le point **D** (Figure V-9), la longueur de coupure doit être petite, elle est donc cachée à l'intérieur du stratifié avec des délaminages autour, ce qui explique l'absence de détection par corrélation d'images. Après **D**, les endommagements (rupture fibre, fissuration matricielle et délaminage) deviennent importants en bord de coupure et génèrent sur le pli en surface une déformation supérieure à celle de la fibre seule.

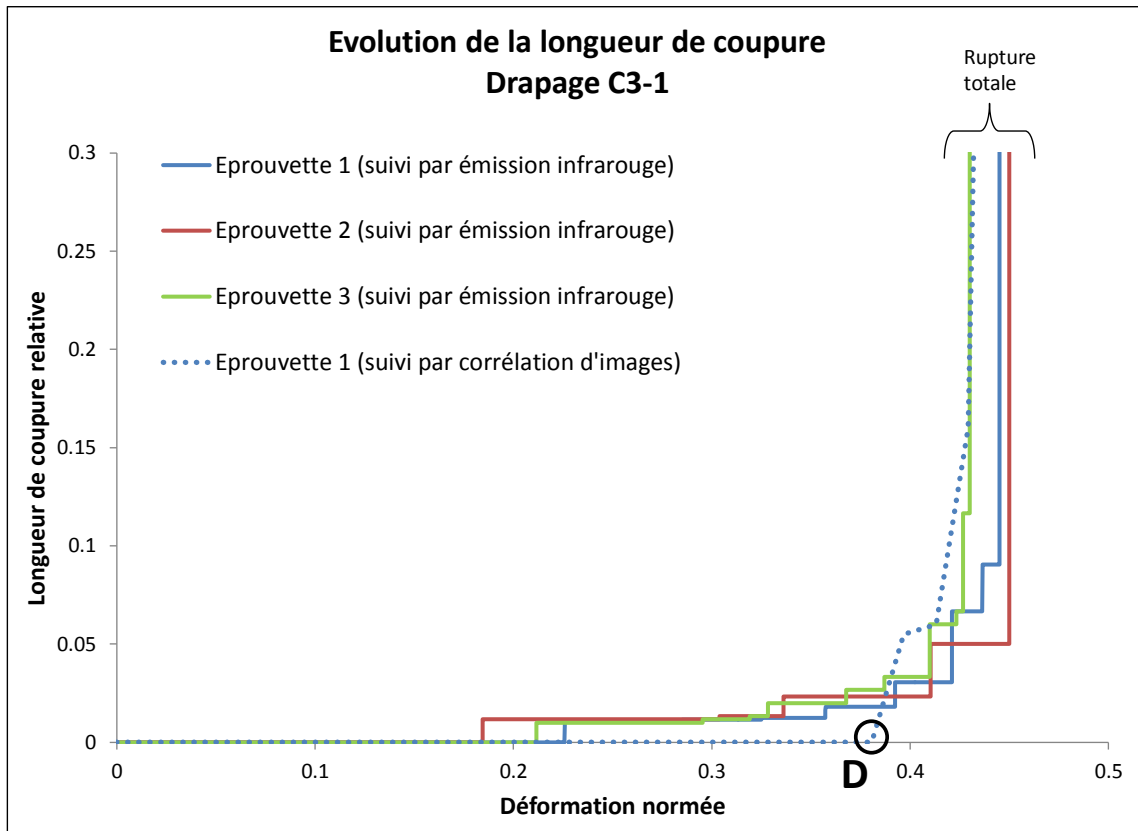


Figure V-9 : Comparaison des méthodes d'évaluation de la longueur de coupure

La méthode de détermination de l'évolution de la longueur de coupure la plus pertinente semble être celle qui requiert la technologie infrarouge. Cette dernière n'utilise pas l'hypothèse forte d'une déformation constante dans l'épaisseur du stratifié. Elle doit néanmoins légèrement surestimer la longueur de coupure à cause de la propagation de chaleur dans le stratifié. En effet, lors d'une rupture de fibres d'un pli à 0° loin de la surface libre, la chaleur émise se propage vers la surface jusqu'à être détectée par la caméra infrarouge. Durant cette période, elle se propage aussi dans le plan du stratifié.

V.2.2.2 Drapages C3-2 : $[X/X/X/X/0/90/0_{0.5}]_5$ et C3-3 : $[X/X/X/X/X/0/0_{0.5}]_5$

V.2.2.2.1 Scénario et faciès de rupture

Les scénarios de rupture des drapages C3-2 et C3-3 sont très similaires à celui observé pour le drapage C3-1. A partir du point **A** (Figure V-4), les endommagements progressent de chaque côté de l'entaille et conduisent les spécimens à la rupture totale.

Les faciès de rupture présentés Figure V-10 et Figure V-11-a révèlent des propagations de coupure orientées à $\pm 45^\circ$ (forme en « Z ») pour les deux drapages. En réalité, lorsqu'on examine plus précisément les éprouvettes post-mortem, il semblerait que la rupture des fibres orientées à 0° se soit quand même propagée selon une direction approximativement orthogonale à la direction de traction (Figure V-11-b).

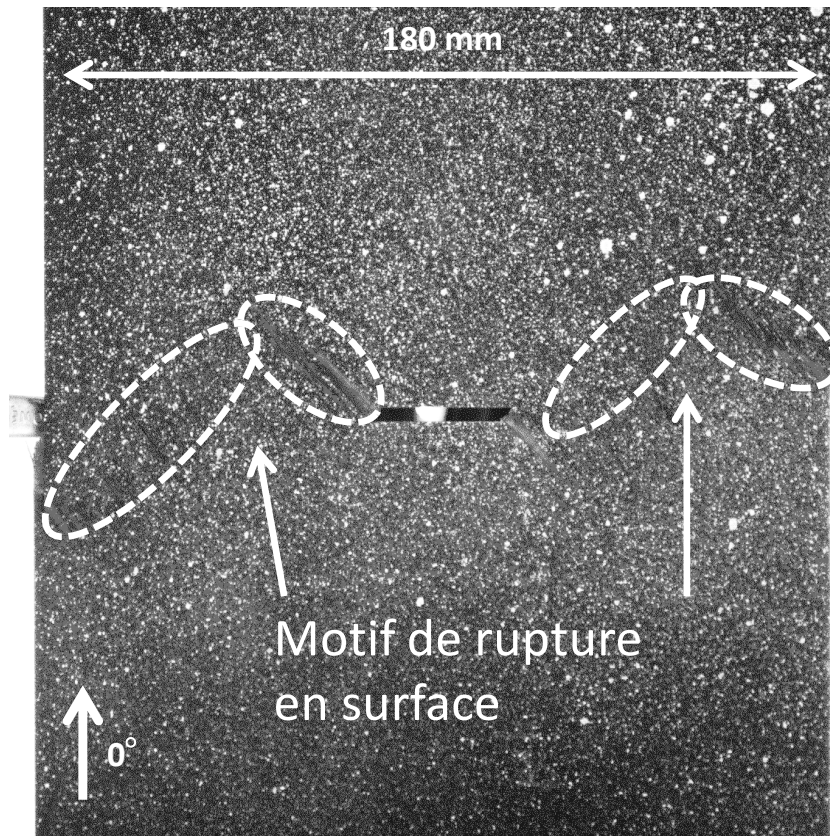


Figure V-10 : Faciès de rupture du drapage C3-2

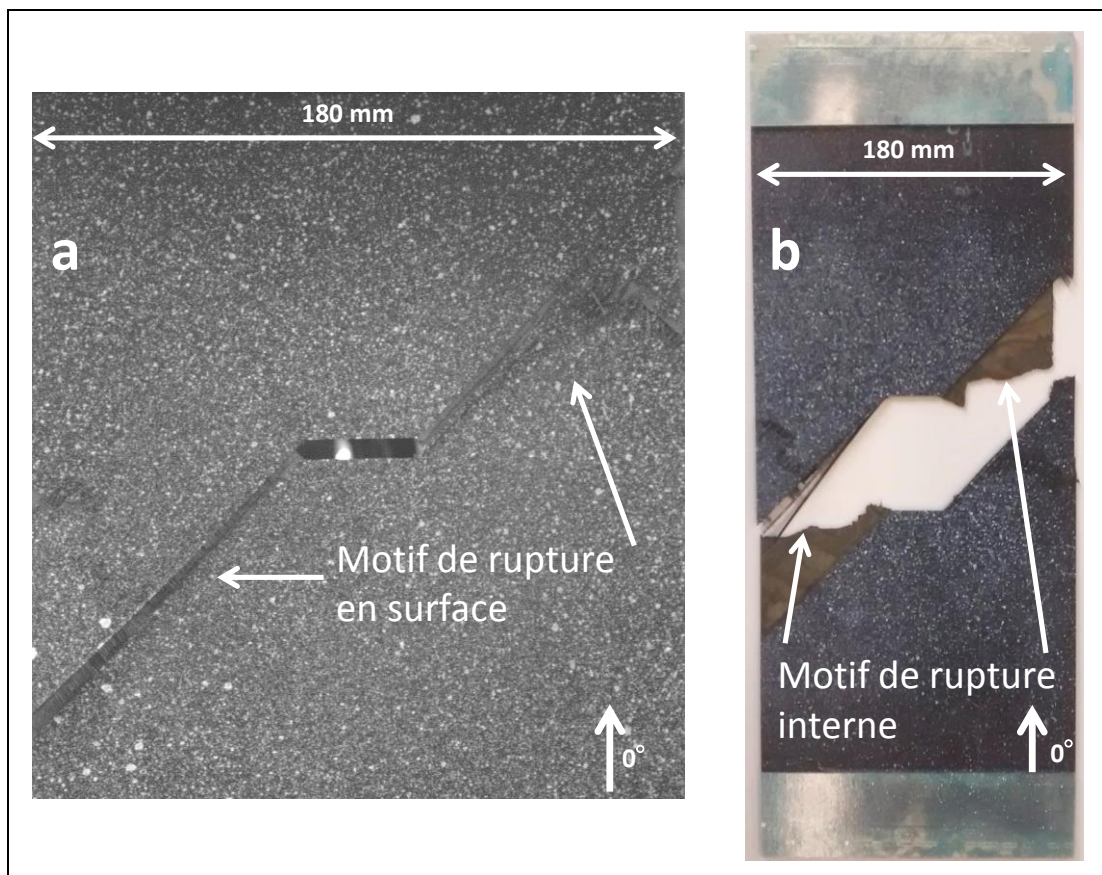


Figure V-11 : Faciès de rupture en surface (a) et interne (b) du drapage C3-3

Les évolutions des longueurs de coupure sont déterminées par suivi infrarouge de la même manière que pour le drapage C3-1 et sont présentées Figure V-12 et Figure V-13.

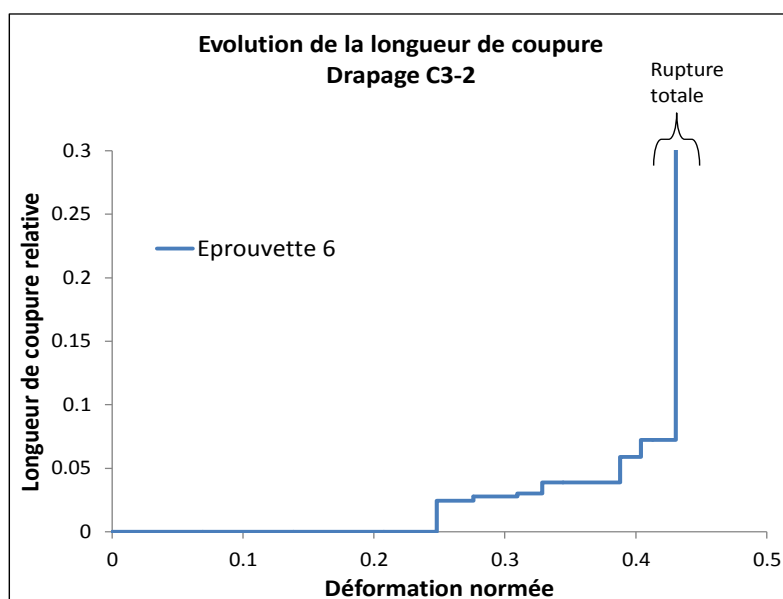


Figure V-12 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-2) déterminée à l'aide de la technologie infrarouge

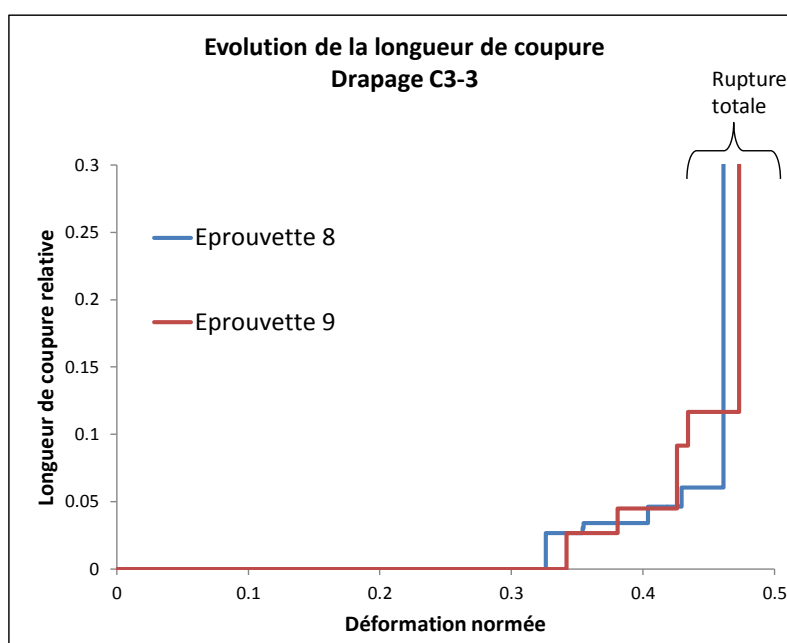


Figure V-13 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-3) déterminée à l'aide de la technologie infrarouge

En comparant les évolutions des longueurs de coupure pour les trois drapages, la propagation de coupure semble s'initier plus tôt pour le drapage C3-1 que pour le drapage C3-2, et plus tôt pour le drapage C3-2 que pour le drapage C3-3. L'étendue de la propagation stable de coupure maximale (juste avant rupture totale) varie entre 5 et 12% du ligament (75mm) sans différences significatives entre les trois drapages.

V.2.2.3 Conclusions expérimentales

Sur l'ensemble des essais de traction uniaxiale, le drapage C3-3 semble être le meilleur candidat en terme de contrainte à rupture nette (Figure V-14). On note néanmoins que les différences entre les différents drapages se réduisent lorsque la contrainte à rupture diminue (les effets de bords sont moins significatifs).

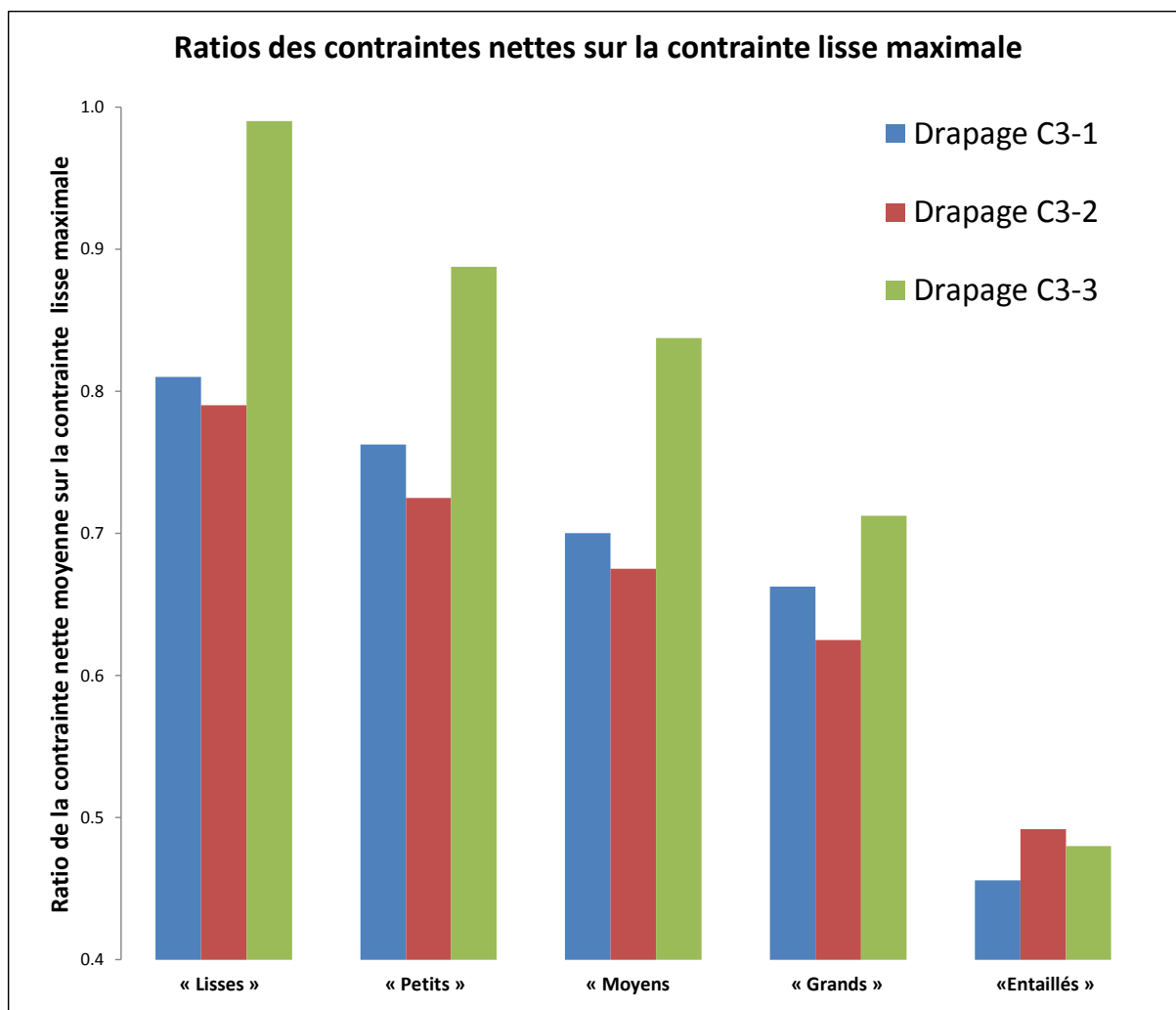


Figure V-14 : Bilan des contraintes moyennes (nettes) à rupture

Les contraintes nettes à rupture obtenues pour les entaillés (Figure V-14), largement inférieures à celles obtenues pour les spécimens troués, sont majoritairement liées à la différence de facteur d'intensité de contraintes entre les entailles et les trous. On montre en effet, en utilisant la mécanique linéaire élastique de la rupture (**Annexe IV**), que pour un cas théorique de traction à l'infini, le facteur d'intensité de contraintes (FIC) en pointe d'entaille est supérieur à celui en pointe de fissure émergeant d'un trou circulaire (avec les ratios longueur de trou/entaille sur largeur d'éprouvette étudiés ici). Cette différence de comportement peut expliquer le fait que la rupture de fibres apparaisse beaucoup plus tôt pour les éprouvettes entaillées que pour les éprouvettes trouées.

L'évolution du ratio (R) des FIC (Entaille/Trou fissuré) déterminé en utilisant l'hypothèse d'un comportement isotrope est présentée Figure V-15. Lorsque $x=0$, le trou circulaire n'est muni d'aucune fissure, il n'y a donc pas de singularité, donc le facteur de contraintes associé au trou

devient nul et par conséquent le ratio R diverge. Selon la Figure V-15, lors de la propagation, l'entaille apparaît longtemps ($x=8\text{mm}$) plus critique que le trou fissuré ($R>1$), ce qui justifie une propagation de coupure pour les éprouvettes entaillées obtenue pour une contrainte à rupture totale inférieure à celle des éprouvettes trouées. Cette propagation étant probablement accélérée par un rapport longueur/largeur de la zone utile d'éprouvette (1.7) très inférieur à celui des éprouvettes trouées (5.6).

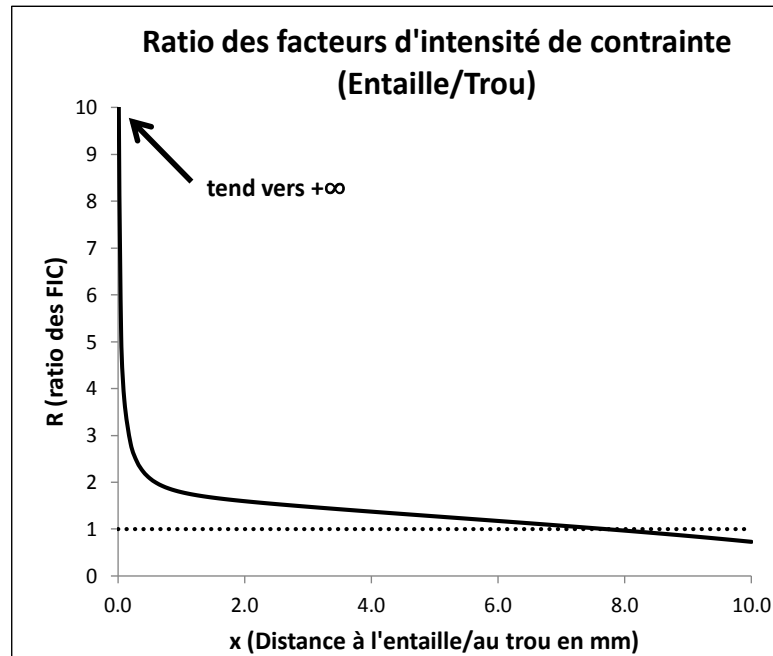


Figure V-15 : Ratio des facteurs d'intensité de contrainte (Entaille/Trou)

On remarquera que comme pour les spécimens troués, des essais arrêtés suivis de microtomographies aux rayons-X ont été réalisés (une éprouvette par drapage, à 80% de la contrainte à rupture). Aucun endommagement n'a été détecté excepté de la fissuration matricielle dans les plis à 90° pour le drapage C3-1. Ces observations semblent en forte contradiction avec le suivi infrarouge qui indique de nombreux dégagements de chaleur. Une justification possible est que la résolution de la micro-tomographie reste trop faible ($20\mu\text{m}$) pour observer les phénomènes extrêmement localisés que sont les ruptures de fibres (diamètre de fibre : $7\mu\text{m}$). Il sera nécessaire à l'avenir de poursuivre ces investigations afin d'éclaircir ce point.

Dans le but de jauger la sensibilité des différents drapages à la coupure (trou et entaille), le ratio entre les contraintes à rupture nettes (moyennes) et les contraintes à rupture (moyennes) des éprouvettes lisses est déterminé (Figure V-16). Les drapages C3-1 et C3-2 semblent moins sensibles à la présence de la coupure que le C3-3. On retrouve la même tendance que celle observée pour les éprouvettes trouées. Les justifications développées au paragraphe **IV.2.2** semblent donc toujours valides pour le cas des éprouvettes entaillées.

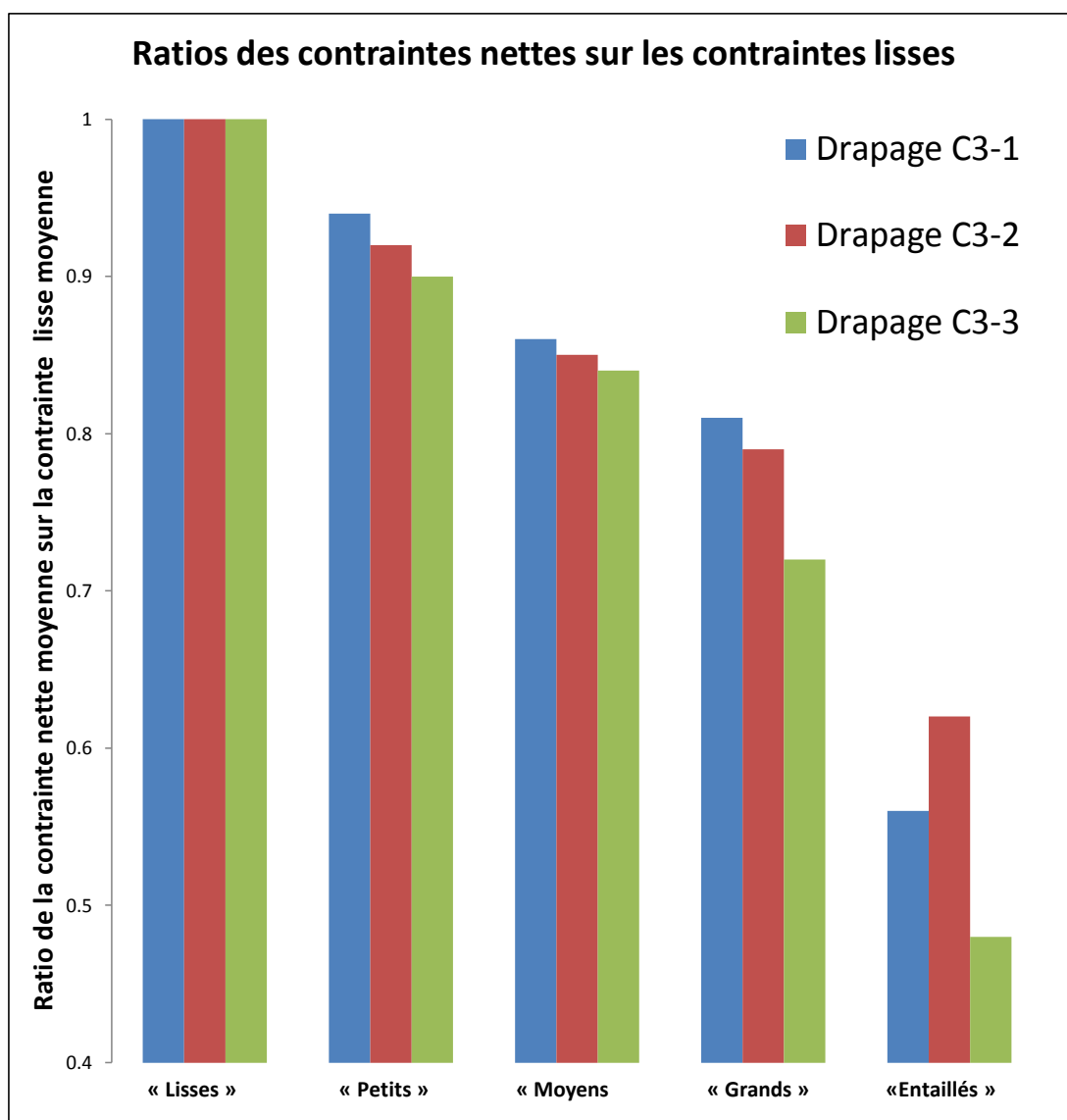


Figure V-16 : Sensibilité au trou et à l'entaille des trois drapages

V.3 Etude numérique

De la même manière que pour les éprouvettes trouées, le « *Discrete ply model* » a été mis à contribution pour simuler le comportement des éprouvettes entaillées. Pour cela, diverses modifications ont été effectuées (Table V-3).

V.3.1 Modélisation

Les éprouvettes ayant de grandes dimensions ($180 \times 300 \text{ mm}^2$), mailler tout le stratifié avec la même densité de maillage aurait conduit à des coûts de calculs prohibitifs. Pour pallier cette difficulté, les deux types d'éléments utilisés pour les éprouvettes trouées ont été conservés (éléments endommageables : C3D8 et COH3D8, et éléments non endommageables : C3D8R – respectivement en bleu et gris sur la Figure V-17), et un troisième type a été ajouté : des éléments C3D8 loin de la coupure (en blanc sur la Figure V-17) avec un seul élément dans l'épaisseur. On donne alors à ce dernier le comportement homogénéisé du stratifié. De nombreuses itérations ont été nécessaires pour déterminer les tailles des trois zones

correspondant aux trois types d'éléments utilisés. La zone bleue (3) a été réduite autant que possible en perturbant au minimum la propagation de la coupure. La connexion entre les gros éléments de la zone 1 et les éléments de la zone 2 se fait par l'intermédiaire d'un collage cinématique : les nœuds des différents plis à la frontière entre la zone 1 et 2 sont contraints de suivre le déplacement de la face de l'élément de la zone 1 correspondant (fonction « *TIE* » sur Abaqus).

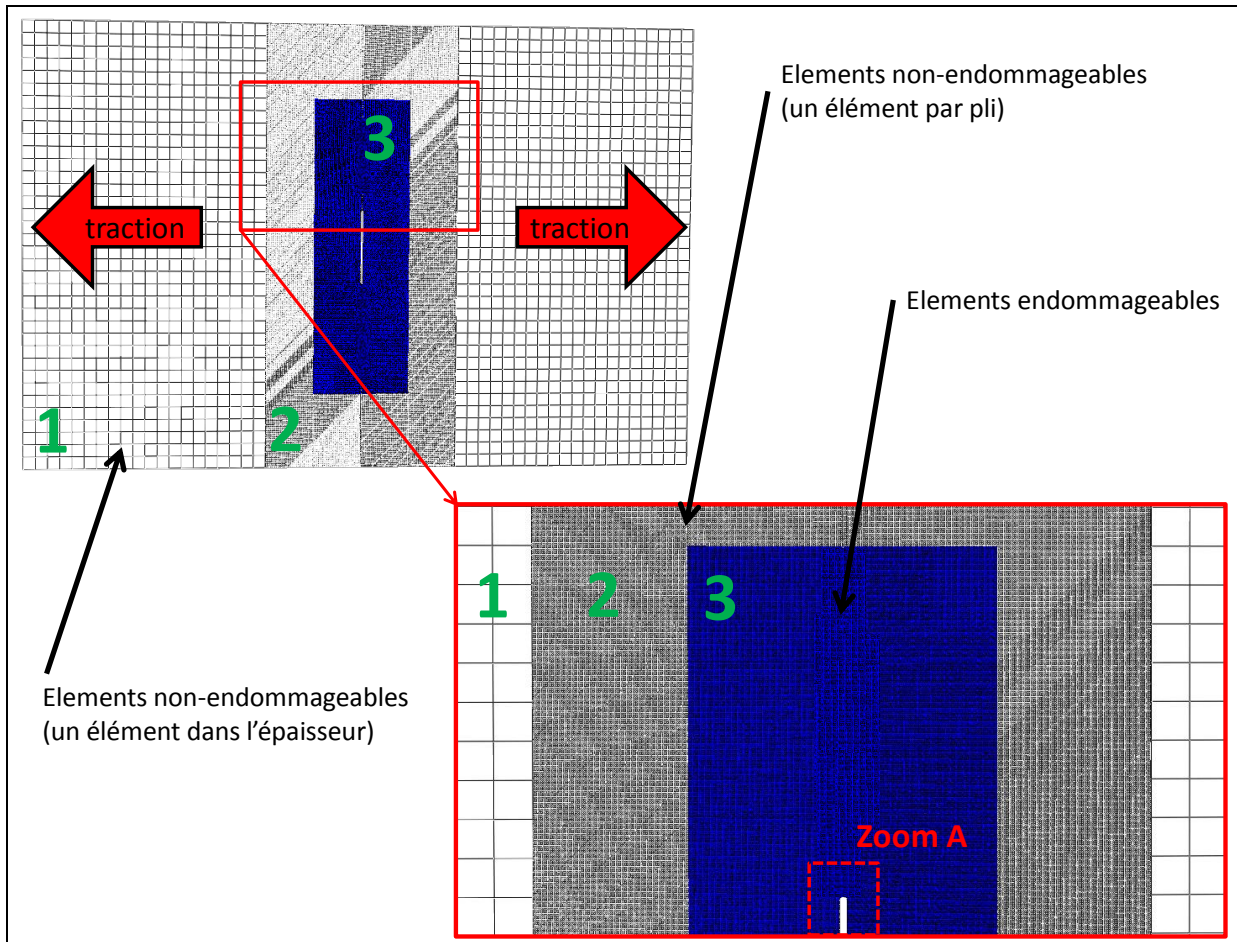


Figure V-17 : Modèle numérique d'un spécimen entaillé soumis à de la traction simple

Le maillage de trous circulaires a été adapté pour représenter des coupures à fonds circulaires. La taille des éléments utilisée en zone utile (3) est la même que celle adoptée pour les simulations lisses et trouées : 2 fois l'épaisseur du pli soit 0.25mm.

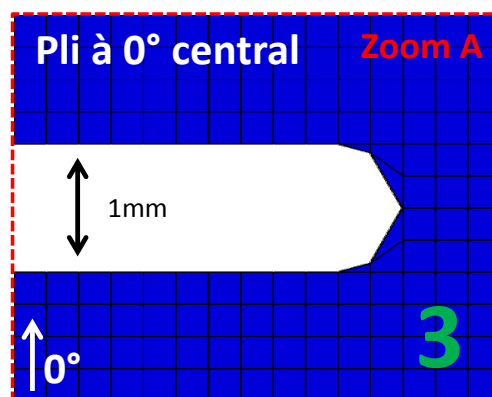


Figure V-18 : Maillage du fond de coupure pour un pli orienté à 0°

Pour la simulation du comportement des éprouvettes entaillées, on a recours aux deux symétries (axiale et planaire) pour réduire le nombre de degrés de liberté du problème numérique. Malgré une importante propagation de dommages avant rupture totale (**IV.3.3.2**), après vérification, la mise en place de la symétrie axiale ne change pas le comportement de manière conséquente.

Dans une volonté d'obtenir un temps de calcul raisonnable, la communication entre les points d'intégration des éléments volumiques représentant la rupture de fibres a été supprimée. Au lieu de libérer une énergie équivalente à $G_{Ic}^{fibre,t} \times l \times e$, avec l la longueur d'un côté de l'élément volumique, e son épaisseur (égale à $l/2$) et $G_{Ic}^{fibre,t}$, le taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibres en tension, en moyenne sur les 8 points d'intégration, chaque point de Gauss « dissipe » $1/8^{\text{ème}}$ de l'énergie totale. Cela enlève la communication entre les points d'intégration et réduit donc le temps de calcul sans modifier les résultats de manière significative.

De plus, la propagation d'endommagements étant importante avant la rupture totale, une gestion adaptée des éléments distordus a dû être mise en place. Dans un premier temps, le calcul a été découpé en deux parties : la première avec très peu d'endommagements (correspondant à la partie de courbe Contrainte/Déformation avant le point **A** sur la Figure V-4) et la deuxième s'étalant du début de la propagation de coupure jusqu'à la rupture totale du stratifié. Pour cette deuxième partie, le pas de temps est 3 fois inférieur à celui de la première partie. Ensuite, la fonction « *Distorsion control* » d'Abaqus a été utilisée pour limiter la distorsion des éléments endommagés en ajoutant une énergie artificielle. On s'assure *a posteriori* que cette énergie reste négligeable devant l'énergie interne du stratifié. Enfin, les éléments en bord de coupure (les premiers totalement rompus) s'allongeant de manière considérable, continuaient de faire diverger le calcul. Il a alors été décidé de supprimer les éléments (C3D8 et COH3D8) lorsqu'ils étaient « totalement » rompus, c'est-à-dire lorsque l'énergie associée (rupture de fibres et délaminage) a été complètement dissipée ou que le critère de contraintes était atteint (fissuration matricielle). La sollicitation imposée étant de la traction simple, ces éléments, une fois cassés, ne reprennent aucun effort, leur suppression ne pose donc pas de problème. Si la sollicitation était de type compression, ce procédé n'aurait pas été possible, mais les distorsions auraient toutefois été moins importantes.

Une fois toutes ces modifications réalisées, le calcul s'effectue sur 1.4×10^6 éléments et dure environ cinquante heures (20 CPUs) sur le calculateur EOS du centre de calcul CALMIP.

V.3.1.1 Avancées par rapport à l'existant

Un récapitulatif des modifications effectuées sur le « *Discrete ply model* » depuis le début de la thèse (avec celles associées au chapitre en cours en gras) est présenté Table V-3.

Modèle existant [Achard et al., 2014]	Travaux effectués
<i>Formulation du maillage</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Suppression manuelle des éléments en bord de trou trop distordus 	<ul style="list-style-type: none"> • Suppression automatisée des éléments en bord de trou trop distordus (pourcentage de l'aire de l'élément de référence) • Mise en place des 2 symétries • Influence <ul style="list-style-type: none"> ○ De la taille de maille ○ Des symétries • Maillage d'une coupure à fonds circulaires • Maillage progressif (3 zones)
<i>Formulation de la loi de comportement</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Loi de comportement décrite dans II.4.5 	<ul style="list-style-type: none"> • Influence <ul style="list-style-type: none"> ○ De la ténacité du pli à 0° central ○ De la présence d'éléments discrets de fissuration matricielle ○ Du critère de ruine en fissuration matricielle • Endommagement total des éléments de délaminage (interface) proches d'un élément fibre (volume) lorsque celui-ci est totalement endommagé. • Communication entre les points de Gauss supprimée
<i>Mise en place du calcul</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Processus classique 	<ul style="list-style-type: none"> • Suppression des éléments endommagés tout au long du calcul • Utilisation du contrôle de distorsion • Découpage du calcul en deux étapes avec des pas de temps adaptés

Table V-3 : Résumé des travaux effectués sur le DPM par rapport à la version existante (modélisation des spécimens entaillés)

V.3.2 Résultats

On note une bonne corrélation entre les courbes Contrainte/Déformation issues des simulations numériques et les courbes expérimentales sur la Figure V-19. Les valeurs des contraintes à rupture des drapages C3-1 et C3-3 sont légèrement surestimées. La baisse de raideur observée au point A(B) pour le drapage C3-3 est retranscrite par la simulation. L'ordre des contraintes à rupture moyennes n'est cependant pas reproduit. Toutefois, les valeurs expérimentales étant proches avec des coefficients de variation non négligeables (Figure V-20), la représentation de cet ordre ne semble pas d'une importance capitale.

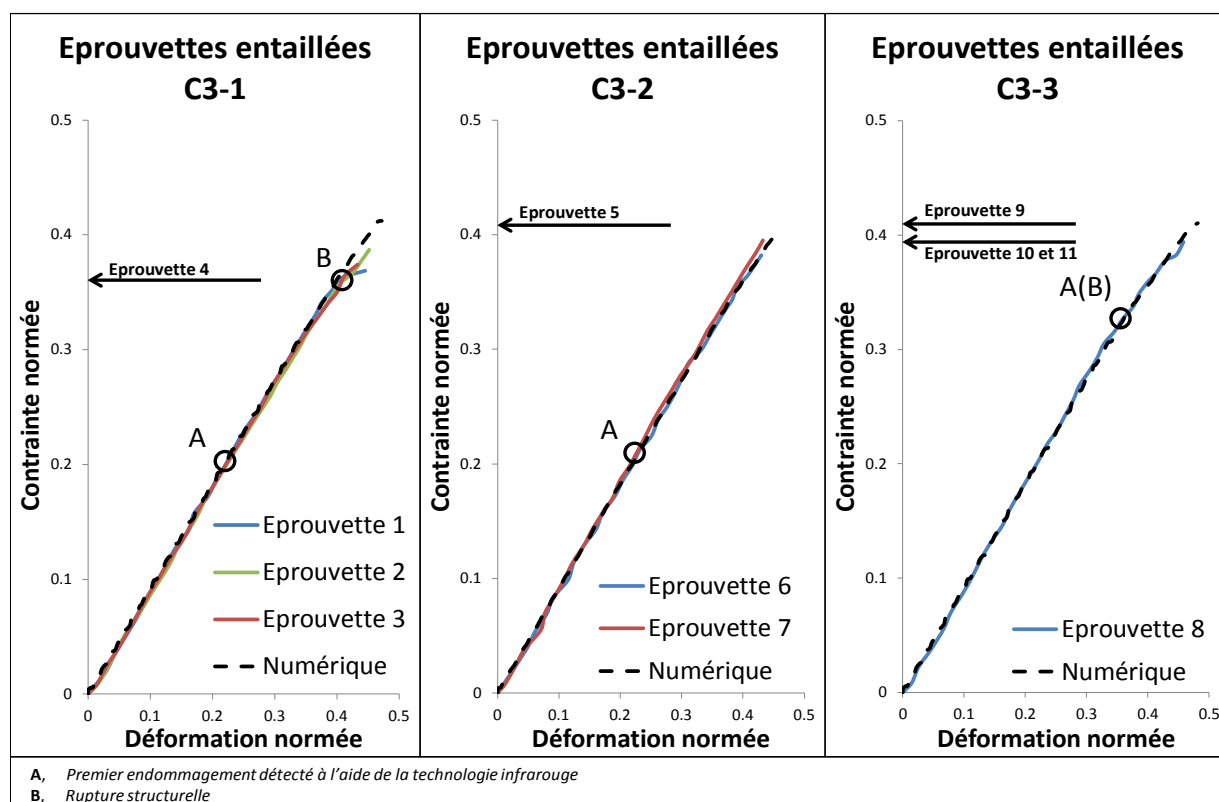


Figure V-19 : Courbes Contrainte/Déformation des spécimens entaillés pour les trois drapages (C3-1, C3-2 et C3-3) – Comparaison numérique/expérimental

Le comportement global des stratifiés représenté par les courbes Contrainte/Déformation semble correctement traduit. Pour essayer de valider plus précisément le modèle numérique, l'évolution de la coupure est déterminée pour les trois drapages par suivi infrarouge selon la méthode explicitée en V.2.2.1.2.2 et est comparée avec celle prévue par simulation. Seules les écouvettes filmées en gros plan sont mises à contribution (Table V-1), les autres (plan large) ne permettant pas assez de précision sur la mesure des longueurs. Les faciès de rupture obtenus numériquement sont également comparés à ceux issus des essais expérimentaux.

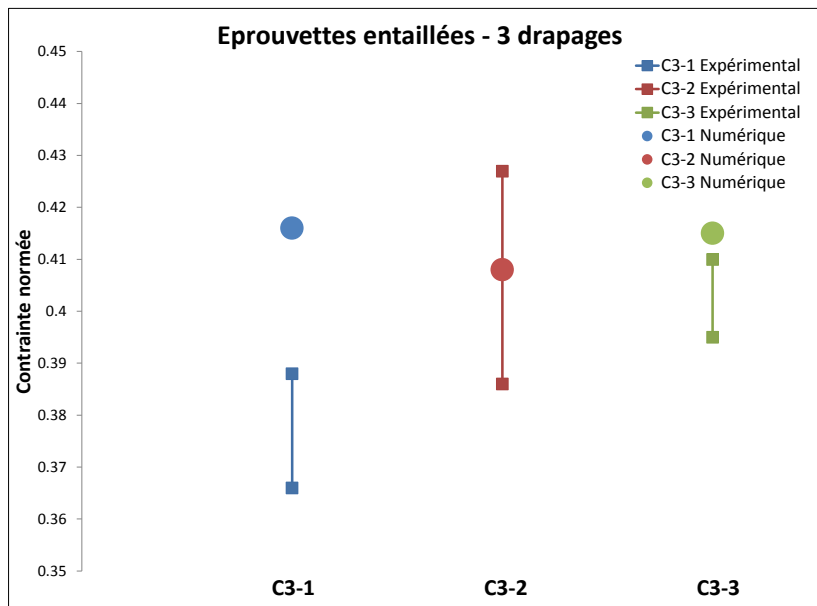


Figure V-20 : Comparaison entre les contraintes à rupture obtenue expérimentalement et numériquement

V.3.2.1 Drapage C3-1 : $[45/-45/X/X/X/90/0_{0.5}]_S$

V.3.2.1.1 Scénario de rupture

L'endommagement du stratifié entaillé de drapage C3-1 se fait de manière très progressive à partir du point A. Sur la Figure V-21, on retrouve l'évolution de la fissuration des plis à 90° en « ailes de papillon », déjà relevée sur les éprouvettes trouées (Figure IV-15).

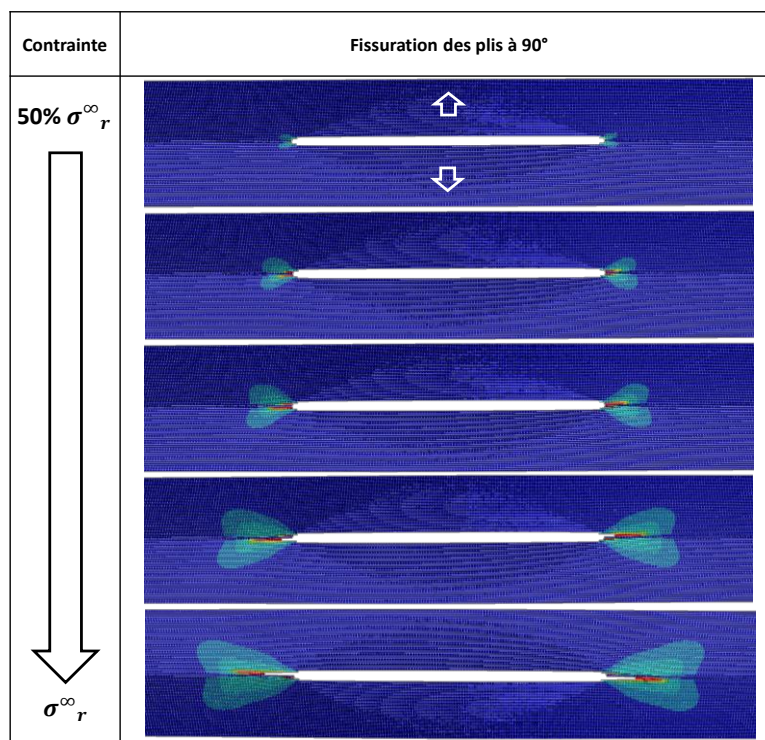


Figure V-21 : Evolution de la fissuration des plis à 90° du drapage C3-1 obtenue par simulation numérique

Le délaminage de l'interface 0°/90° ainsi que la rupture de fibres orientées à 0° semblent se propager orthogonalement à la direction de traction jusqu'à rupture totale (Figure V-22).

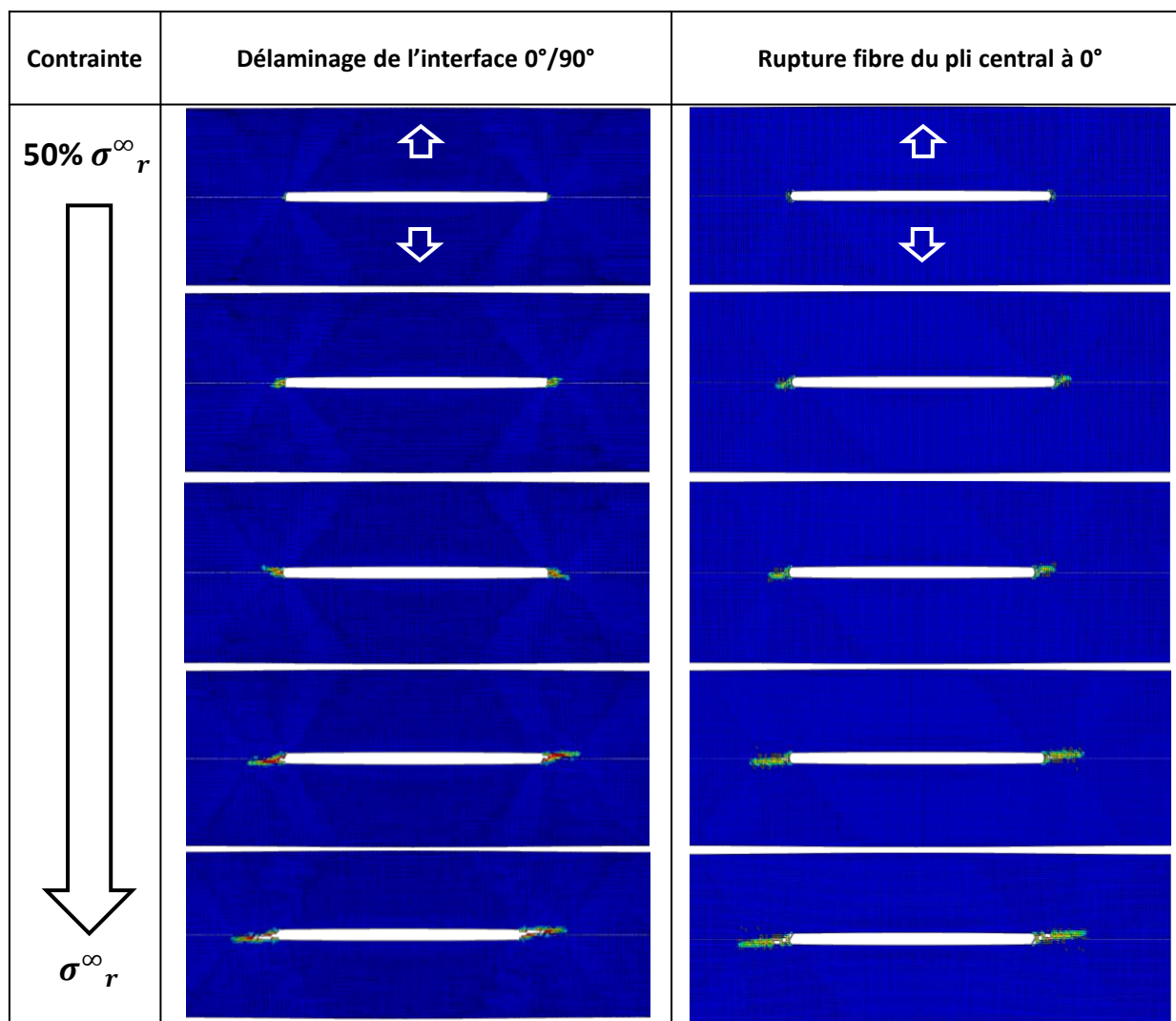


Figure V-22 : Evolutions du délaminage de l'interface 0°/90° ainsi que de la rupture fibre du pli central à 0° du drapage C3-1 obtenues par simulation numérique

V.3.2.1.2 Evolution de la longueur de coupure

L'évolution de la longueur de coupure déterminée par simulation numérique, obtenue en relevant le nombre d'éléments volumiques (représentant la rupture de fibres du pli central à 0°) complètement endommagés, est en totale conformité avec celle relevée grâce au suivi infrarouge des éprouvettes entaillées de drapage C3-1. On note en particulier que l'initiation de la propagation de coupure ainsi que son amplitude maximale avant rupture totale (8% du ligament), sont simulées avec une bonne précision, la longueur de coupure relative étant la longueur de coupure réelle divisée par la longueur de ligament (75mm).

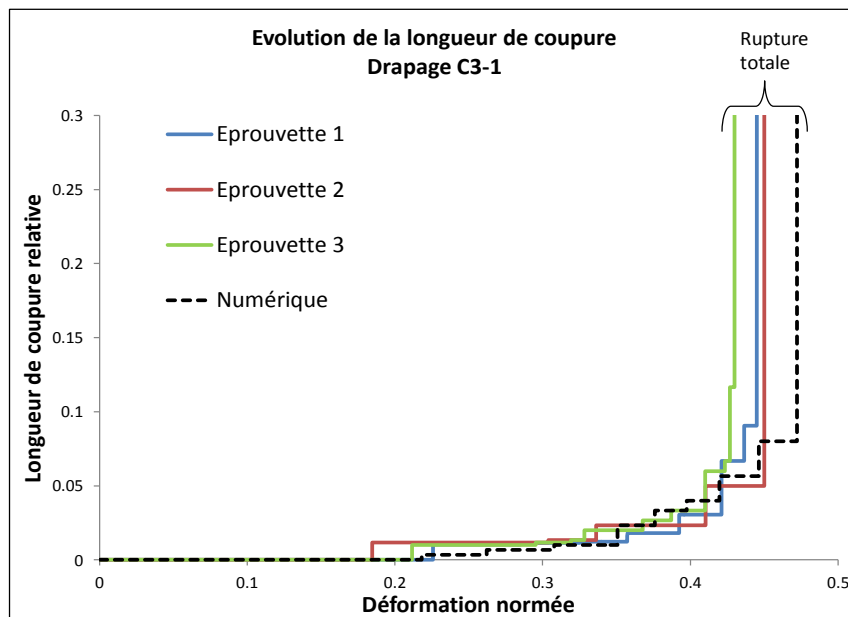


Figure V-23 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-1) – Comparaison numérique/expérimental

V.3.2.1.3 Faciès de rupture

Le faciès de rupture simulé numériquement est très similaire à celui obtenu expérimentalement (Figure V-24). La propagation de la coupure s'arrête dans le modèle à l'interface entre les zones endommageable (3) et non-endommageable (2) mais se poursuit jusqu'au bord de l'éprouvette dans la réalité expérimentale.

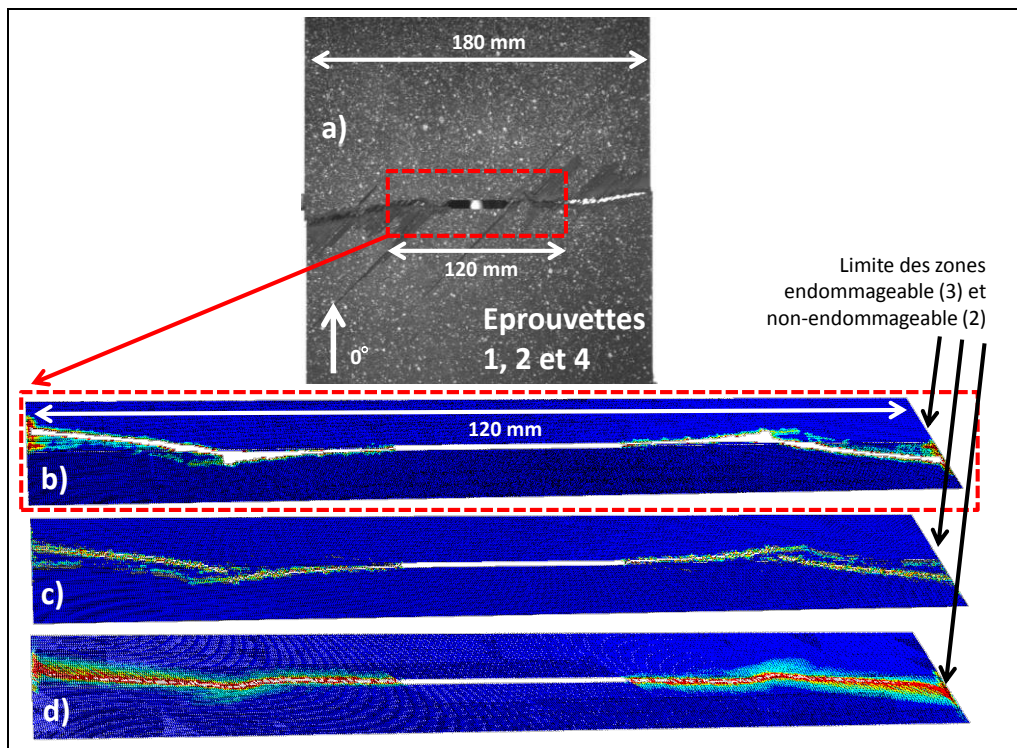


Figure V-24 : Comparaison des faciès de rupture pour le drapage C3-1 : a) Expérimental, b) Rupture fibre dans le pli à 0° central, c) fissuration matricielle dans le pli extérieur à 45° , d) délaminage de l'interface $0^\circ/90^\circ$

V.3.2.2 Drapages C3-2 : $[X/X/X/X/0/90/0_{0.5}]_5$ et C3-3 : $[X/X/X/X/X/0/0_{0.5}]_5$

V.3.2.2.1 Scénario et faciès de rupture

Les scénarios et faciès de rupture simulés par le « *Discrete ply model* » correspondant aux drapages C3-2 et C3-3 sont semblables à ceux simulés pour le drapage C3-1 (Figure V-21, Figure V-22 et Figure V-24). Par conséquent le modèle numérique n'arrive pas à reproduire les faciès de rupture des plis extérieurs à 45° (forme en « Z », Figure V-10 et Figure V-11).

V.3.2.2.2 Evolution de la longueur de coupure

Les évolutions des longueurs de coupure sont déterminées de manière numérique et expérimentale pour les drapages C3-2 (Figure V-25) et C3-3 (Figure V-26) de la même manière que pour le drapage C3-1. Le modèle numérique fournit encore une cinétique de la propagation de coupure satisfaisante en comparaison avec celle déterminée expérimentalement.

