

THESE

Pour l'obtention du Grade de

DOCTEUR DE L'ECOLE NATIONALE SUPERIEURE DE MECANIQUE ET D'AEROTECHNIQUE

(Diplôme National – Arrêté du 7 août 2006)

Ecole Doctorale :
Sciences et Ingénieur en Matériaux, Mécanique, Energétique et Aéronautique

Secteur de Recherche :
Mécanique des Solides, des Matériaux, des Structures et des Surfaces.

Présenté par :

Thanh Tung PHAM

CARACTERISATION EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE LA DEGRADATION DES RESERVOIRS HYPERBARES EN COMPOSITE BOBINE SOUMIS À DES CHOCS

Directeur de thèse : Jean Claude GRANDIDIER et Damien HALM

Soutenance le 20 décembre 2013

JURY

P. Bailly	Professeur, INSA Centre Val de Loire, Bourges	Président
P. Casari	Professeur, Université de Nantes, Saint - Nazaire	Rapporteur
C. Froustey	Maître de Conférence HDR, Université Bordeaux 1	Rapporteur
M. Arrigoni	Professeur Assistant, ENSTA Bretagne, Brest	Examineur
M. Weber	Ingénieur de Recherche, Air Liquide, Jouy-en-Josas	Examineur
J-C. Grandidier	Professeur, ISAE-ENSMA, Poitiers	Examineur
D. Halm	Professeur, ISAE-ENSMA, Poitiers	Examineur

Remerciement

Ce travail de recherche a été effectué au sein du département de Physique et Mécanique des Matériaux de l'Institut Pprime (ex LMPM : Laboratoire de Mécanique et Physique des Matériaux). De ce fait, je tiens à remercier Monsieur Jean-Claude Grandidier, ancien directeur de la branche mécanique, Monsieur Yves Nadot, directeur actuel du laboratoire, pour m'avoir permis de réaliser ce travail.

Je tiens à remercier vivement les membres de mon jury qui m'ont fait l'honneur d'examiner ce manuscrit. J'adresse donc mes plus vifs remerciements à Monsieur Patrice Bailly, Professeur de l'INSA Centre Val de Loire, Bourges pour avoir accepté le président de mon jury ainsi qu'à Monsieur Pascal Casari, Professeur de l'Université de Nantes, Saint – Nazaire et Madame Catherine Froustey, Maître de Conférence HDR, Université Bordeaux 1, pour l'examen de ce travail. Enfin je remercie Madame Mathilde Weber, Ingénieur de Recherche, Air Liquide, Jouy-en-Josas ainsi que Monsieur Michel Arrigoni, Professeur Assistant, ENSTA Bretagne, Brest pour avoir accepté de participer à ce jury.

J'adresse mes remerciements à mes deux encadrants Jean - Claude Grandidier et Damien Halm pour leur disponibilité et leur encadrement scientifique. Je remercie vivement Jean – Claude Grandidier, directeur de cette thèse, qui m'a encouragé et qui m'a donné la force pour arriver à la fin du chemin. Je remercie chaleureusement Damien Halm, co – directeur de cette thèse pour ses leçons de l'esprit de sérieux scientifique et de son status de la ponctualité.

Par ailleurs, cette thèse s'est appuyée sur bon nombre d'expériences et d'expertises ainsi que sur la qualité des échanges techniques et scientifiques au sein du laboratoire. □ Je tiens tout d'abord à remercier Monsieur Michel Boustie pour l'expertise qu'il m'a apportée. Je remercie le personnel technique, les ingénieurs d'étude et de recherche qui m'ont aidé et soutenu : merci à l'atelier, tout particulièrement Médéric, David et Anne - Laure pour l'usinage des machines de traction, des instrumentation, merci à Jacques, Denis et Fabienne pour les solutions techniques, merci à Mikaël, Eric, Guillaume et Gérald pour leurs disponibilités et leurs aides.

Ces remerciements seront l'occasion pour moi de saluer la bonne ambiance qui règne entre les doctorants et qui favorise la cohésion du groupe autour de l'ATEM au sein de laquelle j'ai eu plaisir à m'investir. Plus particulièrement, je tiens à remercier mon bureau actuel, Luc, Saverio et Camille pour l'ambiance conviviale et sympathique qu'ils savent assurer. Et surtout, je tiens à remercier Gaëlle, Julien et Claire mes anciens colloc' de bureau, Linh, Hung et Thao mes collègue

qui ont su m'aider, m'encourager et me supporter. De ces trois années ressortent des moments inoubliables et surtout des amis.

Enfin, je ne peux terminer sans remercier Saubeti, soutien sans limite, qui a incontestablement participé à mon équilibre et à la réussite de cette thèse.

Pour finir, je remercie ma famille et mes amis.

Ces trois ans de thèse ont changé totalement mon esprit, ce qui m'a donné des expériences de vie. J'ai trouvé moi même une façon de vivre. Comme mon chef me dit « allez, au boulot !!! », je vais le garder toujours comme une flèche verte pour tout au long de ma carrière.

Table des matières

Remerciement	3
Introduction	1
Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés	6
1 Bibliographie de la tolérance aux dommages des différentes structures composites	7
1.1 Tolérance aux dommages sur les composites stratifiées	7
1.2 Tolérance aux dommages sur les structures courbes composites réalisés par bobinages 10	
1.3 Transformation de l'échelle d'études de l'impact	12
2 Matériaux composites et structures d'études	13
2.1 Fabrication des structures composites bobinés	13
2.2 Structure du réservoir 2.5L	16
3 Endommagement d'un réservoir par essai de tour de chute.	18
4 Principe de caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés	20
4.1 Principe d'observation des endommagements	20
4.2 Observation de la coupe à 90°	21
4.3 Observation des coupes à 20°, 47.5° et 70°	27
5 Bilan de l'observation des endommagements sur les réservoirs impacté.....	31
Chapitre 2 : Choc sur semi-structures représentatives - Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles.....	33
1 Structures des tubes composites	34
2 Choc – laser	37
2.1 Principe du choc.....	38
2.2 Paramètres du choc.....	39
2.3 Techniques de tir laser	40
2.4 Illustration des types d'endommagement générés par choc – laser sur des éprouvettes plates41	
2.5 Observation microscopique des endommagements par choc – laser sur les éprouvettes cylindriques du projet TOLEDO.....	43
2.6 Bilan de la technique de choc – laser	45
3 Canon à air	46
3.1 Principe du choc.....	46
3.2 Dispositif de choc.....	47
3.3 Illustration des endommagements générés par canon à air sur les éprouvettes cylindriques et seuil d'énergie d'impact.....	50

3.4	Observations microscopiques des endommagements créés par le canon à air.....	54
3.5	Bilan de la technique de canon à air.....	64
4	Matrice d'essai	65
4.1	Géométrie d'éprouvette	66
4.2	Chargement.....	66
4.3	Instrumentations.....	67
4.4	Essai de traction simple sur les éprouvettes saines	72
4.5	Essai de traction simple sur les éprouvettes impactées	80
4.6	Bilan	86
Chapitre 3	: Simulation des endommagements sur éprouvette	88
1	Quelques modèles d'endommagement de matériaux composites	89
1.1	Définition du composite carbone – époxy.....	89
1.2	Endommagements des matériaux composites.....	90
1.3	Modélisation des endommagements du matériau composite.....	91
1.4	Modélisation de la tolérance au dommage	107
1.5	Bilan	111
2	Modélisation du composite bobiné	113
2.1	Données expérimentales pour la modélisation.....	113
2.2	Modélisation simplifiée du comportement anisotrope global du matériau composite bobiné.....	118
2.3	Critères de rupture.....	121
2.4	Evolution des endommagements.....	124
3	Identification des paramètres du modèle	129
3.1	Modèle éléments finis de l'éprouvette de la structure 1	131
3.2	Résultats de la simulation	133
4	Validation du modèle d'endommagement.....	134
4.1	Structure 2.....	135
4.2	Structure 3.....	136
4.3	Structure 4.....	137
4.4	Structure 5.....	139
4.5	Bilan de la validation du modèle d'endommagement sur les cinq structures	140
5	Simulation des éprouvettes impactées	140
5.1	Structure 1.....	142
5.2	Structure 2.....	145
5.3	Structure 3.....	149
5.4	Structure 4.....	152

5.5 Bilan de la simulation des éprouvettes impactées	155
Chapitre 4 : Modélisation d'un réservoir.....	157
1 Introduction	158
2 Géométrie.....	158
2.1 Réservoir sain.....	159
2.2 Réservoir impacté.....	160
3 Maillage.....	163
3.1 Réservoir sain.....	163
3.2 Réservoir impacté.....	163
4 Matériaux.....	165
5 Conditions aux limites.....	166
6 Prédiction de l'éclatement	167
6.1 Résultats de la première solution de modélisation (représentation explicite des fissures) 167	
6.2 Résultats de la simulation « zone endommagée ».....	172
7 Conclusions	174
Conclusions et Perspectives	176
Références	179

Table des figures

Figure 1 : a) Réservoir type IV (Villalonga et al., 2009) b) Coupe transversale du réservoir.....	2
Figure 1.1 : Schéma de principe du procédé d'enroulement filamentaire.....	13
Figure 1.2 : Types d'enroulement filamentaire (a) circonférentiel et (b) hélicoïdal (Krawczak, 2002).....	14
Figure 1.3 : Processus 4 passages d'enroulement d'un tube en vue développée avec des mèches $\pm \theta$ (Zhang et al., 2008).....	15
Figure 1.4 : Motif diamant des chevauchements à $\pm 45^\circ$ (Rousseau et al., 1999).....	16
Figure 1.5 : Dimensionnement du liner (unitaire mm) et structure du bobinage.....	17
Figure 1.6 : Mode de rupture d'un réservoir (a) sain et (b) non sain (Bertin et al., 2011).....	18
Figure 1.7 : Impacteur à tête hémisphérique et trace d'impact.....	19
Figure 1.8 : Bouteille en vue développée avec les positions des impacts.....	19
Figure 1.9 : Dimensions d'un morceau cylindriques qui contient la zone impactée (unitaire mm).....	20
Figure 1.10 : Schéma de découpe des éprouvettes cylindriques.....	21
Figure 1.11 : Micrographies de la coupe à 90° après impact sur l'échantillon n° 14.....	22
Figure 1.12 : Extrémités des fissurations dans la couche 20.....	23
Figure 1.13 : Fissurations matricielles à 45° dans le plan (t,r).....	23
Figure 1.14 : Micrographies de la coupe à 90° après impact n°7.....	24
Figure 1.15 : Extrémités des fissurations dans la couche 20.....	25
Figure 1.16 : Fissurations matricielles à 45° dans le plan (t,r), un zoom sur une zone dans le cône.....	25
Figure 1.17 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 - coupe à 70°	27
Figure 1.18 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 - coupe à 47.5°	28
Figure 1.19 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 à la coupe 20.....	29
Figure 1.20 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 - coupe 0°	29
Figure 1.21 : Schéma et dimensions des deux délaminages dans les deux éprouvettes n°14 et n°7.....	30
Figure 2.1 : Dimensionnement d'un tube de la structure 1.....	34
Figure 2.2 : Principe du choc laser.....	38
Figure 2.3 : Principe de la propagation d'un choc de durée τ dans le matériau.....	39
Figure 2.4 : Schémas des dispositifs du choc laser simple.....	40
Figure 2.5 : Micrographie des endommagements générés sur un stratifié unidirectionnel de 1mm d'épaisseur irradié en mode confiné par eau avec un flux de $6.22\text{GW}/\text{cm}^2$	42
Figure 2.6 : Dimensions du tube en composite et usinage d'un tronçon du tube (unitaire mm).....	43
Figure 2.7 : Observation microscopique d'une éprouvette de 3mm de l'épaisseur soumis à un choc – laser de schéma 1 (sans feuille d'aluminium) de $7\text{GW}/\text{cm}^2$	44
Figure 2.8 : Observation microscopique d'une éprouvette [20, 90, 30, 90, 40, 90, 54, 90, 70, 90] de 6.5mm d'épaisseur soumise un choc – laser simple de schéma 2 (sans feuille d'aluminium) de $7\text{GW}/\text{cm}^2$	45

Figure 2.9 : Principe de la génération d'endommagement par impact de projectile.....	47
Figure 2.10 : Projectiles à tête sphérique, respectivement de gauche à droite diamètre de 75, 25, 100 et 50mm.....	48
Figure 2.11 : Canon de Taylor.....	48
Figure 2.12 : Configuration expérimentale	49
Figure 2.13 : Position de l'éprouvette sur le porte - cible, a) vue latérale, b) vue de dessus	50
Figure 2.14 : Seuils d'endommagement en fonction de la vitesse d'impact pour les éprouvettes 6.5mm d'épaisseur	51
Figure 2.15 : Seuils d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact pour les éprouvettes de 6.5mm d'épaisseur	51
Figure 2.16 : Etat « Morcellement » d'une éprouvette de 6.5mm d'épaisseur soumise à un impact de 284J d'énergie.....	52
Figure 2.17 : Etat « délaminage multiple » d'une éprouvette de 6.5mm d'épaisseur soumise à un impact de 99J d'énergie.....	52
Figure 2.18 : Etat « délaminage » simple d'une éprouvette soumise d'impact de 11.5J d'énergie	53
Figure 2.19 : Seuil d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact pour les éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur	54
Figure 2.20 : Observation macroscopique sur les deux bords de tranché (gauche) et de la face opposée de l'impact (droite) de l'éprouvette n°8 (14.95 Joules)	56
Figure 2.21 : Observation de la coupe à 90 de l'éprouvette n°8 (14.95 Joules).....	56
Figure 2.22 : Observation macroscopique sur les deux bords de la tranche (gauche) et de la face opposée à l'impact par canon à air de l'éprouvette n°6 (10.08 Joules)	57
Figure 2.23 : Observation macroscopique sur les deux bords de tranché (gauche) et de la face opposée de l'impact (droite) à l'impact par canon de l'éprouvette n°7 (11.48 Joules).....	57
Figure 2.24 : Observation sur la coupe 90 de l'éprouvette n°6 (10.08 Joules).....	58
Figure 2.25 : Observation sur la coupe 90 de l'éprouvette n°7 (11.48 Joules).....	59
Figure 2.26 : Observation sur la coupe 90 de l'éprouvette de la structure 2 (15 Joules)	60
Figure 2.27 : Observation sur la coupe à 90° d'une éprouvette de la structure 3 impactée à 19J.....	61
Figure 2.28 : Observation d'une coupe à 90° d'une éprouvette de la structure 4 impactée (18J)	62
Figure 2.29 : Observation macroscopique des éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur.....	63
Figure 2.30 : Observation d'une coupe 90 d'une éprouvette de la structure 5 impactée (8.92J).....	64
Figure 2-31 : Géométrie de l'éprouvette cylindrique.....	66
Figure 2-32 : Géométrie des mors forme en acier	66
Figure 2-33 : Paramètres principaux d'émissions acoustiques calculées sur une salve	68
Figure 2-34 : Disposition des capteurs d'émission acoustique.....	70
Figure 2-35 : Courbes Force – Déplacement des 5 structures d'éprouvettes sous traction simple à température ambiante (25°C).....	73
Figure 2-36 : Etat initial (a) et à la rupture (b) de l'éprouvette de la structure 1 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d)	74
Figure 2-37 : Etat initial (a) et à la rupture (b) de l'éprouvette de la structure 2 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d)	75

Figure 2-38 : Etat initial (a) et à rupture (b) de l'éprouvette de la structure 3 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d).....	76
Figure 2-39 : Etat initial (a) et à rupture (b) de l'éprouvette de la structure 4 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d).....	77
Figure 2-40 : Etat initial (a) et à rupture (b) de l'éprouvette de la structure 5 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d).....	78
Figure 2-41 : Répartition des événements d'émission acoustique selon trois classes par la méthode d'analyse paramétrique pour un essai de traction simple à température ambiante des éprouvettes des cinq structures	79
Figure 2-42 : Comparaison du comportement en traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 1 impactées à 15J et en état sain.....	80
Figure 2-43 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 1 impactée à 15J	81
Figure 2-44 : Comparaison du comportement sous traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 2 impactées à 15J et en état sain.....	82
Figure 2-45 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 2 impactée à 15J	83
Figure 2-46 : Comparaison du comportement sous traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 3 impactées à 19J et en état sain.....	84
Figure 2-47 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 3 impacté à 19J	85
Figure 2-48 : Comparaison du comportement sous traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 4 impactées à 18J et en état sain.....	85
Figure 2-49 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 4 impacté à 18J	86
Figure 3.1 : Ensemble des endommagements dans le matériau composite à l'échelle microscopique (Grandidier, 2009)	90
Figure 3.2 : Ensemble des endommagements dans le matériau composite à l'échelle macroscopique (Grandidier, 2009)	91
Figure 3.3 : Dimension de l'éprouvette trouée pour la validation du modèle d'endommagement (Lapczyk and Hurtado, 2007).....	96
Figure 3.4 : Comparaison de la courbe Force – Déplacement expérimentale et simulé d'une éprouvette trouée sous la traction simple (a) et cartographie dans les couches de 0° des différents d'endommagement de traction des fibres (b), de traction de la matrice et de compression de la matrice (c) (Lapczyk and Hurtado, 2007)	97
Figure 3.5 : Décomposition du stratifié en deux méso – constituants (Daghia et al., 2011).....	98
Figure 3.6 : Directions d'orthotropie de l'interface (Ladevèze et al., 2000).....	100
Figure 3.7 : Critère non local basée sur Fraction Characteristic Volume (FCV) (Marcin et al., 2011)	101
Figure 3.8 : Courbe contrainte – déformation obtenue pour un diamètre de trou D=6.35mm (Daghia et al., 2011).....	102
Figure 3.9 : Schéma du principe de modèle ONERA (Laurin et al., 2007a).....	104
Figure 3.10 : Maillage caractéristique d'une éprouvette trouée (Herb et al., 2010)	107
Figure 3.11 : Comparaison des diagrammes contrainte – déformation numériques et expérimentaux dans les trois cas de diamètre de trou D=0 ; 4 ; 6mm (Herb et al., 2010)	107

Figure 3.12 : Zone d'endommagement d'un échantillon [45/90-45/0] _s (Hallett et al., 2009).....	109
Figure 3.13 : Maillage du modèle cohésif autour du trou et disposition des éléments cohésifs (Hallett et al., 2009).....	110
Figure 3.14 : Comparaison de la courbe Contrainte – Déformation des essais de traction simple sur éprouvettes trouée de 4mm d'épaisseur dans les deux cas de 3.175 mm et 25.4 mm de diamètre du trou (Hallett et al., 2009)	111
Figure 3.15 : Géométrie des éprouvettes.....	113
Figure 3.16 : Diagramme de contrainte - déformation dans la direction de traction (direction X ou 1) des éprouvettes unidirectionnelles [0°] (les différentes courbes représentent des éprouvettes différentes) (Gentilleau, 2012).....	114
Figure 3.17 : Diagramme de la contrainte axiale – déformation axiale (axe X, Figure 3.15) dans des éprouvettes unidirectionnelles [90] en traction monotone à différentes températures (Gentilleau, 2012).....	115
Figure 3.18 : Essais de traction charge – décharge répétée sur les éprouvettes [±45°] (Gentilleau, 2012).....	116
Figure 3.19 : Diagramme de la contrainte S12 – déformation e12 dans les éprouvettes [±45°] (Gentilleau, 2012).....	117
Figure 3.20 : Courbes contrainte - déformations des éprouvettes orientés ±45° au cours des essais de traction cyclique à différentes températures (Gentilleau, 2012)	119
Figure 3.21 : Perte du module de cisaillement en fonction de la déformation résiduelle à -40°C, 25°C et 85°C d'une éprouvette ±45 (Gentilleau, 2012)	120
Figure 3.22 : Comparaison entre de l'état d'une éprouvette de la structure 1 avant (a) et après (b) l'essai de traction simple	125
Figure 3.23 : Micrographie de l'état de rupture d'une éprouvette de la structure 1 sous traction	125
Figure 3.24 : Modélisation de l'adoucissement en cisaillement	126
Figure 3.25 : Schéma de l'adoucissement des module d'élasticité et diminution des contraintes correspondant	128
Figure 3.26 : Dimensions et séquence d'empilement d'une éprouvette de la structure 1	132
Figure 3.27 : Conditions aux limites et chargement sur l'éprouvette	132
Figure 3.28 : Maillage en 3D des éléments finis	132
Figure 3.29 : Comparaison numérique – expérimentale des courbes Force – Déplacement d'une éprouvette de la structure 1 sous traction jusqu'à la rupture à 25°C.....	134
Figure 3.30 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S2 à 25°C	135
Figure 3.31 : Endommagement de l'éprouvette 2 sous traction à différents niveaux de charge	135
Figure 3.32 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S3 à 25°C	136
Figure 3.33 : Endommagement de l'éprouvette 3 sous traction à différents niveaux de charge	137
Figure 3.34 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S4 à 25°C	137
Figure 3.35 : Endommagement de l'éprouvette 4 sous traction à différents niveau de charge.....	138
Figure 3.36 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S5 à 25°C	139

Figure 3.37 : Endommagement de l'éprouvette de structure 5 sous traction à différents niveaux de charge.....	139
Figure 3.38 : Lien entre le schéma d'endommagement et la géométrie des défauts initiaux.....	141
Figure 3.39 : Dimension des défauts initiaux (a), endommagement généré par choc à 15J sur les éprouvettes de la structure 1 (b) dimensions des endommagements sur la coupe A-A (c), maillage en 3D de la zone des défauts (d) et maillage de l'éprouvette complète (e).....	143
Figure 3.40 : Comparaison expérimental (Structure 1 impactée -1) - numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 1 impactée à 25°C.....	144
Figure 3.41 : Endommagement de la structure 1 impactée à différents niveaux de charge.....	145
Figure 3.42 : Dimension des défauts initiaux (a), endommagement généré par choc à 15J sur les éprouvettes de la structure 2 (b) dimensions des endommagements sur la coupe A-A (c), maillage en 3D de la zone des défauts (d) et maillage de l'éprouvette complète (e).....	146
Figure 3.43 : Comparaison expérimental - numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 2 impactée à 25°C.....	147
Figure 3.44 : Endommagement de la structure 2 impactée à différents niveaux de charge.....	148
Figure 3.45 : Dimension des défauts initiaux (a), endommagement généré par choc à 19J sur une coupe de l'éprouvette de la structure 3 (b), sur le bord d'éprouvette (c), dimensions des endommagements modélisés sur la coupe à 90° (A-A) (d), sur le bord d'éprouvette (e).....	149
Figure 3.46 : Maillage en 3D de l'éprouvette structure 3 impactée, suivant les sections A-A et B-B.	150
Figure 3.47 : Comparaison expérimental - numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 3 impactée à 25°C.....	151
Figure 3.48 : Endommagement de la structure 3 impactée.....	151
Figure 3.49 : Dimension des défauts initiaux (a), schéma d'endommagement généré par choc à 18J sur une coupe de l'éprouvettes de la structure 4 (b), sur le bord d'éprouvette (c), dimensions des endommagements modélisés sur la coupe à 90° (A-A) (d), sur le bord d'éprouvette (e).....	152
Figure 3.50 : Maillage en 3D de l'éprouvette structure 4 impactée, suivant les sections A-A et B-B.	153
Figure 3.51 : Comparaison expérimentale et numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 4 impactée à 25°C.....	154
Figure 3.52 : Endommagement de la structure 4 impactée à différents niveaux de charge.....	154
Figure 4-1 : Section transversale et image en 3D du liner et de l'embase.....	159
Figure 4-2 : Section transversale (a) de la coque en composite et représentation en 3D de la moitié du réservoir en état sain (b).....	159
Figure 4-3 : Représentation 3D d'un réservoir impacté.....	160
Figure 4-4 : Modélisation des endommagements observés sur le réservoir impacté à 200J.....	161
Figure 4-5 : Lien entre les géométries des endommagements de type « fissure » (a) et les zones endommagées « diffuses » (b).....	162
Figure 4-6: Différence de tailles de maille entre le liner, l'embase et le composite (réservoir sain)...	163
Figure 4-7 : Assemblage de la partition contenant les défauts et du reste du réservoir.....	164
Figure 4-8 : Maillage de la partition contenant la zone endommagée.....	165
Figure 4-9 : Courbe d'écroutissage d'un acier inox 316L.....	166
Figure 4-10 : Conditions aux limites du réservoir sur la section transversale (a) et sur l'embase du réservoir (b).....	167
Figure 4-11 : Mesure du déplacement radial au cours de chargement.....	168

Figure 4-12 : Prédiction de l'éclatement du réservoir (état sain, état endommagé).....	168
Figure 4-13 : Endommagement matriciel dans le réservoir sain à 1285 bar	169
Figure 4-14 : Rupture des fibres dans le réservoir sain à 1465 bar.....	169
Figure 4-15 : Fermeture des lèvres des fissures sous l'action de la pression interne dans le sens X...	170
Figure 4-16 : Endommagement matriciel autour des défauts à P=965 bars	171
Figure 4-17 : Rupture des fibres dans les couches à 90° autour des défauts à P=965 bars	171
Figure 4-18 : Prédiction de l'éclatement du réservoir (état sain, état endommagé).....	172
Figure 4-19 : Etat de rupture des fibres à P=1425 bar	173
Figure 4-20 : Etat d'endommagement matriciel à P=1425 bar.....	173

Liste des tableaux

Tableau 1-1 : Architecture du composite du réservoir 2.5L.....	16
Tableau 1-2 : Paramètres d'impact de tour de chute sur échantillon n°14	22
Tableau 1-3 : Paramètres d'impact de tour de chute sur l'éprouvette n° 7.....	24
Tableau 1-4 : Dimensions des endommagements observés sur les deux éprouvettes n°14 et n°7	27
Tableau 2-1 : Architecture de la structure 1 (structure de référence).....	35
Tableau 2-2 : Architecture de la structure 2	35
Tableau 2-3 : Architecture de la structure 3	36
Tableau 2-4 : Architecture de la structure 4	36
Tableau 2-5 : Architecture de la structure 5	37
Tableau 2-6 : Etat d'endommagement des éprouvettes de 6.5mm d'épaisseur	55
Tableau 2-7 : Etat d'endommagement des éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur	63
Tableau 2-8 : Séquences d'empilement et épaisseurs des 5 structures d'éprouvettes S1, S2, S3, S4 et S5	72
Tableau 3-1 : Contraintes à rupture simulées pour des cas différents (en MPa) – Les valeurs simulées sont entre parenthèses (Daghia et al., 2011).....	102
Tableau 3-2 : Résultats des essais de traction monotone sur les éprouvettes unidirectionnelles.....	116
Tableau 3-3 : Paramètres des contraintes et des déformations plastiques équivalents du composite à différentes températures	130
Tableau 3-4 : Paramètres élastique du matériau composite à 25°C.....	130
Tableau 3-5 : Paramètres élastiques du pli élémentaire	133
Tableau 3-6 : Contrainte de rupture dans le sens des fibres, de la matrice de cisaillement et déformation plastique équivalent maximale du matériau à 25°C	133
Tableau 4-1 : Paramètres élastique du composite.....	166

Introduction

1. Contexte industriel

L'hydrogène n'est pas une énergie, mais un vecteur d'énergie, à l'image des électrons de l'électricité. Il fournit de l'énergie lorsqu'il participe à une réaction chimique, par exemple dans une pile à combustible ou lors d'une combustion. Dans le secteur de l'énergie, l'hydrogène est considéré comme une alternative aux combustibles fossiles tels que le charbon, le pétrole et le gaz naturel. Dans le secteur des transports routiers qui représente 85% de réduction, le développement des technologies de l'hydrogène associé à une pile à combustible adaptées aux véhicules électriques permettrait de réduire de 50% les émissions de CO₂ et de 40% la consommation de pétrole d'ici 2050 (Flannery, 2007). L'augmentation du prix de l'essence ou du gazole incite les constructeurs automobiles à se tourner vers de nouveaux carburants et leurs systèmes de propulsion associés. Technologie maîtrisée pour la propulsion des lanceurs spatiaux, la filière hydrogène est encore au stade de prototype pour les avions, les bateaux et les automobiles.

Le déploiement à grande échelle de l'énergie hydrogène nécessite de maîtriser tous les éléments de la filière. Dans ce contexte, le stockage d'hydrogène joue un rôle crucial. Toyota a démontré en 2009 que 6 kg d'hydrogène embarqué permettait de parcourir 830 km. Le Département de l'énergie des États-Unis (DOE) a fixé deux critères d'évaluation pour les technologies de stockage de l'hydrogène appliquées au domaine du transport automobile. Le premier critère limite la masse du réservoir en exigeant que le rapport entre la masse d'hydrogène stocké et la masse totale du réservoir soit supérieure à 6.5% massique. Le second critère impose une taille maximale pour le réservoir : la masse volumique du système doit être supérieure à 62 kg/m³. Les principales voies explorées pour résoudre le problème du stockage sont au nombre de quatre :

- Compression ou liquéfaction de l'hydrogène
- Hydrures métalliques
- Réservoirs chimiques
- Matériaux absorbants

Le stockage hyperbare de l'hydrogène gazeux est aujourd'hui la voie la plus mature. Les réservoirs hyperbares peuvent être classés en quatre catégories :

Introduction

- Type I : réservoirs entièrement métalliques
- Type II : réservoirs métalliques avec un frettage sur leur partie cylindrique de fibres avec une matrice thermodurcissable
- Type III : réservoirs coque composite avec liner métallique
- Type IV : réservoirs coque composite avec liner polymère.

L'année 2009 a été riche en événements soulignant les efforts mis en œuvre au niveau mondial pour le développement de cette filière. Concernant le secteur des transports qui constitue le marché de masse, 9 constructeurs automobiles (Daimler, Ford, General Motors, Opel, Honda, Hyundai, Kia, Renault / Nissan et Toyota) ont fait une déclaration annonçant la mise sur le marché des premières séries commerciales à des prix « abordables » (100,000\$ annoncé par Nissan) pour 2015. En parallèle, on assiste à l'émergence des marchés de transition qui concernent la fourniture de courant en continu ou de secours pour des applications stationnaires ou mobiles. Cet axe peut être illustré par le projet de fourniture de courant pour le résidentiel au Japon (pile à combustible 1 kW), avec 3300 piles en service fin 2008. Fin 2009, il y avait plus de 1000 chariots élévateurs alimentés à l'hydrogène aux Etats-Unis. Enfin, le projet H2E (Horizon Hydrogène Energie) a été lancé en 2009 en France. Ce projet, piloté par Air Liquide, est dédié à la mise en place d'une filière de distribution d'hydrogène et de sites de démonstration sur les marchés des applications stationnaires, transportables et de véhicules spéciaux. Bien sûr, pour cette application, en plus de l'autonomie, l'encombrement réduit et le poids sont des performances clés. Ces mêmes problématiques sont présentes pour les marchés de transition qui requièrent des réservoirs transportables (pour l'approvisionnement et/ou les besoins de l'application) et une grande autonomie. A moyen terme, afin de répondre à ces objectifs de performances, le stockage d'hydrogène sous forme comprimée à haute pression jusqu'à 700 bars dans des réservoirs composites type IV à fibre de carbone est privilégié (Figure 1)



Figure 1 : a) Réservoir type IV (Villalonga et al., 2009) b) Coupe transversale du réservoir

La tenue mécanique est assurée par le composite qui est mis en œuvre par enroulement filamenteux. Les fibres de carbone imprégnées d'une matrice généralement thermodurcissable sont placées sur un mandrin en polymère (appelé liner) qui assure l'étanchéité du réservoir et une embase en acier permettant l'échange d'hydrogène.

2. Enjeux scientifiques

De nombreuses études ont été menées par divers auteurs (Liang et al., 2002) (Vasiliev et al., 2003) sur le comportement du réservoir composite à haute pression sous sollicitations mécaniques. (Bertin, 2011) a étudié le comportement et le développement de l'endommagement de multicouches polymère (polyuréthane) / composite (fibres longues de carbone T700/ matrice époxy) sous sollicitation de fatigue thermomécanique. (Gentilleau, 2012) a étudié le comportement thermomécanique des matériaux constituant un réservoir de stockage d'hydrogène de type IV à différentes températures -40°C, 25°C et 85°C qui permettent de couvrir la plage d'utilisation du réservoir prescrite par la norme. Ces essais ont permis de déterminer les paramètres mécaniques du matériau composite sous différentes températures. (Berro, 2013) a fait des études sur le comportement statique et en fatigue, la cinétique d'endommagement des matériaux constituant le réservoir et l'éclatement d'un réservoir en état sain.

Très peu d'études ont abordé les conséquences d'un impact sur la tenue résiduelle d'un réservoir bobiné (Wakayama et al., 2006) (Kobayashi et al., 2007) alors que c'est un point crucial pour assurer sa durabilité en conditions de service. Historiquement, les études de « Tolérance aux dommages » se sont développées beaucoup plus pour les structures aéronautiques métalliques que pour les composites. En effet cette approche nécessite une bonne connaissance des types d'endommagement créés par impact, or dans le cas des matériaux composites qui sont de fait des « matériaux structures », ceux-ci révèlent des comportements très complexes et fortement dépendants de l'architecture (stratification, bobinage, épaisseur, nombre et orientation des couches...). Pourtant le développement de nouvelles structures de stockage nécessite de les certifier vis-à-vis de la présence d'un défaut de type impact. Actuellement cette procédure de certification passe par des essais d'impacts suivis des tests pour vérifier l'intégrité de la structure impactée. Les dommages d'impact affaiblissent fortement la tenue résiduelle des structures aussi bien en statique qu'en fatigue (Aboissière, 2003).

Pour pouvoir progresser dans la connaissance de l'endommagement et de la tenue résiduelle d'un réservoir d'hydrogène haute pression (700 bars), un projet national baptisé « TOLEDO – TOLerance aux Dommages » a été mené de 2010 à 2013. L'objectif principal de ce projet est de

développer de la connaissance sur le comportement en service des réservoirs composites d'hydrogène haute pression subissant des impacts mécaniques (chocs, chutes) et leurs conséquences sur les performances résiduelles de ces réservoirs.

Le but de ce travail est d'étudier le comportement mécanique des matériaux composites endommagés par impact. Son objectif est de créer un modèle utilisable dans l'industrie qui peut prédire l'évolution de cet endommagement sous sollicitation de service et prédire la tenue résiduelle d'une structure bobinée de composite carbone – époxy impacté, ce qui nécessite de connaître l'influence des défauts d'impact sur des éprouvettes caractéristiques de la structure bobinée. Afin d'atteindre cet objectif, le travail s'attachera à :

- identifier le type de défauts générés en fonction des caractéristiques de l'impact sur réservoir
- reproduire la même typologie de dommage sur éprouvette.
- développer un modèle pour prédire la durabilité du réservoir impacté.

3. Etapes de travail - Méthodologie

Ces travaux de doctorat ont été réalisés dans le cadre du Projet « TOLEDO » et contribuent à répondre aux objectifs de la méthodologie exposée au paragraphe précédent. Dans la première partie de ce manuscrit est présentée la caractérisation des endommagements sur les réservoirs impactés. Dans cette partie sont étudiés les endommagements générés par un impact représentatif des chocs en service, la description de leurs géométries « micrographiques » et de leurs schématisations constituent le cœur de la problématique.

La deuxième partie présente deux techniques d'impact sur échantillons censées induire des endommagements caractéristiques de la dégradation des réservoirs. Les essais mécaniques effectués sur ces éprouvettes pour quantifier les conséquences de l'endommagement par impact sur le comportement en traction quasi-statique, sont détaillés et commentés. L'objectif est de cerner l'effet du pré – dommage sur la réponse du matériau et construire la base de la connaissance des mécanismes nécessaires à la modélisation.

La troisième partie de ce manuscrit est consacrée à une étude bibliographique des modèles d'endommagement construits pour des matériaux composites. Un modèle d'endommagement est développé à partir des travaux de (Gentilleau, 2012) dans le but d'être implantée dans le logiciel éléments finis Abaqus. En particulier, on introduit un critère de rupture progressif afin de pouvoir

Introduction

détecter la défaillance finale du réservoir. Le modèle est validé tout d'abord à l'échelle des échantillons.

Enfin, la dernière partie de ce manuscrit s'intéresse à la capacité à prédire la pression d'éclatement du réservoir dans les deux cas « sain » (non impacté) et impacté du modèle numérique de la structure bobinée prenant en compte l'endommagement et le pré - endommagement. La configuration exacte d'endommagement observée sur les réservoirs réels impactés est introduite explicitement dans le maillage de la structure. L'influence des paramètres de calcul numériques sur la prédiction d'éclatement est discutée.

Le document se termine par une conclusion et des perspectives

**Chapitre 1 : Caractérisations des
endommagements sur les réservoirs impactés**

1 Bibliographie de la tolérance aux dommages des différentes structures composites

Si le concept de « tolérance aux dommages » a été étudié et mis en place depuis de nombreuses années dans les procédures de conception et de suivi de structures aéronautiques métalliques, cette approche n'est pas pour l'instant utilisée pour la conception industrielle des composants en matériaux composites.

Le développement de nouvelles structures d'aéronefs en composites et notamment le fuselage, nécessite de certifier ces structures à la présence d'un défaut de type impact. Ces structures se divisent dans deux grands groupes de forme : structures bobinés et structures stratifiés. La procédure utilisée consiste à trois étapes: i) la génération d'un endommagement, soit en utilisant des conditions réelles ou en les reproduisant aussi fidèlement que possible avec des systèmes spécifiques, ii) l'inspection des dommages, l'évaluation de sa nature et sa topologie, iii) la quantification de la résistance résiduelle, où la structure est simulée dans les conditions réelles. Après avoir déterminé le maximum de dégâts structurels qui peut être toléré pour une résistance résiduelle donnée, il est souvent besoin de re - concevoir la structure.

1.1 Tolérance aux dommages sur les composites stratifiées

Les composites stratifiés carbone - époxy sont largement utilisés dans les composants structurels aéronautique et de l'aérospatiale principalement en raison de leurs excellentes propriétés mécaniques spécifiques. Ils peuvent subir des dommages lors de leur fabrication, l'assemblage, l'entretien ou leur service. Ils sont provoqués par différents types d'impact. L'impact à faible quantitative énergie est considéré comme le plus dangereux (de Freitas and Reis, 1998; Kadlec, 2011; Tita et al., 2008) , car les dégâts internes peuvent échapper à la détection d'une inspection visuelle de routine de la surface impactée (Symons and Davis, 2000).

La tolérance aux dommages dans les stratifiés est habituellement étudiée en déterminant l'effet des différentes énergies d'impact sur leurs résistances résiduelles. Un certain nombre d'études expérimentales de « tolérance aux dommages » ont été réalisées, la majorité des essais d'impact est réalisée par la méthode de tour de chute en pilotant l'énergie d'impact et en modifiant les paramètres tels que : le masse du poids tombant, la hauteur, la vitesse initiale. Il y a de multiples possibilités dans la taille de l'échantillon, cela dépend de l'objectif du test qui doit s'approcher des conditions en service, ou de la capacité de ressources expérimentales. Dans les études de (Tweed et al., 1992), les tests d'impact sont réalisés sur les échantillons de $100 \times 25 \text{ mm}^2$, la tenue résiduelle

est évaluée par des essais de traction et de compression statique. Les résultats expérimentaux ont montré la croissance de la zone de délaminage avec l'augmentation du pré - contrainte. Ils ont mis en évidence qu'en plus de la limitation en taille minimale des échantillons, il y a certaines limites dues à l'effet de la géométrie et à l'effet unilatéral d'un choc. Cela pose des difficultés pour étudier le comportement d'une structure réelle.

Dans les études de Lopes (Lopes et al., 2009a; Lopes et al., 2009b) les échantillons de forme d'un rectangle $150 \times 100 \text{ mm}^2$ de différents empilements combinés de 0° ; 90° et 45° , de 4.37 mm d'épaisseur en moyenne, ont été impactés par une tour de chute avec le poids tombant en tête sphérique de 16mm de diamètre. Les endommagements sont détectés par la méthode C-Scan, combiné à la méthode de Fluor pénétré qui permettent de dessiner la géométrie des dommages suivant les différents niveaux d'énergie d'impact. La compression après impact a été utilisée pour évaluer la tenue résiduelle. Les résultats ne montrent pas une nette amélioration en termes de résistance aux chocs dans les stratifiés dispersés par rapport à la configuration de base.

Les auteurs (Abdallah et al., 2009) ont utilisé des composites quasi unidirectionnels qui se composent d'une ou deux couches de UD de haute orientation, recouverts par des composites tissés. Ils ont une taille de $150 \times 100 \text{ mm}^2$ et de 3.4mm d'épaisseur. Les observations microscopiques permettent de proposer un schéma d'endommagements : l'évolution de la fissuration matricielle, délaminages. La comparaison entre la configuration des endommagements due de la charge statique et dynamique a montré que la force maximale atteinte dans les impacts test est supérieure à celle pendant les essais quasi – statiques. Pourtant l'énergie absorbée et la morphologie d'endommagement sont équivalentes dans les deux cas.

Par ailleurs, (Zhou, 1996) a utilisé des échantillons circulaires de 100 à 500 mm d'empilement $[90/0^\circ]_{ns}$, avec une épaisseur varie entre 10 et 25mm pour étudier les effets local et global des impacts. Il est démontré que la force de dommages et cartes énergie cinétique d'incident (IKE) peuvent être utilisés pour identifier l'initiation de dommages. Il se trouve que la délamination ou multiple délaminage dégradants rigidité en flexion locale provoque panneaux impacté à la rupture en compression un niveau de charge qui est nettement inférieur à celui des panneaux intacts. Mais lorsque les panneaux impactés sont complètement délaminés, ils peuvent encore conserver 30% des forces pour le verre-polyester et 20% des forces pour le verre phénolique stratifiés si elles sont sous une charge de compression ultérieure.