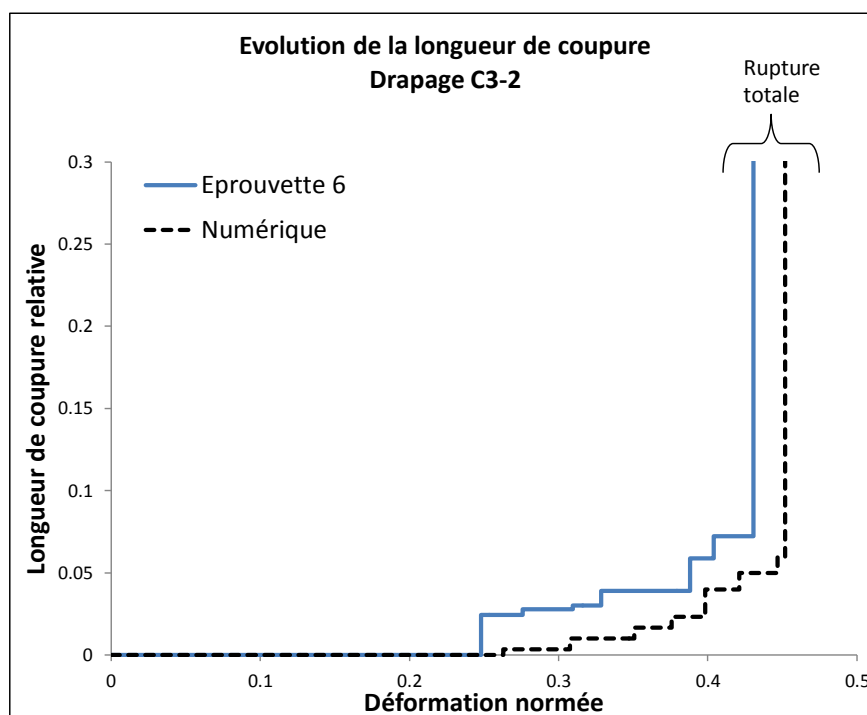


Figure V-25 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-2)
Comparaison numérique/expérimental

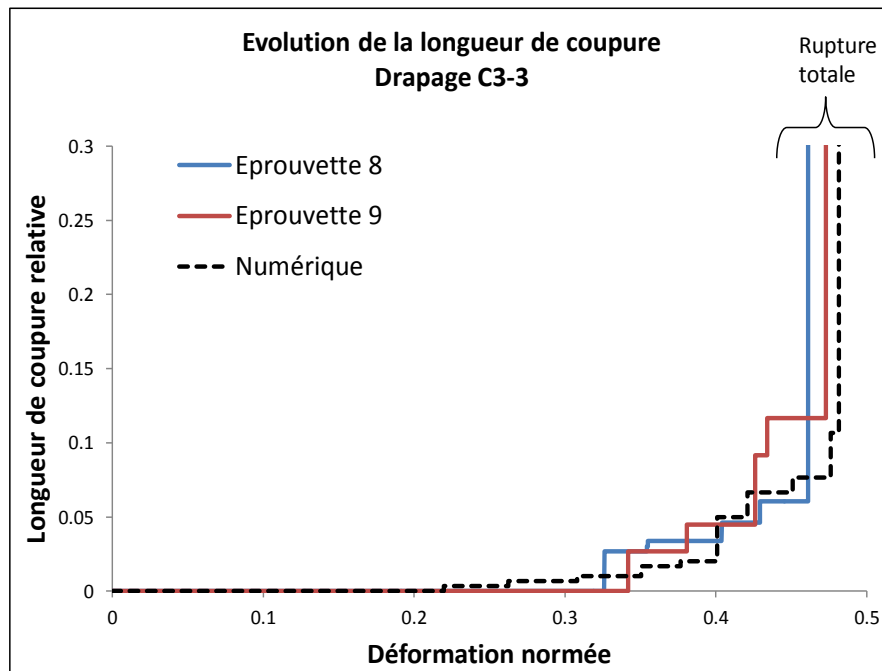


Figure V-26 : Evolution de la longueur de coupure (drapage C3-3)
Comparaison numérique/expérimental

V.4 Conclusion

Les essais sur éprouvettes entaillées ont permis de confirmer la tendance observée sur les spécimens troués : malgré une sensibilité à la coupure (trou et entaille) supérieure aux deux autres drapages (C3-1 et C3-2), le drapage C3-3 possède la contrainte à rupture la plus élevée. Les différences entre les contraintes à rupture des échantillons troués et entaillés sont liées au type de coupure. En effet, on détermine un facteur d'intensité de contrainte plus important pour l'entaille que pour le trou. La rupture des éprouvettes entaillées est donc amorcée plus tôt et se propage brutalement dans tout le spécimen (rupture totale) pour une contrainte inférieure à celle des éprouvettes trouées.

Après avoir fait appel à différentes techniques de suivi pour décrypter le comportement des éprouvettes entaillées, la méthode de détermination de l'évolution de la longueur de coupure à l'aide du suivi infrarouge s'est révélée plus précise que celle qui utilise la corrélation d'images. Suite aux diverses évolutions du modèle numérique, nécessaires pour simuler le comportement des spécimens entaillés avec des temps de calcul raisonnables, les résultats numériques ont pu être validés grâce aux multiples observations expérimentales recueillies.

Le DPM a donc prouvé son efficacité à modéliser le comportement des spécimens de type « coupon » munis d'une concentration de contrainte de type coupure (trous de différents diamètres - **Chapitre IV** et entaille - **Chapitre V**) et soumis à de la traction simple. Afin de valider le modèle numérique sur un niveau supérieur de la pyramide d'essais (Figure 1) ainsi que pour des sollicitations complexes, le montage VERTEX est utilisé sur des plaques entaillées de grandes dimensions et le « *Discrete ply model* » adapté pour simuler ces essais structuraux innovants.

Troisième partie
Sollicitations complexes

Chapitre VI

Stratifiés entaillés sous sollicitations complexes – étude expérimentale et numérique

Sommaire

VI.1	Introduction	132
VI.2	Description du montage	132
VI.3	Etude expérimentale	134
VI.3.1	Instrumentation et suivi d'essai.....	134
VI.3.2	Essais de déverminage du montage	138
VI.3.2.1	Difficultés rencontrées	138
VI.3.2.2	Conclusions	143
VI.3.3	Philosophie et matrice des essais VERTEX.....	143
VI.3.3.1	Réalisation des éprouvettes.....	145
VI.3.4	Résultats.....	146
VI.3.4.1	Traction	146
VI.3.4.2	Cisaillement.....	156
VI.3.4.3	Traction/Cisaillement.....	161
VI.3.4.4	Enveloppes	167
VI.4	Etude numérique	176
VI.4.1	Plaque aluminium	176
VI.4.1.1	Modèle Abaqus.....	176
VI.4.1.2	Procédure de transfert de Conditions Limites.....	178
VI.4.1.3	Résultats	180
VI.4.2	Plaque composite : drapage C3-1 « double épaisseur ».....	190
VI.4.2.1	Première modélisation : coques épaisses	190
VI.4.2.2	Deuxième modélisation : « <i>Discrete ply model</i> »	199
VI.4.2.3	Influence de la régularisation de la mesure	208
VI.5	Conclusion	209

VI.1 Introduction

La philosophie du projet VERTEX, détaillée en **I.2.1**, est d'établir un dialogue essai/calcul au deuxième niveau (échelle des détails structuraux) de la pyramide des essais (Figure 1) dans le but de valider un ou plusieurs modèles numériques (provenant de divers partenaires du projet) et de pratiquer à terme le « *Virtual testing* ».

Les essais se déroulent sur des stratifiés composites munis d'une coupure à fonds circulaires en leur centre, à l'aide d'un montage innovant. Ce dernier a été conçu pour le projet par la société Sogclair Aerospace sous la supervision de M. Castanié, créateur d'un montage de même nature, utilisé pour étudier le comportement des sandwichs dissymétriques [Castanié, 2000]. Le matériau ainsi que les drapages sont les mêmes que ceux analysés dans les chapitres précédents (T700/M21 ; C3-1, C3-2 et C3-3). Les essais sont réalisés avec l'aide de l'équipe « Mesure et Pilotage » (Figure I-3) de l'Institut Clément Ader, constituée de Jean-Noel Perié, Jean-Charles Passieux et Jean-Emmanuel Pierré.

La simulation numérique s'effectue à l'aide du « *Discrete ply model* », qui a prouvé sa capacité à prédire correctement les scénarios et contraintes à rupture pour les spécimens munis d'une concentration de contrainte, à l'échelle du coupon (**Chapitre IV** et **Chapitre V**).

VI.2 Description du montage

La machine VERTEX (Figure VI-1 et Figure VI-2) permet de délivrer dans une zone d'intérêt de dimensions $400 \times 400 \text{ mm}^2$ (Figure VI-4) des flux de traction/compression grâce aux deux vérins de flexion (n°1 et 2), des flux de cisaillement grâce aux deux vérins de torsion (n°3 et 4) et une pression interne à l'aide d'une vessie pressurisée située dans le caisson central. L'éprouvette de dimensions totales $558 \times 536 \text{ mm}^2$ constitue la partie supérieure du caisson central et est fixée sur les cornières à l'aide de 128 vis (Figure VI-4). Les 4 vérins hydrauliques sont alimentés par un ensemble moteur-pompe, dirigé par un ordinateur de commande (Figure VI-3). Afin de garantir la sécurité lors d'un essai (notamment lors de la rupture d'une plaque composite), un caisson de sécurité est placé autour de l'éprouvette.



Figure VI-1 : Vues d'ensemble du montage VERTEX

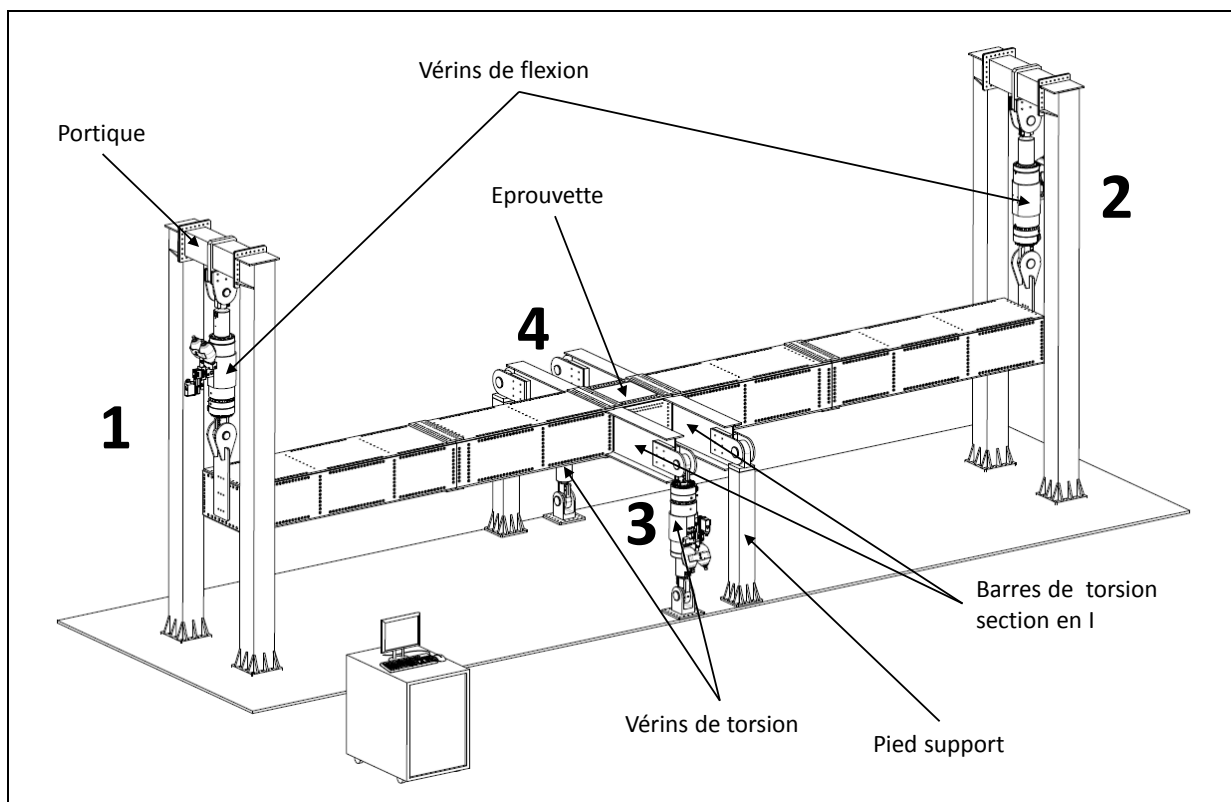


Figure VI-2 : Schématisation du montage VERTEX

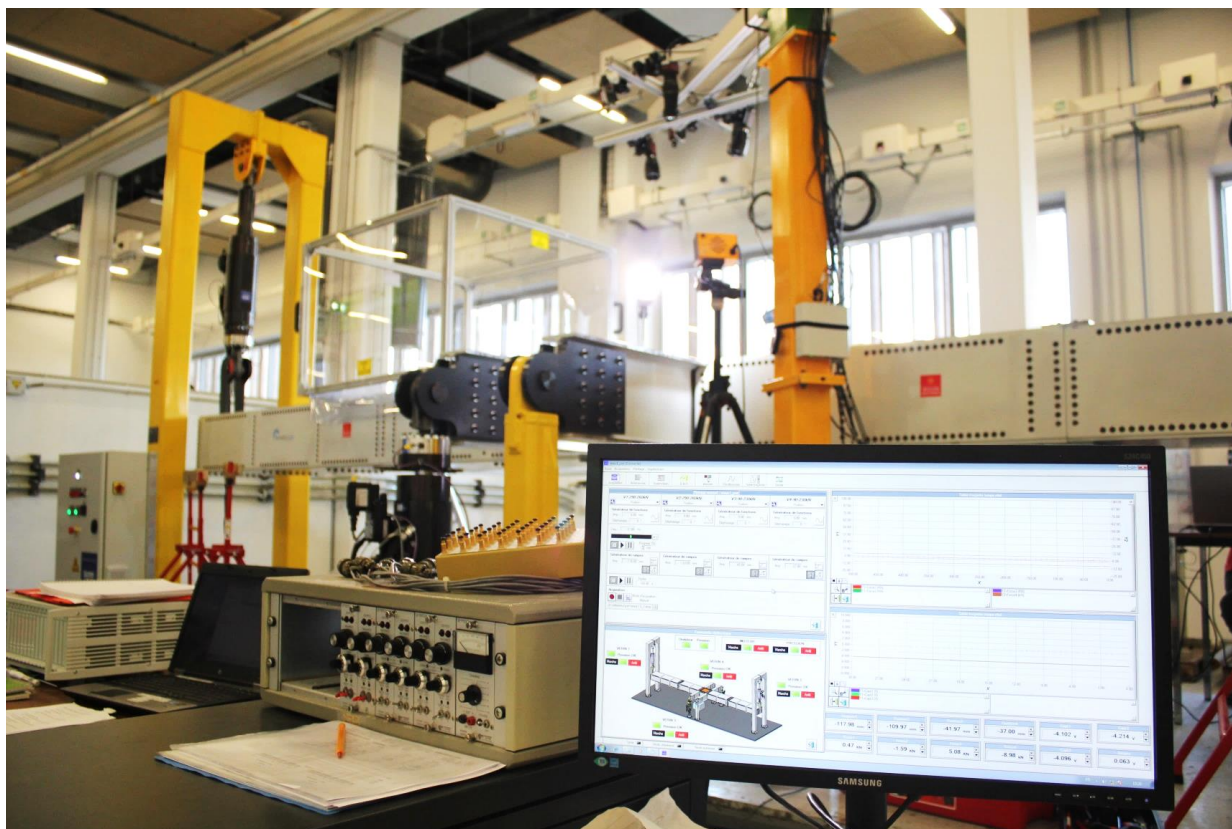


Figure VI-3 : Logiciel de commande du montage VERTEX

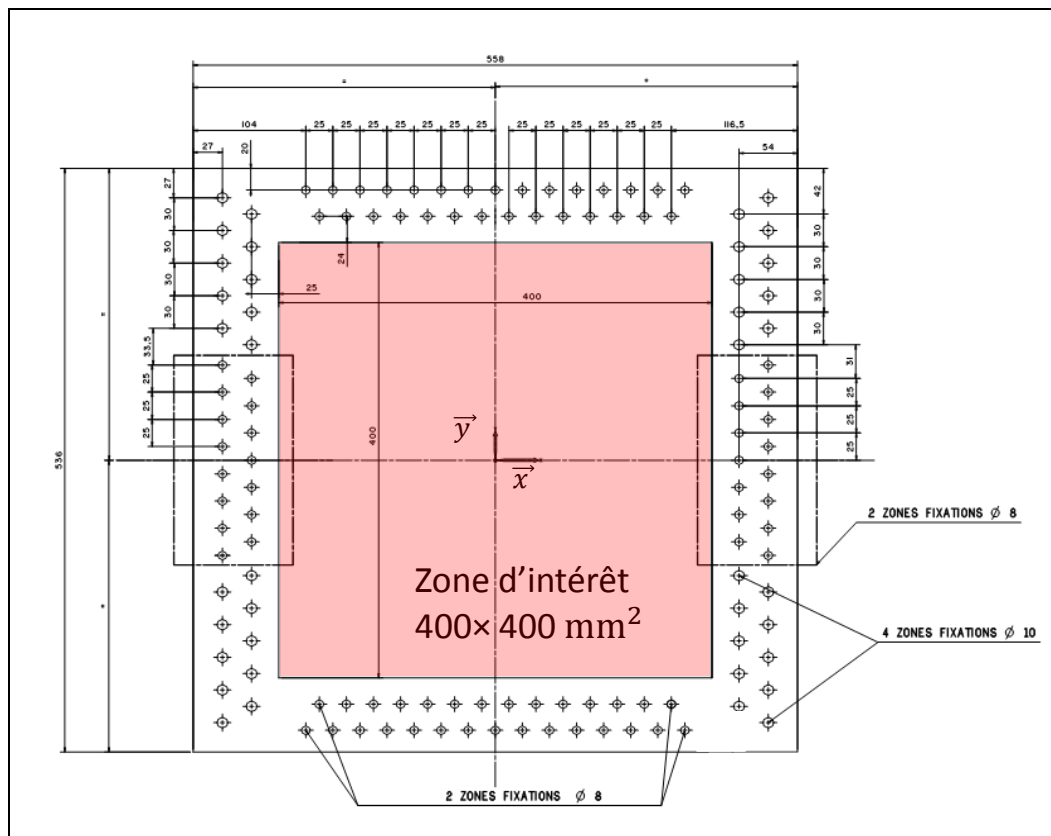


Figure VI-4 : Zone d'intérêt et fixations de l'éprouvette sur le caisson du montage VERTEX

VI.3 Etude expérimentale

Le montage VERTEX a été livré à l'Institut Clément Ader au mois de Janvier 2015. L'étude expérimentale s'est déroulée en deux temps : d'abord le montage a été pris en main et les premiers essais (plaques en aluminium AU4G1 et composite IM7/977-2) ont permis de faire des réglages (notamment des PID) et de valider le concept, ensuite les drapages étudiés lors de ces travaux de thèse (C3-1, C3-2 et C3-3) ont pu être testés.

VI.3.1 Instrumentation et suivi d'essai

Pour effectuer un dialogue essai/calcul, les partenaires du projet VERTEX ont besoin de connaître les conditions aux limites en entrée d'éprouvette. Il a été montré, à l'aide du modèle numérique utilisé par la société Sogecclair Aerospace pour dimensionner le banc de test, que certaines parties de la machine doivent plastifier au cours d'un essai pour atteindre les déformations à rupture des composites. De plus, le ratio de flux d'efforts entrant dans l'éprouvette sur ceux des vérins peut évoluer au cours de l'essai en fonction de la réponse non linéaire de l'éprouvette (post flambement et endommagements). Il semble donc difficile d'évaluer une fonction de transfert simple permettant d'avoir les flux d'efforts en entrée d'éprouvette à partir des efforts ou déplacements imposés dans les vérins. Il est donc nécessaire de mettre en place une mesure du champ de déplacement au niveau de l'éprouvette elle-même, pour alimenter les divers modèles numériques visant à simuler les comportements observés lors des essais sur le montage VERTEX. Cette partie de l'ANR VERTEX, entièrement menée par [Pierré, 2016], se fait à l'aide de la technique de stéréocorrélation d'images.

Afin d'obtenir le champ de déplacement sur la surface de l'éprouvette en utilisant la technique de corrélation d'images, un mouchetis a d'abord été réalisé manuellement à l'aide de sprays de peinture blanche et noire. Par la suite, afin de limiter le craquellement du mouchetis lors de la propagation de dommages à partir de la coupure, de maximiser sa densité aux endroits désirés (bord d'entaille) et d'obtenir un mouchetis le plus régulier possible, ce dernier a été généré sur ordinateur de manière à optimiser l'étalement du spectre de niveaux de gris et imprimé directement sur l'éprouvette par la société ACHROMAT .

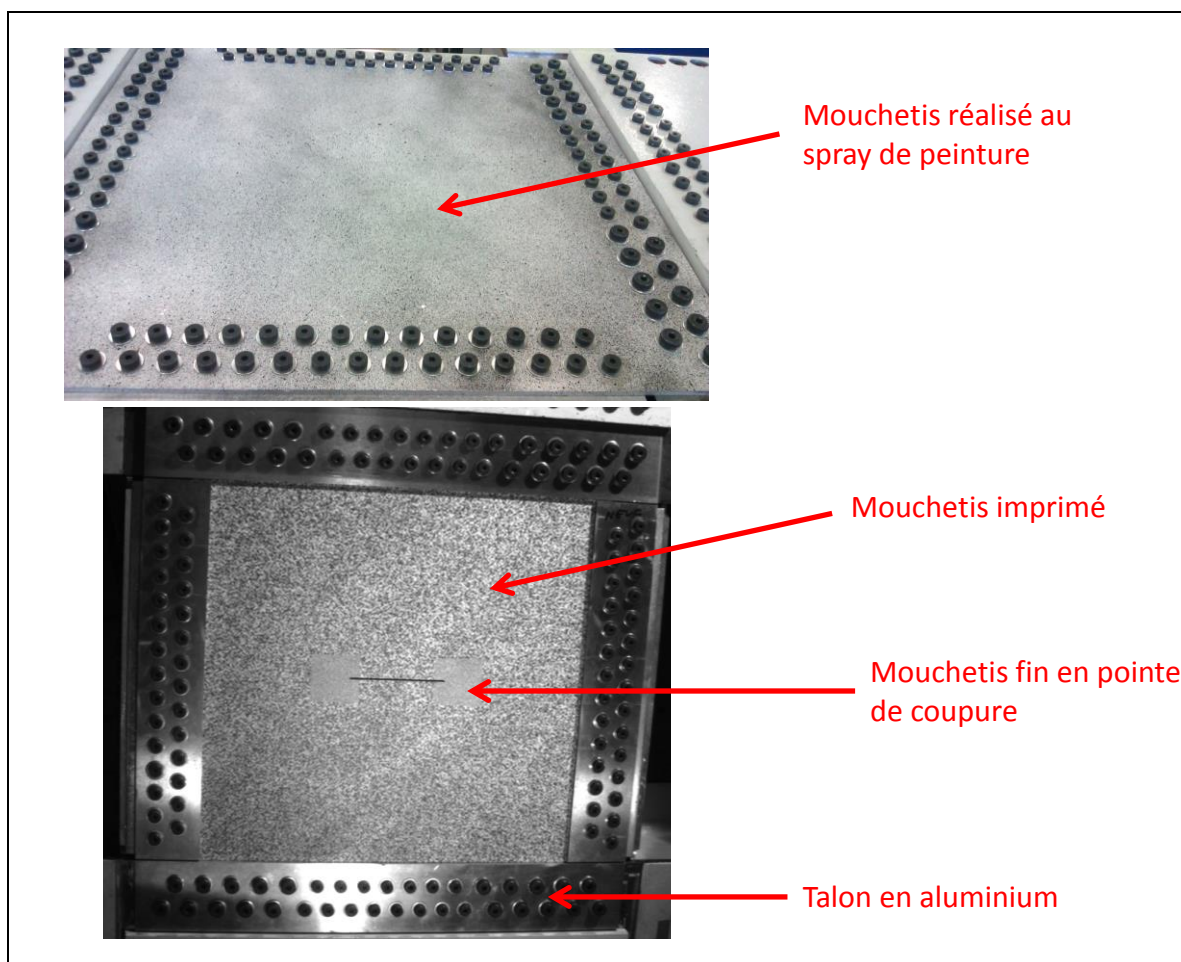


Figure VI-5 : Mouchetis réalisé au spray de peinture (plaque aluminium) et imprimé (plaque composite entaillée)

Une potence rigide a été conçue pour placer plusieurs caméras au-dessus du banc d'essai sans interférer avec le dispositif de protection (Figure VI-6). Pour ce faire, des structures modulaires profilées en aluminium ont été assemblées pour garantir une certaine liberté de mise en place des caméras. Des interfaces en aluminium ont ensuite été réalisées afin d'y fixer des rotules (supports orientables) qui permettent d'ajuster la position angulaire des caméras. L'idée est de pouvoir utiliser plusieurs paires de caméras. Pour les essais effectués, trois bancs stéréoscopiques ont été installés (Figure VI-7) : une paire de caméras Pike 5Mpx visualise l'ensemble de la plaque (rouge), une seconde visualise l'une des extrémités de la coupure (vert) et une paire de caméras Prosilica 29Mpx visualise l'intégralité de la coupure (bleu). Au vu des différences de capteurs et d'objectifs utilisés pour les mesures en bord d'entaille, les résolutions des zones schématisées en bleu et vert sont approximativement les mêmes. La paire « verte » offre donc simplement une redondance pour la mesure utile à la validation des modèles d'endommagement des partenaires.

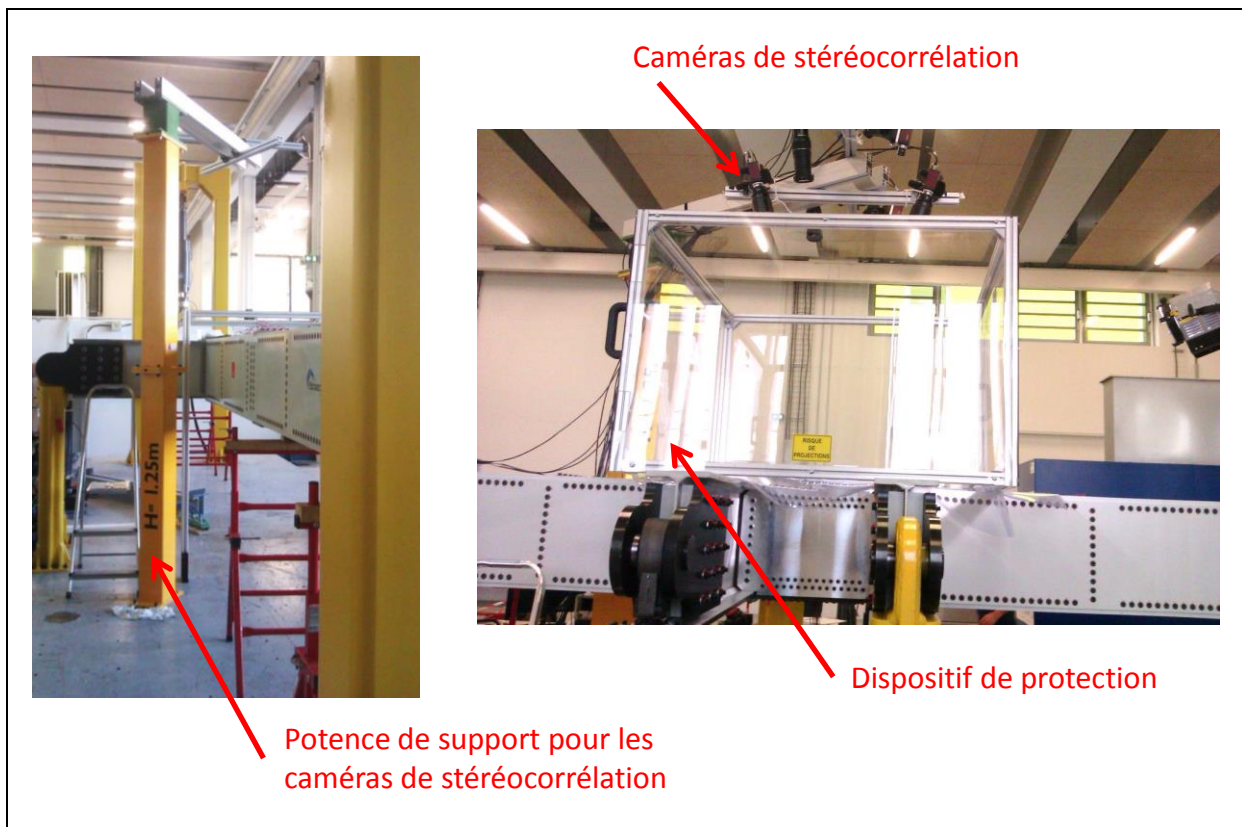


Figure VI-6 : Structure support des caméras de stéréocorrélation

Afin d'obtenir une information concernant la déformation de la surface inférieure de la plaque et une redondance des mesures, 3 jauges de déformation ont d'abord été collées (à 0° , 90° et 45°) sur les premières plaques en aluminium (Figure VI-8). Ensuite, 4 rosettes de trois jauges de déformation (0° , 90° et 45°) ont été placées sur les parties « non mouchetées » des plaques, c'est-à-dire sur la face à l'intérieur du caisson (Figure VI-9). Des borniers servant à brancher les fils de jauges en montage « quart de pont » associés au logiciel CATMAN, permettent la visualisation en temps réel des déformations obtenues en quelques points de la plaque.

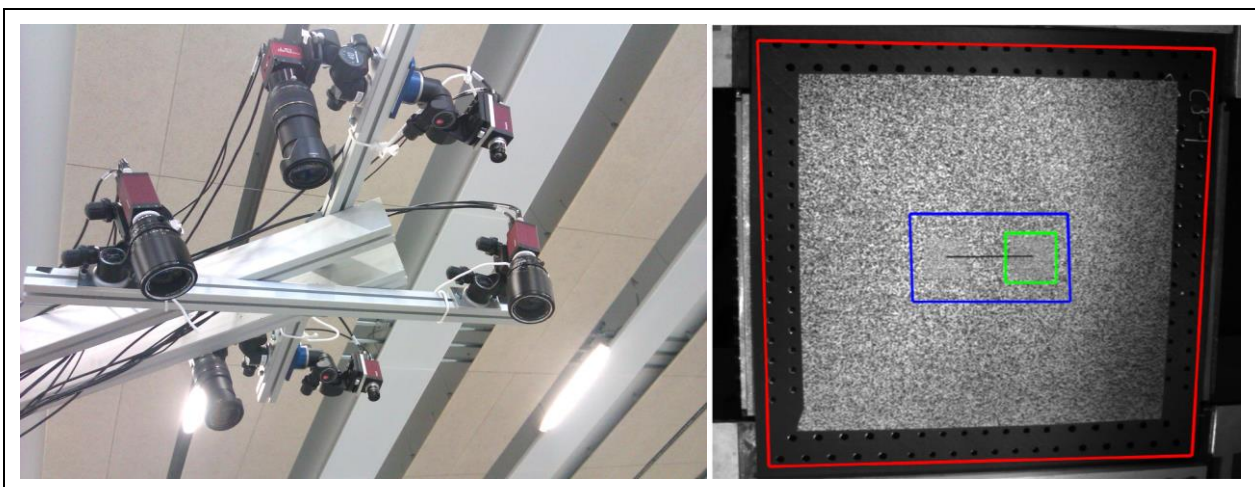


Figure VI-7 : Les trois couples de caméras utilisés pour les expériences VERTEX

De cette manière, on peut évaluer grossièrement si la plaque reste dans son domaine de linéarité ou non (plasticité pour la plaque en aluminium, endommagements pour les plaques en

composite) en comparant les déformations obtenues à la déformation plastique de l'aluminium ou à la déformation à rupture du pli.

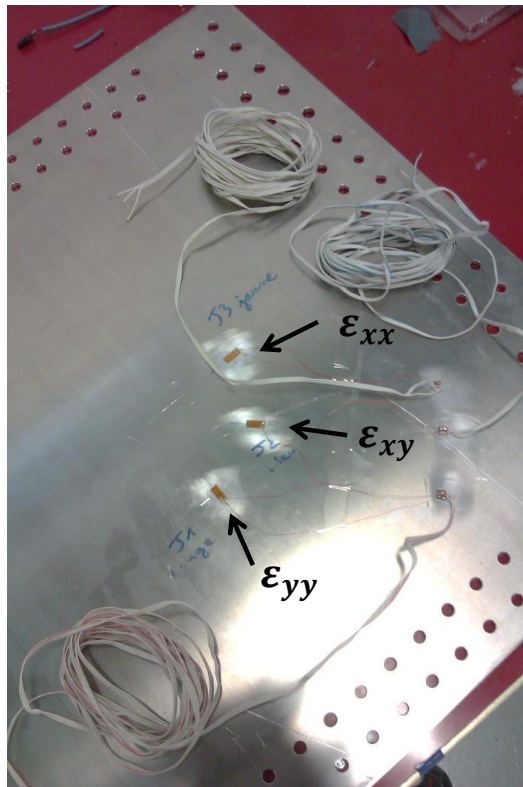


Figure VI-8 : Jauges de déformation collées sur la surface inférieure d'une plaque en aluminium

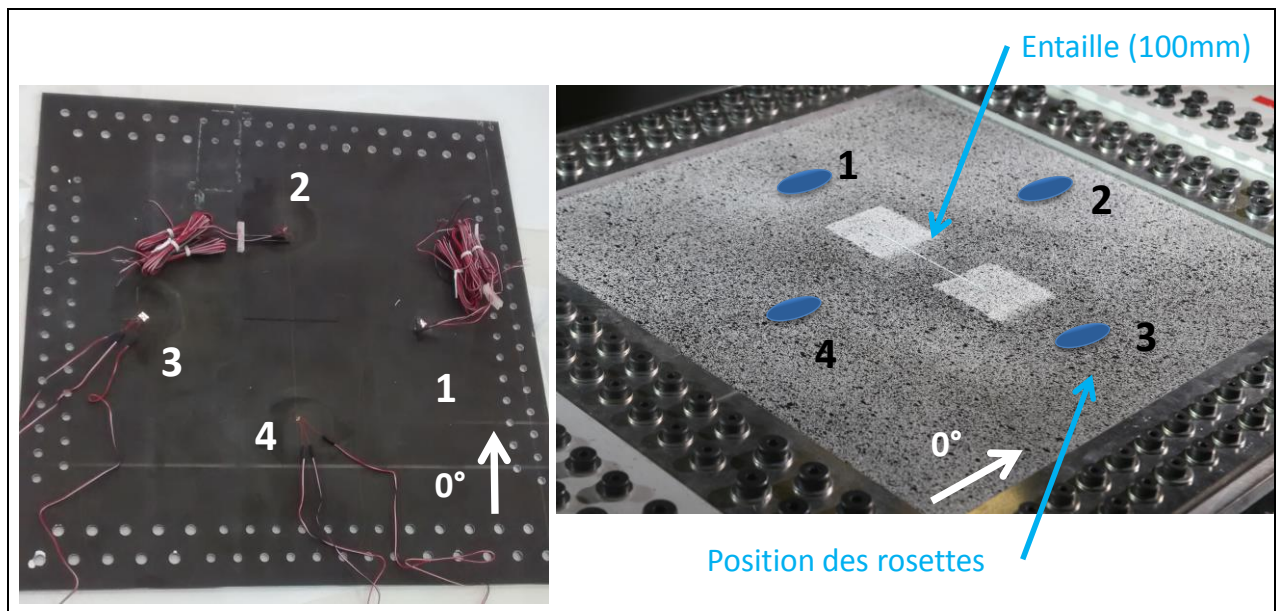


Figure VI-9 : Rosettes de jauges de déformation collées sur la surface inférieure d'une plaque en composite – vues de dessous et de dessus

VI.3.2 Essais de déverminage du montage

Afin de « déverminer » le montage, de valider la procédure de fixation de l'éprouvette, de commande et de suivi d'essai, trois éprouvettes ont été utilisées : deux en aluminium (AU4G1) et une en composite carbone/époxy (IM7/977-2) avec un drapage fortement orienté à 0° ([10/4/4/2]), toutes d'épaisseur 5mm. L'éprouvette composite a été entièrement découpée au jet d'eau et une entaille à fonds circulaires de dimensions 100 × 2 mm² a été réalisée au centre. La Table VI-1 répertorie les différentes sollicitations appliquées à ces éprouvettes, « A/R » signifiant que la sollicitation se déroule *a priori* dans le domaine linéaire en « Aller/Retour », « Rupture » signifiant que le spécimen est testé jusqu'à rupture totale.

	Traction	Cisaillement	Traction/ Cisaillement	Compression
Aluminium	Alu1 (A/R) Alu2 (A/R)	Alu1 (A/R) Alu2 (A/R)	- Alu2 (A/R)	- Alu2 (A/R)
Composite	IM7/977-2 (A/R et Rupture)	IM7/977-2 (A/R)	IM7/977-2 (A/R)	N.A.

Table VI-1 : Numérotation des éprouvettes testées lors de la prise en main du montage

Plusieurs difficultés ont été rencontrées avant de mener à bien les essais énumérés Table VI-1. Celles liées au montage de la plaque et au pilotage de l'essai sont explicitées ainsi que les solutions apportées.

VI.3.2.1 Difficultés rencontrées

VI.3.2.1.1 Montage de la plaque

Le montage, nécessitant un grand nombre de vis de fixation (au total 88 vis-axe 8mm et 40 vis-axe 10mm, visibles Figure VI-4) indispensables à la transmission de flux d'efforts importants, est très hyperstatique. En l'occurrence, des problèmes d'alignement entre les trous du bâti et ceux de la plaque ont été constatés, le serrage de la plaque avec les diamètres des trous initiaux était impossible.

Pour la première plaque, à cause de délais très courts liés à la formation au pilotage, les trous de la plaque ont donc été agrandis. En reperçant les trous avec 1mm supplémentaire, on repositionne et on réussit à fixer deux côtés de la plaque. Pour serrer les deux autres rangées, il faut introduire des petits déplacements correctifs par l'intermédiaire des vérins. Ainsi, en déplaçant minutieusement les vérins adéquats, on réussit à faire coïncider les dernières rangées de trous et à serrer toutes les vis. Il est à noter que l'influence du serrage sur le champ de déformation a été quantifiée. Le serrage ainsi que les efforts imposés par les vérins, nécessaires au positionnement de la plaque, n'induisent pas de déformations trop importantes.

Pour la deuxième plaque en aluminium, les trous ont été reperçés à +0.5mm et le montage a pu être réalisé. Enfin pour la dernière plaque en carbone, il n'est pas possible d'accepter des jeux aussi importants et le jeu supplémentaire a été seulement de +0.1mm. Le montage se fait en vissant la plaque sur un des 4 côtés, puis par ajustements successifs, on réussit à serrer

l'ensemble. Les déformations obtenues à l'intérieur de la plaque restent très modérées : $300\mu\epsilon$ au maximum, soit quelques pourcents des déformations finales à rupture dans le cas de la plaque composite.

VI.3.2.1.2 Pilotage

Les valeurs des gains des correcteurs PID n'avaient pas toutes été réglées lors de la livraison de la machine VERTEX. Après quelques manipulations, dont une conduisant à la divergence d'un vérin, les réglages assurant une stabilité correcte ont été effectués. Afin de mettre en place un asservissement calculé (notamment pour asservir la force du vérin de torsion à la moitié de celle du vérin de flexion), il a été nécessaire de faire appel à la société QUIRI, en charge du suivi du montage VERTEX. Le câblage du rack entrées/sorties, associé à l'ordinateur de commande, a été modifié de manière à ajouter une voie supplémentaire. Cependant, l'expérience a montré que lors d'une sollicitation de flexion, la réalisation d'un équilibre statique asservi du type :

$$\mathbf{F}_{\text{vérin Flexion1}} = \mathbf{F}_{\text{vérin Flexion2}} \text{ et } \mathbf{F}_{\text{vérin Torsion1}} = \mathbf{F}_{\text{vérin Torsion2}} = 0.5 \times \mathbf{F}_{\text{vérin Flexion1}},$$

avec un vérin de Flexion1 piloté en déplacement, était instable autour du zéro à cause d'un mouvement de corps solide du montage (le coefficient $\frac{1}{2}$ de l'équilibre statique étant lié à la présence de 2 vérins de flexion « équilibrés » par les 2 vérins de torsion et les 2 pieds-supports visibles sur la Figure VI-2).

A la suite de l'essai de traction sur l'éprouvette composite (Figure VI-10), comportant une rupture très énergétique (118kN) conduisant même à un mode de résonance des colonnes de flexion, le choix, plus prudent, de piloter les 4 vérins en déplacement, a été fait. L'éprouvette s'est bien rompue dans sa partie centrale malgré des détériorations importantes dans la zone boulonnée. Des *splittings* sont apparus avant la chute d'efforts terminale et sont très apparents à l'œil nu.

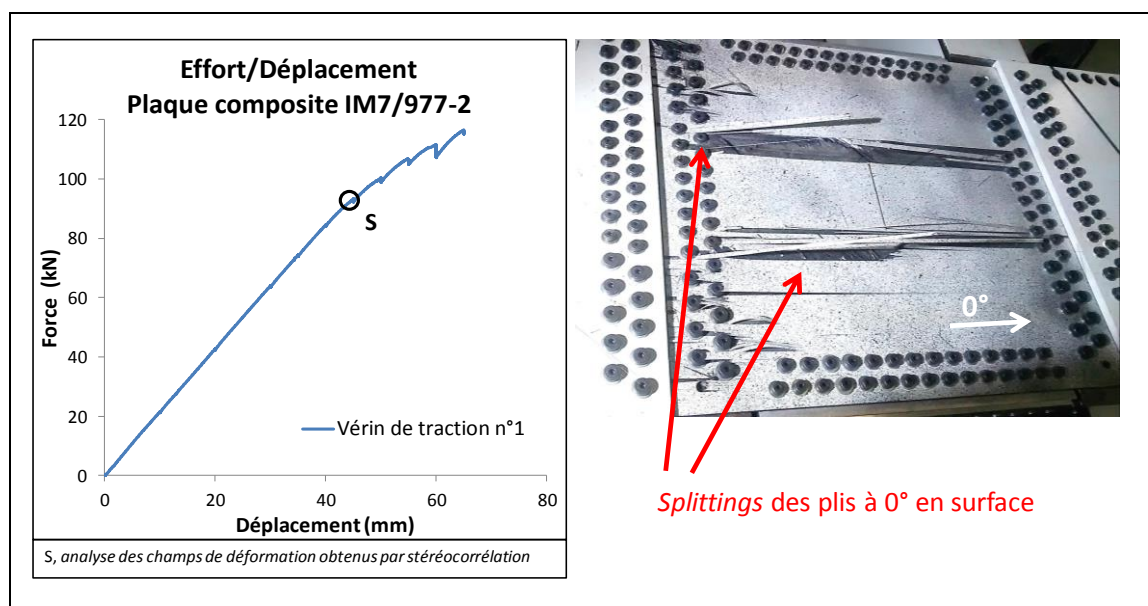


Figure VI-10 : Courbe Effort/Déplacement et faciès de rupture de la plaque composite (IM7/977-2) soumise à de la traction

Des problèmes de type « *hardware* » se sont présentés ; les vérins n°3 et 4 ont cessé de fonctionner séparément lors de deux essais différents. Le vérin n°3 ayant subi une surtension, le fusible a disjoncté. Pour le vérin n°4, un des fils du connecteur s'est dessoudé, il a été ressoudé et fonctionne correctement. Il en est de même pour le vérin n°3.

Pour chaque type de sollicitation (Traction, Compression, Cisaillement et Traction/Cisaillement), les champs de déformation ont été déterminés par stéréocorrélation. La Figure VI-11 permet de justifier le caractère négligeable des déformations parasites (ϵ_{xy}), par rapport aux déformations « utiles » (ϵ_{xx} et ϵ_{yy}) lorsque la plaque aluminium est soumise à de la traction (maximum observé lors de l'essai « Aller/Retour »). Ces déformations secondaires apparaissent à proximité des fixations de la plaque.

Des observations similaires ont été établies pour les autres configurations (matériau/sollicitation) étudiées et ont permis de valider la capacité du montage à mettre en place des sollicitations données sur une plaque plane de dimensions utiles $400 \times 400 \text{ mm}^2$. On observe notamment les concentrations de déformations (et donc de contraintes) générées par la coupure à fonds circulaires (Figure VI-12).

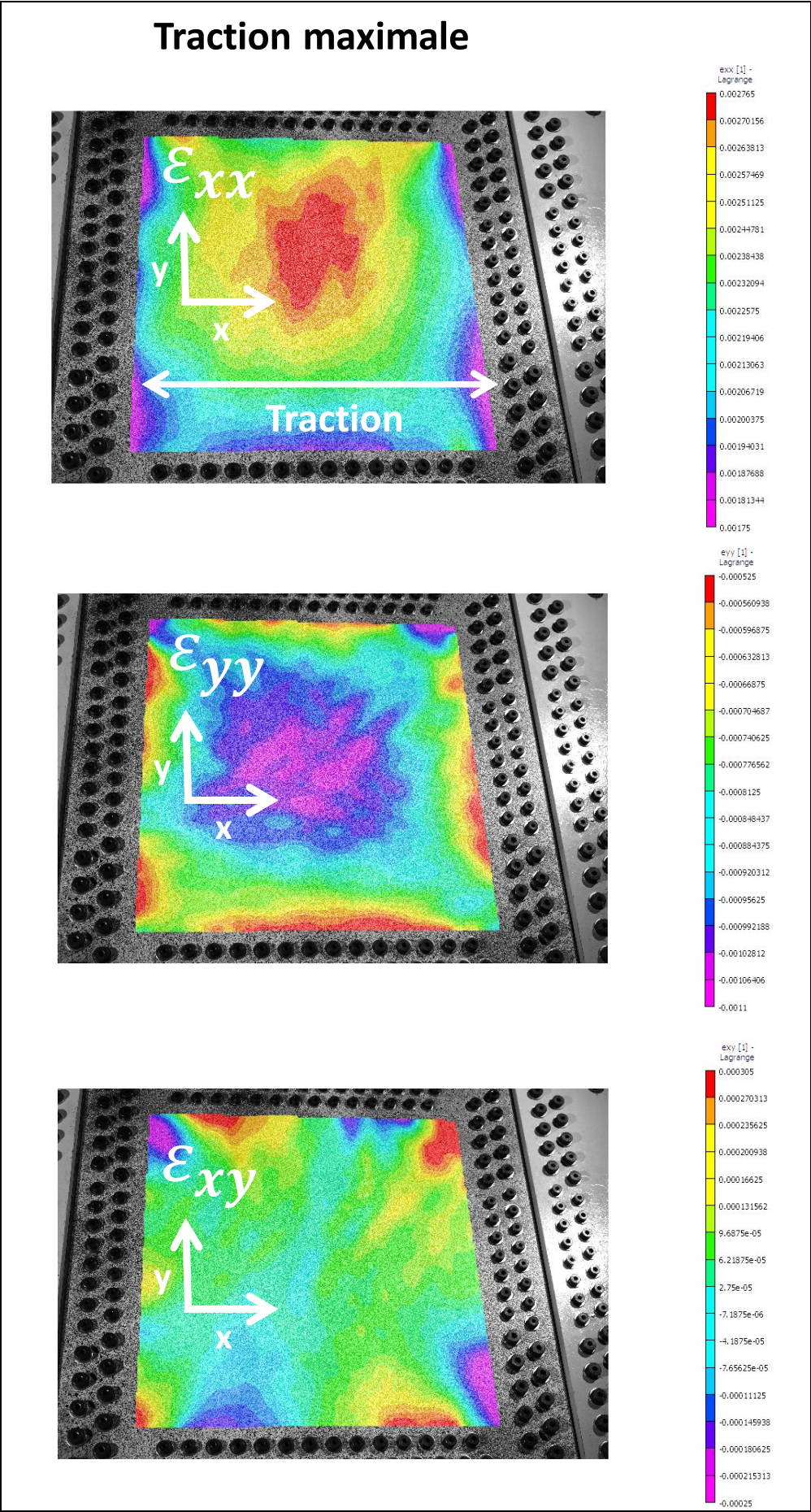


Figure VI-11 : Champs de déformation obtenus au maximum de traction pour la plaque aluminium

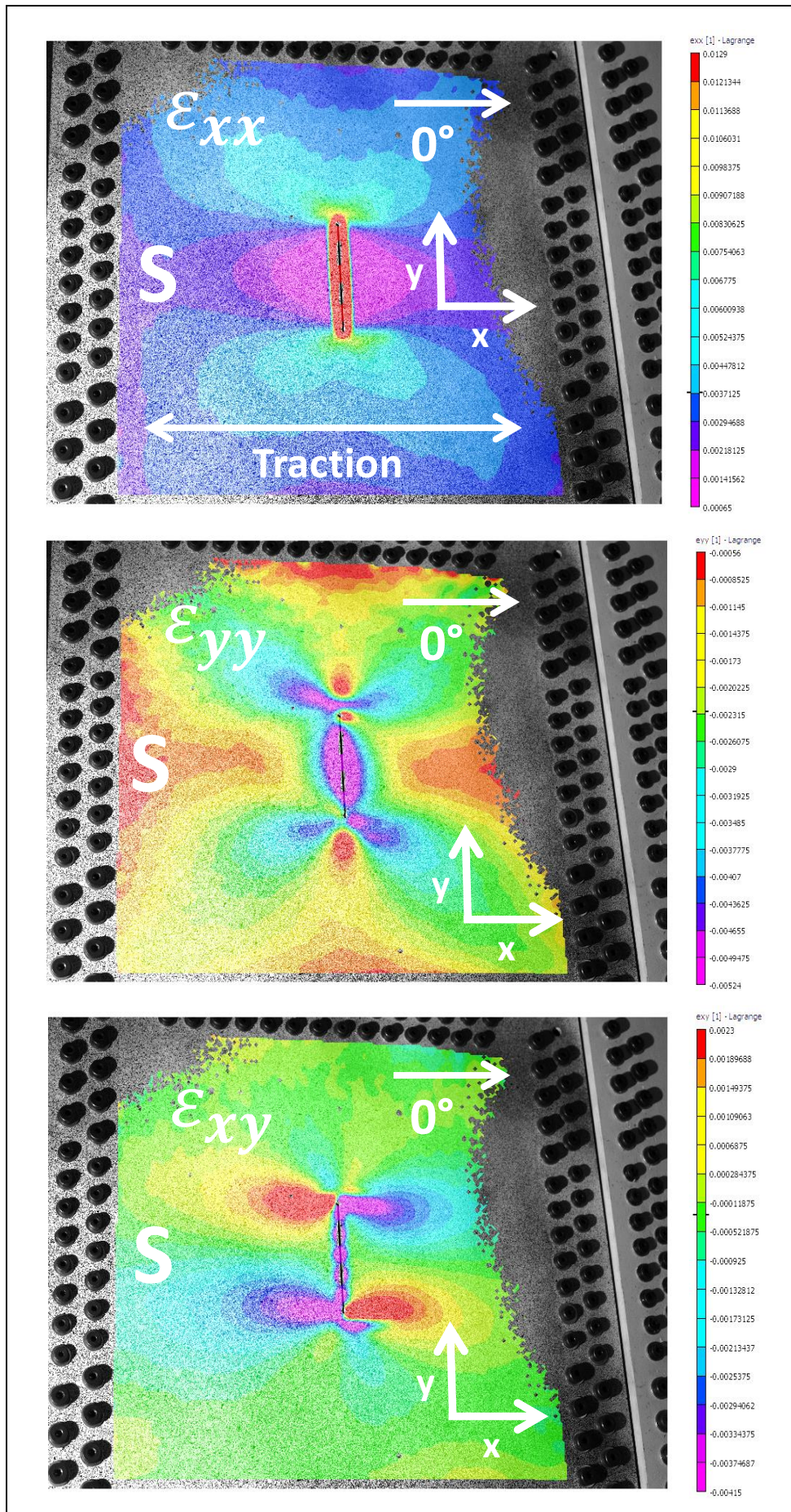


Figure VI-12 : Champs de déformation obtenus au point S pour le spécimen composite entaillé (IM7/977-2) soumis à de la traction

VI.3.2.2 Conclusions

Ces premières expérimentations ont permis de démontrer la capacité du montage à réaliser des essais multiaxiaux sur éprouvettes composites. Au final, le banc d'essais a été complètement réceptionné en Mai 2015. Les procédures de fixation de la plaque, de commande des vérins (pour imposer une combinaison de sollicitations) et de suivi des essais (à l'aide de jauges de déformation et de caméras de stéréocorrélation) ont été validées. De plus, l'expérience a montré que pour les configurations géométriques testées, il n'est pas nécessaire de mettre localement des plis de renfort au niveau des fixations pour éviter une rupture prématurée de l'éprouvette. Dans les travaux de [Castanié, 2000], des plis de renfort ont été utilisés, nécessitant une conception complexe et couteuse, limitant la zone d'intérêt. Ici, pour s'affranchir de cette complexité supplémentaire, en particulier pour la mesure par stéréocorrélation, il a été nécessaire de travailler sur des plaques planes. Les éprouvettes étudiées par la suite (drapage C3-1, C3-2 et C3-3) comportent moins de plis à 0° et sont moins épaisses que l'éprouvette composite IM7/977-2 testée. Par conséquent, le cas expérimenté étant conservatif, aucun renfort localisé n'a semblé nécessaire. Des talons en aluminium ont toutefois été utilisés pour améliorer le passage des efforts du bâti vers l'éprouvette (Figure VI-5).

VI.3.3 Philosophie et matrice des essais VERTEX

Lors des essais menés avec le montage VERTEX, on ne cherche pas seulement à réaliser des essais à rupture mais aussi à établir une courbe enveloppe caractéristique du comportement de la structure étudiée sous l'ensemble du spectre de sollicitations possibles. Une première série d'essais menés jusqu'à rupture totale (symbolisés par des étoiles sur la Figure VI-13) sert à définir certaines limites du domaine accessible. Ensuite, une courbe enveloppe (en vert sur la Figure VI-13) est estimée grâce aux points expérimentaux obtenus et est réalisée en un seul essai en modifiant le ratio des composantes de traction (compression) et de cisaillement pour parcourir le domaine souhaité. Le secteur exploré dans ces travaux (en rouge sur la Figure VI-13) n'inclut pas de compression.

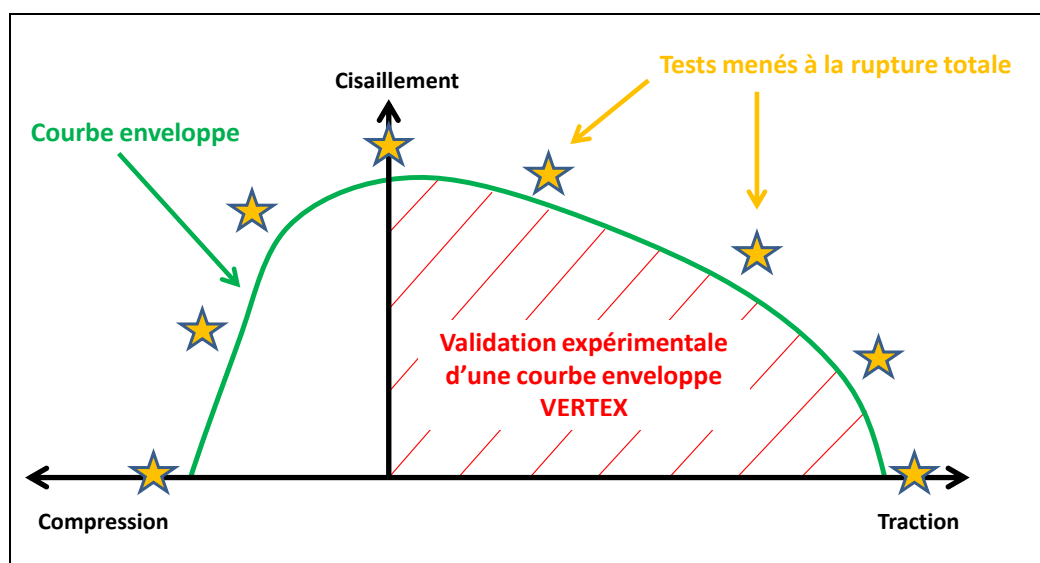


Figure VI-13 : Validation expérimentale d'une courbe enveloppe dans le domaine Traction-Cisaillement à l'aide du montage VERTEX

Les travaux de cette thèse se sont limités à trois essais à rupture : traction, cisaillement, une combinaison de traction et de cisaillement ainsi qu'à une courbe enveloppe par drapage. Il est important de noter que les essais se déroulant à une échelle « **structure** » sur un montage complexe comportant des fixations réelles et nombreuses, la notion de sollicitation « quasi-pure » utilisée à l'échelle du coupon n'a plus de sens dans cette étude. En effet, [Castanié, 2000 ; Castanié, 2004] a montré de manière numérique et expérimentale qu'il était impossible d'éviter des concentrations de contraintes lors de ce type d'essai. Les contraintes secondaires (τ_{12}) associées à un essai de compression (effectué à l'aide d'un montage très similaire au montage VERTEX) sur une plaque en duralumin, apparaissant en bord de spécimen (Figure VI-14) confirment cela. Le même type de simulation numérique a été réalisé à l'aide d'un modèle éléments finis simplifié du montage VERTEX par la société Sogecclair Aerospace lors de la validation des capacités du banc d'essai (Figure VI-15). Les cartographies expérimentales (Figure VI-11) et numériques (Figure VI-15) justifient la validité du montage : la zone centrale (loin des fixations) est peu perturbée.

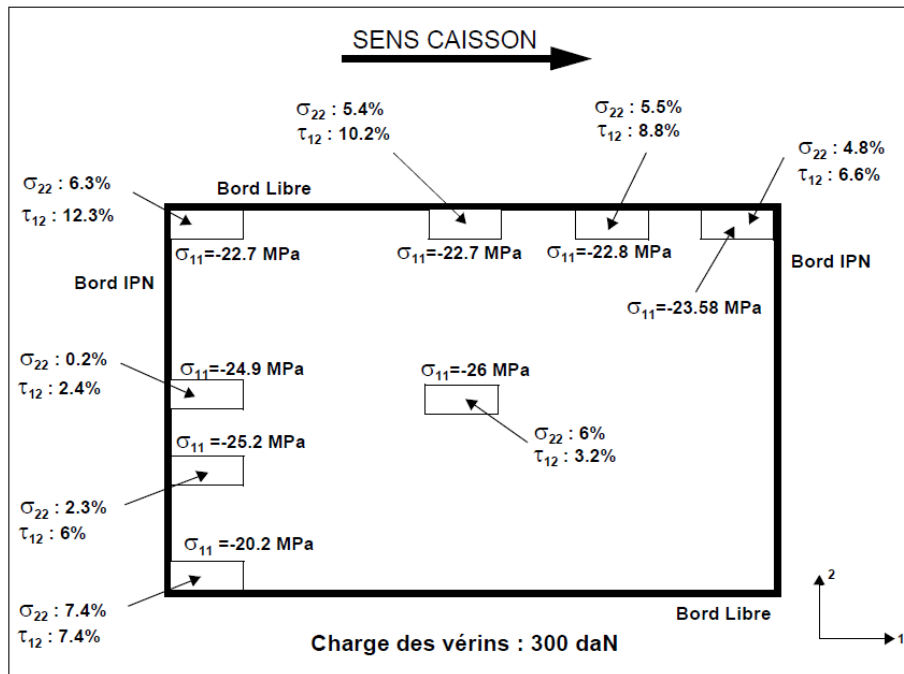


Figure VI-14 : Contraintes secondaires associées à un essai de compression sur une plaque en duralumin [Castanié, 2000]

Avec l'objectif d'étudier l'influence de l'épaisseur des plis dans le comportement des stratifiés, deux plaques supplémentaires (drapage C3-1) ont été réalisées avec des plis de T700/M21 d'épaisseur double (0.250mm) donnant des plaques d'épaisseur totale 3.25mm. Ces deux dernières éprouvettes ont été testées jusqu'à rupture totale en traction et en cisaillement.