Les auteurs (Zhang et al., 1999) ont, quant à eux, choisi des échantillons de grande taille $270 \times 250 \text{ mm}^2$ avec l'empilement $(+45/-45/90/0)_{ns}$, de 2 à 4 mm d'épaisseur. Ces dimensions sont devenues

la taille standard des échantillons dans les codes Européen car il permet de limiter les effets de bord pendant l'impact et de reproduire raisonnablement les conditions en service des matériaux. Dans l'évaluation de la nature des dommages d'impact, la charge de compression P , et le couplage entre les deux, il y a trois paramètres sans dimensions caractéristiques. Tout d'abord, le ratio de P / P_{critique} qui peuvent influencer sur la réponse dynamique et la force d'impact lorsque ce rapport est d'ordre un (un état d'équilibre neutre). Deuxièmement, le rapport de la déformation de compression appliqué à celle lors d'un échec du matériel, ce qui peut affecter le montant des dommages en plane d'une plaque impactée chargée. Enfin, le rapport de l'énergie d'impact à sa valeur de seuil (ou mieux l'équivalent maximum de force de l'impact) détermine que la présence des dommages de type délaminage a le potentiel de dégrader sérieusement la force CAI (compression après impact).

(Strait et al., 1992) ont effectué des essais de choc en poids tombant instrumenté sur des plis quasi-isotropes et $0 / \pm 45^\circ$ stratifiés en fonction de l'angle de fibres. La structure d'empilement a une influence significative sur la résistance aux chocs, en particulier à des énergies d'impact élevées. (Fuoss et al., 1998a, b) ont étudié l'influence de trois paramètres sur la résistance aux endommagements d'impact des composites stratifiés : l'angle de l'interface (l'écart angulaire dans l'orientation des fibres entre deux couches qui comprennent une interface), l'orientation des plis par rapport à un axe fixe et le regroupement plis. Son modèle d'éléments finis a été utilisé avec succès pour étudier les effets des principaux paramètres de la séquence d'empilement sur la résistance aux dégâts. Sur la base des conclusions de cette étude, une guide d'utilisation a été proposée pour améliorer la résistance aux dégâts. Ils devraient aider les concepteurs dans le choix de séquences d'empilement appropriées pour améliorer la résistance aux dégâts d'impact de structures composites.

Des études de la tolérance aux dommages des composites sous différentes conditions de température ont été effectuées sur diverses natures de composant. (Herb et al., 2010) ont étudié le comportement thermo – mécanique des composites SiC/SiC de matrice céramique après l'impact. Dans cette étude, les échantillons ont été choqués toujours par le système de tour de chute, leur tenue résiduelle est évaluée par les tests de traction statique. Les observations micrographiques permettent d'identifier les endommagements dans chaque séquence (fissurations de la matrice, ruptures de fibres) qui se développent au cours de chargement. On constate que la zone des endommagements se localise sous le pénétrateur et que l'architecture de fibre tridimensionnelle empêche le délaminage. Une analyse mécanique concernant le diamètre de la zone endommagée au diamètre du pénétrateur et l'énergie absorbée au cours du processus a été mise en place. La résistance à la traction post - impact a également été évaluée. La simulation d'une éprouvette trouée a montré que la réduction de sa tenue résiduelle peut être directement liée à sa section efficace.

Des auteurs se sont plus particulièrement intéressés au comportement des matériaux composites à la fatigue (Beheshty and Harris, 1998; Cantwell et al., 1984; Garnier et al., 2013; Jang et al., 1992) Les sollicitations cycliques peuvent être très dommageables. Ces études portent sur les mécanismes destructeurs de fibres unidirectionnelles chargées en traction-traction. Le rôle des fibres, de la matrice et de leur interface dans le comportement en fatigue a été expliqué.

En vue de la conception d'une structure composite tolérante à l'impact, il est donc primordial d'étudier dans le détail son endommagement d'impact, l'effet de cet endommagement sur sa tenue résiduelle ainsi que l'indentation permanente laissée par cet impact afin de statuer sur son éventuelle détectabilité. Dans le domaine des composites stratifiés, un grand nombre auteurs ont proposés leurs études abordant des différents aspects : la tolérance aux dommages des composites sous les sollicitations statiques ou cycliques, des composites de différentes natures de composants ou de séquence d'empilements, dans des conditions à température. Ces études ont montré une grande connaissance sur les structures simples des stratifiés. En plus, ils ont validé des thématiques d'étudier la tolérance aux dommages qui peuvent être étendu pour appliquer lors des études des structures courbes composites.

1.2 Tolérance aux dommages sur les structures courbes composites réalisés par bobinages

La tolérance aux dommages des bobinés pose les mêmes problématiques que pour les stratifiés. Cependant dans le contexte des réservoirs bobinés, la tenue au choc apparaît comme un élément critique. Il faut en effet garantir la sécurité et s'assurer que le réservoir n'éclatera pas immédiatement après l'impact ni par la suite en service. Pourtant, du fait des applications envisagées et de leur environnement d'utilisation (grand public), les réservoirs pourront être exposés à des chocs accidentels : chute ou impact lors de la manutention et du transport pour les réservoirs transportables. L'analyse de ces chocs usuels ou accidentels doit être intégrée afin de déterminer quelles sont les sollicitations critiques pour ces nouvelles applications. Cette analyse s'avère aujourd'hui nécessaire, car les tests de chute ou d'impact grande vitesse issus des normes actuelles sont issus du retour d'expérience sur bouteille métallique et des applications industrielles et n'intègrent pas ces nouveaux éléments (matériaux composites, structures bobinées, nouveaux cadres,...). De plus, très peu d'études ont abordé les conséquences d'un impact sur la tenue résiduelle d'une structure bobinée, alors que c'est un point crucial pour assurer sa durabilité en conditions de service. On pourrait s'appuyer sur les études menées sur les composites stratifiés minces à fibres continues de matrice polymère fragile, mais cela n'est pas raisonnable. Certes, leur domaine d'application s'est étendu, ces dernières années, aux composites épais (Revest, 2011).

Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

Toutefois, leurs utilisations pour les structures composites bobinées n'est pas immédiate car ce mode d'élaboration induit plus d'hétérogénéités locales, et les sollicitations auxquelles ils sont soumis conduisent à des répartitions des contraintes plus complexes que celles présentes dans des structures stratifiées minces.

Dans la littérature, se trouvent des études concernant la tenue résiduelle : la pression interne des structures composites bobinés.

Christoforou et Swanson, dans leurs études (Christoforou and Swanson, 1988) ont calculé la perte de résistance par impact à basse vitesse : choc latéral sur des bouteilles composites. Leur analyse est toutefois limitée à des faibles impacts sous basse vitesse.

Alderson et Evans (Alderson and Evans, 1992) ont étudié les dommages dans les tuyaux composites bobinés de fibre de verre dues aux charges statiques et d'impact à faible vitesse. Ils concluent que le processus de rupture est très dépendant de la condition de support des tuyaux.

(Curtis et al., 2000) ont étudié des tubes composites de fibre de verre - époxy de l'empilement $[+55^\circ/55^\circ/+55^\circ/-55^\circ]$, longueur 500 mm, diamètre 100 mm et d'épaisseur 0.99 mm, soumis à l'indentation par un pénétrateur sphérique de 50 mm de diamètre et en appui sur une surface rigide et plate. Des dommages sous la forme d'une fissure de matrice résulte d'une faible énergie, mais ce pré - endommagement n'a pas réduit la résistance à l'éclatement résiduel du tube. Une énergie supérieure d'indentation a produit un flambage, et a réduit la résistance à l'éclatement des tubes de 60%. L'objet d'étude de (Gning et al., 2005) est aussi des tubes composites verre – époxy de l'empilement $[\pm 55]$ mais plus épais de 6 mm d'épaisseur. Ils ont un diamètre interne de 55mm, 110 mm de longueur et ont subi de 45J d'énergie. La vraie zone endommagée est environ 10 fois la surface projetée. L'influence des dommages d'impact sur la pression d'implosion est décrite. Au-dessus d'un seuil critique d'énergie d'impact, une baisse significative de la résistance de l'éclatement est à noter, elle est liée à l'apparition de fissures intra-laminaires.

Dans ses études (Wakayama et al., 2006), afin d'améliorer la résistance à l'éclatement après l'impact des filaments enroulés en fibre de carbone en plastique renforcé (FW-CFRP) tuyaux composites, trois types de fibres de carbone à faible module avec déformation à la rupture à la compression élevée ont été appliquées à la surface de les tubes composites FW-CFRP. Les essais de choc avec un rayon de frappe de 3, 10, 20 mm ont été effectués sur les échantillons. Les tubes de 100mm de diamètre interne, 450 mm de longueur utilisés se composent d'un liner en aluminium A6063-T6 et des couches supplémentaires Granoc dont l'épaisseur varie entre 0.9 et 2.7 mm. La résistance à l'éclatement des tubes composites a été observée après l'impact, elle a diminué avec

l'augmentation de la profondeur du dommage effectif. En conséquence, il est été établi que la résistance à l'éclatement résiduelle a été améliorée grâce à l'application de la fibre de carbone à faible module.

1.3 Transformation de l'échelle d'études de l'impact

Le plus souvent, la nocivité des impacts et la tenue résiduelle de la structure en service ne peuvent être étudiées sur la structure réelle pour des questions de coût et de mise en œuvre des essais. Si des essais d'impact suivis d'éclatement sur réservoirs réels sont nécessaires pour évaluer la fiabilité des modèles de comportement, il n'est pas envisageable de réaliser une telle série d'essai pour chaque configuration possible de choc ou pour chaque dimension de réservoir. C'est pourquoi il peut être utile de recourir à des structures à échelle intermédiaire (coupons ou éprouvettes) et de confronter les résultats des simulations de tenue résiduelle sur ces structures plus simples. L'idée de recourir à des structures intermédiaires est attractive mais pose un problème de changement de structures non trivial car la reproduction d'un impact sur la structure intermédiaire proche de celui constaté sur la structure réelle ne conduit pas a priori à la reproduction d'un dommage équivalent en termes de typologie et de nocivité. Dans cette étude, les structures intermédiaires seront des échantillons prélevés dans des tubes (donc courbes) fabriqués avec le même matériau composite et le même procédé d'élaboration que les réservoirs bobinés. L'échantillon courbe doit être observé en tant que structure de validation d'un modèle prédictif de tenue résiduelle. Le modèle, une fois validé, est ensuite exploité sur les réservoirs composites. Cette démarche a été validée par (Ballere et al., 2009) et sera utilisée ici.

Cette problématique, comprend deux niveaux de difficulté : à une échelle donnée, l'étude de la tolérance aux dommages par impact d'une structure composite (courbe qui plus est) impose la connaissance des effets de l'impact à l'échelle du matériau (identification du dommage) et à l'échelle macroscopique de la structure/corps d'épreuve (tenue résiduelle). De plus, ces effets sont couplés et les couplages dépendent des échelles. Des lois de similitude ou de changements d'échelle ont déjà été proposées afin de décrire la réponse élastique d'une structure composite (Buckingham, 1914) (Qian and Swanson, 1990). Cependant, ces lois ne peuvent pas être étendues après apparition du dommage puisque les endommagements constatés n'ont pas été créés par des énergies d'impact équivalentes, leurs typologies et tailles sont différentes et la réponse macroscopique à l'impact des deux structures est aussi variable (Viot et al., 2008). Les comportements de la structure réelle lors de l'impact ou sous le chargement de service ne peuvent donc pas être estimés directement via les résultats obtenus sur structure intermédiaire. Finalement,

le modèle numérique doit être ajusté pour reproduire les typologies de dommage les plus contraignantes sur un réservoir sollicité en pression interne.

Dans la partie suivante, des endommagements générés par impact de tour de chute sur les réservoirs bobinés sont observés. L'objectif est de caractériser la morphologie typique des endommagements afin de les reproduire sur les éprouvettes cylindriques pour évaluer des propriétés résiduelles.

2 Matériaux composites et structures d'études

2.1 Fabrication des structures composites bobinés

2.1.1 Procédé de l'enroulement filamentaire et vocabulaire associée

Ce procédé permet d'obtenir des pièces en matériau composite, par enroulement de fibre sur un mandrin. Plus précisément, il consiste à enrouler, par l'intermédiaire d'un guide-fil, des fibres de carbone imprégnées de résine d'époxy sur un mandrin et à faire polymériser la structure. Cette opération d'**enroulement filamentaire** est tout particulièrement adaptée à la réalisation de toutes les structures axisymétriques (Figure 1.1)

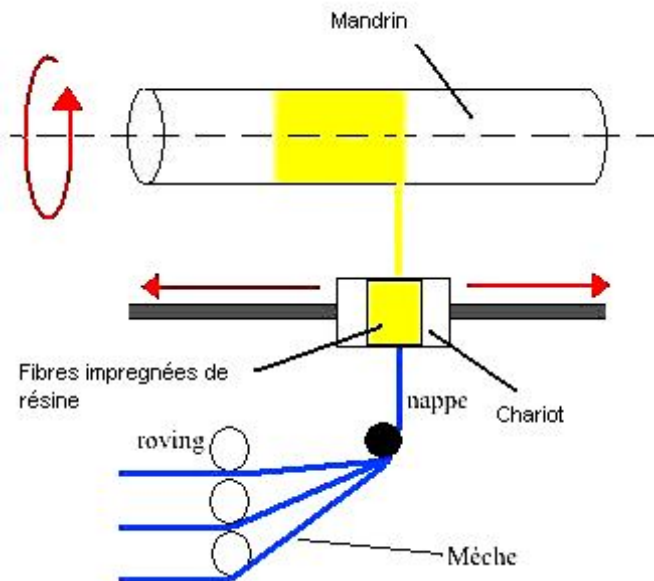


Figure 1.1 : Schéma de principe du procédé d'enroulement filamentaire

Le **liner** est le revêtement interne du réservoir. Il a deux fonctions principales : assurer l'étanchéité de la structure à l'hydrogène gazeux et jouer le rôle de **mandrin**. En effet, sa mise en rotation permet de déposer les fibres préalablement imprégnées de résine directement sur sa surface extérieure sur la quelle peut être déposé un agent adhésif.

Les fibres se présentent sous forme de **roving**, c'est-à-dire de bobines dont le nombre de fibres par **mèche** est fixé (Barbain and Chevalier, 1997). Ce roving est baigné dans la résine avant l'enroulement. L'emploi d'une bande pré imprégné (**roving**) apporte une grande facilité de mise en œuvre pour cette fabrication, mais coûte plus cher.

Enfin, les mèches de tous les rovings sont regroupées pour former une **nappe** qui est déposée sur le liner via un système de guidage dans un mouvement de va-et-vient. Elle est donc caractérisée par sa largeur et son épaisseur, toutes deux liées aux propriétés des mèches. La dépose de la nappe se fait soit par enroulement circonférentiel (Figure 1.2 a) soit par enroulement hélicoïdal (Figure 1.2 b). Les nappes sont juxtaposées jusqu'à recouvrir la surface extérieure du réservoir en formant ainsi une couche ayant l'orientation souhaitée et l'épaisseur d'une nappe.

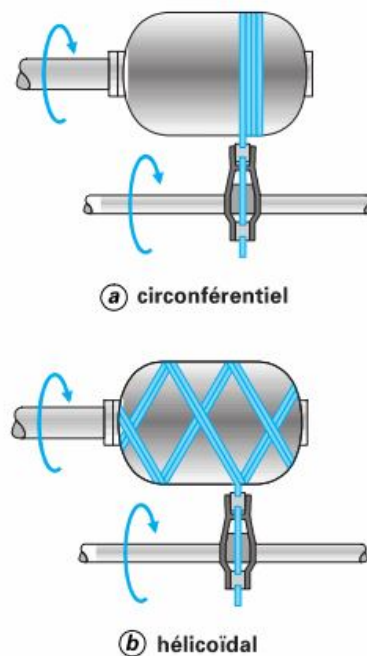


Figure 1.2 : Types d'enroulement filamentaire (a) circonférentiel et (b) hélicoïdal (Krawczak, 2002)

2.1.2 Chevauchement des nappes

La juxtaposition de nappes doit permettre de couvrir toute la surface extérieure du réservoir. Plusieurs allers - retours de la tête de dépose sont nécessaires dans le cas d'un enroulement hélicoïdal à $\pm \theta$. La présence de zones de chevauchement des mèches à $+\theta$ et $-\theta$ est donc inévitable. La (Figure 1.3) présente le bobinage sur une vue développée d'un réservoir de diamètre D

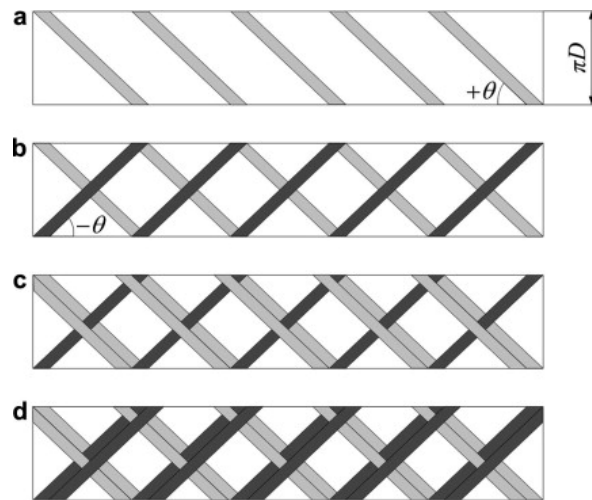


Figure 1.3 : Processus 4 passages d'enroulement d'un tube en vue développée avec des mèches $\pm \theta$ (Zhang et al., 2008)

Le premier passage de fibres (faisceau) est posé dans la direction $+\theta$ à partir de la droite vers la gauche du mandrin. Remarque l'angle θ est défini par rapport à la direction axiale.

Le second passage de fibres est posé dans la direction $-\theta$ à partir de la gauche vers la droite du mandrin. Les deux premiers passages constituent le premier circuit de l'enroulement. Comme le montre la Figure 1.3 b, ces deux placements de fibres dans les deux directions divise le tube dans un tableau de losange qui se répète dans les $+\theta$ et $-\theta$ directions hélicoïdales. Lorsque le second passage passe par-dessus le premier passage, un croisement de faisceaux de fibres se produit.

Les circuits restants servent à recouvrir complètement le mandrin pour former un tube avec une épaisseur uniforme. Habituellement, il existe différents modes d'enroulement pour placer le deuxième circuit (comprenant les troisième et quatrième passages) et les autres circuits suivant les Figure 1.3 c et d montrent la formation du deuxième circuit à partir des troisième et quatrième passages. Sur l'ensemble de la Figure 1.3, on peut voir que pour le deuxième circuit, il y a de nouveaux emplacements de croisement formés qui comprennent le passage 3 sur passage 2 et 4 passages sur les deux passages 1 et 3.

Le motif des zones de chevauchement est directement dépendant du choix de programmation lors de l'enroulement filamentaire. Ainsi, si la dépose hélicoïdale (de type $\pm 45^\circ$ comme sur la Figure 1.3) est poursuivie, un motif unitaire en forme de diamant apparaît. On distingue alors trois zones Figure 1.4 : une bande verticale et deux zones triangulaires dans lesquelles on retrouve un empilement unidirectionnel de fibres (une moitié $[\theta/-\theta]$ et l'autre $[-\theta/+\theta]$).

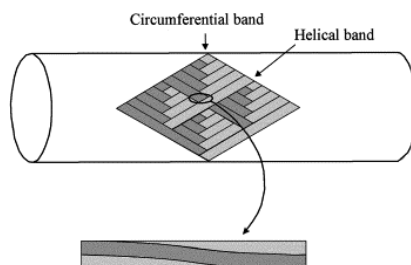


Figure 1.4 : Motif diamant des chevauchements à $\pm 45^\circ$ (Rousseau et al., 1999)

2.2 Structure du réservoir 2.5L

Cette étude s'appuie sur des réservoirs d'une contenance de 2.5L fabriqués par EADS Composites Aquitaine pour le projet TOLEDO. Leur architecture est détaillée dans le Tableau 1-1

Numéro des couches	Orientation ($^\circ$)	Nombre des plis	Epaisseur de couche (mm)
1	20	4	1.2
2	90	1	0.3
3	20	4	1.2
4	90	1	0.3
5	20	6	1.8
6	90	1	0.3
7	30	6	1.8
8	90	2	0.6
9	40	4	1.8
10	90	2	0.6
11	54	6	1.8
12	90	1	0.3
13	70	4	1.2
14	90	2	0.6
Total		44	13.2

Tableau 1-1 : Architecture du composite du réservoir 2.5L

Les matériaux étudiés sont des réservoirs composites en carbone – époxy fabriqués par CAQ – EADS group pour les applications du transport. Le renforcement mécanique est assuré par le

Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

composite filamentaire : les fibres de carbone T700/Toray imprégnées d'une résine therm durcissable sont placées sur un mandrin (liner). L'ensemble de liner et l'embase de 375.8mm de longueur ont été préfabriqués pour le bobinage (Figure 1.5)

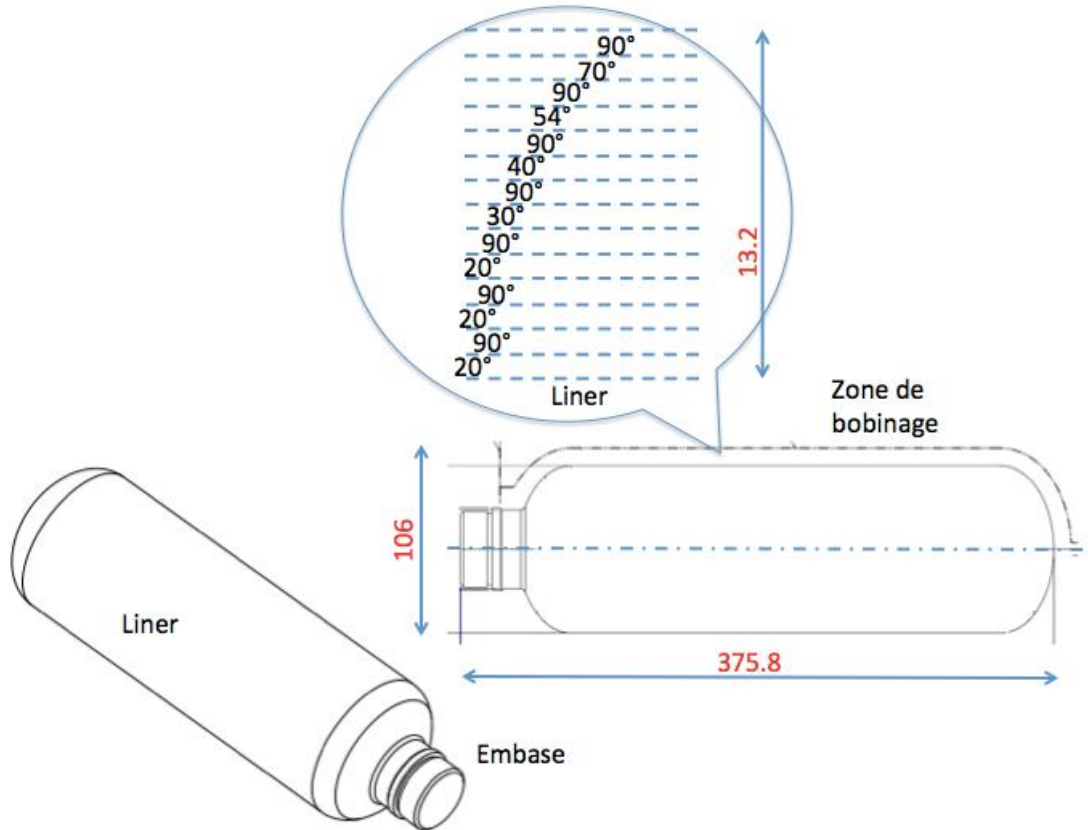


Figure 1.5 : Dimensionnement du liner (unitaire mm) et structure du bobinage

Pour la fabrication des réservoirs, des couches circumférentielles 90 et hélicoïdales ont été évidemment programmées, car ces deux orientations distinctes vont permettre de reprendre différents types d'efforts : renforcement des fonds pour les couches hélicoïdales et reprise des efforts en virole pour les couches circumférentielles. L'orientation des fibres se varie de 20° à 90° par rapport l'axe sur le long du réservoir. Le composite est constitué de 76% de fibres en masse (67.5% en volume) et 24% de résine en masse (32.5% en volume). L'épaisseur moyenne de ces réservoirs est de 13.2mm. On constate et l'on gardera en mémoire que l'on retrouve 5 croisements distincts (20,90) (30,90) (40,90) (54,90) (70,90)



Figure 1.6 : Mode de rupture d'un réservoir (a) sain et (b) non sain (Bertin et al., 2011)

Des essais d'éclatement sur réservoir sain (non impacté) indiquent que le mode de rupture est sain, c'est-à-dire que l'éclatement survient par ouverture de la partie cylindrique le long de la génératrice, sans expulsion des embases (Figure 1.6). Ce réservoir non optimal est une structure qui vérifie le cahier des charges.

3 Endommagement d'un réservoir par essai de tour de chute.

Cette partie vise à répondre à la question suivante : quelle est la configuration de l'endommagement provoqué par la chute d'un impacteur sur un réservoir bobiné de 2.5L de contenance ? Une fois cette connaissance acquise, on introduira ces motifs d'endommagement dans une simulation par éléments finis pour estimer la tenue résiduelle du réservoir.

Dans cette partie, on commence par présenter les observations des endommagements du réservoir 2.5L impactées par des impacteurs à tête hémisphériques par le partenaire à Bordeaux. Dans leur protocole expérimental. Deux réservoirs ont été soumis à différents impacts, l'un avec des impacteurs hémisphériques, l'autre avec des impacteurs angulaires. Un plan d'expérience de Doelhart à 3 paramètres (masse, vitesse et diamètre ou angle) a été mis en œuvre :

- La masse varie entre 2.7 et 20.8 kg
- La hauteur varie entre 0.3 et 2.80 m (ce qui correspond à une vitesse comprise entre 2.43 m/s et 7.41 m/s)
- Le diamètre de l'impacteur à tête hémisphérique vaut (16, 25 ou 38 mm)

Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

- L'angle de l'impacteur angulaire vaut (60, 120 ou 140°)

Chaque série se compose de seize d'impacts qui sont réalisés sur une unique bouteille en variant l'énergie d'impact dans l'intervalle de 18 à 396J (40% de la valeur d'énergie maximum de la condition de rebut d'un réservoir métallique de même géométrie que ce lui en composite, d'après une étude numérique préliminaire).

Une fois les essais effectués, la bouteille sera découpée autour des impacts et les endommagements observés. Le but est de relier le type d'endommagement aux paramètres de l'impact, afin de sélectionner un type de choc générant un endommagement significatif. La Figure 1.7 présente un exemple d'endommagement obtenu sur bouteille avec un impacteur hémisphérique.



Figure 1.7 : Impacteur à tête hémisphérique et trace d'impact

Ces 16 essais sont repérés de 1 à 16 dans la Figure 1.8 suivante présentant une vue développée du réservoir :

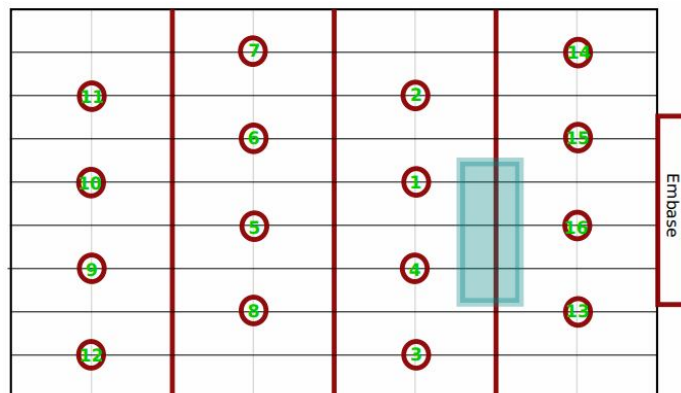


Figure 1.8 : Bouteille en vue développée avec les positions des impacts

4 Principe de caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

Dans cette partie, sont observés les endommagements engendrés par les chocs décrits au paragraphe précédent sur les réservoirs. Des échantillons (morceau cylindrique de composite) (Figure 1.10) sont prélevés par découpe dans le réservoir impacté. On s'intéresse ici à deux échantillons que l'on a numérotés 7 et 14 sur la (Figure 1.8). Ces deux échantillons cylindriques localisent une zone de taille 35 mm dans le sens longitudinale de la virole et 150mm dans le sens circonférentiel autour des défauts (Figure 1.9)

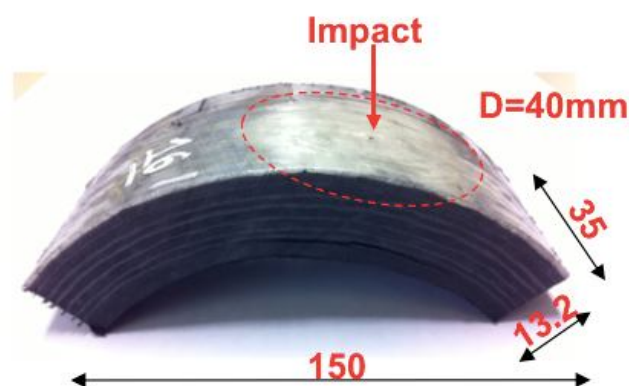


Figure 1.9 : Dimensions d'un morceau cylindriques qui contient la zone impactée (unitaire mm)

Parmi les seize d'impact effectués, ces deux impacts N°7 et N°14 ont une énergie de 222J pour le N°14 et 174J pour N°7. D'après les études préliminaires dans le cadre du projet TOLEDO, les impacts basse vitesse rencontré en conditions de service dont l'énergie ce qui justifie de 200J sont le plus souvent, les choix des deux éprouvettes N°14 et N°7 dont l'énergie d'impact est le plus proche de cette valeur de 200J. L'observation microscopique de ces deux impacts va nous permettre de caractériser un schéma d'endommagement représentatif dû à l'impact en conditions de services des réservoirs.

4.1 Principe d'observation des endommagements

Le réservoir se compose de multi – couches croisées. La méthode d'observation vise donc à effectuer des micrographies successives de plans perpendiculaires à plusieurs directions de plis.

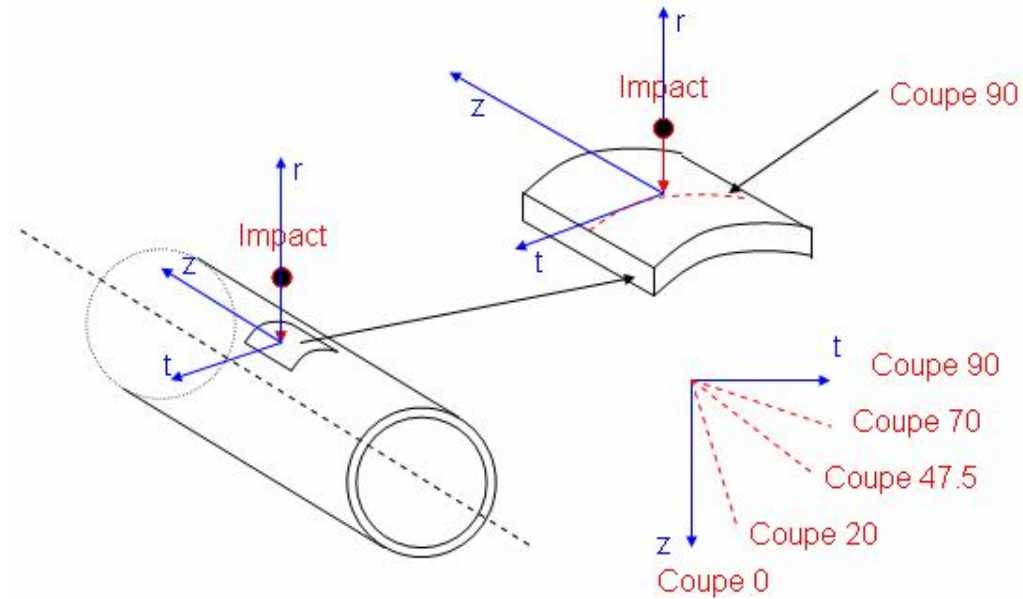


Figure 1.10 : Schéma de découpe des éprouvettes cylindriques

- Découpe suivant la direction 90° par rapport à l'axe du réservoir
- Polissage de la surface découpée de sorte qu'on observe un plan passant à la verticale de l'impact
- Observation sous microscope optique

Pendant la découpe, l'éprouvette est fixée, la vitesse d'avancement de la scie est réglable pour éviter de propager les fissures. Les opérations de découpe et d'observation précédentes sont répétées sur le même échantillon pour des angles de 70° , 47.5° et 20° pour reconstruire la morphologie des endommagements générés par l'impact. Pour ce faire il sera recueilli les dimensions et la nature de ces endommagements (délaminage, fissurations) dans des différents angles d'observation, ce qui va être rassemblé dans un même plan dont la normal est parallèle à la direction de l'impact. Il est possible ainsi de construire approximativement une image en 3D des endommagements générés sur les réservoirs impactés. Ces résultats sont aussi comparés avec les observations par tomographie pour générer une image fidèle en 3D de ces endommagements.

4.2 Observation de la coupe à 90°

4.2.1 Eprouvette 14

Les paramètres de l'impact sur l'éprouvette 14 sont présentés par le tableau suivant :

Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

Masse de l'impacteur (kg)	Hauteur de chute (m)	Vitesse à l'impact (m/s)	Type de l'impacteur	Diamètre de l'impacteur (mm)	Energie d'impact (J)
14.4	1.55	5.51	Hémisphérique	38	222

Tableau 1-2 : Paramètres d'impact de tour de chute sur échantillon n°14

Les éprouvettes ont été découpées, polies puis observées en suivant le protocole précédemment décrit.

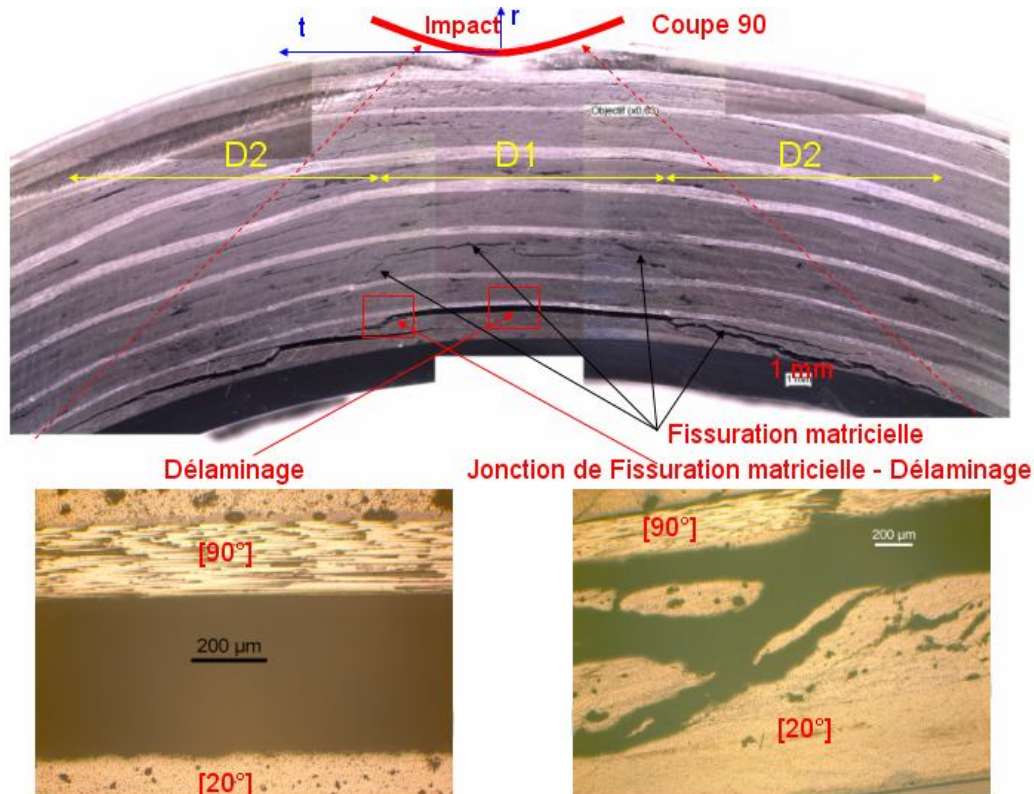


Figure 1.11 : Micrographies de la coupe à 90° après impact sur l'échantillon n° 14

On observe un délaminage largement ouvert (500 μ m de largeur maximale) qui se trouve entre les dernières couches à 20 et 90 près de la face non impactée (Figure 1.11). Il apparaît également des coalescences entre des fissures matricielles et les délaminages. La longueur D1 du délaminage et D2 des deux fissures dans la direction circonférentielle sont ont une dimension d'environ 14mm

(c'est-à-dire une valeur proche de l'épaisseur du réservoir, soit 13.2mm). Ces deux fissurations matricielles se terminent sur la surface du liner (Figure 1.12)

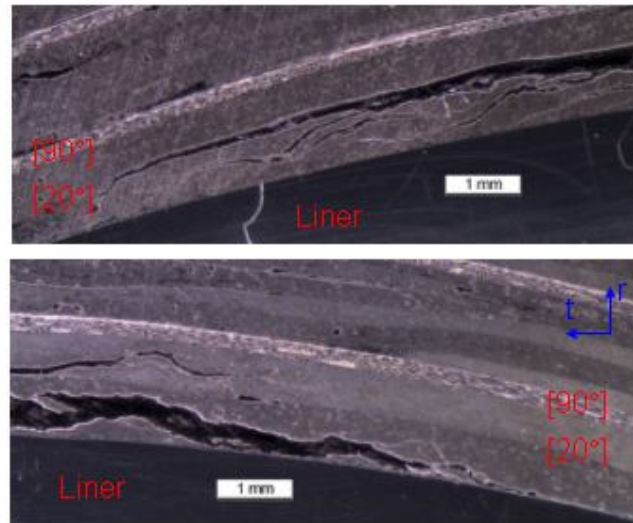


Figure 1.12 : Extrémités des fissurations dans la couche 20

Dans la zone sous l'impact, on observe de multiples microfissurations matricielles. Ces microfissures se situent dans un cône dont le sommet est l'impact et délimité par les deux bissectrices du repère (t,r) , ce qui indique une présence importante de contraintes de cisaillement hors plan et de traction dans cette zone (Figure 1.13).

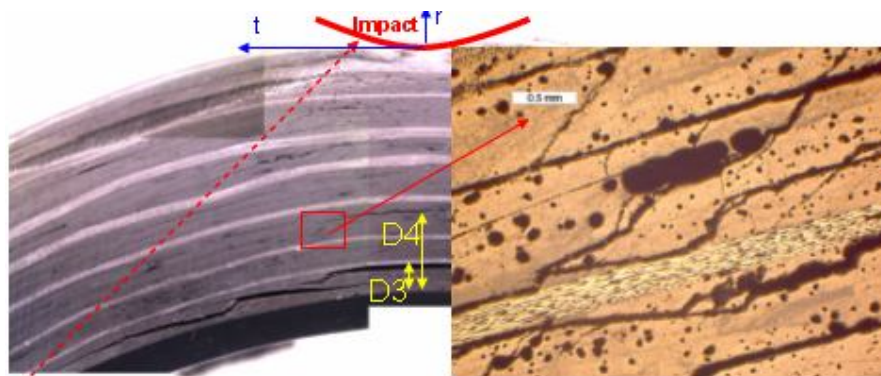


Figure 1.13 : Fissurations matricielles à 45° dans le plan (t,r)

On observe aussi des fissurations horizontales qui suivent la courbure des empilements du bobinage à une hauteur D4 de 5mm à partir du liner tandis que la hauteur du délaminage est de 1.2mm (épaisseur de la couche 20). Les fissurations matricielles orientées suivant la diagonale du

plan (t,r) passent préférentiellement par les porosités inhérentes au procédé de fabrication par bobinage.

4.2.2 Epreuve N°7

Les paramètres de l'impact sur l'éprouvette N°7 sont présentés par le Tableau 1-3

Masse de l'impacteur (kg)	Hauteur de chute (m)	Vitesse à l'impact (m/s)	Type de l'impacteur	Diamètre de l'impacteur (mm)	Energie d'impact (J)
14.4	1.13	4.72	Hémisphérique	16	174

Tableau 1-3 : Paramètres d'impact de tour de chute sur l'éprouvette n° 7

L'éprouvette a été découpée, polie puis observée, en suivant le protocole précédemment défini.

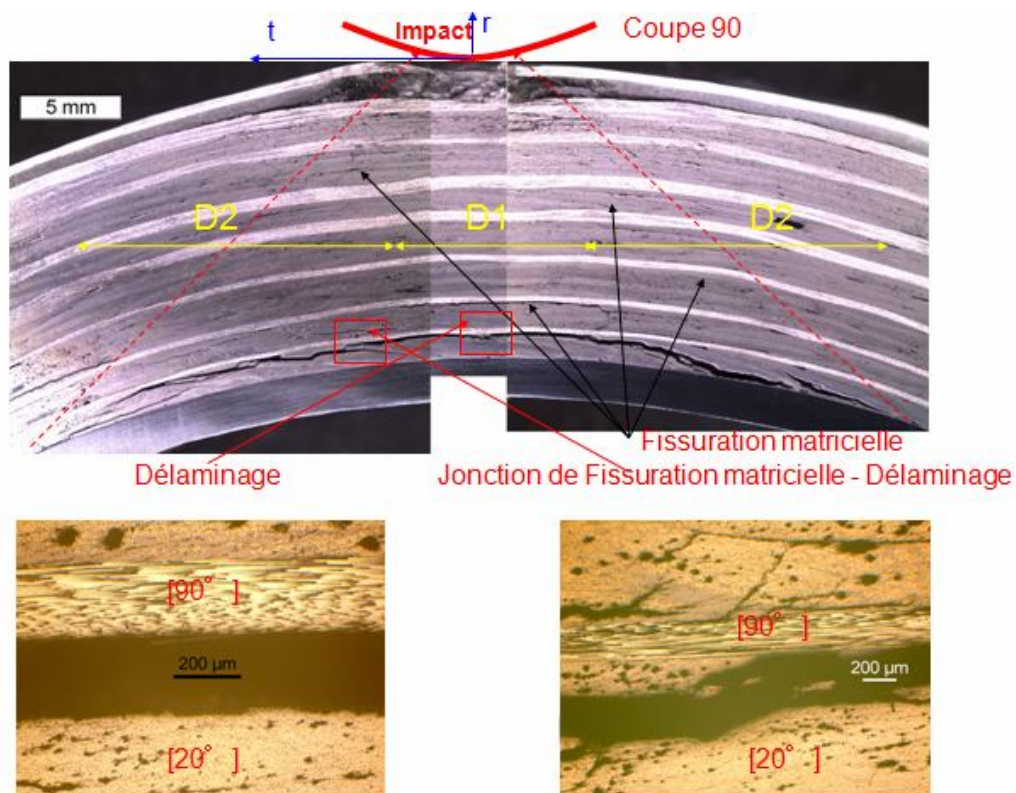


Figure 1.14 : Micrographies de la coupe à 90° après impact n°7

Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

On observe un délaminage largement ouvert ($350\mu\text{m}$ de largeur maximale (Figure 1.14) par rapport aux $500\mu\text{m}$ de l'éprouvette No14) qui se trouve entre les dernières couches à 20° et 90° près de la face non impactée. On observe également des coalescences entre des fissures matricielles et le délaminage. La longueur D2 de ces deux fissures dans la direction t est égale à 14mm . La longueur du délaminage est de 8mm , environ les deux tiers de celle de l'éprouvette No14. Ces deux fissures matricielles se terminent au dessus du liner.

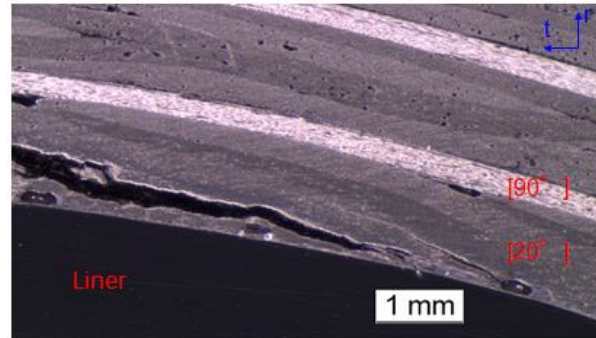


Figure 1.15 : Extrémités des fissurations dans la couche 20

Dans la zone sous l'impact, on observe de multiples fissurations matricielles. Ces fissures sont principalement orientées suivant la diagonale du plan (t,r) (Figure 1.16).

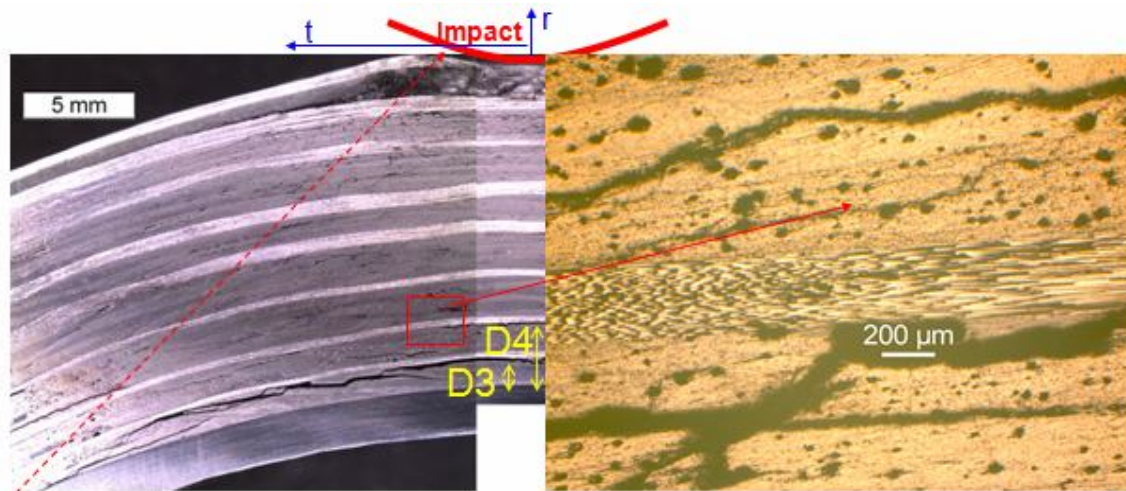


Figure 1.16 : Fissurations matricielles à 45° dans le plan (t,r), un zoom sur une zone dans le cône

On observe des fissures horizontales qui suivent la courbure des empilements du bobinage à une hauteur D4 de 2.7mm (par rapport à 5mm dans le cas de l'éprouvette n°14) à partir du liner. La hauteur du délaminage est de 1.2mm (épaisseur de la couche 20). En comparant les deux

échantillons, on note que l'impact génère des fissures horizontales au dessus du délaminage ; plus le diamètre de l'impacteur est petit, plus la position D4 de ces fissures est faible. Il apparaît également que ces fissurations matricielles se regroupent en une zone conique due au cisaillement hors plan, sur la Figure 1.16, le cône est marqué par les flèches rouges pointillées.

4.2.3 Bilan de l'observation de la coupe à 90°

La comparaison des deux distributions de l'endommagement sur les deux échantillons la coupe à 90° conduit aux points suivants :

- Points communs :
 - Les endommagements générés par choc avec des impacteurs de diamètres différents mais d'énergie comparable sont de même nature : ce sont des délaminages et des fissures matricielles. On n'observe pas de rupture de fibres.
 - Le délaminage se trouve entre les 2 couches 20 et 90 proches du liner, au dessous de l'impact. Il se prolonge par deux fissures matricielles qui se terminent sur le liner.
 - Des microfissures à 45° apparaissent dans le plan (t,r) de la découpe. Elles prennent naissance sur les défauts de fabrication.
 - Les fissures matricielles apparaissent dans une zone conique reliant l'impact à l'extrémité des fissures matricielles parcourant le dernier pli hélicoïdal

- Points différents :

La seule différence entre les deux schémas est la taille des endommagements. Elle s'explique par des énergies d'impact distinctes et la taille de l'impacteur qui génère des états de contraintes plus ou moins aigues. Les dimensions des endommagements dans les deux éprouvettes sont listées dans le tableau suivant :

	D1 (mm)	D2 (mm)	D3 (mm)
--	---------	---------	---------

Eprouvette 14	14	14	1.2
Eprouvette 7	8	14	1.2

Tableau 1-4 : Dimensions des endommagements observés sur les deux éprouvettes n°14 et n°7

La longueur des fissures matricielles dans les 2 cas est presque identique. La longueur du délaminage de l'échantillon 14 est 1.5 fois plus grande que celle de l'échantillon n°7 (14mm/8mm) (L'ouverture du délaminage du n°14 est 1.5 fois plus grand que celui du n°7 (500µm/350µm) : l'impacteur dont le diamètre est le plus petit induit une ouverture plus petite

Donc, l'observation des coupes à 90° de ces deux éprouvettes nous a informés sur les types d'endommagements générés sur le réservoir et leur localisation dans l'épaisseur. Pour compléter cette caractérisation des coupes à d'autres angles sont réalisées et analysés.

4.3 Observation des coupes à 20°, 47.5° et 70°

4.3.1 Coupes à 70°

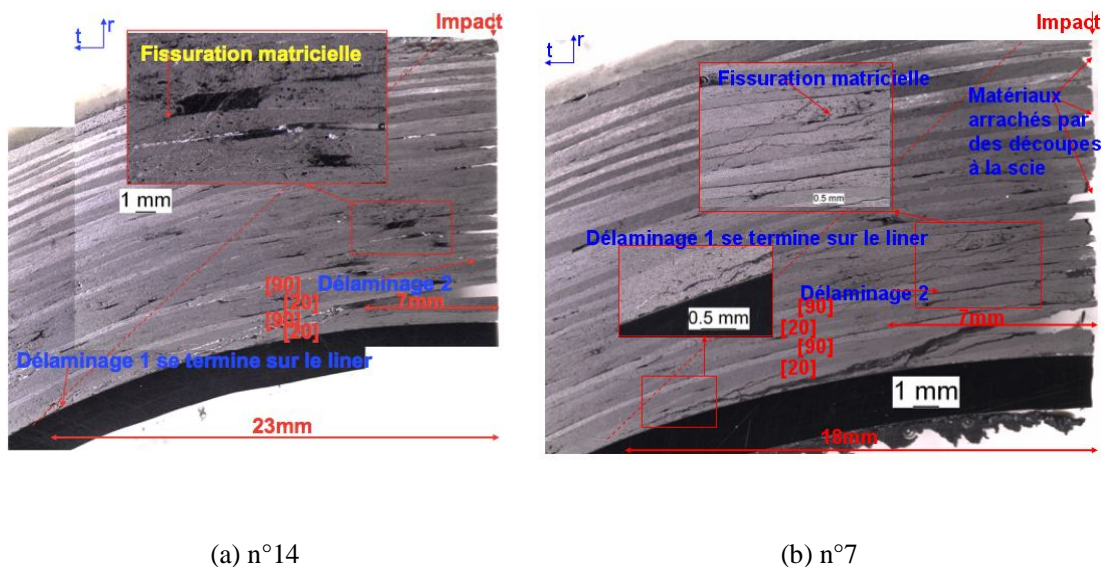
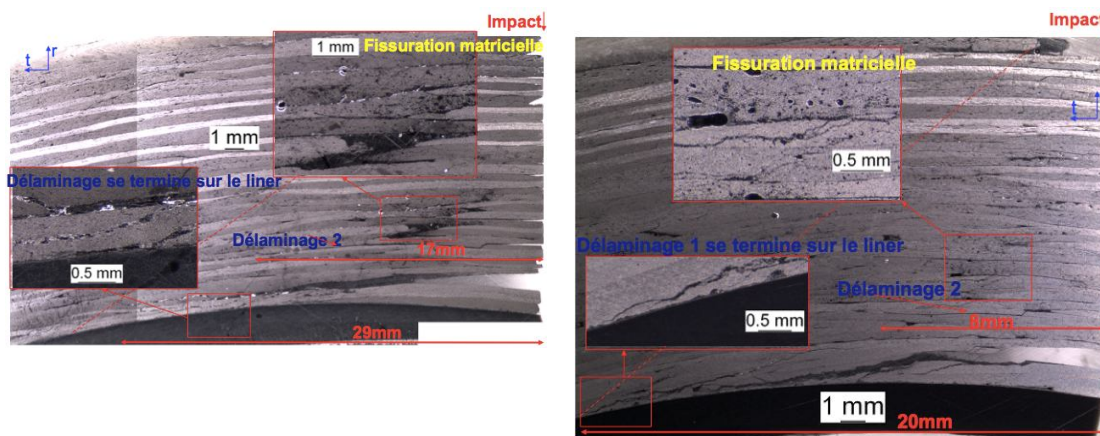


Figure 1.17 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 - coupe à 70°

La Figure 1.17 présente l'ensemble des endommagements observés sur la coupe à 70° des deux éprouvettes n°14, n°7. Ces deux éprouvettes présentent une configuration similaire d'endommagement : un délaminage important (noté 1) qui se situe entre les deux premiers empilements 20 et 90 à proximité du liner et qui se prolonge par des fissurations se terminant sur le

liner ; un délaminage moins important (noté 2) qui se situe entre les seconds plis à 20 et 90 ; des fissurations matricielle se regroupant dans une zone conique. La différence entre les deux configurations d'endommagement porte sur leur dimension. On mesure les longueurs des deux délaminages avec leur prolongement suivant l'axe t dans le plan (t,r) . Elles sont de 23mm (resp. 18mm) dans le cas du délaminage 1, de 7mm (resp. 7mm) dans le cas du délaminage 2 pour l'échantillon n°14 (resp. n°7). Ces deux longueurs permettront, dans la partie suivante, de construire une représentation 3D des endommagements observés dans le réservoir impacté.

4.3.2 Coupe à 47.5°



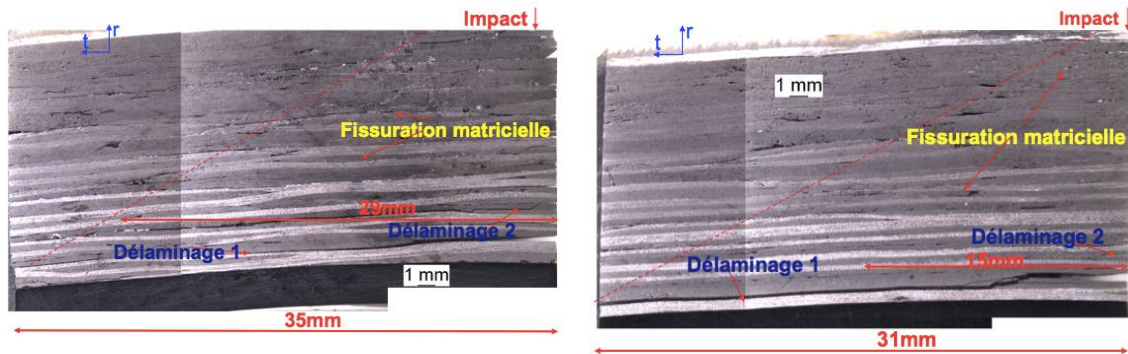
(a) n°14

(b) n°7

Figure 1.18 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 - coupe à 47.5°

La coupe à 47.5°, sur la Figure 1.18, laisse apparaître une configuration d'endommagement similaire entre les deux éprouvettes n°14, n°7 avec toujours la même nature d'endommagement : délaminage et fissuration matricielle. La longueur de ces deux délaminages est de 29mm et 20mm pour le délaminage 1, 17mm et 8mm pour le délaminage 2, pour chacune des deux éprouvettes n°14 et n°7 respectivement.

4.3.3 Coupe à 20°

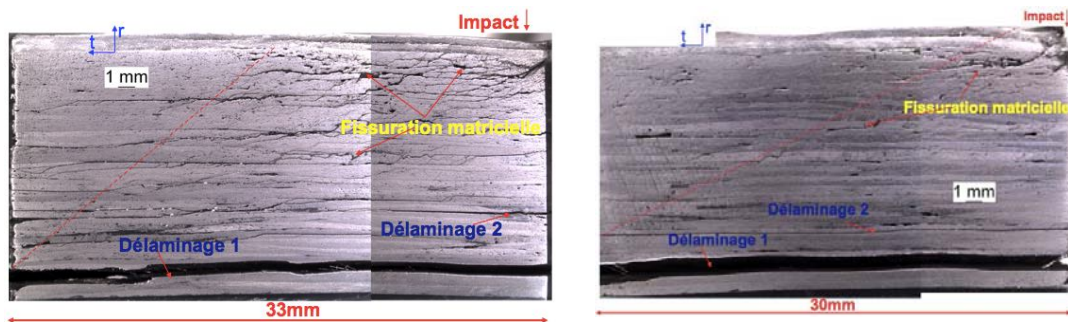


(a) n°14

(b) n°7

Figure 1.19 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 à la coupe 20

La Figure 1.19 présente l'ensemble des endommagements observés sur la coupe à 20°. Par rapport aux observations précédentes, on observe la propagation du délaminage 1 sur toute la largeur de l'éprouvette. Dans la suite (et notamment dans le but de représenter l'endommagement en 3D), on supposera que la fissuration matricielle se prolonge jusqu'à la limite de la zone conique de sommet l'impact (délimitée par le trait en pointillé rouge sur la Figure 1.19). Sous couvert de cette hypothèse, on évalue la longueur du délaminage 1 à 35mm pour l'échantillon n°14 et 31mm pour l'échantillon n°7. En ce qui concerne le délaminage 2, on note une longueur de 29mm (échantillon n°14) et de 15mm (échantillon n°7).



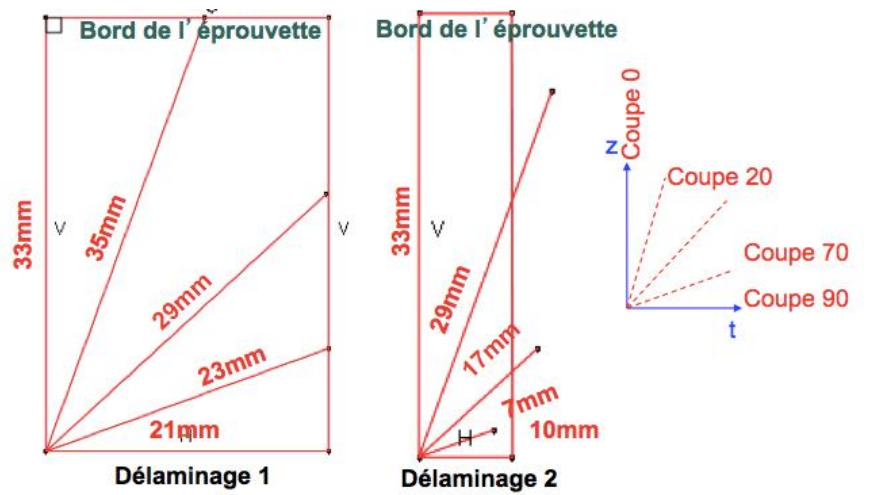
(a) n°14

(b) n°7

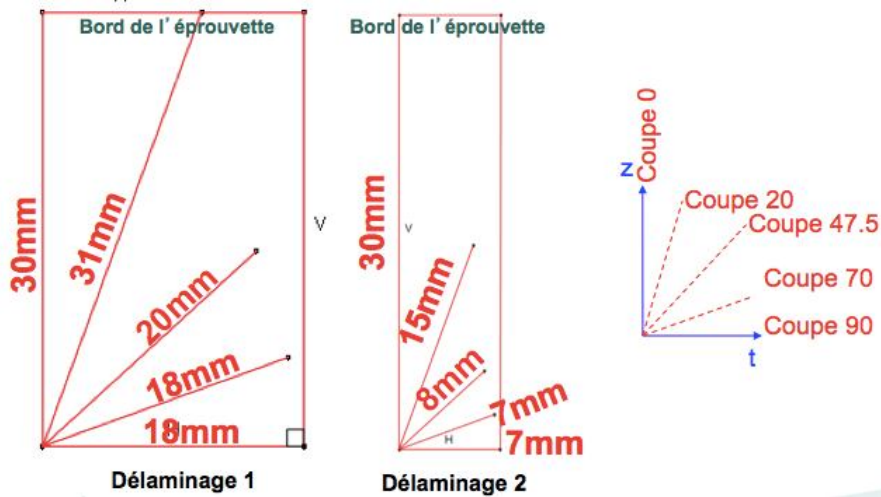
Figure 1.20 : Observation microscopique des deux éprouvettes n°14 et n°7 - coupe 0°

Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

La coupe à 0° met en évidence une très grande ouverture des délaminages dans les deux éprouvettes. Cette observation peut s'expliquer par le fait que la découpe à la scie est susceptible de libérer des contraintes internes et favoriser l'ouverture. En conséquence, on relèvera principalement les longueurs des délaminages sur la figure 1.13, davantage que leur ouverture. On se base aussi sur la limite de la zone conique pour mesurer la longueur de ces délaminages sur la coupe à 0° .



(a) n°14



(b) n°7

Figure 1.21 : Schéma et dimensions des deux délaminages dans les deux éprouvettes n°14 et °7

A partir des observations microscopiques précédentes sur les différentes coupes, on peut synthétiser sur la Figure 1.21 ci dessus la forme de ces deux délaminages dans le plan (t,r) des deux éprouvettes n°14 et n°7. Les endommagements s'inscrivent dans une zone rectangulaire sous estimés, on considère que leur forme dans le plan (t,r) est rectangulaire, dont les deux dimensions (demi-longueur, demi largeur) sont les valeurs mesurées sur les deux coupes à 0° et 90°. Dans le cas de l'éprouvette n°14, ces deux rectangles ont des dimensions de 33 x 21 mm² et 33 x 10 mm². Les deux rectangles des délaminages 1 et 2 sont de 30 x 18 mm² et 30 x 7 mm² dans le cas de l'éprouvette n°7.

5 Bilan de l'observation des endommagements sur les réservoirs impacté

Un impact basse vitesse/basse énergie sur le réservoir 2.5L du projet TOLEDO provoque différents dommages, que l'on classe en 3 catégories : les délaminages, les fissurations matricielles et les microfissures.

- Le délaminage se trouve entre les 2 couches 20 et 90 à côté du liner, au dessous de l'impact. Il se prolonge par deux fissures matricielles qui se terminent sur le liner.
- Les fissures matricielles apparaissent dans une zone conique reliant l'impact à l'extrémité des fissures matricielles parcourant le dernier pli hélicoïdal.
- Des microfissures à 45° apparaissent dans le plan (t,r) de la découpe. Elles prennent naissance sur les défauts de fabrication.

A ce stade, la connaissance du type et de la morphologie des endommagements est acquise. L'objectif est maintenant de réaliser des impacts similaires dont on pourra faire évoluer les propriétés. L'idée est de générer des chocs sur des structures intermédiaires proches du réservoir : tubes obtenus par enroulement. Les éprouvettes extraites de ces tubes bobinés. Les difficultés sont de pouvoir générer des impacts sur ces semi – structures cylindriques conduisant aux mêmes natures que des dommages observés sur les réservoirs. Il existe différentes méthodes pour impacter les éprouvettes et il faut sélectionner celle qui a la capacité de générer ces formes d'endommagements. Dans le chapitre 2, on va étudier deux des méthodes envisageables : méthode de choc laser et de « canon à air ». Une étude paramétrique des conditions d'essais doit être menée pour définir le protocole final. Des tubes avec différentes architectures représentatives seront alors

Chapitre 1 : Caractérisations des endommagements sur les réservoirs impactés

choqués pour générer des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles des composites enroulée endommagées.

**Chapitre 2 : Choc sur semi–structures
représentatives - Génération des éprouvettes de
caractérisation des propriétés résiduelles**

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Le but de cette partie est de réaliser sur éprouvettes certains des dommages équivalents à ceux quantifiés sur les bouteilles après la campagne d'impact décrite dans la partie précédente. Il ne s'agit donc pas de reproduire les conditions d'impacts identiques à celles générées sur bouteille (en terme d'énergie d'impact, de forme de projectile et de conditions de chargement) mais de reproduire les mêmes natures de dommage (de type fissuration matricielle et délaminage). Pour ce faire, deux techniques vont être éprouvées : le choc laser et le canon à air. Pour chacune d'elles, on présente le principe et les observations des endommagements qu'elles provoquent sur échantillons. Elles seront mises en œuvre sur des échantillons extraits de tubes représentatifs.

1 Structures des tubes composites

Dans le but d'étudier la tolérance aux dommages sur structures intermédiaire, les coupons ou les éprouvettes sont extraits d'un tube bobiné. Cinq structures différentes seront générées ; elles ont pour objet d'appréhender les mécanismes présents dans le réservoir. Dans les parties 3 et 4, un modèle d'endommagement est développé pour prédire la cinétique d'endommagement dans les éprouvettes impactées. Ce modèle d'endommagement doit être éprouvé sur ces 5 structures différentes afin de valider sa capacité à prédire la cinétique d'endommagement.

En jouant sur les angles des couches hélicoïdales, les nombres des couches et ainsi les épaisseurs, le fournisseur du projet TOLEDO a fabriqué les 5 tubes composites par le même procédé de bobinage que le réservoir 2.5L. Les mandrins sont des cylindres de même diamètre que le liner utilisé dans le réservoir 2.5L présenté dans la partie précédente (Figure 1.5). Ces 5 structures doivent assurer :

- les conditions de la stratification : le bobinage est programmé par une couche hélicoïdale continue par couches circumférentielles ;
- les conditions du rapport d'épaisseur des couches : les couches hélicoïdales ont une épaisseur double de celle des couches circumférentielles.

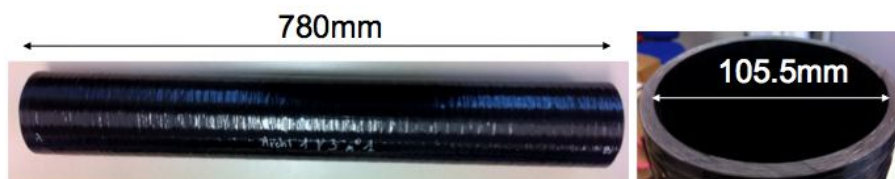


Figure 2.1 : Dimensionnement d'un tube de la structure 1

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

La Figure 2.1 présente le dimensionnement d'un tube de la structure 1 qui représente la structure du réservoir 2.5L mais avec la moitié des épaisseurs en abaissant le nombre de plis des couches hélicoïdales par deux.

Numéro des couches	Orientation (°)	Nombre des plis	Epaisseur de couche (mm)	Epaisseur du pli (mm)
1	20	2	0.62	0.31
2	90	2	0.31	0.155
3	20	2	0.62	0.31
4	90	2	0.31	0.155
5	20	2	0.62	0.31
6	90	2	0.31	0.155
7	30	2	0.62	0.31
8	90	2	0.31	0.155
9	40	2	0.62	0.31
10	90	2	0.31	0.155
11	54	2	0.62	0.31
12	90	2	0.31	0.155
13	70	2	0.62	0.31
14	90	2	0.31	0.155
Total		28	6.51	

Tableau 2-1 : Architecture de la structure 1 (structure de référence)

Pour la structure 2 (Tableau 2-2), on enlève une des premières couches [20 ; 90] ; par rapport à la structure 1, l'épaisseur du tube est finalement de 5.6mm.

Numéro des couches	Orientation (°)	Nombre des plis	Epaisseur de couche (mm)	Epaisseur du pli (mm)
1	20	2	0.62	0.31
2	90	2	0.31	0.155
3	20	2	0.62	0.31
4	90	2	0.31	0.155
5	30	2	0.62	0.31
6	90	2	0.31	0.155
7	40	2	0.62	0.31
8	90	2	0.31	0.155
9	54	2	0.62	0.31
10	90	2	0.31	0.155
11	70	2	0.62	0.31
12	90	2	0.31	0.155
Total		24	5.6	

Tableau 2-2 : Architecture de la structure 2

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Pour les trois autres structures 3 (Tableau 2-3), on utilise que deux des couches hélicoïdales de 20° combiné avec les couches circonférentielles à 90° avec la même épaisseur de la structure 2 de 5.6mm.

Numéro des couches	Orientation (°)	Nombre des plis	Epaisseur de couche (mm)	Epaisseur du pli (mm)
1	20	2	0.62	0.31
2	90	2	0.31	0.155
3	20	2	0.62	0.31
4	90	2	0.31	0.155
5	20	2	0.62	0.31
6	90	2	0.31	0.155
7	20	2	0.62	0.31
8	90	2	0.31	0.155
9	20	2	0.62	0.31
10	90	2	0.31	0.155
11	20	2	0.62	0.31
12	90	2	0.31	0.155
Total		24	5.6	

Tableau 2-3 : Architecture de la structure 3

Quant aux structures 4 (Tableau 2-4) et structures 5 (Tableau 2-5), on utilise les couches hélicoïdales de 40 ou 70 combinées avec les couches circonférentielles 90.

Numéro des couches	Orientation (°)	Nombre des plis	Epaisseur de couche (mm)	Epaisseur du pli (mm)
1	40	2	0.62	0.31
2	90	2	0.31	0.155
3	40	2	0.62	0.31
4	90	2	0.31	0.155
5	40	2	0.62	0.31
6	90	2	0.31	0.155
7	40	2	0.62	0.31
8	90	2	0.31	0.155
9	40	2	0.62	0.31
10	90	2	0.31	0.155
11	40	2	0.62	0.31
12	90	2	0.31	0.155
Total		24	5.6	

Tableau 2-4 : Architecture de la structure 4

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Numéro des couches	Orientation (°)	Nombre des plis	Epaisseur de couche (mm)	Epaisseur du pli (mm)
1	70	2	0.62	0.31
2	90	2	0.31	0.155
3	70	2	0.62	0.31
4	90	2	0.31	0.155
5	70	2	0.62	0.31
6	90	2	0.31	0.155
7	70	2	0.62	0.31
8	90	2	0.31	0.155
9	70	2	0.62	0.31
10	90	2	0.31	0.155
11	70	2	0.62	0.31
12	90	2	0.31	0.155
	Total	24	5.6	

Tableau 2-5 : Architecture de la structure 5

Les structures 1 et 2 sont proches du réservoir, seule l'épaisseur est le paramètre variable. Les autres structures ont pour intérêt de mettre en évidence les interactions entre les couches 90 et X° (20, 40 ou 70) croisées.

2 Choc – laser

L'utilisation du laser pour générer des défauts représentatifs sur échantillons en matériaux composites n'est pas triviale. En s'appuyant sur le principe de l'écaillage induit par choc laser dans les matériaux (Cottet et al., 1991), il apparaît possible de produire des endommagements graduels (d'un simple début de microfissuration à un délaminage complet) en jouant seulement sur l'intensité du choc laser. De plus, il semble envisageable de jouer sur la localisation de cet endommagement dans un coupon en agissant sur la durée du choc induit, et sur son étendue dans l'échantillon par réglage du diamètre d'impact (depuis quelques centaines de microns à quelques millimètres).

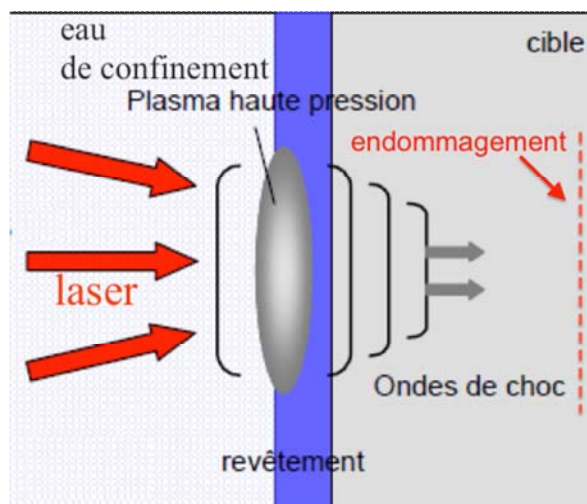


Figure 2.2 : Principe du choc laser

La Figure 2.2 présente le schéma général du choc laser qui transforme une fine couche de matière en un plasma dont la détente génère par réaction un chargement en compression d'une durée similaire à celle de l'impulsion. L'amplitude de pression atteinte jusqu'à plusieurs dizaines de GPa pour des intensités laser de l'ordre de quelques GW.cm^{-2} . Le faisceau du laser sollicite directement la surface de l'éprouvette. La matière irradiée est une couche très mince en aluminium (si l'on utilise cette couche de revêtement sur l'éprouvette) ou la couche de résine époxy du composite si l'on n'utilise pas de revêtement d'aluminium. L'application du procédé peut utiliser : (1) un liquide de confinement (une couche très mince d'eau placée à la surface de l'éprouvette sollicitée par le choc) pour augmenter la pression du plasma ainsi que la durée du chargement par rapport à une irradiation directe à flux équivalent, (2) un revêtement protecteur (peinture ou adhésif absorbant le rayonnement laser) pour limiter les effets thermiques induits par le plasma, et ne conserver que l'impulsion mécanique (Peyre et al., 2007).

2.1 Principe du choc

Le principe de génération de contraintes internes par impulsion laser repose sur les mécanismes de l'interaction laser - matière et sur la propagation d'ondes de choc au sein d'une cible d'épaisseur millimétrique. Le choc, référencé 1 sur le schéma proposé en Figure 2.3, se propage au sein de la matière condensée, suivi à la fin du chargement d'un faisceau d'ondes de détente 2 qui relaxe le matériau à son état initial. Lorsque l'onde de choc atteint la surface libre, elle l'accélère et se réfléchit en une onde de détente 3. Son interaction avec le faisceau de détente incident 2 génère une zone de traction susceptible d'induire l'endommagement de la cible à proximité de la face opposée

au choc. Si l’amplitude de la traction induite dépasse la limite à la rupture du matériau, la couche de matière entre l’endommagement et la face libre se désolidarise du reste de la cible et est éjectée.

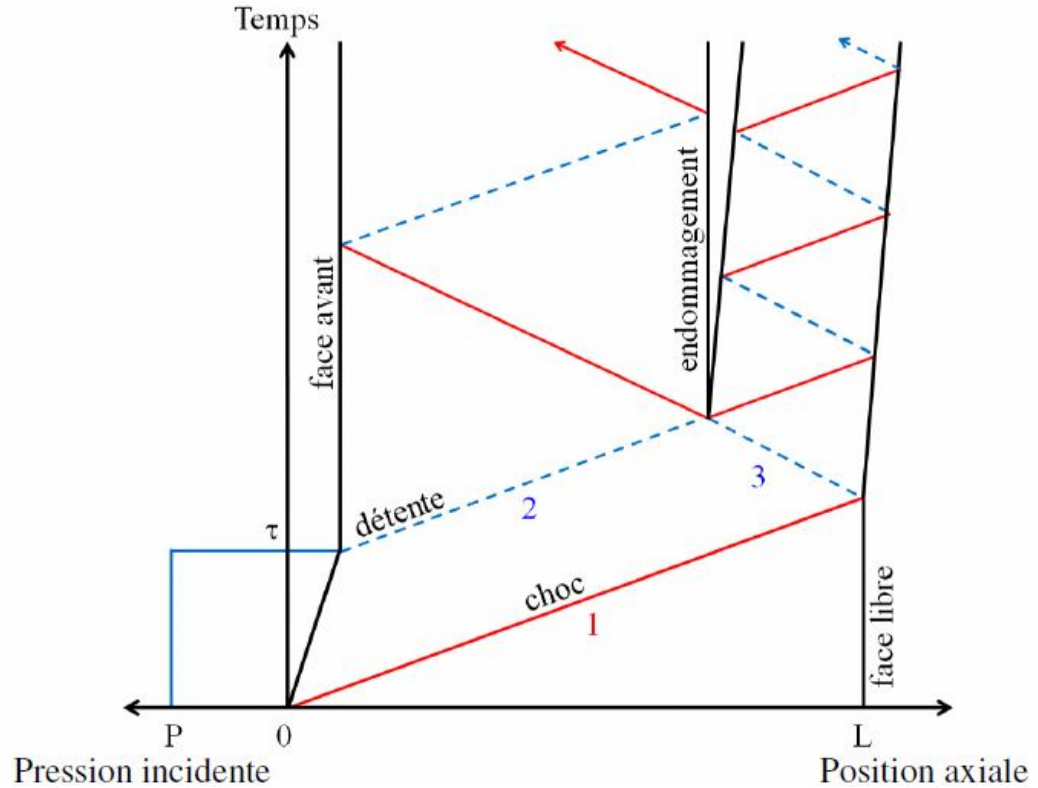


Figure 2.3 : Principe de la propagation d’un choc de durée τ dans le matériau

2.2 Paramètres du choc

La densité de puissance incidente est définie par :

$$I = E / t.S \quad \text{Eq 2-1}$$

où E est l’énergie incidente, t la durée d’impulsion à mi - hauteur et S la surface irradiée.

Dans le cas où on utilise un confinement, la pression est influencée par la nature des matériaux de confinement. Dans sa thèse, Sollier (Sollier, 2002) a développé un modèle hydrodynamique auto –

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

cohérent qui permet de calculer les chargements thermiques et mécaniques induits par les plasmas confinés (Eq 2-2)

$$P(\text{GPa}) = 0.01 \sqrt{\frac{\alpha}{2\alpha + 4}} \times \sqrt{Z(\text{g.cm}^{-2}.\text{s}^{-1})} \times \sqrt{A_p \cdot I(\text{GW.cm}^{-2})} \quad \text{Eq 2-2}$$

avec Z : l'impédance réduite (eau/cible), α : le rendement d'interaction, c'est-à-dire la proportion d'énergie consacrée à la pression du plasma (entre 0.25 et 0.35), A_p : l'absorptivité (autour de 0.7-0.8) intégrant les pertes énergétiques et I la densité de puissance (GW.cm^{-2}).

2.3 Techniques de tir laser

Pour générer l'endommagement dans les matériaux, plusieurs configurations ont été mises en oeuvre.

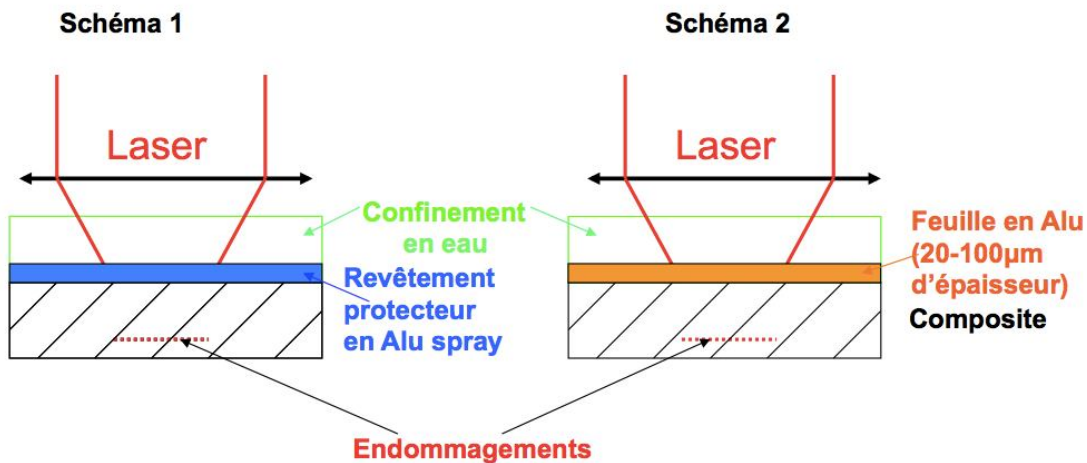


Figure 2.4 : Schémas des dispositifs du choc laser simple

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

- Schéma 1

Le tir laser sollicite la surface de l'éprouvette. Les matériaux composites sont revêtus par une couche protectrice de peinture aluminium afin d'absorber le laser et créer le plasma confiné par de l'eau (Schéma 1 Figure 2.4)

Dû au phénomène d'amortissement du choc au cours de sa propagation qui conduit à un niveau de traction induit s'amenuisant au fur et à mesure que l'épaisseur de cible augmente, on peut craindre que cette méthode ne permette pas de générer des endommagements sur des composites épais.

- Schéma 2

Pour augmenter l'effet mécanique du choc laser sur l'éprouvette composite de grande épaisseur, la technique d'impact de feuilles accélérées par laser a été utilisée. A cet effet, le dispositif est modifié en utilisant des feuilles d'aluminium dont l'épaisseur varie entre 20 et 100 μm (Schéma 2, Figure 2.4). Cette feuille d'aluminium est positionnée à environ 1mm du matériau à impacter. L'idée est d'irradier par laser une feuille mince qui est alors accélérée à quelques km/s et vient impacter la cible. Ce projectile crée alors un choc d'une durée équivalente au temps d'aller retour dans le projectile, avec une amplitude dépendant du rapport d'impédance des matériaux (nature respective des matériaux). Ainsi, on espère pouvoir modifier l'amortissement du choc se propageant dans la cible en exerçant une pression initiale élevée, et surtout une durée de maintien accrue. Cependant, le compromis entre les deux paramètres fortement corrélés risque de ne pas nous permettre de générer des chargements plus intenses, comparativement à l'irradiation directe de l'échantillon.

2.4 Illustration des types d'endommagement générés par choc – laser sur des éprouvettes plates

Dans le but de vérifier la capacité de la méthode de choc laser à générer des endommagements sur les structures du composite bobiné, une étude préliminaire expérimentale des impacts a été réalisée sur des composites stratifiés qui sont des structures moins complexes. Il ne me faut pas oublier que les sollicitations auxquelles des bobinés sont soumis conduisent à des répartitions des contraintes plus complexes que celles présentées dans des structures stratifiées. Car dans une structure bobinée, l'anisotropie est bien plus distribuée, ce qui conduit à des modes d'endommagement différents, qui, de plus, ne se développent pas suivant les mêmes cinétiques. On souhaite avoir un premier retour

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

d'expérience d'impact de choc laser sur cette famille de composite avant d'appliquer cette méthode sur une structure bobinée.

Des échantillons stratifiés unidirectionnels fournis par le CEA Le Ripault dans le cadre du projet ANR HYBOU caractérisé par Bertin (Bertin, 2011) et Gentileau (Gentileau, 2012) ont été choqués par le laser.

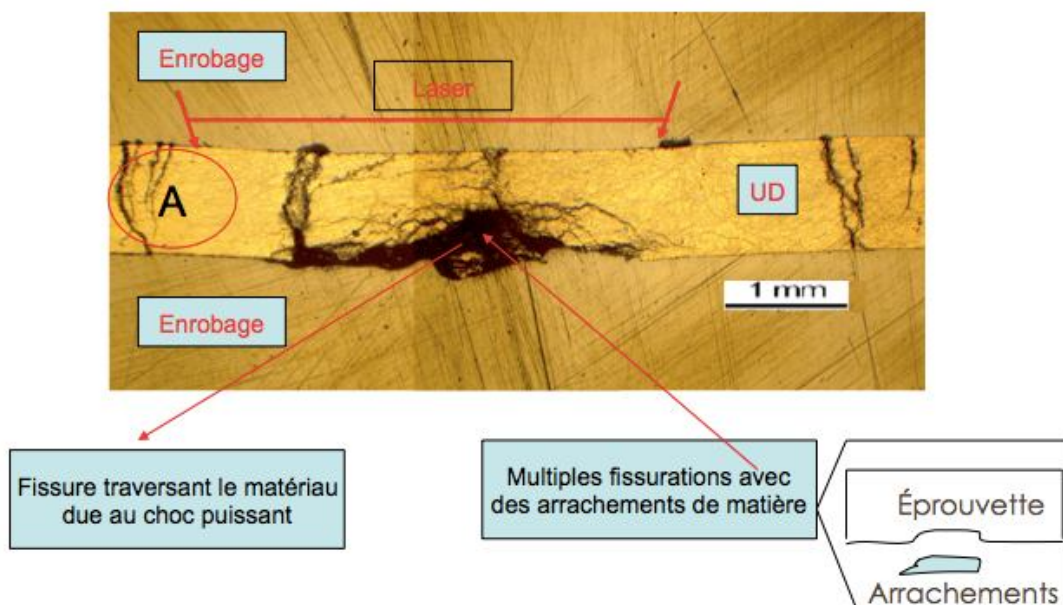


Figure 2.5 : Micrographie des endommagements générés sur un stratifié unidirectionnel de 1mm d'épaisseur irradié en mode confiné par eau avec un flux de 6.22GW/cm².