La Table VI-2 recense les différents cas testés lors de ces travaux, « s » pour simple, désigne les plaques composites réalisées à partir de plis d'épaisseur égale à 0.125mm et « d » pour double, celles conçues à partir de plis d'épaisseur égale à 0.250mm. Hormis les cas intitulés « Enveloppe », tous les essais sont menés jusqu'à rupture totale de l'éprouvette.

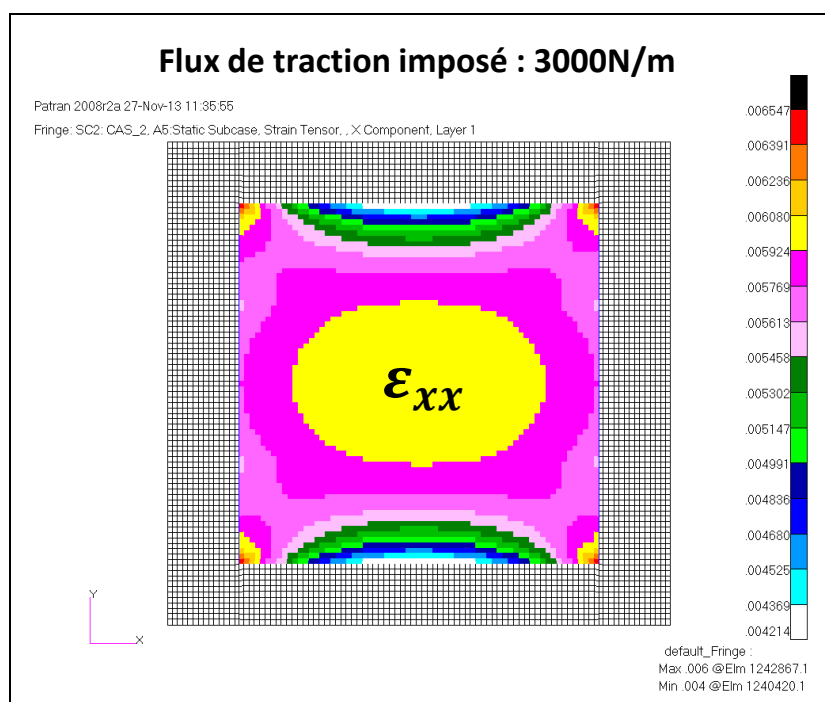


Figure VI-15 : Répartition des déformations longitudinales lors de la simulation d'un essai de traction [Sogecclair Aerospace, 2013]

	Traction	Cisaillement	Traction/Cisaillement	Enveloppe
C3-1	C3-1s1 C3-1d1	C3-1s2 C3-1d2	C3-1s3	C3-1s4
C3-2	C3-2s1	C3-2s2	C3-2s3	C3-2s4
C3-3	C3-3s1	C3-3s2	C3-3s3	C3-3s4

Table VI-2 : Numérotation des éprouvettes Vertex

VI.3.3.1 Réalisation des éprouvettes

Les éprouvettes (Figure VI-16) ont été fabriquées au sein de l'Institut Clément Ader. La découpe, le drapage et la polymérisation du pré-impregné T700/M21 ont été réalisés de la même manière que pour les éprouvettes lisses, trouées et entaillées (Figure III-1 et Figure III-2).

Le détourage, l'usinage des trous de fixation ainsi que de l'entaille centrale à fonds circulaires (de dimensions $100 \times 2 \text{ mm}^2$) ont été pris en charge par le Centre Régional d'Innovation et de Transfert de Technologie de Toulouse (CRITT), à l'aide d'une fraise en carbure car ce procédé semble plus fiable et plus précis que l'usinage au jet d'eau, utilisé pour l'éprouvette composite IM7/977-2.

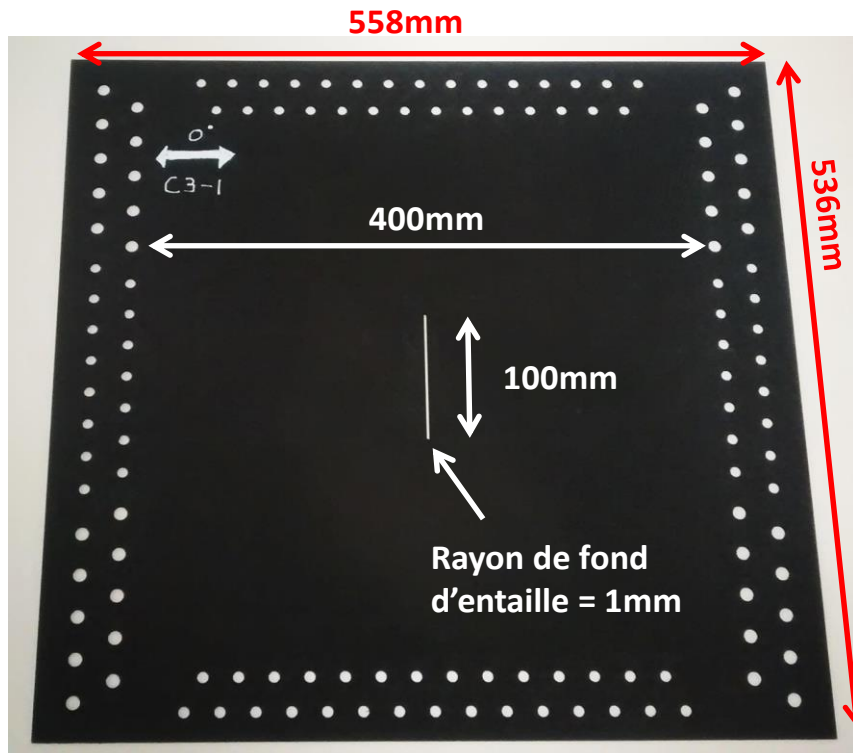


Figure VI-16 : Eprouvette VERTEX usinée par le CRITT

VI.3.4 Résultats

Avant de réaliser une sollicitation de type « Enveloppe » dans le domaine Traction/Cisaillement, des essais à rupture totale (symbolisés par des étoiles sur la Figure VI-13) sont d'abord menés pour des sollicitations de type « Traction », « Cisaillement » et « Traction /Cisaillement ». Dans ce chapitre, les valeurs expérimentales numériques sont normées en employant les mêmes références que celles utilisées au **Chapitre III, IV et V** (contrainte et déformation maximales obtenues pour le spécimen lisse de drapage C3-3).

VI.3.4.1 Traction

Les trois drapages « simple épaisseur » sont soumis à de la traction ; une éprouvette de drapage C3-1 est aussi testée en « double épaisseur » (Table VI-2).

VI.3.4.1.1 Mise en place de la sollicitation

Une sollicitation de traction est appliquée à la plaque en mettant le caisson central en flexion à l'aide des vérins n°1 et 2. On impose un déplacement nul aux vérins de torsion (n°3 et 4). Une commande en déplacement est effectuée, l'asservissement en force étant difficile à mettre à œuvre comme on a pu le constater lors du déverminage du montage. On observe Figure VI-18 que l'équilibre des forces lié à la sollicitation de flexion 4 points est néanmoins correctement respecté : $Force_1 = Force_2 \cong 2 \times Force_3 \cong 2 \times Force_4$.

Chapitre VI : Stratifiés entaillés sous sollicitations complexes

Le suivi par jauges de déformation (Figure VI-17 et Figure VI-19) permet d'indiquer la présence de déformations (donc de contraintes) de cisaillement négligeables, ce qui valide l'hypothèse du caractère uniaxial de la sollicitation de traction imposée. Ces 4 rosettes de jauges sont disposées à égale distance du bord de la coupure et des trous de fixation. La symétrie de la sollicitation est aussi retrouvée à travers la forme des courbes de chaque rosette (Rosette1 \cong Rosette3 et Rosette2 \cong Rosette4).

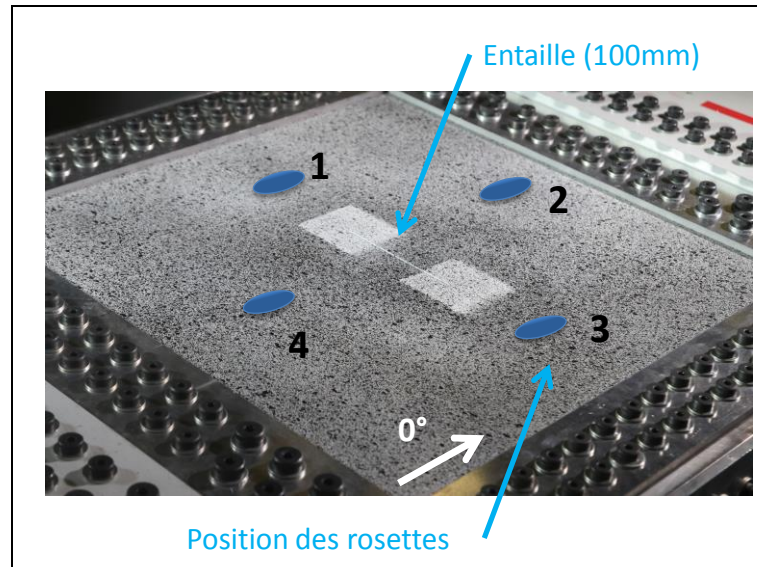


Figure VI-17 : Disposition des rosettes sur la surface inférieure de la plaque composite

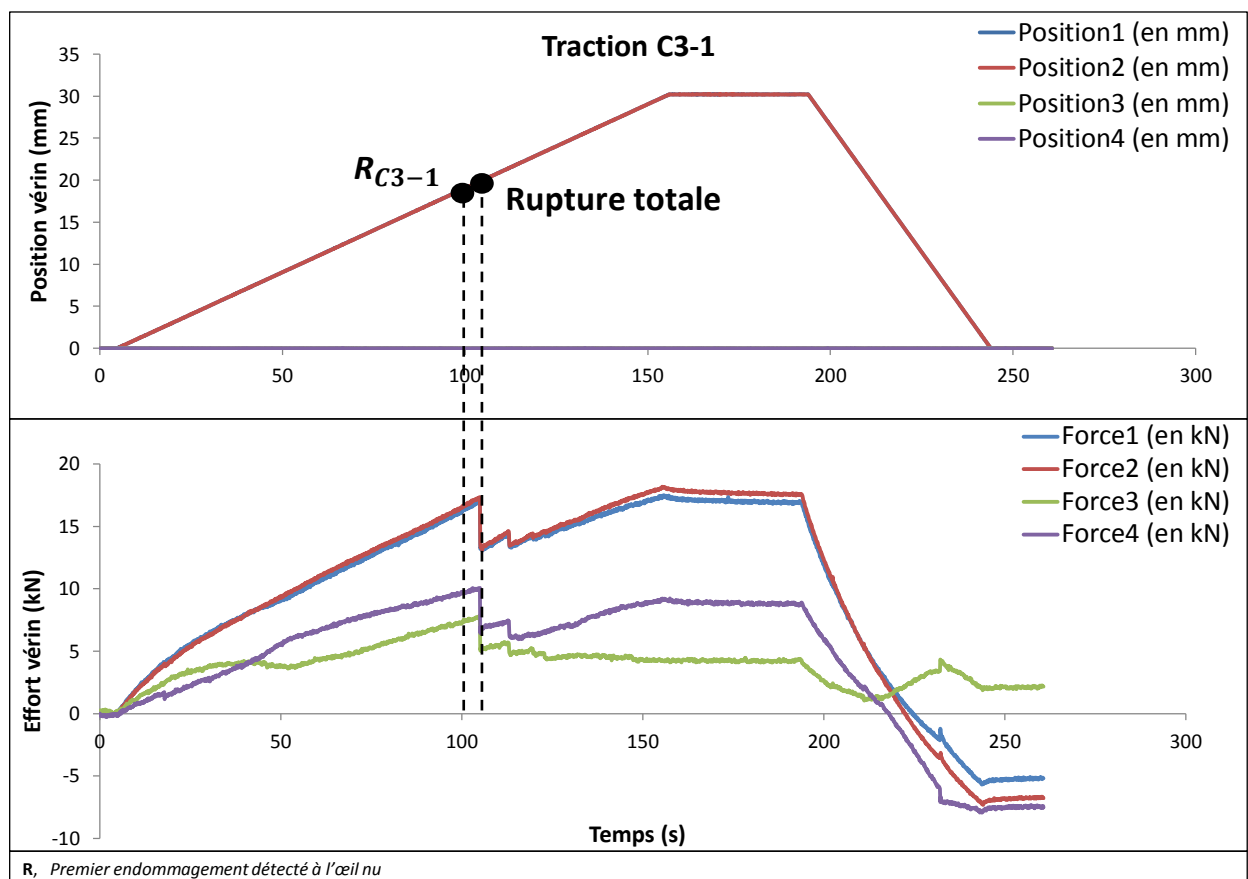


Figure VI-18 : Efforts et déplacements vérins lors d'une mise en traction de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1)

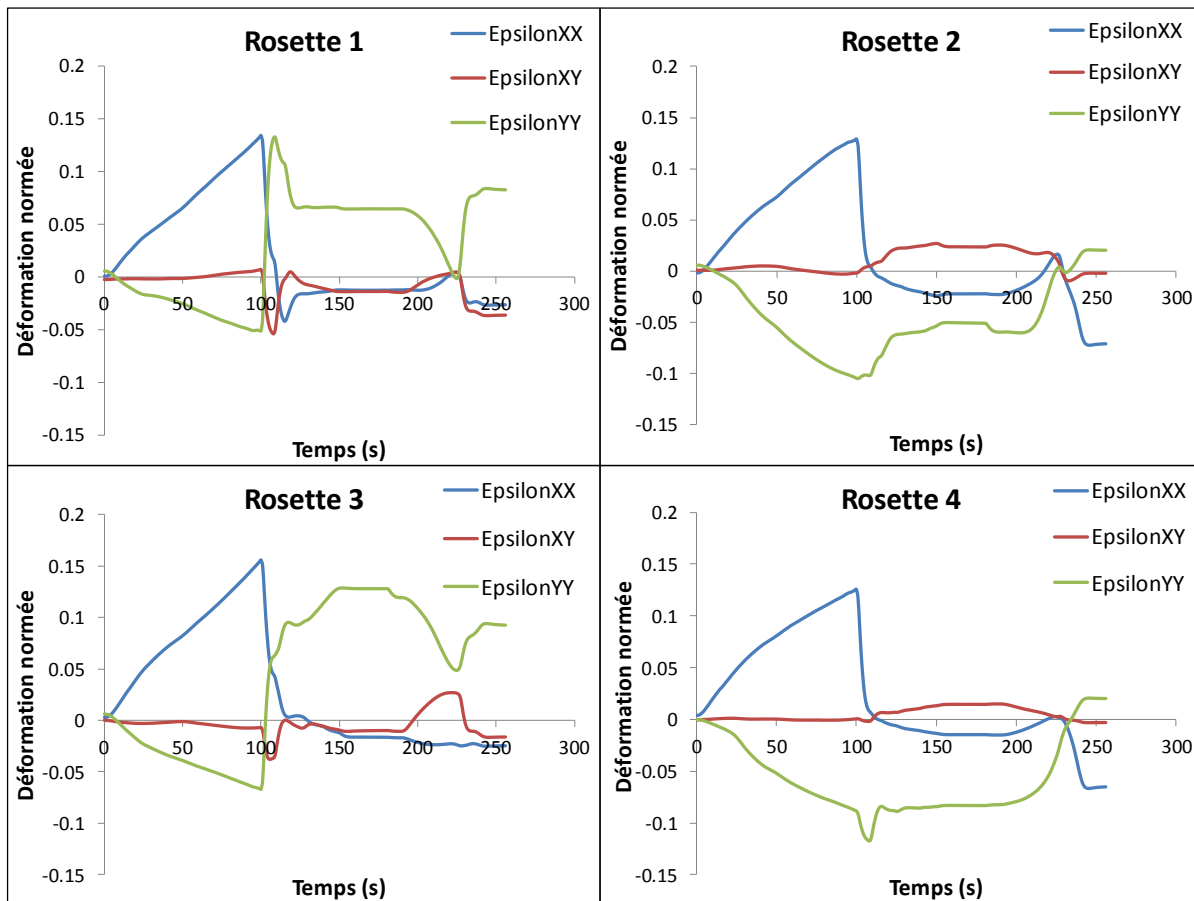


Figure VI-19 : Déformations obtenues pour les 4 rosettes placées sur la face inférieure de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1) lors d'une mise en traction

VI.3.4.1.2 Méthodologie d'analyse

Pour caractériser le comportement des éprouvettes entaillées soumises à des sollicitations imposées par le montage VERTEX, il est intéressant de faire appel à une mesure locale. Le champ de déplacement fourni par la corrélation d'images est utilisé pour déterminer des courbes Contrainte/Déformation semblables à celles présentées dans les chapitres précédents. La construction de ces dernières est néanmoins légèrement différente. On détermine les contraintes moyennes grâce à la théorie des stratifiés à partir des déformations (obtenues par corrélation d'images), moyennées sur les zones rouges (Figure VI-20) en bord de la zone d'intérêt de l'éprouvette (loin de la pointe de coupure). Les paramètres utilisés pour la stéréocorrélation obtenue à l'aide du logiciel VIC 3D sont ceux utilisés de façon courante :

- *Subset* : 29 pixels,
- *Step* : 7 pixels,
- *Filter* : 15 pixels.

L'information est donc « moyennée » sur un carré de taille $29 \times 29 \text{ px}^2$ pour donner le déplacement du centre du *Subset* (Figure VI-21). Les différents centres de *Subset* sont distants de 7px. Pour déterminer la déformation, le déplacement est moyenné sur un carré de taille $J_v = N_{step} (N_{filter} - 1) + N_{subset} = 127 \text{ px}$, *Filter* désignant le nombre de centres de *Subset* présents dans la fenêtre de calcul.

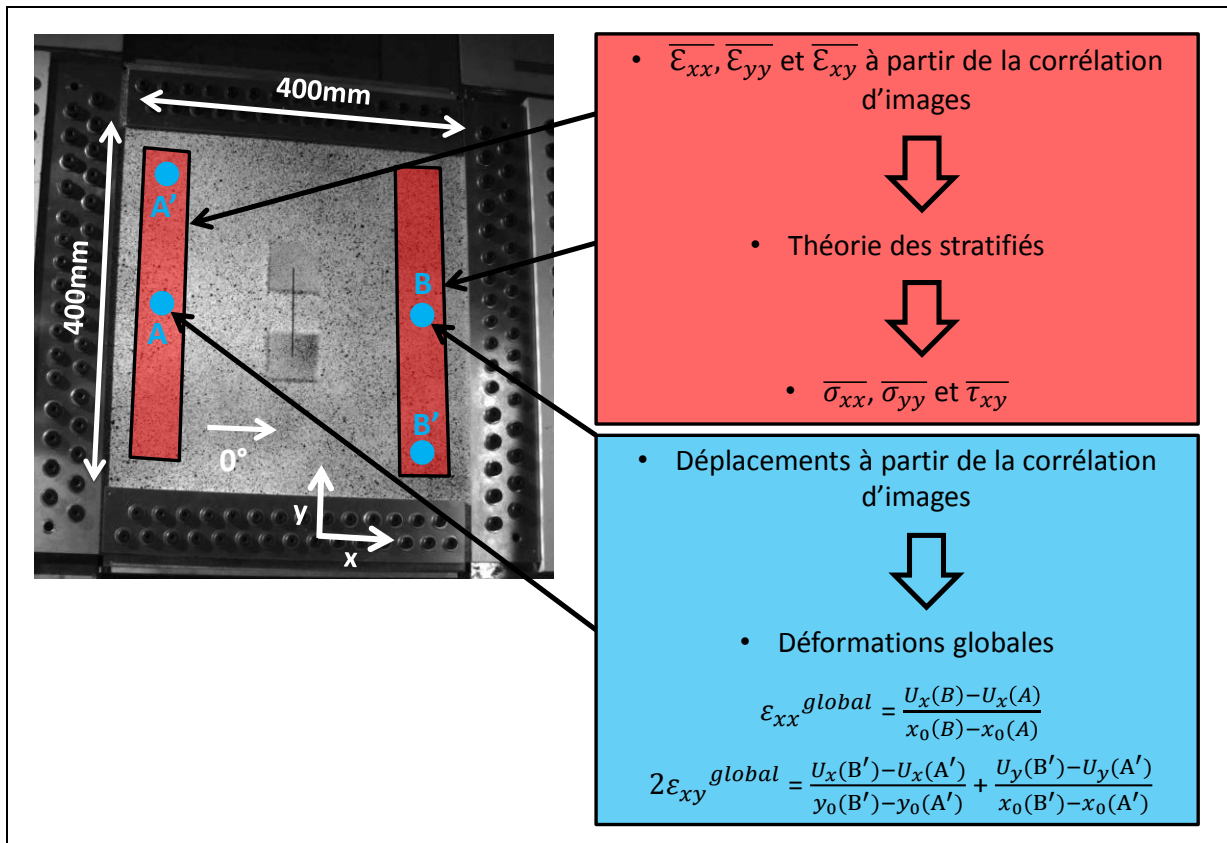


Figure VI-20 : Méthode de détermination des contraintes moyennes et des déformations globales à l'aide de la corrélation d'images

Connaissant la résolution des caméras selon le type de matériau observé : Aluminium et Composite (respectivement 29Mpx et 5Mpx), la taille de la zone observée (respectivement $400 \times 400 \text{ mm}^2$ et $350 \times 350 \text{ mm}^2$) et la taille de la jauge virtuelle : 127px, on détermine la surface « réelle » correspondante. On obtient donc des surfaces de détermination des déformations égales à : $14 \times 14 \text{ mm}^2$ pour l'aluminium et $33 \times 33 \text{ mm}^2$ pour le stratifié qui semblent suffisamment petites pour rendre compte des variations (faibles) des déformations sur les zones observées (loin de la coupure – en rouge Figure VI-20).

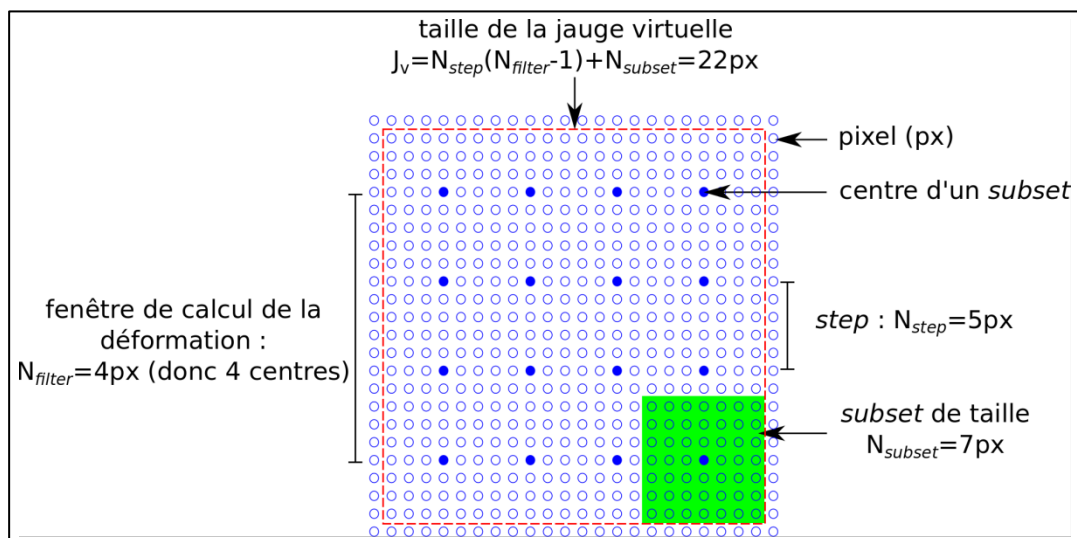


Figure VI-21 : Paramètres du logiciel de stéréocorrélation VIC 3D (données non représentatives des valeurs utilisées dans ces travaux de recherche)

Les déformations « globales » (ϵ_{xx}^{global} et ϵ_{xy}^{global}) sont déterminées en divisant les déplacements mesurés sur des points extrêmes (en bleu sur la Figure VI-20) par la distance les séparant. Le cisaillement imposé est dit « simple » par opposition au cisaillement « double » d'un carré déformable. En effet, dans notre étude, seulement 2 côtés de la plaque sur les 4 sont mobiles. Les comportements des trois drapages étudiés (C3-1, C3-2 et C3-3) sont analysés suivant la même méthodologie quel que soit le type de sollicitation : Traction, Cisaillement, Traction/Cisaillement et Enveloppe.

Une autre méthode pour déterminer les flux d'efforts mis en jeu lors de la sollicitation d'une éprouvette par le montage VERTEX aurait été de mesurer le champ de déplacement sur le bord de la plaque par stéréocorrélation, d'imposer ces conditions limites sur un modèle numérique correspondant et de récupérer les forces de réactions associées à chaque nœud contraint en déplacement. Après quelques tests préliminaires, cette procédure n'a finalement pas été mise en œuvre. La première méthode, ne faisant pas intervenir d'approximation numérique, lui a été préférée.

VI.3.4.1.3 Courbes expérimentales

La courbe Contrainte/Déformation obtenue en traction à partir de la méthodologie explicitée en VI.3.4.1.2 est présentée Figure VI-22. Les flèches verticales représentent les ruptures totales des stratifiés correspondant à des coupures ayant propagé jusqu'aux bords de l'éprouvette. L'asservissement en position des vérins associé à la faible fréquence d'acquisition utilisée (1 image/s pour les caméras de stéréocorrélation) engendre des irrégularités sur les courbes présentées Figure VI-22 ainsi que sur les autres graphiques utilisant le même processus.

En utilisant le couple de mesures *in situ* (σ_{xx} et ϵ_{xx}), on obtient des courbes linéaires jusqu'à l'apparition d'endommagements. Elles sont de même raideur, 38GPa, proche de celle déterminée expérimentalement sur coupon entaillé (**Chapitre V**) : 43GPa. Cette diminution de raideur est probablement due au ratio largeur d'entaille sur largeur d'éprouvette, plus important pour les éprouvettes VERTEX (1/4) que pour les éprouvettes à l'échelle du coupon (1/6). Cette diminution de raideur est contrebalancée par une augmentation liée aux conditions limites particulières au montage VERTEX : les 4 côtés de l'éprouvette sont fixés, ce qui, par effet de Poisson, augmente théoriquement sa rigidité de 10% ($\frac{1}{1-\nu^2}$ avec $\nu = 0.3$).

En étudiant l'évolution de la contrainte moyenne (σ_{xx}) en fonction de la moyenne des efforts des vérins de traction (Figure VI-23), on identifie quelques non linéarités. Le montage VERTEX est un banc d'essai complexe de par sa structure. L'absence de linéarité entre les efforts développés par les vérins et les contraintes observées sur l'éprouvette est liée à plusieurs phénomènes :

- le caisson peut plastifier localement pour des charges importantes,
- un mouvement de rotation de corps solide est observé au début de chaque sollicitation,
- l'asservissement n'est pas stabilisé (commande en déplacement) au début de la sollicitation,
- on constate des jeux entre les différents constituants du montage (notamment dans les rotules reliant les vérins au bâti) engendrant une étape de « mise en position » visible Figure VI-23 et Figure VI-24.

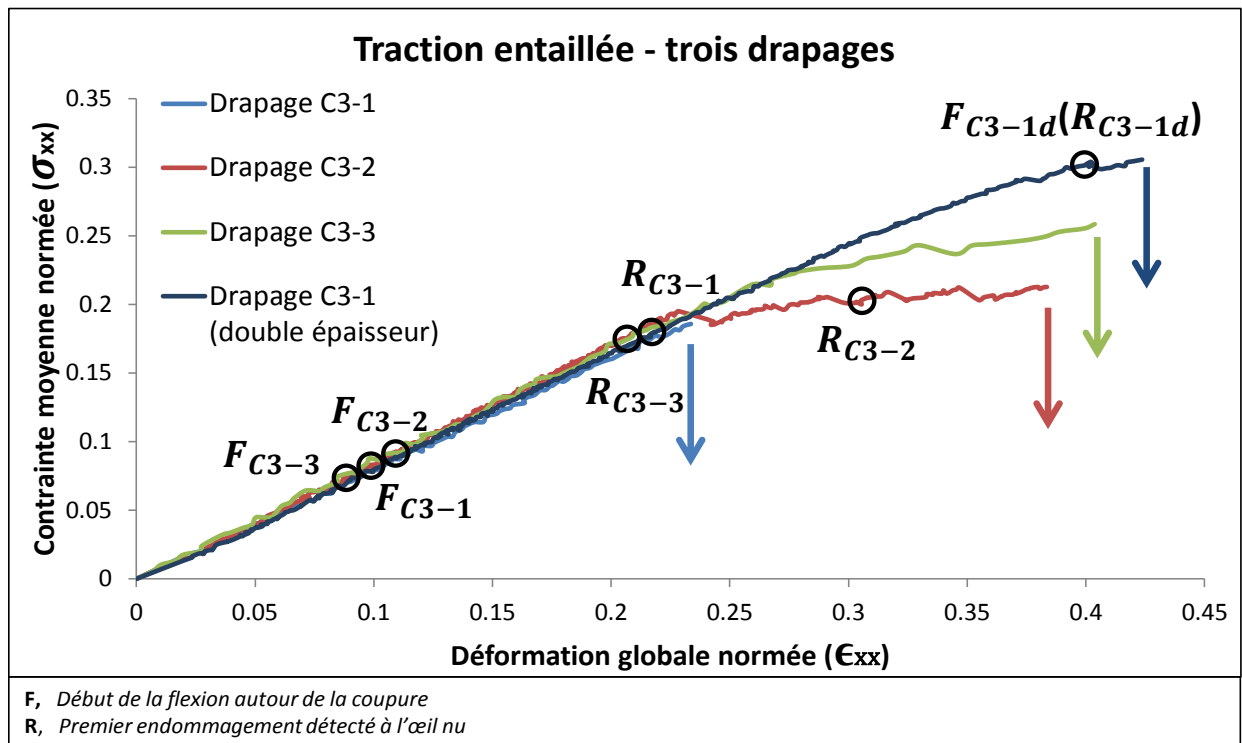


Figure VI-22 : Courbes Contrainte/Déformation (traction entaillée) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images

En outre, le caractère non constant de la proportionnalité est lié au fait que la raideur du montage VERTEX dépend de celle de l'éprouvette (partie supérieure du caisson central) qui peut varier selon les matériaux et drapages utilisés. La variable « Effort vérin » ne semble donc pas assez précise pour qualifier la contrainte appliquée en bord d'éprouvette.

Lorsqu'on observe Figure VI-24, l'évolution de la contrainte moyenne (σ_{xx}) en fonction du déplacement des vérins de traction, les non-linéarités sont encore plus marquées. Il apparaît donc, que la variable « Déplacement vérin » ne semble pas pertinente pour qualifier la déformation appliquée en bord d'éprouvette.

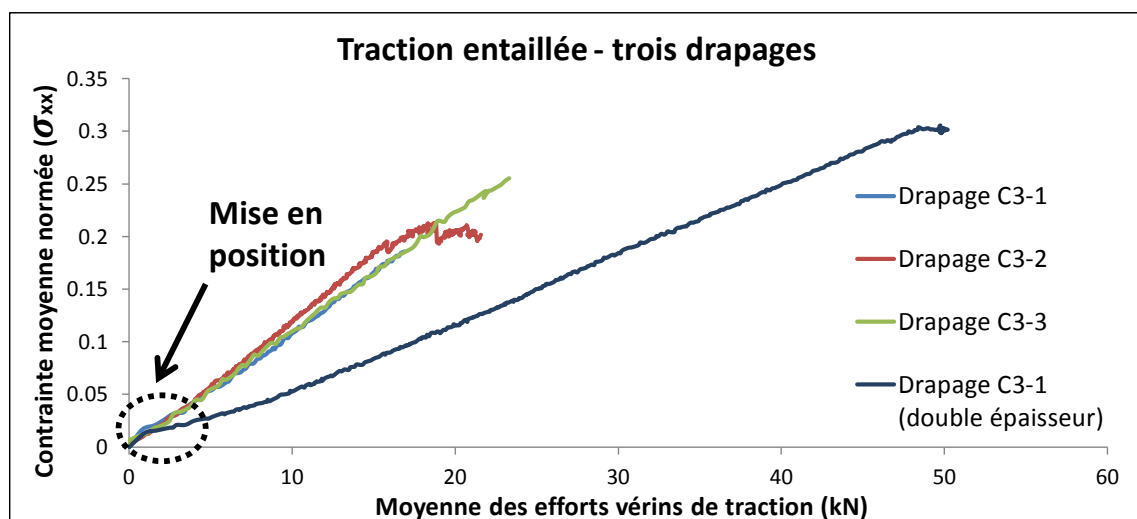


Figure VI-23 : Courbes Contrainte/Effort vérins (traction entaillée)

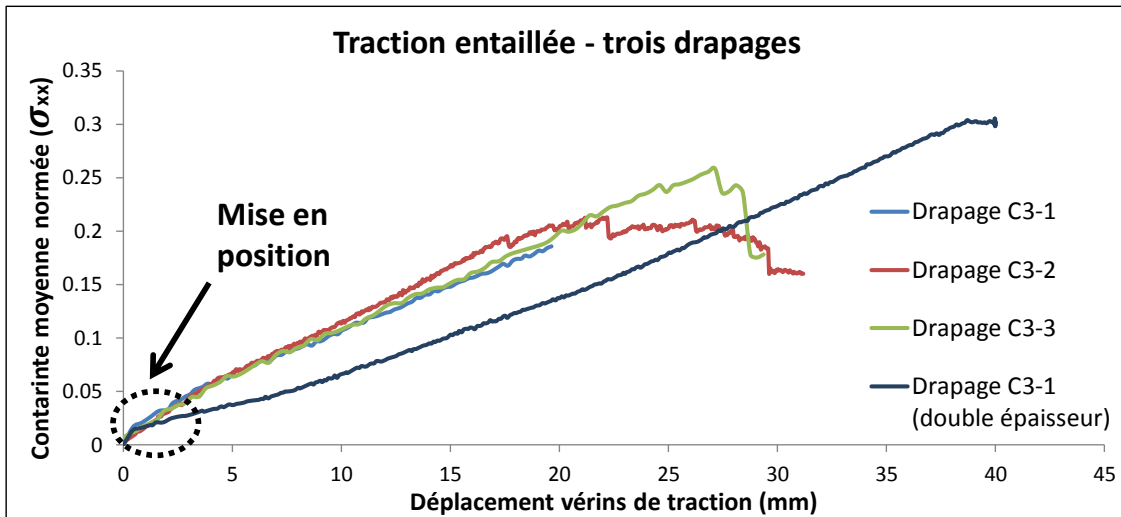


Figure VI-24 : Courbes Contrainte/Déplacement vérins (traction entaillée)

Il n'est donc pas possible de décrire le comportement de l'éprouvette à partir des données uniquement issues du montage VERTEX (efforts et déplacements vérins), une mesure *in situ* apparaît donc indispensable. Ce phénomène avait déjà été observé par [Castanié, 2000] dans le précédent montage et est présent dans la plupart des essais « structuraux ». En effet, les avionneurs utilisent des mesures *in situ* pour déterminer localement le comportement des structures aéronautiques, par le biais, soit d'un très grand nombre de jauges de déformation, soit d'une mesure par stéréocorrélation, technique récemment déployée dans l'industrie. Pour la suite de ces travaux, le comportement des divers drapages selon les différentes sollicitations sera analysé à l'aide de la représentation « Contrainte/Déformation » issue des données fournies par la stéréocorrélation d'images (Figure VI-22).

VI.3.4.1.4 Scénarios et faciès de rupture

Une flexion localisée au niveau de l'entaille est observée à l'aide de la corrélation 3D (Figure VI-25). Elle accélère la propagation de la coupure et par là, diminue la contrainte à rupture totale. Les points **F** représentés sur la Figure VI-22 correspondent à une flèche maximale approximativement égale à l'épaisseur du stratifié (simple épaisseur : 1.625mm). La même référence (1.625mm) est utilisée (en valeur) pour les deux autres drapages « simples » et pour les stratifiés « doubles ».

Ce phénomène non-linéaire géométrique est probablement dû à l'introduction d'un moment de flexion parasite au niveau de la jonction entre le bâti et la partie supérieure du caisson central formée par la plaque composite. [Castanié, 2000] insiste sur l'importance des effets de flexion locaux. Ils sont déclenchés par le décalage entre la semelle de l'IPN (poutre en I à Profil Normal) et les peaux. Une schématisation du moment de flexion généré lors d'une sollicitation de compression est présentée Figure VI-26. Les effets de flexion sont normalement limités en utilisant une semelle très rigide qui reprend la majorité du moment de flexion. Le phénomène décrit lors de la sollicitation en compression semble aussi présent lors de la traction.

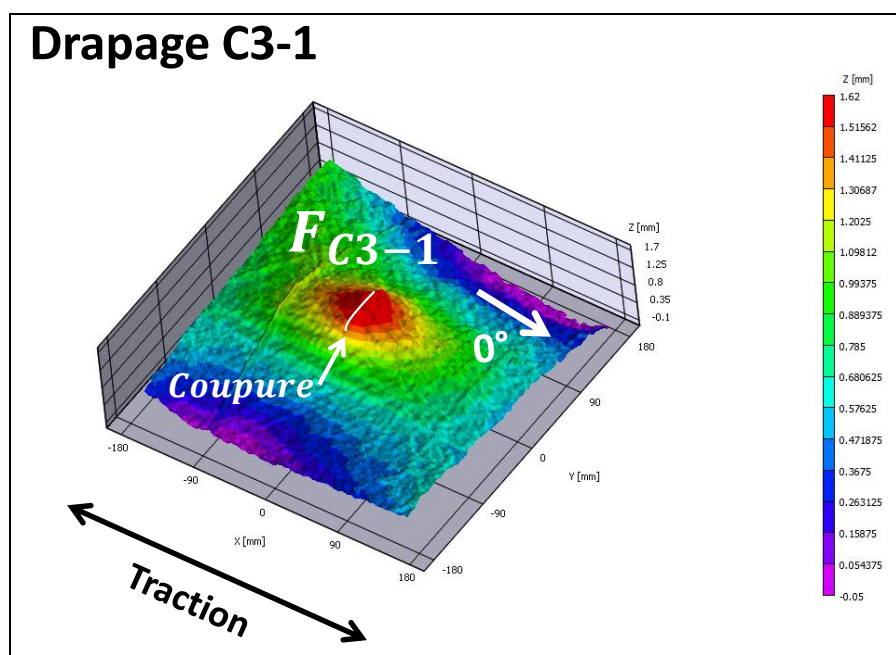


Figure VI-25 : Flexion localisée autour de la coupure pour le drapage C3-1 soumis à de la traction (au point F)

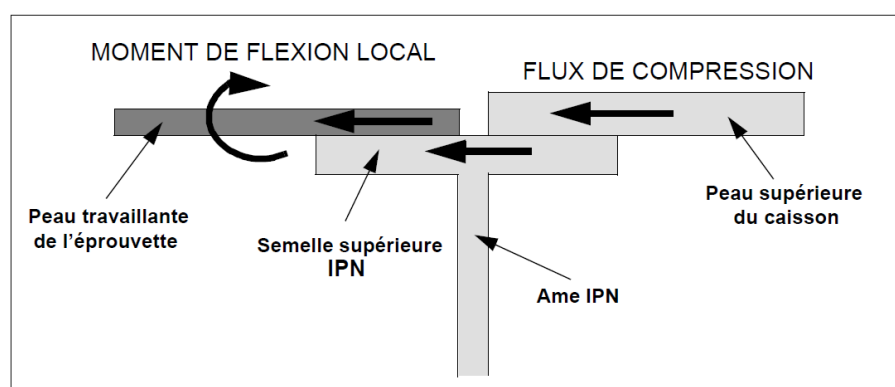


Figure VI-26 : Cheminement du flux de compression [Castanié, 2000]

Le drapage C3-1 « double épaisseur », étant moins sensible au phénomène de flexion (plus épais), davantage d'efforts sont nécessaires pour fléchir de la même manière. La contrainte à rupture observée pour le spécimen d'épaisseur double est donc plus importante que celles relevées pour les « simple épaisseur ».

Le sens de la flexion locale constaté pour le drapage C3-1 (vers l'extérieur du caisson), quelle que soit l'épaisseur de la plaque, n'est pas le même que celui qui a été constaté pour les drapages C3-2 (Figure VI-27) et C3-3 (vers l'intérieur du caisson). Le phénomène semble alors très instable et dépendant de la courbure initiale de la plaque voire de la séquence (symétrique) de plis de chaque drapage. Pour vérifier cette dernière hypothèse, il faudrait réaliser plusieurs essais de traction sur les mêmes drapages.

Pour le drapage C3-1, la rupture s'initie en bord de coupure, le premier endommagement visible à l'œil nu apparaît juste avant la rupture totale du stratifié. En effet, on décèle (R_{C3-1}) une fissuration matricielle orientée à 45° sur le côté droit de l'entaille (Figure VI-28). La principale différence entre le scénario de rupture des éprouvettes type VERTEX et celui des éprouvettes

étudiées au **Chapitre V** réside dans l'influence des conditions limites. En effet, la traction réalisée ici est « quasi pure » car la plaque est boulonnée sur les 4 côtés. De plus, les bords de la coupure sont relativement proches des éléments de fixation de l'éprouvette. En l'occurrence, le principe de Saint-Venant n'est pas respecté ; c'est d'ailleurs ce qui arrive dans la plupart des essais « structuraux ». Néanmoins, ce type d'essai complexe est plus représentatif d'un cas réel comme celui d'un fuselage muni de raidisseurs que ceux réalisés sur des coupons (**Chapitres III, IV et V**).

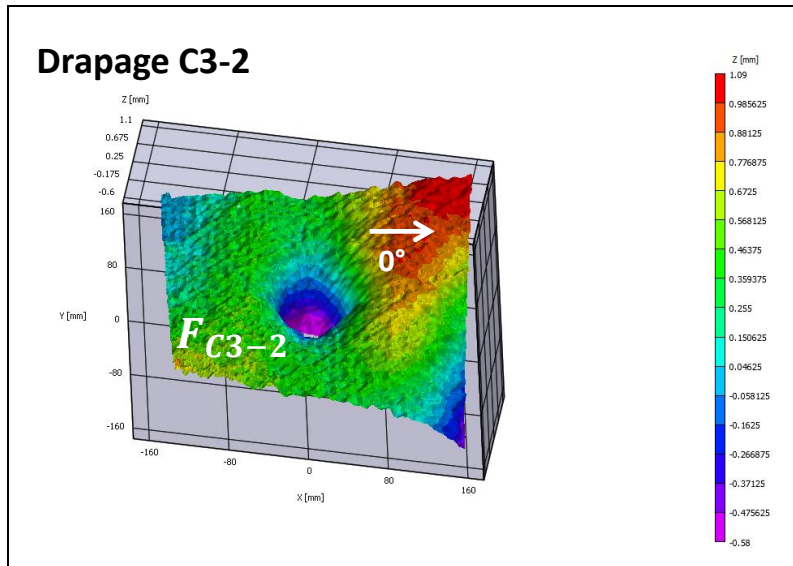


Figure VI-27 : Flexion localisée autour de la coupure pour le drapage C3-2 soumis à de la traction (au point F)

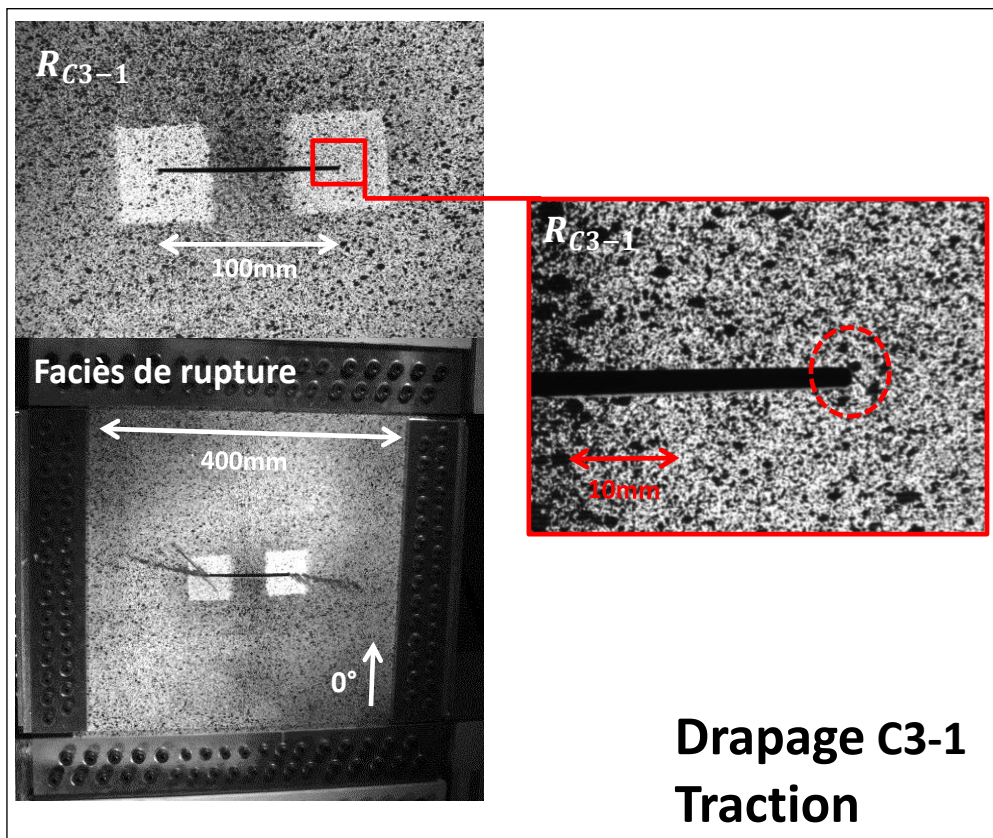


Figure VI-28 : Premier dommage observable à l'œil nu en pointe de coupure (R_{C3-1}) et faciès de rupture

Le faciès de rupture de l'éprouvette VERTEX (traction/C3-1) est similaire à ceux observés sur les coupons entaillés. Il est de type « *pull-out* » avec une propagation de coupure orientée de quelques degrés par rapport à l'horizontale (Figure VI-28). Les drapages C3-2 et C3-3 semblent s'endommager selon des directions différentes : la coupure se propage selon une direction orientée à 45° puis quasiment orthogonalement à la direction de traction.

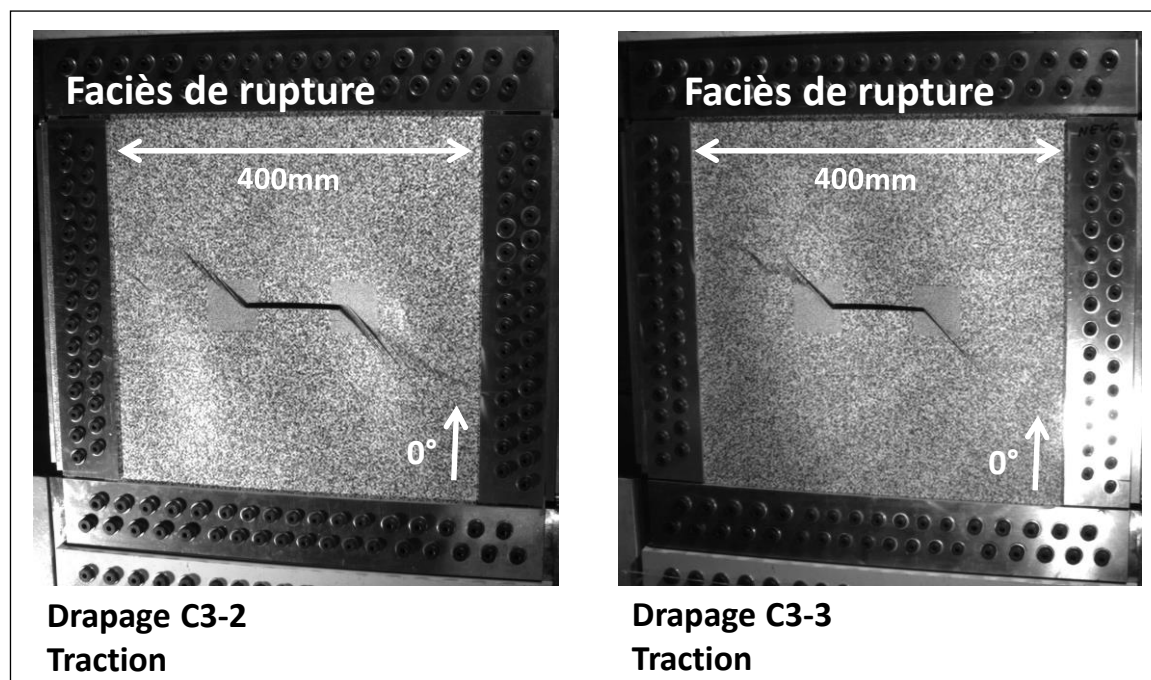


Figure VI-29 : Faciès de rupture des drapages C3-2 et C3-3 soumis à de la traction

VI.3.4.1.5 Conclusions sur les essais de traction

Les différentes contraintes à rupture pour tous les spécimens soumis à de la traction étudiés dans ces travaux de thèse sont rassemblées Table VI-3. Pour les spécimens d'épaisseur totale 1.625mm, similaires à ceux passés en revue dans les **Chapitres III, IV et V**, on trouve l'ordre des contraintes à rupture suivant : $\sigma^{\infty}_{C3-2} \cong \sigma^{\infty}_{C3-1} < \sigma^{\infty}_{C3-3}$; les contraintes à rupture des drapages C3-1 et C3-2 étant très proches. Cela confirme la meilleure résistance à la traction du drapage C3-3, déjà observée pour les spécimens de taille inférieure.

L'influence des conditions limites et de la courbure initiale de l'éprouvette, beaucoup plus importante pour les éprouvettes VERTEX que pour les éprouvettes de type coupon, génère une flexion localisée autour de l'entaille, ce qui accélère la rupture de l'éprouvette (Figure VI-30). En outre, l'écart entre les contraintes à rupture obtenues pour les « Entaillés » et celles obtenues pour les « Entaillés VERTEX » est creusé par la différence entre les rapports « longueur de coupure sur largeur du spécimen » (respectivement égaux à 1/6 et 1/4). On note aussi que les raideurs des spécimens VERTEX sont très similaires à celles des spécimens de type « coupon » validant ainsi la méthode de détermination des courbes Contrainte/Déformation à partir de la mesure de corrélation d'images (VI.3.4.1.2).

Spécimens	C3-1		C3-2		C3-3	
	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)	$\bar{\sigma}^\infty$ (%)	CV (%)
« Lisses »	81	2.5	79	3.7	99	1.5
« Petits »	61	4.4	58	1.6	71	9.4
« Moyens »	56	1.7	54	4.5	67	0.7
« Grands »	53	0.5	50	1.3	57	4.1
« Entaillés »	38	2.5	41	5.0	40	1.7
« Entaillés VERTEX »	19	N.A.	21	N.A.	26	N.A.

Table VI-3 : Contraintes à rupture totale de tous les spécimens testés en traction

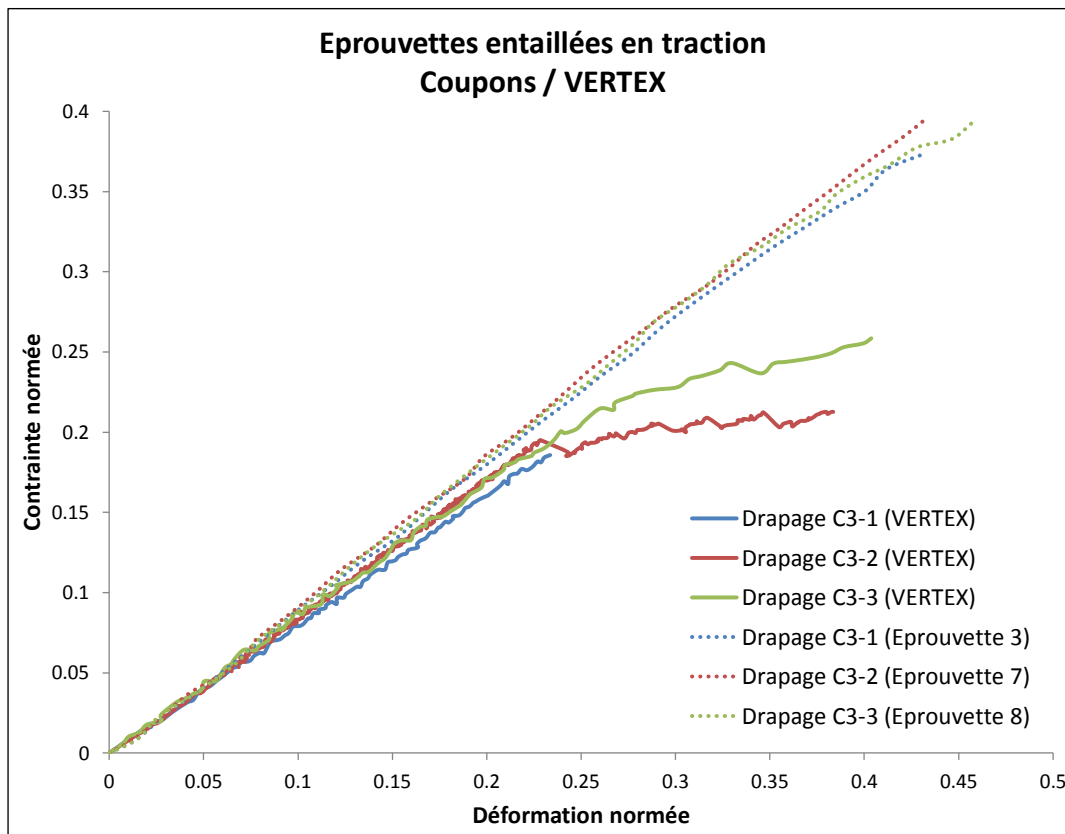


Figure VI-30 : Comparaison du comportement en traction entaillée des trois drapages aux échelles « coupon » et « détail structural »

VI.3.4.2 Cisaillement

VI.3.4.2.1 Mise en place de la sollicitation

On utilise les vérins de torsion (n°3 et 4) pour induire du cisaillement sur la plaque supérieure du caisson. On impose un déplacement nul aux vérins de flexion (n°1 et 2). L'évolution des déplacements et efforts vérins au cours de l'essai (drapage C3-1) est présentée Figure VI-31.

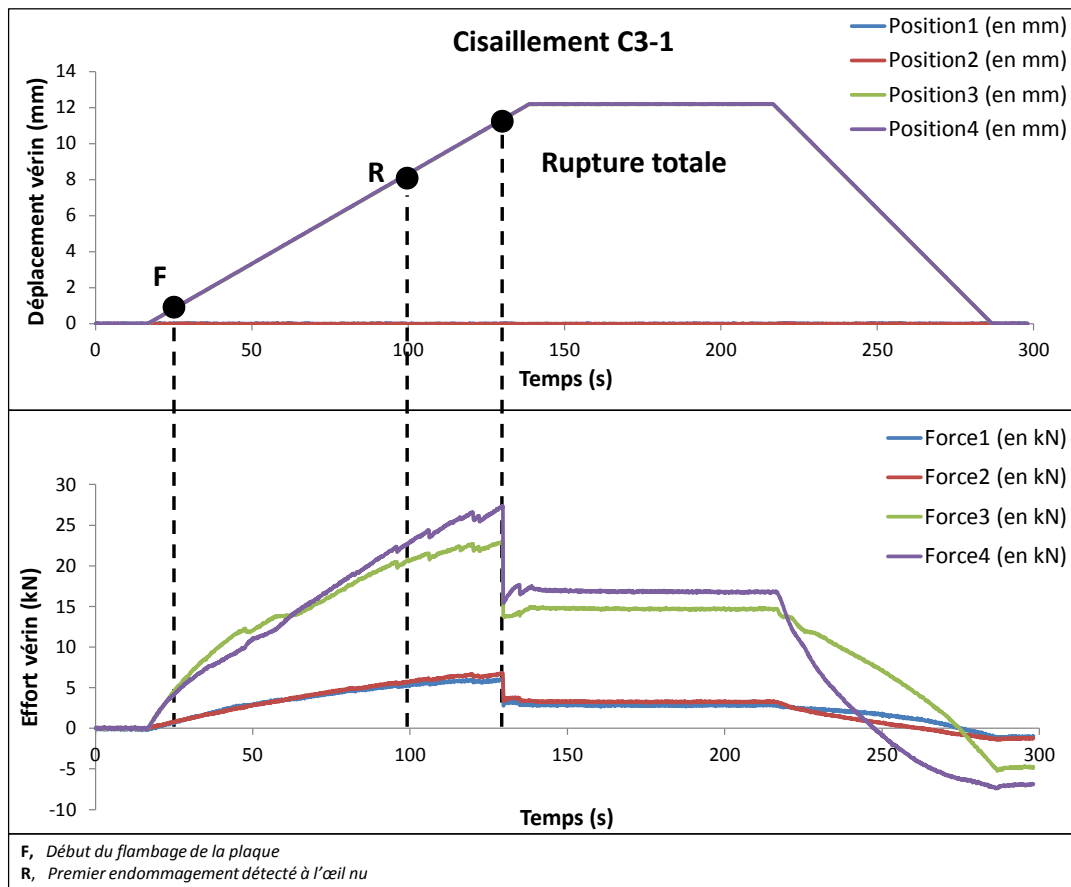


Figure VI-31 : Efforts et déplacements vérins lors d'une sollicitation en cisaillement de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1)

De la même manière que pour le cas de traction (Figure VI-19), on a contrôlé que la sollicitation imposée est proche du cisaillement pur en vérifiant que les déformations « Epsilon XX » et « Epsilon YY » sont faibles devant « Epsilon XY ». Cependant, le phénomène de flambage arrivant rapidement (**F**), le cisaillement n'est plus « quasi pur » et l'essai de cisaillement initial devient un essai de post-flambement en cisaillement.