La Figure 2.5 présente l'endommagement d'une éprouvette stratifiée uni – directionnelle de 1mm d'épaisseur, suite au choc laser du schéma 1 de choc simple (Figure 2.4), d'intensité 6.21 GW/cm² avec un confinement d'eau. L'endommagement se présente sous la forme (i) de fissures qui traversent le matériau (les fissures verticales prennent naissance à la surface de la cible exposée au choc et se terminent à la surface arrière) et (ii) de multiples fissurations horizontales avec des arrachements de matière.

Le choc laser a facilement généré des endommagements souhaités (fissurations et délaminages) sur les composites de stratifiés de 1mm d'épaisseur. Les deux endommagements observés à la face arrière de la zone impactée ne se trouvent pas dans les bobinés observés au chapitre précédent. En revanche les endommagements en face arrière bien que plus intense sont assez similaires.

2.5 Observation microscopique des endommagements par choc – laser sur les éprouvettes cylindriques du projet TOLEDO

Comme le principe en a été rappelé dans l'introduction de cette partie, les techniques de choc laser présentées précédemment visent à reproduire sur échantillons des endommagements de même nature que ceux observés après choc mécanique sur réservoirs. Ces échantillons doivent être de même type de géométrie (cylindrique), élaborés avec le même matériau et par le même procédé de fabrication (bobinage) que les réservoirs. Ainsi, les essais de choc laser ont été exécutés sur des éprouvettes cylindriques extraites d'un tube bobiné de la structure 1, sur un mandrin de 780mm de longueur, de 105.5mm de diamètre interne (en moyenne), de 6.51mm d'épaisseur, fabriqué par EADS Composites Aquitaine dans le cadre du projet TOLEDO. Dans le but de tester la capacité du choc laser de générer des endommagements en fonction de l'épaisseur des échantillons, ce tube a été usiné de manière à obtenir des anneaux de différentes épaisseurs dans lesquels sont prélevés les échantillons (Figure 2.8).

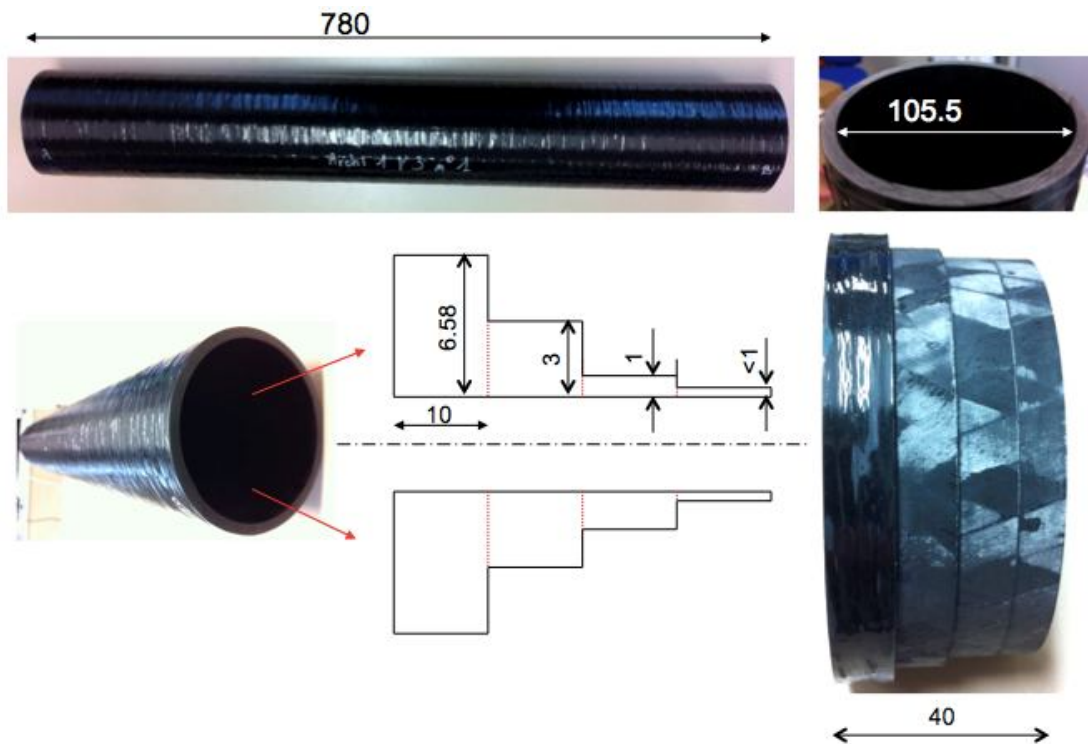


Figure 2.6 : Dimensions du tube en composite et usinage d'un tronçon du tube (unitaire mm)

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Sur la Figure 2.6, un tronçon de 40mm de longueur a été prélevé sur le tube puis usiné pour atteindre quatre pas d'épaisseur 6.58mm (épaisseur initiale), 3mm, 1mm et 0.9mm. Ce tronçon est découpé en carrés de taille 10x10mm pour les essais de choc – laser. On présente ci-dessous les observations des endommagements obtenus.

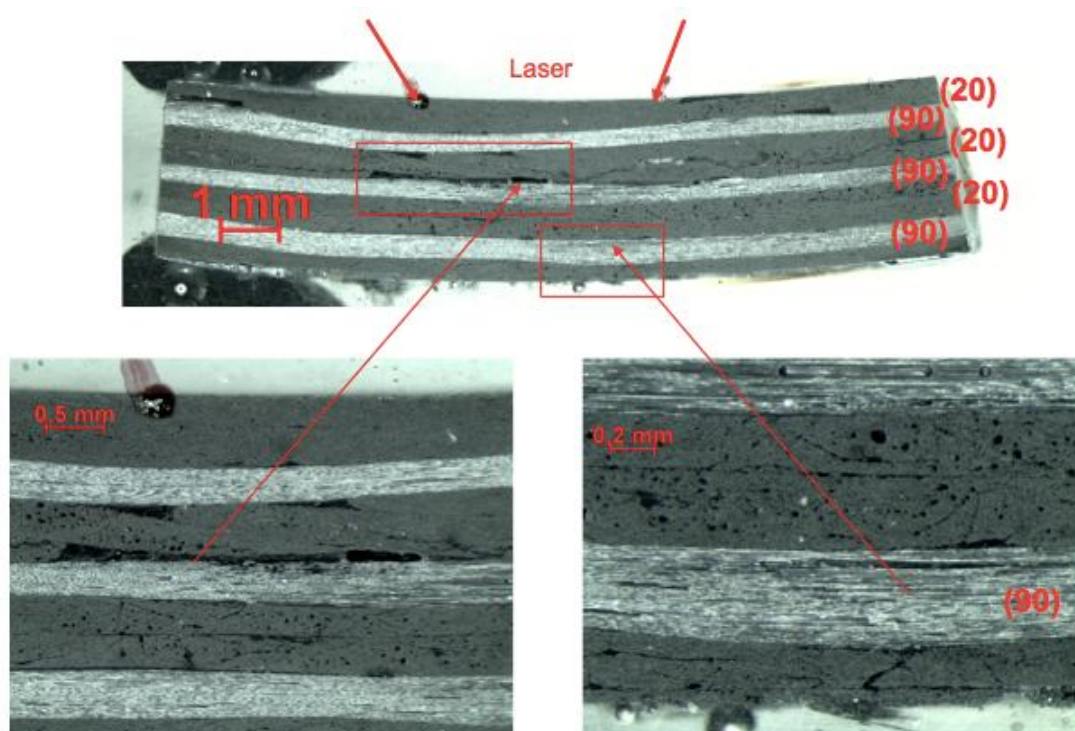


Figure 2.7 : Observation microscopique d'une éprouvette de 3mm d'épaisseur soumise à un choc – laser de schéma 1 (sans feuille d'aluminium) de $7\text{GW}/\text{cm}^2$

La Figure 2.7 présente la micrographie d'une éprouvette cylindrique de 3mm d'épaisseur et de séquence d'empilement $[20 ; 90]_3$ soumise à un choc – laser de type simple de schéma 1 (Figure 2.4, sans feuille d'aluminium) de $7\text{GW}/\text{cm}^2$ d'intensité avec un confinement d'eau. L'endommagement se présente sous la forme (i) de fissures qui traversent le matériau (les fissures horizontales prennent naissance au bord la cible et se terminent à l'autre bord) et (ii) de multiples fissurations horizontales dans les empilements 90° près de la face opposée au choc – laser.

En résumé, le choc – laser a pu générer des endommagements sur les éprouvettes cylindriques de 3mm d'épaisseur avec des fissures transverses ou longitudinales qui ne correspondent pas un délaminage similaire à ceux observés par le choc sur réservoir. De plus, l'endommagement diffus sous le cône de choc ne se retrouve pas dans ce mode de sollicitation.

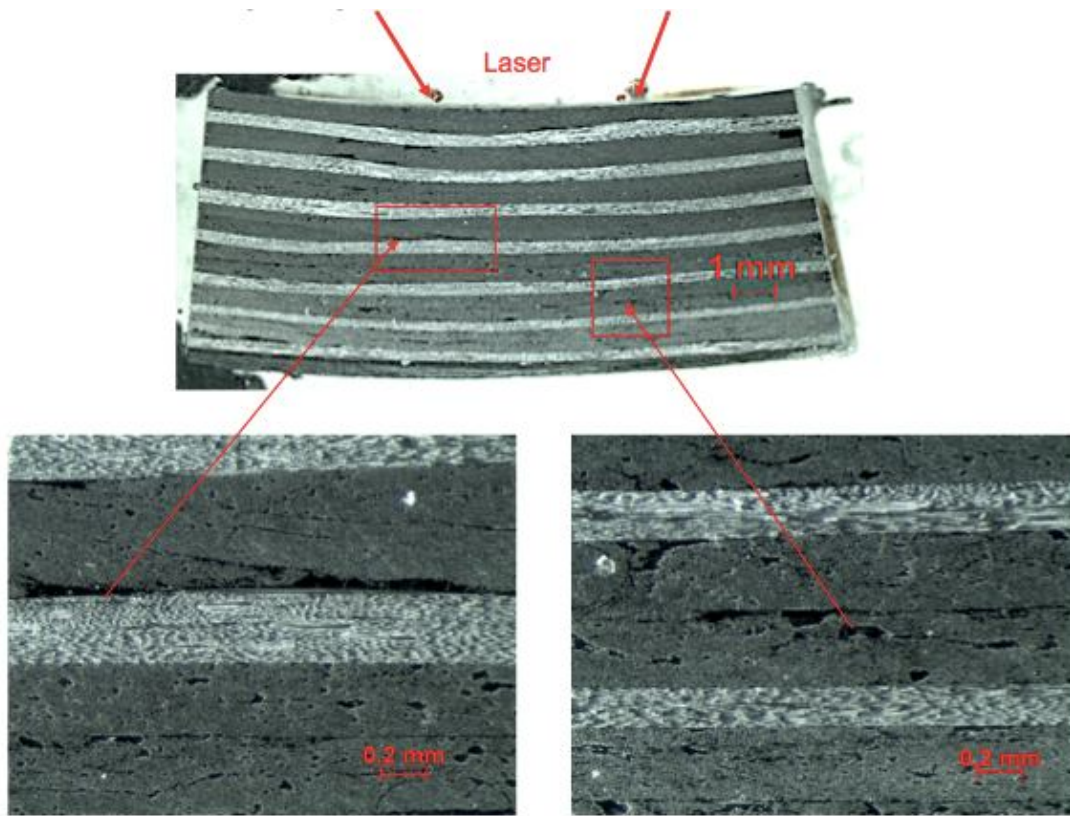


Figure 2.8 : Observation microscopique d'une éprouvette [20, 90, 30, 90, 40, 90, 54, 90, 70, 90] de 6.5mm d'épaisseur soumise un choc – laser simple de schéma 2 (sans feuille d'aluminium) de $7\text{GW}/\text{cm}^2$

La Figure 2.8 présente l'observation microscopique d'une éprouvette de la structure 1 (Tableau 2-1) de 6.5 mm d'épaisseur. La micrographie ne révèle que des défauts initiaux, à savoir des porosités dues à la fabrication, mais pas d'endommagement. Ce phénomène est expliqué par la Figure 2.3 du schéma de la propagation des ondes de choc dans cette éprouvette : plus l'épaisseur de l'éprouvette est importante, plus l'effet d'amortissement est grand. De plus, la durée du choc – laser τ est trop courte, les ondes de détente rattrapent les ondes de compression avant qu'elles ne se réfléchissent sur la face opposée au choc, réduisant de manière conséquente l'amplitude du choc débouchant. La traction consécutive est alors réduite en dessous du seuil d'endommagement du matériau.

2.6 Bilan de la technique de choc – laser

La technique de choc – laser a montré son efficacité (c'est-à-dire son aptitude à générer de l'endommagement) sur les éprouvettes stratifiées et cylindriques de faible épaisseur (<3mm). Les

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

endommagements caractéristiques sont plutôt des fissurations matricielles. Aux puissances utilisées, on n'observe pas d'endommagement de type délaminage.

Malheureusement, avec les caractéristiques de la source laser à disposition, cette technique de choc laser ne parvient pas à endommager des éprouvettes relativement épaisses (supérieures à 3 mm) alors que les échantillons prélevés dans les tubes bobinés par EADS Composites Aquitaine ont une épaisseur comprise entre 5.6mm et 6.5mm. C'est pourquoi il a été envisagé de faire appel à une autre technique qui nous permet d'augmenter la durée de choc, et l'énergie d'impact pour pouvoir générer des endommagements sur les éprouvettes de grande épaisseur.

3 Canon à air

3.1 Principe du choc

On remarque que presque tous les échantillons à faible épaisseur (moins de 2.5mm) irradiés par choc – laser présentent un endommagement proche de la face arrière et que tous les échantillons de grande épaisseur (6.5mm d'épaisseur du tube de la structure 1- Tableau 2-1) ne présentent aucun endommagement. L'explication de ce phénomène est que la durée du choc induit par irradiation laser confinée (entre 30 et 60 ns) est beaucoup trop courte. En effet, l'amplitude de la pression de choc débouchant de l'échantillon est réduite par amortissement hydrodynamique. Le niveau de traction résultant de la réflexion du choc en surface libre s'en trouve réduit d'autant. Ainsi, avec les durées d'impulsion utilisées, l'amortissement dans des cibles d'épaisseur supérieure à 2.5 mm aboutissent à des niveaux de traction inférieurs à la limite à la rupture du matériau. La solution consisterait soit à pouvoir augmenter considérablement le flux d'irradiation laser (et par conséquent l'amplitude du choc induit) pour qu'il reste suffisamment de traction après amortissement (cela sous-entendrait la mobilisation de très gros lasers) soit d'augmenter la durée de choc pour retarder le phénomène d'amortissement.

Par conséquent, nous retenons cette dernière proposition afin de produire des endommagements dans les éprouvettes de grande épaisseur (6.5mm). Afin de pouvoir agir sur cette durée du chargement induit par choc, la technique de l'impact de projectile est la plus adaptée. Le « canon à air » permet de générer une onde de choc par un impact mécanique. Les principes de propagation de choc et de génération de traction se produisant dans le matériau sont les mêmes que pour une irradiation laser. Cependant, l'effet d'amortissement des ondes de détente et aussi la localisation de

la contrainte sont corrélés à l'épaisseur du projectile. Plus le projectile est épais, plus la durée de temps de l'impact est grand, ce qui permet de retarder le phénomène d'amortissement (Figure 2.9).

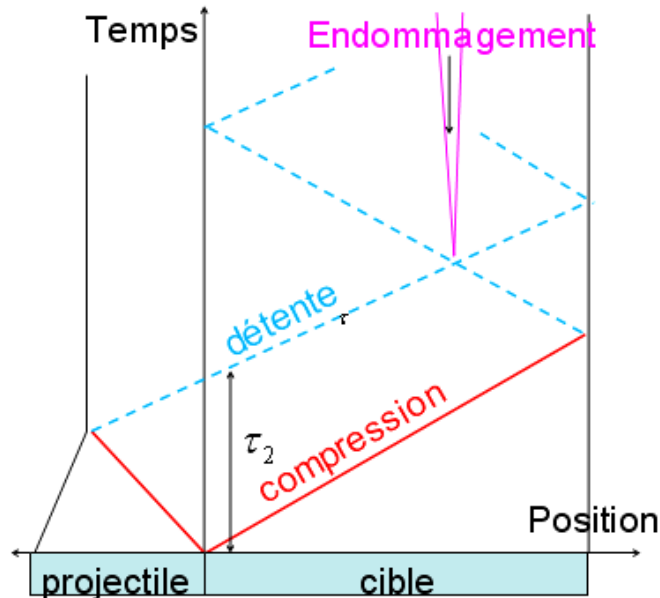


Figure 2.9 : Principe de la génération d'endommagement par impact de projectile

3.2 Dispositif de choc

A l'aide d'un canon, on projette un projectile contre l'échantillon de composite afin que toute la surface de l'échantillon soit choquée pour générer des endommagements au sein de l'éprouvette.

- Projectile

Nous avons opté pour un projectile à tête sphérique impactant l'échantillon sur une génératrice avec une surface libre en vis-à-vis de la largeur de la tête sphérique. Ce choix a été adopté afin de se rapprocher des conditions expérimentales antérieures réalisées sur les réservoirs 2.5L lors d'essais menés à Bordeaux (Figure 1.7). Nous disposons d'un jeu de projectiles à tête sphérique (Figure 2.10), de masse 1.60 kg dont les diamètres des têtes valent respectivement 25, 50, 75 et 100mm. Le diamètre du corps est de 50 mm et le matériau de constitution est l'acier allié 35 Ni Cr Mo 16.



Figure 2.10 : Projectiles à tête sphérique, respectivement de gauche à droite diamètre de 75, 25, 100 et 50mm

- Canon

La génération du choc est réalisée avec le canon de Taylor de l'ENSTA Bretagne (Figure 2.11). Ce dernier est constitué d'un réservoir de 5L (1) pouvant accepter une pression interne de 20 bars au maximum. Un pressostat (2) indique la pression de chargement. Ce réservoir communique avec un tube (3) de diamètre intérieur de 50 mm, de longueur 2 m, via une vanne $\frac{1}{4}$ de tour (4) DN 50, électropneumatique à ouverture rapide. A l'extrémité du tube sont disposées deux barrières photoélectriques (5) dont les faisceaux coupent le diamètre du tube. Ces faisceaux sont distants de 735mm. La vitesse en sortie du canon peut ainsi être déterminée en mesurant le temps mis par le projectile pour franchir cette barrière. Ce temps est mesuré par un oscilloscope. Le canon débouche dans un caisson de sécurité (6) dans lequel est positionnée la cible.

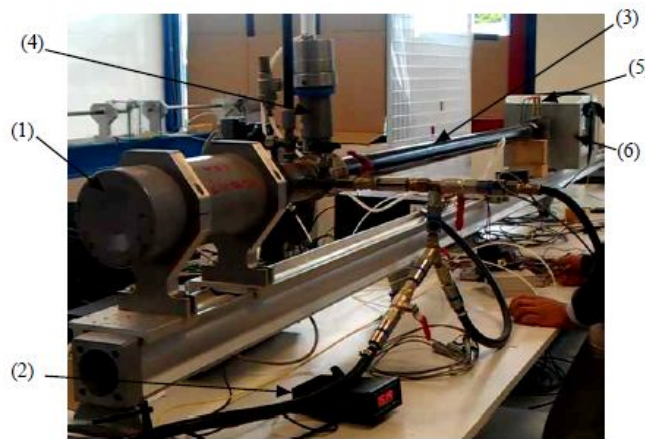


Figure 2.11 : Canon de Taylor

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

- Capteur

L'éprouvette est placée à environ 3 cm de la bouche du canon afin de n'avoir aucun vol libre. La cellule de tir est fermée avec des parois en polycarbonate afin de contenir les éventuels éclats. Cette cellule est illuminée par un projecteur dedolight 400® focalisé sur la zone d'impact afin de pouvoir filmer la scène à l'aide de la caméra rapide Photron APS® réglée à 15000 images/s en 256x256 pixels. Les vidéos permettent de vérifier si l'échantillon n'a pas été soufflé par la sortie du projectile, s'il n'y a pas de débris pré-impactant et enfin, d'avoir une deuxième mesure de vitesse.

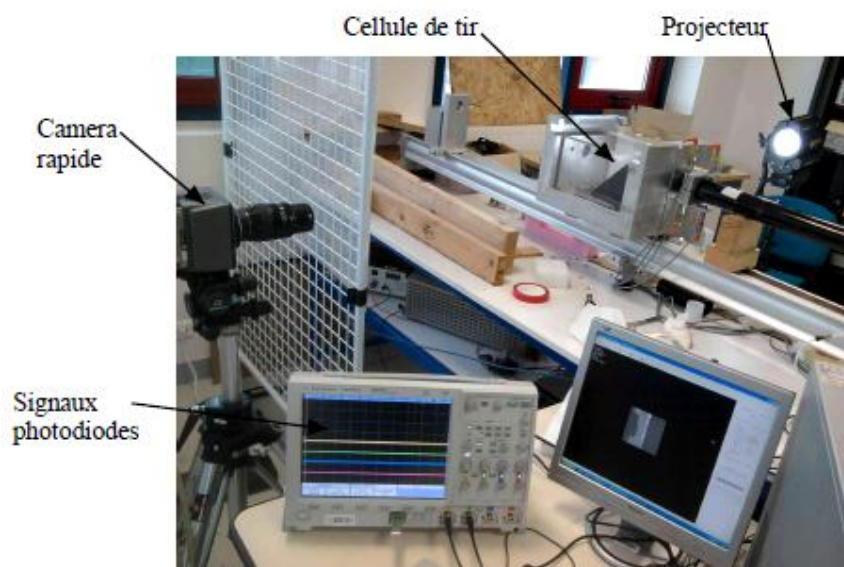


Figure 2.12 : Configuration expérimentale

- Mise en position et maintien

Afin d'avoir une reproductibilité optimale, un montage de mise en position et de maintien a été conçu. Ce dernier consiste en deux cales profilées cylindriques, de rayon de courbure identique à celui de l'éprouvette, qui s'adapte au porte cible déjà existant (Figure 2.13) pour maintenir l'éprouvette cible en position horizontale, côté bombé vers le projectile, assurant un contact ponctuel aux premiers instants de l'impact. La cible est centrée sur la porte cible et le projectile. Une bande adhésive rouge épaisse symbolise l'horizontal et sert de marche de positionnement de l'éprouvette sur les cales profilées. Elles sont positionnées symétriquement par rapport au projectile et espacées d'une distance de 53 mm environ.

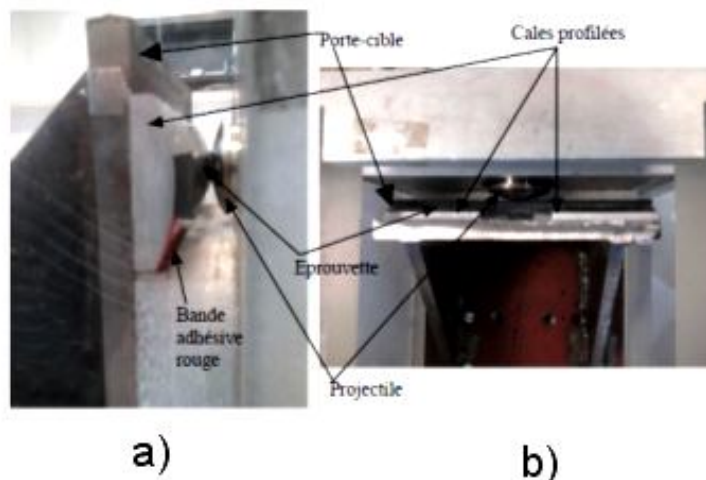


Figure 2.13 : Position de l'éprouvette sur le porte - cible, a) vue latérale, b) vue de dessus

3.3 Illustration des endommagements générés par canon à air sur les éprouvettes cylindriques et seuil d'énergie d'impact

Tous les essais de canon à air ont été réalisés par Michel Arrigoni, Christian Jochum, Steven Kerampran à l'ENSTA Bretagne. Les essais de canon à air vont être effectués sur toutes les 5 structures des éprouvettes. L'objectif de ce travail est de déterminer le seuil d'endommagement des impacts. On effectue une série d'essais sur des éprouvettes pour trouver des intervalles d'énergie cinétique à l'impact qui peut générer les endommagements souhaités sur les éprouvettes. Rappelons que les résultats de choc dépendent fortement de l'épaisseur d'éprouvette quelques soient leur séquence d'empilement. Les structures d'éprouvettes impactées sont classées par deux catégories suivant leurs épaisseurs : Groupe 1 avec des éprouvettes de structure 1 (Tableau 2-1) de 6.5mm d'épaisseur et Groupe 2 avec les autres structures restant structure 2 (Tableau 2-2), structure 3 (Tableau 2-3), structure 4 (Tableau 2-4), et structure 5 (Tableau 2-5) dont les épaisseurs sont de 5.6mm.

3.3.1 Impact des éprouvettes de structure 1 de 6.5mm d'épaisseur

Les chocs par canon à air ont été réalisés sur les dix premières éprouvettes à la température ambiante de 19°C et avec une humidité ambiante de 55%. La pression atmosphérique varie d'environ plus ou moins 30 mbar, ayant une influence sur la pression de chargement ce qui explique la dispersion de la vitesse pour une pression donnée. Les incertitudes sur la lecture de la

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

pression sont de plus ou moins 0.01 bar. Les incertitudes de lecture de la vitesse sont de l'ordre de 1% en sortie de canon avec une estimation globale de plus ou moins 5 % pour la vitesse terminale

En modulant la pression (ou l'énergie d'impact), la vitesse terminale s'en trouve modifiée et l'énergie transmise à la cible également (Carlucci and Jacobson, 2007). De cette manière on parvient à endommager la cible et à encadrer le seuil d'endommagement des échantillons. Les essais réalisés ont mené à la détermination de trois seuils d'endommagement (en vitesse ou énergie cinétique) (Figure 2.14 et Figure 2.15)

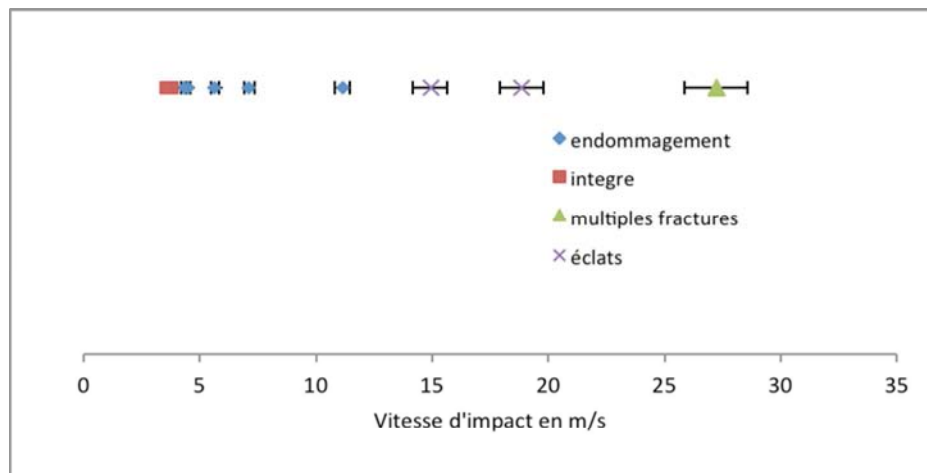


Figure 2.14 : Seuils d'endommagement en fonction de la vitesse d'impact pour les éprouvettes 6.5mm d'épaisseur

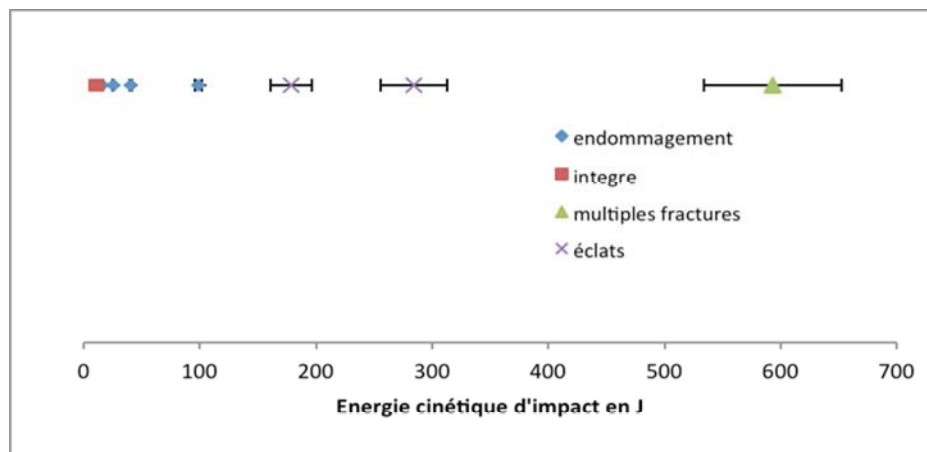


Figure 2.15 : Seuils d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact pour les éprouvettes de 6.5mm d'épaisseur

A l'œil nu, trois phénomènes d'endommagement ont pu être identifiés :

- Le morcellement de l'éprouvette (Figure 2.16) en plusieurs morceaux (principalement 3) dû à un effet de poinçonnement dans le porte cible. Ce seuil se situe pour des énergies cinétiques du projectile à l'impact comprises entre 593 et 284 J \pm 10 % et entre 18.9 et 27.2 m/s \pm 5 % en vitesse d'impact



Figure 2.16 : Etat « Morcellement » d'une éprouvette de 6.5mm d'épaisseur soumise à un impact de 284J d'énergie

- Le délaminage multiple de l'éprouvette accompagné de quelques fragments (Figure 2.17). Les fragments témoignent de la propagation de fissures normales aux inter-plis. Ce seuil se situe pour des énergies cinétiques du projectile à l'impact comprises entre 178.5 et 99.2 J \pm 10 % et entre 14.9 et 11.1 m/s \pm 5 % en vitesse d'impact



Figure 2.17 : Etat « délaminage multiple » d'une éprouvette de 6.5mm d'épaisseur soumise à un impact de 99J d'énergie

- Le délaminage simple (Figure 2.18) en général proche de la surface libre, i.e. en vis-à-vis de la surface impactée. Ce dernier s'explique par un écaillage inter-ply. Ce seuil se situe pour des énergies cinétiques du projectile à l'impact comprises entre 14.9 et 11.5 J \pm 10 % et entre 4.3 et 3.8 m/s \pm 5 % en vitesse d'impact. Les éprouvettes soumises à un impact dans cet intervalle d'énergie gardent toujours leur forme cylindrique droite comme dans la

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Figure 2.18. L'état d'endommagement réel est cependant à vérifier par des observations microscopiques dans la partie suivante.



Figure 2.18 : Etat « délamination » simple d'une éprouvette soumise d'impact de 11.5J d'énergie

3.3.2 Impact des éprouvettes des structures 2, 3, 4, 5 de 5.6mm d'épaisseur

Après avoir déterminé le seuil d'énergie d'impact sur les éprouvettes de structure 1 de 6.5 mm d'épaisseur entre 11.5 et 14.95 Joules, les essais d'impact sur les autres structures d'éprouvettes moins épaisses (la même épaisseur des quatre structures 2, 3, 4, 5 est de 5.6 mm) sont réalisés en supposant que le seuil d'énergie d'impact sur ces éprouvettes moins épaisses est inférieur à 14.95 Joules.

Un balayage d'essai d'impact en énergie a été effectué avec une fiabilité améliorée par rapport les premiers lots d'essais sur les éprouvettes de structure 1 de 6.5mm d'épaisseur, en se basant sur la méthode de Langlie adaptée aux évaluations mono coup (Langlie, 1962). Cette méthode consiste à réaliser un tir au dessus du seuil à déterminer, puis un tir en dessous. En appliquant la méthode de dichotomie entre ces deux valeurs, la détermination du seuil est aisément obtenue. Cette méthode a été préférée à la répétition de tirs au seuil présumé car elle fournit plus d'informations sur la reproductibilité d'expériences mono coups.

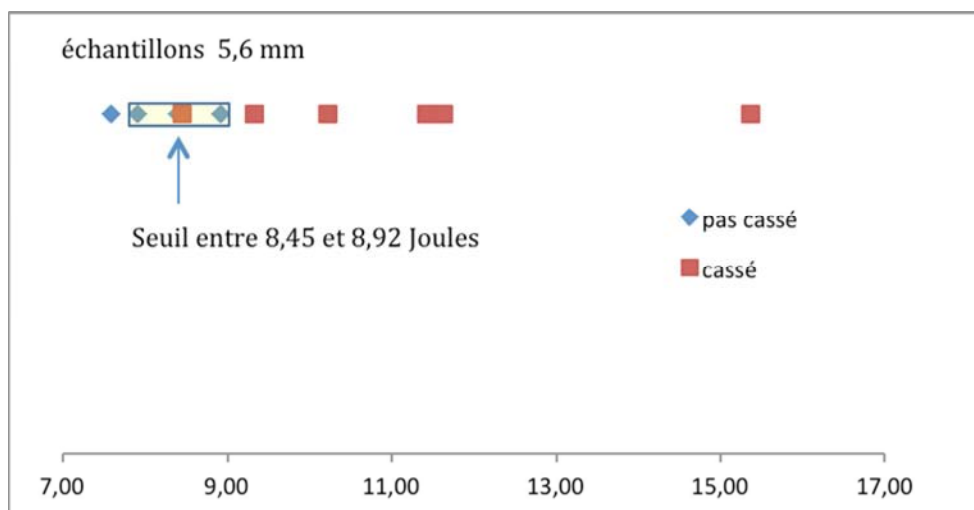


Figure 2.19 : Seuil d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact pour les éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur

La Figure 2.19 regroupe les résultats expérimentaux permettant d'établir un seuil d'endommagement macroscopique que l'on appelle ici « rompu ou non rompu » pour indiquer une éprouvette courbée ou non courbée après impact (à l'œil) restant à confirmer par les observations microscopiques. Ce seuil en énergie cinétique à l'impact est compris entre 8.45 et 8.92 Joules. Il est inférieur à celui obtenu sur les échantillons de 6.5 mm, ce qui semble cohérent du fait que plus l'échantillon est épais, plus le choc s'amortit lors de sa propagation et plus le moment de flexion résistant est important.

3.4 Observations microscopiques des endommagements créés par le canon à air

3.4.1 Impact sur les éprouvettes de 6.5mm d'épaisseur

Les dix premières éprouvettes cylindriques de 6.5mm d'épaisseur de la structure 1 [20 / 90 / 30 / 90 / 40 / 90 / 54 / 90 / 70 / 90] de dimensions 200 x 19.5 x 6.51mm ont été impactées (Tableau 2-6) avec les dispositifs suivant :

- La distance entre deux photodiodes vaut 73.5 mm
- Déclenchement sur photodiode B, oscillo puis caméra avec 15000img/s de vitesse et 256*256 pixel de résolution.

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Les échantillons ont une légère courbure (flèche) avant impact, environ 2 mm à l'extrémité lorsque l'on plaque l'autre extrémité sur un support plan.

Numéro	Energie	Endommagement macroscopique
1	592.83	Morcellement
10	284.14	Morcellement
2	178.53	Fragmentation
9	99.21	Fragmentation
3	40.57	Fragmentation
4	25.49	Fragmentation
5	16.06	Fragmentation
8	14.95	Délaminage
7	11.48	Intact
6	10.08	Intact

Tableau 2-6 : Etat d'endommagement des éprouvettes de 6.5mm d'épaisseur

Les types d'endommagement « morcellement et fragmentation » sont hors sujet par rapport à ce qui a été observé sur le réservoir.

L'essai dont le type d'endommagement est du délaminage correspond à l'éprouvette n°8 (Figure 2.20). Sur l'éprouvette n°8 impactée avec une énergie cinétique de 14.95 Joules, l'ouverture des délaminages ou des fissurations sur les deux bords ainsi qu'un écaillage sur la surface opposée à l'impact est observé.

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

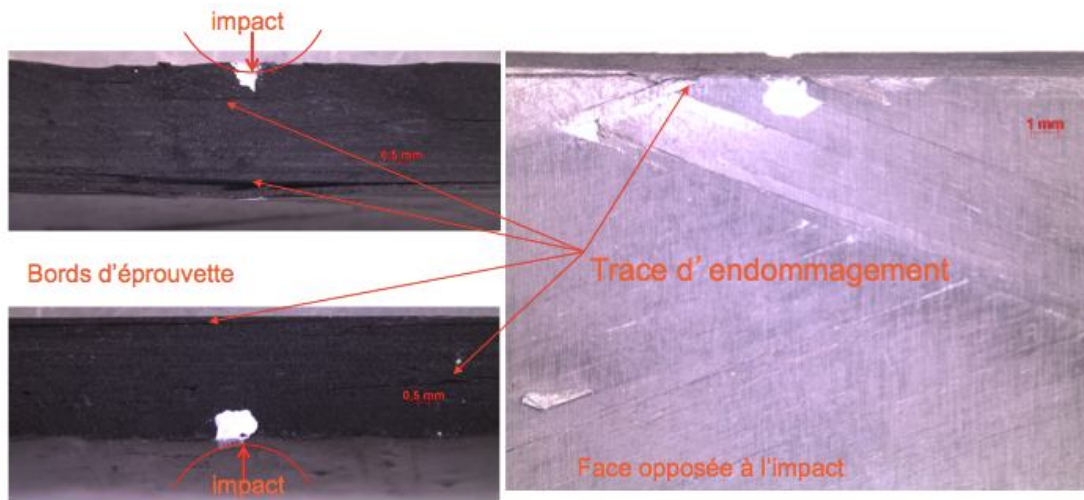


Figure 2.20 : Observation macroscopique sur les deux bords de tranché (gauche) et de la face opposée de l'impact (droite) de l'éprouvette n°8 (14.95 Joules)

L'éprouvette n°8 est observée sur route la section transversale passant par le point d'impact.

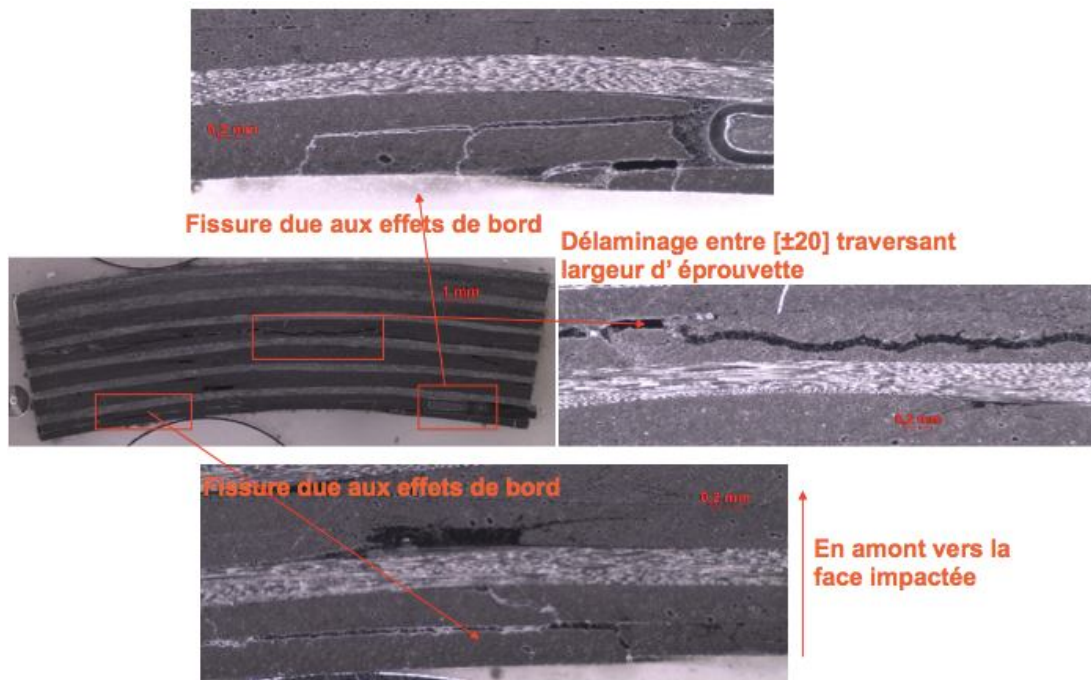


Figure 2.21 : Observation de la coupe à 90 de l'éprouvette n°8 (14.95 Joules)

Sur la Figure 2.22, on observe que le délaminage se trouve aux premiers plis de ± 30 (plus haut vers l'amont par rapport à la face non impactée). On observe aussi les fissurations dues aux effets de

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

bord qui commencent au milieu du dernier empilement avec des extrémités au niveau de la face opposée à l'impact.

On identifie sur l'éprouvette n°8 (énergie impact 14.95J) des endommagements souhaités : délaminages et fissurations matricielles. Pour connaître l'énergie d'impact où les endommagements souhaités commencent dans l'éprouvette, les éprouvettes impactées avec moins d'énergie sont observées. Les échantillons n°6 et n°7 sont impactées à 10.08 Joules et 11.48 Joules. Les observations macroscopiques statuent qu'il n'y a pas d'endommagement généré par ces impacts aux faibles niveaux d'énergie (Figure 2.22 et Figure 2.23).