En utilisant la même méthodologie que pour les essais de traction, l'évolution de la contrainte moyenne de cisaillement en bord d'éprouvette en fonction de la déformation globale de la plaque est présentée Figure VI-32. Pour une meilleure lisibilité les valeurs absolues des deux variables sont utilisées. Cette convention (contrainte positive) est respectée pour toutes les courbes Contrainte/Déformation déterminées à partir de la mesure par stéréocorrélation d'images pour les cas faisant intervenir une sollicitation de cisaillement.

VI.3.4.2.2 Courbes expérimentales

De la même manière que lors de l'étude des drapages soumis à de la traction, les points expérimentaux particuliers sont relevés. **F** désigne le début du flambage global de la plaque, atteint lorsque la flèche mesurée est égale à 1.625mm. **R** représente le premier endommagement observé à l'œil nu (en surface). Malgré l'absence de linéarité, comme c'est le cas pour les spécimens soumis à de la traction (Figure VI-22) jusqu'à l'apparition d'endommagements, les différents drapages semblent se comporter de la même manière. Une forte non-linéarité est

observée très tôt après le début de l'essai, celle-ci est probablement liée au flambage en cisaillement de la plaque entière. La plaque « double » de drapage C3-1 semble conserver un comportement linéaire un peu plus longtemps que la « simple » car sa double épaisseur la rend plus résistante au flambage. Une contrainte à rupture supérieure (τ_{xy}) en découle.

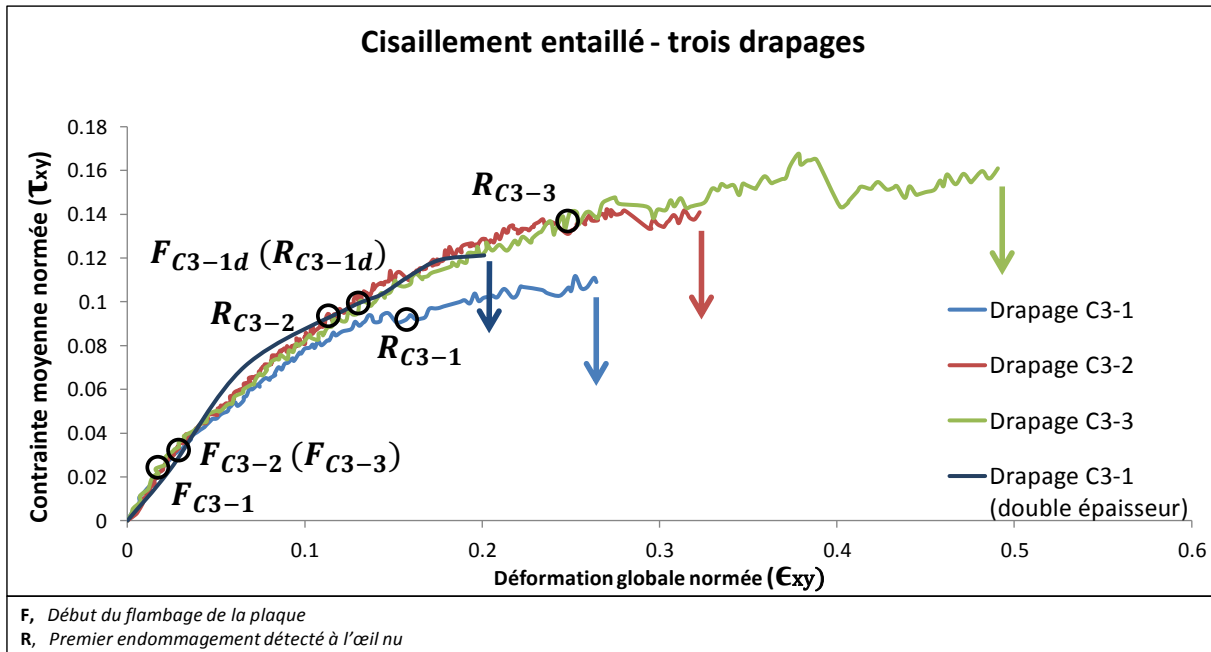


Figure VI-32 : Courbes Contrainte/Déformation (cisaillement entaillé) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images

Le drapage C3-3 affiche une plus grande résistance à la sollicitation de cisaillement (associé au flambage) que le drapage C3-2, lui-même se montrant plus résistant que le drapage C3-1. D'après [Castanié et al., 2013], il est normal que le C3-2 résiste mieux que le C3-1 à l'arrivée du flambage car il a tous ses plis à $\pm 45^\circ$ en surface, ou très proches de celle-ci, contrairement au C3-1. En effet, le flambage arrive légèrement plus tard pour le drapage C3-2 que pour le drapage C3-1 (points **F** sur la Figure VI-32).

VI.3.4.2.3 Scénarios et faciès de rupture

Le flambage global de la plaque dont l'évolution au cours de l'essai est observable Figure VI-33, génère des contraintes de traction sur la partie supérieure de la plaque composite, autour de la coupure, qui provoquent sa propagation puis la rupture totale du spécimen. La localisation (orientée à 45°) et le sens du flambage (vers l'extérieur du caisson) ne varient pas en fonction des épaisseurs et drapages utilisés.

Les premiers dommages détectés à l'œil nu sont des fissurations matricielles orientées à $+45^\circ$ localisées en pointe de coupure (Figure VI-34). Le faciès de rupture (observé en surface), révèle une propagation de la coupure en escalier avec des phases totalement orientées à $+45^\circ$ et une partie quasiment horizontale.

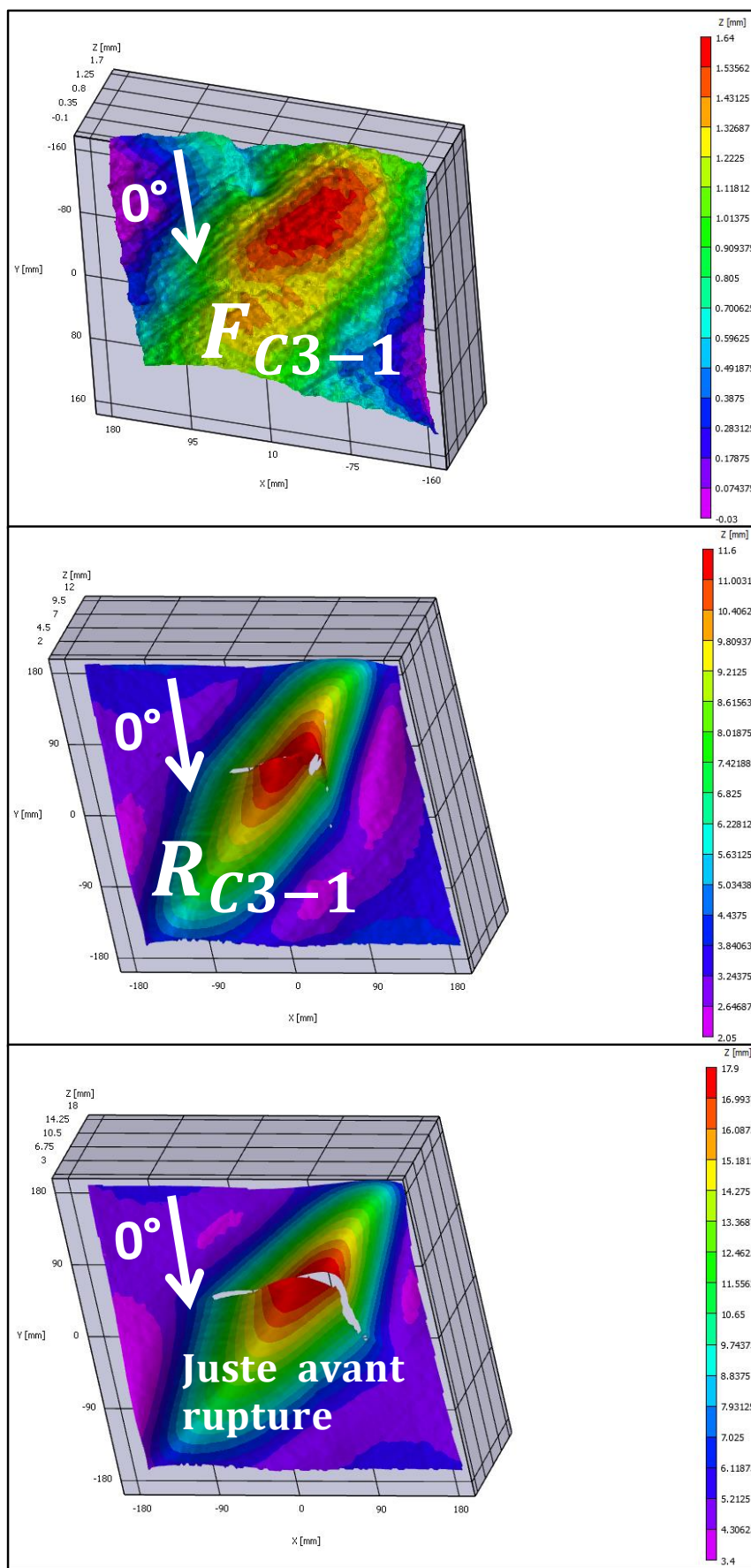


Figure VI-33 : Evolution du flambage du stratifié C3-1 déterminée par corrélation d'images lors de l'essai de cisaillement

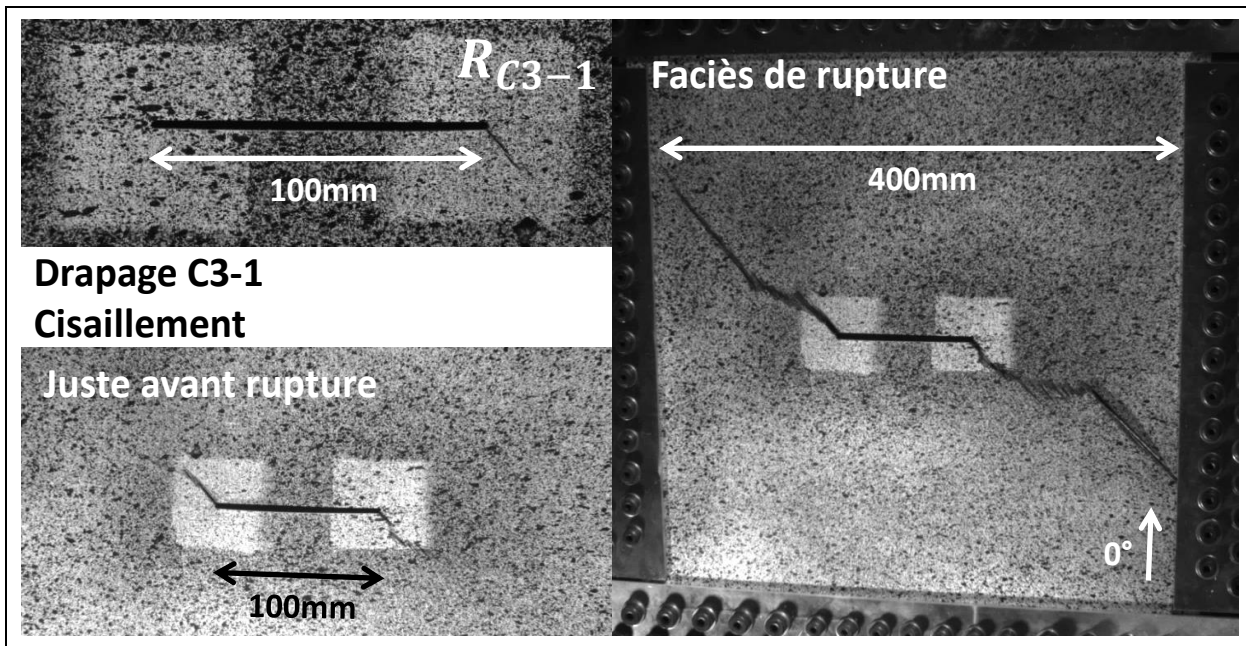


Figure VI-34 : Premier dommage observable à l'œil nu en pointe de coupure (R_{C3-1}), juste avant la rupture et faciès de rupture

On observe le même comportement que celui du drapage C3-1 pour les deux autres drapages (C3-2 et C3-3), excepté pour les faciès de rupture (Figure VI-35). Le faciès de rupture du drapage C3-2 est complètement dissymétrique : la propagation de la coupure s'opère de manière quasiment horizontale (en escalier) à droite de l'entaille originale, et de manière verticale puis orientée à $+45^\circ$ de l'autre côté. La propagation de coupure du drapage C3-3 se fait presque verticalement de chaque côté de la coupure initiale.

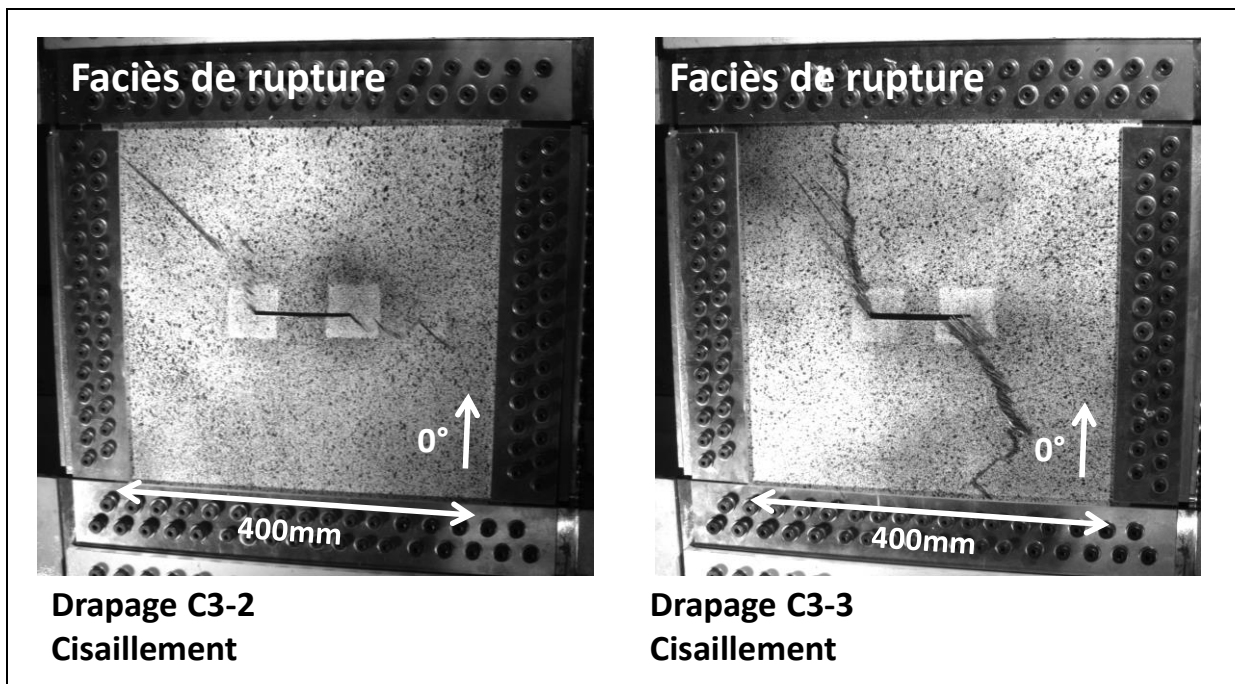


Figure VI-35 : Faciès de rupture des drapages C3-2 et C3-3 soumis à du cisaillement

VI.3.4.3 Traction/Cisaillement

VI.3.4.3.1 Mise en place de la sollicitation

On souhaite désormais effectuer un essai comportant une sollicitation combinant de la traction et du cisaillement. Pour cela, on relève les valeurs des déplacements véryns observées lors de la rupture du spécimen en traction puis en cisaillement (Figure VI-36). Ensuite, on décide d'appliquer un déplacement simultané des véryns de flexion (n°1 et 2) et des véryns de torsion (n°3 et 4) de manière à solliciter la plaque en « Traction/Cisaillement ». Lors de la commande, on choisit de conserver le rapport entre les déplacements véryns à rupture obtenus pour le cisaillement et ceux pour la traction. Cela revient à solliciter le stratifié composite selon la médiane du triangle rectangle (notée 3 sur la Figure VI-36).

L'évolution des déplacements et des efforts véryns au cours de l'essai (drapage C3-1) est présentée Figure VI-37.

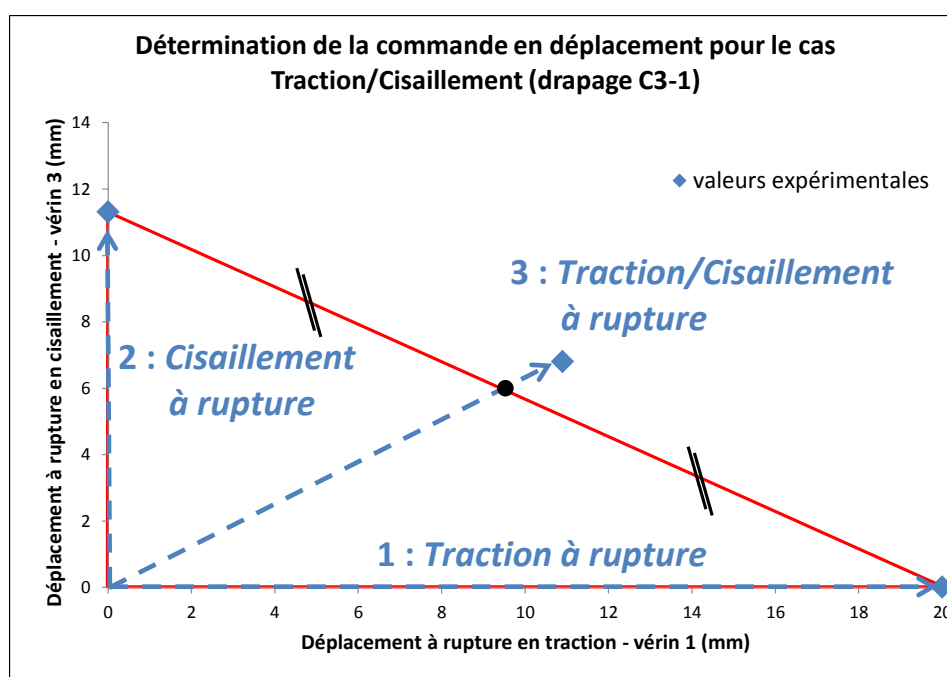


Figure VI-36 : Détermination de la commande en déplacement pour le cas de « Traction/Cisaillement »

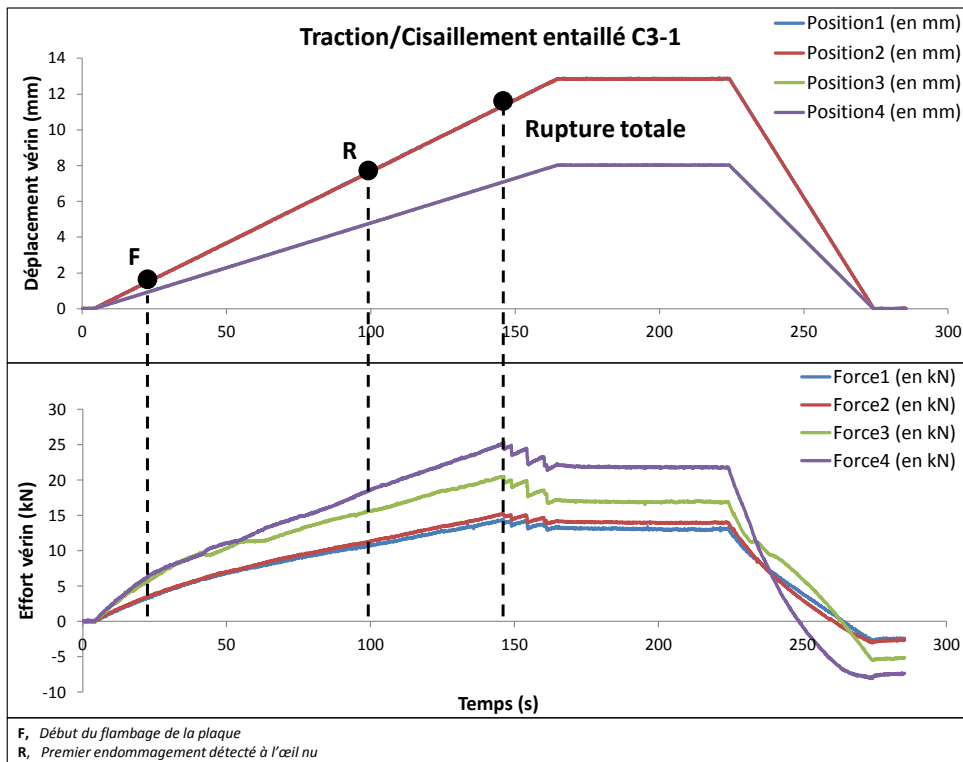


Figure VI-37 : Efforts et déplacements vérins lors d'une sollicitation de « Traction/Cisaillement » de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1)

VI.3.4.3.2 Courbes expérimentales

De la même manière que pour les sollicitations précédentes, les mesures *in situ* par corrélation d'images sont utilisées pour analyser le comportement des différents drapages (Figure VI-38 et Figure VI-39).

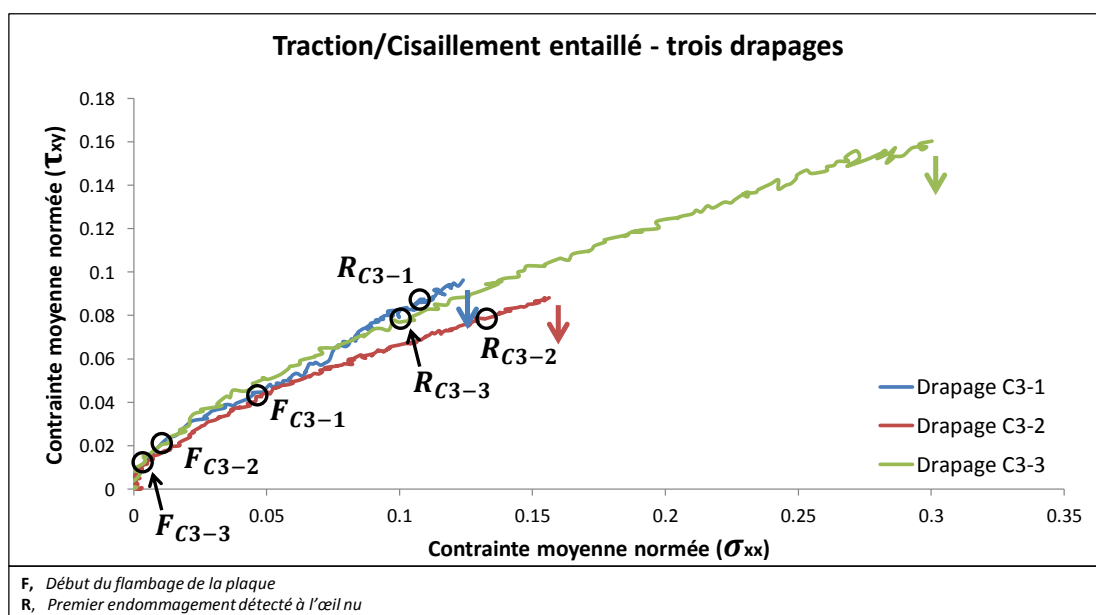


Figure VI-38 : Courbes Contrainte de cisaillement/Contrainte de traction (Traction/Cisaillement entaillé) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images

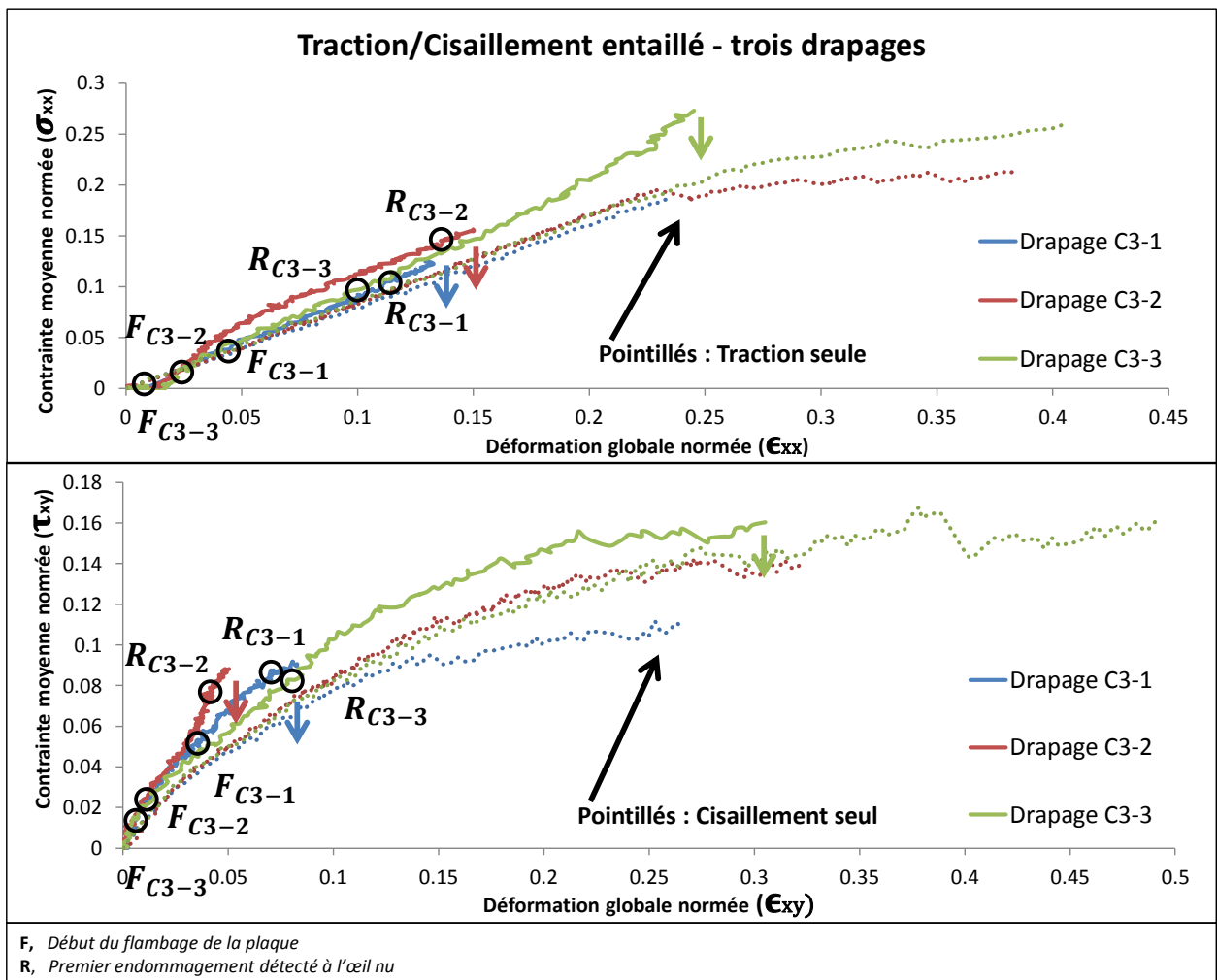


Figure VI-39 : Courbes Conainte/Déformation (Traction/Cisaillement entaillé) obtenues en utilisant la mesure par corrélation d'images

L'ajout en pointillés (Figure VI-39) des courbes Conainte/Déformation correspondant aux sollicitations de traction et de cisaillement respectivement déterminées aux paragraphes VI.3.4.1.3 et VI.3.4.2.2 permet de comparer la sollicitation combinée aux sollicitations « simples ». Les éprouvettes sollicitées en « Traction/Cisaillement » affichent une raideur plus importante et une conainte à rupture plus faible que lors des sollicitations « simples ».

Le drapage C3-3 semble bien plus résistant que les deux autres (C3-1 et C3-2) lorsqu'il est soumis à une sollicitation combinée de type « Traction/Cisaillement ». Cette tendance est cohérente avec les résultats observés dans les cas de traction et de cisaillement.

VI.3.4.3.3 Scénarios et faciès de rupture

Le flambage global de la plaque, orienté à 45°, obtenu lors du cisaillement est retrouvé lors de la sollicitation en traction/cisaillement (Figure VI-40) mais avec une direction légèrement différente (environ 30°). La traction ajoutée au cisaillement modifie les directions principales en les « rapprochant » de la direction de traction (l'angle de la direction de flambage diminue donc).

On retrouve ici aussi des fissurations matricielles orientées à $+45^\circ$ en pointe de coupure (R_{C3-1}). Le faciès de rupture (Figure VI-41) est beaucoup moins marqué que pour les sollicitations de Traction et de Cisaillement. La rupture semble se propager de manière horizontale, comme pour la Traction.

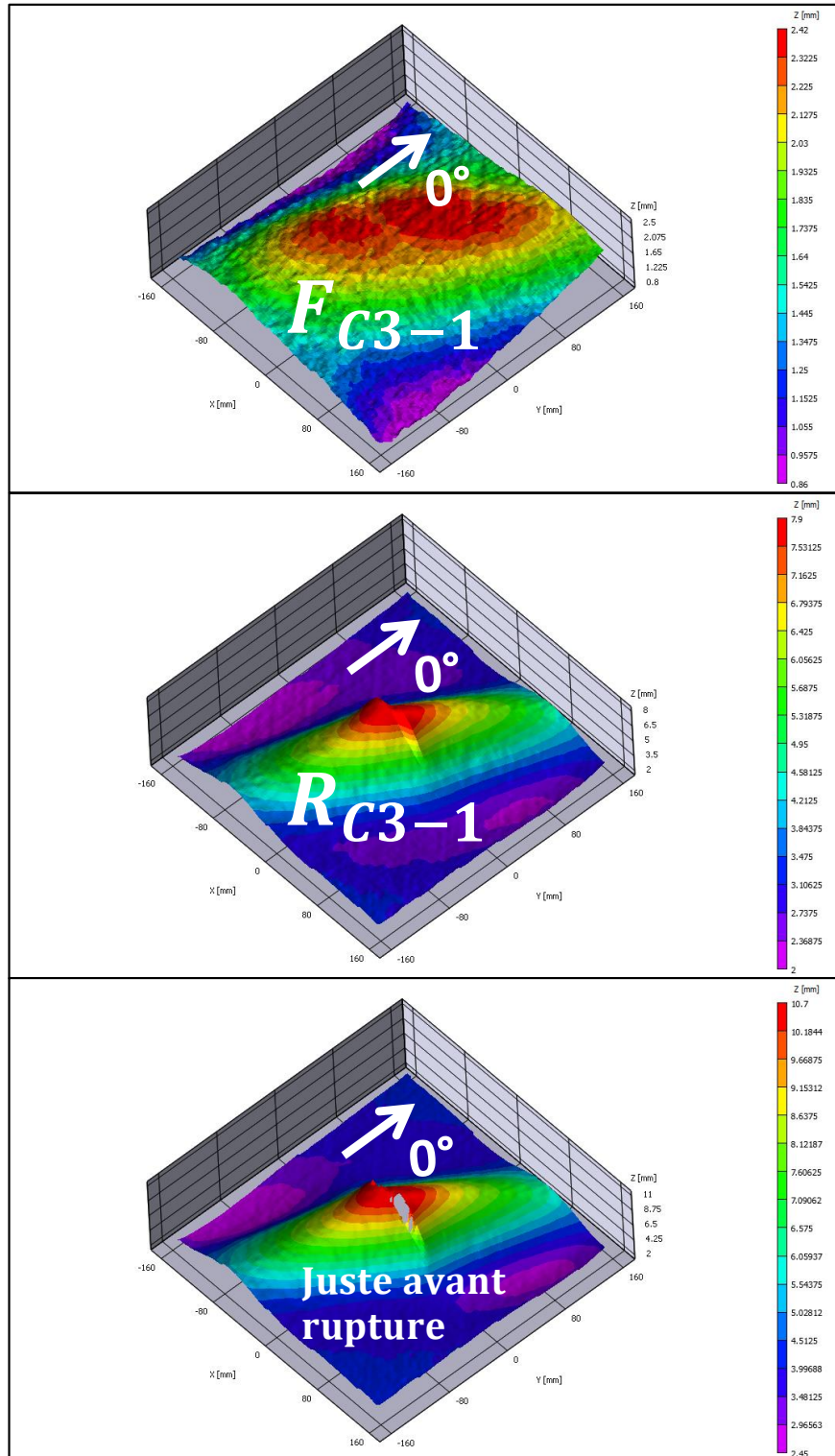


Figure VI-40 : Evolution du flambage du stratifié C3-1 déterminée par stéréocorrélation d'images lors de l'essai de traction/cisaillement

On observe un comportement identique à celui du drapage C3-1 pour les deux autres drapages (C3-2 et C3-3), excepté pour les faciès de rupture (Figure VI-42). La propagation de coupure du drapage C3-2 se fait de manière quasi horizontale de chaque côté de la coupure initiale. Le faciès de rupture du drapage C3-3 est complètement dissymétrique : la propagation de la coupure s'effectue quasiment à l'horizontale à gauche de l'entaille originale, et orientée à $+45^\circ$ de l'autre côté.

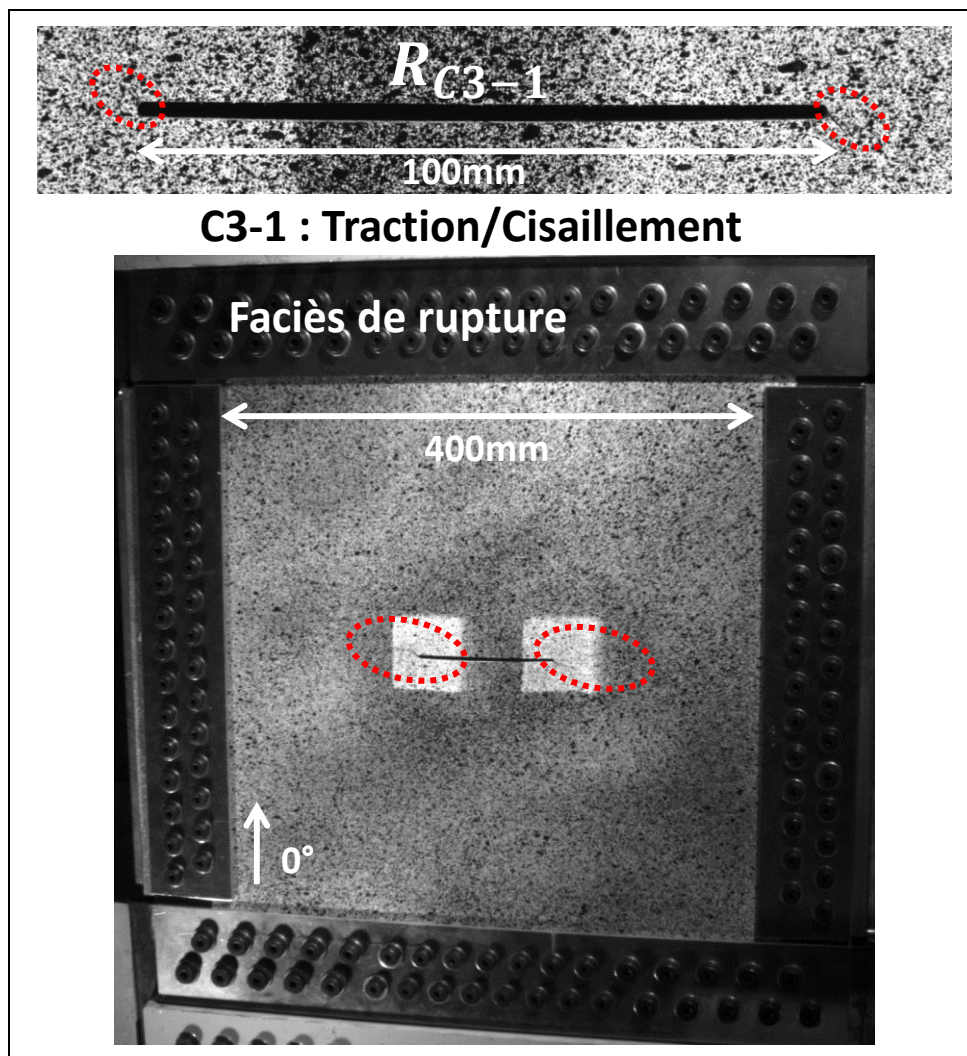


Figure VI-41 : Premier dommage observable à l'œil nu en pointe de coupure (R_{C3-1}) et faciès de rupture

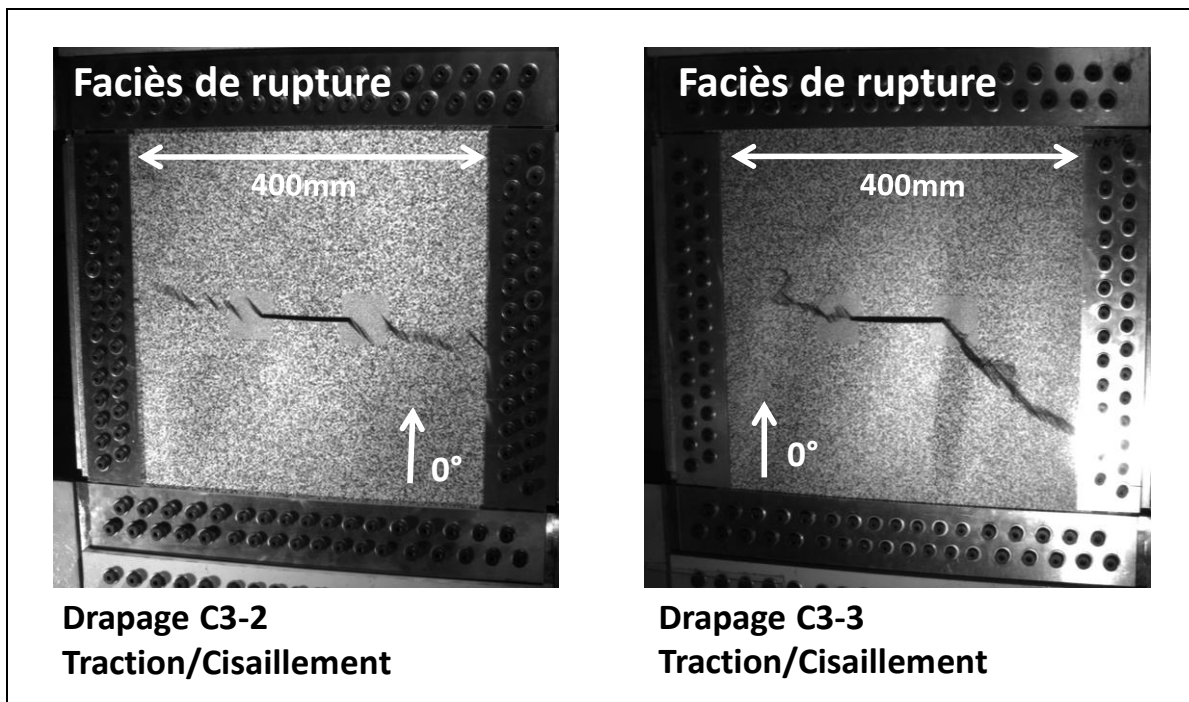


Figure VI-42 : Faciès de rupture des drapages C3-2 et C3-3 soumis à une sollicitation combinée de type traction/cisaillement

VI.3.4.3.4 Conclusions sur les essais à rupture

Sur la Figure VI-43 sont représentés les trois points expérimentaux relevés pour chaque configuration (drapage/sollicitation) étudiée : **F** correspond à la flexion locale (ou flambage), **R** au premier endommagement observé à l'œil nu (en surface) et la **Rupture totale** est définie lorsque la coupure atteint un des bords de la plaque. Les points correspondant aux sollicitations de traction sont les plus proches de l'axe des abscisses ; ceux associés aux sollicitations de cisaillement sont les plus proches de l'axe des ordonnées. Les marqueurs représentant les sollicitations de traction/cisaillement se situent entre les deux points évoqués précédemment. De la même manière que pour la Figure IV-28, les marqueurs sont reliés par des segments de droite pour faciliter la lecture.

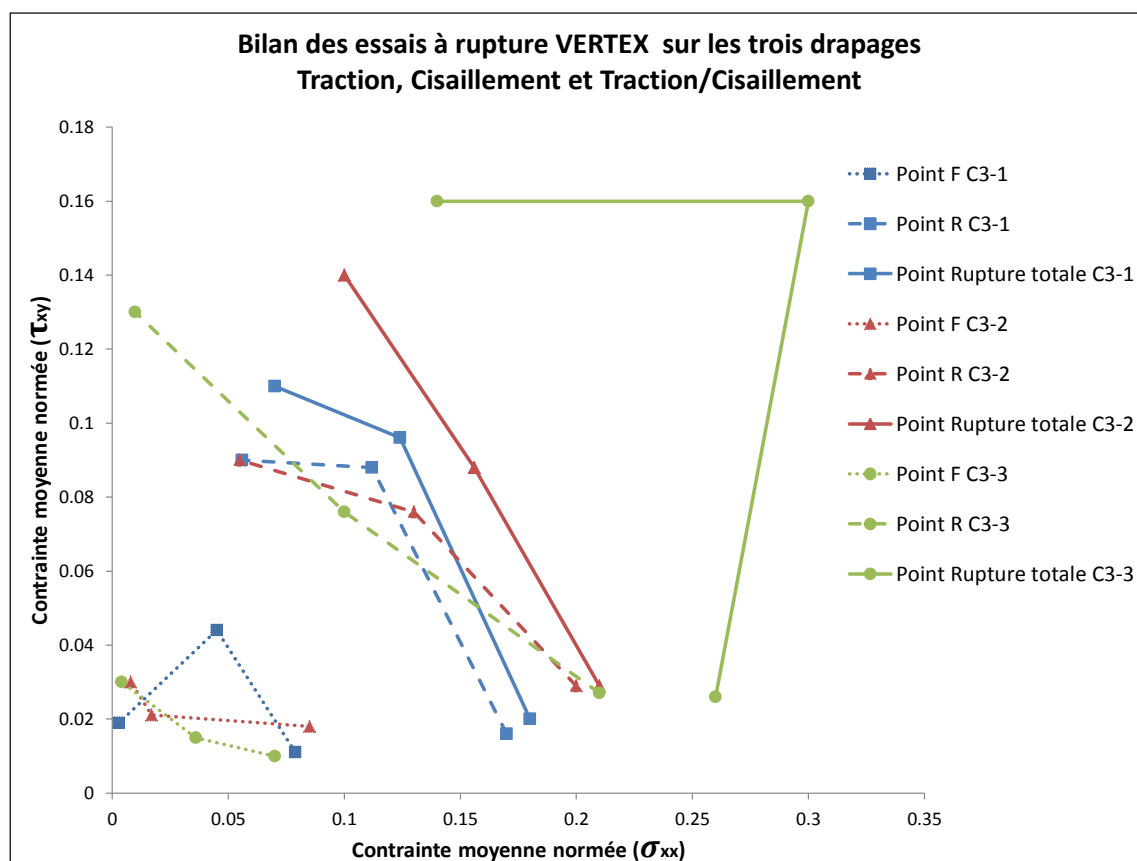


Figure VI-43 : Comparaison des points expérimentaux caractéristiques correspondant aux différentes combinaisons (drapage/sollicitation) testées à rupture

Pour les sollicitations de traction et de cisaillement, le caractère uniaxial de l'essai se dégrade au fur et à mesure de son déroulement. En ce qui concerne la traction, les points **Rupture totale** sont plus loin de l'axe des abscisses que les points **R**, eux même plus distants de l'axe des abscisses que les points **F**. La même observation est valable pour le cisaillement et l'axe des ordonnées. Cela est dû aux phénomènes non-linéaires dont l'influence croît au cours de l'essai (flexion locale pour la traction et flambage global pour le cisaillement et la traction/cisaillement) ainsi qu'à la dissymétrie des efforts vérins.

Peu de différences significatives sont relevées entre les drapages C3-1 et C3-2. Une propagation de coupure beaucoup plus progressive pour le drapage C3-3 que pour les deux autres est observée à travers l'écart entre les points **R** et **Rupture totale**. La meilleure tenue du drapage C3-3, déjà repérée sur les échantillons soumis à de la traction (**Chapitres III, IV et V**) semble confirmée sur les échantillons de taille supérieure (échelle « structure ») pour les trois types de sollicitation : traction, cisaillement et traction/cisaillement.

VI.3.4.4 Enveloppes

VI.3.4.4.1 Mise en place de la sollicitation

Après la réalisation des différents essais (Traction, Cisaillement, Traction/Cisaillement) jusqu'à rupture totale, l'objectif est d'utiliser les résultats obtenus pour réaliser des courbes « Enveloppe », comme celle évoquée en **VI.3.3** (Figure VI-13). La première forme de courbe

enveloppe imaginée a été un quart d'ellipse ayant pour demi-grand axe la valeur du déplacement à rupture en traction et pour demi-petit axe celle du déplacement à rupture en cisaillement (Figure VI-44). Cependant, le cas de « Traction/Cisaillement » (noté 3 sur la Figure VI-44) étant très « à l'intérieur » de l'ellipse, ce chemin n'a pas semblé adéquat. En effet, la plaque aurait très probablement cassé en traction/cisaillement avant d'atteindre le domaine de cisaillement « quasi-pur ».

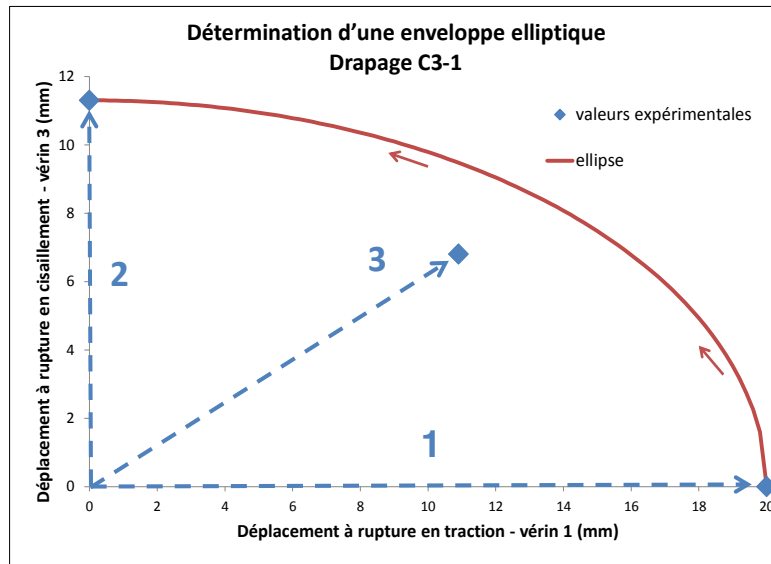


Figure VI-44 : Détermination d'une enveloppe elliptique à partir des valeurs de déplacement à rupture (drapage C3-1)

La solution choisie a été d'établir une enveloppe en reliant les trois points expérimentaux (Traction, Cisaillement et Traction/Cisaillement) par des segments de droite (en trait plein Figure VI-45). Cependant, les courbes enveloppes réalisées à l'aide du montage VERTEX correspondent en réalité à celles présentées en pointillés sur la Figure VI-45.

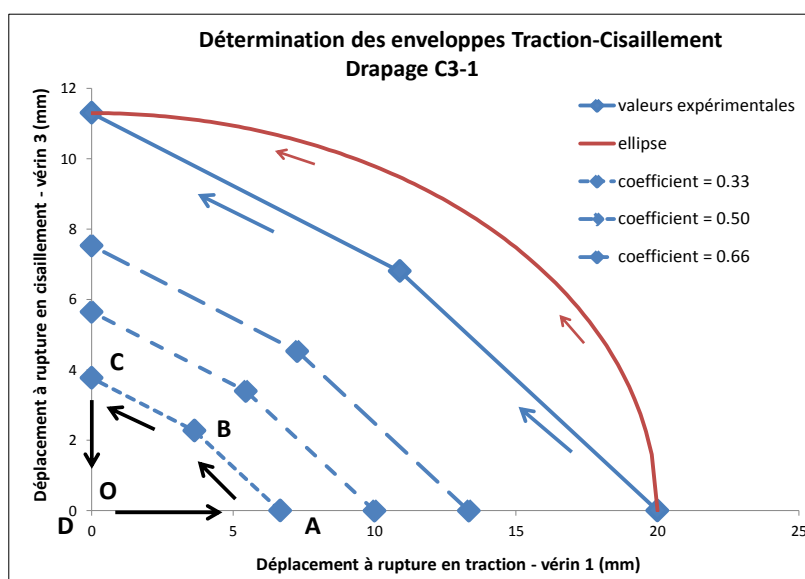


Figure VI-45 : Détermination des différentes enveloppes (pour les 3 coefficients utilisés) à partir des valeurs de déplacement à rupture (drapage C3-1)

En effet, en aéronautique, le dimensionnement d'une structure composite inclut l'utilisation de coefficients d'abattement pour déterminer les contraintes admissibles maximales (charges limites). Ces derniers (Figure VI-46) sont liés à plusieurs phénomènes pouvant réduire la résistance du matériau : la variabilité des propriétés du matériau composite (liée à celle de ses constituants : fibres et matrice), la présence d'un impact (chute d'outils, impact d'oiseaux...) ou bien les variations en température et en humidité rencontrées au cours du cycle de vie de l'appareil. Le dernier coefficient utilisé est le coefficient de sécurité transformant les charges extrêmes en charges limites.

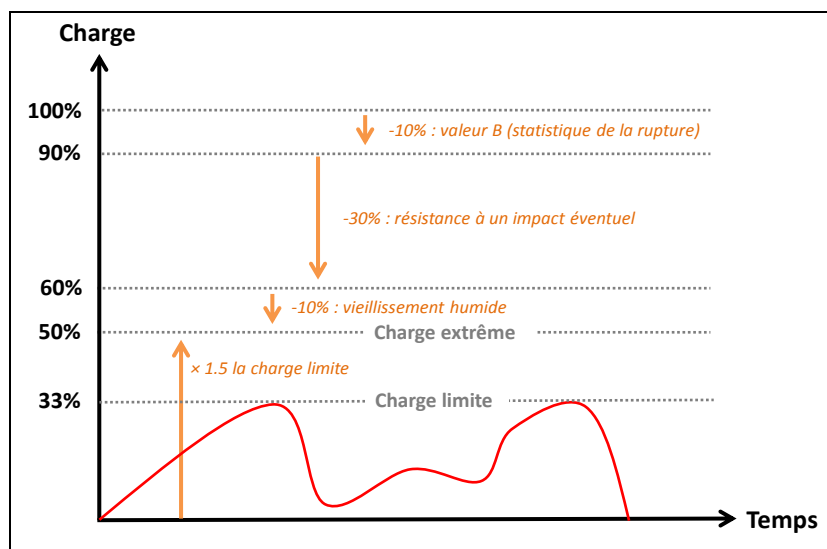


Figure VI-46 : Estimation des coefficients d'abattement appliqués aux charges auxquelles sont soumises les structures composites

La démarche consiste donc à réaliser une courbe enveloppe avec le banc d'essai VERTEX en appliquant d'abord le coefficient 0.33 aux déplacements extrêmes des vérins obtenus pour les trois cas (Traction, Cisaillement et Traction/Cisaillement). Cela permet de déterminer une enveloppe de « Charge limite ». Elle correspond au cycle « **OABCD** » représenté en noir sur la Figure VI-45 et sur la Figure VI-49. Dans un deuxième temps, si aucun dommage ne semble avoir eu lieu (aucun bruit détecté, faibles déformations issues des jauges, absence de dommage capturé par les caméras en pointe d'entaille) lors de la première enveloppe, l'enveloppe de « Charge extrême » est réalisée (coefficient 0.5). Enfin, le coefficient 0.66 a été utilisé pour réaliser une dernière enveloppe à des fins exploratoires.

Une fois les trois enveloppes réalisées, la plaque VERTEX est retirée du montage et un échantillon est découpé autour de la coupure (Figure VI-47). L'aspect « flou » de la Figure VI-47 n'est pas lié à une photographie de mauvaise résolution mais au mouchetis lui-même. Celui-ci est conçu sur ordinateur et imprimé par la société ACHROMAT, de manière à optimiser la répartition des niveaux de gris, ce qui conduit à de meilleurs résultats de stéréocorrélation. L'échantillon (drapage C3-1) est examiné par microtomographie aux rayons-X au sein de l'Institut Clément Ader pour confirmer l'absence totale d'endommagement (Figure VI-48).

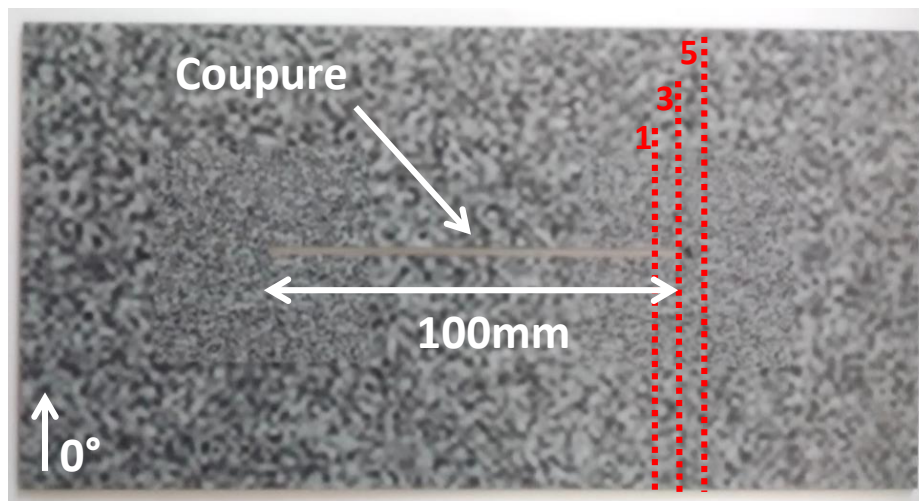


Figure VI-47 : Spécimen découpé autour de la coupure pour observation au micro-tomographe aux rayons-X

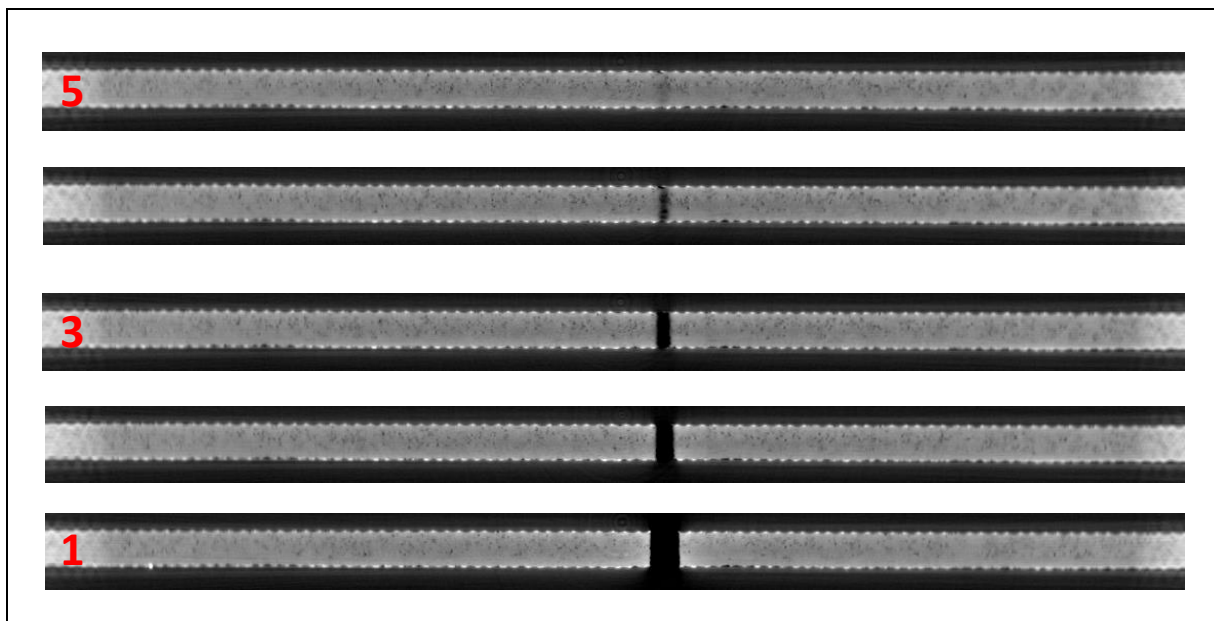


Figure VI-48 : Coupes microtomographiques révélant l'absence d'endommagement autour de la coupure

La description de l'évolution des déplacements et efforts vérins au cours de l'essai (drapage C3-1 – courbe enveloppe avec un coefficient de 0.33) est présentée Figure VI-49. Les points particuliers, relatifs aux sollicitations étudiées avant de réaliser l'enveloppe (Traction, Cisaillement, Traction /Cisaillement) y figurent.

Une importante dissymétrie entre les efforts développés par les vérins de torsion n° 3 et 4 est observable Figure VI-49. Elle est apparue après les essais proportionnels traction/cisaillement et est vraisemblablement causée par une plasticité dissymétrique dans le montage VERTEX. Il sera nécessaire à terme de vérifier cette hypothèse.

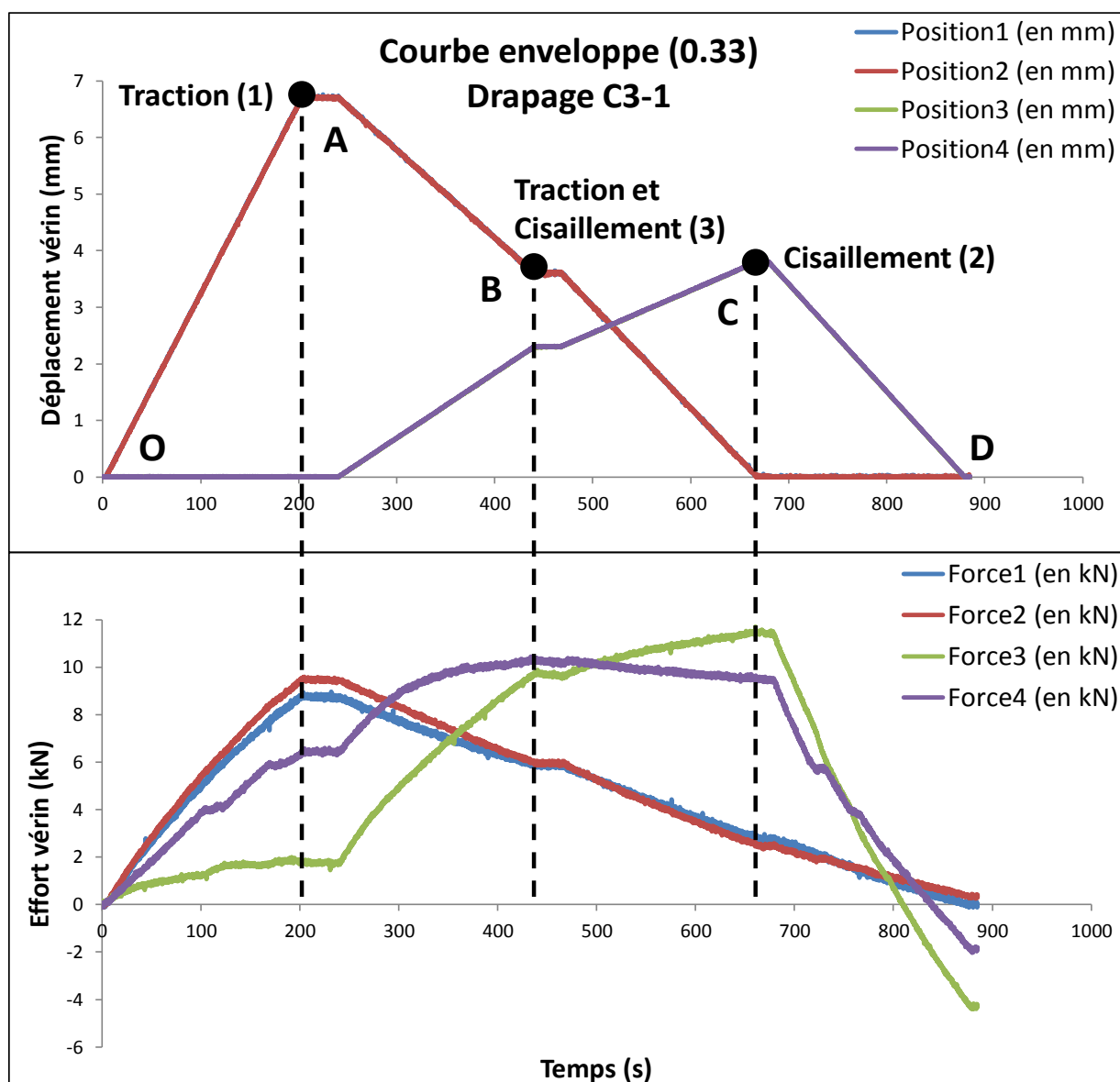


Figure VI-49 : Efforts et déplacements vérids lors d'une sollicitation « enveloppe » de l'éprouvette entaillée (drapage C3-1/coefficient 0.33)

VI.3.4.4.2 Courbes expérimentales

Sur la Figure VI-50 et la Figure VI-51, on représente les comportements des enveloppes effectuées pour les différents coefficients (0.33, 0.5 et 0.66) ainsi que ceux des différents essais menés à rupture totale (Traction, Cisaillement, Traction/Cisaillement), pour le drapage C3-1. Le cycle réalisé en continu correspond à : O-A-B-C-D-A-B-C-D-A-B-C-D. Les points associés au premier endommagement observé à l'œil nu en surface (**R**) sont représentés sur les trois courbes d'essais menés à rupture totale (Traction, Cisaillement, Traction/Cisaillement).

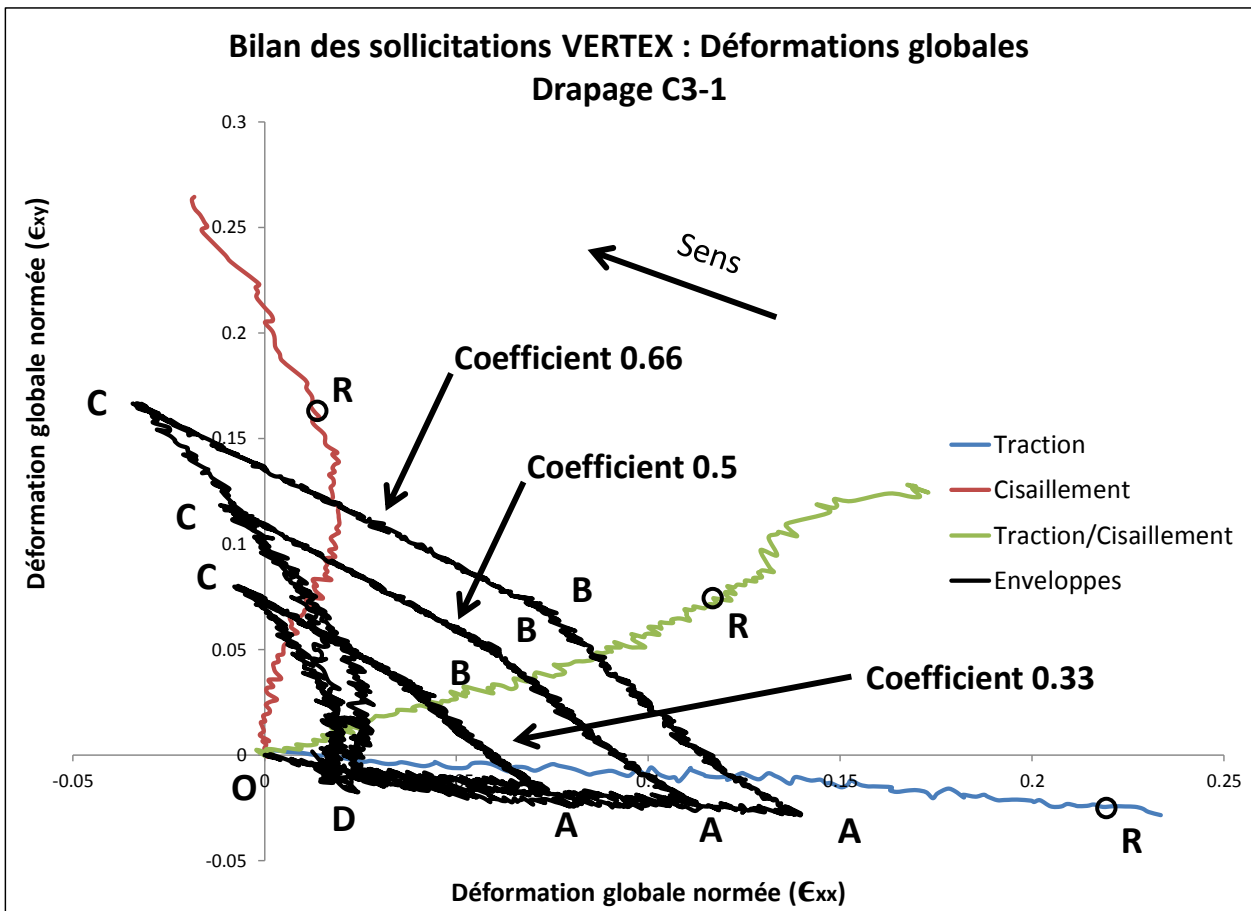


Figure VI-50 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-1) - Déformations globales

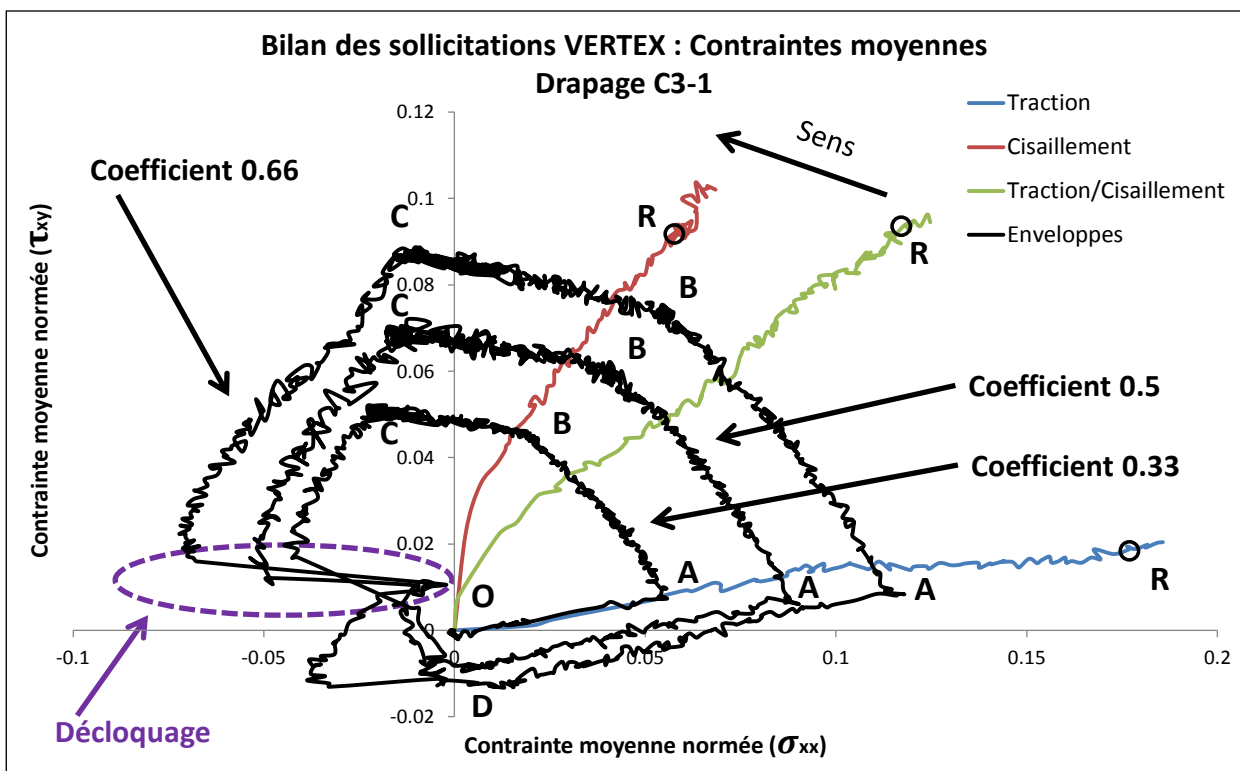


Figure VI-51 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-1) - Contraintes moyennes

La Figure VI-50 retranscrit bien les commandes effectuées en déplacement sous forme de segments (Figure VI-45). Elle met en évidence l'influence de la fonction de transfert réalisée par le montage entre le déplacement des vérins et le déplacement de la plaque et traduit la difficulté d'obtenir des sollicitations pures, les cas de « Traction » et de « Cisaillement » comportant des déformations secondaires (respectivement ϵ_{xy} et ϵ_{xx}). La Figure VI-51 décrit les contraintes développées localement sur les bords de l'éprouvette soumise à un déplacement donné. Les remarques faites pour la Figure VI-50, concernant les contraintes parasites (τ_{xy} et σ_{xx} selon les configurations) sont encore valables. Un décrochage brutal est à l'origine des fortes discontinuités observées lors des trajets **C**→**D** (Figure VI-51).

Il est important de noter que le « chemin » suivi pour établir un état de contraintes (ou de déformations) dans la plaque influence ce dernier. En effet, pour le coefficient 0.33, les points **A** des courbes enveloppes sont très proches des courbes de traction à rupture alors que les points **B** et **C** sont distants respectivement des courbes de traction/cisaillement et de cisaillement à rupture. Ces écarts entre les points obtenus par chargement non proportionnel et ceux obtenus par chargement proportionnel s'accroissent lorsque les coefficients 0.5 et 0.66 sont utilisés. Cette hystérésis est liée à la modification du comportement de la structure (flambage et décrochage) par le chargement non-proportionnel.

L'objectif a néanmoins été atteint, à savoir balayer une partie du domaine Traction-Cisaillement en un seul essai sur un spécimen du type « détail structural ». La microtomographie aux rayons-X ayant confirmé l'absence de dommages en pointe de coupure, l'échantillon est démontré sain pour tous les cas de charges extrêmes dans le domaine Traction-Cisaillement, et même au-delà avec l'utilisation du coefficient 0.66.

Les conclusions tirées pour les drapages C3-2 et C3-3 (Figure VI-52, Figure VI-53, Figure VI-54 et Figure VI-55) sont similaires à un détail près : les enveloppes n'ont été réalisées que pour les coefficients 0.33 et 0.5. On observe expérimentalement que pour le drapage C3-1 (par exemple dans le cas de la traction sur la Figure VI-22), la déformation (ϵ_{xx}^{global}) atteinte lors du premier dommage visible (**R_{C3-1}**) est très proche de celle obtenue lors de la rupture totale du stratifié. Contrairement à C3-1, la propagation de la coupure sur les drapages C3-2 et C3-3 est beaucoup plus progressive. Par conséquent, puisque le point de départ de détermination des enveloppes est le déplacement des vérins atteint lors de la rupture totale, utiliser un coefficient 0.66 nous aurait probablement conduits à dépasser la limite à rupture structurelle des drapages C3-2 et C3-3. En effet, cette limite structurelle est atteinte pour le drapage C3-2 (**R_{C3-2}** en cisaillement) et dépassée pour le drapage C3-3 (**R_{C3-3}** en traction/cisaillement) en utilisant le coefficient 0.5. Les futures observations au microtomographe révéleront donc probablement des endommagements en pointe de coupure pour les drapages C3-2 et C3-3.

Une meilleure méthode pour déterminer les déplacements des vérins à utiliser pour réaliser les courbes enveloppes aurait été d'utiliser les coefficients d'abattements à partir des valeurs des déplacements associés aux ruptures structurelles (**R**) plutôt qu'aux ruptures complètes (**Rupture totale**).

La prochaine partie est consacrée à la modélisation de ces essais complexes à l'aide du « *Discrete ply model* ». Ce dernier a fourni des résultats très encourageants pour ce qui est de la simulation du comportement des stratifiés munis d'une concentration de contraintes à l'échelle du coupon. Il

s'agit donc d'essayer de valider le modèle numérique à l'échelon supérieur de la pyramide des essais : les détails structuraux. Compte tenu de la contrainte de date butoir, seulement un nombre limité d'essais est modélisé.

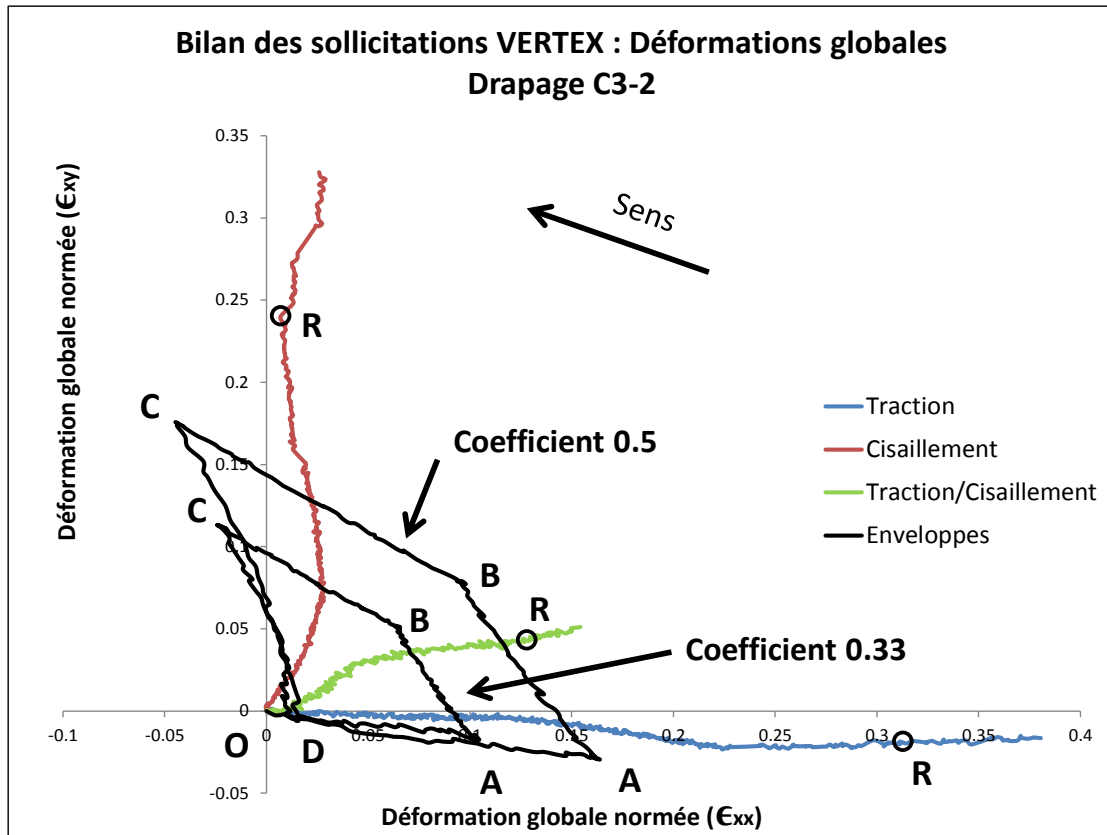


Figure VI-52 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-2) - Déformations globales

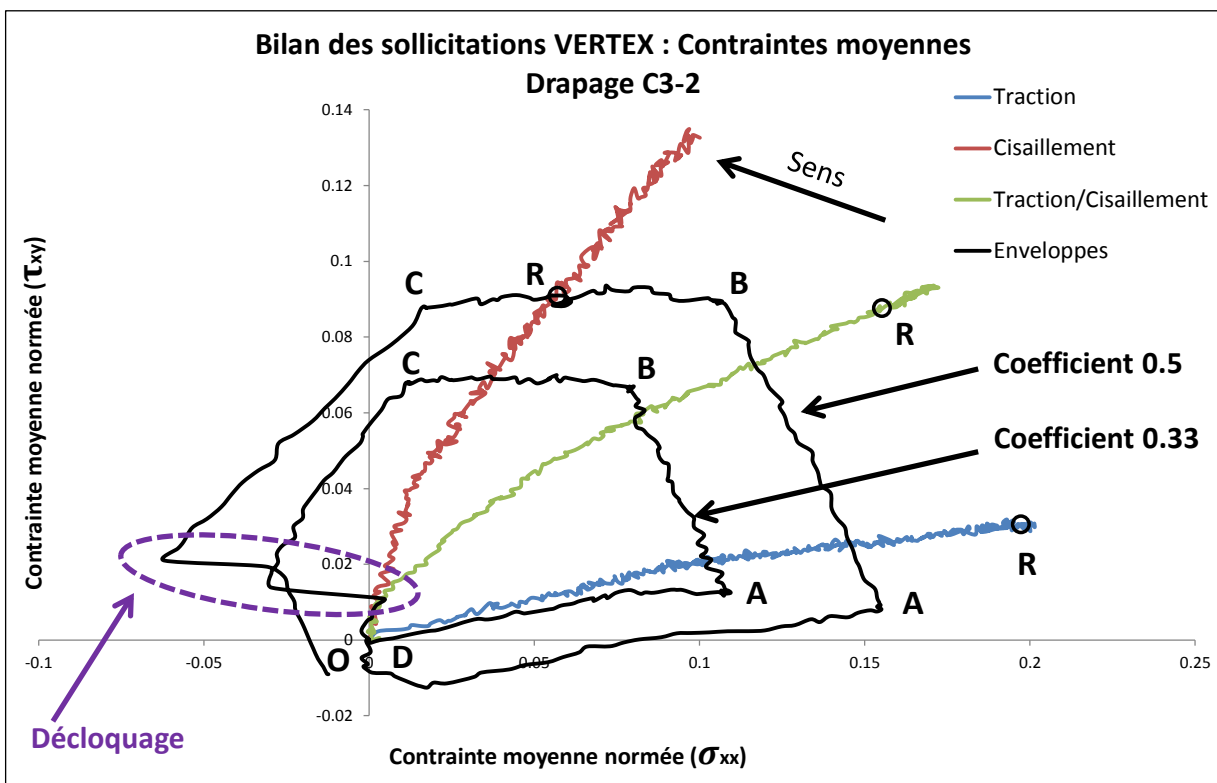


Figure VI-53 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-2) - Contraintes moyennes

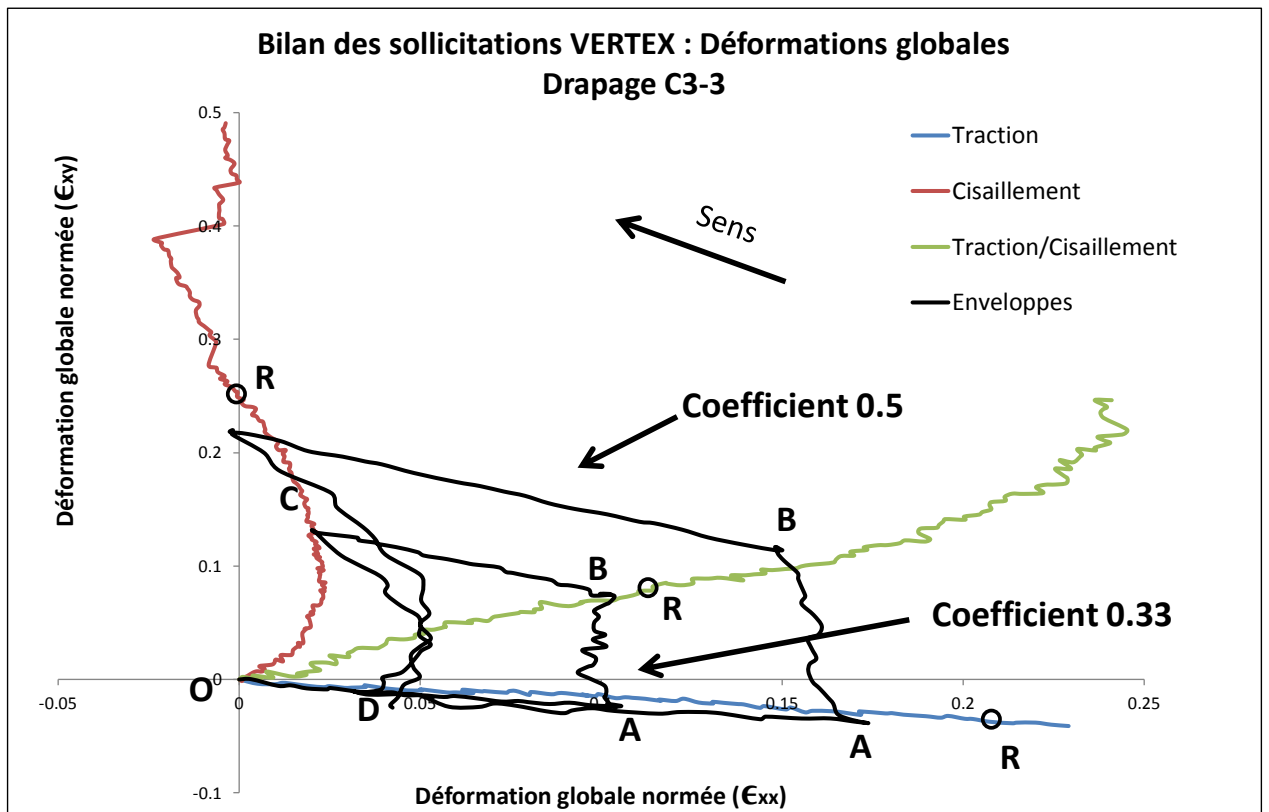


Figure VI-54 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-3) - Déformations globales

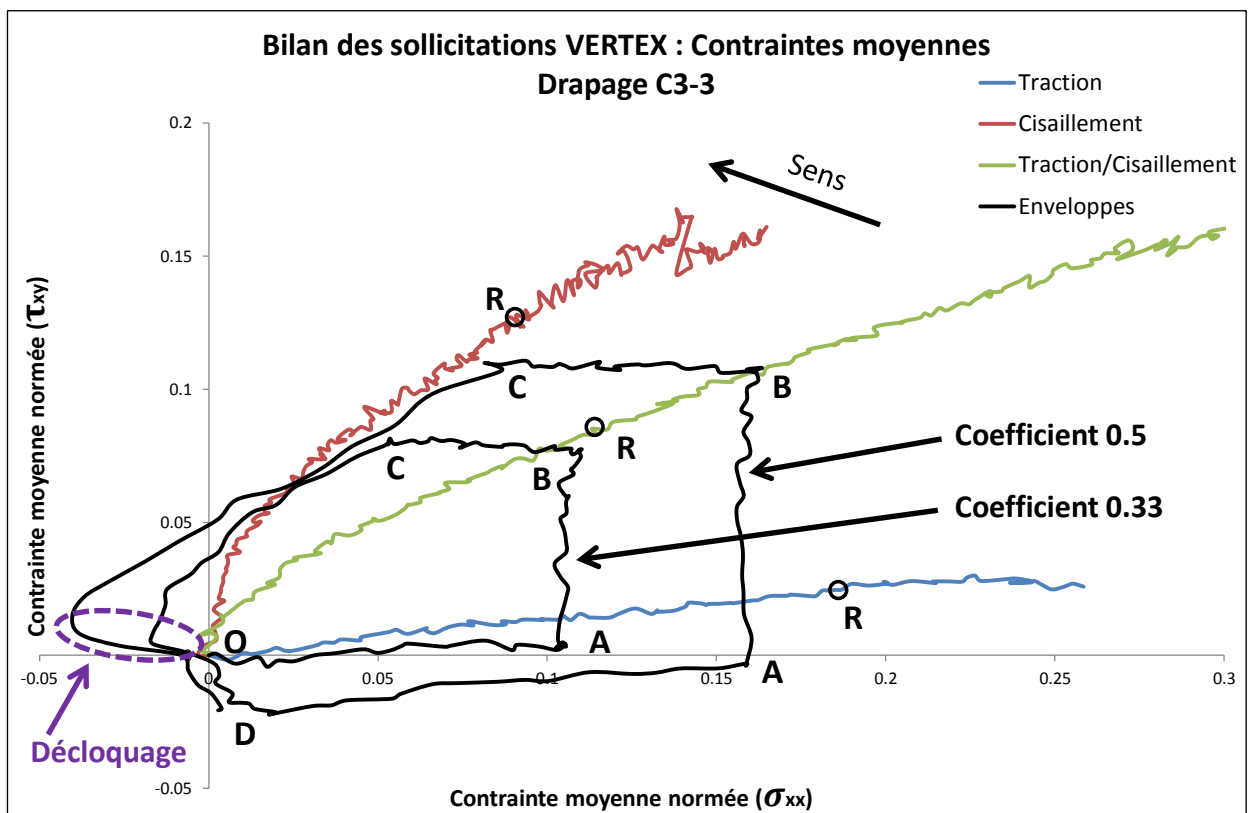


Figure VI-55 : Bilan des sollicitations VERTEX (drapage C3-3) - Contraintes moyennes

VI.4 Etude numérique

De la même manière que pour la réalisation des essais, le cheminement pour arriver à simuler le comportement des plaques composites testées a été progressif. Dans un premier temps, certains essais réalisés sur la deuxième plaque en aluminium (Table VI-1) ont été simulés à l'aide d'un modèle élasto-plastique par éléments finis. Le but était de mettre en place la procédure de transfert des conditions limites mesurées par stéréocorrélation [Pierré, 2016]. Une modélisation linéaire par éléments finis a ensuite été employée pour valider la procédure dans le cas des stratifiés composites entaillés (drapage C3-1, « double épaisseur ») soumis à de la traction et à du cisaillement (2 cas distincts). Enfin, pour obtenir une caractérisation des divers types d'endommagement et de leur influence sur le comportement de la plaque entaillée, le DPM a été utilisé pour simuler le comportement du drapage C3-1 lors des mêmes sollicitations. L'intégralité des essais n'a pas pu être simulée par manque de temps, nous nous sommes davantage attachés à mettre en place une méthodologie.

VI.4.1 Plaque aluminium

Les sollicitations de la plaque aluminium de type traction, compression et cisaillement (« Aller/Retour ») sont mises en place suivant le même protocole que celui utilisé pour les éprouvettes composites, détaillé en VI.3.4.1.1 Le comportement de la plaque aluminium soumise à ces dernières est simulé en tirant profit des conditions limites obtenues par stéréocorrélation [Pierré, 2016].

VI.4.1.1 Modèle Abaqus

Un maillage régulier de la plaque est utilisé (Figure VI-56) ; les éléments sont des coques épaisses (SC8R) de dimensions $10 \times 10 \times 5 \text{ mm}^3$ (un seul élément dans l'épaisseur). Les éléments de coques épaisses sont des éléments avec un comportement de coque mais une topologie d'élément volumique (les degrés de liberté sont les trois déplacements en chaque nœud du maillage).

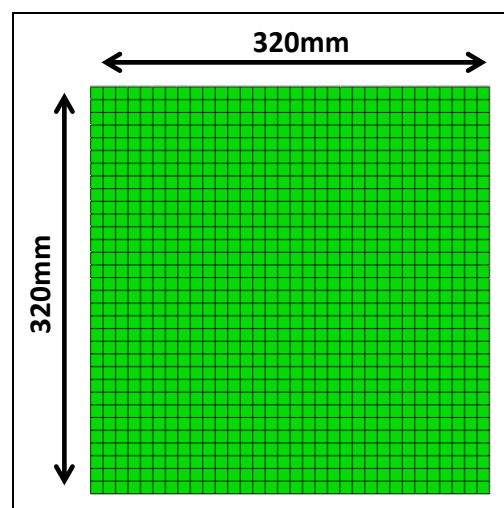


Figure VI-56 : Maillage utilisé pour la modélisation du comportement de la plaque en aluminium

Le recours à ce type d'élément est imposé par la caractérisation de la séquence de plis d'un drapage composite (C3-1, « double épaisseur »). Plus de détails concernant la sélection de ce type d'élément sont donnés en VI.4.2. Dans le but de travailler sur un unique type d'élément, les éléments SC8R ont aussi été choisis pour modéliser le comportement isotrope de la plaque en aluminium.

La taille des éléments a fait l'objet d'un compromis entre la qualité de l'approximation numérique et celle de la mesure par stéréocorrélation. Le schéma présenté Figure VI-57 affiche les différentes erreurs en fonction de la taille des éléments, la mesure par stéréocorrélation se basant sur un modèle éléments finis [Pierré, 2016]. La précision d'une simulation utilisant les éléments finis avec la densité de maillage, c'est-à-dire lorsque la taille de chaque élément (h) diminue. La tendance inverse est observée pour la mesure par stéréocorrélation qui nécessite au moins 3 ou 4 de « taches » de peinture par élément pour pouvoir déterminer les champs de déplacement, chaque tâche comprenant plusieurs pixels.

Le modèle compte donc 1024 éléments et le temps de calcul associé aux différentes simulations est d'environ 1h en utilisant 4 CPUs.

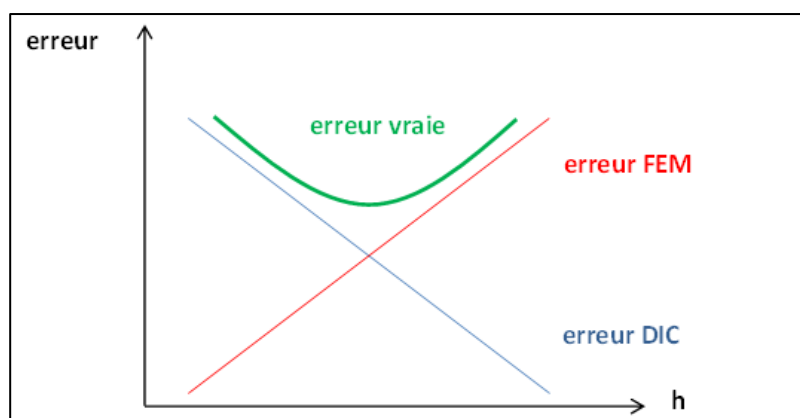


Figure VI-57 : Schéma représentant les erreurs en fonction de la taille h des éléments [Pierré, 2016]

Les paramètres matériaux utilisés pour la simulation du comportement élasto-plastique sont rassemblés Table VI-4. La loi de comportement utilisée est présentée Figure VI-58.

Masse volumique	Module d'Young	Coefficient de Poisson	Résistance	Limite d'élasticité à 0.2%	Allongement à rupture
2770kg/m ³	72.4GPa	0.33	420MPa	260MPa	8%

Table VI-4 : Paramètres matériaux de l'aluminium AU4G1(2024) [Aubert et Duval, 2016]

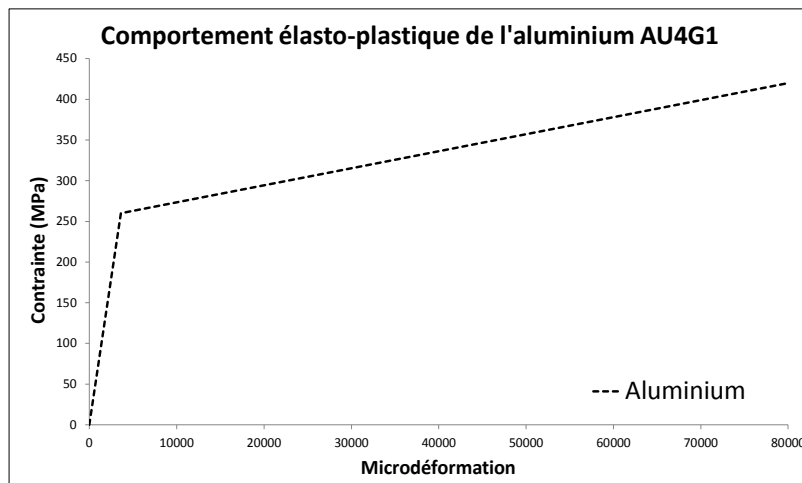


Figure VI-58 : Loi de comportement élasto-plastique de l'aluminium AU4G1(2024)

VI.4.1.2 Procédure de transfert de Conditions Limites

On a montré au paragraphe VI.3.4.1.2 qu'il était impossible de décrire le comportement de la plaque sans utiliser de mesure locale (stéréocorrélation). Les multiples non-linéarités rendent complexe la détermination de la fonction de transfert entre les efforts/déplacements des vérins et les contraintes/déformations imposées en bord de plaque. Une collaboration concernant la procédure d'obtention et de transfert des conditions limites a donc été mise en place avec l'équipe « Métrologie, Identification, Contrôle et Surveillance », en particulier avec [Pierré, 2016].

L'objectif initial des travaux de thèse de [Pierré, 2016] consistait en le développement d'un logiciel de mesure de champs de déplacement destiné à l'identification de conditions limites et à la validation de résultats obtenus par simulation numérique (DPM). [Passieux et al., 2015] montrent que la corrélation d'images numériques (2D) permet bien de mesurer un champ de déplacement pour l'imposer dans une simulation. La mesure de champs surfaciques semble néanmoins insuffisante pour les études 3D. Ainsi, [Réthoré, 2010 ; Lindner et al., 2015] proposent des conditions aux limites plus pertinentes en extrudant les conditions aux limites dans l'épaisseur pour un essai de traction. Le fait d'imposer des conditions aux limites constantes selon l'épaisseur est une hypothèse forte qui est seulement envisageable pour l'étude de coupons soumis à des chargements n'induisant pas de déplacements hors plan.

Pour des essais plus complexes, il est nécessaire d'effectuer une mesure par stéréovision afin d'avoir davantage d'information. Par exemple, pour décrire le comportement d'une coque, il est indispensable de connaître, soit les rotations, soit le déplacement des deux peaux inférieure et supérieure. Pour des cas de chargement en flexion, [Sztefek et Olsson, 2008 ; Sztefek et Olsson, 2009] proposent d'appliquer non seulement le déplacement aux bords mais également le déplacement hors-plan sur plusieurs bandes d'éléments. Cela revient à imposer les rotations de façon indirecte.

[Pierré, 2016] a donc pris en charge le développement d'un banc d'instrumentation (Figure VI-6 et Figure VI-7) sur le montage VERTEX, ainsi qu'un outil de mesure de champs par stéréocorrélation associé à un modèle éléments finis 3D. Dans ce dernier, les inconnues

supplémentaires (rotations ou déplacements de la peau inférieure) sont déterminées *via* une régularisation mécanique obtenue à l'aide d'un modèle plaque ; le problème étant reformulé dans l'espace physique (modèle EF 3D). Cette méthode d'obtention des conditions limites n'ayant pas été complètement validée à ce jour, les résultats présentés dans ce manuscrit sont ceux obtenus à l'aide de la méthode développée par [Sztefek et Olsson, 2008 ; Sztefek et Olsson, 2009].

La mesure du champ de déplacement est alors effectuée dans la Zone 1 (Figure VI-59) et les conditions limites sont imposées sur le bord de la Zone 1*bis* (trois déplacements) ainsi que sur 3 rangées de nœuds supplémentaires (déplacement hors plan). La zone utile (Zone 1*bis*), c'est-à-dire celle utilisée pour le calcul par éléments finis (Figure VI-56) est plus petite ($320 \times 320 \text{ mm}^2$) que la portion de la plaque observée (Zone 1). Cela permet de réduire les effets de bords liés à la régularisation de la mesure par stéréocorrélation (VI.4.2.3). Dans la pratique, l'auteur fournit un maillage correspondant à la Zone 1, [Pierré, 2016] effectue la mesure du champ de déplacement sur ce maillage et renvoie les conditions limites à utiliser sur le maillage réduit (Zone 1*bis*).

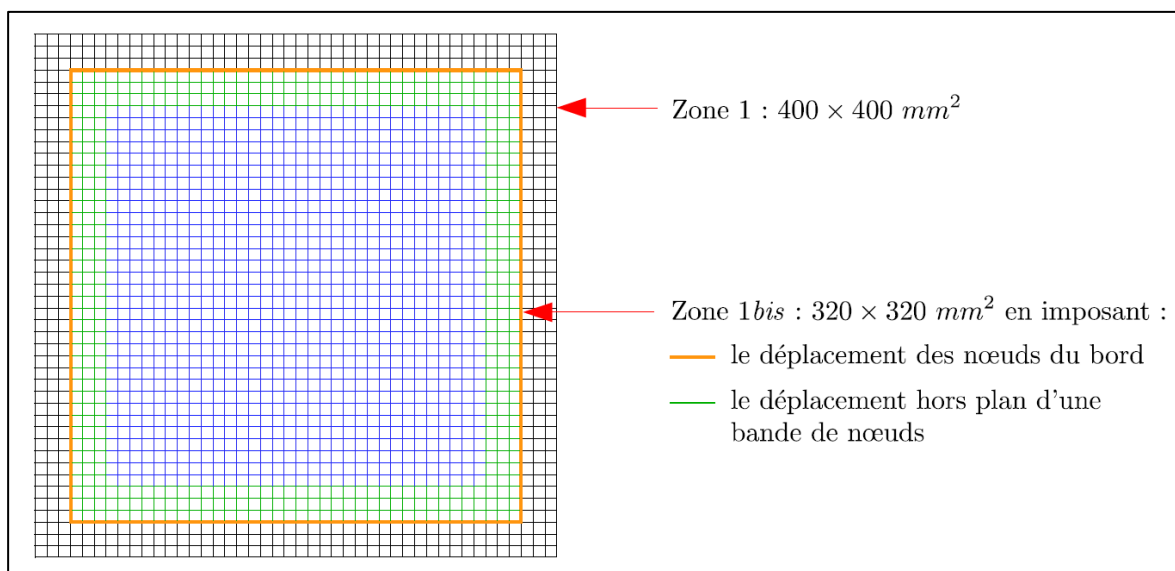


Figure VI-59 : Zones de la plaque en aluminium utilisées pour la mesure et pour la mise en place des conditions limites

La mesure par stéréocorrélation s'effectue en plusieurs étapes (Figure VI-60). D'abord la mesure de forme initiale est réalisée (courbure de la plaque), ensuite les déformations associées à la fixation de la plaque sur le bâti sont déterminées en comparant les images avant et après serrage, enfin les variations des déplacements liées aux véritables étapes de chargement sont évaluées.

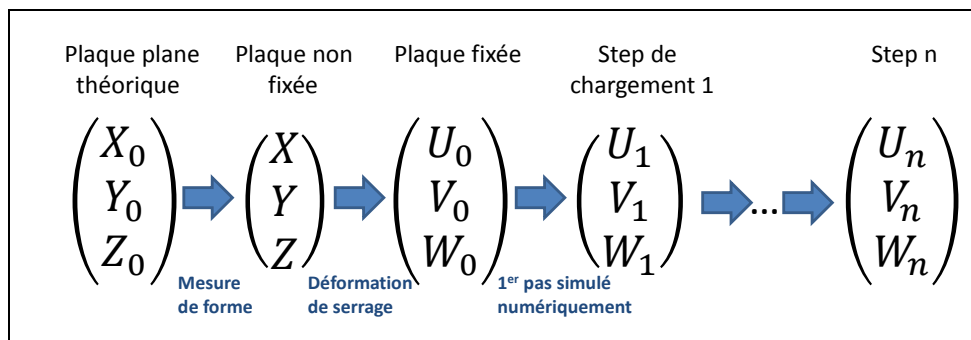


Figure VI-60 : Les différentes étapes de mesure d'un essai VERTEX

Le passage de la plaque non fixée à la plaque fixée inclut un mouvement de corps solide non négligeable. De plus, un changement dans l'éclairage entre les deux photos (plaque non fixée et plaque fixée) a souvent été observé lors des différents essais. Cette variation d'intensité lumineuse est très probablement due à un léger déplacement du spot lumineux utilisé pour éclairer la plaque, survenu lors des nombreuses manutentions nécessaires à son installation (serrage de nombreuses vis et câblage des jauges de déformation). Ces deux facteurs ont généré des erreurs de mesure. L'image de « référence » choisie pour la détermination des conditions limites utiles à la simulation numérique est donc l'image de la plaque fixée.

Deux tentatives ont cependant été mises en place pour tenter de retranscrire l'influence du serrage. La première a consisté à utiliser un maillage initial de la plaque correspondant à la position déformée (plaque fixée) observée par stéréocorrélation. Cette solution a vite été abandonnée car elle ne permettait pas de retranscrire les véritables déformations de la plaque mais seulement sa courbure. La deuxième a consisté à rajouter un pas de simulation numérique qui transformait le maillage initial (plan) en le maillage déformé observé par stéréocorrélation. Cette solution a semblé meilleure que la première car elle a permis de générer des déformations dans la plaque. Cependant, les déformations/déplacements imposés étant seulement hors-plan, les déformations de membrane (prépondérantes) sont négligées. Utiliser cette méthode nous aurait conduits à donner une importance excessive aux déformations hors-plan initiales, qui sont en réalité négligeables devant les déformations de membrane. Par conséquent, le maillage initial utilisé pour la simulation numérique est plan et le nombre de pas de calcul correspond exactement au nombre de pas de chargement depuis la position « plaque fixée ».

Numériquement, le calcul est donc divisé en « n » pas de calcul correspondant aux « n+1 » images fournies par les caméras de stéréocorrélation. Une variation linéaire des déplacements est appliquée entre les différents états déterminés. Une approximation du chargement (discrétisation en « n » segments de droite) est donc inhérente à la méthode proposée.

VI.4.1.3 Résultats

Pour les trois sollicitations sur la plaque en aluminium, simulées à l'aide du modèle éléments finis, les outils utilisés pour estimer la qualité des résultats numériques sont :

- les courbes Contrainte/Déformation obtenues selon le procédé explicité en **VI.3.4.1.2**,
- les champs de déplacement sur la surface supérieure de la plaque (Zone 1bis),
- les déformations obtenues sur la surface inférieure de la plaque aux endroits où sont positionnées les jauges de déformation (Figure VI-8).

VI.4.1.3.1 Traction

Les courbes expérimentales et numériques de la sollicitation de traction (en « Aller/Retour ») sont présentées Figure VI-61. Les marqueurs (carrés bleus) représentent les points expérimentaux associés à des images prises par les caméras de stéréocorrélation. Les cercles présents sur la courbe numérique représentent les états correspondants entre lesquels une approximation linéaire du chargement est utilisée. Une très bonne concordance est observée entre les résultats

expérimentaux et numériques malgré les oscillations de la courbe « Numérique » dues au caractère dynamique du calcul (solveur explicite).

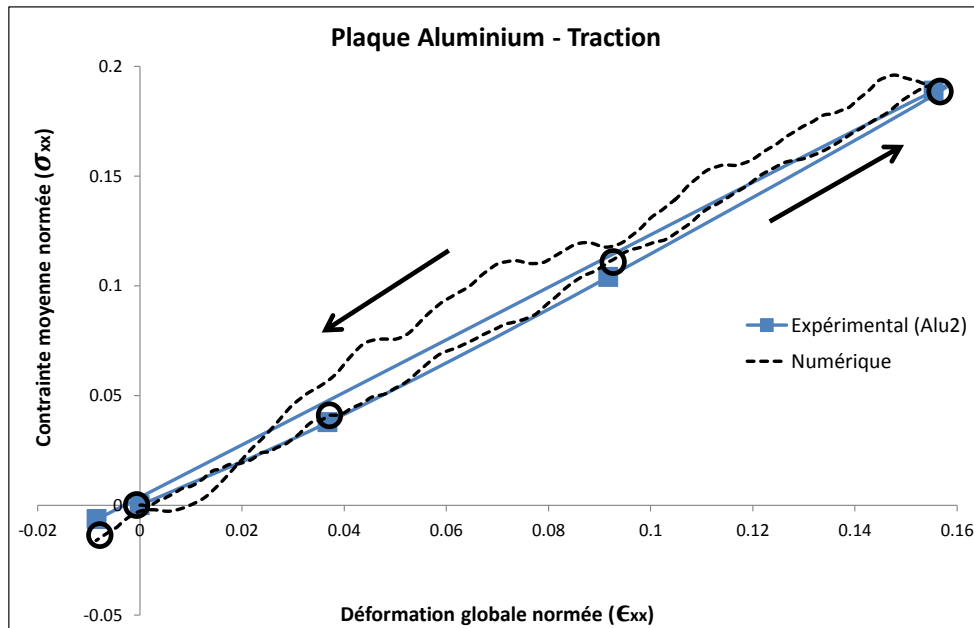


Figure VI-61 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque aluminium soumise à de la traction – Comparaison numérique/expérimental

La mise en place de conditions limites en déplacements sur le bord du maillage utilisé (Figure VI-59) génère un effet de bord « numérique » : des déformations supérieures à celles observées expérimentalement sont relevées sur la première rangée d'éléments (Figure VI-62). Il est donc nécessaire de sélectionner la zone de calcul (de dimensions $20 \times 300 \text{ mm}^2$) des contraintes moyennes à partir des déformations en conséquence (Figure VI-62). On note aussi que ces deux bandes d'éléments en bords d'éprouvette sont les seules qui génèrent des déformations plastiques, le reste de la plaque se comporte de manière complètement linéaire lors de cette sollicitation en « Aller/Retour », comme conjecturé à l'aide des valeurs données par les jauges de déformation (Figure VI-8). Cette dernière remarque reste valable pour les cas de compression et de cisaillement (Aluminium – « Aller/Retour »).

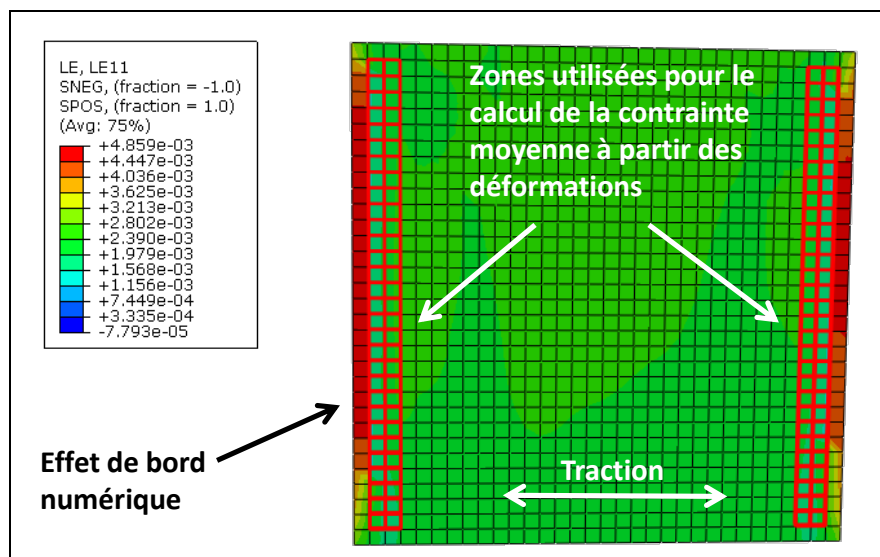


Figure VI-62 : Effets de bords observés au maximum de la traction aluminium

Les valeurs des déformations obtenues grâce à la simulation numérique, aux endroits où sont placées les jauges, sont très similaires aux valeurs expérimentales (Figure VI-63). Les écarts observés sont liés aux « plateaux » d'efforts réalisés expérimentalement (le déplacement des vérins de flexion n°1 et 2 est mis en œuvre par paliers de 10mm), non simulés. En effet, les valeurs à comparer aux déformations atteintes lors des plateaux expérimentaux sont celles correspondant aux cercles sur les courbes numériques (en pointillés).

On remarque aussi que les champs de déplacement (U, V et W) déterminés numériquement sont proches de ceux observés par stéréocorrélation, lors du maximum de traction (Figure VI-64).

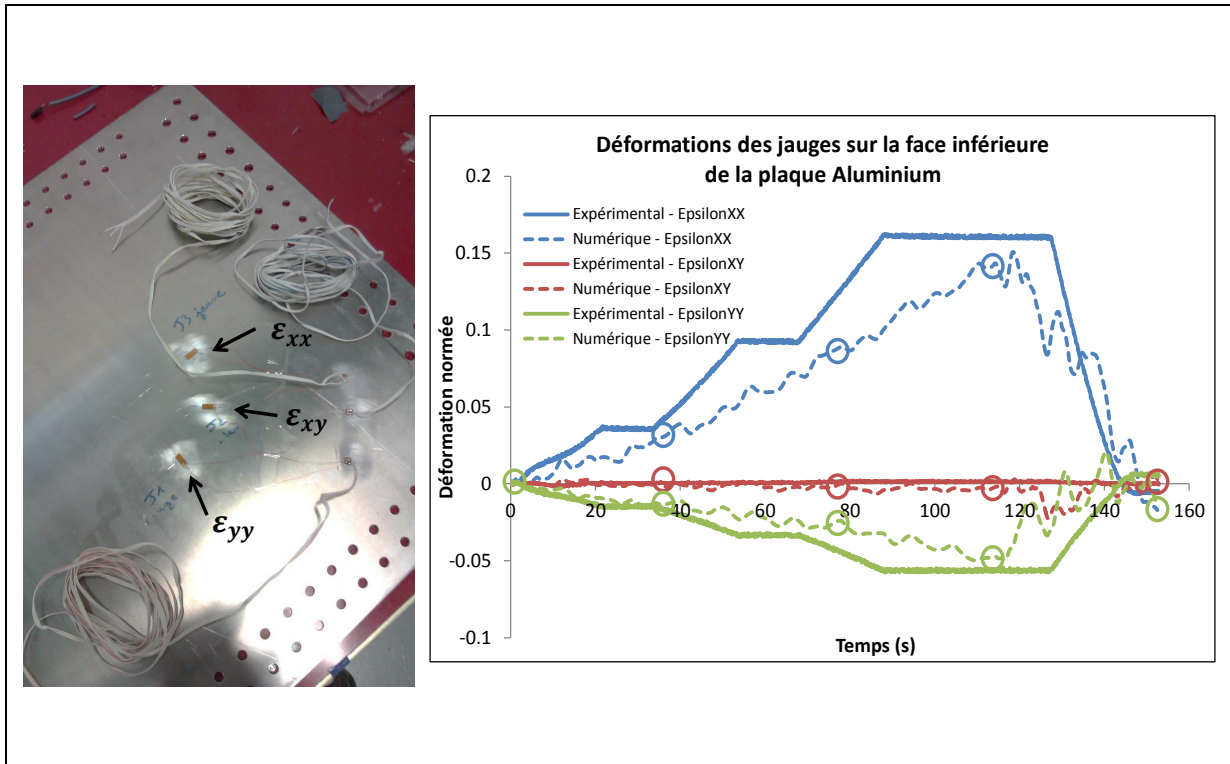


Figure VI-63 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en aluminium lors de la traction

La méthode de détermination et d'utilisation des conditions limites en déplacement est donc validée sur le cas de l'aluminium soumis à de la traction.

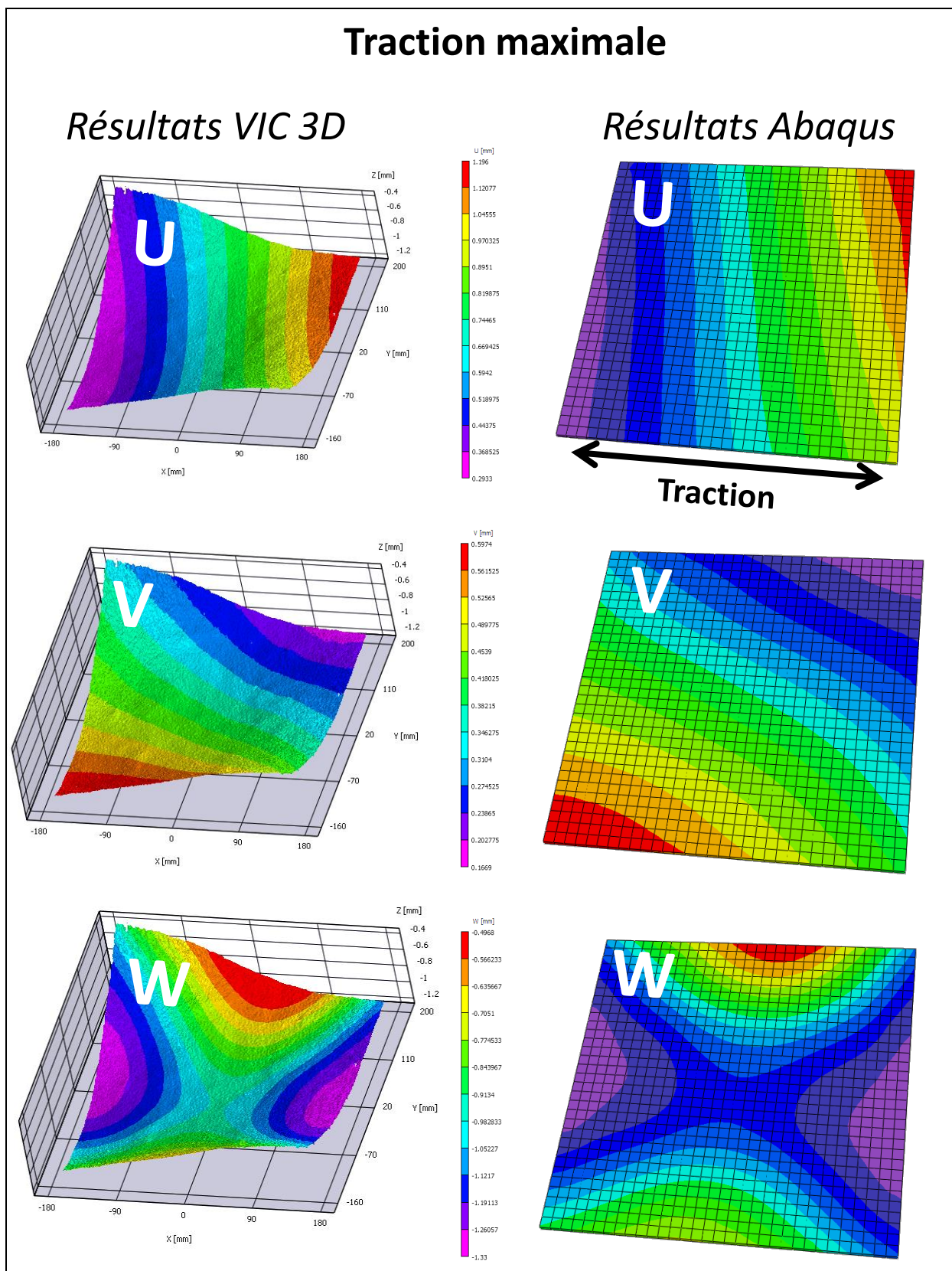


Figure VI-64 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique lors du maximum de traction

VI.4.1.3.2 Compression

La méthode de validation de la procédure de transfert de conditions limites est la même que celle utilisée pour le cas de la traction aluminium. Les courbes Contrainte/Déformation numérique et expérimentale (Figure VI-65) sont similaires et évoluent de la manière suivante : la contrainte σ_{xx} est d'abord négative et décroissante (compression simple) puis devient croissante et même positive. Cela est dû au phénomène de flambage global induit par la compression. Les zones en bords de plaque où la contrainte σ_{xx} est déterminée, voient leur déformation longitudinale devenir positive (Figure VI-66). L'étendue de cette zone est relative à la courbure prise par la plaque lors du flambage. Le reste de la plaque ayant bien une déformation (ϵ_{xx}) négative (en violet sur la Figure VI-66).