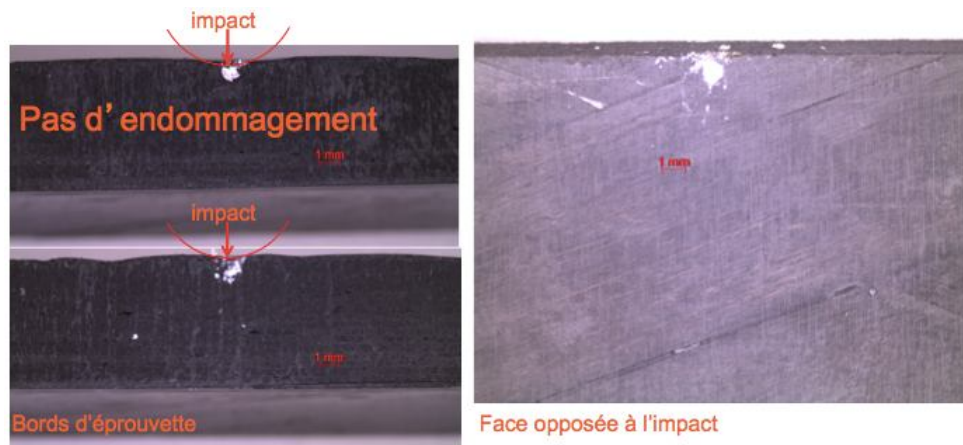


Figure 2.22 : Observation macroscopique sur les deux bords de la tranche (gauche) et de la face opposée à l'impact par canon à air de l'éprouvette n°6 (10.08 Joules)

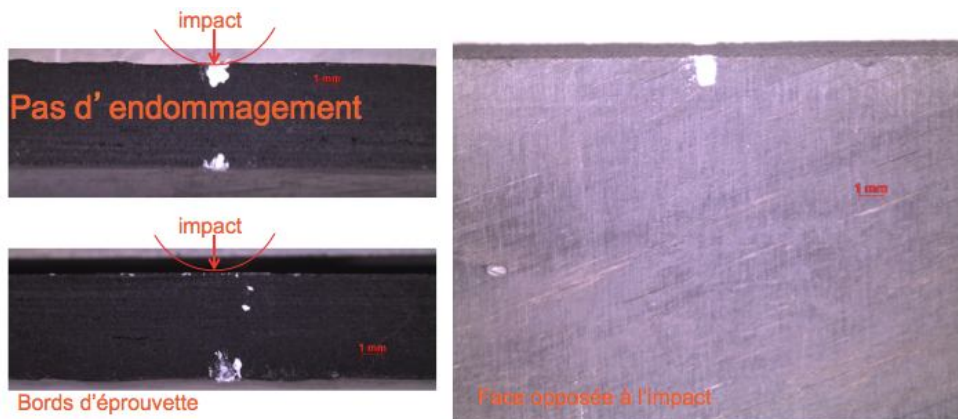


Figure 2.23 : Observation macroscopique sur les deux bords de tranché (gauche) et de la face opposée de l'impact (droite) à l'impact par canon de l'éprouvette n°7 (11.48 Joules)

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

En revanche, les observations microscopiques sur la section transversale après découpe passant par le milieu de l'éprouvette dévoilent des endommagements dus à l'impact. Sur les deux éprouvettes n°6 et n°7 (Figure 2.24 et Figure 2.25 respectivement), des fissurations matricielles reliant des défauts et les fissurations dues aux effets de bord sont identifiées.

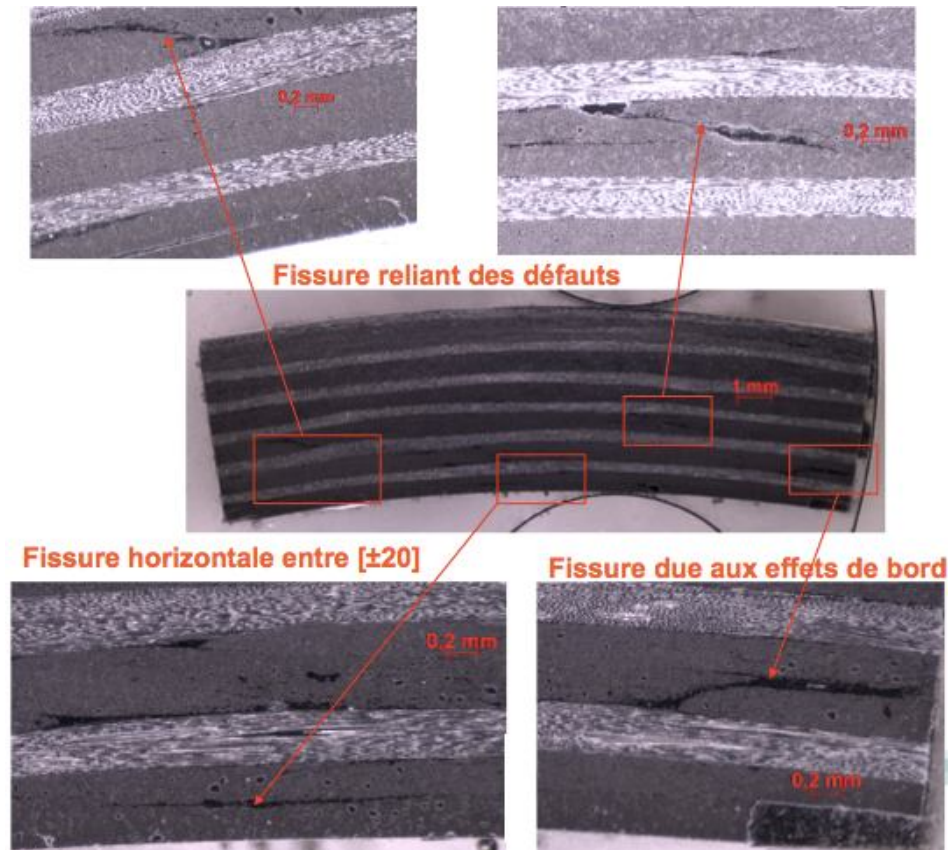


Figure 2.24 : Observation sur la coupe 90 de l'éprouvette n°6 (10.08 Joules)

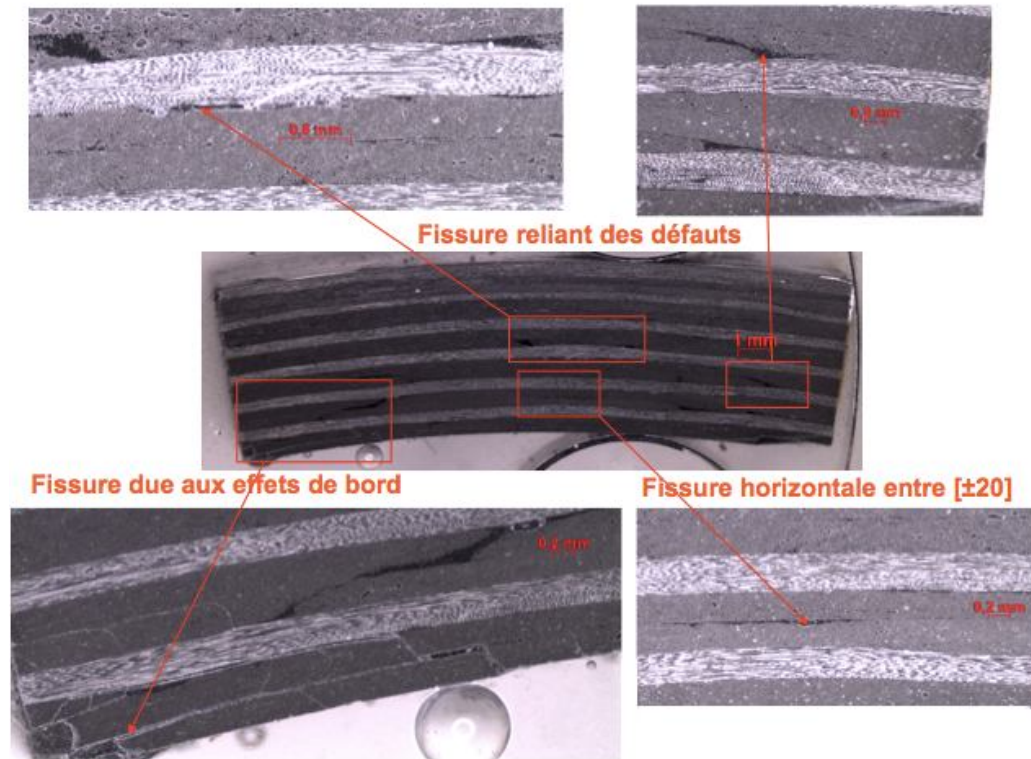


Figure 2.25 : Observation sur la coupe 90 de l'éprouvette n°7 (11.48 Joules)

Ces fissurations matricielles se situent soit entre les plis, soit au milieu d'un pli. Le processus de bobinage est à l'origine de ce phénomène : chaque couche hélicoïdale d'orientation θ se compose en fait d'un pli à θ (bobinage aller) et d'un pli à $-\theta$ (bobinage retour) ce qui a créé des chevauchements. En effet, (Zhang et al., 2008) et (Rousseau et al., 1999) ont montré que les zones de chevauchement étaient sources de concentration de contraintes et s'endommageaient donc préférentiellement. Elles facilitent la rupture sous ce type de chargement.

Cette campagne expérimentale a permis de valider la faisabilité d'un essai d'endommagement dynamique sur les éprouvettes composites de type « TOLEDO ». Le projectile retenu était un cylindre de 1.6 kg avec une tête sphérique de diamètre 100mm. Pour les éprouvettes de 6.5mm d'épaisseurs, le choc – canon à air à 14.95 Joules d'énergie d'impact peut générer des endommagements typiques à ceux observés sur les réservoirs impactés : les délaminages, les fissurations matricielles. Plusieurs essais de choc – canon à air ont été effectués à la même d'énergie de 14.95J ce qui a confirmé le seuil d'énergie d'impact pour les éprouvettes de structure 1 de 6.5mm d'épaisseur.

3.4.2 Sur les éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur

- Structure 2

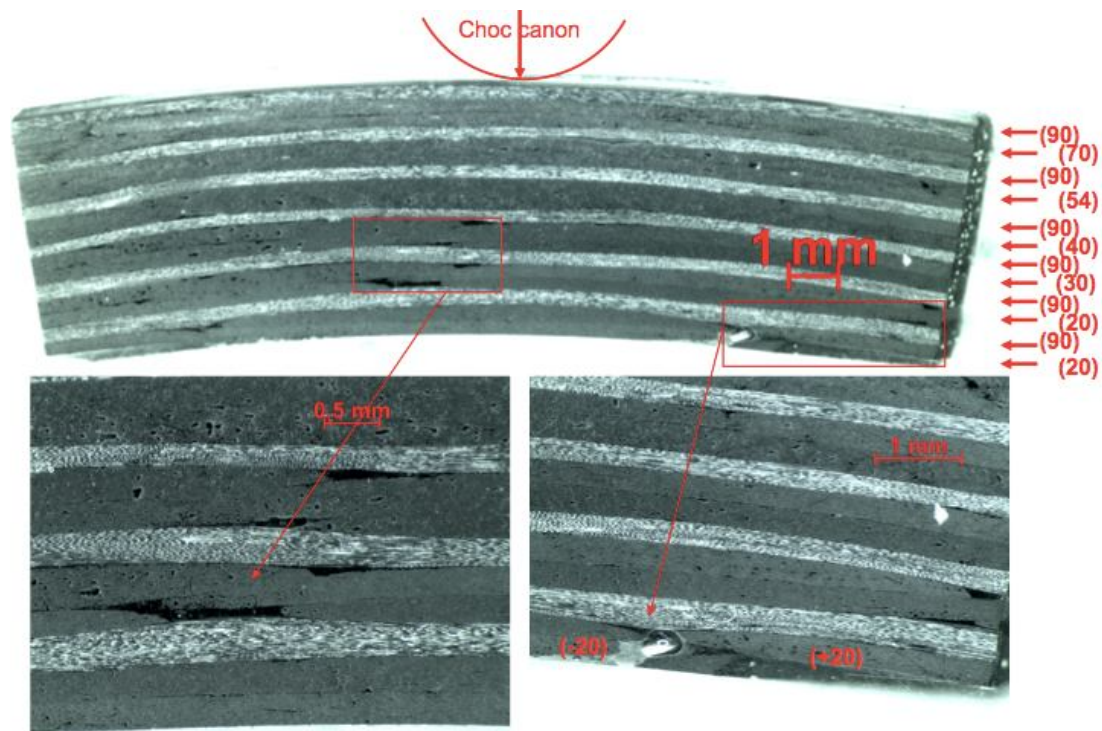


Figure 2.26 : Observation sur la coupe 90 de l'éprouvette de la structure 2 (15 Joules)

La Figure 2.26 présente la micrographie d'une coupe à 90° d'une éprouvette de la structure 2 (Tableau 2-2) impactée à une énergie de 15J. On observe que les délaminages se trouvent dans les derniers plis de ± 20 près de la face non – impactée. Les fissurations horizontales se concentrent au milieu de l'éprouvette, notamment entre les plis à $\pm 20^\circ$ et à 90° et les plis à $\pm 30^\circ$ et 90° . On retrouve la même configuration des endommagements générés par impact, pour les structures 1 et 2 : des délaminages et de la fissuration transverse. Plusieurs observations sur les éprouvettes de la structure 2 impactée nous permettent d'identifier un seuil d'énergie d'impact de 15J sur les éprouvettes de la structure 2.

- Structure 3

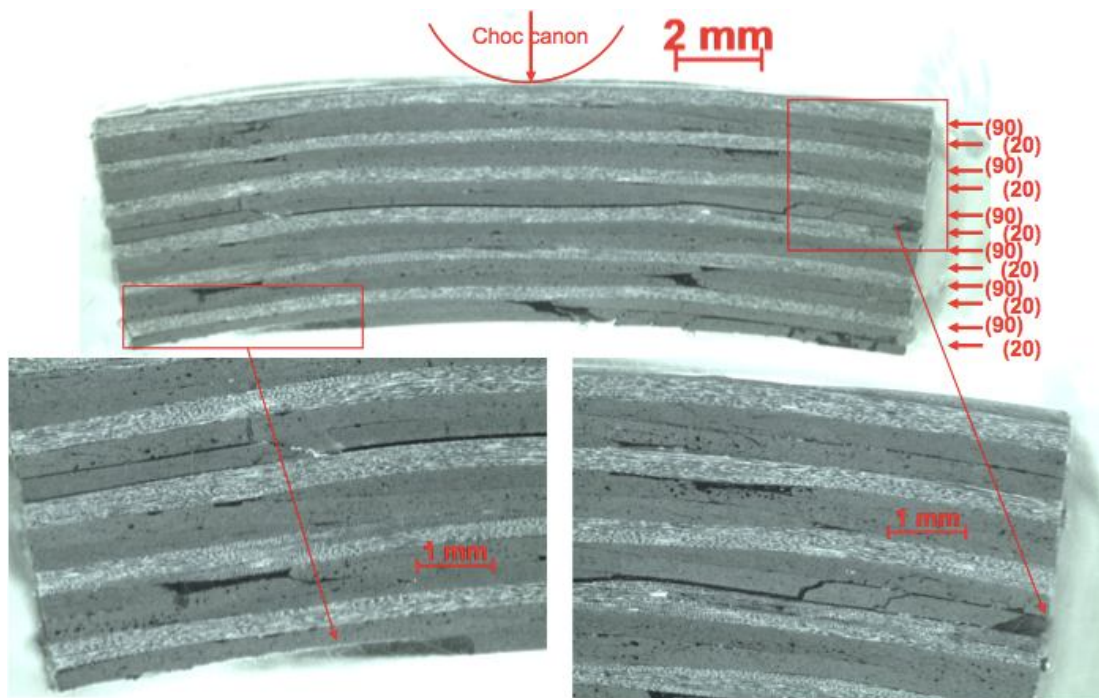


Figure 2.27 : Observation sur la coupe à 90° d'une éprouvette de la structure 3 impactée à 19J

Sur la Figure 2.27, on observe un très grand délaminage entre le troisième pli à $\pm 20^\circ$ (du côté de la face impactée) et le pli à 90° , qui court sur toute la largeur d'éprouvette. On observe aussi de multiples délaminages entre les plis à $\pm 20^\circ$ et 90° près de la face non – impactée, ainsi que de multiples microfissurations matricielles qui se situent soit entre les plis, soit au milieu d'un pli. Ces micrographies nous permettent de déterminer une énergie de seuil d'impact de 19J pour cette structure.

- Structure 4

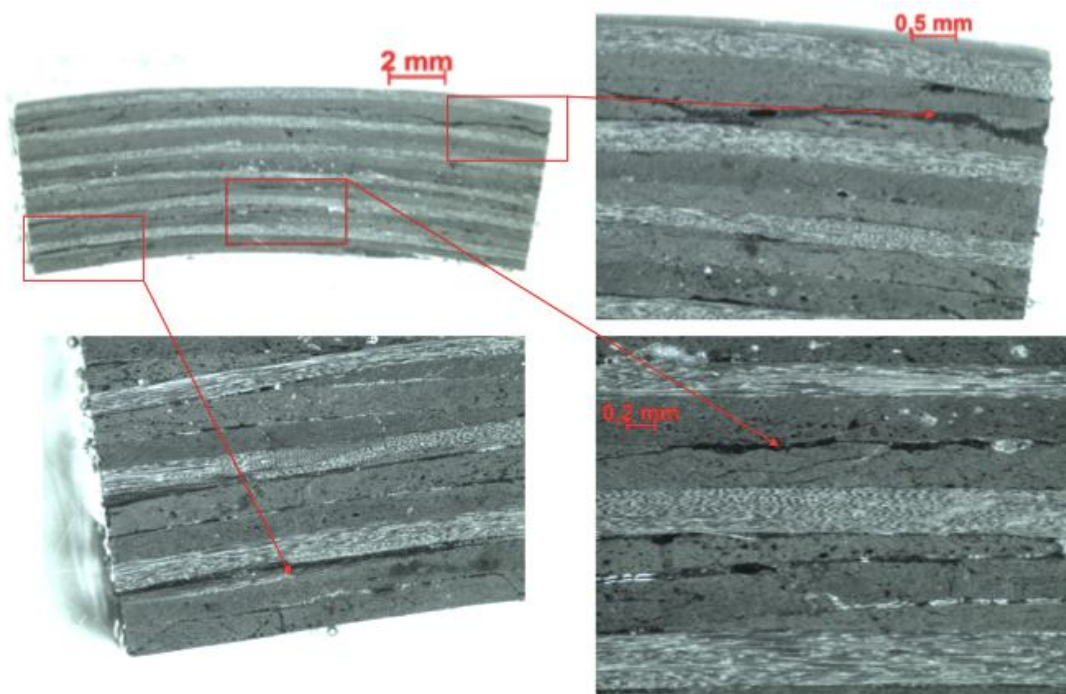


Figure 2.28 : Observation d'une coupe à 90° d'une éprouvette de la structure 4 impactée (18J)

On retrouve la même configuration des endommagements observée sur la structure 4 à 18J que sur la structure 3 à 19J. Sur la Figure 2.28, on observe de multiples délaminages qui se trouvent entre tous les plis à $\pm 40^\circ$ et à 90° et de multiples fissurations matricielles dans les plis à $\pm 40^\circ$. Toutefois, les endommagements générés sur cette structure sont plus nombreux que sur la structure 3. D'autres observations sur différentes éprouvettes de la structure 4 ont donné la même configuration d'endommagement. On a donc choisi un seuil d'énergie d'impact pour la structure 4 de 18J.

- Structure 5

Des essais d'impact sur dix éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur de structure 5 de séquences d'empilement $(70/90)_n$ (Tableau 2-7) ont été exécutés dans les mêmes conditions que les essais sur les éprouvettes de 6.5mm d'épaisseur. L'énergie d'impact varie entre 7.59 Joules et 15.36 Joules.

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

No	Energie	Endommagement
1	15.36	rompu
2	11.63	rompu
3	9.33	rompu
6	11.42	rompu
7	10.22	rompu
4	7.59	non rompu
5	7.92	non rompu
8	8.40	non rompu
9	8.45	non rompu
10	8.92	non rompu

Tableau 2-7 : Etat d'endommagement des éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur

Les premières observations macroscopiques (Figure 2.29) nous permettent de classer les éprouvettes en deux catégories : rompu et non rompu. Les éprouvettes pliées sont qualifiées de «rompu ».



Figure 2.29 : Observation macroscopique des éprouvettes de 5.6mm d'épaisseur

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

On observe ce phénomène sous un impact d'énergie supérieure ou égale à 10.22J. Ces modes d'endommagement et de la rupture ne correspondent pas à l'objectif de reproduire des endommagements similaires à ceux observés sur les réservoirs. L'attention se porte sur les éprouvettes en état « non - rompu » dont l'énergie d'impact varie entre 8.45J et 8.92J.

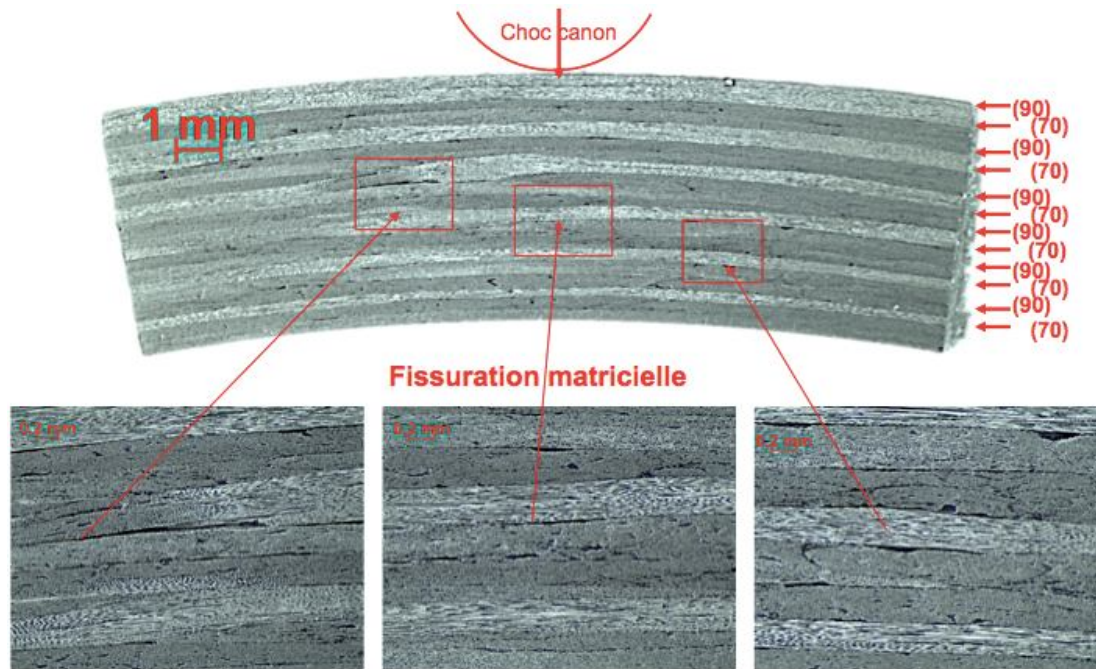


Figure 2.30 : Observation d'une coupe 90 d'une éprouvette de la structure 5 impactée (8.92J)

On n'observe pas le type d'endommagement voulu, à savoir des délaminages ou de la fissuration matricielle. A ce niveau d'énergie, les impacts ne peuvent pas générer d'endommagement « diffus » sur les éprouvettes de la structure 5. Des chocs à un niveau d'énergie supérieur (10.22 J) donnent une configuration d'endommagement qui ne convient pas aux exigences (éprouvette pliée). La méthode d'impact par canon à air n'est pas assez précise pour sélectionner d'une manière reproductible une énergie dans l'intervalle 8.92 J - 10.22J. On a ainsi décidé de ne pas impacter les éprouvettes de la structure 5.

3.5 Bilan de la technique de canon à air

Les observations des lots d'éprouvettes impactées permettent de tirer les premières conclusions suivantes. Premièrement, la configuration des endommagements ne dépend pas de l'épaisseur d'éprouvette. Les deux structures 1 et 2 ont la même configuration d'endommagement à 15J alors

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

qu'elles ne sont pas de même épaisseur (5.6 et 6.5mm). Deuxièmement, les endommagements générés par impact par canon à air sont fortement liés à la structure du composite. Tandis que les quatre structures 1, 2, 3, 4 impactées présentent des endommagements représentatifs des endommagements observés sur les réservoirs, les impacts ne peuvent pas générer ces endommagements sur la structure 5. Les seuils d'énergie d'impact proposés sont de 15J pour les deux structures 1 et 2, 19J pour la structure 3 et 18J pour la structure 4. La structure 5 n'est pas impactée. A ces seuils d'énergie, deux types d'endommagements sont observés sur les deux séries d'éprouvettes (structure 1 de 6.5mm d'épaisseur et structures 2, 3, 4, 5 de 5.6 mm d'épaisseur) :

- Délaminages entre les plis
- Fissuration matricielle reliant des défauts et générée par les effets de bord

La position du délaminage dépend de la valeur d'énergie d'impact. Plus l'énergie est grande, plus le délaminage apparaît à une hauteur élevée par rapport à la face interne non impactée.

Les quatre lots d'éprouvettes ont été impactés au seuil d'énergie déterminé. Ils sont ensuite testés dans les conditions fixées par la matrice d'essai présentée dans la partie suivante, ce qui permettra de valider le modèle d'endommagement présenté dans le chapitre suivant.

4 Matrice d'essai

Le comportement mécanique des éprouvettes en état sain et endommagé est évalué par un chargement de traction quasi-statique. L'évolution du dommage dans l'éprouvette est suivi pendant le chargement afin d'évaluer la cinétique d'endommagement et de déterminer une relation expérimentale entre la progression de cet endommagement et la réponse macroscopique de l'éprouvette. La tenue résiduelle des éprouvettes en termes de rigidité et de tenue à la rupture est aussi évaluée en fonction des types de dommage et des étendues de ceux - ci.

Les essais sont réalisés à trois températures (-40°C, 25°C et 85°C), couvrant toute la plage d'utilisation du réservoir et dans la mesure du possible sur les cinq structures d'éprouvettes prélevées directement dans des cylindres élaborés avec le même procédé d'enroulement filamentaire que le réservoir.

4.1 Géométrie d'éprouvette

Des cylindres en matériau composite carbone/époxy, avec un rayon interne de 52.8 mm et une épaisseur de 6.5 et 5.6 mm, ont été fournis par Composite Aquitaine. Ces tronçons sont fabriqués selon le même processus de bobinage que pour les réservoirs bobinés (tension de fil et cycle de cuisson similaires). Ces portions de cylindres ont été découpées selon l'axe longitudinal par jet d'eau. La géométrie des échantillons testés est présentée sur la Figure 2-31. Les éprouvettes ont une partie utile de 100 mm avec 50 mm de chaque côté afin d'assurer efficacement le serrage dans les mors.



Figure 2-31 : Géométrie de l'éprouvette cylindrique

Le pincement des éprouvettes dans les mors hydrauliques de la machine se fait par l'intermédiaire de cales en acier de forme également cylindrique. L'objectif de ces pièces est d'épouser la courbure des éprouvettes afin d'assurer un serrage homogène de l'éprouvette. La forme des mors est donnée sur la (Figure 2-32).

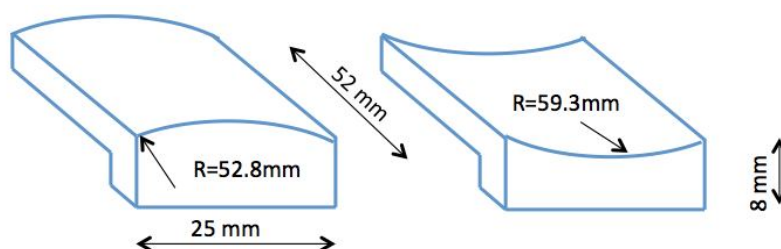


Figure 2-32 : Géométrie des mors forme en acier

4.2 Chargement

Ces essais sont réalisés sur une machine de traction INSTRON 4505. Le protocole de traction simple jusqu'à rupture permet de mesurer la contrainte et la déformation maximales à rupture. Les essais sont pilotés en déplacement, à vitesse constante de 1 mm/min. Ils sont réalisés à des températures de -40°C, 25°C et 85°C maintenues constantes à l'aide d'une enceinte SERVATHIN.

4.3 Instrumentations

Les éprouvettes sont équipées de métrologie pour apporter des informations essentielles pour mieux appréhender les mécanismes.

4.3.1 La technique d'émission acoustique

La norme NF A 09-350 (NFA_09-350_78-84) définit l'émission acoustique comme « un phénomène de libération d'énergie élastique sous forme d'ondes élastiques transitoires au sein d'un matériau ayant des processus dynamiques de déformation ». Cette technique permet l'enregistrement des ondes constituant la réponse d'un matériau face à une sollicitation mécanique. Elle est non directionnelle, des ondes de nature différentes se propagent dans tout le matériau, dans toutes les directions et sont atténuées lors de leur propagation (Mechsaoui et al., 2005)

Deux capteurs piézoélectriques sont utilisés afin de détecter ces ondes transitoires. Un gel couplant est généralement utilisé entre l'éprouvette et les capteurs pour assurer une bonne transmission de l'onde. Ainsi, ces ondes mécaniques sont transformées en signaux électriques acquis via un logiciel d'émission acoustique.

L'émission acoustique continue se distingue de l'émission acoustique discrète par salves. L'émission continue correspond à l'augmentation ponctuelle d'un bruit de fond. L'émission discrète est constituée de signaux transitoires aléatoires de fortes énergies et de courte durée, elle correspond au cas des matériaux composites (Huguet, 2002). Lorsqu'un matériau est soumis à des sollicitations mécaniques, il subit différents types d'endommagement qui conduisent à la rupture.

De nombreux phénomènes physiques peuvent être source d'émission acoustique :

- déformation plastique, mouvement de dislocations, maclage, glissement aux joints de grains, formation de bande de Piobert-Lüders,
- ruptures d'inclusions ou de composés intermétalliques, transformations de phase,
- amorçage et propagation de fissures (contraintes statiques, fatigue, ...),
- fragilisation par l'hydrogène, corrosion localisée,
- cavitation,

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

- endommagement des matériaux composites et béton (microfissuration de la matrice, délaminage, rupture d'interface, rupture de fibres, ...),

L'onde captée au bout de la chaîne d'émission acoustique se présente sous la forme d'une salve et se caractérise par de nombreux paramètres (Figure 2-33) :

- l'amplitude maximale positive ou négative exprimée en décibels,
- la fréquence instantanée ou fréquence moyenne sur l'ensemble des coups détectés,
- l'énergie du signal,
- le nombre de coups ou le nombre d'évènements,
- le temps d'un coup, le temps auquel un coup a été détecté,
- le temps de montée, la durée entre le premier dépassement de la limite et le moment où le maximum d'amplitude est atteint,
- la durée de la salve, durée entre le premier dépassement de la limite et le dernier dépassement de la limite.

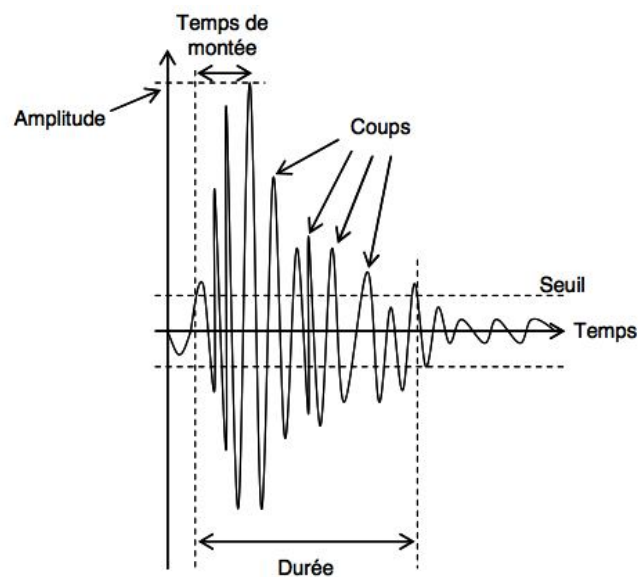


Figure 2-33 : Paramètres principaux d'émissions acoustiques calculées sur une salve

L'apparition ou l'évolution d'un endommagement génère des salves d'émission acoustique qui contiennent un grand nombre de paramètres. La difficulté est alors d'associer un type

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

d'endommagement aux événements acoustiques enregistrés au cours d'un essai. Différentes voies d'analyse des données d'émission acoustique existent : l'analyse spectrale et l'analyse paramétrique ou multiparamétrique.

L'analyse spectrale se base sur la transformée de Fourier pour caractériser les salves d'émissions acoustiques. La transformée de Fourier permet de décomposer une fonction non périodique en somme de fonctions sinusoïdales et permet donc d'extraire une fréquence propre à un phénomène émissif. De nombreux auteurs (Mader et al., 2001) (Bohse, 2000) (Giordano et al., 1998) ont étudié le contenu fréquentiel de ces salves et ont montré que l'on pouvait classer les différents phénomènes en fonction des gammes de fréquences. On peut associer les fréquences faibles à de la fissuration matricielle alors que les hautes fréquences sont plutôt liées à des ruptures de fibres. Les fréquences médianes sont plutôt associées, dans l'ordre, à des pull-out ou à des décohésions. Les valeurs de ces fréquences sont dépendantes du matériau et du type d'essai effectué. Ainsi, pour un composite carbone époxy, les fréquences correspondantes à la fissuration matricielle sont de 90 à 180 kHz, 180 à 240 kHz pour les pull-out, 240 à 300kHz pour les décohésions et supérieures à 300 kHz pour les ruptures de fibres (deGroot et al., 1995).

L'analyse paramétrique consiste à étudier un paramètre des salves d'émission acoustique afin de déterminer différentes gammes associées aux différents endommagements du composite. L'amplitude des salves est un des paramètres les plus étudiés. De la même manière que pour l'analyse spectrale, les études réalisées ont montré que chaque type d'endommagement pouvait être caractérisé par une gamme d'amplitude, dépendante du matériau et du type de chargement. Par exemple (Romhany et al., 2003) ont notamment identifié les mécanismes d'endommagement des fibres de lin à partir de l'amplitude des événements acoustiques. Ces travaux isolent notamment les phénomènes de séparation longitudinale des fibres pour des amplitudes inférieures à 35 dB, les fissurations transverses des fibres pour des amplitudes comprises entre 35 et 60 dB, ainsi que les ruptures multiples de fibres pour des amplitudes supérieures à 60 dB. (Barre and Benzeggagh, 1994) associent, pour un composite à fibres de verre courtes et matrice polypropylène sollicité en traction quasi-statique et en fatigue, la gamme d'amplitude comprise entre 40 et 55 dB à de la fissuration matricielle, la gamme d'amplitude comprise entre 60 et 65 dB à des décohésions, la gamme d'amplitude comprise entre 65 et 85 dB aux pull-out et la gamme d'amplitude comprise entre 85 et 95 dB aux ruptures de fibres. Il peut donc y avoir des recouvrements des gammes d'amplitudes pour des types d'endommagements différents. Une analyse multiparamétrique peut être une solution pour associer les salves d'émission acoustique aux différents types d'endommagements.

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

L'analyse multiparamétrique permet de prendre en compte plusieurs paramètres pour caractériser une salve. Différentes méthodes de classification existent. La classification des vecteurs en plusieurs populations d'événements peut être effectuée selon un mode supervisé ou non. Les méthodes supervisées s'appuient sur un apprentissage qui nécessite des données d'apprentissage. Les classes sont ainsi connues et les salves à classer y sont affectés. Par exemple, les k-plus proches voisins et l'analyse discriminante de Fisher sont des méthodes supervisées. A contrario, les méthodes non supervisées, telles que la méthode des k-moyennes (Likas et al., 2003) ou le réseau de neurones de Kohonen, ne nécessitent pas d'apprentissage préalable. La méthode des k-moyennes est une méthode itérative permettant de classer les salves en un nombre de classes défini par l'utilisateur. Initialement, les classes sont définies aléatoirement par leur centre. Chaque salve est attribuée à la classe la plus proche, puis le centre de chaque classe est recalculé à partir de données classées, les salves sont alors reclassées en fonction des nouveaux centres et ce jusqu'à stabilisation des centres des classes

L'acquisition de l'émission acoustique est effectuée via le système PCI-2 de Physical Acoustics. Deux capteurs de type résonant (PAC micro80) d'un diamètre de 10 mm enregistrent les signaux d'émission acoustique. Ces capteurs présentent une sensibilité importante sur la bande de fréquence 100kHz – 1 MHz ainsi qu'un pic de résonance vers 300 kHz. Deux préamplificateurs de 40dB sont situés entre les capteurs et la carte d'acquisition. Le seuil a été fixé à 30 dB pour les composites. Des entrées paramétriques permettent également d'acquérir la charge, la position de la traverse mobile ou encore une mesure par vidéo – traction. Les capteurs sont positionnés sur la face composite de l'éprouvette comme montré sur la Figure 2-34. Le couplage est assuré par un gel silicone et le maintien des capteurs sur l'éprouvette est effectué par pression à l'aide de pinces.

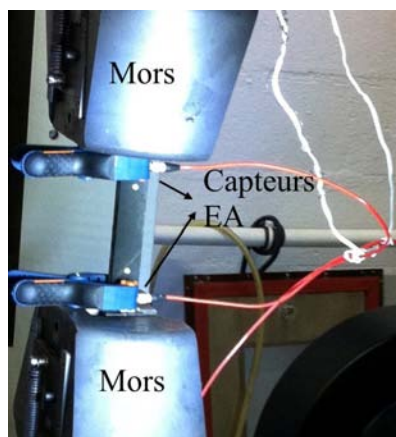


Figure 2-34 : Disposition des capteurs d'émission acoustique

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Au cours des essais, seuls les échos localisés entre les deux capteurs sont enregistrés afin d'éliminer les échos parasites provenant de bruits extérieurs (machine d'essai, environnement,...). Pour cela, il est nécessaire de mesurer la vitesse des ondes au sein des éprouvettes testées. Cette mesure est effectuée à l'aide de sources Hsu-Nielsen simulées par des ruptures de mines de graphite, en mesurant la distance et la différence de temps de détection entre les deux capteurs.

Différentes données d'acquisition des salves doivent être réglées. Tout d'abord le paramètre PDT (peak definition time) $30\mu\text{s}$ qui permet la détermination du maximum de la salve. La durée que l'utilisateur choisit se déclenche dès que le seuil est dépassé et peut se répéter jusqu'à la fin du hit. Le paramètre HDT (hit definition time) $100\mu\text{s}$, qui définit le temps d'une salve, se déclenche dès qu'on se situe en dessous du seuil et doit être assez long pour permettre la détermination du maximum de la salve par le paramètre PDT. Le paramètre HLT (Hit lockout time) $300\mu\text{s}$ définit un temps de réarmement et se déclenche à la fin du temps HDT pour éviter l'acquisition d'éventuels échos. Les caractéristiques des salves enregistrées sont l'amplitude, le temps de montée, la durée, le nombre de coups et l'énergie. L'analyse a été réalisée par une méthode multiparamétrique (méthode des k-moyennes) ou par une méthode paramétrique (étude de l'amplitude). En effet, les résultats obtenus ont montré qu'il était possible de trier de manière assez précise les événements par leur amplitude. De plus, l'analyse multiparamétrique est une étude beaucoup plus longue et complexe à réaliser. Cette étude ne se focalisant pas sur le traitement des signaux d'émission acoustique, l'étude paramétrique a été retenue pour le traitement systématique des données.

Cet outil va nous permettre de suivre l'activité acoustique dans l'éprouvette représentative dans le but d'obtenir des informations sur la cinétique d'endommagement

4.3.2 Extensomètre conventionnel

Un extensomètre à couteaux INSTRON n° 620 présentant, dans sa configuration basique, une longueur de base 12,5 mm avec une extension de ± 5 mm est utilisée pour la mesure de l'allongement. Son utilisation sur les éprouvettes de composite bobinées demande l'adjonction d'une rallonge de 12,5 mm convertissant la base à $25 \text{ mm} \pm 5$ mm. L'extensomètre ne peut pas être positionné sur le dos ou le ventre d'éprouvette à cause de sa forme cylindrique. Les lames de l'extensomètre ont donc été placées sur le bord du composite. L'extensomètre va alors mesurer le déplacement entre les deux points à 25 mm de distance au milieu d'éprouvette.

4.4 Essai de traction simple sur les éprouvettes saines

Ces essais vont permettre d'étudier le comportement des différentes structures d'éprouvette au cours d'un chargement de traction simple et de mesurer la force à la rupture des éprouvettes et analyser les mécanismes d'endommagement.

Afin de ne pas surcharger cette partie, on ne présentera ici que les résultats de traction simple sur les cinq structures à température ambiante. Les résultats d'essais à chaud (85°C) et à froid (-40°C) sont présentés en annexe.

4.4.1 Comportement mécanique des cinq structures en état sain sous traction à température ambiante

Les cinq séries d'essai de traction simple sur les cinq structures différentes dont les séquences d'empilement et l'épaisseur sont rappelées dans le (Tableau 2-8) ont été réalisées sur des éprouvettes cylindriques de 5.6 et 6.5 mm d'épaisseur.