On note aussi que les déformations (EpsilonXX et EpsilonYY) mesurées sur la face inférieure de la plaque en aluminium (Figure VI-67) sont positives. En effet, dans la zone des jauges, la courbure est inversée par rapport à la zone utilisée pour le calcul des contraintes en bord de plaque. La double courbure générée par la sollicitation de compression est correctement reproduite par le modèle numérique.

L'instabilité de flambage est dépendante de la courbure ainsi que des déformations initiales de la plaque. Ces dernières n'étant pas modélisées, l'image de référence correspond à la plaque fixée, supposée plane dans le modèle numérique. Cela peut justifier les écarts entre les valeurs obtenues à partir des jauges de déformation expérimentales et numériques (Figure VI-67).

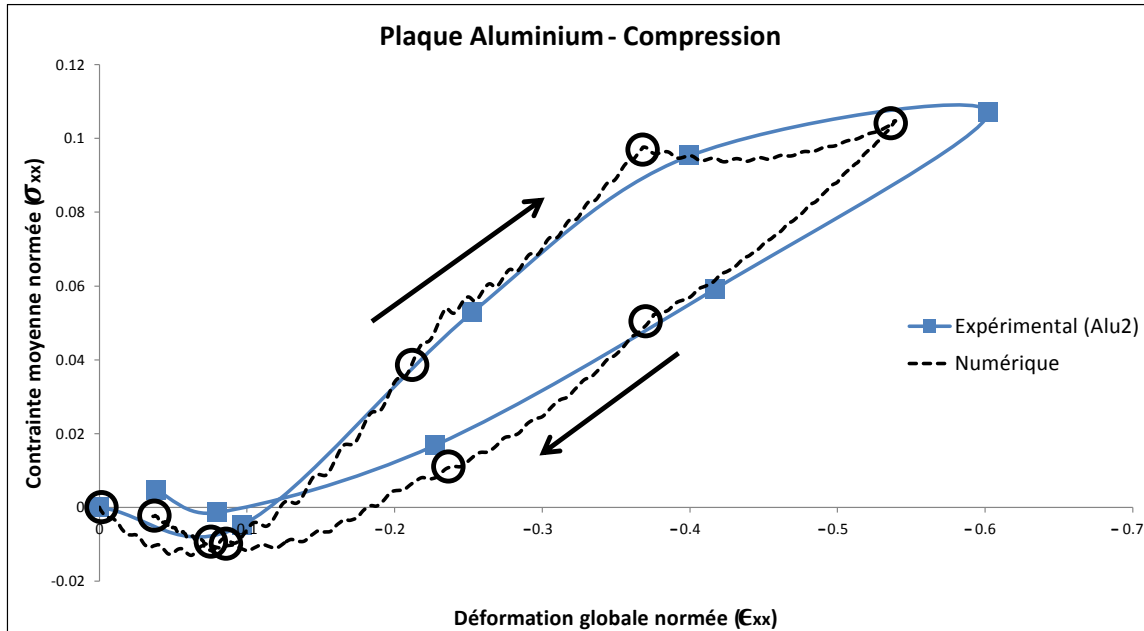


Figure VI-65 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque aluminium soumise à de la compression – Comparaison numérique/expérimental

Comme pour la traction, on retrouve des champs de déplacement numériques similaires à ceux observés par stéréocorrélation, lors du maximum de compression (Figure VI-68).

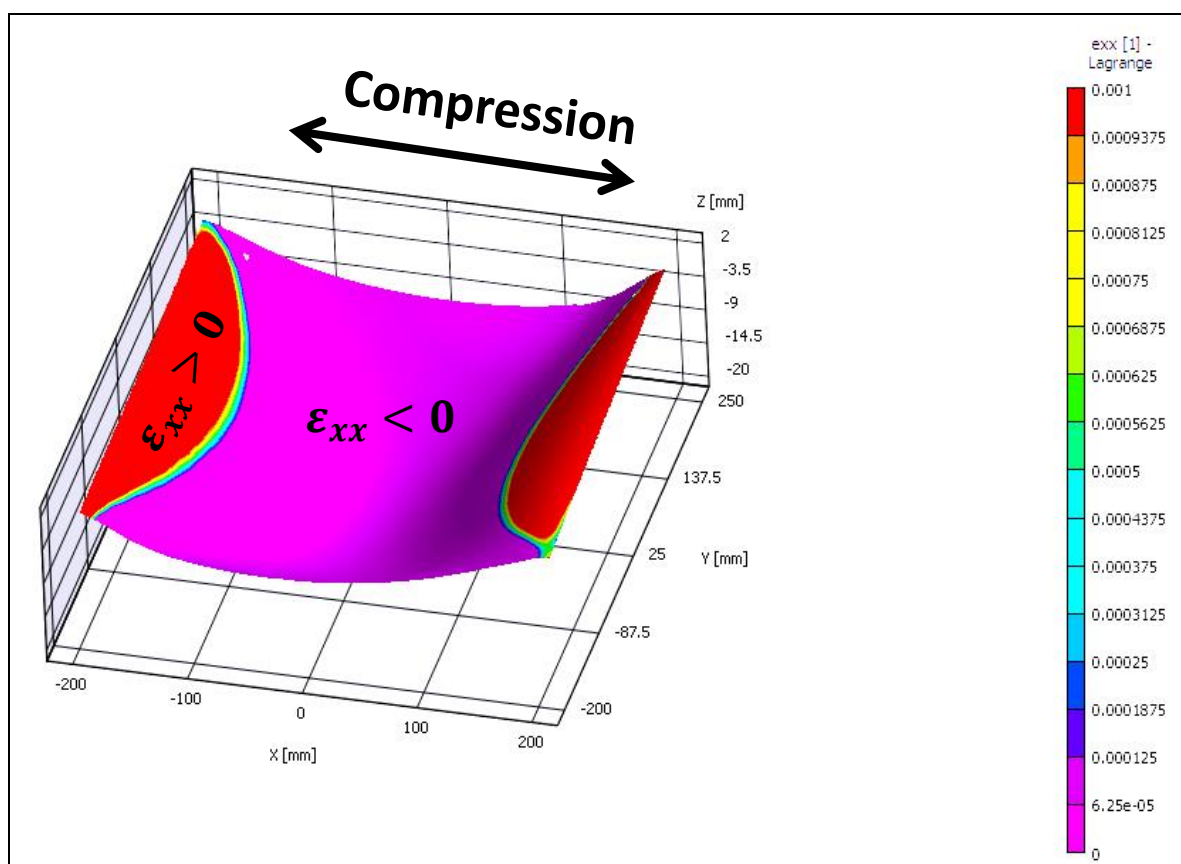


Figure VI-66 : Champ de déformation longitudinale au maximum de compression

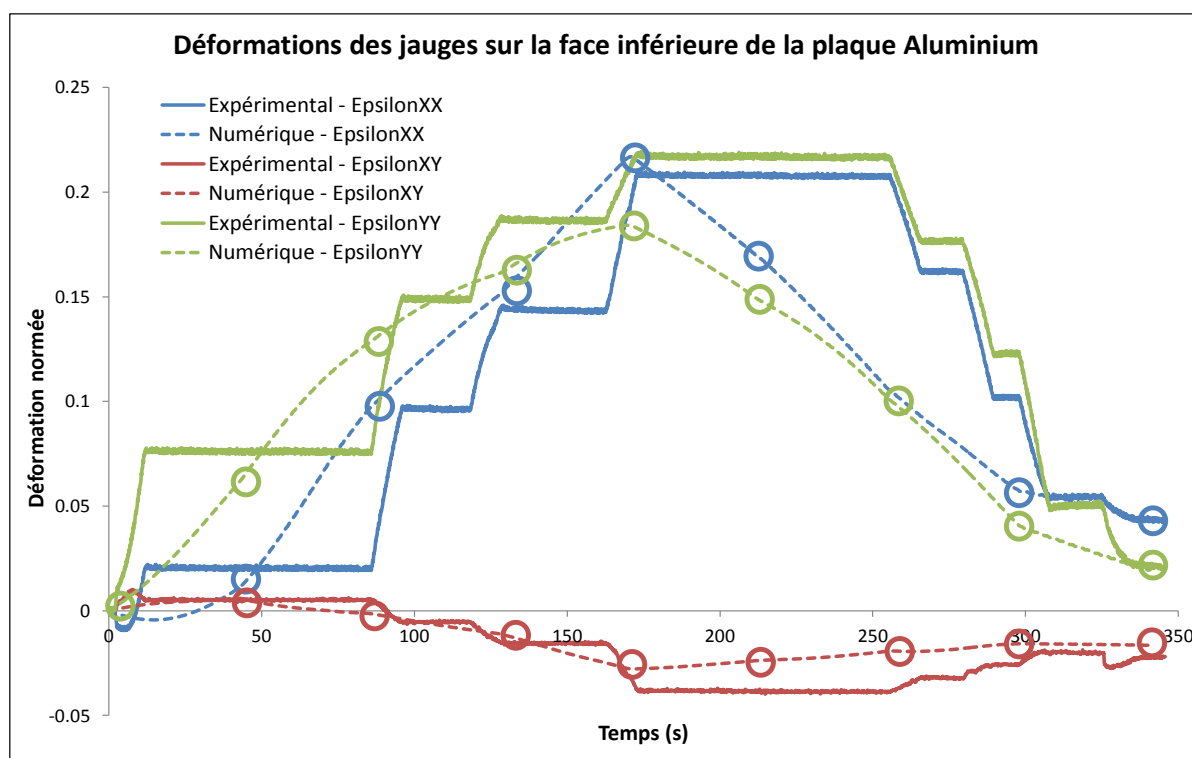
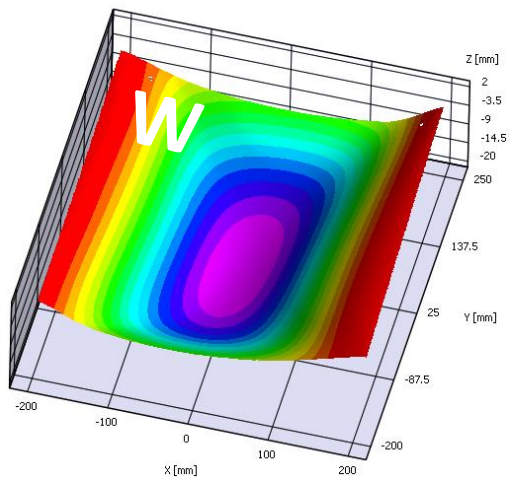
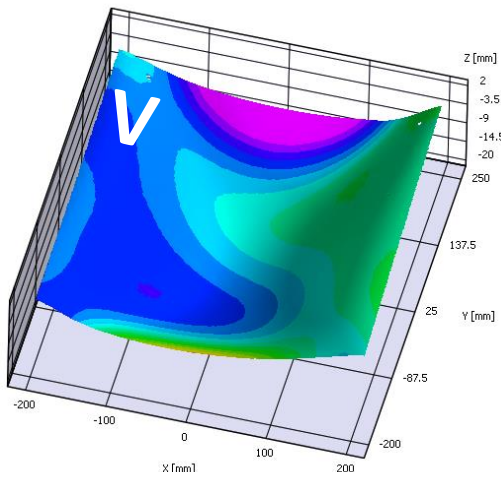
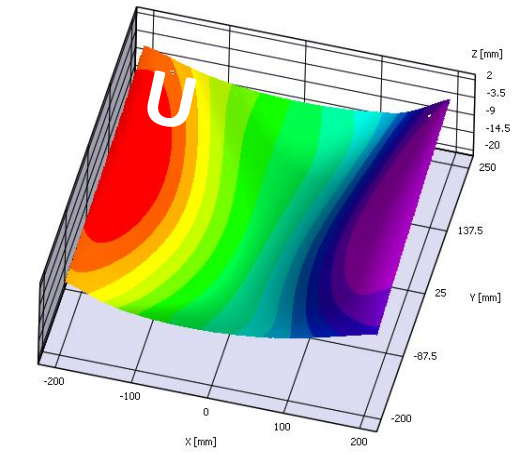


Figure VI-67 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en aluminium soumise à de la compression

Compression maximale

Résultats VIC 3D



Résultats Abaqus

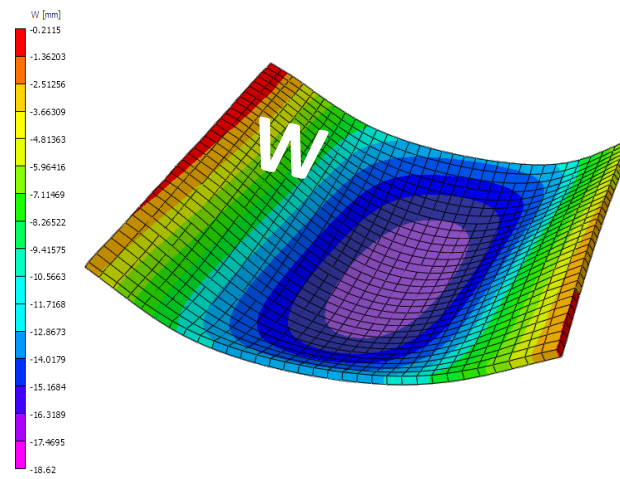
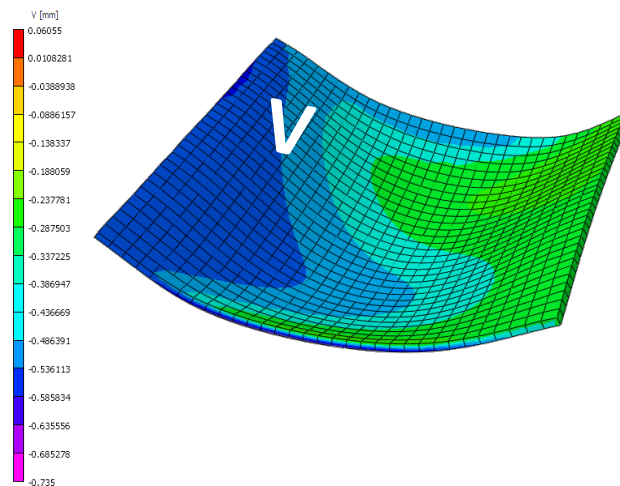
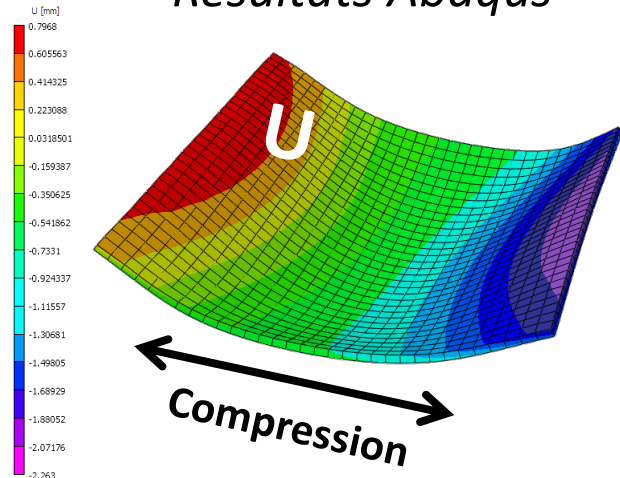


Figure VI-68 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique lors du maximum de compression

VI.4.1.3.3 Cisaillement

De la même manière qu’au paragraphe VI.3.4.2, les contraintes moyennes normées de cisaillement (τ_{xy}) sont représentées « en valeur absolue ». La courbe Contrainte/Déformation de la plaque aluminium obtenue de manière numérique est très proche de celle déterminée expérimentalement. La dernière image (déplacement nul des vérins de torsion n°3 et 4) du cycle « Aller/Retour » n’ayant pas été enregistrée suite à une erreur de manipulation, les courbes expérimentales et numériques ne sont déterminées que jusqu’au maximum de cisaillement (Figure VI-69).

En ce qui concerne les valeurs de déformation locale sur la face interne (Figure VI-70), la déformation liée au cisaillement (ϵ_{xy}) est sous-estimée. Lors du maximum de cisaillement imposé, les champs de déplacement déterminés numériquement sont cependant cohérents avec l’expérience (Figure VI-71) malgré quelques différences relevées pour le déplacement hors-plan (W). On note que la cloque de flambage déterminée numériquement (Figure VI-70) correspond plus à une cloque de flambage en cisaillement « quasi-pur » que celle observée expérimentalement. En effet, comme pour la compression, le phénomène de flambage global est observé lors de la sollicitation de cisaillement. Les dissimilitudes entre la simulation numérique et les données expérimentales semblent donc aussi liées au caractère instable du flambage et à l’absence de prise en compte du serrage.

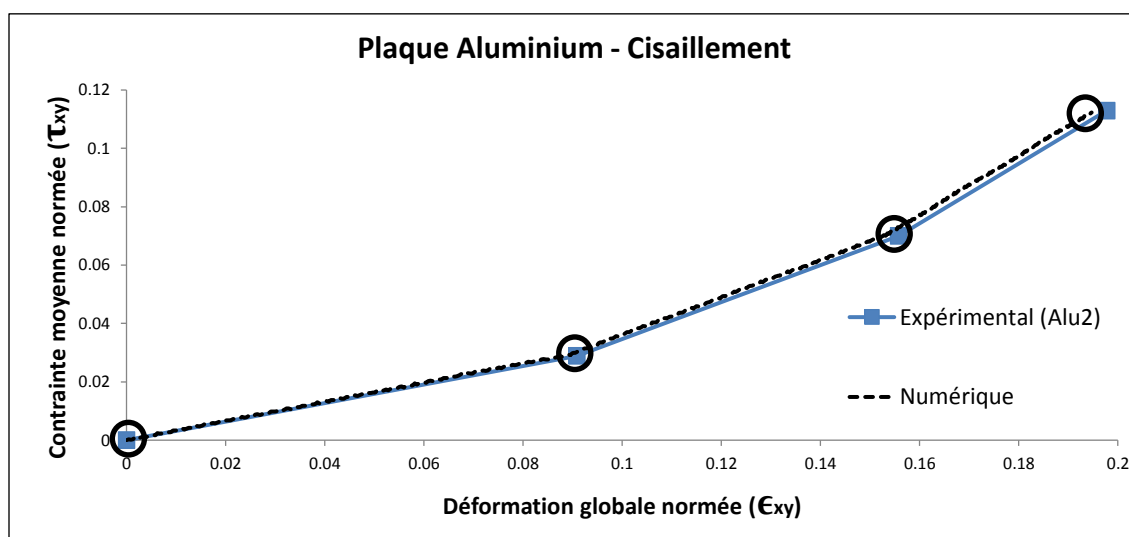


Figure VI-69 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque aluminium soumise à du cisaillement – Comparaison numérique/expérimental

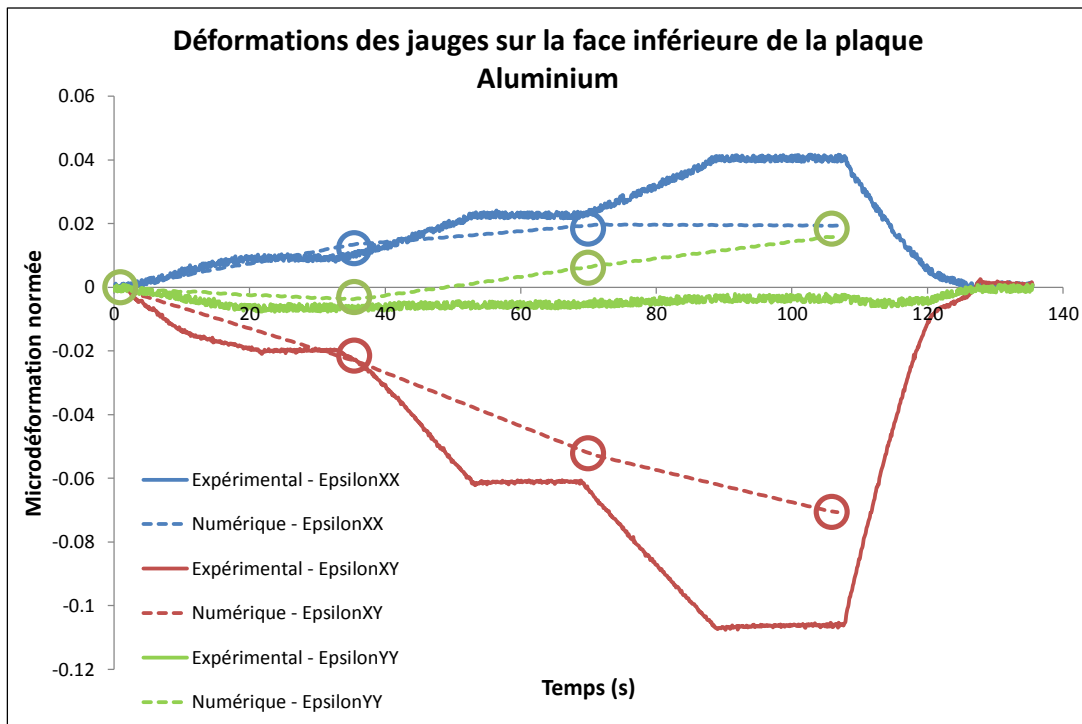


Figure VI-70 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en aluminium lors du cisaillement

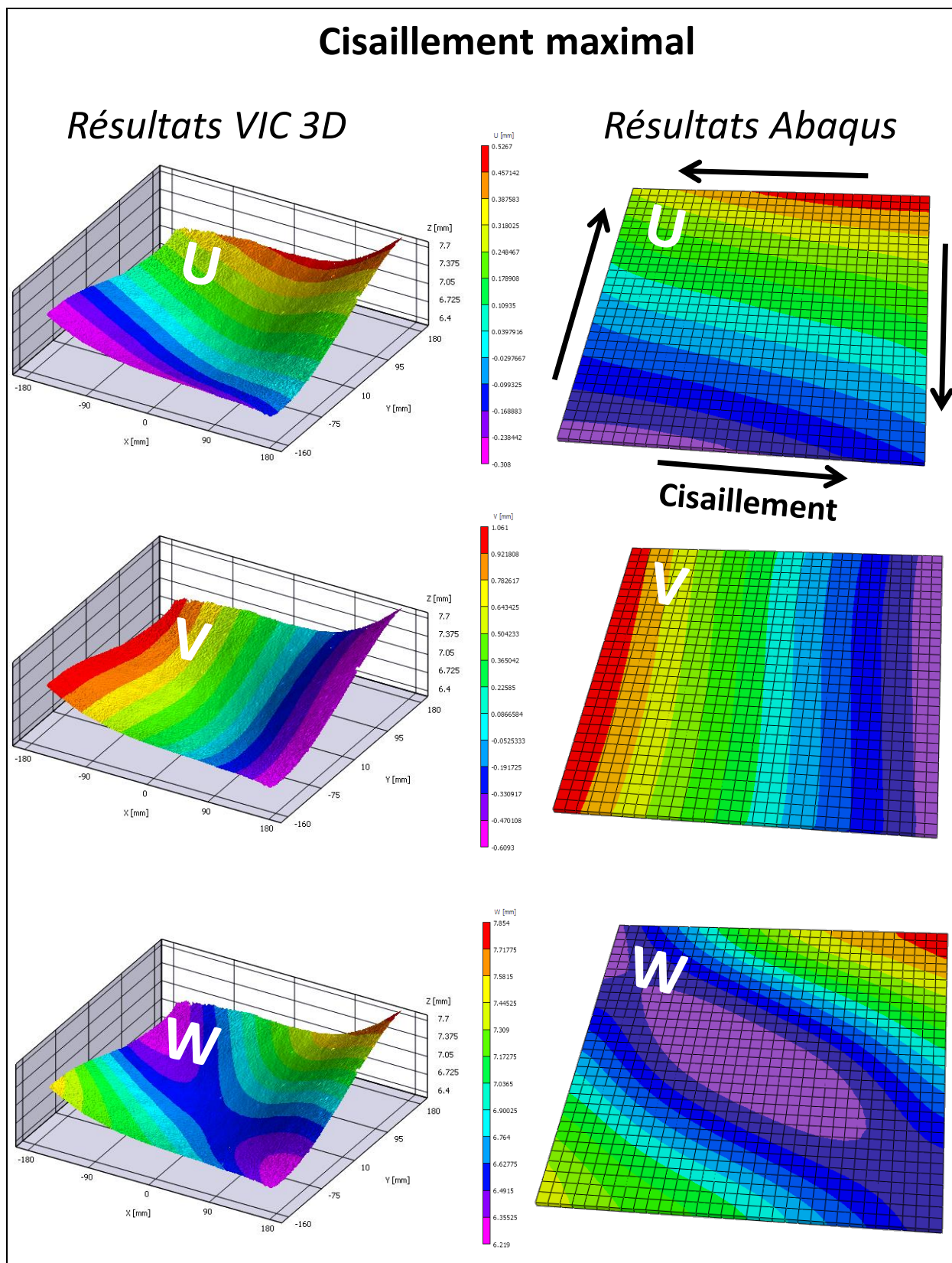


Figure VI-71 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique lors du maximum de cisaillement

VI.4.1.3.4 Conclusion

Malgré les quelques différences relevées entre les comportements simulés et ceux observés expérimentalement, la procédure de détermination et d'utilisation des conditions limites en déplacement comme données d'entrée du problème numérique a été validée pour le cas de la plaque aluminium soumise à de la traction, de la compression et du cisaillement.

VI.4.2 Plaque composite : drapage C3-1 « double épaisseur »

Après avoir simulé les différents comportements de la plaque en aluminium, ceux des plaques composites entaillées ont été étudiés, en particulier celui du drapage C3-1 « double épaisseur » soumis à des sollicitations de traction et de cisaillement jusqu'à rupture totale des stratifiés.

Dans un premier temps, une modélisation linéaire est utilisée car les endommagements se développent tardivement et de manière brutale (VI.3.4) sur les plaques composites testées. Dans un second temps, le « *Discrete ply model* », démontré performant pour la simulation des spécimens munis d'une concentration de contraintes de type coupure, à l'échelle du coupon, est mis à profit pour une description fine des endommagements.

VI.4.2.1 Première modélisation : coques épaisses

VI.4.2.1.1 Modèle Abaqus

La zone modélisée sur Abaqus pour les éprouvettes composites est plus petite ($300 \times 300 \text{ mm}^2$) que pour les éprouvettes en aluminium ($320 \times 320 \text{ mm}^2$) car la zone sur laquelle se fait la mesure par stéréocorrélation (Zone 1 sur la Figure VI-73) est aussi plus petite ($350 \times 350 \text{ mm}^2$ au lieu de $400 \times 400 \text{ mm}^2$ pour l'aluminium). Cela est dû à la présence des talons en aluminium sur les éprouvettes en matériau composite pour améliorer le transfert des efforts du bâti vers la plaque. Ces derniers masquent alors une partie du mouchetis de la plaque (Figure VI-5).

Le maillage est composé d'éléments SC8R ayant pour dimensions approximatives $5 \times 5 \times 3.25 \text{ mm}^3$ (un seul élément dans l'épaisseur du stratifié « double »). Les éléments de coques épaisses permettent de représenter correctement le comportement en flexion d'un stratifié composite avec un seul élément dans l'épaisseur. Les éléments volumiques sont en effet préférés aux éléments 2D car ils permettent de réaliser simplement un collage cinématique (similaire à celui utilisé au **Chapitre V**) entre les deux types de maillage utilisés lors de la modélisation DPM (VI.4.2.2). Les éléments de volume (C3D8) sélectionnés pour modéliser les essais de traction à l'échelle des coupons (**Chapitre III, IV et V**) suffisent pour modéliser une sollicitation de traction pure mais sont insuffisants pour traduire la flexion présente lors des phénomènes non-linéaires observés dans les cas de traction et de cisaillement « VERTEX » (VI.3.4.1 et VI.3.4.2).

L'entaille à fonds circulaires est approximée par une coupure rectangulaire de dimensions : $100 \times 2 \text{ mm}^2$. En effet, [Tan, 1994] observe que pour des coupures ayant un rapport longueur

sur largeur important, la forme exacte de la coupure semble n'avoir que peu d'influence sur le comportement du spécimen étudié.

Le modèle compte 4400 éléments et le temps de calcul associé aux différentes simulations est d'environ 3h30 en utilisant 8 CPUs.

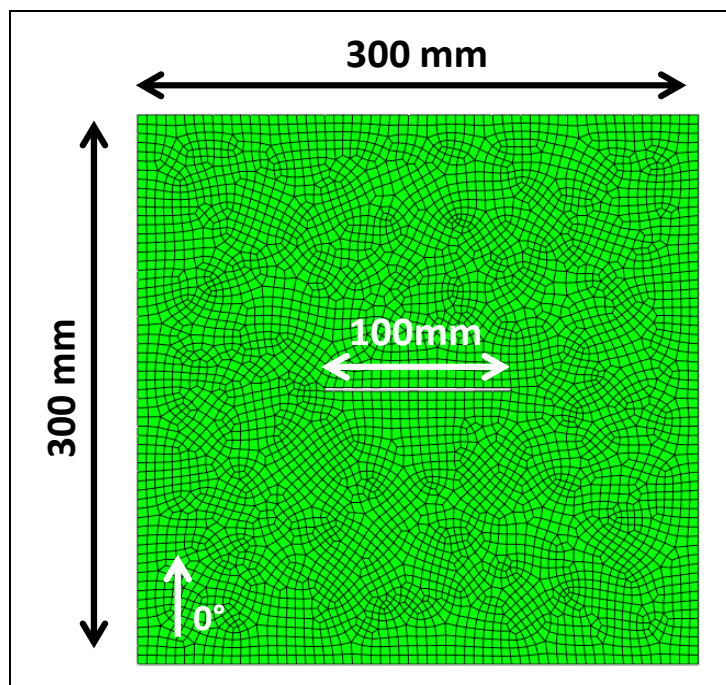


Figure VI-72 : Maillage utilisé pour la modélisation linéaire du comportement de la plaque en composite (C3-1, « double épaisseur »)

VI.4.2.1.2 Procédure de transfert de Conditions Limites

De la même manière que pour la plaque aluminium, les champs de déplacement sont mesurés par stéréocorrélation (Zone 1 sur la Figure VI-73). Les conditions limites sont appliquées sur les bords du modèle par éléments finis (Zone 1bis) : les trois déplacements sur la frontière et le déplacement hors plan sur les trois rangées d'éléments voisins. Les conditions limites en déplacement (dans les trois directions) sur le bord de la coupure sont ajoutées. En effet, si la coupure est laissée libre, les résultats donnés par la simulation numérique sont erronés (Figure VI-74) : la flexion locale se forme dans le sens opposé à celui observé expérimentalement (Figure VI-77). Le phénomène de flexion localisée autour de la coupure étant très instable, l'orientation de la cloque autour de la coupure n'est probablement liée qu'à de faibles perturbations en déplacement/effort qu'il est nécessaire de « forcer » pour pallier l'absence de prise en compte des contraintes liées à la phase de serrage ainsi que des contraintes internes inhérentes à la fabrication et pouvoir corréler les résultats expérimentaux.

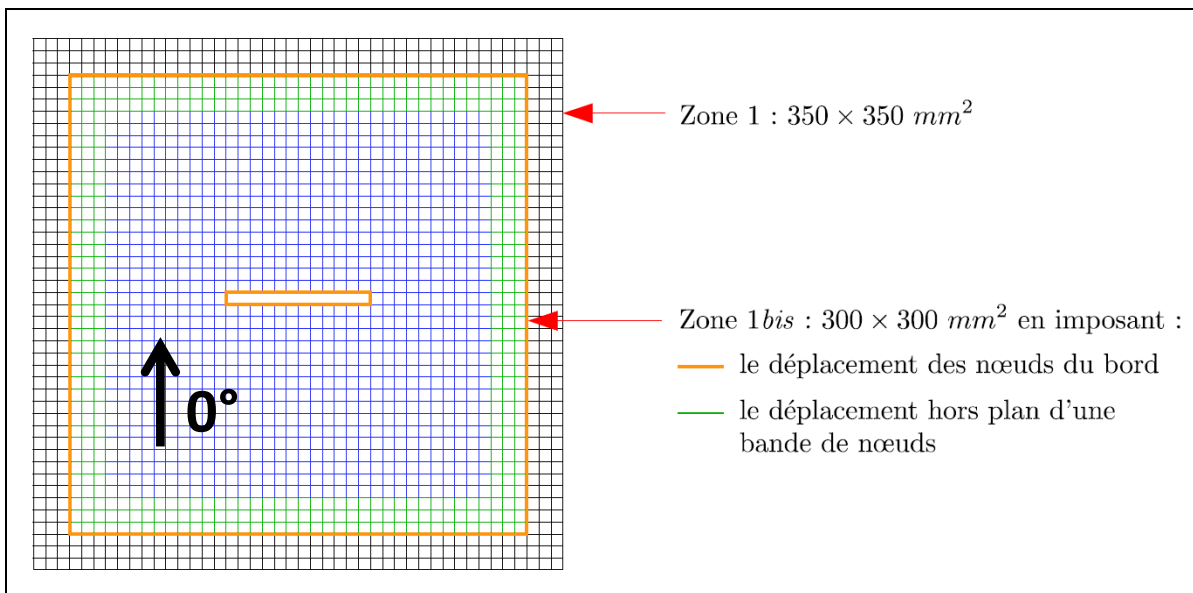


Figure VI-73 : Zones de la plaque composite utilisées pour la mesure et pour la mise en place des conditions limites lors de la modélisation « coques épaisses »

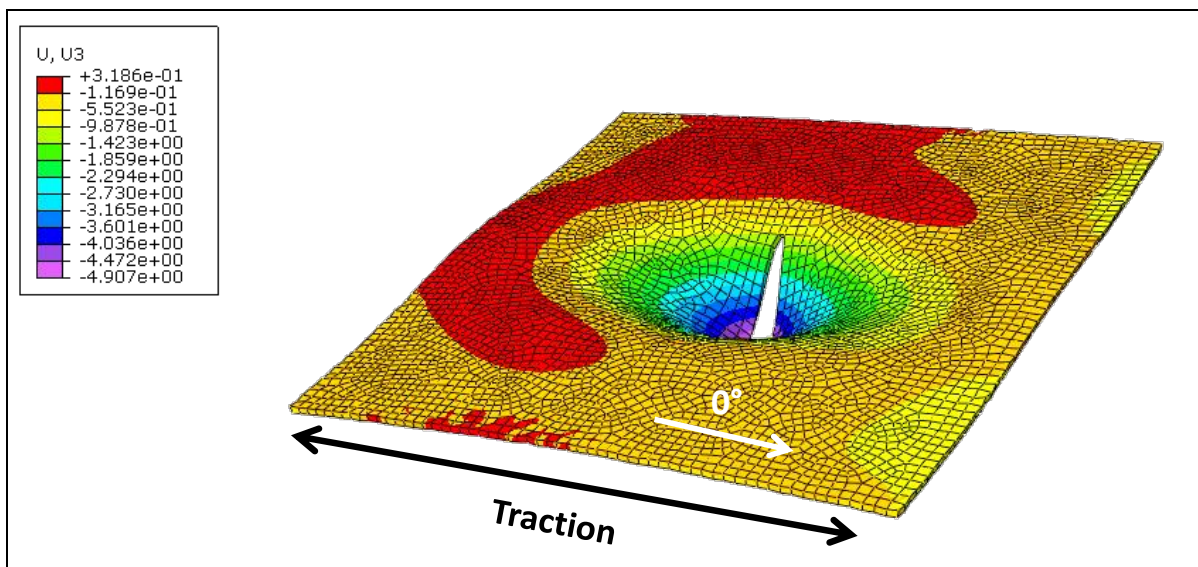


Figure VI-74 : Cartographie numérique du déplacement hors-plan ($U3=W$) pour le maximum de traction, lorsque les conditions limites en déplacement ne sont pas imposées sur le bord de la coupure

VI.4.2.1.3 Résultats

VI.4.2.1.3.1 Traction

La courbe Contrainte/Déformation obtenue à partir du modèle numérique orthotrope selon la méthodologie explicitée en VI.3.4.1.2 est proche de celle déterminée expérimentalement (Figure VI-75) mais ne rend pas compte de la perte de raideur liée à l'endommagement autour de la coupure. On note qu'aucun marqueur (carrés bleus expérimentaux et cercles noirs numériques) n'est représenté sur ces courbes. En effet, le nombre d'images utilisé (44) pour la détermination des courbes numériques et expérimentales aurait généré un nombre d'indicateurs trop important pour une bonne visualisation.

La comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à de la traction n'est pas complètement satisfaisante (Figure VI-76). Cela est probablement dû aux gradients de déformation qui sont très importants au niveau des jauges de déformation (Figure VI-9), situées à égale distance de l'entaille et des fixations. Ces gradients sont liés à la présence de la coupure et des bords fixés de la plaque. Ils sont similaires à ceux observés sur la plaque entaillée IM7/977-2 soumise à de la traction (Figure VI-12). De plus, le phénomène de flexion autour de la coupure étant instable, il est difficile de correctement simuler la courbure de la plaque associée et par conséquent les déformations locales engendrées à son voisinage.

Il est à noter que, puisque les modèles numériques simulent le comportement seulement jusqu'à la rupture, le « retour à zéro » des jauges ne peut pas être retranscrit.

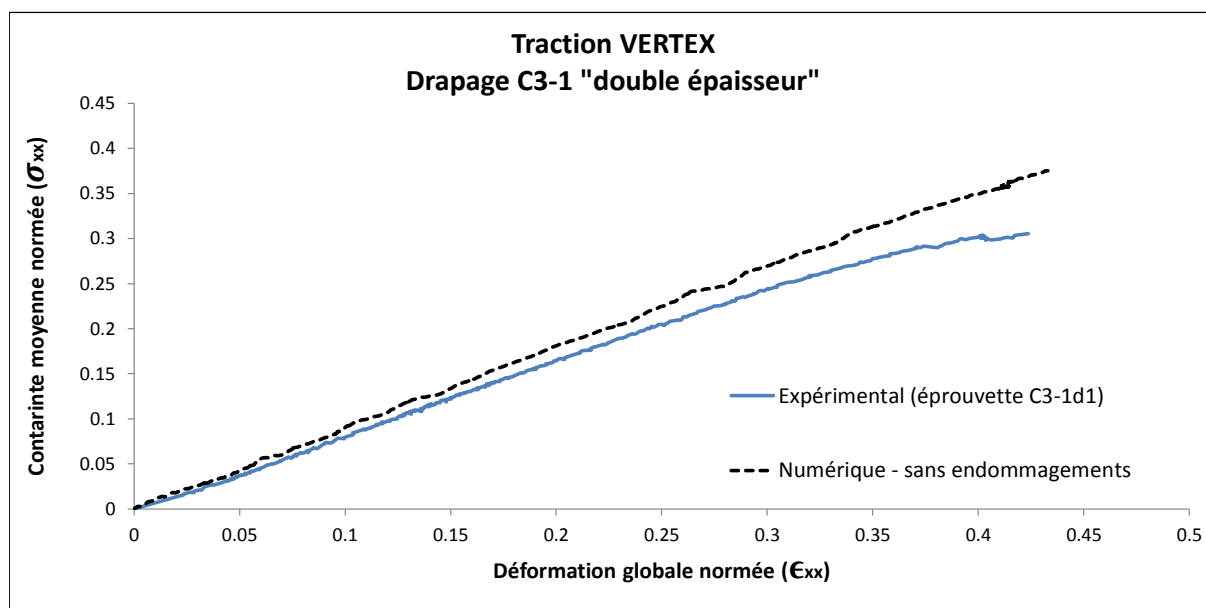


Figure VI-75 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à de la traction
Comparaison numérique/expérimental

La comparaison entre les cartographies des champs de déplacement de surface (U, V et W) obtenue par stéréocorrélation et celles des champs déterminés numériquement, juste avant rupture, est par ailleurs satisfaisante (Figure VI-77).

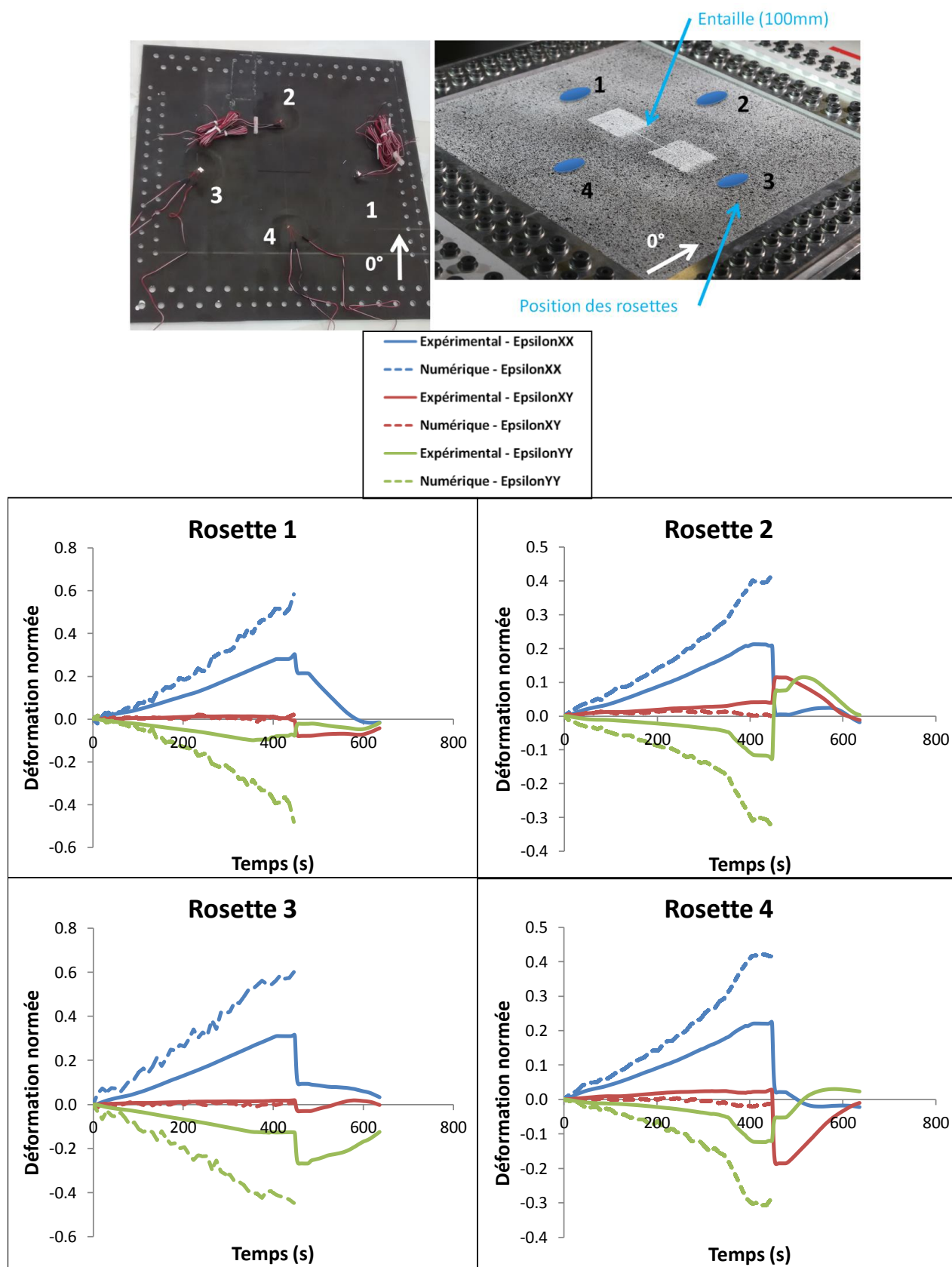


Figure VI-76 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à de la traction

Traction maximale

Résultats VIC 3D

Résultats Abaqus

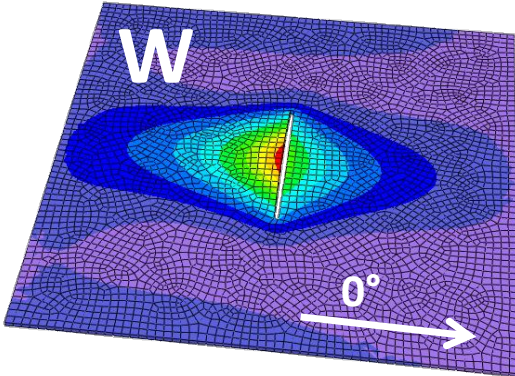
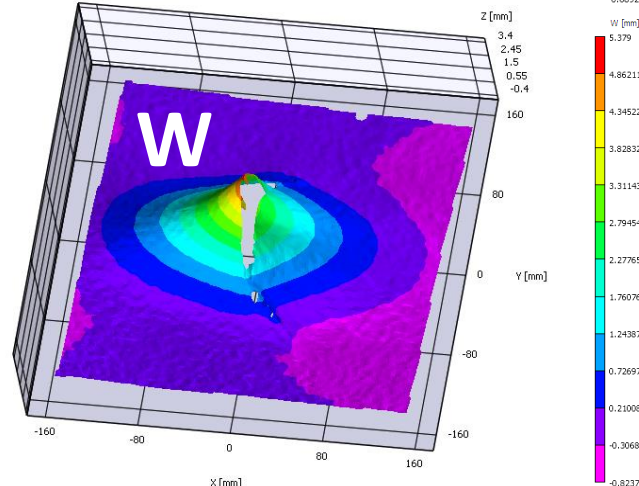
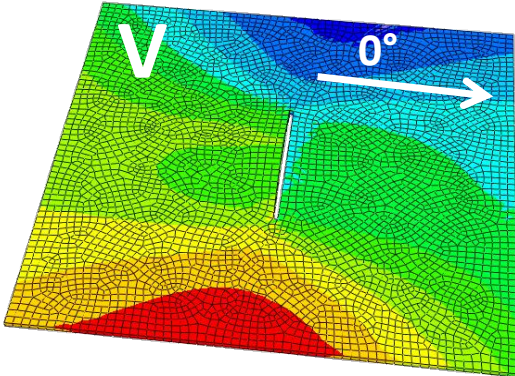
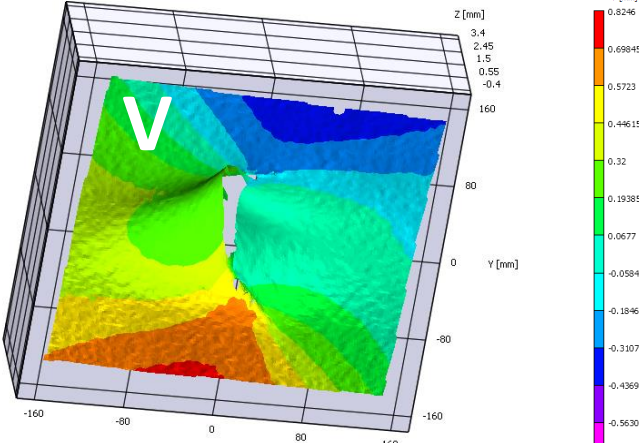
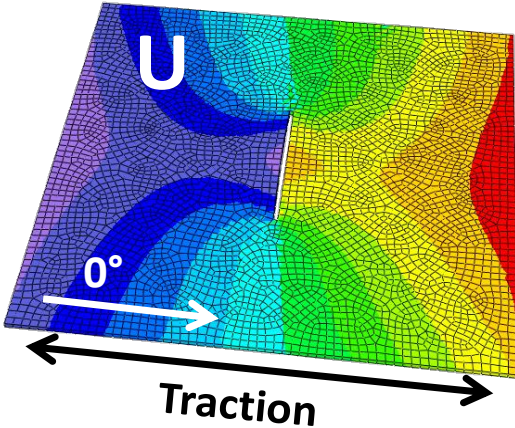
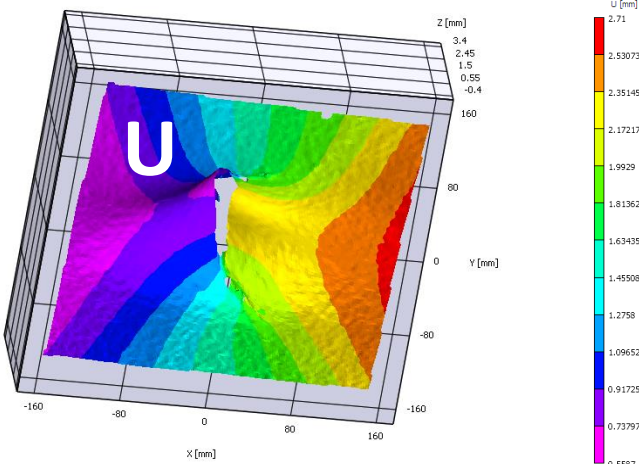


Figure VI-77 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique juste avant rupture totale

VI.4.2.1.3.2 Cisaillement

La simulation du cas de cisaillement ne donne pas non plus des résultats entièrement satisfaisants. La courbe Contrainte/Déformation (Figure VI-78) obtenue à partir du modèle numérique surestime la contrainte de cisaillement représentée « en valeur absolue » (τ_{xy}) ainsi que la déformation de cisaillement (ϵ_{xy}).

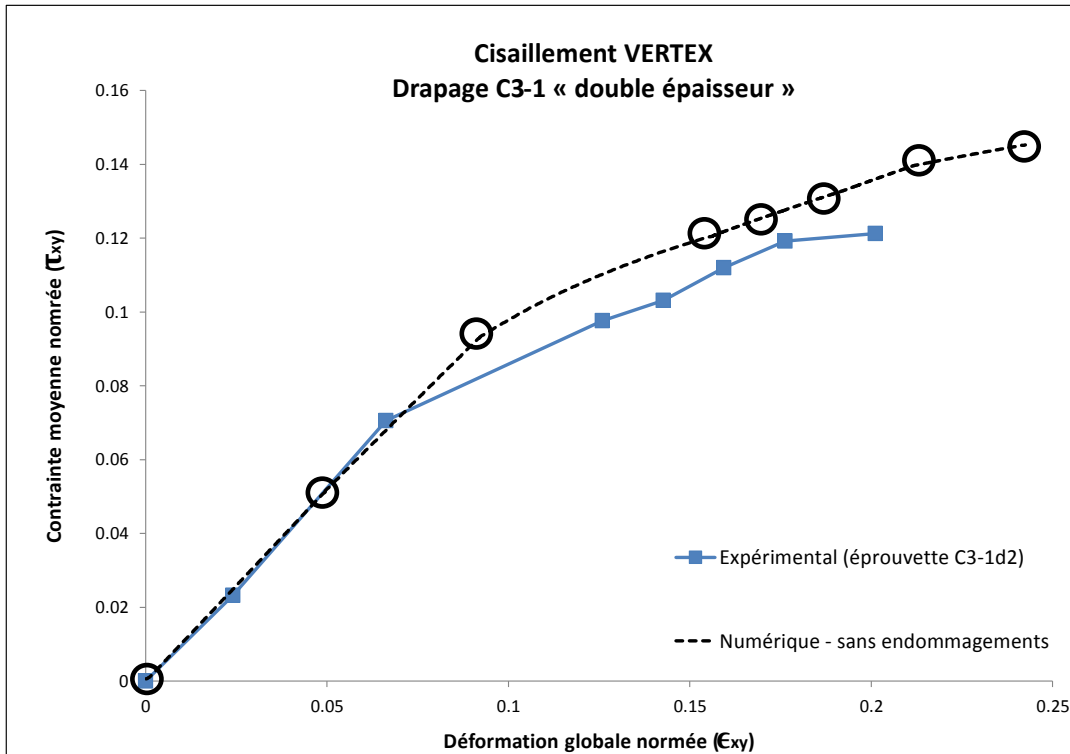


Figure VI-78 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à du cisaillement
Comparaison numérique (modèle linéaire)/expérimental

Les différences observées entre les courbes Contrainte/Déformation sont, comme dans le cas de la traction, liées à l'absence de prise en compte des pertes de raideur associées aux divers endommagements. Ces disparités se retrouvent lors de la comparaison des valeurs issues des jauges de déformation virtuelles (modèle numérique) et expérimentales (Figure VI-79).

Même si les champs de déplacement (U, V et W) obtenus numériquement juste avant rupture corrént correctement avec ceux issus de l'expérience (Figure VI-80), le modèle numérique linéaire ne semble pas être en mesure de représenter de manière tout à fait satisfaisante le comportement de l'éprouvette composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à du cisaillement. L'absence de prise en compte des déformations et déplacements liés à la fixation de la plaque ainsi que de sa forme initiale, ajoutée à l'absence de modélisation des endommagements, est probablement la cause de cet écart. Afin de tenter d'obtenir de meilleurs résultats concernant la modélisation du comportement composite, une représentation plus fine du stratifié a été mise en place à l'aide du « *Discrete ply model* ».

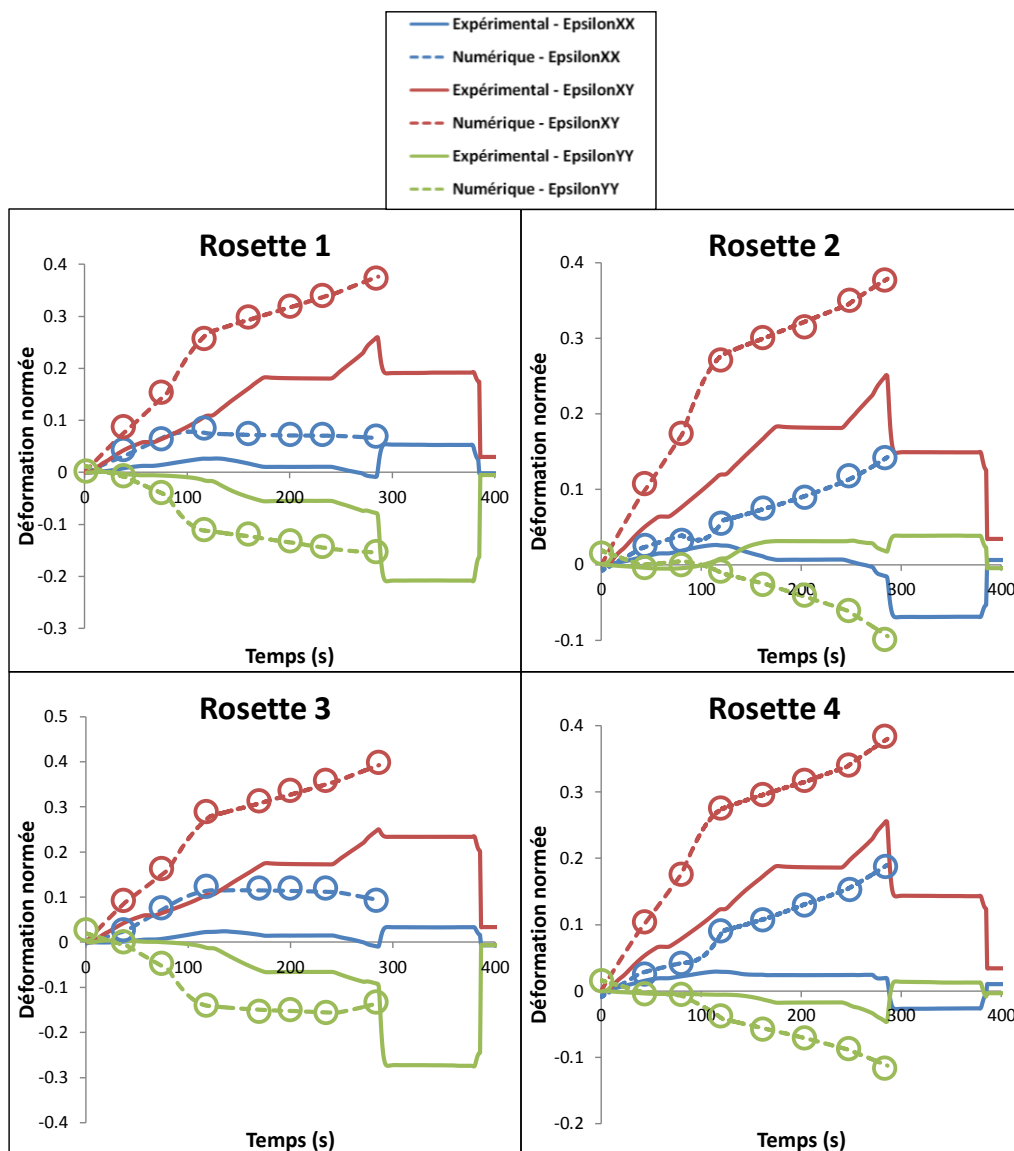


Figure VI-79 : Comparaison des déformations locales expérimentales et numériques sur la face inférieure de la plaque en composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à du cisaillement

Cisaillement maximal

Résultats VIC 3D

Résultats Abaqus

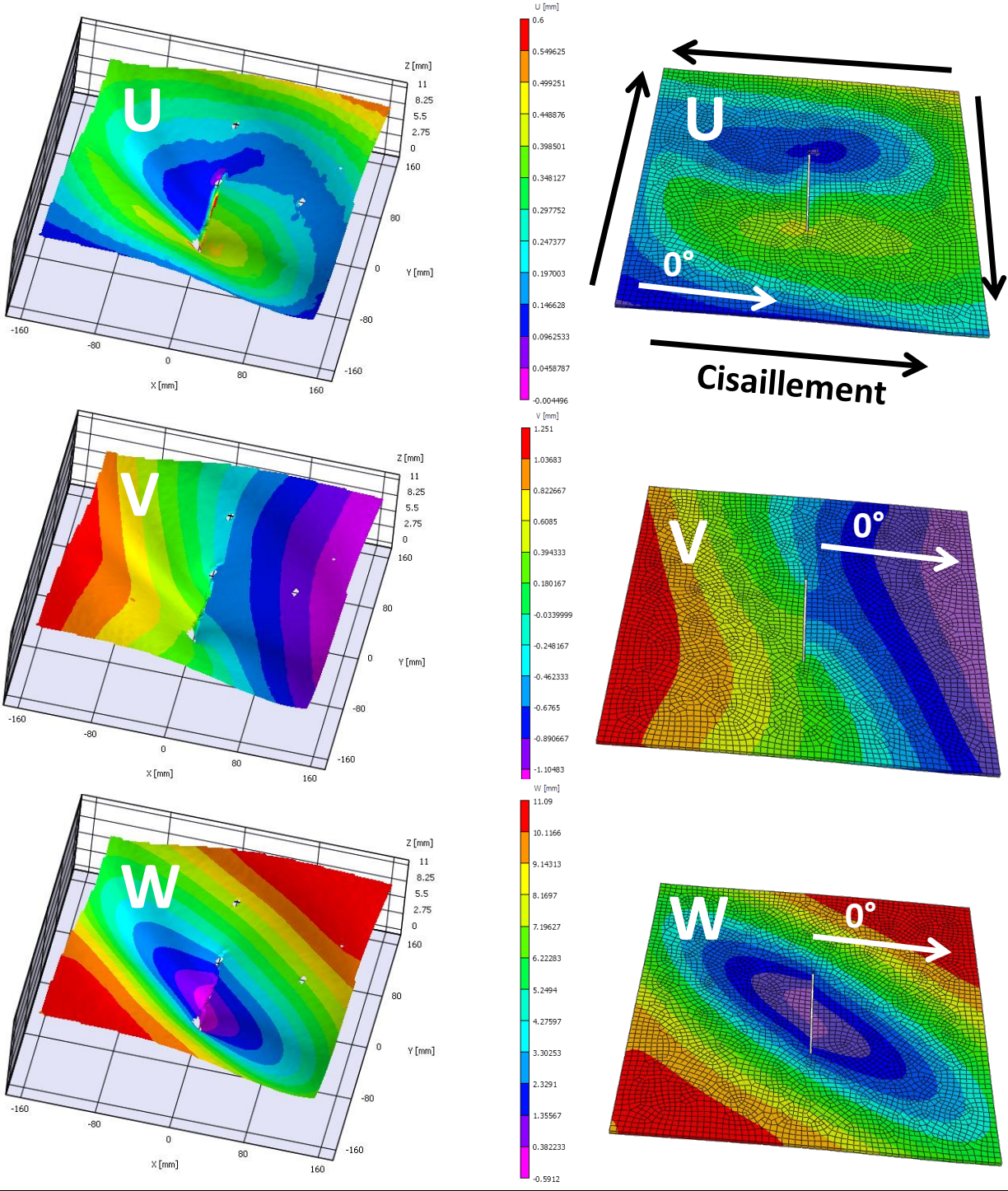


Figure VI-80 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique juste avant rupture

VI.4.2.2 Deuxième modélisation : « *Discrete ply model* »

Les mêmes configurations que celles étudiées au paragraphe **VI.4.2.1** sont simulées : traction et cisaillement à rupture totale du stratifié (C3-1, « double épaisseur »).

VI.4.2.2.1 Modèle Abaqus

Le maillage adopté est très similaire à celui utilisé au **Chapitre V**. Il comprend trois zones différentes (Figure VI-81) :

- Une zone avec des éléments SC8R (non-endommageables) aux dimensions $10 \times 10 \times 3.25 \text{ mm}^3$: un seul élément dans l'épaisseur du stratifié (Zone 1)
- Une zone avec des éléments C3D8R (non-endommageables) aux dimensions $0.5 \times 0.5 \times 0.25 \text{ mm}^3$: un seul élément dans l'épaisseur du pli (Zone 2)
- Une zone avec des éléments C3D8 et COH3D8 (endommageables) aux dimensions $0.5 \times 0.5 \times 0.25 \text{ mm}^3$: un seul élément dans l'épaisseur du pli (Zone 3)

L'entaille à fonds circulaires de rayon 1mm est discrétisée selon le même procédé que celui utilisé au **Chapitre V (Annexe I)**.

Contrairement à la modélisation des spécimens entaillés étudiés à l'échelle du coupon (**Chapitre V**), étant donné l'importance des phénomènes de flexion/flambage et l'absence de symétrie axiale des conditions limites imposées, aucune symétrie n'est utilisée dans le cas des sollicitations « VERTEX », les 13 plis sont modélisés. Le calcul dure approximativement 4 jours (20 CPUs) pour un total de 1.7×10^6 éléments.

La densité de maillage étant imposée par l'épaisseur des plis (**II.4.5.4.1**), les drapages composites simulés en premier sont les drapages « double épaisseur ». En effet, en choisissant ces derniers on divise le nombre d'éléments des Zones 2 et 3 par 4 en comparaison aux drapages « simple épaisseur ».

Comme pour les simulations présentées **Chapitre V**, le phénomène de « *shear locking* » n'est pas prépondérant dans ces travaux car les éléments situés loin de la coupure utilisent une intégration réduite (C3D8R et SC8R). Cependant, ce type d'élément est souvent sujet à une mauvaise modélisation du phénomène de flexion à cause des modes « sabliers ». Pour remédier à ce problème, une énergie artificielle de contrôle de ces modes est ajoutée pour permettre la représentation la plus cohérente possible. Cette énergie artificielle étant négligeable par rapport à l'énergie interne totale (<1%), la qualité des résultats n'en est pas altérée.

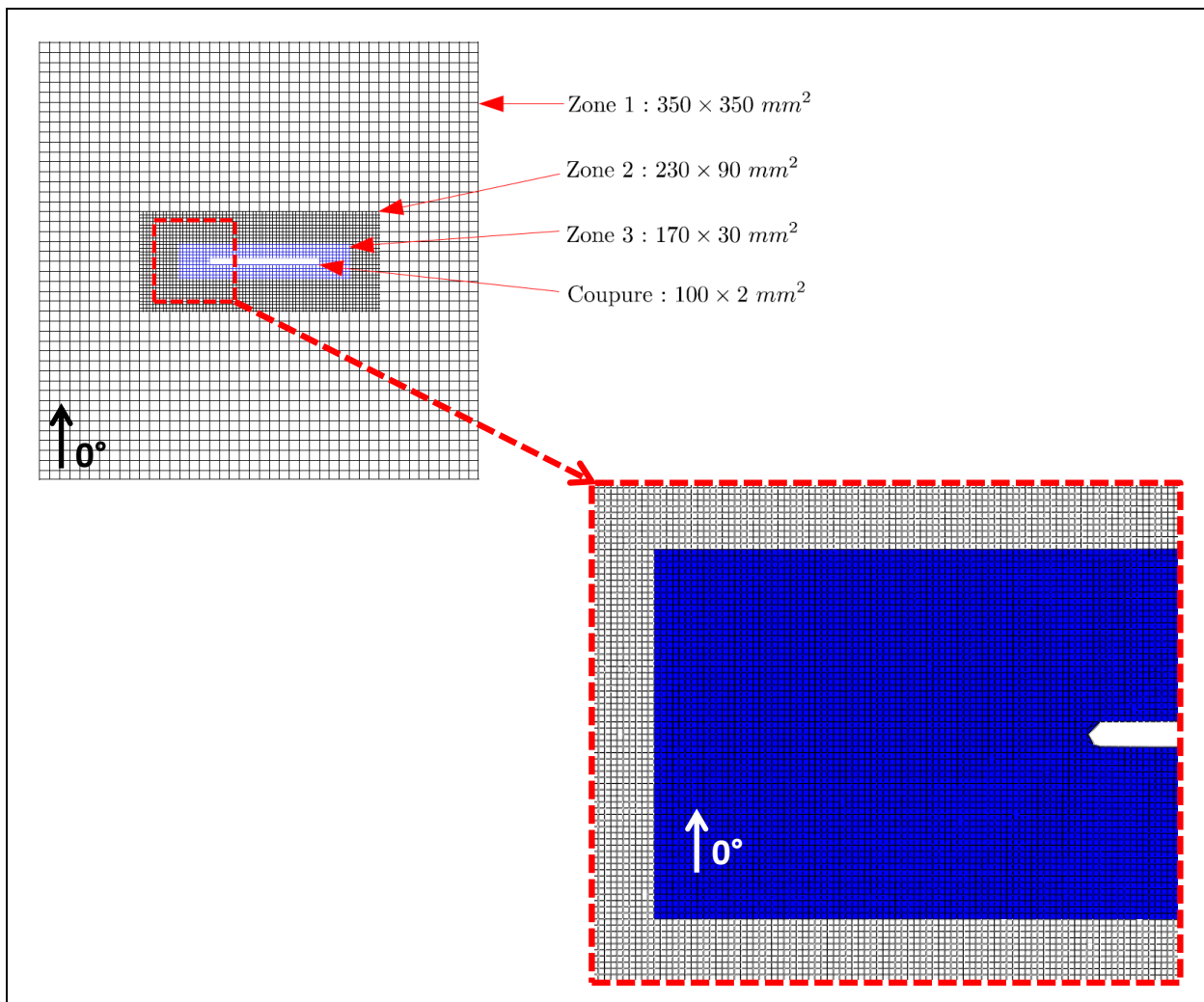


Figure VI-81 : Maillage utilisé pour la modélisation DPM de la plaque composite entaillée (drapage C3-1, « double épaisseur »)

VI.4.2.2.1.1 Avancées par rapport à l'existant

Un récapitulatif des modifications effectuées sur le « *Discrete ply model* » depuis le début de la thèse (avec celles associées au chapitre courant en gras) est présenté Table VI-5.

Modèle existant [Achard et al., 2014]	Travaux effectués
<i>Formulation du maillage</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Suppression manuelle des éléments en bord de trou trop distordus 	<ul style="list-style-type: none"> • Suppression automatisée des éléments en bord de trou trop distordus (pourcentage de l'aire de l'élément de référence) • Mise en place des 2 symétries • Influence <ul style="list-style-type: none"> ○ De la taille de maille ○ Des symétries • Maillage d'une coupure à fonds circulaires • Maillage progressif (3 zones) • Utilisation d'un nouveau type d'élément : SC8R
<i>Formulation de la loi de comportement</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Loi de comportement décrite dans II.4.5 	<ul style="list-style-type: none"> • Influence <ul style="list-style-type: none"> ○ De la ténacité du pli à 0° central ○ De la présence d'éléments discrets de fissuration matricielle ○ Du critère de ruine en fissuration matricielle • Endommagement total des éléments de délaminage (interface) proches d'un élément fibre (volume) lorsque celui-ci est totalement endommagé. • Communication entre les points de Gauss enlevée
<i>Mise en place du calcul</i>	
<ul style="list-style-type: none"> • Processus classique 	<ul style="list-style-type: none"> • Suppression des éléments endommagés tout au long du calcul • Utilisation du contrôle de distorsion • Découpage du calcul en deux étapes avec des pas de temps adaptés • Collaboration avec [Pierré, 2016] pour utiliser les CL obtenues par stéréocorrélation

Table VI-5 : Résumé des travaux effectués sur le DPM par rapport à la version existante (modélisation des spécimens entaillés VERTEX)

VI.4.2.2.2 Procédure de transfert de conditions limites

La procédure d'obtention et de transfert des conditions limites en déplacement est quasiment identique à celle utilisée en VI.4.2.1.2. L'unique différence réside dans le fait que pour le « *Discrete ply model* », le bord de la coupure est laissé libre. En effet, étant donné que les déplacements dans l'épaisseur ne sont pas connus ; soit les conditions limites sont imposées dans toute l'épaisseur et les endommagements sont « bloqués », ils ne peuvent pas se développer ; soit les conditions limites ne sont imposées que sur le pli supérieur et provoquent ainsi un délaminage non conforme à l'expérience.

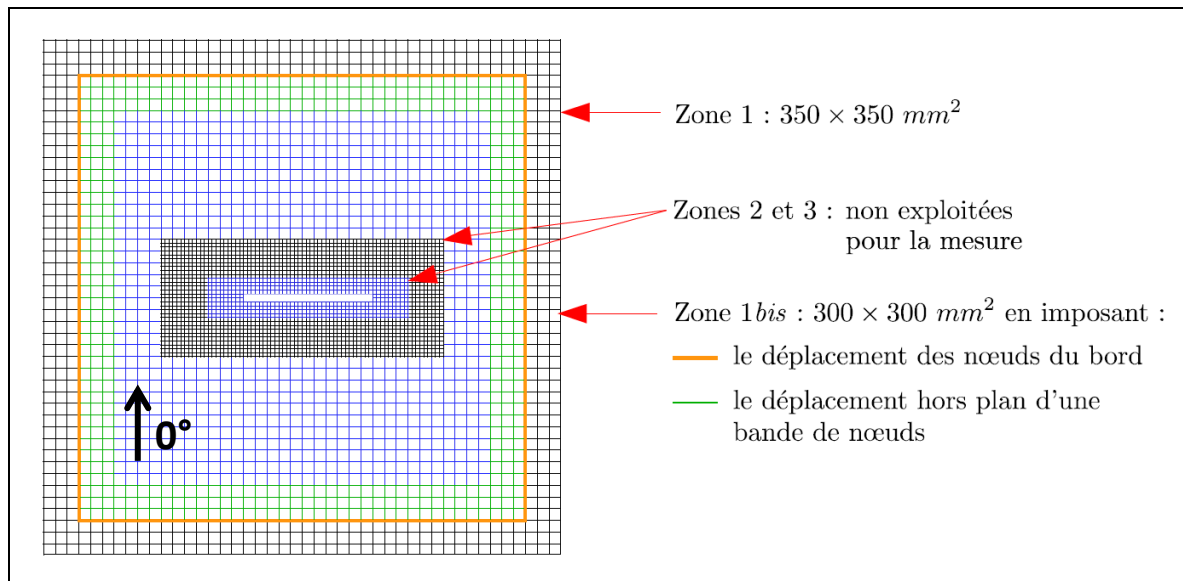


Figure VI-82 : Zones de la plaque composite utilisées pour la mesure et pour la mise en place des conditions limites lors de la modélisation DPM

VI.4.2.2.3 Résultats

Les mêmes éléments de validation du modèle numérique que ceux adoptés en VI.4.1 et VI.4.2.1 sont exploités dans le cas de la modélisation par le « *Discrete ply model* » :

- comparaison des courbes Contrainte/Déformation,
- comparaison des valeurs de déformation locale (jauges de déformation),
- comparaison des champs de déplacement.

De plus, les endommagements en bord de coupure observés à l'œil nu sont comparés avec les prédictions des endommagements du pli de surface par le modèle numérique.

VI.4.2.2.3.1 Traction

La courbe Contrainte/Déformation déterminée numériquement est très similaire à celle déterminée expérimentalement (Figure VI-83). Sur les 44 images utilisées pour déterminer la courbe expérimentale, dans le but de conserver un temps de calcul raisonnable, on n'en garde que 9 pour déterminer les 8 pas de simulation numérique utilisés. Les marqueurs associés (cercles noirs) sont représentés sur la Figure VI-83. Le comportement global du stratifié semble correctement représenté. De la même manière qu'en VI.4.2.1, l'analyse comparée des

déformations locales (issues des jauges virtuelles du modèle numérique et des jauges de déformation) ne donne cependant pas de résultats satisfaisants.

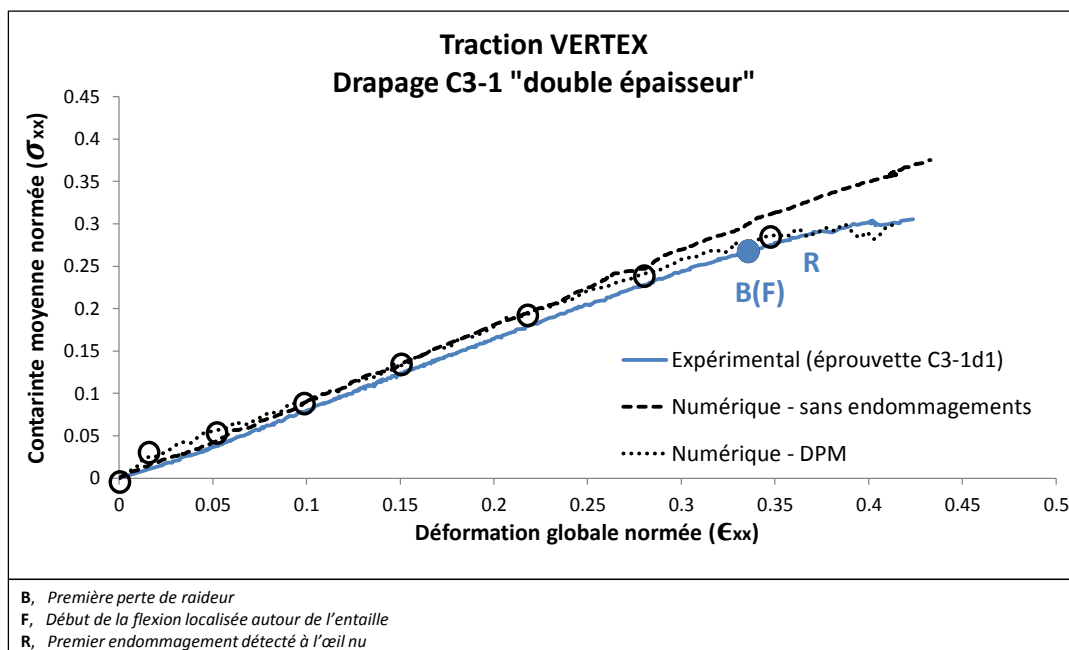


Figure VI-83 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite soumise à de la traction (C3-1, « double épaisseur ») – Comparaison numérique/expérimental

Le premier endommagement détecté en surface du stratifié composite (**R**) est néanmoins bien retranscrit par le modèle numérique qui simule correctement les fissurations matricielles orientées à 45° en pointe de coupure (Figure VI-84).

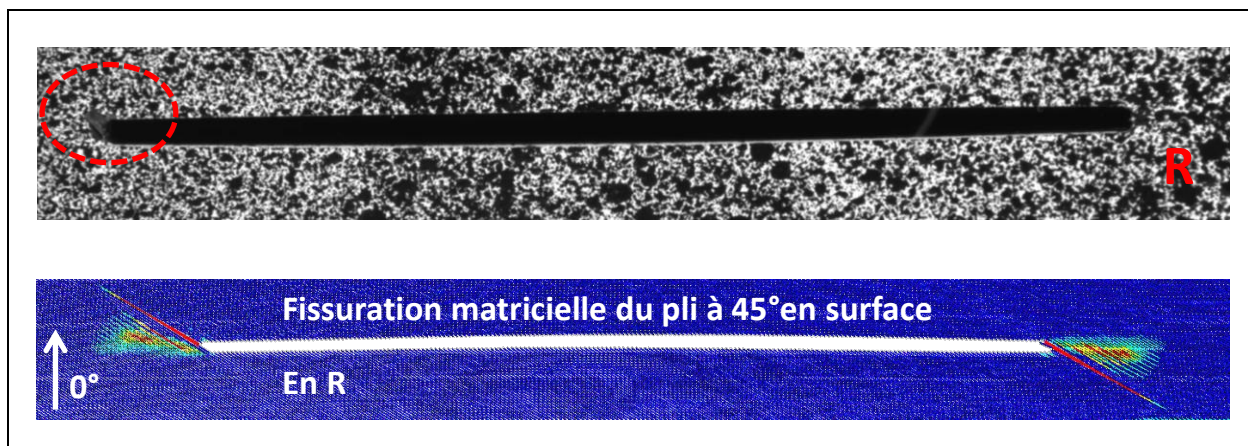


Figure VI-84 : Premier endommagement détecté en surface du stratifié composite
Comparaison numérique/expérimental

La comparaison des champs de déplacement observés en surface (Figure VI-85) montre que le DPM simule de manière très correcte le comportement observé expérimentalement, en particulier l'initiation de la flexion locale autour de la coupure. Le maillage n'est pas représenté sur les « Résultats Abaqus » de la Figure VI-85 car étant très dense près de la coupure, la visualisation en serait perturbée.

La Figure VI-86 compare les faciès de rupture obtenus de manière numérique et expérimentale. Sur le côté droit du spécimen, la propagation de dommage semble se faire dans un premier temps selon une direction orientée à 45° puis de manière horizontale (orthogonale à la direction de traction). Un scénario similaire est obtenu à l'aide du modèle numérique.

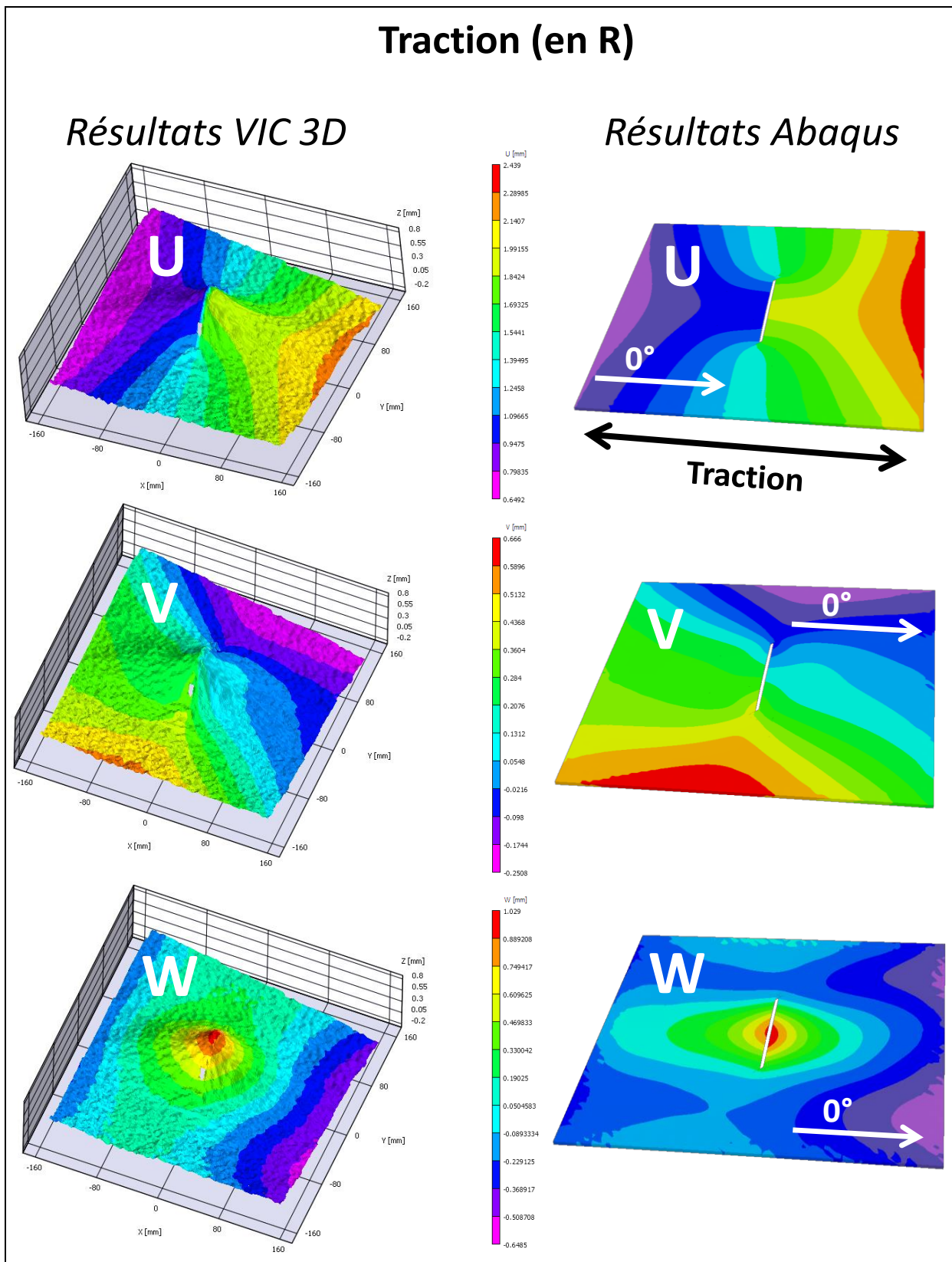


Figure VI-85 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique en R

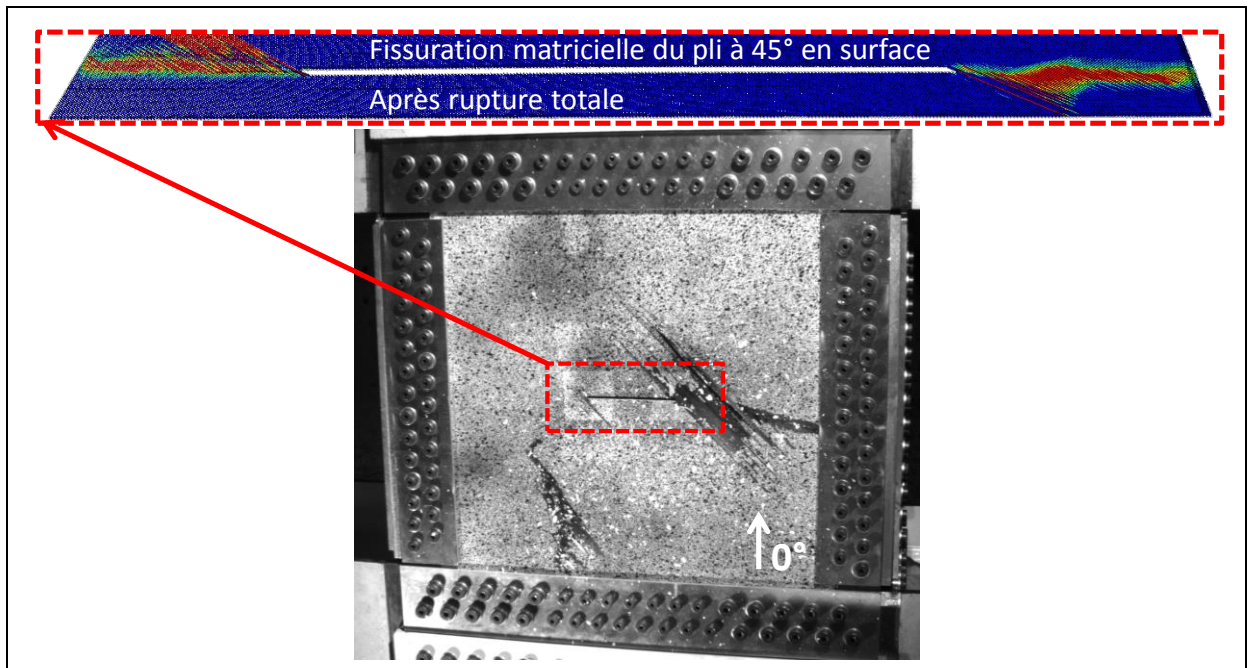


Figure VI-86 : Faciès de rupture – Comparaison numérique/expérimental

VI.4.2.2.3.2 Cisaillement

Les déformations locales (jauges virtuelles) ainsi que la courbe Contrainte/Déformation déterminée numériquement (Figure VI-87) ne correspondent pas à celles obtenues expérimentalement. Une divergence de la contrainte moyenne normée est observée. La simulation utilisant un modèle linéaire élastique n'ayant pas donné de résultats entièrement satisfaisants dans le cas du cisaillement (VI.4.2.1.3.2), il est normal de retrouver des disparités entre les comportements expérimentaux et numériques (DPM).

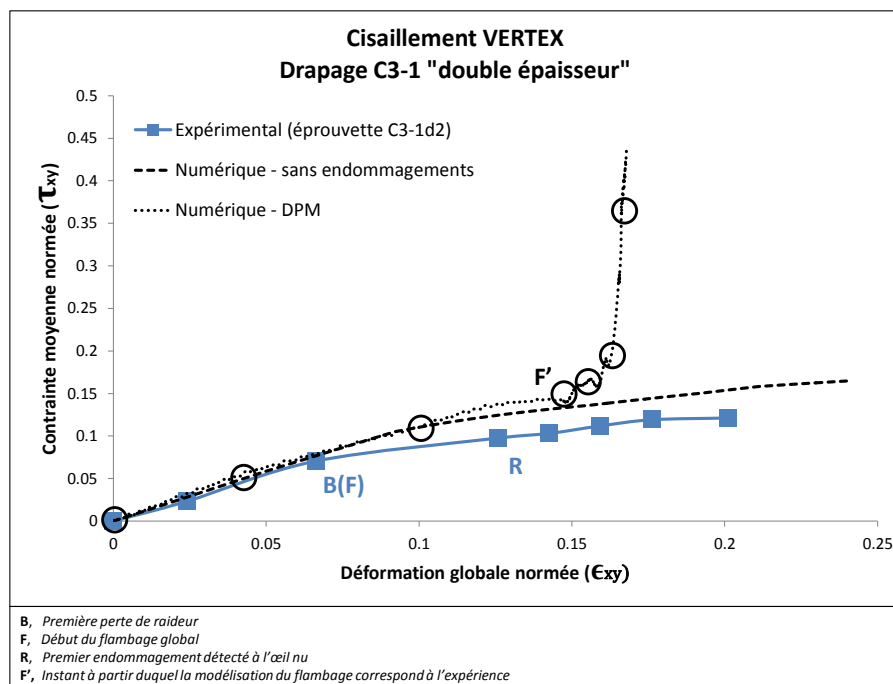


Figure VI-87 : Courbes Contrainte/Déformation de la plaque composite soumise à du cisaillement (C3-1, « double épaisseur ») – Comparaison numérique/expérimental

Le comportement du modèle numérique n'est pas en accord avec les observations expérimentales jusqu'au point **F'** (Figure VI-87). Avant **F'**, la cloque associée au flambage global de la plaque est simulée dans le mauvais sens (flèche maximale positive). En **F'**, la cloque change de sens et correspond à celle observée expérimentalement (Figure VI-89). Le phénomène de flambage étant très instable et fortement dépendant des conditions limites initiales, il apparaît judicieux de réaliser dans les prochaines études, un calcul « avec perturbation ». Cela consiste à imposer un effort au centre de la cloque dans la direction et le sens de celle observée expérimentalement (vertical – vers l'extérieur du caisson) et de norme négligeable devant les efforts développés durant la sollicitation simulée (pour ne pas fausser les résultats obtenus) dans le but d'« influencer » l'apparition de la cloque conformément à l'expérience. Une première tentative a été mise en place en imposant des efforts (1N) sur 25 nœuds disposés sur la frontière de la coupure. Les résultats n'ont cependant pas été modifiés.

Malgré la mauvaise courbure adoptée par le modèle numérique (avant **F'**), le premier dommage détecté en surface est correctement simulé : la fissuration matricielle orientée à 45° émane bien des pointes de la coupure en **R** (Figure VI-88).

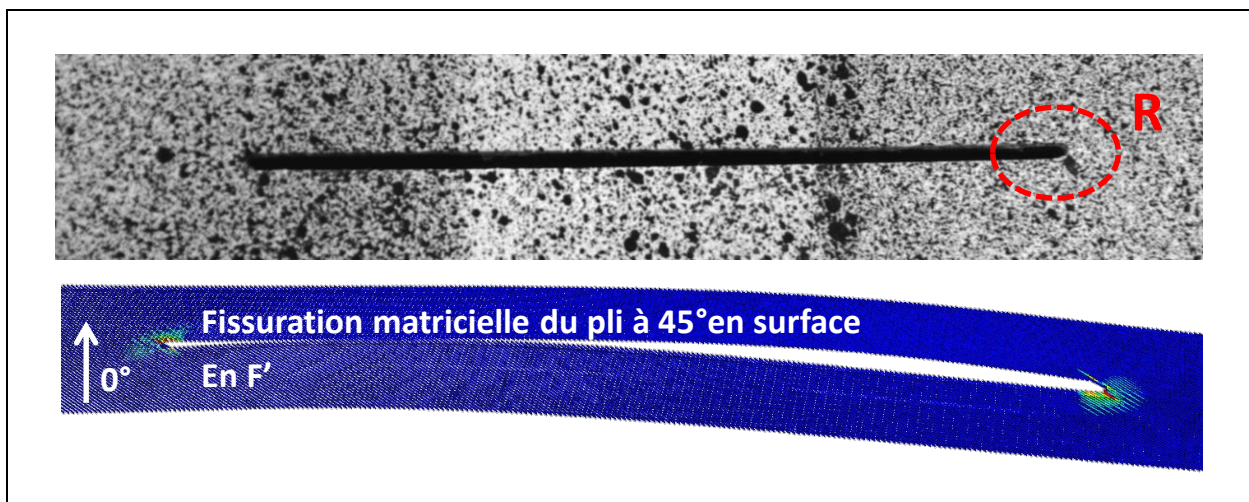


Figure VI-88 : Premier endommagement détecté en surface du stratifié composite
Comparaison numérique/expérimental

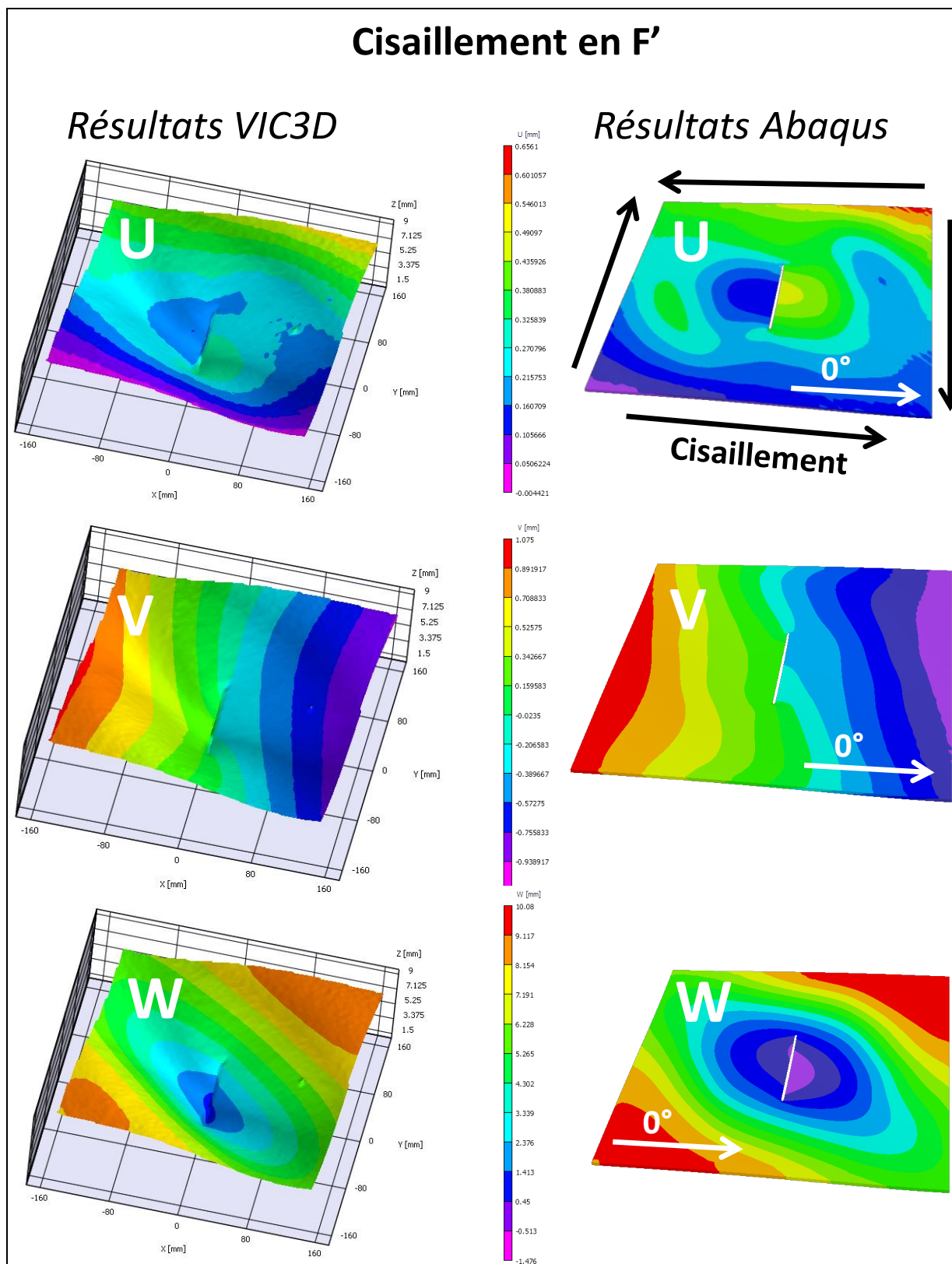


Figure VI-89 : Comparaison des champs de déplacement issus des résultats expérimentaux (corrélation d'images) et du modèle numérique en F'

Le faciès de rupture présente en surface des fissurations matricielles orientées de chaque côté de la coupure à 45° (Figure VI-90). La propagation de coupure simulée numériquement semble se dérouler selon des directions semblables.

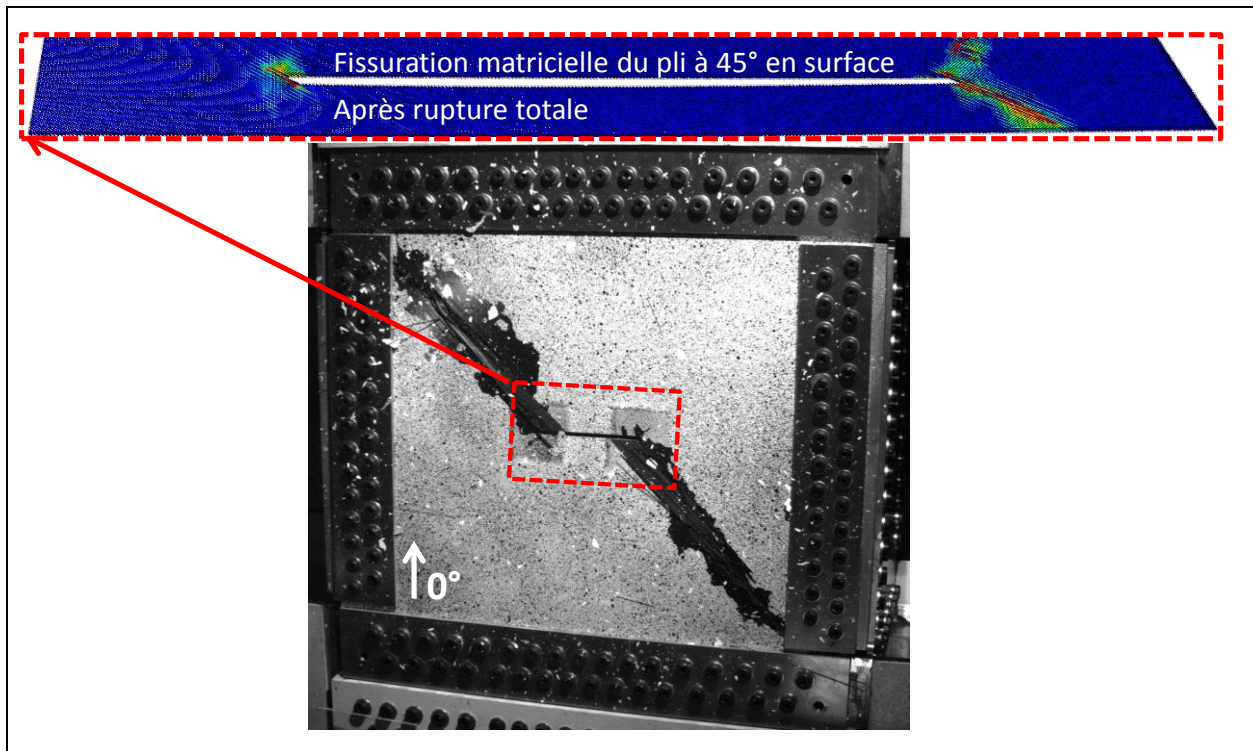


Figure VI-90 : Faciès de rupture – Comparaison numérique/expérimental

VI.4.2.3 Influence de la régularisation de la mesure

Le champ de déplacement utilisé comme donnée d'entrée des différents modèles numériques (linéaire élastique et DPM) a été déterminé à partir d'une mesure effectuée sans régularisation (Figure VI-91 - **a**), utilisant une méthode dite « globale » (le champ de déplacement est recherché sur la surface entière de la plaque) ultérieure aux approches dites « locales » (le champ de déplacement est recherché sur le « subset » considéré) comme celle utilisée par le logiciel de corrélation d'images VIC3D (Figure VI-91 - **b**). La mesure utilisée par [Pierré, 2016] nécessite l'emploi d'un maillage associé, généralement celui utilisé pour réaliser la simulation numérique. En ce qui concerne l'utilisation du modèle DPM, les éléments proches de la coupure (Figure VI-81) étant très petits (surface de $0.5 \times 0.5 \text{ mm}^2$), la mesure devient trop bruitée (Figure VI-57) ; elle n'est donc pas réalisée sur cette partie centrale (Figure VI-91 - **a**, **c**, **d** et **e**).

[Pierré, 2016] a comparé différentes méthodes de régularisation de la mesure, notamment dans le cas de la plaque composite (C3-1, « double épaisseur ») soumise à un chargement en cisaillement. Il identifie principalement deux types de régularisation : la régularisation mécanique (λ_m) et celle dite « de Tykhonov » (λ_t). Il montre qu'il est possible de trouver une combinaison de paramètres de sorte que la mesure du champ de déplacement soit plus « propre » (Figure VI-91 - **d**).

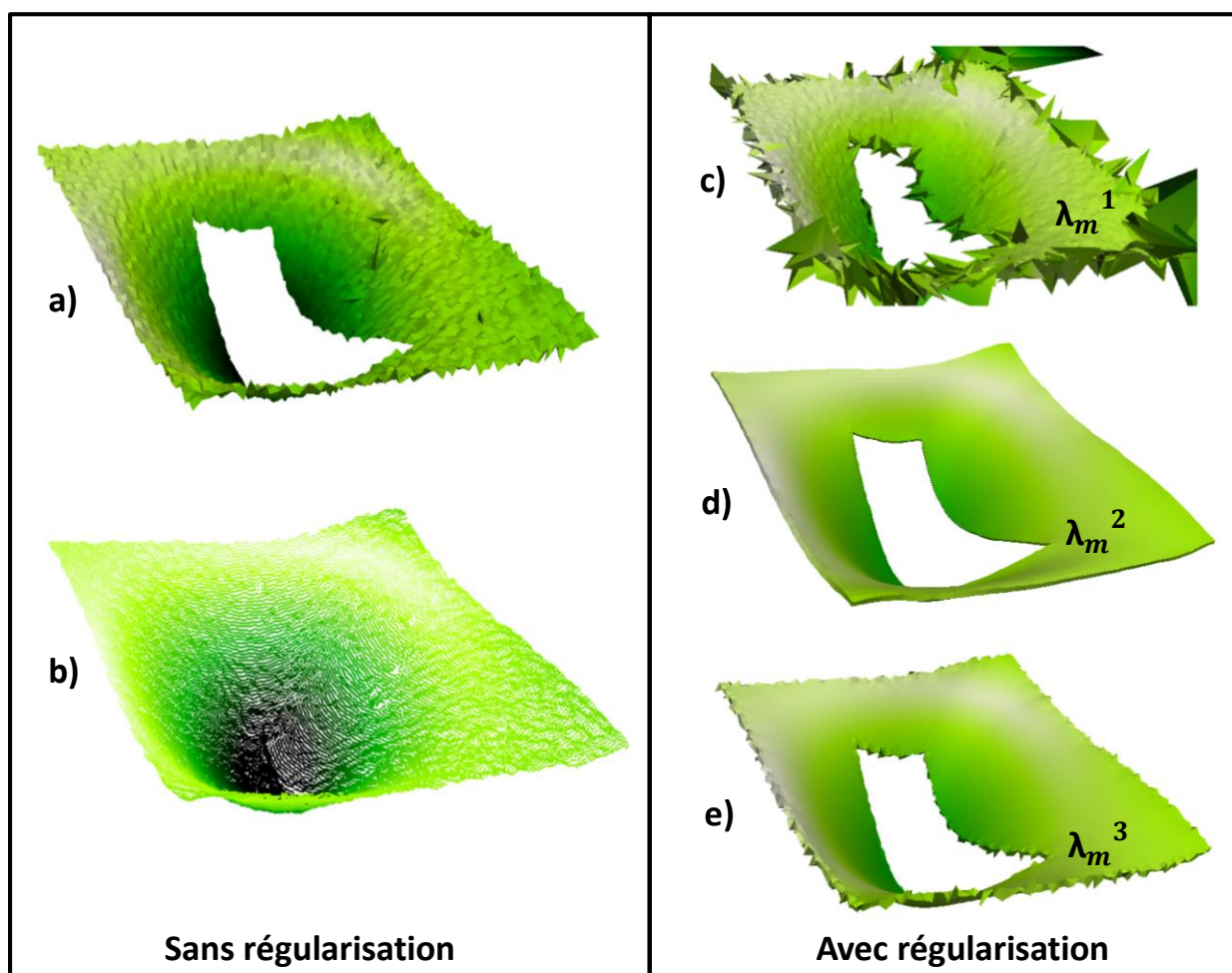


Figure VI-91 : Comparaison des méthodes de mesure dans le cas du drapage C3-1 « double épaisseur » soumis à du cisaillement [Pierré, 2016]

Dans les cas présentés « Avec régularisation », l'utilité de réduire le maillage de la « Zone 1 » à la « Zone 1bis » est explicitée puisque les effets de bords sont importants. Ces derniers sont *a priori* présents sur une bande de moins de 2 éléments, d'où le choix retenu de supprimer au moins 3 éléments sur tout le contour.

De nombreuses itérations ont été effectuées sur les paramètres de régularisation qui, bien qu'ils permettent une mesure plus « lisse », ne donnent pas systématiquement de meilleurs résultats (en termes de scénarios à rupture) qu'une mesure effectuée sans régularisation. La méthode de régularisation développée par [Pierré, 2016] nécessitant encore quelques améliorations, il a été décidé de ne présenter dans ces travaux que les résultats associés à une mesure globale sans régularisation (Figure VI-91 - a). Il est donc raisonnable d'espérer une amélioration des résultats de simulation numérique (notamment pour le cas du cisaillement) lorsque la méthode de régularisation sera finalisée.

VI.5 Conclusion

Le banc d'essai VERTEX a été opérationnel au mois de Janvier 2015 ; plusieurs essais ont alors été réalisés sur des plaques en aluminium et en composite (carbone/époxy) dans le but de déterminer le montage. La procédure d'essai (montage de la plaque et commande des vérins) ainsi que la méthodologie de suivi (jauges de déformation et caméras de stéréocorrélation) ont pu

être ainsi validées. Le montage a donc été réceptionné en Mai 2015. Plusieurs essais ont été menés jusqu'à rupture totale (traction, cisaillement, traction/cisaillement) pour les trois drapages (C3-1, C3-2 et C3-3) munis d'une coupure centrale. Les différences de comportement liées aux drapages et au type de sollicitation ont ainsi pu être analysées. Ensuite, en utilisant les valeurs des déplacements vérins relevés à rupture, une courbe enveloppe (Figure VI-13) a pu être réalisée pour chaque drapage avec les coefficients correspondant aux charges limites et extrêmes (respectivement 0.33 et 0.5). L'absence d'endommagement au voisinage de la coupure pour les charges extrêmes a été établie par utilisation de la microtomographie aux rayons-X validant ainsi l'emploi de tels coefficients d'abattement.

Le but ultime de la recherche initiée dans cette thèse est de pratiquer le « *Virtual testing* », c'est-à-dire dans le cas étudié, de simuler numériquement les enveloppes de cas de charge réalisées à l'aide du banc d'essai VERTEX. Pour pouvoir simuler ces essais, il a fallu établir une méthodologie pour décrire le comportement des plaques testées. En effet, à cause des nombreuses non-linéarités associées au montage, les valeurs des déplacements et des efforts associées aux différents vérins ne permettent pas de déterminer les contraintes/déformations réellement appliquées au spécimen. En utilisant les champs de déplacement mesurés en surface des plaques à l'aide de la stéréocorrélation, des courbes Contrainte/Déformation ont pu être établies. La répétabilité de ces dernières ont permis de juger de la bonne qualité de la réalisation et de la méthodologie d'analyse des essais effectués sur le montage VERTEX.

Pour simuler les échantillons testés, la stratégie développée par [Sztefek et Olsson, 2008] a d'abord été validée dans le cas de la plaque aluminium à l'aide d'un modèle numérique élasto-plastique réalisé sous Abaqus. Les trois déplacements (U, V et W) sont imposés sur la rangée de nœuds correspondant à la frontière externe du domaine maillé et le déplacement hors-plan (W) est imposé sur trois rangées de nœuds supplémentaires de manière à intégrer les rotations subies par la plaque. Cette procédure a été validée pour les sollicitations (traction, compression et cisaillement) de type « Aller-Retour ». Le passage à la plaque composite a été effectué en deux temps : le stratifié entaillé (C3-1, « double épaisseur ») a d'abord été modélisé en utilisant des éléments de coques épaisses puis à l'aide du « *Discrete ply model* » pour des sollicitations de traction et de cisaillement. Malgré une bonne corrélation observée entre les valeurs numériques tirées des simulations et les valeurs expérimentales (courbes Contrainte/Déformation, champs de déplacement de surface, premiers endommagements observés en surface et faciès de rupture) dans le cas de la traction, la simulation précise du comportement de la plaque composite entaillée soumise à du cisaillement reste encore un défi à relever. La prise en compte des déformations liées au montage de la plaque sur le caisson du banc d'essai VERTEX ainsi qu'une régularisation adaptée de la mesure par stéréocorrélation semblent indispensables. Les tendances sont donc encourageantes mais un investissement supplémentaire est nécessaire avant de modéliser les stratifiés pour les cas « combinés » et « enveloppes ».

Conclusions et Perspectives

Le présent travail porte sur l'analyse du comportement mécanique de composites stratifiés carbone/époxy munis d'une concentration de contraintes soumis à des chargements complexes ainsi que sur sa représentation numérique à l'aide d'un modèle d'endommagement discret. L'étude développée s'inscrit dans le cadre d'un projet ANR intitulé « **Validations Expérimentales et modélisations des structures composites sous sollicitations complexes** ». Le caractère innovant de ce dernier réside dans la validation et l'utilisation d'un banc d'essai, réalisé pour l'occasion, permettant de solliciter une plaque plane de dimensions utiles $400 \times 400 \text{ mm}^2$ simultanément en traction (ou compression), cisaillement et pression interne.

Le dialogue essai/calcul a été effectué en deux parties distinctes sur trois drapages (C3-1, C3-2 et C3-3) comportant le même nombre de plis dans chaque direction (0° , 90° , $\pm 45^\circ$) mais disposés différemment selon l'épaisseur du stratifié. Des échantillons de type coupon dotés d'une concentration de contraintes et soumis à de la traction ont fait l'objet d'une première étude. Les spécimens VERTEX correspondant à l'échelle des « détails structuraux » ont été analysés dans un second temps. Cette démarche a ainsi permis d'augmenter progressivement le degré de complexité des essais et simulations réalisés.

Sollicitation uniaxiale de traction

Les différences entre les trois drapages ont d'abord été évaluées pour des configurations « lisses », c'est-à-dire sans concentration de contraintes, soumises à de la traction. L'influence des stratifications sur la position et l'intensité des délaminages en bord libre a été qualifiée et traduite numériquement à l'aide du « *Discrete ply model* ».

Un premier type de concentration de contraintes a ensuite été sélectionné : le trou circulaire. Pour étudier l'effet d'échelle en traction sur les trois drapages sélectionnés pour le projet ANR VERTEX, trois tailles de spécimen comportant des trous de diamètres différents ont été adoptées. L'utilisation de la technologie infrarouge et de la microtomographie par rayons-X ont contribué à valider les scénarios de rupture modélisés. La fonction de la « *Failure process zone* » apparaissant en bord de trou a été identifiée : plus son étendue est importante par rapport à la taille du spécimen, plus les concentrations de contraintes sont lissées. Cette tendance a correctement été retranscrite à partir des travaux d'[Achard et al., 2014] sur le DPM. L'influence de plusieurs paramètres sur la qualité de la simulation numérique a été étudiée. L'importance d'une modélisation discrète de la fissuration matricielle pour une représentation pertinente de l'effet d'échelle sur stratifiés troués a notamment été mise en avant et a permis de corroborer les conclusions similaires établies par [Sun et al., 2016] concernant la simulation de l'impact sur stratifiés composites.

Enfin, des spécimens légèrement plus grands (de dimensions $180 \times 300 \text{ mm}^2$) que ceux testés lors de la traction « lisse » et trouée, munis d'une coupure à fonds circulaires en leur centre, ont été soumis à de la traction jusqu'à rupture totale. Une méthode originale de suivi de propagation de coupure par thermographie infrarouge a été mise en place. Cette dernière a été ajoutée au processus de validation des scénarios de rupture simulés à l'aide du « *Discrete ply model* ». Le DPM a également été adapté pour permettre des calculs sur des maillages complexes dans un délai de temps raisonnable.

La sensibilité de chaque drapage à la présence du trou (différents diamètres) et à celle de la coupure a été évaluée. Même si le drapage C3-3 est plus affecté par la présence de concentrations de contraintes (quelles qu'elles soient) que les deux autres drapages, il semble néanmoins être le meilleur des trois candidats en terme de contrainte à rupture totale (en moyenne) lorsqu'il est soumis à de la traction simple, du fait de son excellente tenue « lisse ».

Sollicitations complexes

Le banc d'essai VERTEX a été livré à l'ICA en janvier 2015. Les mois suivants ont été consacrés au déverminage du montage ainsi qu'à la validation d'une procédure de montage de la plaque, de commande des vérins et de suivi des essais. Pour cela, les premiers essais (traction, compression, cisaillement et traction/cisaillement) ont été réalisés sur une plaque en aluminium et sur une plaque composite (IM7/977-2) munie d'une coupure en son centre. Par la suite, les trois drapages sélectionnés pour cette étude (C3-1, C3-2 et C3-3), pourvus d'une coupure à fonds circulaires en leur centre, ont été soumis à trois sollicitations différentes (traction, cisaillement et traction/cisaillement) jusqu'à rupture totale. Ces expérimentations sont un point de départ pour l'étude de la propagation d'une coupure de type « *two-bay crack* », c'est-à-dire d'une coupure traversant deux zones du fuselage délimitées par deux cadres et trois raidisseurs.

L'analyse des comportements des différents drapages a révélé la présence de phénomènes non linéaires géométriques tels que la flexion localisée autour de la coupure lors de la traction et le flambage global de l'éprouvette lors du cisaillement. Les déplacements des vérins obtenus lors de ces essais ont servi de base à la création de courbes enveloppes permettant de balayer le domaine traction-cisaillement en une seule manipulation. Les niveaux d'efforts correspondant aux charges limites et extrêmes ont été explorés et aucun dommage n'a été détecté par microtomographie autour de la coupure. Bien que les conclusions tirées des spécimens « Entaillés VERTEX » soient à confirmer, la similarité des parties linéaires observées sur les différents drapages (même nombre de plis dans chaque orientation) révèle déjà des tendances encourageantes concernant la répétabilité de la procédure d'essai.

La complexité du montage VERTEX ne permet pas d'obtenir une relation linéaire entre les efforts/déplacements vérins et les contraintes/déformations appliquées en bord de plaque. Par conséquent, une méthode de détermination des contraintes/déformations via les déplacements obtenus par stéréocorrélation a été utilisée. Les déplacements ainsi obtenus ont été appliqués en tant que données d'entrée de plusieurs modèles numériques selon la formulation de [Sztefek et Olsson, 2008]. La procédure de transfert de conditions limites a d'abord été validée sur un modèle élasto-plastique de la plaque aluminium lors d'essais de traction, compression et cisaillement. La simulation du comportement des stratifiés composites a ensuite été mise en

œuvre pour le cas du drapage C3-1 « double épaisseur » soumis à de la traction et à du cisaillement à l'aide d'abord d'un modèle linéaire de coques épaisses puis du DPM. Le scénario de rupture de la plaque composite en traction a été correctement reproduit numériquement. Toutefois, des efforts restent à fournir pour simuler correctement le cas de cisaillement. La prise en compte des déformations initiales liées au montage sur le banc d'essai VERTEX et à la fabrication de la plaque ainsi qu'une régularisation adaptée de la mesure par stéréocorrélation devraient permettre d'obtenir une meilleure adéquation essai/calcul.

En définitive, les différents dialogues essai/calcul effectués lors de ces recherches ont permis d'élargir le domaine de validité du modèle d'endommagement discret (DPM) et d'ouvrir de nouvelles perspectives en ce qui concerne la réalisation d'essais et de simulations de sollicitations complexes sur des éprouvettes technologiques.

Perspectives

Les travaux de cette thèse ont été valorisés à travers la publication d'un article dans une revue à comité de lecture [Serra et al., 2016] et la participation à des conférences nationales et internationales [Serra et al., 2015a ; Serra et al., 2015b]. D'autres articles sont prévus, d'abord sur la simulation numérique de plaques entaillées en traction à l'aide du DPM, ensuite sur la réalisation d'essais « VERTEX » sur une plaque aluminium et les simulations numériques associées et enfin sur la comparaison des résultats d'essais « VERTEX » réalisés sur les trois drapages composites et les simulations numériques associées. Les prolongements envisageables de ces recherches sont de deux types : numériques et expérimentaux.