	Séquence d'empilement	Epaisseur (mm)
Structure 1 (S1)	(±20,90,±20,90,±20,90,±30,90,±40,90,±54,90,±70,90)	6.5
Structure 2 (S2)	(±20,90,±20,90,±30,90,±40,90,±54,90,±70,90)	5.6
Structure 3 (S3)	(±20,90) ₆	5.6
Structure 4 (S4)	(±40,90) ₆	5.6
Structure 5 (S5)	(±70,90) ₆	5.6

Tableau 2-8 : Séquences d'empilement et épaisseurs des 5 structures d'éprouvettes S1, S2, S3, S4 et S5

Sur la (Figure 2-35 : C) sont représentées les courbes Force – Déplacement des cinq types d'éprouvettes sous traction simple à température ambiante (25°C). La force est mesurée par la cellule de charge de la machine de traction et le déplacement par l'extensomètre. On constate que

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

le comportement en traction des éprouvettes dépend fortement de leur structure. Parmi les 5 structures, la résistance et la rigidité des structures diminue successivement selon l'ordre : Structure 3, 1, 2 4 et 5. La structure est la plus rigide et la plus résistance (la force à la rupture à 37kN) et la structure la plus faible est la structure 2 dont la valeur à rupture est environ de 3.5kN

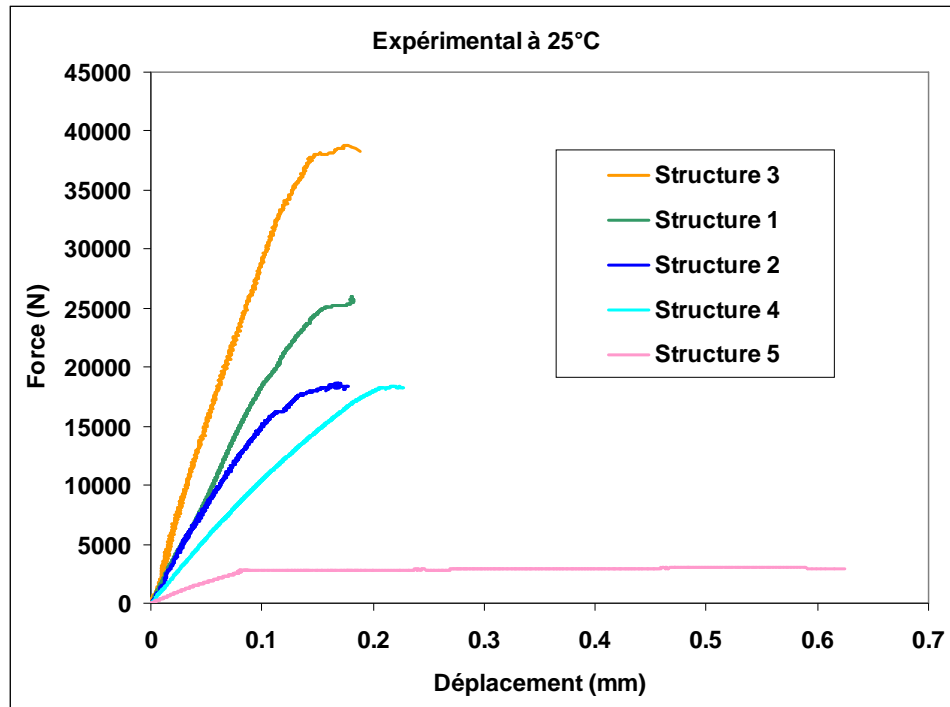


Figure 2-35 : Courbes Force – Déplacement des 5 structures d'éprouvettes sous traction simple à température ambiante (25°C)

○ Structure 1

La structure 1 est la structure de référence du réservoir combinant une grande variété de directions des fibres. La courbe présente une partie non – linéaire à partir de 12kN (environ 50% de la charge à rupture), ce qui est expliqué par la présence des endommagements dans le composite, à priori des fissurations matricielles. L'éprouvette rompt à 25kN avec un déplacement maximal de 0.2 mm d'environ.

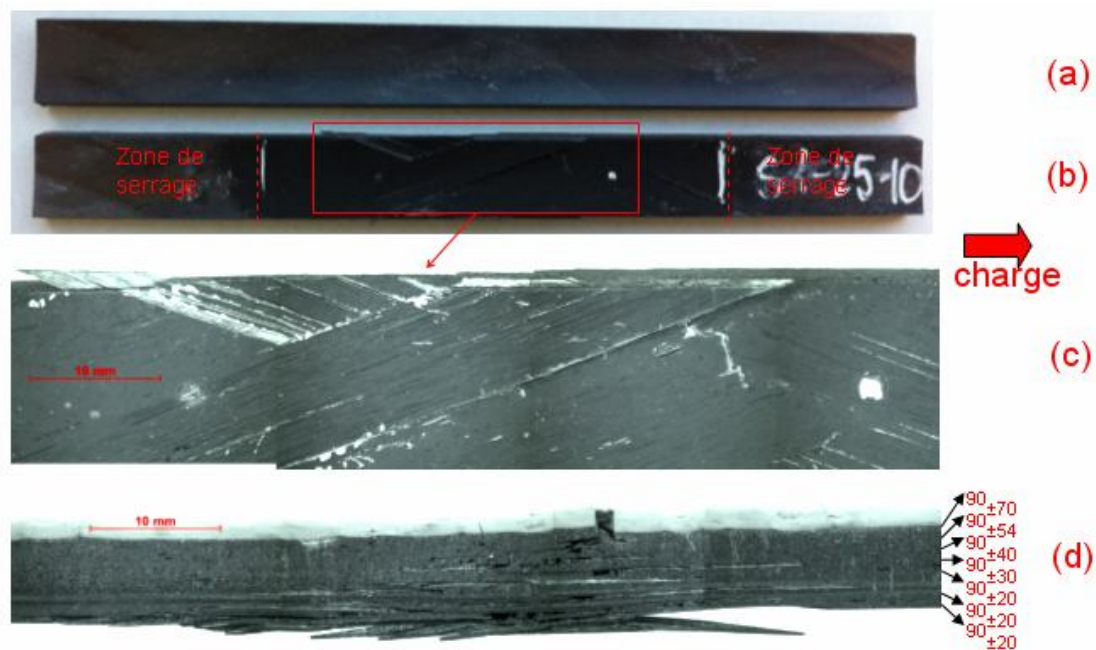


Figure 2-36 : Etat initial (a) et à la rupture (b) de l'éprouvette de la structure 1 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d)

La (Figure 2-36) présente l'état de rupture d'une éprouvette de la structure 1 en traction simple. Par rapport à l'état initial (Figure 2-36.a), l'endommagement, à l'état rompu, se concentre dans la partie utile au milieu d'éprouvette (Figure 2-36.b). Les plis ($\pm\alpha$) où se trouvent des endommagements de la matrice ou de cisaillement sont arrachés de l'éprouvette (Figure 2-36.c). Les derniers plis (± 20) se séparent de l'éprouvette, ce qui est la cause d'un effet de flexion. Cet effet est bien observé sur le bord de l'éprouvette (Figure 2-36.d). En traction, on constate que l'éprouvette de la structure 1 subit de multiples endommagements : une fissuration matricielle dans les plis à 90 et dans les plis ($\pm\alpha$) et un délaminage entre les plis les plus désorientés ($(\pm 20, 90)$, $(\pm 30, 90)$, $(\pm 40, 90)$)

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

o Structure 2

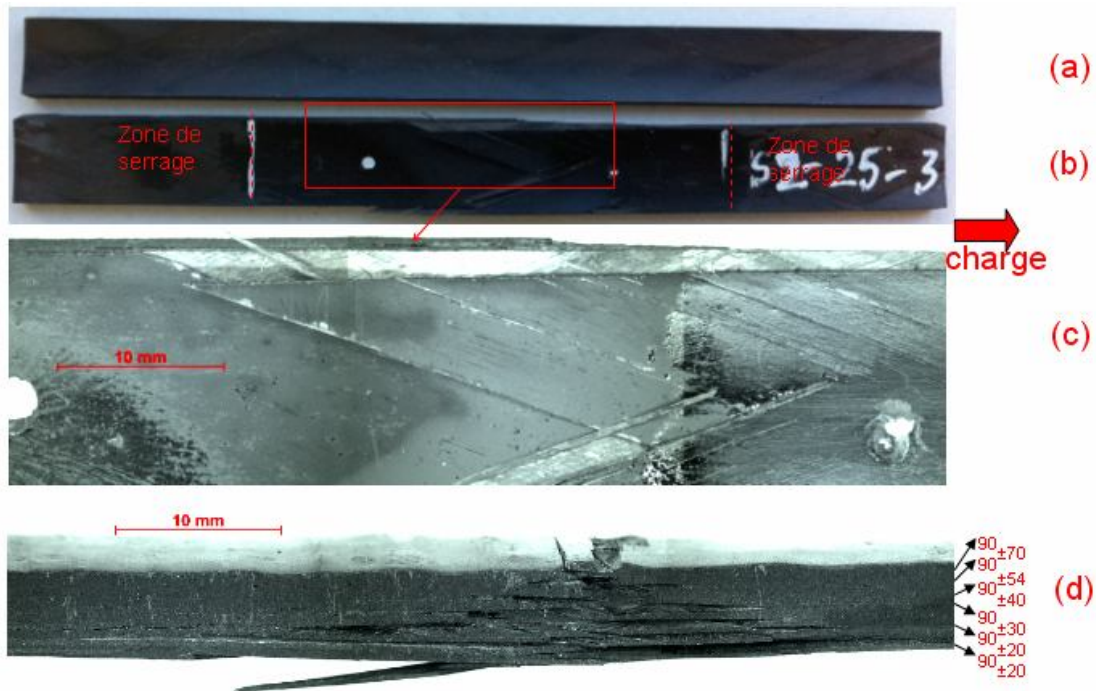


Figure 2-37 : Etat initial (a) et à la rupture (b) de l'éprouvette de la structure 2 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d)

On trouve le même type de comportement non – linéaire dans le cas de l'éprouvette de la structure 2, dont la séquence d'empilement est proche de celle de la structure 1 (à une paire de plis 20/90 près). C'est pourquoi la partie élastique des deux courbes Force – Déplacement est très proche. La partie non – linéaire de la courbe de la structure 2 apparaît plus tôt que celle de la structure 1 (dès 9kN, soit 50% de la charge à la rupture). On retrouve la même configuration d'endommagement sur la structure 2 (Figure 2-37). L'endommagement se concentre au milieu d'éprouvette, sous forme de fissurations matricielles et de délaminages.

o Structure 3

La structure 3 ne contient que des plis à 20 et 90. Son comportement est quasi linéaire dans l'intervalle de charge de 0 à 33kN. Après cette valeur, le matériau présente une légère non - linéarité avant d'atteindre sa valeur à la rupture de 37kN, ce qui est expliqué par l'apparition et l'évolution des fissurations matricielle dans le composite. Pour mieux comprendre les

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

endommagements apparus dans l'éprouvette, on compare l'état de rupture avec celle initiale comme sur la figure suivante :



Figure 2-38 : Etat initial (a) et à rupture (b) de l'éprouvette de la structure 3 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d)

Sur la (Figure 2-38.a, b) comparant l'état initial et l'état à la rupture d'une éprouvette de la structure 3 sous traction simple, on observe de multiples délaminages entre les plis ($\pm 20, 90$) (Figure 2-38.d). On constate une séparation des derniers plis (± 20) (Figure 2-38.c). Par rapport aux deux structures 1 et 2 qui combinent différentes orientations de fibres, l'effet de délaminage est plus important dans la structure 3 dont la structure est plus ordonnée ($\pm 20, 90$). En plus, on observe aussi une fissuration matricielle dans tous les plis à 90° .

○ Structure 4

La structure 4 présente une forte non – linéarité (Figure 2-35). Cela peut être expliqué par le niveau important de la contrainte de cisaillement dans les plis (± 40) sous traction, ce qui génère un mode de dégradation de type cisaillement ou des fissurations matricielles dans le matériau. Par conséquent, ce type de comportement crée un déplacement maximal d'éprouvette de 0.23 mm (30% plus que de structure 3, 1 et 2) avec même une valeur de charge à rupture que de structure 2 de 18kN)

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

Ce comportement non – linéaire du matériau s’exprime dans cette structure qui contient que des plis ($\pm 40,90$). On observe bien une fissuration matricielle qui a causé la décohésion entre les fibres dans les plis (± 40) (Figure 2-39.b, c). Cette fissuration provoque un grand déplacement relatif mesuré au milieu d’éprouvette. Cela explique la plus grande valeur du déplacement à rupture des éprouvettes de la structure 4 par rapport aux structures 1, 2 et 3 (Figure 2-39.c). Ces fissurations favorisent l’initiation des délaminages entre les plis ± 40 et 90 (Figure 2-39.d).

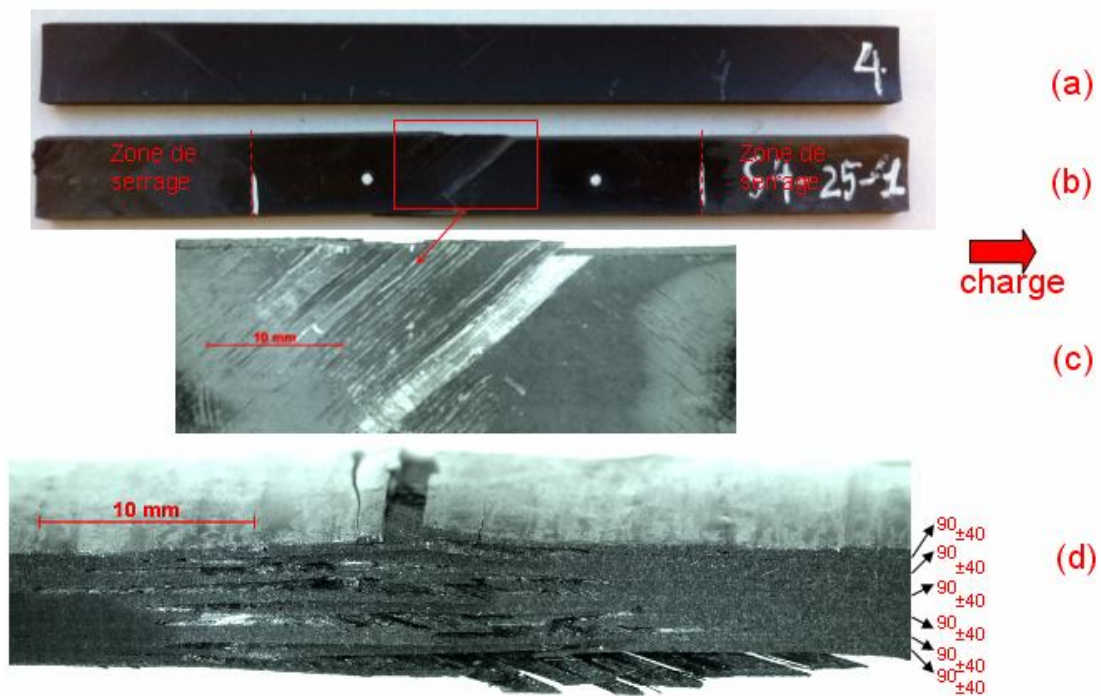


Figure 2-39 : Etat initial (a) et à rupture (b) de l’éprouvette de la structure 4 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d’éprouvette (d)

o Structure 5

Le cas du comportement de la structure 5 est le plus particulier parmi les cinq structures. Au début du chargement, son comportement est linéaire. A partir de 3.5kN, la force n’évolue plus : le déplacement maximal mesuré est de 0.62 mm, près de 3 fois plus par rapport à celui de la structure 2.

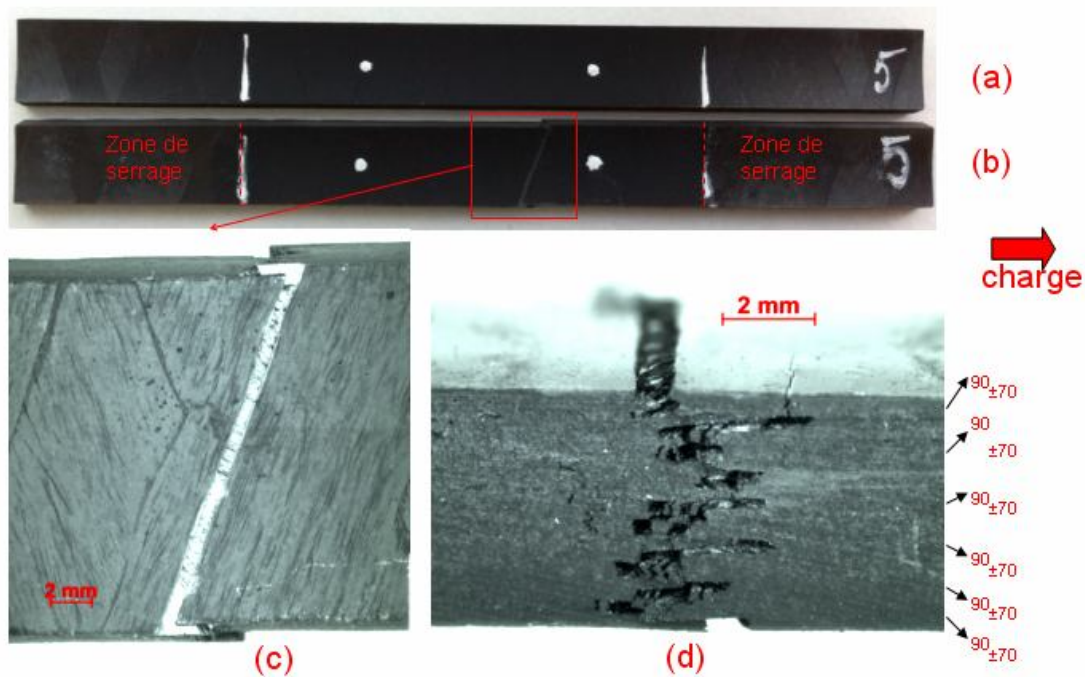


Figure 2-40 : Etat initial (a) et à rupture (b) de l'éprouvette de la structure 5 sous traction simple, agrandissement de la zone de rupture sur la face arrière (c) et sur le bord d'éprouvette (d)

On observe bien sur la (Figure 2-40. b) des glissements des plis (± 70), l'éprouvette est presque séparée en deux parties. Ce glissement explique la forme particulière de la courbe de traction une fois que la charge a atteint son seuil (Figure 2-35). Dans ce cas, on n'observe que de la fissuration matricielle verticale dans les plis à 90 et de la fissuration transverse qui cause la décohésion des plis ± 70 .

4.4.2 Suivi des endommagements par Emission Acoustique

Le processus d'endommagement de ces essais de traction a été suivi par émission acoustique. L'intervalle de détection des capteurs a été choisi entre 34dB et 100dB. La Figure 2-41 montre la répartition en trois classes des événements obtenue en fonction de l'amplitude. Ces trois classes ont été obtenues par la méthode d'analyse de l'amplitude des événements pour une température de 25°C.

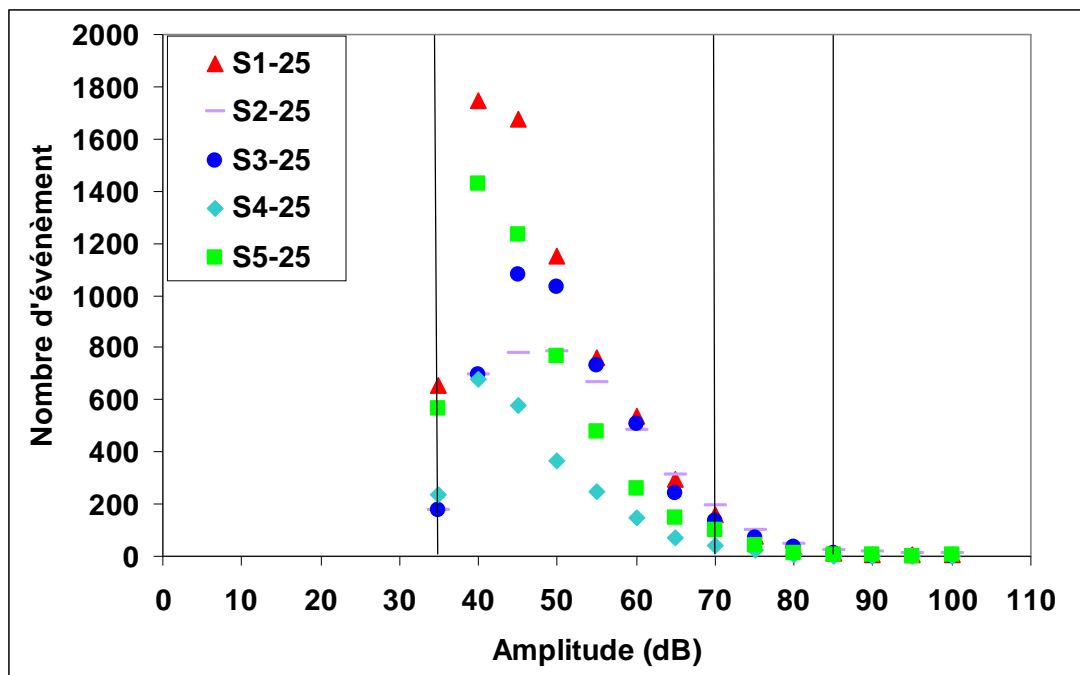


Figure 2-41 : Répartition des événements d'émission acoustique selon trois classes par la méthode d'analyse paramétrique pour un essai de traction simple à température ambiante des éprouvettes des cinq structures

On observe trois classes prépondérantes (gamme d'amplitude comprise entre 34 et 70 dB, 70 et 85 dB et supérieure à 85 dB). On retrouve donc un recouvrement des différentes classes : la fissuration matricielle peut être associée à la gamme 35 – 70 dB, les ruptures interfaciales à la gamme 70 – 85 dB, la rupture par délaminage ou la rupture de fibres à la gamme supérieure à 85 dB. Ces dernières sont très peu nombreuses et plutôt réparties à la fin de l'essai, à la rupture de l'éprouvette (Figure 2-41).

On constate que la structure 1 contient les trois modes d'endommagement. Les événements liés à la rupture de la matrice sont les plus nombreux parmi les cinq structures. La raison est que la structure 1 est la plus épaisse parmi les cinq structures, le nombre de plis à 90 subissant de la fissuration matricielle est plus important. Ce constat correspond bien à l'état de rupture.

On retrouve les trois types d'endommagement (rupture de la matrice, décohésion fibre / matrice et délaminage ou rupture des fibres) dans les trois autres structures 2, 3 et 4. En traction simple, la structure cinq présente un grand nombre d'endommagements de la matrice, ce qui mène à la rupture. On n'observe pas de rupture par délaminage ou de rupture des fibres.

4.5 Essai de traction simple sur les éprouvettes impactées

Dans cette partie, on présente les résultats des essais de traction simple sur les éprouvettes de quatre structures différentes impactées par la méthode de « canon à air » présentée dans la partie précédente. Les essais ont été exécutés à trois températures différentes -40°C , 25°C et 85°C . L'objectif est d'étudier le comportement de ces quatre structures d'éprouvettes impactées en traction jusqu'à la rupture et d'estimer la tolérance aux dommages en comparant avec les résultats expérimentaux des éprouvettes en état sain. De la même manière que pour les essais de traction sur les éprouvettes en état sain, on ne présente ici que les essais correspondants sur les éprouvettes impactées à température ambiante (25°C). Le reste des essais de traction des éprouvettes impactées à froid et à chaud va être présenté en annexe.

4.5.1 Structure 1

Les essais de traction simple des éprouvettes impactées de la structure 1 ont été exécutés dans les mêmes conditions de serrage, de vitesse de chargement que les éprouvettes saines. La Figure 2-42 présente la comparaison du comportement des éprouvettes impactées avec celui de l'éprouvette saine.

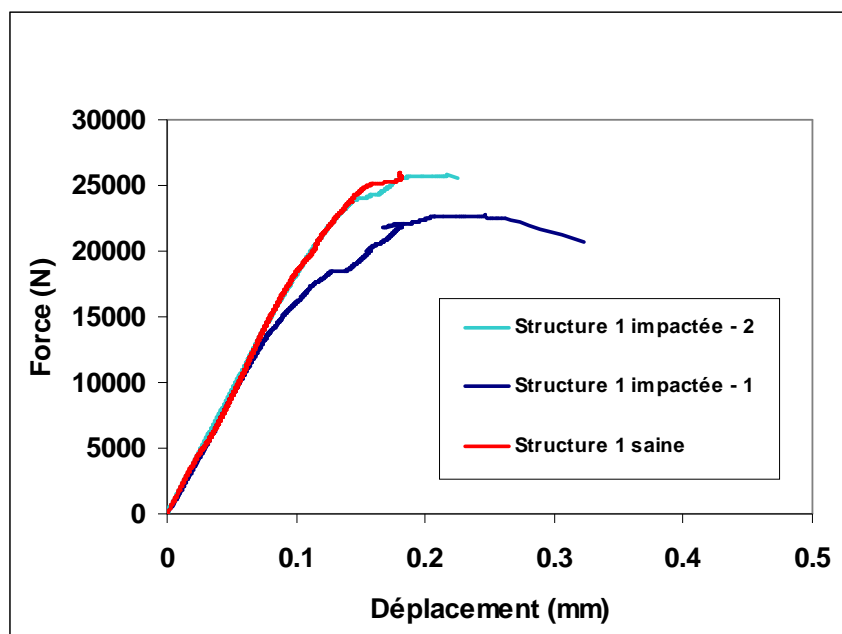


Figure 2-42 : Comparaison du comportement en traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 1 impactées à 15J et en état sain

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

On constate qu'il y a une très grande dispersion du comportement des éprouvettes impactées : en effet, on note des résistances (Structure 1 impactée – 1, Figure 2-42) plus faibles que le cas sain et des comportements (Structure 1 impactée – 2) très proches de celui d'une éprouvette saine. Dans le second cas, la courbe Force – Déplacement est superposée à celle du cas sain. On n'observe qu'une chute légère de la force avant d'atteindre la même valeur de la force à rupture que dans le cas sain. Quant au premier cas, on observe bien la nocivité des impacts sur le comportement du matériau : dès 14kN, la force appliquée est inférieure au cas sain et la rupture est atteinte avec une diminution de la force de 11.7% par rapport à la valeur en état sain.

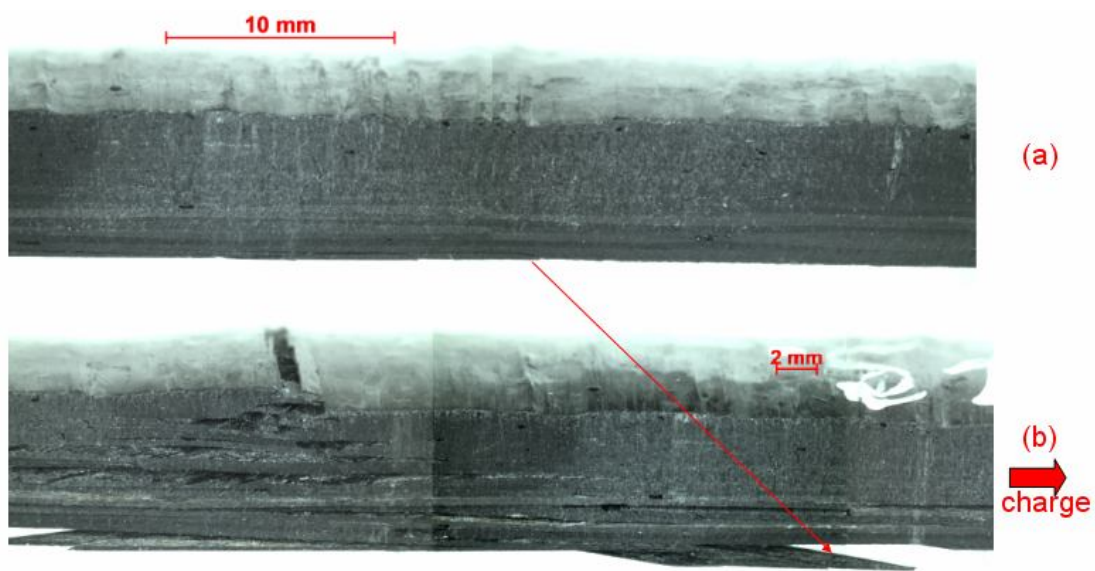


Figure 2-43 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 1 impactée à 15J

La Figure 2-43 présente la comparaison entre l'état initial (a) et l'état à la rupture d'une éprouvette dont la courbe Force – Déplacement est notée « Structure 1 impacté 1 » sur la Figure 2-42. Sous la charge de traction, les endommagements se concentrent autour des défauts induits par impact. On retrouve les mêmes types d'endommagement que sur l'éprouvette saine lors de la traction simple. Les défauts de type délaminage (Figure 2-43.a) se propagent le long d'éprouvette. Toutefois, comme l'indique la Figure 2-42, cette configuration n'est pas reproductible dans toutes les éprouvettes de la structure 1 impacté à 15J.

La raison de cette dispersion se trouve dans la méthode d'impact par canon à air qui est conditionnée par des multiples paramètres expérimentaux : la mesure d'énergie d'impact (les

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

éprouvettes sont impactées à l'énergie de $15 \pm 1J$ soit une erreur maximale de 13.3%), l'incertitude des manipulations, la positionnement des éprouvettes,... On utilisera le cas le plus dégradé (noté Structure 1 impactée - 1) comme base expérimentale pour la validation du modèle d'endommagement dans le chapitre suivant.

4.5.2 Structure 2

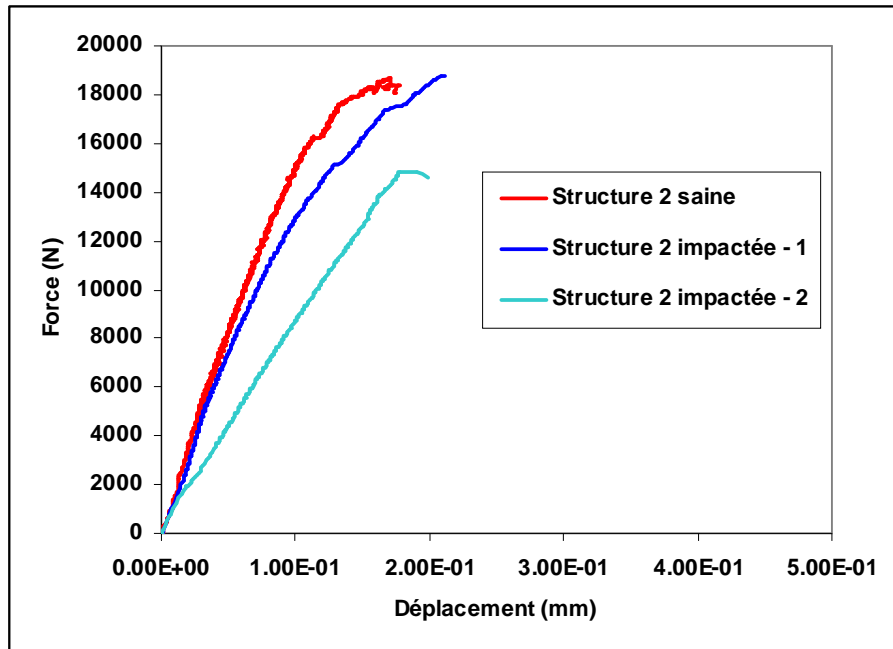


Figure 2-44 : Comparaison du comportement sous traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 2 impactées à 15J et en état sain

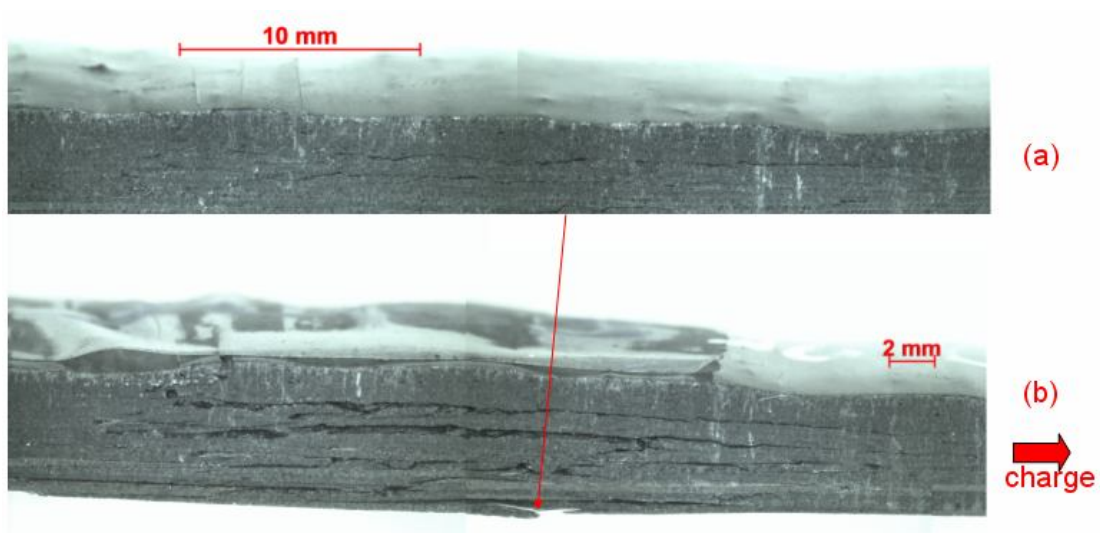


Figure 2-45 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 2 impactée à 15J

Sur la Figure 2-44, on retrouve la même dispersion du comportement des éprouvettes impactées de la structure 2 à 15J. Par rapport à la structure 1 qui a subi un impact de même énergie, la nocivité des endommagements générés sur cette structure est plus importante : la force à rupture connaît une diminution de 19,7% par rapport celle de l'éprouvette saine. Cette diminution plus importante s'explique par une épaisseur plus faible de l'éprouvette, alors que l'énergie d'impact est identique et la structure du composite similaire. Sous chargement de traction, les endommagements se propagent dans la totalité de l'épaisseur d'éprouvette.

4.5.3 Structure 3

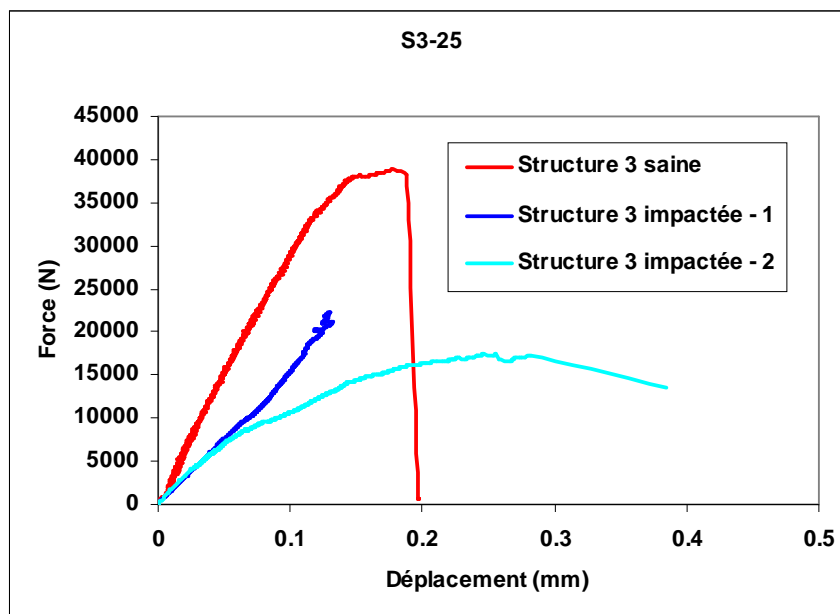


Figure 2-46 : Comparaison du comportement sous traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 3 impactées à 19J et en état sain

On constate que les endommagements par impact sont très nocifs pour les éprouvettes de la structure 3 sous traction simple. Les valeurs de la rupture d'une éprouvette impactée varient dans un intervalle de 17kN à 22 kN (soit une diminution maximale de 55% de la valeur à rupture d'une éprouvette saine). Ces éprouvettes impactées sont beaucoup moins rigides que l'éprouvette saine, les endommagements existants dans l'éprouvette ont abaissé de la moitié la valeur de la rigidité initiale de l'éprouvette. En plus, on observe une dispersion du comportement des éprouvettes impactées. Ces deux éprouvettes impactées (notées Structure 3 impactées 1 et 2) ont la même rigidité initiale. Toutefois elles ne rompent pas de la même manière : l'une se casse d'une manière fragile et l'autre après une diminution progressive de la charge. Ce phénomène peut être expliqué par le nombre des fissurations matricielles présentes dans chaque éprouvette : elle contient plus de fissurations matricielles et sous traction une réponse fortement non linéaire s'exprime, la charge diminue progressivement avant la rupture totale. La Figure 2-47 présente la comparaison entre l'état initial et à la rupture de l'éprouvette Structure 3 impactée – 2. En traction simple, les endommagements générés par impact se développent : les fissurations matricielles dans les plis 90 s'ouvrent dans le sens du chargement, les délaminages se propagent le long des plis. Cette

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

configuration d'endommagement généré par l'impact à 19J affecte fortement la rigidité et le comportement de l'éprouvette de la structure 3.

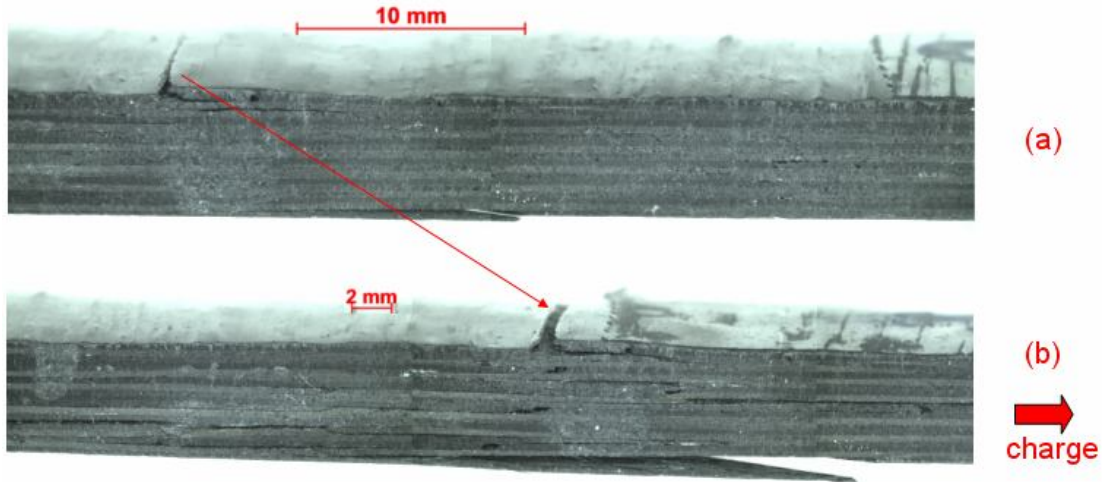


Figure 2-47 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 3 impacté à 19J

4.5.4 Structure 4

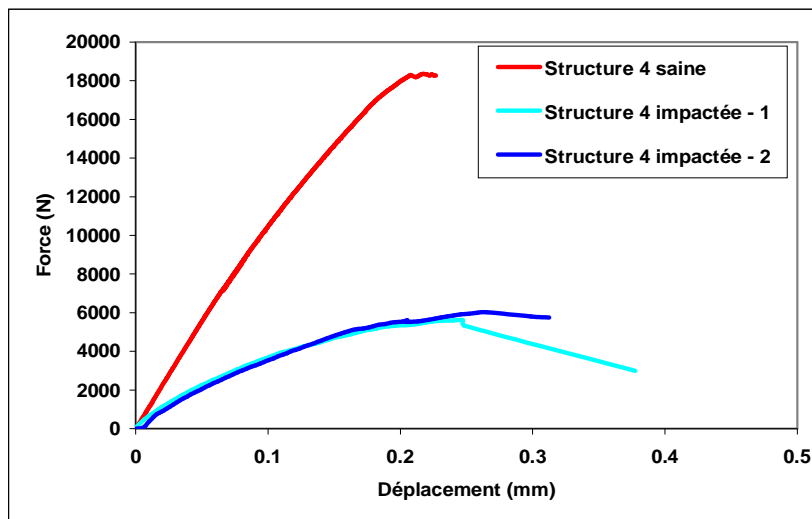


Figure 2-48 : Comparaison du comportement sous traction simple à 25°C des éprouvettes de la structure 4 impactées à 18J et en état sain

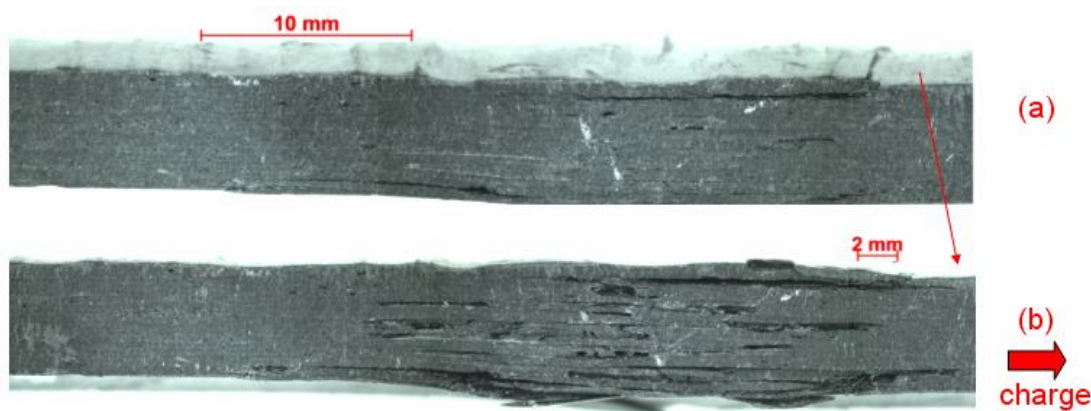


Figure 2-49 : Etat initial (a) et (b) à la rupture sous traction simple d'une éprouvette de la structure 4 impacté à 18J

On retrouve un grand abattement de la rigidité des éprouvettes de la structure 4 impactées. Elles rompent à 6.2kN (soit 34% de la valeur à rupture d'une éprouvette saine). Cette forte diminution tient à la configuration des multiples endommagements générés par impact sur une éprouvette impactée à 18J. Le comportement de ces éprouvettes impactées présenté sur la Figure 2-48 est assez reproductible. Les courbes Force – Déplacement sont superposées, les deux éprouvettes impactées rompent à 6.2kN. Ces résultats reproductibles sont utilisés pour la validation du modèle dans le cas des éprouvettes impactées dans la partie suivant.

4.6 Bilan

Les différentes techniques expérimentales utilisées dans cette étude ont été présentées. Les essais mécaniques et l'instrumentation ont été adaptés pour répondre aux difficultés inhérentes aux tests de chacune des structures de composites bobinés étudiés. De plus, des mors spécifiques ont été fabriqués pour s'adapter à la forme des éprouvettes cylindriques. Différentes méthodes de dépouillement sont utilisées dans cette étude telles que la mesure des déformations par extensomètre et la technique d'émission acoustique. Ces méthodes permettent de suivre l'évolution du comportement et des endommagements au cours de chargement.

Une campagne d'essai de traction simple sur les éprouvettes saines a été réalisée. Des analyses statiques permettent d'évaluer le comportement des éprouvettes cylindriques des cinq structures en traction. On peut classer ces cinq structures d'éprouvette en deux catégories selon leur complexité : le groupe 1 contient la structure de référence 1 et la structure 2, combinant un nombre important d'orientations différentes, et le groupe 2 la structure 3, la structure 4 et la structure 5. La structure 3

Chapitre 2 : Choc sur semi – structures représentatives – Génération des éprouvettes de caractérisation des propriétés résiduelles

est la plus rigide parmi les cinq structures grâce à la présence d'un grand nombre des plis à 20. Différents types d'endommagement ont été détectés par des analyses micrographiques qui ont été vérifiés par la méthode d'Emission Acoustique. La configuration des endommagements en traction présente des caractères spécifiques liés à la structure du composite. Les éprouvettes du groupe 1 présentent de multiples endommagements : des ruptures de la matrice dans les plis à 90, de la fissuration transverse entre des plis à 20, 30, 40, 70 et les plis à 90, des délaminages entre les plis à ± 20 , ± 30 , ± 40 , ± 54 . Ces endommagements se concentrent dans la zone près de la face non – impactée d'éprouvette. On retrouve les mêmes types d'endommagements présenté dans les éprouvettes du groupe 2 : rupture de la matrice, délaminages pour la structure 3 et 4, et que la rupture de la matrice dans la structure 5, Par rapport le groupe 1, ces endommagements se répètent dans chaque pair des plis ($\pm 20,90$) de la structure 2, ($\pm 20,90$) de la structure 3 et ($\pm 40,90$) de la structure 4.

La comparaison du comportement des éprouvettes impactées sous traction simple avec celui en état sain permet tout d'abord d'estimer la tolérance aux dommages générés par impact avec la méthode de canon à air et ensuite d'évaluer la reproductibilité de la méthode. Les endommagements générés par impact ont provoqué des chutes de la rigidité (50% de réduction sur une éprouvette de la structure 3 impactée à 19J) et aussi de la force à la rupture (jusqu'à 66% de réduction pour une éprouvette de la structure 4 impactée à 18J). De plus, on a constaté une très grande dispersion des courbes de traction. Les éprouvettes impactées rompent à différentes valeurs de charge, ce qui provient du protocole d'impact, de la mesure d'énergie d'impact et de la sensibilité des différentes structures composites sous impact. Finalement, les cas le plus nocifs parmi des éprouvettes impactées ont été choisis comme la base de validation du modèle d'endommagement.

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

Si la prévision des conséquences d'un impact sur la tenue résiduelle d'un réservoir bobiné nécessite de consolider la connaissance des mécanismes, leur modélisation est une étape qui exige de trouver un compromis entre un modèle suffisamment sophistiquée et des temps de calcul raisonnables. Comme présenté dans la partie bibliographie de ce chapitre, divers auteurs de la littérature ont utilisé différents modèles de progression d'endommagement pendant l'impact pour les composites stratifiés « aéronautiques ». Pourtant leur application est principalement tournée vers les structures composites minces, à fibres continues de carbone et à matrice polymère fragile (Laurin et al., 2007a). Depuis quelques années, cette application s'est étendue aux composites épais (Revest, 2011). Pour les réservoirs bobinés il faut reconsidérer la construction des modèles numériques en ne tombant pas dans le travers d'une description trop fine des mécanismes mais en recherchant une certaine efficacité.

Dans ce chapitre est présenté le modèle choisi pour simuler le comportement du matériau composite constituant le réservoir d'hydrogène. La simulation de ce type de comportement doit pouvoir prévoir l'initiation des mécanismes de dégradation, leur évolution (et leurs conséquences mécaniques) ainsi que la rupture de la structure. Le principe du modèle est de prédire l'endommagement dans chaque pli de même direction et de prendre en compte son effet sur la rupture macroscopique de la structure. Une approche simple de type « analyse progressive de la rupture » a été utilisée.

1 Quelques modèles d'endommagement de matériaux composites

1.1 Définition du composite carbone – époxy

Si le terme « matériau composite » évoque un matériau différent des matériaux macroscopiquement homogènes habituels, on appelle maintenant de façon courante et implicite « matériaux composites » des arrangements de fibres – continues ou non – d'un matériau résistant (le renfort) qui sont noyées dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible. La matrice conserve la disposition géométrique des fibres et leur transmet les sollicitations auxquelles est soumise la pièce (Gay, 2005)

La famille de matériaux composites qui nous intéresse est constituée de fibres de carbone haute performance dont le module standard (250 GPa), le module intermédiaire (300 GPa) et le module élevé (>300 GPa), contrainte de la rupture de traction jusqu'à 6300MPa) (Gay, 2005) et d'une matrice époxy haute performance. Deux avantages principaux de ces fibres sont leur fabrication

plus adaptée à la production à grande échelle que d'autres fibres et leurs excellentes propriétés mécaniques. Leur prix reste toutefois prohibitif pour les produits grand public.

La matrice époxy est une résine thermodurcissable. Les époxydes sont les plus utilisées pour la fabrication des structures aéronautiques. Elles possèdent une combinaison d'avantages quasiment imbattables: facilité de manipulation, flexibilité de traitement, de bonnes propriétés mécaniques, et un prix acceptable. Leur application est cependant limitée à une température maximale comprise entre 150°C et 200°C.

1.2 Endommagements des matériaux composites

La ruine (ou rupture) macroscopique d'un matériau ou d'une structure composite n'est pas initiée par un unique mécanisme d'endommagement comme nous pouvons le rencontrer dans les matériaux métalliques. En effet, la rupture d'un composite est le résultat d'une somme de dégradations observées à différentes échelles du composite. Ainsi, les différents mécanismes d'endommagement susceptibles d'être rencontrés dans les matériaux ou structures composites sont :

- à l'échelle microscopique (phase initiation), (i) rupture des fibres (en traction et en flexion) (ii) rupture de la matrice, (iii) rupture de l'interface (par chargement transverse au pli directionnel ou chargement de cisaillement)
- à l'échelle macroscopique, (i) délaminage, (ii) fissuration transverse, (iii) bande de pliage conséquence d'un micro – flambage

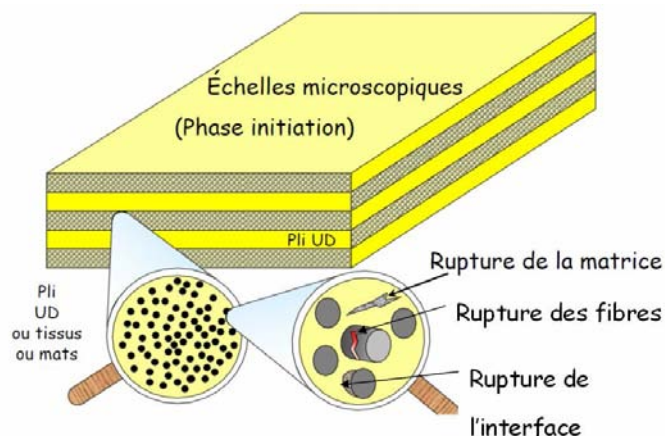


Figure 3.1 : Ensemble des endommagements dans le matériau composite à l'échelle microscopique (Grandidier, 2009)

La rupture des fibres, induite essentiellement par une traction axiale, intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte de rupture de la fibre. Ces ruptures de fibres entraînent des concentrations de contraintes de cisaillement à l'interface fibre - matrice. Elles favorisent la multiplication des ruptures des fibres voisines intactes, combinant l'aspect statistique de la rupture de la fibre et les capacités de report de charge dans la matrice.

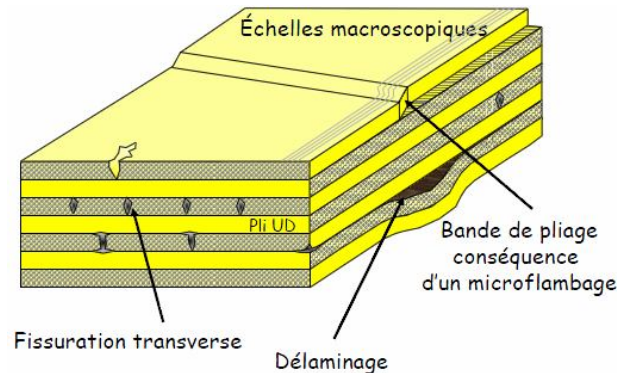


Figure 3.2 : Ensemble des endommagements dans le matériau composite à l'échelle macroscopique (Grandidier, 2009)

La ruine des empilements est le résultat de la combinaison de l'ensemble des mécanismes élémentaires d'endommagement du pli unidirectionnel (rupture de fibres, rupture de la matrice, décohérence fibre - matrice), auquel s'ajoute le mécanisme de rupture entre plis (délaminage). Ces mécanismes sont initiés, entre autres, par la présence des fissures intra - laminaires en raison des concentrations de contraintes induites, des discontinuités des champs de contrainte entre les plis, des défauts initiaux liés au procédé de fabrication et des effets de bords (négligeables dans le cas de structure tubulaire comme les réservoirs).

1.3 Modélisation des endommagements du matériau composite

Des approches multi - échelles de modélisation des endommagements sont nécessaires pour être représentatif du comportement des matériaux composites. L'échelle macroscopique analyse la structure comme un continuum totalement homogène qui suit une loi de comportement anisotrope. L'approche microscopique va prendre en compte de manière directe la dégradation considérée (fibre, matrice et interface entre fibre et matrice) tandis que la vision mésoscopique prendra en compte de manière homogénéisée les dégradations par l'intermédiaire de paramètres matériaux évolutifs. A la différence des deux approches microscopique et macroscopique, les plis sont la base de la description des matériaux composites stratifiés des modèles mésoscopiques. Dans ce cas, les

plis sont considérés comme homogènes, dont le comportement est censé être orthotrope ou transversalement isotrope dans son cadre de référence principal.

1.3.1 Approche microscopique

Dans le terme « microscopique », le préfixe « micro » signifie qu'on étudie le problème à l'échelle des défauts, c'est-à-dire des fissures. La méthode se décompose en deux étapes. Tout d'abord, il convient de définir l'état de sollicitation des différentes zones du domaine considéré. A partir de là, l'introduction de critères d'initiation ou de propagation permet de prédire l'évolution des dégradations.

- Critère de rupture

C'est Hashin (Hashin, 1980; Hashin and Rotem, 1973) qui le premier introduit une analyse bidimensionnelle du champ de contrainte. L'hypothèse fondamentale est que la contrainte dans la direction transverse est invariante dans l'épaisseur. Les équations d'équilibre permettent de déterminer l'ensemble des composantes des contraintes, en fonction de la contrainte dans la direction transverse. Ces critères se composent de quatre équations en contraintes pour les quatre types d'endommagement : fibre traction, fibre compression, matrice traction et matrice compression. Dans l'étude de (Matzenmiller et al., 1995), les auteurs ont proposé d'utiliser la contrainte effective dans les équations des critères de rupture d'HASHIN au lieu des contraintes nominales (Eq 3-1 ; Eq 3-2 ; Eq 3-3 ; Eq 3-4)

Fibre en traction ($\hat{\sigma}_{11} \geq 0$)

$$F_{ft} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-1}$$

Fibre en compression ($\hat{\sigma}_{11} < 0$)

$$F_{fc} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-2}$$

Matrice en traction ($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$)

$$F_{mt} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-3}$$

Matrice en compression ($\hat{\sigma}_{22} < 0$)

$$F_{mc} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} \right) + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-4}$$

où $\hat{\sigma}_{ij}$ sont les composantes du tenseur des contraintes effectives. Les paramètres X^T , X^C , Y^T et Y^C sont les contraintes maximales dans la direction des fibres (X) et perpendiculaire aux fibres (Y), soit en traction (T) ou compression (C). S^L et S^T sont les contraintes de cisaillement maximales longitudinale et transversale, respectivement. Le coefficient α (Eq 3-1) détermine la contribution de la contrainte de cisaillement pour le premier critère de contrainte des fibres en traction. Le critère peut suivre le modèle proposé par Hashin et Rotem en 1973 (Hashin and Rotem, 1973) avec $\alpha = 0$ et $S^T = 0.5Y^C$ ou le modèle proposé par Hashin en 1980 avec $\alpha = 1$ (Hashin, 1980)

D'autres auteurs (Liang et al., 2002; Liang et al., 2006) ont proposé un modèle microscopique s'appliquant à la structure d'un composite unidirectionnel qui se compose de trois phases : matrice élastique (phase 0), fibre longue continue (phase 1) et des microfissures (phase 2). Avec l'hypothèse du comportement linéaire des phases 1 et 2, le matériau composite est totalement isotrope transverse. Les fibres sont considérées continues infiniment longues, élastiques, cylindriques dont la loi de comportement est déterminée par l'application des développements du tenseur d'Eshelby (Cheng and Batra, 1999) dans la description micromécanique et dans le calcul du module d'une structure composite unidirectionnelle isotrope transverse. Le critère de micro-rupture, consistant à calculer la densité des microfissures (Eq 3-5), est défini par (Karihaloo and Fu, 1989)

$$\varphi = \begin{cases} \varphi_0, & \varepsilon^a \leq \varepsilon^{th} \\ \varphi_0 + c_1 \left(1 - \frac{\varepsilon^{th}}{\varepsilon^a}\right), & \varepsilon^a > \varepsilon^{th} \end{cases} \quad \text{Eq 3-5}$$

où φ_0 est la densité initiale des micro – fissures, $\varepsilon^{th} = \sqrt{\varepsilon_{ij}^{th} \varepsilon_{ij}^{th}}$ la déformation effective critique en dessous de laquelle il n’y a pas d’initiation de microfissures ; c_1 est un paramètre matériau fonction de la géométrie de la structure et de la distribution des microfissures ; $\varepsilon^a = \sqrt{\varepsilon_{ij} \varepsilon_{ij}} = \left[\varepsilon_{11}^2 + \varepsilon_{22}^2 + \varepsilon_{33}^2 + 2(\varepsilon_{12}^2 + \varepsilon_{23}^2 + \varepsilon_{31}^2) \right]^{1/2}$ est la déformation accumulée effective.

○ Evolution des endommagements

Une fois les ruptures initiées, leur propagation va principalement affecter la résistance du matériau. La réduction du module de rigidité est modélisée par des lois de comportement en fonction des variables d’endommagement.

En se basant sur le modèle d’endommagement d’HASHIN (Hashin, 1980), (Lapczyk and Hurtado, 2007) ont développé des lois d’évolution des endommagements avec l’hypothèse que le comportement est élastique linéaire (matériau élastique fragile, pas de déformation plastique). L’état de contraintes planes conduit au fait que la diminution du module d’élasticité est contrôlée par 5 variables d’endommagement. La matrice de rigidité est exprimée par (Eq 3-6)

$$C = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-d_f)E_1 & (1-d_f)(1-d_m)v_{21}E_1 & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m)v_{12}E_2 & (1-d_m)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & D(1-d_s)G_{12} \end{bmatrix}$$

Eq 3-6

$$D = 1 - (1-d_f)(1-d_m)v_{12}v_{21}$$

$$d_s = 1 - (1-d_{ft})(1-d_{fc})(1-d_{mt})(1-d_{mc})$$

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

où E_1 , E_2 et G_{12} sont les modules initiaux (sens fibres, sens perpendiculaire et cisaillement) du matériau ; d_f , d_m et d_s sont les variables d'endommagement correspondant aux cas de rupture de la fibre, de la matrice et en cisaillement avec et ν_{21} les coefficients de Poisson initiaux. On désigne par t la « traction » et par c la « compression » dans la formule du calcul de la variable d'endommagement de cisaillement d_s . Dès que le critère de rupture est satisfait, la charge va générer des diminutions de la rigidité du matériau. L'évolution des endommagements est basée sur le taux d'énergie dissipée durant la charge (Eq 3-7) dans l'approche proposée par (Camanho and Davila, 2002)

$$\dot{\Xi} = Y_{ft} \dot{d}_{ft} + Y_{fc} \dot{d}_{fc} + Y_{mt} \dot{d}_{mt} + Y_{mc} \dot{d}_{mc} \quad \text{Eq 3-7}$$

où Y_{ft} , Y_{fc} , Y_{mt} et Y_{mc} sont les forces thermodynamiques correspondant à chaque mode de rupture dont les expressions sont déterminées d'une manière générique par

$$Y_I = - \frac{\partial G}{\partial d_I} \quad \text{Eq 3-8}$$

où $I = \{ft, fc, mt, mc\}$; G est l'énergie libre de Gibbs définie par :

$$G = \frac{1}{2E_1} \left(\frac{\langle \sigma_{11} \rangle^2}{1-d_{ft}} + \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle^2}{1-d_{fc}} \right) + \frac{1}{2E_2} \left(\frac{\langle \sigma_{22} \rangle^2}{1-d_{mt}} + \frac{\langle -\sigma_{22} \rangle^2}{1-d_{mc}} \right) - \frac{\nu_{12} \sigma_{11} \sigma_{22}}{E_1} + \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}(1-d_s)} \quad \text{Eq 3-9}$$

où la notation $\langle \dots \rangle$ représente l'opérateur de « Macauley » (partie positive).

Dans le modèle de (Liang et al., 2006), l'évolution des endommagements est une grandeur statistique décrite par la théorie de Weibull. La distribution de la probabilité de rupture cumulée des fibres P_d (Eq 3-10) est définie comme une fonction de la contrainte hydrostatique $(\bar{\sigma}_m)_1$ (Zhao and Weng, 1996) (Lee and Simunovic, 2001)

$$P_d[(\bar{\sigma}_m)_1] = 1 - \exp\left[-\left(\frac{(\bar{\sigma}_m)_1}{S_0}\right)^M\right] \quad \text{Eq 3-10}$$

où $(\bar{\sigma}_m)_1 = \left(1 - \frac{2}{3}\nu_1\right)(\bar{\sigma}_{kk})_1$ avec $(\bar{\sigma}_{kk})_1$ la contrainte hydrostatique moyenne des fibres et S_0 et M les paramètres de Weibull. La fraction volumique des fibres endommagées ϕ_3 est alors déterminée par (Eq 3-11) :

$$\phi_3 = \phi P_d[(\bar{\sigma}_m)_1] = \phi \left\{ 1 - \exp\left[-\left(\frac{(\bar{\sigma}_m)_1}{S_0}\right)^M\right] \right\} \quad \text{Eq 3-11}$$

où ϕ est la fraction volumique initiale des fibres.

- Validation des modèles microscopiques

(Lapczyk and Hurtado, 2007) ont combiné le critère de rupture d’HASHIN modifié par (Matzenmiller et al., 1995), avec la loi de l’évolution de l’endommagement de (Camanho and Davila, 2002) pour prédire le comportement d’un stratifié troué constitué de couches collées d’aluminium et de composite verre – époxy (Figure 3.3).

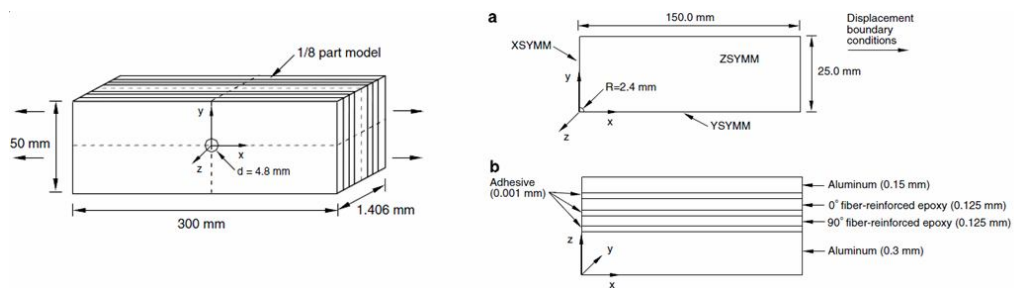
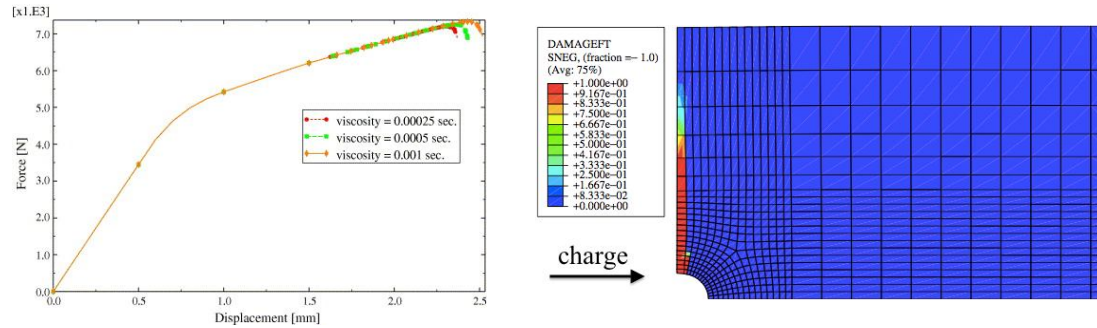


Figure 3.3 : Dimension de l’éprouvette trouée pour la validation du modèle d’endommagement (Lapczyk and Hurtado, 2007)

La géométrie et le chargement d’un huitième de l’éprouvette trouée sont présentés sur la Figure 3.3.a. La structure du collage se compose de deux couches de composite verre – epoxy de 0° et 90° collé l’un sur l’autre et avec les deux couches de couverture en aluminium de 0.15mm et 0.3mm.

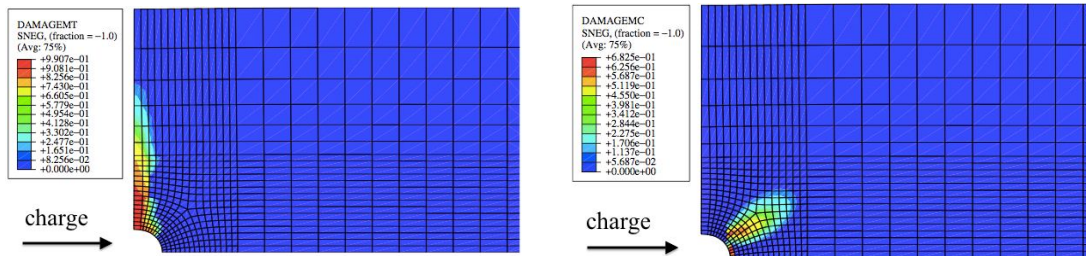
Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

(Figure 3.3.b). L'adhésivité de 0.001mm est modélisée par une couche des éléments adhésifs intégrés dans l'ABAQUS. Les résultats numériques d'un essai de traction monotone jus qu'à la rupture sont présentés sur les Figure 3.4 (a - d) :



(a)

(b)



(c)

(d)

Figure 3.4 : Comparaison de la courbe Force – Déplacement expérimentale et simulé d'une éprouvette troué sous la traction simple (a) et cartographie dans les couches de 0° des différents d'endommagement de traction des fibres (b), de traction de la matrice et de compression de la matrice (c) (Lapczyk and Hurtado, 2007)

La Figure 3.4.a présente des différentes courbes de force – déplacement de l'éprouvette, des différents coefficients introduits pour éviter la localisation. La rupture des fibres commence à la pointe du trou puis se propage dans la direction perpendiculaire à la direction de chargement (Figure 3.4.a). L'adoucissement de la charge supportée par l'échantillon est observé lorsqu'un dommage survient dans un certain nombre d'éléments finis sur le long de ce chemin. Les dommages de la traction et de la compression de la matrice sont présentés par (Figure 3.4.c et d). La rupture de compression est principalement causée par la contrainte de cisaillement tandis que les dommages en traction sont la conséquence de la combinaison de contraintes de traction et de

cisaillement. Ces résultats ont trouvé une bonne concordance avec ceux observés expérimentalement par (De Vries, 2011).

1.3.2 Approche mésoscopique

Le méso - modèle d'endommagement des stratifiées introduit tous les mécanismes de dégradation élémentaires dans une description continue du comportement du pli et de l'interface. Les hypothèses de base sont que chacun de deux constituants du stratifiée (pli et interface) (Figure 3.5) est modélisé comme un milieu continu endommageable et des variables d'endommagement (constantes dans l'épaisseur de chaque pli) sont définies pour chaque mécanisme de dégradation élémentaire identifié.

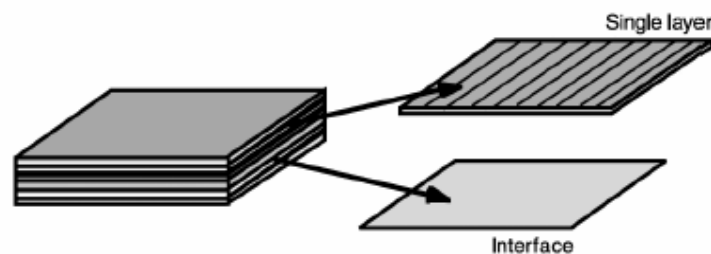


Figure 3.5 : Décomposition du stratifié en deux méso – constituants (Daghia et al., 2011)

- Variables d'endommagement

Le principe du modèle développé au LMT Cachan (Daghia et al., 2011; Ladevèze et al., 2000) est d'utiliser une description micromécanique et un principe d'équivalence énergétique entre l'échelle micro et l'échelle méso. Les mécanismes à très petite échelle, tels que la dégradation et le délaminage diffus ou la rupture des fibres, sont introduits directement à l'échelle méso via des lois d'évolution phénoménologiques. Les mécanismes à l'échelle du pli sont dérivés d'un modèle micromécanique, associé à un principe d'équivalence énergétique. L'énergie de déformation e_d du pli s'exprime sur l'équation suivante :

$$2e_d = \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1^0(1-d_f)} & -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0} & -\frac{\nu_{13}^0}{E_1^0} \\ -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0} & \frac{1}{E_2^0(1-[\sigma_{22}]^+ d_{22})(1-[\sigma_{22}]^+ d')} & -\frac{\nu_{23}^0}{E_2^0(1-[\sigma_{22}]^+ d_{22})} \\ -\frac{\nu_{13}^0}{E_1^0} & -\frac{\nu_{23}^0}{E_2^0(1-[\sigma_{22}]^+ d_{22})} & \frac{1}{E_3^0(1-[\sigma_{33}]^+ d')} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{bmatrix} \quad \text{Eq 3-12}$$

$$+ \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0(1-d_{12})(1-d)} + \frac{\sigma_{13}^2}{G_{13}^0(1-d)} + \frac{\sigma_{23}^2}{G_{23}^0(1-d_{23})(1-\bar{d}_{23})}$$

où d , d' et $\bar{d}_{23} = f(d')$ sont des variables d'endommagement associées à la dégradation diffuse, d_f est associé à la rupture des fibres, et d_{22} , d_{12} et d_{23} décrivent la fissuration transverse. Le caractère unilatéral de l'endommagement est pris en compte au travers de la fonction « partie positive » $[\bullet]^+$. L'énergie de déformation de l'interface est définie par (Eq 3-13)

$$2e_{d,int} = \frac{\sigma_{33}^2}{K_3^0(1-[\sigma_3]^+ d_I)} + \frac{\sigma_{13}^2}{K_1^0(1-d_{II})} + \frac{\sigma_{23}^2}{K_2^0(1-d_{III})}$$

Eq 3-13

où K_1^0, K_2^0, K_3^0 sont les propriétés élastiques de l'interface et d_I, d_{II}, d_{III} sont les variables d'endommagement respectivement associées aux trois modes de délaminage.

o Evolution d'endommagement des méso - modèles

Pour le méso - modèle de Cachan (Ladevèze et al., 2000), (Daghia et al., 2011), l'évolution de l'endommagement change selon les différents modes de rupture : la dégradation diffuse est décrite par une loi d'évolution progressive, la rupture des fibres par une loi d'évolution fragile. La fissuration matricielle à l'intérieur du pli est fortement influencée par la microstructure : d'abord elle traverse l'épaisseur d'un pli, puis elle se développe parallèlement à la direction des fibres. Ce schéma de fissuration est décrit par une densité de fissure $\rho = h/D$ (h : épaisseur du pli et D : distance dans le plan entre deux fissures, supposées localement périodiques) (Eq 3-14 ; Eq 3-15)

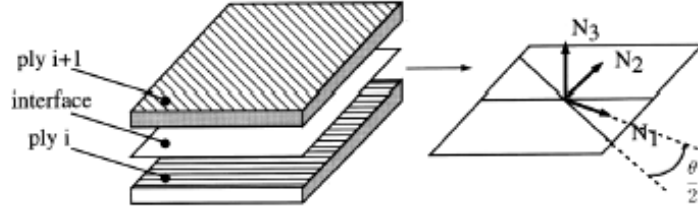


Figure 3.6 : Directions d'orthotropie de l'interface (Ladevèze et al., 2000)

De plus, une densité de fissure maximale ρ_s est introduite : quand ρ atteint la saturation ρ_s , le délaminage local prend le relais, ce qui est introduit dans les équations de l'interface suivantes :

Si $\bar{\rho} < \rho_s$

$$d_I = \left(\frac{1}{3} \frac{\langle \bar{Y}_{\text{int}} - Y_{0,\text{int}} \rangle_+}{Y_{c,\text{int}} - Y_{0,\text{int}}} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$d_{II} = d_I + (1 - d_I) 2a_i \bar{\rho} \sin^2 \left(\frac{\theta}{2} \right)$$

$$d_{III} = d_I + (1 - d_I) 2a_i \bar{\rho} \cos^2 \left(\frac{\theta}{2} \right)$$

Eq 3-14

Si $\bar{\rho} = \rho_s$

$$d_I = d_{II} = d_{III} = 1$$

Eq 3-15

où d_I , d_{II} , d_{III} sont les variables d'endommagement respectivement associées aux trois modes de délaminage, θ l'angle des directions d'orthotropie de l'interface (Figure 3.6), $\bar{\rho}$ la densité moyenne de fissuration dans les plis adjacents et a_i un paramètre matériau et $Y_{\text{int}} = Y_{d_I} + \gamma_{II,\text{int}} Y_{d_{II}} + \gamma_{III,\text{int}} Y_{d_{III}}$ la force thermodynamique correspondant aux trois modes de délaminage où $\gamma_{II,\text{int}}$ et $\gamma_{III,\text{int}}$ sont des paramètres matériau. Les termes $Y_{0,\text{int}}$ et $Y_{c,\text{int}}$ représentent respectivement les valeurs seuil et critique (finale) de cette force thermodynamique.

- Rupture macroscopique du stratifiée

Les critères de rupture locale introduisent en général une sous - estimation de la force à rupture totale de la structure dans le cas d'une distribution de contrainte non - uniforme. Ce problème a été démontré par (Whitney and Nuismer, 1974) qui ont développé des critères de type « point – wise » ou « average – stress ». Ces critères se basent sur la définition d'une longueur caractéristique associée à une valeur moyenne critique de la contrainte. Donc, avec ce type de critère non – local, on montre que la rupture totale n'apparaît pas dès qu'une rupture locale se produit.

La rupture des plis est plus probablement liée à la rupture d'un certain nombre de fibres sur un volume caractéristique qui dépend de la méso - structure (l'épaisseur du pli par exemple) (Miot et al., 2010). Ainsi, on peut définir un volume caractéristique à l'échelle du pli pour prendre en compte cet effet méso – structure : par exemple un cylindre dont le volume $V=h.S$ avec h correspondant à l'épaisseur du pli et S la surface projetée dans le plan (Figure 3.7)

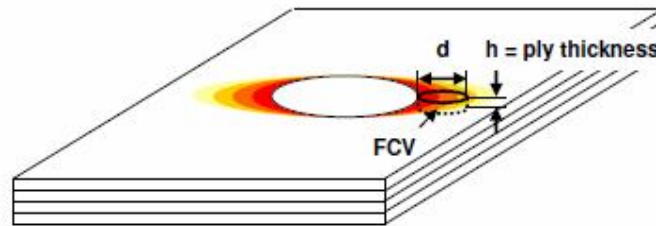


Figure 3.7 : Critère non local basée sur Fraction Characteristic Volume (FCV) (Marcin et al., 2011)

Le critère non local est déterminé par :

$$\overline{Y}_{d_1} = \frac{\left(\frac{1}{V} \int_V \langle \sigma_1 \rangle_+ dV \right)^2}{2E_1^0} \quad \text{et } \overline{Y}_{d_1} < Y_{d_1}^{\max} \quad \text{Eq 3-16}$$

où \overline{Y}_{d_1} est la moyenne de la force thermodynamique associée à la variable d_1 dans la direction des fibres et $Y_{d_1}^{\max}$ est un paramètre du matériau (seuil de rupture des fibres) à déterminer.

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

- Validation des méso - modèles

La validation proposée ici se base sur les travaux de (Daghia et al., 2011; Hallett et al., 2009) sur les essais de traction de plaques quasi – isotrope trouées $[45_m/90_m/-45_m/0_m]_{ns}$ en matériau IM7/8552 dont la valeur de la contrainte à la rupture est fortement influencée par la variation des paramètres d’empilement. Les simulations éléments finis permettent de prévoir une valeur à rupture définie comme la première chute de contraintes d’au moins 5% dans les deux cas de $m=4, n=1$ et de $m=1, n=4$ (Figure 3.8).

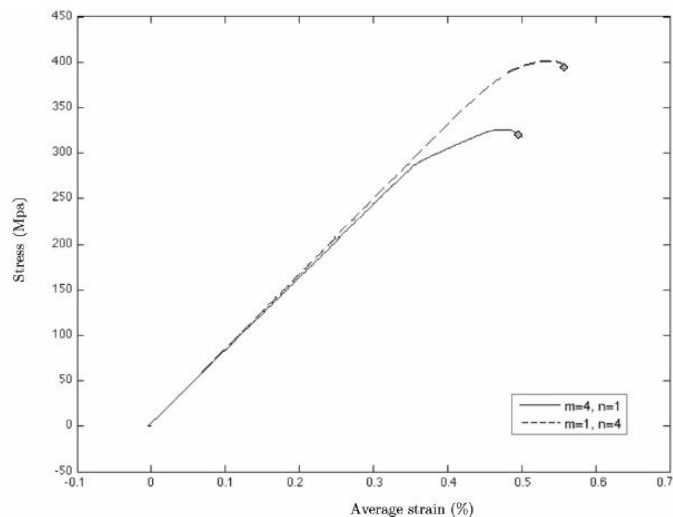


Figure 3.8 : Courbe contrainte – déformation obtenue pour un diamètre de trou $D=6.35\text{mm}$ (Daghia et al., 2011)

Ces valeurs à rupture simulées sont comparées avec celles obtenues expérimentalement dans le tableau suivant :

W/D	m	n	T_{ply} (mm)	T (mm)	Diamètre du trou (mm)		
					6.35	12.7	25.4
5	1	4	0.125	4	433 (408)	374 (350)	331 (303)
5	4	1	0.5	4	285 (310)	362 (383)	417 (440)

Tableau 3-1 : Contraintes à rupture simulées pour des cas différents (en MPa) – Les valeurs simulées sont entre parenthèses (Daghia et al., 2011)

Les essais de traction jusqu'à la rupture sur des éprouvettes de même d'épaisseur $T=4\text{mm}$ avec le même rapport entre la largeur et le diamètre du trou $W/D=5$, en considérant différentes épaisseurs du pli $T_{\text{ply}}=0.125\text{mm}$ ou 0.5mm et du diamètre du trou (6.25mm , 12.7mm et 25.4mm). Pour le premier cas $m=1$, $n=4$, la contrainte à la rupture diminue quand le diamètre du trou augmente. En permutant les valeurs de m et n , elle augmente avec l'augmentation du diamètre du trou. Les valeurs simulées (affichées entre parenthèses) ont une bonne concordance avec celles obtenues expérimentalement, avec une erreur maximale de 5.7% .

D'autres travaux de la littérature s'inscrivent dans le cadre d'une approche mésomécanique, avec également de bons résultats. Le modèle de Cachan s'est étendu dans le cas d'un composite tissé (Hochard et al., 2007; Hochard et al., 2006). Ce modèle est appliqué pour modéliser la rupture en fatigue des structures composites stratifiées. (Renard and Thionnet, 2006) a proposé dans leur modèle des critères de rupture locale qui se basent sur la méthode d'homogénéisation des dégradations locales (pli et interface des plis) à partir des résultats expérimentaux de l'évolution de la densité de fissures transverses dans les plis. Dans l'étude de Revest (Revest et al., 2009), l'auteur a développé le modèle proposé par (Renard and Thionnet, 2006) pour modéliser le comportement en fatigue des structures épaisses en matériaux composites en étudiant plus spécifiquement le cas d'une plaque trouée.

1.3.3 Approche micro - mésoscopique

Dans cette famille de modèle, les dégradations à l'échelle microscopique sont prises en compte pour améliorer les lois à l'échelle mésoscopique.

- Critères de rupture à l'échelle du pli

Un modèle d'endommagement (Laurin et al., 2007a) a été développé au sein de l'ONERA pour prédire la rupture macroscopique des plis de composites unidirectionnels et la rupture finale du stratifié.

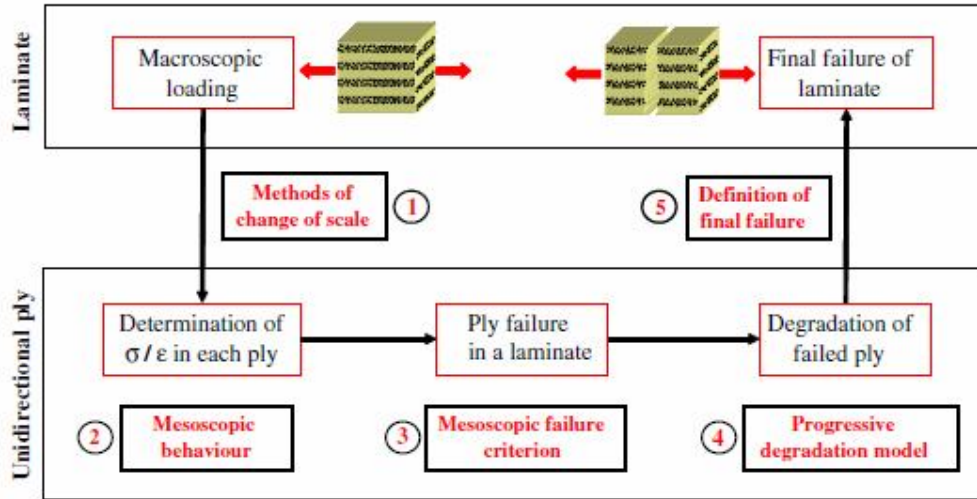


Figure 3.9 : Schéma du principe de modèle ONERA (Laurin et al., 2007a)

Cette approche se décompose en cinq étapes. (i) méthode de changement d'échelle (ii) choix du comportement mésoscopique (iii) définition du critère mésoscopique de rupture (iv) dégradation des propriétés mécaniques des plis endommagés et (v) rupture finale du stratifié.

Ecrits à l'échelle du pli, les critères de rupture suivants sont dérivés du multicritère de Hashin et distinguent les ruptures des fibres et de la matrice en traction ou compression avec des coefficients d'influence de phénomène.

Mode de rupture d'inter – fibres, avec « + » en traction et « - » en compression :

$$f_2^+(\sigma_{22}, \tau_{12}, d_f) = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_c(1-p\sigma_{22})} \right)^2 = 1 \quad \text{if } \sigma_{22} \geq 0$$

$$f_2^-(\sigma_{22}, \tau_{12}, d_f) = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_c(1-p\sigma_{22})} \right)^2 = 1 \quad \text{if } \sigma_{22} < 0$$

Eq 3-17

Mode de rupture des fibres :

$$f_1^+ = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t(d_2)} \right)^2 = 1 \quad \text{if } \sigma_{11} \geq 0$$

$$f_1^- = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c} \right)^2 = 1 \quad \text{if } \sigma_{11} < 0$$

Eq 3-18

avec

$$\tilde{X}_t = \Lambda X_{UD}^T + X_{sec}^T (1 - \Lambda), \Lambda = e^{-hd_2}$$

$$\tilde{Y}^T = (1 - d_f) Y^T, \tilde{Y}^C = (1 - d_f) Y^C \text{ et } \tilde{S}^C = (1 - d_f) S^C$$

Eq 3-19

où X_t , X_c sont les résistances effectives en traction et en compression dans le sens des fibres, estimées à partir de X_{UD}^T (contrainte à rupture en traction du pli unidirectionnel), de X_{sec}^T (contrainte à rupture en traction d'un toron de fibres), d_2 (variable d'endommagement relative à la rupture inter-fibre) et h (coefficient de dégradation). En comparaison avec les critères d'HASHIN, ce modèle présente deux points avantageux : (i) une description plus exacte de la résistance des plis unidirectionnels sous cisaillement et chargement transverse (coefficient p), (ii) l'introduction d'effet d'endommagement inter-fibres d_f dû à la rupture des fibres.

Pour prédire exactement la rupture des plis, il est nécessaire d'estimer la réponse contrainte – déformation mésoscopique du matériau. L'équation (Eq 3-20) suppose un comportement thermo viscoélastique pour les plis unidirectionnels :

$$\sigma = C^0 : (\varepsilon^T - \varepsilon^{th} - \varepsilon^{ve})$$

Eq 3-20

où C^0 est le tenseur d'élasticité initial ; ε^T la déformation totale ; ε^{th} la déformation thermique ; et ε^{ve} la déformation visqueuse calculée par un modèle spectral.

- Evolution de l'endommagement

Après la rupture des plis dans le stratifié, le module d'élasticité effectif des plis diminue (Laurin et al., 2007b). Des variables scalaires d'endommagement d_i décrivant la rupture progressive des fibres sont introduites dans la formulation du calcul de la souplesse :

$$\tilde{S} = S^0 + d_1 H_1 + d_2 H_2 \quad \text{Eq 3-21}$$

où S^0 est le tenseur de souplesse initial ; $d_1 H_1$ et $d_2 H_2$ sont les tenseurs qui représentent l'effet de la rupture des fibres et inter – fibres.

- Définition de la rupture totale de la stratifiée

Pour prédire la rupture finale du stratifié, on utilise souvent le critère de la déformation équivalente (Laurin et al., 2007a). Pourtant, ce type de critère ne donne pas une bonne estimation dans le cas des stratifiés croisés $[\pm\theta]_s$ où se développe une déformation importante sans rupture des fibres.