Tout d'abord, il paraît important de retravailler la technique de maillage en bord de coupure pour éviter d'avoir à supprimer des éléments trop allongés, conduisant à une discrétisation approximative des coupures à fort rayon de courbure (trou de diamètre 1mm). L'utilisation d'éléments du second ordre autour de la concentration de contraintes est à envisager. Il semble aussi nécessaire de poursuivre l'analyse de l'influence du taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibre (mode I) sur le comportement du stratifié. La tentative de prise en compte de l'effet « *cluster* » doit ainsi être reconduite. Enfin, il serait intéressant de poursuivre les efforts associés à la fiabilisation du DPM sur une grande gamme d'essais.

Parmi les prolongements expérimentaux, nous nous limitons ici à la présentation des perspectives associées à l'utilisation du banc d'essai VERTEX. Tout d'abord, la dernière fonctionnalité de la machine, c'est-à-dire l'application d'une pression interne, doit être validée. Ensuite, il semble intéressant de réaliser des essais « enveloppes » sans avoir au préalable testé le matériau concerné jusqu'à rupture totale pour des sollicitations simples. De cette manière, ces essais « en aveugle », réalisés en augmentant très progressivement les déplacements des vérins (possible exploration du domaine traction-cisaillement en « spirale ») remplaceraient l'ensemble des essais. La prédiction de cette courbe « en spirale » à l'aide du DPM constituerait l'aboutissement du projet VERTEX. Il apparaît en outre essentiel de valider une procédure « universelle » d'analyse des essais après avoir comparé celle qui est présentée dans ce document (utilisation de la stéréocorrélation) et celle qui utilise les efforts de réactions aux nœuds du modèle numérique.

Pour mener à bien l'étude de la propagation d'une « *two-bay crack* », il conviendrait de solliciter un spécimen muni de cadres et de raidisseurs, traversés par une coupure. Des essais de type « compression après impact » peuvent aussi être envisagés ; ils permettraient peut-être d'étendre le champ du modèle numérique d'endommagement discret, préalablement validé sur des spécimens à l'échelle du coupon [Rivallant et al., 2013]. Plus généralement, le moyen d'essai VERTEX est très différentiant pour l'Institut Clément Ader et doit être exploité pour des études de détails structuraux sous sollicitations complexes. Enfin, à l'aide des outils de stéréocorrélation et d'un module logiciel associé, une innovation pourrait être apportée dans la commande des vérins de déplacement du banc d'essai VERTEX, de manière à obtenir avec précision dans une région donnée de l'éprouvette technologique, un état de contrainte souhaité. Le but serait à terme de pouvoir faire varier « en temps réel » les contraintes appliquées à l'éprouvette pour imposer des chemins de rupture complexes aux structures sollicitées.

Annexe I : Méthodologie pour la projection des nœuds de maillage

- Paramétrage du cercle et des points de projection (plis à 0° et 90°)

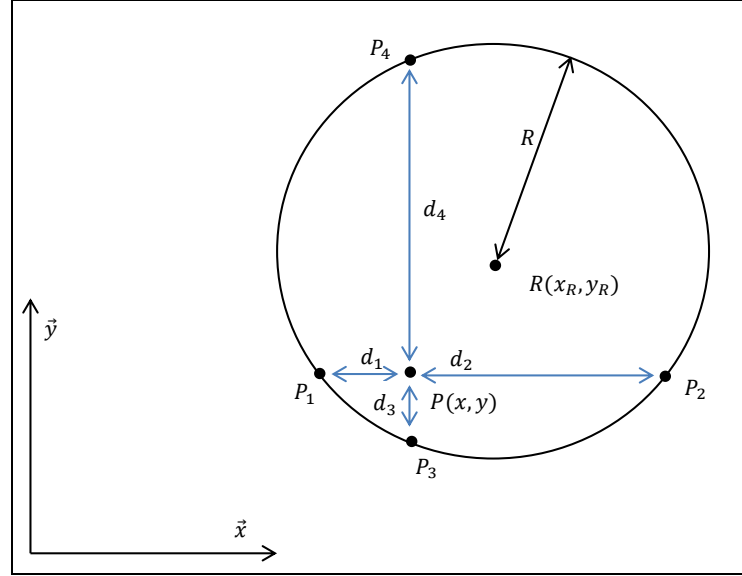


Figure A-1 : Projection des nœuds des éléments des plis à 0° et 90°

- Equation du cercle de projection :

$$(x - x_R)^2 + (y - y_R)^2 = R^2$$

D'où :

$$|x - x_R| = \sqrt{R^2 - (y - y_R)^2}$$

Et :

$$|y - y_R| = \sqrt{R^2 - (x - x_R)^2}$$

Soit un point $P(x, y)$ vérifiant la relation $(x - x_R)^2 + (y - y_R)^2 < R^2$. Les coordonnées des quatre points projections selon les axes (\vec{x}, \vec{y}) correspondants :

$$\begin{aligned} P_1 & \left(x_R - \sqrt{R^2 - (y - y_R)^2}; y \right) \\ P_2 & \left(x_R + \sqrt{R^2 - (y - y_R)^2}; y \right) \\ P_3 & \left(x; y_R - \sqrt{R^2 - (x - x_R)^2} \right) \\ P_4 & \left(x; y_R + \sqrt{R^2 - (x - x_R)^2} \right) \end{aligned}$$

- Calcul des longueurs des quatre segments $[PP_i]$ en projection sur les axes (\vec{x}, \vec{y}) : $i \in [1; 4]$

$$\begin{aligned} d_1 & = x - x_{P_1} = x - x_R + \sqrt{R^2 - (y - y_R)^2} \\ d_2 & = x_{P_2} - x = x_R + \sqrt{R^2 - (y - y_R)^2} - x \\ d_3 & = y - y_{P_3} = y - y_R + \sqrt{R^2 - (x - x_R)^2} \\ d_4 & = y_{P_4} - y = y_R + \sqrt{R^2 - (x - x_R)^2} - y \end{aligned}$$

- Génération des nœuds de maillage (pli à 0° et 90°)

- Si la distance nœud/périmètre est inférieure à la taille d'un élément ($\frac{a}{x_1}$), le nœud est conservé et projeté sur le périmètre. Autrement, il n'est pas créé.
- On privilégie alors la direction principale du pli considéré (0° ou 90° dans ce cas-ci) pour la projection du nœud afin de maintenir au mieux le parallélisme des tranches d'éléments de fissuration matricielle. Exemple si l'on souhaite fixer la coordonnée en \vec{y} du point, on souhaite d'abord projeter selon l'axe \vec{x} :

Donc :

$$\begin{aligned} \text{Si : } d_1 < \frac{a}{x_1} \text{ alors } x &= x - d_1 \\ \text{Sinon, si : } d_2 < \frac{a}{x_1} \text{ alors } x &= x - d_2 \end{aligned}$$

Lorsque la condition ne peut pas être remplie, on projette selon l'axe \vec{y} pour garantir tout de même un profil acceptable du périmètre à générer :

$$\begin{aligned} \text{Sinon, si : } d_3 < \frac{a}{x_1} \text{ alors } y &= y - d_3 \\ \text{Sinon, si : } d_4 < \frac{a}{x_1} \text{ alors } y &= y - d_4 \end{aligned}$$

- Cette méthode impose la création de plusieurs éléments triangulaires en bord de trou (et de certains quadrangles), qui peuvent être faiblement distordus, suivant la discrétisation imposée.

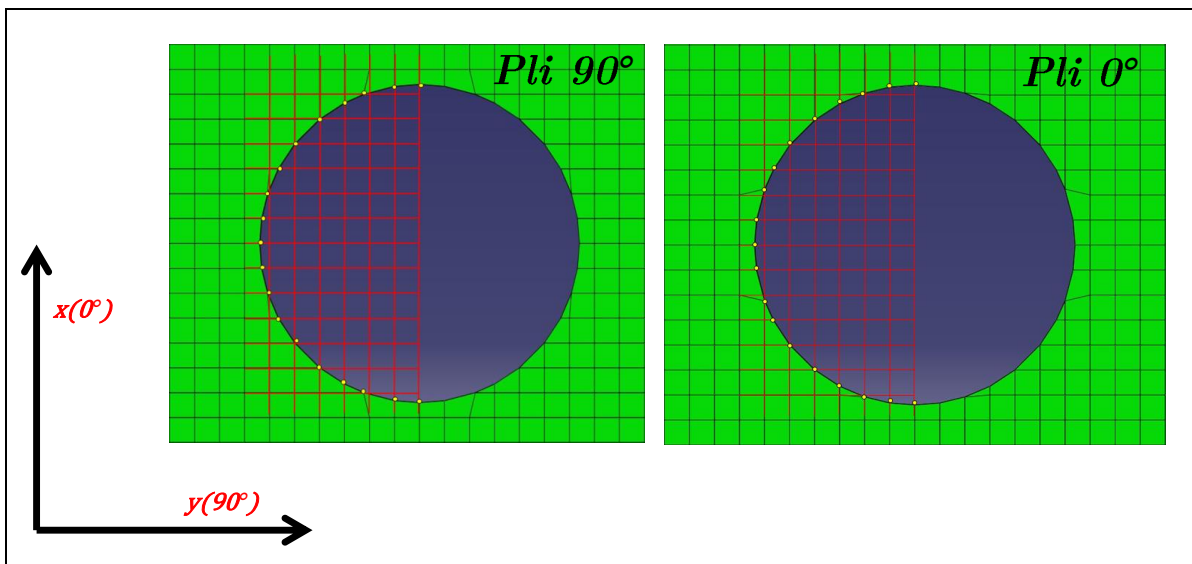


Figure A-2 : Génération des nœuds des éléments des plis à 0° et 90°

• Paramétrage du cercle et des points de projection (plis à +/-45°)

- Dans le cas où l'on souhaite mailler les éléments d'un pli à +/-45°, il est nécessaire de garantir l'adéquation des coordonnées des nœuds avec les plis adjacents à 0° ou 90°. Les côtés du parallélogramme décrivant l'élément étant orientés à +/-45° (direction de fissuration matricielle) la projection se fait donc selon l'angle +/-45°.

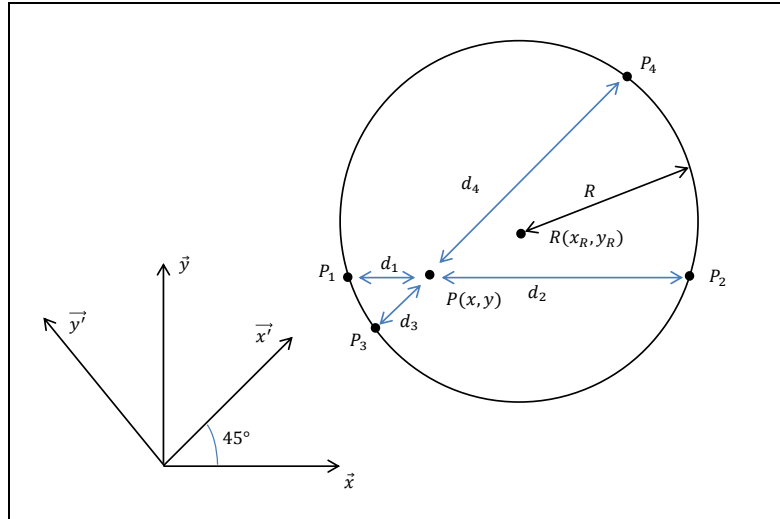


Figure A-3 : Projection des nœuds des éléments des plis à +/-45°

- Si les points sont à projeter préférentiellement dans la direction à +45°, on définit les coordonnées des points de projection dans le repère de projection préférentiel :

$$\begin{aligned}
 x' &= x \cos(45) + y \sin(45) \\
 x' &= \frac{\sqrt{2}}{2} (x + y) \\
 y' &= x \cos(45 + \frac{\pi}{2}) + y \sin(45 + \frac{\pi}{2}) \\
 y' &= \frac{\sqrt{2}}{2} (y - x)
 \end{aligned}$$

- Si les points sont à projeter préférentiellement dans la direction à -45°, on définit les coordonnées des points de projection dans le repère de projection préférentiel :

$$\begin{aligned}
 x' &= x \cos(-45) + y \sin(-45) \\
 x' &= \frac{\sqrt{2}}{2} (x - y) \\
 y' &= x \cos(-45 + \frac{\pi}{2}) + y \sin(-45 + \frac{\pi}{2}) \\
 y' &= \frac{\sqrt{2}}{2} (x + y)
 \end{aligned}$$

On peut alors en déduire les coordonnées des points P_3 et P_4 de projection dans le repère local :

$$x'_{P_3} = x'_R - \sqrt{R^2 - (y' - y'_R)^2}$$

$$x'_{P_4} = x'_R + \sqrt{R^2 - (y' - y'_R)^2}$$

Puis on déduit les distances du nœud au bord de trou dans le repère global :

$$d_1 = x - x_{P_1} = x - x_R + \sqrt{R^2 - (y - y_R)^2}$$

$$d_2 = x_{P_2} - x = x_R + \sqrt{R^2 - (y - y_R)^2} - x$$

$$d_3 = x' - x'_{P_3} = \frac{x + y}{\sqrt{2}} - \frac{x_R + y_R}{\sqrt{2}} + \sqrt{R^2 - \left(\frac{x + y}{\sqrt{2}} - \frac{x_R + y_R}{\sqrt{2}}\right)^2}$$

$$d_4 = x'_{P_3} - x' = \frac{x_R + y_R}{\sqrt{2}} + \sqrt{R^2 - \left(\frac{x + y}{\sqrt{2}} - \frac{x_R + y_R}{\sqrt{2}}\right)^2} - \frac{x + y}{\sqrt{2}}$$

- **Génération des nœuds de maillage (pli à +/-45°)**

- On applique de nouveau les mêmes conditions de proximité que pour les plis à 0° ou 90° afin d'obtenir un comportement représentatif du modèle de pli tout en conservant une bonne circularité du trou. Cette méthode impose la création de plusieurs éléments triangulaires en bord de trou (et de certains quadrangles), qui peuvent être fortement distordus, suivant la discrétisation imposée.

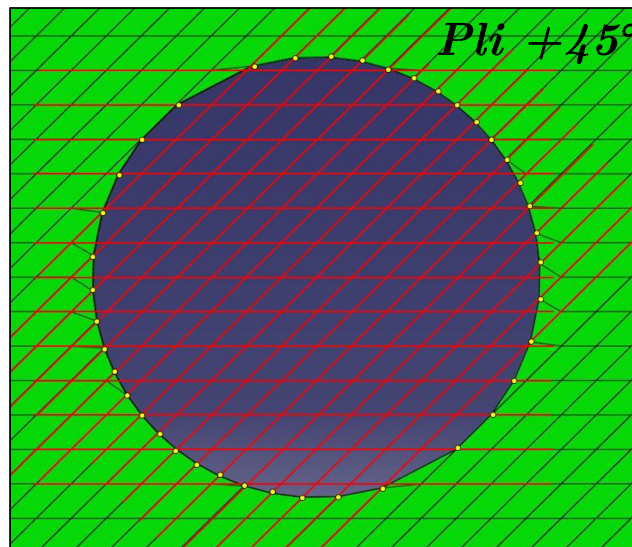


Figure A-4 : Génération des nœuds des éléments des plis à +45°

Annexe II : Centre de calcul CALMIP

Le groupement scientifique « Calcul en Midi-Pyrénées » (CALMIP), a été créé en 1994 par 17 laboratoires de recherche de Toulouse et de la région Midi-Pyrénées, pour encourager le développement et l'utilisation des nouvelles techniques de calcul au sein de la communauté scientifique. En 2012, le mésocentre de calcul CALMIP accueille 211 projets de recherche impliquant 400 chercheurs de 30 laboratoires de Midi-Pyrénées, pour plus de 25 millions d'heures de calcul consommées.

EOS est le supercalculateur de CALMIP pour la période 2014-2017. Il est installé depuis Juin 2014 à l'Espace Clément Ader sur le campus de Montaudran-Aerospace (Figure A-5).



Figure A-5 : EOS, le supercalculateur de CALMIP [Dintrans, 2016]

Les principales caractéristiques du supercalculateur EOS sont regroupées dans la Table A-1.

Téraflop Crête	274TF
Linpack Turbo ON	255TF
Nombre total de noeuds	612
Processeurs	Intel(r) IVYBRIDGE 2,8GHz 10-cores
Nombre total de cores	12240
RAM par noeud	64Go
RAM totale	39To

Table A-1 : Caractéristiques principales du supercalculateur EOS [Dintrans, 2016]

Annexe III : Mors réalisés pour la traction des éprouvettes entaillées sur la machine SCHENCK

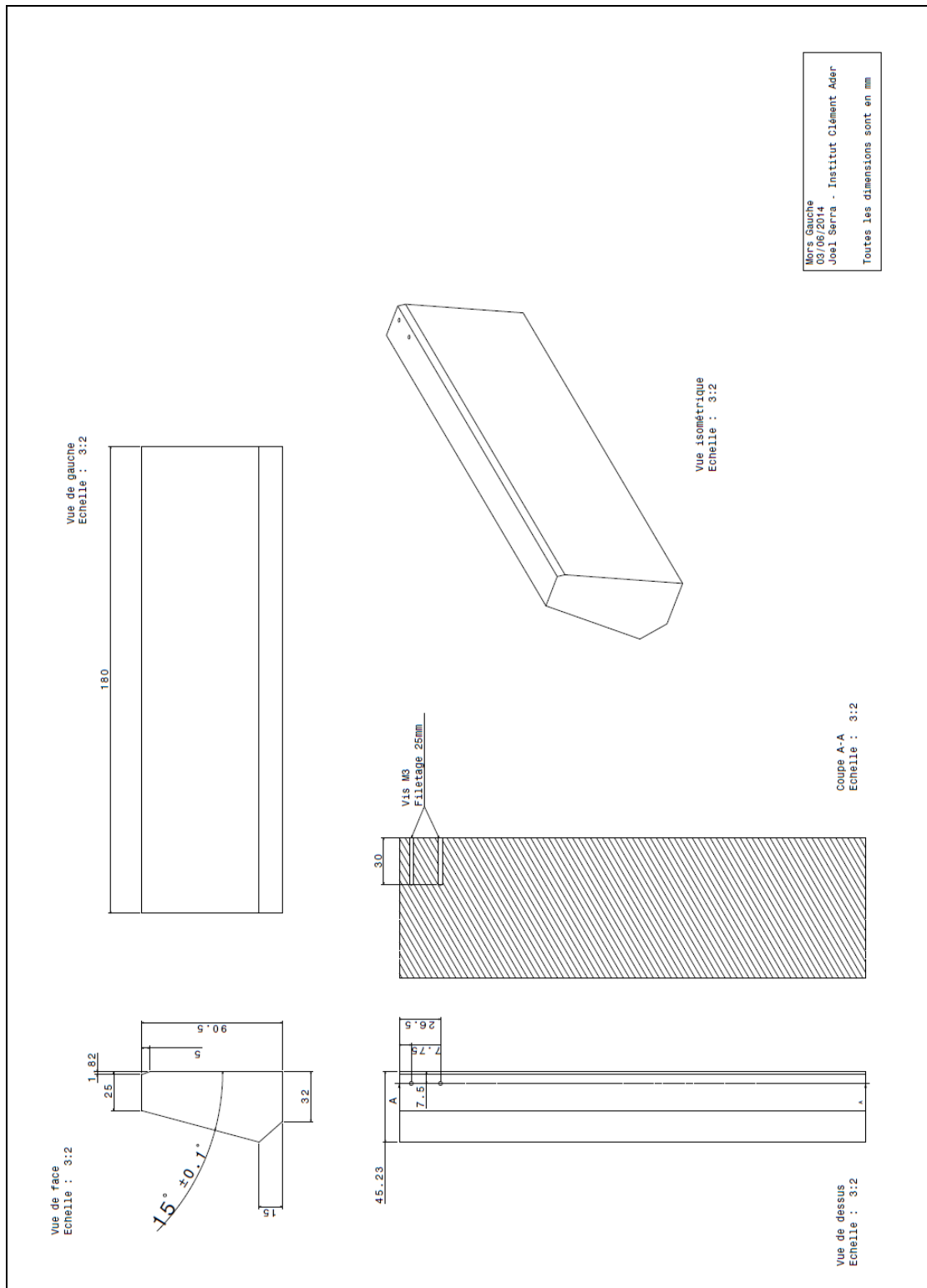


Figure A-6 : Dessin technique représentant les vues de face, gauche, dessus et isométrique des mors de traction réalisés pour les éprouvettes entaillées

Annexe IV : Détermination analytique des facteurs d'intensité de contraintes : Entaille et Trou fissuré

Pour une plaque isotrope, le facteur d'intensité de contraintes [Arteiro et al., 2013] associé à une entaille s'exprime de la manière suivante :

$$K_{I,entaille}(x) = \sigma^\infty Y \sqrt{\pi(a+x)}$$

Avec :

$$Y = \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{2(a+x)}{W}\right)^2}}$$

Et :

σ^∞ , la contrainte de traction à l'infini

a , la demi-longueur d'entaille

x , la longueur de fissure en bord de trou

W , la largeur du spécimen

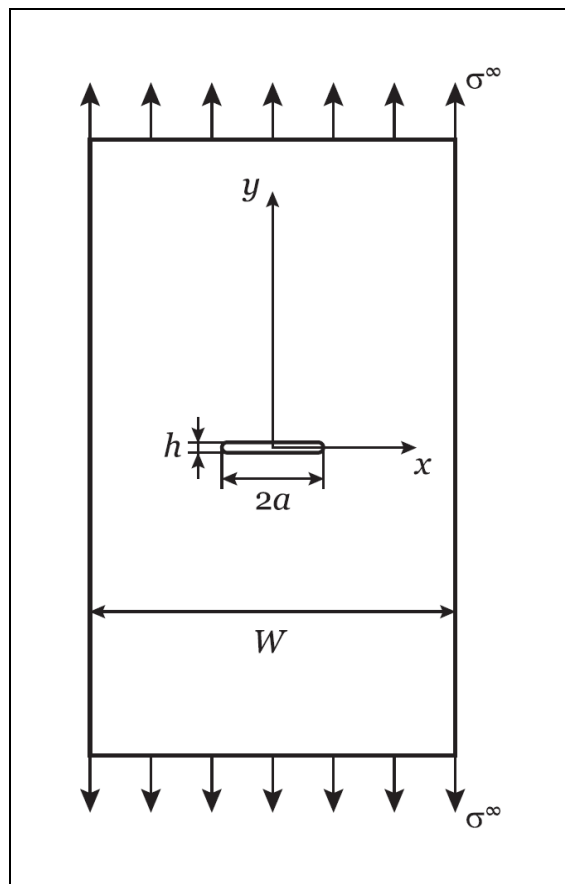


Figure A-7 : Stratifié composite muni d'une entaille soumis à de la traction simple [Arteiro et al., 2013]

Pour une plaque isotrope, le facteur d'intensité de contraintes [Camanho et al., 2012] associé à un trou muni de deux entailles (symétriques de chaque côté du trou) s'exprime de la manière suivante :

$$K_{I, \text{trou}}(x) = \sigma^\infty F_h F_W \sqrt{\pi(R+x)}$$

Avec :

$$F_W = \sqrt{\sec\left(\frac{\pi R}{W}\right) \sec\left(\frac{\pi(R+x)}{W}\right)}$$

$$F_h = f_n \sqrt{1 - \frac{R}{R+x}}$$

$$f_n = 1 + 0.358\lambda + 1.425\lambda^2 - 1.578\lambda^3 + 2.156\lambda^4$$

$$\lambda = \frac{R}{R+x}$$

Et :

σ^∞ , la contrainte de traction à l'infini

R , le rayon du trou

x , la longueur de fissure en bord de trou

W , la largeur du spécimen

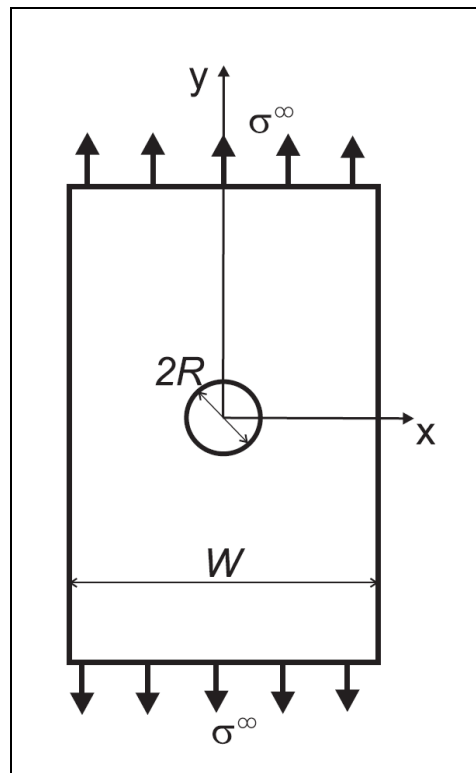


Figure A-8 : Stratifié composite troué soumis à de la traction simple [Camanho et al., 2012]

On a donc le ratio des facteurs d'intensité de contraintes :

$$R = \frac{K_{I, \text{entaille}}(x)}{K_{I, \text{trou}}(x)} = \frac{Y}{F_h F_W} \sqrt{\frac{a+x}{R+x}}$$

Références bibliographiques

- [Abisset, 2012] Abisset E. (2012). *Un mésomodèle d'endommagement des composites stratifiés pour le virtual testing: identification et validation*. École normale supérieure de Cachan-ENS Cachan.
- [Abisset et al., 2011] Abisset E., Daghia F., Ladevèze P. (2011). On the validation of a damage mesomodel for laminated composites by means of open-hole tensile tests on quasi-isotropic laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 42, n°10, p. 1515-1524.
- [Abrate et al., 2015] Abrate S., Ferrero J. F., Navarro P. (2015). Cohesive zone models and impact damage predictions for composite structures. *Meccanica*. Vol. 50, n°10, p. 2587-2620.
- [Achard et al., 2014] Achard V., Bouvet C., Castanié B., Chirol C. (2014). Discrete ply modelling of open hole tensile tests. *Composite Structures*. Vol. 113, p. 369-381.
- [Adam et al., 2012] Adam L., Bouvet C., Castanié B., Daidié A., Bonhomme E. (2012). Discrete ply model of circular pull-through test of fasteners in laminates. *Composite Structures*. Vol. 94, n°10, p. 3082-3091.
- [Airliners, 2007] Airliners. (2007). *Airbus A350 – Playing Catch up. Airliners, the wings of the web*.
- [Akbar, 1996] Akbar A.-K. (1996). An effective crack growth model for residual strength evaluation of composite laminates with circular holes.
- [Allix et al., 2003] Allix O., Feissel P., Thévenet P. (2003). A delay damage mesomodel of laminates under dynamic loading: basic aspects and identification issues. *Computers & Structures*. Vol. 81, n°12, p. 1177-1191.
- [André et al., 2013] André D., Jebahi M., Iordanoff I., Charles J. L., Néauport J. (2013). Modélisation par éléments discrets de matériaux élastiques fragiles. Application à l'essai d'indentation sur verre de silice. In : *11e Colloque National en Calcul des Structures*.
- [Aoki et al., 2007] Aoki Y., Suemasu H., Ishikawa T. (2007). Damage propagation in CFRP laminates subjected to low velocity impact and static indentation. *Advanced Composite Materials*.
- [Arteiro et al., 2013] Arteiro A., Catalanotti G., Xavier J., Camanho P. P. (2013). Notched response of non-crimp fabric thin-ply laminates: Analysis methods. *Composites Science and Technology*. Vol. 88, p. 165-171.
- [Arteiro et al., 2014] Arteiro A., Catalanotti G., Xavier J., Camanho P. P. (2014). Large damage capability of non-crimp fabric thin-ply laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 63, p. 110-122.
- [Aubert et Duval, 2016] Aubert, Duval. (2016). *Alliage Aluminium 2024*.

- [**Awerbuch et Madhukar, 1985**] Awerbuch J., Madhukar M. S. (1985). Notched strength of composite laminates: predictions and experiments - a review. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. Vol. 4, n°1, p. 3–159.
- [**Aymerich et al., 2008**] Aymerich F., Dore F., Priolo P. (2008). Prediction of impact-induced delamination in cross-ply composite laminates using cohesive interface elements. *Composites Science and Technology*. Vol. 68, n°12, p. 2383-2390.
- [**Bainier et al., 2014**] Bainier H., Néron D., Ladevèze P. (2014). An Enhanced Damage Computational Approach for Laminated Composites. In : *12th International Conference on Computational Structures Technology*.
- [**Bakuckas et al., 1993**] Bakuckas J. G., Tan T. M., Lau A. C. W., Awerbuch J. (1993). A numerical model for predicting crack path and modes of damage in unidirectional metal matrix composites. *Journal of reinforced plastics and composites*. Vol. 12, n°3, p. 341–358.
- [**Barbero, 2013**] Barbero E. J. (2013). *Finite Element Analysis of Composite Materials Using Abaqus™*. CRC press.
- [**Barenblatt, 1962**] Barenblatt G. I. (1962). The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture. *Adv. Appl. Mech.* Vol. 7, p. 55-129.
- [**Bazant et Oh, 1983**] Bazant Z. P., Oh B. . (1983). Crack band theory for fracture of concrete. *Mat. Struct.* p. 155-77.
- [**Bazant et al., 1996**] Bazant Z. P., Daniel I. M., Li Z. (1996). Size effect and fracture characteristics of composite laminates. *Journal of engineering materials and technology*. Vol. 118, n°3, p. 317–324.
- [**Bazant, 2002**] Bazant Z. P. (2002). *The scaling of structural strength*. 1st publ.HPS, 280 p.
- [**Bergan et al., 2014**] Bergan A., Bakuckas J., Awerbuch J., Tan T.-M. (2014). Assessment of damage containment features of a full-scale PRSEUS fuselage panel. *Composite Structures*. Vol. 113, p. 174-185.
- [**Bouchard, 2000**] Bouchard P. O. (2000). *Numerical modelling in fracture mechanics and multi-materials structures*.
- [**Bouvet et al., 2009**] Bouvet C., Castanié B., Bizeul M., Barrau J.-J. (2009). Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *International Journal of Solids and Structures*. Vol. 46, n°14–15, p. 2809-2821.
- [**Bouvet et al., 2012**] Bouvet C., Rivallant S., Barrau J. J. (2012). Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation. *Composites Science and Technology*. Vol. 72, n°16, p. 1977-1988.
- [**Cahill et al., 2014**] Cahill L. M. A., Natarajan S., Bordas S. P. A., O’Higgins R. M., McCarthy C. T. (2014). An experimental/numerical investigation into the main driving force for crack propagation in uni-directional fibre-reinforced composite laminae. *Composite Structures*. Vol. 107, p. 119-130.
- [**Camanho et al., 2007**] Camanho P. P., Maimí P., Dávila C. G. (2007). Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics. *Composites Science and Technology*. Vol. 67, n°13, p. 2715-2727.

- [**Camanho et al., 2012**] Camanho P. P., Erçin G. H., Catalanotti G., Mahdi S., Linde P. (2012). A finite fracture mechanics model for the prediction of the open-hole strength of composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 43, n°8, p. 1219-1225.
- [**Camanho et Hallett, 2015**] Camanho P. P., Hallett S. R. (2015). *Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials*. Woodhead Publishing, 562 p.
- [**Caporale et al., 2006**] Caporale A., Luciano R., Sacco E. (2006). Micromechanical analysis of interfacial debonding in unidirectional fiber-reinforced composites. *Computers & Structures*. Vol. 84, n°31-32, p. 2200-2211.
- [**Carloni et Nobile, 2008**] Carloni C., Nobile L. (2008). Fracture response of cracked orthotropic plates.
- [**Caron et al., 2006**] Caron J. F., Diaz Diaz A., Carreira R. P., Chabot A., Ehrlacher A. (2006). Multi-particle modelling for the prediction of delamination in multi-layered materials. *Composites Science and Technology*. Vol. 66, n°6, p. 755-765.
- [**Castanié, 2000**] Castanié B. (2000). *Contribution à l'étude des structures sandwichs dissymétriques*.
- [**Castanié, 2004**] Castanié B. (2004). Combined Shear/Compression Structural Testing of Asymmetric Sandwich Structures. *Experimental Mechanics*. Vol. 44, n°5, p. 461-472.
- [**Castanié et al., 2013**] Castanié B., Bouvet C., Guedra-Degeorges. (2013). *Structures en matériaux composites stratifiés. Techniques de l'Ingénieur*.
- [**Chaboche et al., 2009**] Chaboche J.-L., Lemaître J., Benallal A., Desmorat R. (2009). *Mécanique des matériaux solides*. 3e édition. Dunod, 577 p.
- [**Chen et al., 2013**] Chen B. Y., Tay T. E., Baiz P. M., Pinho S. T. (2013). Numerical analysis of size effects on open-hole tensile composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 47, p. 52-62.
- [**Chen et al., 2014a**] Chen B. Y., Pinho S. T., De Carvalho N. V., Baiz P. M., Tay T. E. (2014). A floating node method for the modelling of discontinuities in composites. *Engineering Fracture Mechanics*. Vol. 127, p. 104-134.
- [**Chen et al., 2014b**] Chen J.-F., Morozov E. V., Shankar K. (2014). Simulating progressive failure of composite laminates including in-ply and delamination damage effects. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 61, p. 185-200.
- [**Chen et al., 2001**] Chen P., Shen Z., Wang J. Y. (2001). Prediction of the strength of notched fiber-dominated composite laminates. *Composites science and technology*. Vol. 61, n°9, p. 1311-1321.
- [**Coats et Harris, 1999**] Coats T. W., Harris C. E. (1999). A Progressive Damage Methodology for Residual Strength Predictions of Notched Composite Panels. *Journal of Composite Materials*. Vol. 33, n°23, p. 2193-2224.
- [**Concept Analyst, 2006**] Concept Analyst. (2006). Boundary elements and Finite elements.
- [**Cook et al., 2003**] Cook J., Kaddour A. ., Williamson C. (2003). Design and failure of material systems under multiaxial loads. In : *MMS IAG*.

- [**Cosserat et Cosserat, 1909**] Cosserat E., Cosserat F. (1909). *Théorie des corps déformables*. Hermann et fils.
- [**De Mesquita Siquiera, 1993**] De Mesquita Siquiera C. J. (1993). *Développement d'un essai biaxial sur plaques composites et utilisation pour la modélisation d'un matériau SMC*. Université de Besançon, 113 p.
- [**De Moura et Gonçalves, 2004**] De Moura M. F. S. ., Gonçalves J. P. . (2004). Modelling the interaction between matrix cracking and delamination in carbon–epoxy laminates under low velocity impact. *Composites Science and Technology*. Vol. 64, n°7-8, p. 1021-1027.
- [**Dintrans, 2016**] Dintrans B. (2016). CALMIP - Le supercalculateur EOS.
- [**Dourado, 2008**] Dourado N. M. M. (2008). R-curve behaviour and size effect of a quasibrittle material: wood.
- [**Duflot, 2004**] Duflot M. (2004). *Application des méthodes sans maillage en mécanique de la rupture*.
- [**Dugdale, 1960**] Dugdale D. S. (1960). Yielding of steel sheets containing slits. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*. Vol. 8, n°2, p. 100–104.
- [**Erdogan et Sih, 1963**] Erdogan F., Sih G. C. (1963). On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear. *J. Basic Engng*. Vol. 85, p. 519-527.
- [**Eriksson et Aronsson, 1990**] Eriksson I., Aronsson C.-G. (1990). Strength of tensile loaded graphite/epoxy laminates containing cracks, open and filled holes. *Journal of composite materials*. Vol. 24, n°5, p. 456–482.
- [**Gendre, 2011**] Gendre L. (2011). Sciences de l'Ingénieur.
- [**Germain, 2006**] Germain N. (2006). *Modélisation non locale de l'endommagement dans les structures composites*. École Nationale Supérieure des Mines de Paris.
- [**Geubelle et Baylor, 1998**] Geubelle P. H., Baylor J. S. (1998). Impact-induced delamination of composites: a 2D simulation. *Composites Part B: Engineering*. Vol. 29, n°5, p. 589–602.
- [**Goyal et al., 2004**] Goyal V. K., Johnson E. R., Dávila C. G. (2004). Irreversible constitutive law for modeling the delamination process using interfacial surface discontinuities. *Composite Structures*. Vol. 65, n°3-4, p. 289-305.
- [**Grayley, 1995**] Grayley M. E. (1995). *Delamination and free edge stresses in composite laminates subjected to uniform prescribed axial strain and temperature changes (ESDU)*.
- [**Green et al., 2007**] Green BG, Wisnom MR, Hallett SR. An experimental investigation into the tensile strength scaling of notched composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2007;38:867–78. doi:10.1016/j.compositesa.2006.07.008.
- [**Hallett, 2005**] Hallett. (2005). Experimental Investigation of Progressive Damage and the Effect of Layup in Notched Tensile Tests. *Journal of Composite Materials*. Vol. 40, n°2, p. 119-141.
- [**Hallett et al., 2009**] Hallett, Green, Jiang W.-G., Cheung K. H., Wisnom M. R. (2009). The open hole tensile test: a challenge for virtual testing of composites. *International Journal of Fracture*. Vol. 158, n°2, p. 169-181.

- [**Hayman et al., 1998**] Hayman B., Wiese M., Davies D., Choquese D., Hoyning B., Mitush P. (1998). Foam-cored sandwich panels under pressure loading: some new tests and analyses. In : *ICCS 4th*.
- [**Hermann, 1989**] Hermann K. (1989). *Buckling tests with thin-walled shells*. DLR-Mitt.
- [**Hessabi et al., 2005**] Hessabi Z. R., Majidi B., Aghazadeh J. (2005). Effects of stacking sequence on fracture mechanisms in quasi-isotropic carbon/epoxy laminates under tensile loading. *Iranian Polymer Journal*. Vol. 14, n°6, p. 531.
- [**Hexcel, 2013**] Hexcel. (2013). *Hexcel Prepeg Technology*.
- [**Hinton et Kaddour, 2012**] Hinton M., Kaddour A. (2012). The background to the Second World-Wide Failure Exercise. *Journal of Composite Materials*. Vol. 46, n°19-20, p. 2283-2294.
- [**Hochard et al., 2007**] Hochard C., Lahellec N., Bordreuil C. (2007). A ply scale non-local fibre rupture criterion for CFRP woven ply laminated structures. *Composite Structures*. Vol. 80, n°3, p. 321-326.
- [**Hongkarnjanakul, 2013**] Hongkarnjanakul N. (2013). Modélisation numérique pour la tolérance aux dommages d'impact. *Thèse de doctorat*.
- [**Hongkarnjanakul et al., 2013**] Hongkarnjanakul N., Bouvet C., Rivallant S. (2013). Validation of low velocity impact modelling on different stacking sequences of CFRP laminates and influence of fibre failure. *Composite Structures*.
- [**Hu et al., 2012**] Hu W., Ha Y. D., Bobaru F. (2012). Peridynamic model for dynamic fracture in unidirectional fiber-reinforced composites. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. Vol. 217-220, p. 247-261.
- [**Hu et al., 2014**] Hu Y., Yu Y., Wang H. (2014). Peridynamic analytical method for progressive damage in notched composite laminates. *Composite Structures*. Vol. 108, p. 801-810.
- [**Inizan, 1986**] Inizan G. (1986). Endommagement d'une plaque trouée en carbone-époxy sous chargement biaxial monotone et cyclique.
- [**Irwin, 1948**] Irwin G. R. (1948). Fracture dynamics. In : *ASM*. p. 147-166.
- [**Kamala Kannan et al., 2010**] Kamala Kannan V., Murali V., Rajadurai A., Nageswara Rao B. (2010). Failure assessment on central-sharp notched carbon/epoxy laminates. *Materials & Design*. Vol. 31, n°9, p. 4348-4355.
- [**Kassapoglou et Lagace, 1986**] Kassapoglou C., Lagace P. A. (1986). An Efficient Method for the Calculation of Interlaminar Stresses in Composite Materials. *J. Appl. Mech*. Vol. 53, n°4, p. 744-750.
- [**Kassapoglou, 2015**] Kassapoglou C. (2015). *Modeling the effect of damage in composite structures: simplified approaches*. Wiley, 230 p.(Aerospace Series List).
- [**Khashaba, 2003**] Khashaba U. A. (2003). Fracture Behavior of Woven Composites Containing Various Cracks Geometry. *Journal of Composite Materials*. Vol. 37, n°1, p. 5-20.
- [**Kilic et al., 2009**] Kilic B., Agwai A., Madenci E. (2009). Peridynamic theory for progressive damage prediction in center-cracked composite laminates. *Composite Structures*. Vol. 90, n°2, p. 141-151.

- [Ladevèze, 1986] Ladevèze P. National Workshop on Composites, 5 th, Paris, France, Sept. 9-11, 1986, Proceedings(A 87-50159 22-24). Paris, Editions Pluralis, 1986
- [Ladevèze et Lubineau, 2001] Ladevèze P., Lubineau G. (2001). On a damage mesomodel for laminates: micro-meso relationships, possibilities and limits. *Composites Science and Technology*. Vol. 61, n°15, p. 2149-2158.
- [Laffan et al., 2010] Laffan M. J., Pinho S. T., Robinson P., Iannucci L. (2010). Measurement of the in situ ply fracture toughness associated with mode I fibre tensile failure in FRP. Part II: Size and lay-up effects. *Composites Science and Technology*. Vol. 70, n°4, p. 614-621.
- [Lammerant, 1996] Lammerant L. (1996). Modelling of the interaction between matrix cracks and delaminations during impact of composite plates. *Composites Science and Technology*. Vol. 56, n°10, p. 1171-1178.
- [Laurin et al., 2009] Laurin F, Carrère N, Maire JF. Approche hybride multiéchelle pour l'analyse de la tenue de structures composites sous sollicitations complexes 3D. JNC16 Toulouse 2009.
- [Leguillon, 2002] Leguillon D. (2002). Strength or toughness? A criterion for crack onset at a notch. *European Journal of Mechanics A/Solids*
- [Lekhnitskii, 1968] Lekhnitskii S. G. (1968). *Anisotropic plates*. DTIC Document.
- [Leopold et Harder, 2016] Leopold C., Harder S. (2016). Influence of 90° layer thickness on damage initiation and propagation in CFRP cross ply laminates. In : *European Conference on Composite Materials*.
- [Li et Chen, 2016] Li N., Chen P. H. (2016). Micro-macro FE modelling of damage evolution in laminated composite plates subjected to low velocity impact. *Compos. Struct.*
- [Lindner et al., 2015] Lindner D., Mathieu F., Hild F., Allix O., Minh C. H., Paulien-Camy O. (2015). On the evaluation of stress triaxiality fields in a notched titanium alloy sample via integrated digital image correlation. *Journal of Applied Mechanics*. Vol. 82, n°7, p. 071014.
- [Ling et al., 2009] Ling D., Yang Q., Cox B. (2009). An augmented finite element method for modeling arbitrary discontinuities in composite materials. *International Journal of Fracture*. Vol. 156, n°1, p. 53-73.
- [Lisle et al., 2013] Lisle T., Bouvet C., Pastor M. L., Margueres P., Prieto Corral R. (2013). Damage analysis and fracture toughness evaluation in a thin woven composite laminate under static tension using infrared thermography. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 53, p. 75-87.
- [Lisle, 2014] Lisle T. (2014). *Analyse par thermographie infrarouge de l'endommagement des structures composites sous sollicitations quasi statiques*. Université de Toulouse, Université Toulouse III-Paul Sabatier.
- [Maimí et al., 2007] Maimí P., Camanho P. P., Mayugo J. A., Dávila C. G. (2007). A continuum damage model for composite laminates: Part II – Computational implementation and validation. *Mechanics of Materials*. Vol. 39, n°10, p. 909-919.
- [Makris et al., 2007] Makris A., Ramault C., Van Hemelrijck D., Clarke A., Williamson C., Gower M., Shaw R., Mera R., Lamkanfi E., Van Paepegem W. (2007). A review of biaxial test methods for composites. *Experimental Analysis of Nano and Engineering Materials and Structures*. p. 933-940.

- [**Marcin, 2010**] Marcin L. Modélisation du comportement, de l'endommagement et de la rupture de matériaux composites à renforts tissés pour le dimensionnement robuste de structures. Université Bordeaux 1, 2010.
- [**McLaughlin et Santhanam, 2002**] McLaughlin P. V., Santhanam S. (2002). Simulating damage growth in a $[90^\circ/0^\circ]$ s composite laminate using quasi-two-dimensional finite element methods. *Composite structures*. Vol. 58, n°2, p. 227–236.
- [**Michopoulos et al., 2008**] Michopoulos J. G., Hermanson J. C., Furukawa T. (2008). Towards the robotic characterization of the constitutive response of composite materials. *Composite Structures*. Vol. 86, n°1-3, p. 154-164.
- [**Mi et al., 1998**] Mi Y., Crisfield M. A., Davies G. A. O., Hellweg H. B. (1998). Progressive Delamination Using Interface Elements. *Journal of Composite Materials*. Vol. 32, n°14, p. 1246-1272.
- [**Moës et al., 1999**] Moës N., Dolbow J., Belytschko T. (1999). A finite element method for crack growth without remeshing. *Int. J. Numer. Meth. Engng.* Vol. 46, p. 131-150.
- [**Mohammed et al., 2015**] Mohammed Y., Hassan M. K., El-Ainin H. A., Hashem A. M. (2015). Size effect analysis of open-hole glass fiber composite laminate using two-parameter cohesive laws. *Acta Mechanica*. Vol. 226, n°4, p. 1027-1044.
- [**Moure et al., 2016**] Moure M. M., García-Castillo S. K., Sánchez-Sáez S., Barbero E., Barbero E. J. (2016). Influence of ply cluster thickness and location on matrix cracking evolution in open-hole composite laminates. *Composites Part B: Engineering*. Vol. 95, p. 40-47.
- [**NASA, 2009**] NASA. (2009). *Multiscale Modeling of Composites*.
- [**Nimdum, 2010**] Nimdum P. (2010). *Dimensionnement en fatigue des structures ferroviaires en composites épais*. Ecole nationale supérieure des Mines de Paris.
- [**Ostré, 2014**] Ostré B. (2014). *Etude des impacts sur chant appliqués à des structures composites dans l'aéronautique*. Toulouse, ISAE.
- [**Oterkus et al., 2012**] Oterkus E., Madenci E., Weckner O., Silling S., Bogert P., Tessler A. (2012). Combined finite element and peridynamic analyses for predicting failure in a stiffened composite curved panel with a central slot. *Composite Structures*. Vol. 94, n°3, p. 839-850.
- [**Pagano et Pipes, 1994**] Pagano N. J., Pipes R. B. (1994). The Influence of Stacking Sequence on Laminate Strength. In : *Mechanics of Composite Materials*. Springer, p. 246–254.
- [**Passieux et al., 2015**] Passieux J.-C., Bugarin F., David C., Périé J.-N., Robert L. (2015). Multiscale displacement field measurement using digital image correlation: Application to the identification of elastic properties. *Experimental Mechanics*. Vol. 55, n°1, p. 121–137.
- [**Perreux et al., 1994**] Perreux D. et al. (1994). Multiaxial testing of composite materials. n°6-7.
- [**Pierré, 2016**] Pierré J.-E. (2016). *Stéréo Corrélation d'Images Numériques Éléments Finis application à la validation de modèles de structures composites sous sollicitations complexes*. Université de Toulouse, Université Toulouse III-Paul Sabatier.

- [**Pineda et al., 2009**] Pineda E. J., Waas A. M., Bednarczyk B. A., Collier C. S., Yarrington P. W. (2009). Progressive damage and failure modeling in notched laminated fiber reinforced composites. *International Journal of Fracture*. Vol. 158, n°2, p. 125-143.
- [**Pinho, 2005**] Pinho S. T. (2005). *Modelling failure of laminated composites using physically-based failure models*. Imperial College London.
- [**Pipes et Pagano, 1970**] Pipes R. B., Pagano N. J. (1970). Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension. *Journal of Composite Materials*. Vol. 4, n°4, p. 538–548.
- [**Prabhakar et Waas, 2013**] Prabhakar P., Waas A. M. (2013). A novel continuum-decohesive finite element for modeling in-plane fracture in fiber reinforced composites. *Composites Science and Technology*. Vol. 83, p. 1-10.
- [**Prombut, 2007**] Prombut P. (2007). *Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels*. Université Toulouse III-Paul Sabatier.
- [**Puppo et Evensen, 1970**] Puppo A. H., Evensen H. A. (1970). Interlaminar shear in laminated composites under generalized plane stress. *Journal of composite materials*. Vol. 4, n°2, p. 204–220.
- [**Raju et Crews, 1981**] Raju I. S., Crews J. H. (1981). Interlaminar stress singularities at a straight free edge in composite laminates. *Computers & Structures*. Vol. 14, n°1, p. 21–28.
- [**Rao et al., 2007**] Rao G. V. G., Mahajan P., Bhatnagar N. (2007). Micro-mechanical modeling of machining of FRP composites – Cutting force analysis. *Composites Science and Technology*. Vol. 67, n°3-4, p. 579-593.
- [**Recho, 1995**] Recho N. (1995). *Rupture par fissuration des structures*. Hermes Science Publications, 361 p.
- [**Réthoré, 2010**] Réthoré J. (2010). A fully integrated noise robust strategy for the identification of constitutive laws from digital images. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. Vol. 84, n°6, p. 631-660.
- [**Ridha et al., 2014**] Ridha M., Wang C. H., Chen B. Y., Tay T. E. (2014). Modelling complex progressive failure in notched composite laminates with varying sizes and stacking sequences. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 58, p. 16-23.
- [**Rivallant et al., 2013**] Rivallant S., Bouvet C., Hongkarnjanakul N. (2013). Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: FE simulation using discrete interface elements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 55, p. 83-93.
- [**Rosenker, 2006**] Rosenker M. V. (2006). *Safety Recommendation*.
- [**Rouault, 2013**] Rouault T. (2013). *Propagation de coupure en fatigue sur composites tissés– Etude expérimentale et modélisation*. Toulouse, ISAE.
- [**Rouchon, 1990**] Rouchon J. (1990). Certification of large airplane composite structures, recent progress and new trends in compliance philosophy. CEAT, Toulouse
- [**Rouse et Young, 2003**] Rouse M., Young R. D. (2003). Structural stability of a stiffened aluminium fuselage panel subjected to combined mechanical and internal pressure loads. In : *Structures, Structural Dynamics and Materials Confere (AIAA)*.

- [**Rudraraju et al., 2010**] Rudraraju S. S., Salvi A., Garikipati K., Waas A. M. (2010). In-plane fracture of laminated fiber reinforced composites with varying fracture resistance: Experimental observations and numerical crack propagation simulations. *International Journal of Solids and Structures*. Vol. 47, n°7-8, p. 901-911.
- [**Saeedi, 2012**] Saeedi N. (2012). *A very efficient approach for the analysis of delamination in infinitely long multilayered plates*. Université Paris-Est.
- [**Saiac, 2006**] Saiac J.-H. (2006). *Méthodes des éléments finis - Analyse numérique des Equations aux Dérivées Partielles (Cours CNAM)*.
- [**Saleh et Aliabadi, 1995**] Saleh A. L., Aliabadi M. H. (1995). Crack growth analysis in concrete using boundary element method. *Engineering Fracture Mechanics*. Vol. 51, n°4, p. 533-545.
- [**Sebaey et al., 2013**] Sebaey T. A., González E. V., Lopes C. S., Blanco N., Costa J. (2013). Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Effect of ply clustering. *Composite Structures*. Vol. 106, p. 96-103.
- [**Serra et al., 2015a**] Serra J., Bouvet C., Castanié B., Petiot C. (2015). Discrete Ply Modelling analysis of notched CFRP under tension. In : *18th International Conference on Composite Structures*.
- [**Serra et al., 2015b**] Serra J., Castanié B., Bouvet C., Petiot C. (2015). Analyse du comportement en traction de stratifiés composites entaillés en utilisant la corrélation d'images ainsi que le suivi infrarouge. In : *Journées Nationales sur les Composites*.
- [**Serra et al., 2016**] Serra J., Bouvet C., Castanié B., Petiot C. (2016). Scaling effect in notched composites: The Discrete ply model approach. *Composite Structures*. Vol. 148, p. 127-143.
- [**Sih, 1974**] Sih G. C. (1974). Strain-energy-density factor applied to mixed mode crack problems. *International Journal of fracture*. Vol. 10, n°3, p. 305-321.
- [**Silling, 2000**] Silling S. A. (2000). Reformulation of elasticity theory for discontinuities and long-range forces. *Journal of the Mechanics of Physics and Solids*.
- [**Soden et al., 2004**] Soden P. ., Kaddour A. ., Hinton M. . (2004). Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise. *Composites Science and Technology*. Vol. 64, n°3-4, p. 589-604.
- [**Sogeclair Aerospace, 2013**] Sogeclair Aerospace. (2013). *Dossier de justification du montage VERTEX*.
- [**Stewart et Malm, 2015**] Stewart W., Malm S. (2015). Russian plane wreckage in Egypt appears to show damage from within jet.
- [**Sun et al., 2016**] Sun X. C., Wisnom M. R., Hallett S. R. (2016). Interaction of inter- and intralaminar damage in scaled quasi-static indentation tests: Part 2 – Numerical simulation. *Composite Structures*. Vol. 136, p. 727-742.
- [**Swindeman et al., 2013**] Swindeman M. J., Iarve E. V., Brockman R. A., Mollenhauer D. H., Hallett S. R. (2013). Strength Prediction in Open Hole Composite Laminates by Using Discrete Damage Modeling. *AIAA Journal*. Vol. 51, n°4, p. 936-945.

- [**Sztefek et Olsson, 2008**] Sztefek P., Olsson R. (2008). Tensile stiffness distribution in impacted composite laminates determined by an inverse method. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 39, n°8, p. 1282-1293.
- [**Sztefek et Olsson, 2009**] Sztefek P., Olsson R. (2009). Nonlinear compressive stiffness in impacted composite laminates determined by an inverse method. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 40, n°3, p. 260-272.
- [**Tan et al., 2015**] Tan J. L. Y., Deshpande V. S., Fleck N. A. (2015). Failure mechanisms of a notched CFRP laminate under multi-axial loading. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 77, p. 56-66.
- [**Tan, 1994**] Tan S. C. (1994). *Stress concentrations in laminated composites*. CRC PRESS,
- [**Van Der Meer et Sluys, 2009**] Van Der Meer F. P., Sluys L. J. (2009). Continuum Models for the Analysis of Progressive Failure in Composite Laminates. *Journal of Composite Materials*. Vol. 43, n°20, p. 2131-2156.
- [**Van der Meer et al., 2012**] Van der Meer F. P., Sluys L. J., Hallett S. R., Wisnom M. R. (2012). Computational modeling of complex failure mechanisms in laminates. *Journal of Composite Materials*. Vol. 46, n°5, p. 603-623.
- [**Waddoups et al., 1971**] Waddoups M. E., Eisenmann J. R., Kaminski B. E. (1971). Macroscopic fracture mechanics of advanced composite materials. *J. of Composite Materials*. n°5, p. 446-454.
- [**Whitney et Nuismer, 1974**] Whitney J. M., Nuismer R. J. (1974). Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of composite materials*. Vol. 8, n°3, p. 253-265.
- [**Wisnom, 2010**] Wisnom M. R. (2010). Modelling discrete failures in composites with interface elements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 41, n°7, p. 795-805.
- [**Wisnom et al., 2010**] Wisnom M. R., Hallett S. R., Soutis C. (2010). Scaling Effects in Notched Composites. *Journal of Composite Materials*. Vol. 44, n°2, p. 195-210.
- [**Wolf et Kossira, 1992**] Wolf K., Kossira H. (1992). An efficient test method for the experimental investigation of the postbuckling behaviour of curved shear panels. In : *ECCM: Composite Testing and Standardisation*.
- [**Wu, 1968**] Wu E. M. (1968). Fracture mechanics of anisotropic plates. In : *Composite Materials Workshop*. Technomic Publishing Co.
- [**Xu et al., 2014**] Xu X., Wisnom M. R., Mahadik Y., Hallett S. R. (2014). An experimental investigation into size effects in quasi-isotropic carbon/epoxy laminates with sharp and blunt notches. *Composites Science and Technology*. Vol. 100, p. 220-227.
- [**Xu et al., 2015**] Xu X., Wisnom M. R., Li X., Hallett S. R. (2015). A numerical investigation into size effects in centre-notched quasi-isotropic carbon/epoxy laminates. *Composites Science and Technology*. Vol. 111, p. 32-39.
- [**Yang et al., 2011**] Yang Q. D., Cox B. N., Fang X. J., Zhou Z. Q. (2011). Virtual Testing for Advanced Aerospace Composites: Advances and Future Needs. *Journal of Engineering Materials and Technology*. Vol. 133, n°1, p. 011002.

- [**Yashiro et al., 2014**] Yashiro S., Ogi K., Yoshimura A., Sakaida Y. (2014). Characterization of high-velocity impact damage in CFRP laminates: Part II – prediction by smoothed particle hydrodynamics. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. Vol. 56, p. 308-318.
- [**Yeh, 2004**] Yeh H.-Y. (2004). Analytical Damage Zone Size Predictions for Notched Laminated Composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. Vol. 23, n°18, p. 2081-2100.
- [**Yehia et Shephard, 1988**] Yehia N. A., Shephard M. S. (1988). Automatic crack growth tracking of bimaterial interface cracks. *International journal of fracture*. Vol. 37, n°2, p. 123–135.
- [**Yvonnet, 2004**] Yvonnet J. (2004). *Nouvelles approches sans maillage basées sur la méthode des éléments naturels pour la simulation numérique des procédés de mise en forme*. Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers.
- [**Zhang et al., 2006**] Zhang Y., Zhu P., Lai X. (2006). Finite element analysis of low-velocity impact damage in composite laminated plates. *Materials & Design*. Vol. 27, n°6, p. 513-519.
- [**Zhen, 1983**] Zhen S. (1983). The D criterion theory in notched composite materials. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. Vol. 2, n°2, p. 98–110.