Pour bien estimer la rupture macroscopique, conséquence de multiples mécanismes d'endommagement (rupture des fibres, inter - fibres), ce modèle considère une valeur scalaire (E_s) qui permet de calculer la perte de la rigidité macroscopique dans la direction de charge (valable aussi dans le cas chargements multiaxiaux).

$$E_s = \frac{{}^t \Sigma : S_0^{macro} : \Sigma}{{}^t \Sigma : S_0^{macro} : \Sigma} \quad \text{Eq 3-22}$$

où S_0^{macro} et \tilde{S}_0^{macro} sont les souplesses macroscopiques initiale et dégradée du stratifié et Σ la contrainte macroscopique dans la direction de chargement.

- Validation du modèle micro – méso

(Herb et al., 2010) utilisent le modèle ONERA pour la simulation d'une structure mince de composite SiC/SiC trouée dans un test de traction simple. Pour reproduire la mesure de l'extensomètre, on évalue la déformation sur le bord de l'éprouvette au niveau du trou pratiqué au centre (Figure 3.10). Les dimensions de l'éprouvette varient selon le rapport entre la taille du trou et la largeur d'éprouvette.

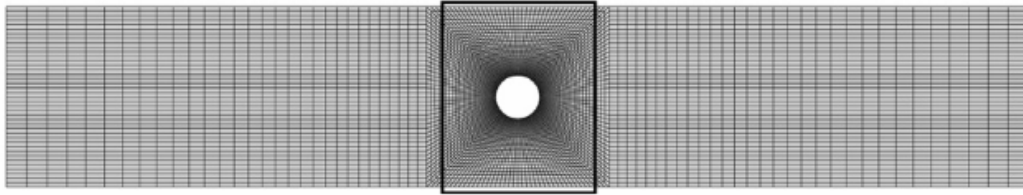


Figure 3.10 : Maillage caractéristique d'une éprouvette trouée (Herb et al., 2010)

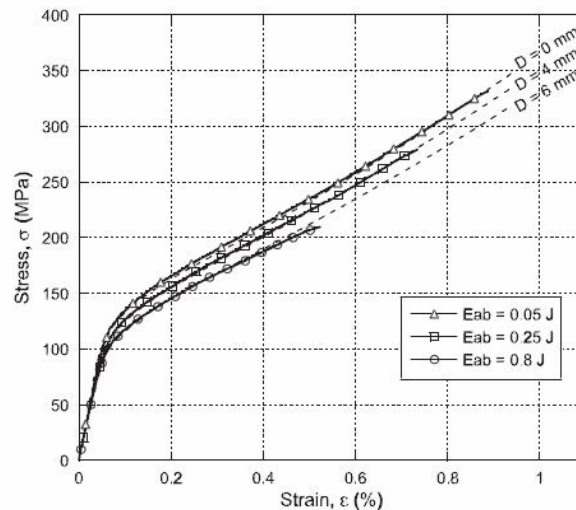


Figure 3.11 : Comparaison des diagrammes contrainte – déformation numériques et expérimentaux dans les trois cas de diamètre de trou $D=0$; 4 ; 6mm (Herb et al., 2010)

Les dommages générés par impact sont modélisés comme des trous de diamètres de 4 et 6mm. Au début du chargement, le matériau se comporte linéairement. Au-delà de 100MPa, il présente une forte non - linéarité avec une variation d'environ 20MPa entre les cas 4 et 6 mm respectivement. La courbe de la contrainte en fonction de la déformation qui est bien corrélée avec les résultats expérimentaux est une preuve de la fiabilité du modèle d'endommagement.

1.4 Modélisation de la tolérance au dommage

Dans cette partie est abordée plus spécifiquement la question de la tolérance aux dommages générés par un mode de chargement exceptionnel et différent de celui en service. Des essais menés par (Marcin et al., 2011) montrent que dans le cas d'un petit choc, la fissuration se localise sous l'impacteur et elle est relativement intense même pour un chargement de l'ordre de quelques Joules. Le problème de la représentativité du défaut visible de l'extérieur de la pièce (par un

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

opérateur) par rapport à la dégradation à l'intérieur du composite est donc limité. Il a montré expérimentalement qu'aucune propagation catastrophique n'a lieu lors d'un chargement après impact. Le matériau est donc relativement tolérant au dommage. Cependant, il se pose la question de l'impact du dommage sur la tenue à long terme du composite.

Le problème des petits chocs a été modélisé comme une plaque trouée (Marcin et al., 2011) (Chang and Chang, 1988) (Liang et al., 2006), la zone impactée étant considérée comme complètement dégradée. Les premiers travaux dans ce domaine, tels que résumés par (Lee and Kim, 2007) ont mis l'accent sur la compréhension de l'effet d'un point de vue global. Pour les diamètres de trous de moins de 25 mm, un abattement de la résistance à la traction d'une éprouvette saine divisée par le facteur de concentration de contrainte a été noté. Les méthodes prédictives de la résistance d'une éprouvette trouée sont fondées sur les programmes expérimentaux réalisés qui ont permis d'élaborer un critère de contrainte moyenne (Awerbuch and Madhukar, 1985) qui utilise un paramètre empirique pour tenir compte du changement de comportement mécanique avec la taille du trou. Dans leur étude, Awerbuch et Madhukar suggèrent que la sensibilité à la taille du trou doit être déterminée par les dommages survenant au bord du trou.

Les auteurs (Whitney and Nuismer, 1974) ont développé un modèle numérique basé sur la forme des zones de dommage observées dans des échantillons $(0_n/90_n)_{ns}$ de graphite / époxy. Les dommages ont été prédits en utilisant un modèle des éléments cohésifs avec le délaminage directement intégré dans les noeuds coïncidant et la rupture de fibre basée sur une analyse des contraintes de Weibull. La force à rupture et la taille de la zone endommagée expérimentale sont bien corrélées avec les prédictions.

Dans littérature, on trouve des modèles numériques tels que ceux présentés par (Kortschot and Beaumont, 1990a, b, 1991; Kortschot et al., 1991) ou (Chang and Lessard, 1991) et (Camanho et al., 2007) qui ne tiennent pas compte du délaminage entre les plis. Plus récemment, des modèles numériques ont introduit des éléments d'interface cohérente pour modéliser les endommagements sous - critiques qui se produisent à la pointe du trou (Coats and Harris, 1999) (Kwon and Craugh, 2001). Ils sont en mesure de rendre compte des ruptures locales se produisant au point de concentration de contraintes qui altèrent en retour l'amplitude de cette concentration de contraintes, affectant ainsi la rupture totale. La plupart de ces modèles assez sophistiqués n'ont cependant pas réussi à combiner des critères locaux et globaux de rupture finale.

(Yang and Cox, 2005) dans leur travail ont proposé un modèle d'endommagement utilisant les éléments finis cohésifs qui permet de prédire l'initiation et l'évolution des

endommagements comme la rupture des fibres et surtout le délaminage. Leur travail expérimental consiste à réaliser des tests interrompus sur plaques trouées pour capter en détail le processus par lequel les dommages se développent dans de tels échantillons. Ils s'appuient sur ces observations pour développer un modèle éléments finis pour prédire la rupture (Figure 3.12) :

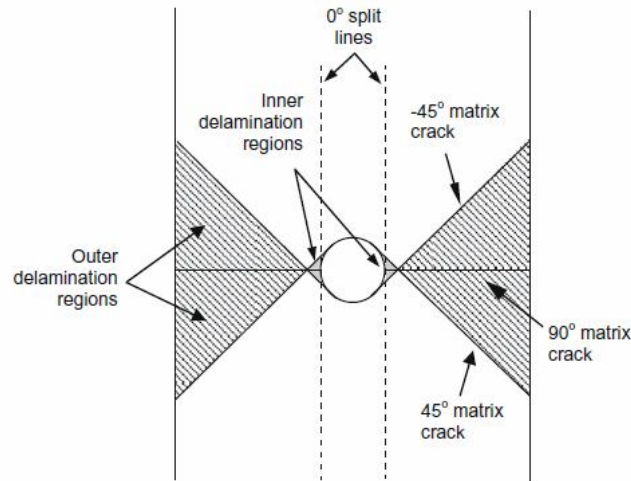


Figure 3.12 : Zone d'endommagement d'un échantillon [45/90-45/0]_s (Hallett et al., 2009)

L'endommagement dans les échantillons s'initie en premier au bord du trou, sous la forme d'une fissuration de la matrice dans les plis hors axe, avec des délaminages associés. Il est suivi par des dommages à l'avant du trou, dans de grandes zones de délaminage, qui se propagent à travers l'épaisseur du stratifié. Enfin, les dommages se produisent dans toute la section utile, loin de l'influence de la concentration de contraintes induites par le trou. La rupture des fibres se manifeste à un certain moment au cours de cette séquence, en fonction de l'importance relative des contraintes dans les fibres à 0° (dans le sens du chargement) et suivant l'étendue du délaminage. La prédiction de ces dommages est incluse dans les modèles grâce à l'utilisation des éléments d'interface.

Lorsqu'il est combiné avec un critère de rupture de fibre construit sur une base statistique (théorie Weibull), le modèle est capable de prédire avec succès la gamme complète des effets d'échelle observée sur des essais de traction d'une éprouvette trouée. La probabilité de survie P , pour une éprouvette sollicitée par une contrainte σ avec un volume total V , est exprimée comme suit :

$$P(\sigma) = \exp\left(-\int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_0}\right)^m dV\right) \quad \text{Eq 3-23}$$

avec

$$\int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_{unit}}\right)^m dV = 1 \quad \text{Eq 3-24}$$

où σ_0 est une contrainte caractéristique, m le module de Weibull du matériau et σ_{unit} la contrainte constante de rupture unidirectionnelle d'une unité de volume de matériau.

L'intégration numérique de ce critère de rupture revient à une sommation sur tous les éléments dans le modèle éléments finis, en utilisant la contrainte au centre de chaque élément.

$$\int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_{unit}}\right)^m dV = \sum_{i=1}^{\text{Total No of Solid Elements}} \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_{unit}}\right)^m V_i \geq 1 \quad \text{Eq 3-25}$$

Selon le schéma d'endommagement expérimental, (Hallett et al., 2009) a proposé un maillage réalisé par LS-Dyna qui permet de prédire l'évolution des endommagements dans l'éprouvette.

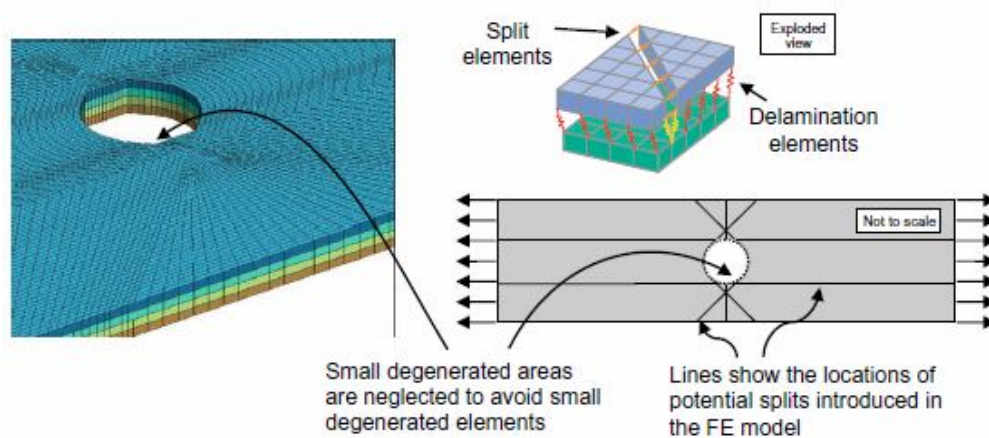


Figure 3.13 : Maillage du modèle cohésif autour du trou et disposition des éléments cohésifs (Hallett et al., 2009)

La (Figure 3.13) présente un maillage type d'une éprouvette trouée de 2mm d'épaisseur avec une plus grosse densité d'éléments fins autour du trou que dans le reste de l'éprouvette. Les éléments cohésifs sont disposés entre les faces des couches d'empilement pour prédire la rupture par délaminage. Les éléments d'interface « Split element » sont disposés le long des chemins potentiels d'apparition des fissurations matricielles.

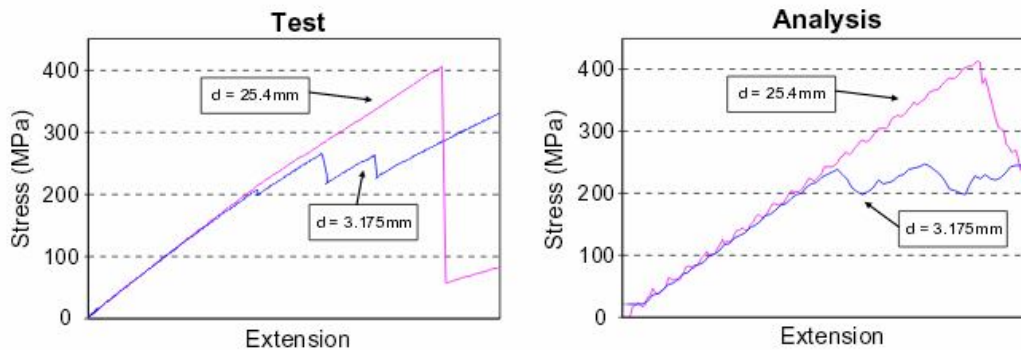


Figure 3.14 : Comparaison de la courbe Contrainte – Déformation des essais de traction simple sur éprouvettes trouée de 4mm d'épaisseur dans les deux cas de 3.175 mm et 25.4 mm de diamètre du trou (Hallett et al., 2009)

La (Figure 3.14.a) présente des courbes expérimentales de contrainte – déformation d'une éprouvette trouée de 4 mm d'épaisseur avec 3.175 mm et 25.4mm de diamètre de trou. Elles ont une très bonne concordance avec celles simulées (Figure 3.14.b). Le modèle des éléments cohésifs a approuvé sa capacité de prédire des évolutions des différents types d'endommagement du composite.

1.5 Bilan

Comme pour la plupart des matériaux, l'endommagement dans les matériaux composites est dû aux hétérogénéités qui engendrent des concentrations de contrainte. C'est le cas à l'interface entre fibre et matrice où on peut voir apparaître des décohésions. L'anisotropie provoque également des concentrations de contrainte, notamment à l'interface entre deux plis d'orientations différentes, provoquant des délaminages. Les études passées en revue permettent d'obtenir une meilleure compréhension des mécanismes locaux d'endommagement. Bien qu'il existe différents mécanismes d'endommagement au sein de ce type de matériau (décohésion fibre/matrice, fissuration, délaminage, ruptures de fibres), la fissuration intra-laminaire est généralement le premier macro-défaut à apparaître dans les composites stratifiés à plis croisés. La fissuration intra-laminaire, sous chargements monotones ou cycliques, a été largement étudiée. Différents modèles

d'endommagement multi – échelle de la littérature ont montré leur capacité de simuler les mécanismes d'endommagement et la tolérance aux dommages de ces composites stratifiés. Ces travaux ont permis d'évaluer les fonctions de seuil et l'évolution d'endommagement. Dès que le critère est vérifié en un ou plusieurs points, la rupture apparaît en ces points et on peut prédire l'évolution des défauts. Ces modèles de comportement et d'évolution d'endommagement permettent aussi de prédire l'évolution globale de l'état mécanique de la structure.

Le choix du modèle de rupture pour les matériaux bobinés doit prendre en compte la nature des endommagements dans ce type de matériaux. Très peu d'études de ce type de composite ont été trouvées dans littérature en raison de la complexité de sa structure. Le mode d'élaboration induit des hétérogénéités locales, et les sollicitations auxquelles ils sont soumis conduit à des répartitions des contraintes plus complexes que celles présentes dans des structures stratifiées minces. L'application des modèles d'endommagement qui appréhendent les dommages dans des composites stratifiés minces à fibres continues de carbone et à matrice polymère fragile dans les structures composites bobinés n'est pas immédiate. Certes, leur domaine d'application s'est étendu, ces dernières années, aux composites épais. Toutefois, leur application dans le cas des réservoirs nécessite une meilleure compréhension du comportement ainsi que des conditions en service très spécifiques. De plus, dans un réservoir bobiné, l'architecture entrecroisée induit des particularités de comportement, comme le comportement fortement non linéaire en cisaillement, accompagnée de l'apparition de déformations irréversibles notables. Ceci sera décrit dans la suite dans la partie de la construction du modèle d'endommagement.

En raison de la complexité géométrique des réservoirs et de la spécificité du comportement du composite bobiné, les calculs par éléments finis de ce type de structures exigent de grandes ressources informatiques. La suite de ce chapitre vise à proposer une approche alternative, volontairement plus simple et moins riche que celles décrites précédemment et adaptée aux réservoirs. Elle s'appuie sur des outils simples présents par défaut dans les codes éléments finis et repose sur une identification aisée des paramètres. Le but principal est ainsi de minimiser les temps de calcul pour fournir une réponse opérationnelle aux bureaux d'études traitant des structures bobinées. C'est pourquoi le modèle développé et présenté ci-dessous n'intègre que des mécanismes d'endommagement basiques : rupture des fibres, de la matrice, endommagement diffus en cisaillement et délaminage.

2 Modélisation du composite bobiné

2.1 Données expérimentales pour la modélisation

Dans le cadre de la thèse de (Hallett et al., 2009), un ensemble d'essais sur éprouvettes prélevées dans des cylindres bobinés a été réalisé, afin d'évaluer au mieux les conséquences sur le comportement des contraintes vues par le réservoir. Les résultats d'essais de traction monotone et de charge – décharge répétée ont contribué à la construction d'un modèle d'endommagement, appliqué à la dégradation du matériau du réservoir. Ces essais ont été réalisés à différentes températures (-40°C, 25°C, 85°C) pour couvrir toute la plage d'utilisation du réservoir (refroidissement à la vidange et échauffement au remplissage). On notera que le matériau composite utilisé dans le cadre du projet Toledo est identique à celui étudié par (Gentilleau, 2012). Les résultats de caractérisation sont rappelés et utilisés dans la suite.

Des portions de cylindres du matériau composite, avec un rayon moyen de 155 mm, ont été fournies, fabriquées selon le même processus de bobinage que pour les réservoirs bobinés dans le cadre du projet H2E. Des plaques ont été découpées, selon l'axe longitudinal, en éprouvettes avec la géométrie présentée (Gentilleau, 2012).

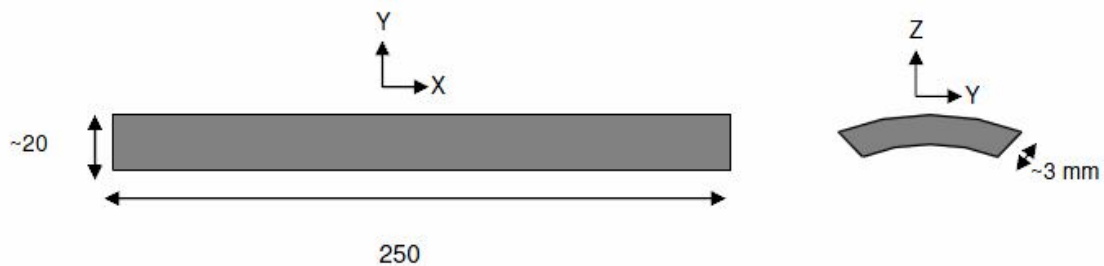


Figure 3.15 : Géométrie des éprouvettes

Ces éprouvettes sont fabriquées avec une orientation de fibres perpendiculaire à l'axe X [90 et à $[\pm 45^\circ]$. Les essais de traction sont effectués dans la direction X (Figure 3.15). Les éprouvettes orientées à $[0^\circ]$ sont extraites de plaques planes et ont les mêmes dimensions extérieures que les éprouvettes cylindriques. Ces essais de traction jusqu'à rupture nous permettent de caractériser la loi de comportement globale du matériau, de mesurer la contrainte et la déformation maximale et à rupture, et, dans le cas linéaire, de calculer le module de rigidité et le coefficient de Poisson.

2.1.1 Comportement fragile

- Comportement du composite dans la direction $[0^\circ]$

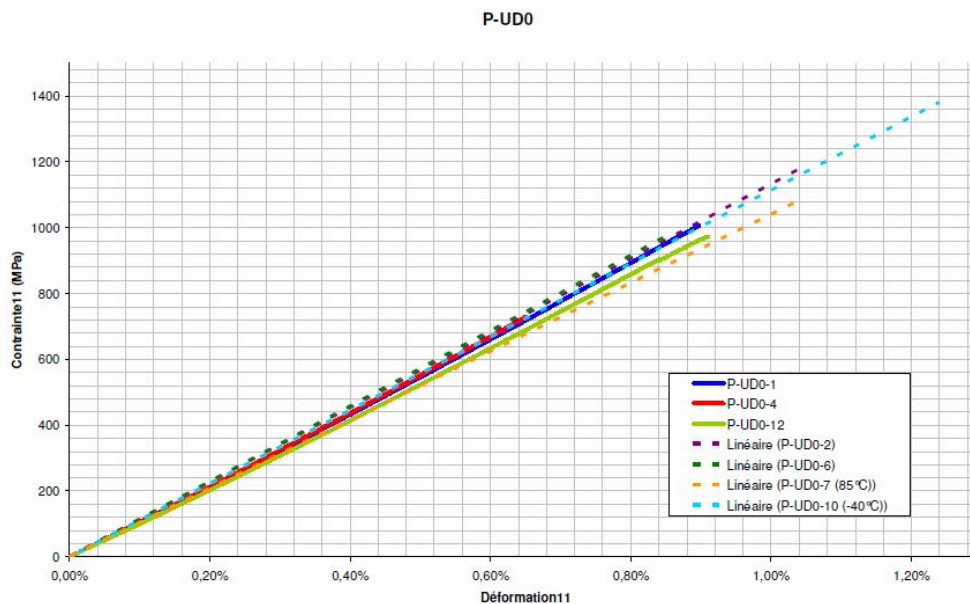


Figure 3.16 : Diagramme de contrainte - déformation dans la direction de traction (direction X ou 1) des éprouvettes unidirectionnelles $[0^\circ]$ (les différentes courbes représentent des éprouvettes différentes) (Gentileau, 2012)

La Figure 3.16 présente les résultats de différentes éprouvettes unidirectionnelles $[0^\circ]$ (P-UD0-1; 2; 4; 6; 12 à température ambiante, 7 à 85°C et 10 à -40°C) pour une traction monotone jusqu'à la rupture. Le matériau se comporte d'une manière élastique linéaire pratiquement jusqu'à la rupture brutale. Le même comportement fragile est observé dans la direction $[90^\circ]$.

- Comportement dans la direction $[90^\circ]$

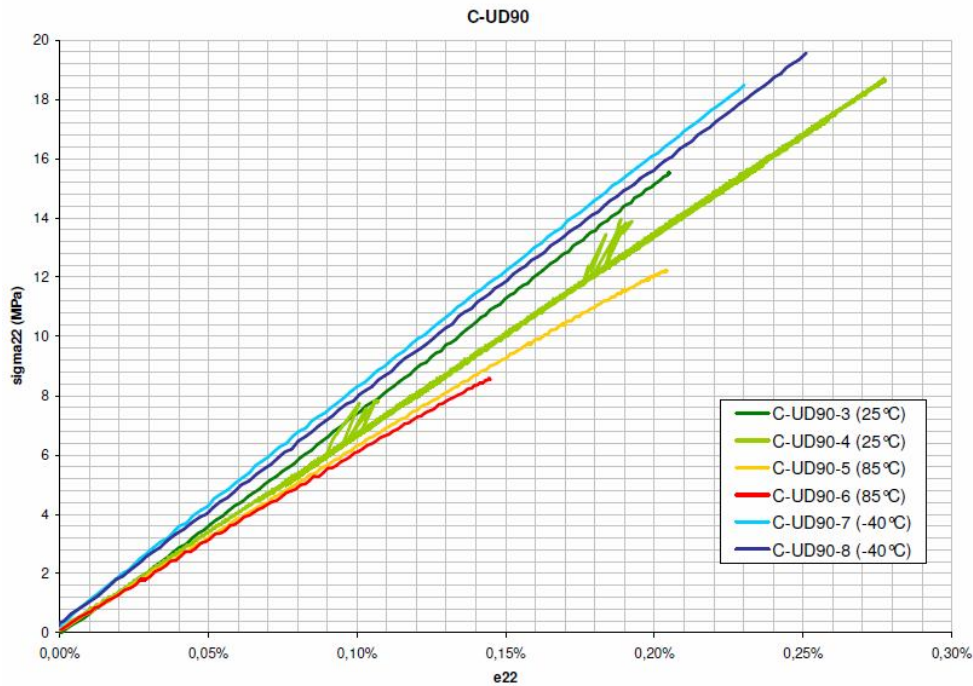


Figure 3.17 : Diagramme de la contrainte axiale – déformation axiale (axe X, Figure 3.15) dans des éprouvettes unidirectionnelles [90] en traction monotone à différentes températures (Gentileau, 2012)

La Figure 3.17 présente les résultats des essais de traction des éprouvettes unidirectionnelles [90] : C-UD90-3, 4 à 25°C, des éprouvettes C-UD90-5,6 à 85°C et éprouvettes C-UD90-7,8 à -40°C. On retrouve un comportement élastique linéaire avec une rupture brutale du matériau dans la direction transverse [90°]

La Figure 3.16 et la Figure 3.17 montrent également une forte dispersion des niveaux des contraintes de rupture. Le Tableau 3-2 synthétise les résultats des essais (module transversal, longitudinal, coefficient de Poisson, contrainte à rupture longitudinale, contrainte à rupture transversale)

Température	E_2 (GPa)	E_1 (GPa)	ν_{12}	σ_{11} (MPa)	σ_{22} (MPa)
25°C	7.2	113.4	0.3	1176.6	16.4
85°C	5.9	113.6	0.26	1412	12.7

<u>-40°C</u>	<u>7.8</u>	111.4	0.33	1089	19.0
--------------	------------	-------	------	------	------

Tableau 3-2 : Résultats des essais de traction monotone sur les éprouvettes unidirectionnelles [90] et [0°]

A 85°C, le module E_2 diminue de 18.1% par rapport à celui à 25°C, et à -40°C il augmente de 8.3%. Les déformations à la rupture ne varient pratiquement pas avec la température, alors que la contrainte à rupture σ_{22} gagne 15.9% à -40°C et perd 22.6% à 85°C.

2.1.2 Comportement élasto-plastique endommageable en cisaillement

- Comportement du composite dans les directions $[\pm 45^\circ]$

Le comportement identifié sur des éprouvettes à $[\pm 45^\circ]$ sous une traction avec décharges régulières est totalement différent (Figure 3.18). Ce type d'essai permet de caractériser la non linéarité du matériau, en identifiant l'endommagement et la plasticité. C'est un essai de traction avec quelques décharges. Ces essais ont été pilotés en déplacement, à une vitesse constante de 0.5mm/min.

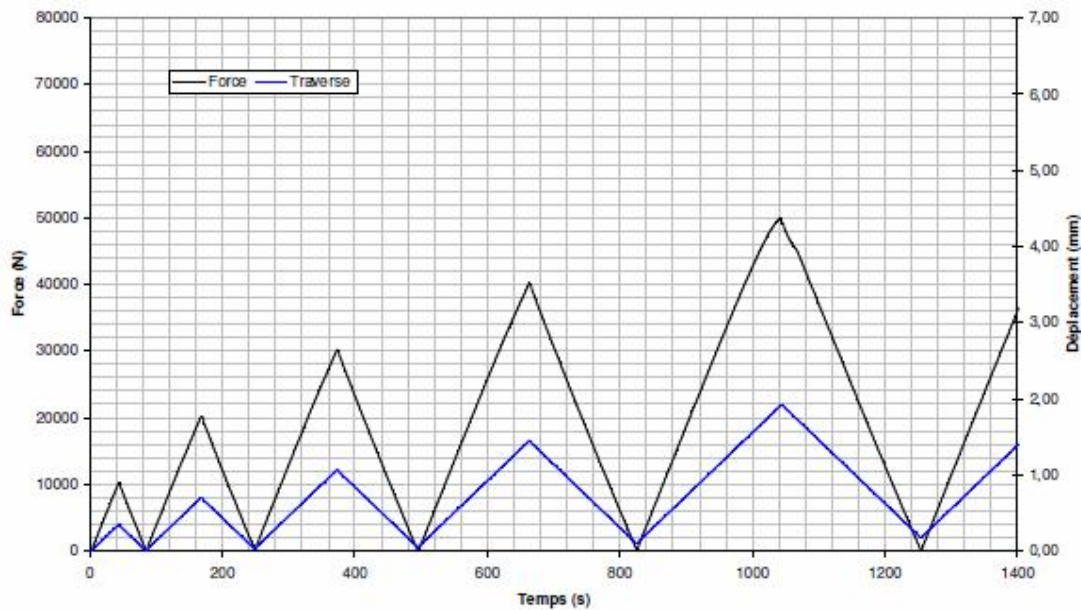


Figure 3.18 : Essais de traction charge – décharge répétée sur les éprouvettes $[\pm 45^\circ]$ (Gentileau, 2012)

On obtient une réponse non linéaire. En effet, on peut voir l'augmentation de la déformation irréversible avec le chargement. Ces courbes montrent également que pour un chargement répété progressif en cisaillement, les modules de cisaillement diminuent avec la déformation plastique.

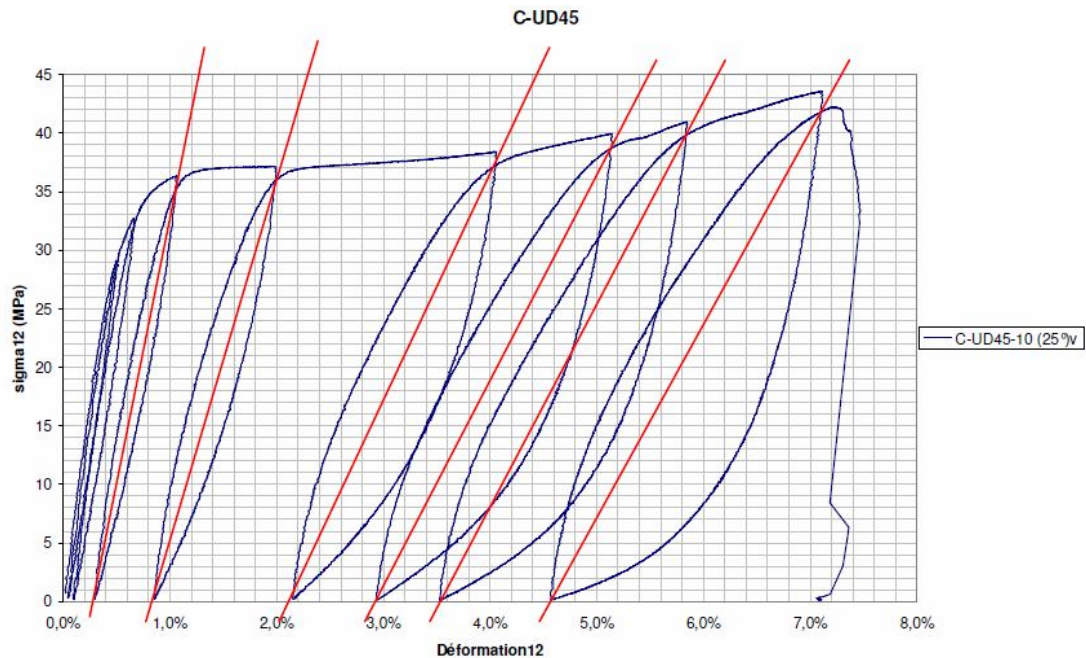


Figure 3.19 : Diagramme de la contrainte S_{12} – déformation e_{12} dans les éprouvettes $[\pm 45^\circ]$ (Gentilleau, 2012)

La Figure 3.19 présente le comportement de l'éprouvette C-UD45-10 en traction avec charge – décharge à 25°C. Le comportement en cisaillement (contrainte de cisaillement σ_{12} en fonction de la déformation ε_{12}) est fortement non linéaire et se compose de deux parties : tout d'abord une partie élastique linéaire, puis, au-delà d'une certaine valeur limite d'élasticité, une partie plastique avec l'apparition de déformations permanentes (observées par décharge) ainsi qu'une diminution progressive de la rigidité (pente de décharge de plus en plus faible). La forte non linéarité de la réponse contrainte – déformation est une spécificité des composites bobinés : la rupture en cisaillement des composites stratifiés est en général beaucoup plus précoce (Gentilleau, 2012).

Le comportement du matériau composite bobiné observé à l'échelle de l'éprouvette est fortement anisotrope : élastique linéaire dans la direction des fibres et perpendiculaire aux fibres ; élasto – plastique endommageable en cisaillement. Ces types de comportement vont être pris en compte dans une démarche éléments finis pragmatique en utilisant des lois de comportement anisotrope installées dans l'environnement ABAQUS.

2.2 Modélisation simplifiée du comportement anisotrope global du matériau composite bobiné

Les essais dans le cadre du projet H2E ont montré les différences de comportement dans les différentes directions du matériau composite bobiné : élastique linéaire dans les directions 0° (direction des fibres) et 90° (direction perpendiculaire aux fibres), élasto - plastique en cisaillement (Gentilleau, 2012). Cette anisotropie de comportement est introduite en mettant en place un modèle basé sur un comportement plastique tabulé (déformation plastique – contrainte) et se basant sur un critère de Hill $f(\sigma) - 1 = 0$ avec (dans les axes d'orthotropie) :

$$f(\sigma) = \sqrt{F(\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + G(\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + H(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + 2L\sigma_{23}^2 + 2M\sigma_{31}^2 + 2N\sigma_{12}^2}$$

$$F = \frac{(\sigma^0)^2}{2} \left(\frac{1}{\bar{\sigma}_{22}^2} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{33}^2} - \frac{1}{\bar{\sigma}_{11}^2} \right) = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{R_{22}^2} + \frac{1}{R_{33}^2} - \frac{1}{R_{11}^2} \right) \quad L = \frac{3}{2} \left(\frac{\tau^0}{\bar{\sigma}_{23}^2} \right)^2 = \frac{3}{2R_{23}^2}$$

$$G = \frac{(\sigma^0)^2}{2} \left(\frac{1}{\bar{\sigma}_{33}^2} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{11}^2} - \frac{1}{\bar{\sigma}_{22}^2} \right) = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{R_{33}^2} + \frac{1}{R_{11}^2} - \frac{1}{R_{22}^2} \right) \quad M = \frac{3}{2} \left(\frac{\tau^0}{\bar{\sigma}_{13}^2} \right)^2 = \frac{3}{2R_{13}^2}$$

$$H = \frac{(\sigma^0)^2}{2} \left(\frac{1}{\bar{\sigma}_{11}^2} + \frac{1}{\bar{\sigma}_{22}^2} - \frac{1}{\bar{\sigma}_{33}^2} \right) = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{R_{11}^2} + \frac{1}{R_{22}^2} - \frac{1}{R_{33}^2} \right) \quad N = \frac{3}{2} \left(\frac{\tau^0}{\bar{\sigma}_{12}^2} \right)^2 = \frac{3}{2R_{12}^2}$$

Eq 3-26

Les coefficients F , G , H , L , M et N permettent de prendre en compte l'anisotropie de limite d'élasticité. Le paramètre $\bar{\sigma}_{ij}$ est la valeur de limite d'élasticité mesurée lorsque σ_{ij} est la seule composante non nulle appliquée, σ^0 est une contrainte de référence définie par l'utilisateur, $R_{11}, R_{22}, R_{33}, R_{12}, R_{13}, R_{23}$ sont les ratios des limites d'élasticité définis respectivement par $\frac{\bar{\sigma}_{11}}{\sigma^0}, \frac{\bar{\sigma}_{22}}{\sigma^0}, \frac{\bar{\sigma}_{33}}{\sigma^0}, \frac{\bar{\sigma}_{12}}{\tau^0}, \frac{\bar{\sigma}_{13}}{\tau^0}$ et $\frac{\bar{\sigma}_{23}}{\tau^0}$ avec $\tau^0 = \frac{\sigma^0}{\sqrt{3}}$

2.2.1 Modélisation du comportement fragile - comportement du composite dans les directions 0° et 90°

En choisissant R_{11}, R_{22} et R_{33} infinis, les coefficients F , G , et H sont nuls. Le comportement reste donc élastique linéaire dans les directions d'orthotropie. La fonction seuil ne contient que des termes de cisaillement. Comme les contraintes σ_{11}, σ_{22} et σ_{33} n'apparaissent plus dans ce critère,

les limites d'élasticité dans ces directions sont infinies. On obtient donc un comportement élastique en traction.

2.2.2 Modélisation du comportement élasto – plastique endommageable en cisaillement - comportement du composite dans les directions $\pm 45^\circ$

- On choisit les ratios $R_{12} = R_{13} = R_{23} = \sqrt{3}$ pour avoir une loi élasto - plastique en cisaillement identique dans les trois directions. Le critère de Hill ne dépend au final que des contraintes de cisaillement.
- Appréhension de l'endommagement du composite dans les directions $\pm 45^\circ$

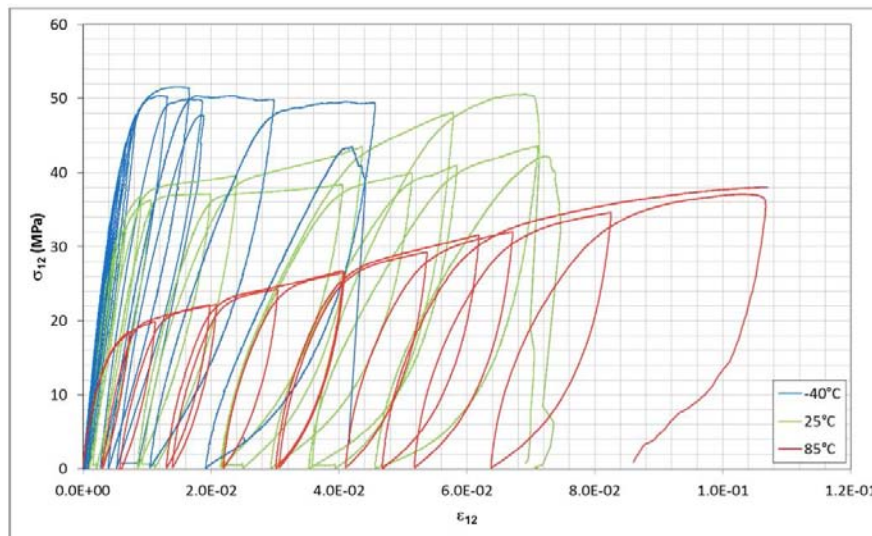


Figure 3.20 : Courbes contrainte - déformations des éprouvettes orientés $\pm 45^\circ$ au cours des essais de traction cyclique à différentes températures (Gentilleau, 2012)

Pour rappel, les essais de traction sur éprouvettes à $\pm 45^\circ$ (Figure 3.20) indiquent un comportement plastique en cisaillement fortement dépendant de la température. Au début du chargement, le matériau se déforme linéairement. A partir d'un seuil d'élasticité, son comportement devient non linéaire jusqu'à la rupture. On note également une perte de rigidité de cisaillement au cours des décharges (Figure 3.21).

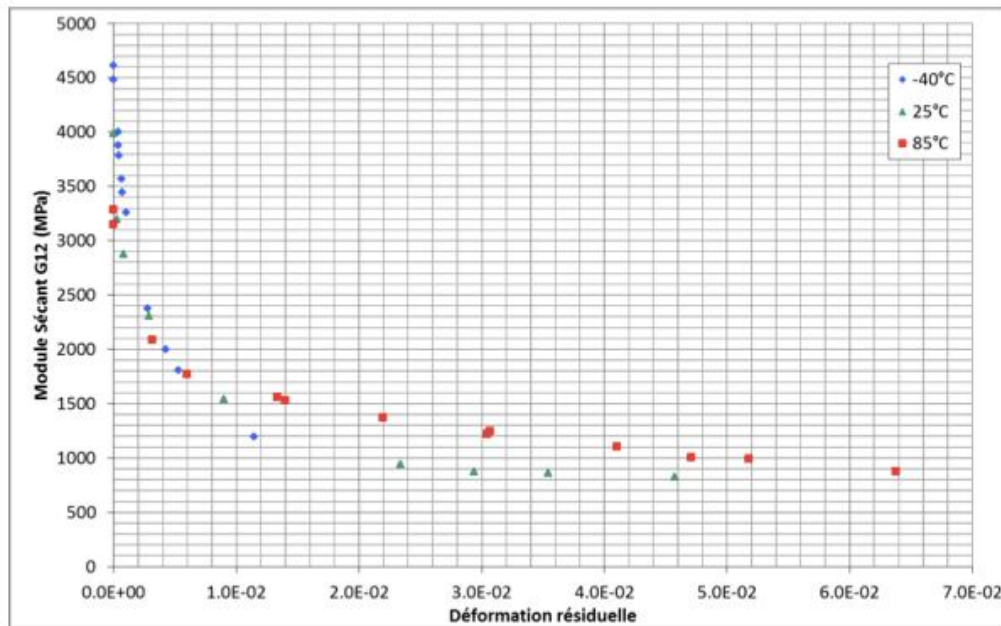


Figure 3.21 : Perte du module de cisaillement en fonction de la déformation résiduelle à -40°C, 25°C et 85°C d'une éprouvette ±45 (Gentileau, 2012)

Cette dégradation augmente avec la déformation irréversible. Ce constat est à l'origine du principe du modèle de comportement élasto-plastique endommageable utilisé dans cette étude : pour reproduire au mieux ce comportement, on relie la perte de rigidité à la déformation plastique cumulée (PEEQ dans Abaqus). Cette loi de comportement est modélisée dans Abaqus par l'utilisation d'une subroutine USDFLD (userfield) qui permet d'indexer un (ou plusieurs) champs (« field ») en fonction des différentes variables du modèle. Dans notre cas, ce champ ou « field » va contenir la déformation plastique équivalente qui est utilisée comme indicateur d'endommagement. Les modules de cisaillement sont alors explicités en fonction de la déformation plastique cumulée PEEQ de façon tabulée.

Comme vous l'avez remarqué, il a été volontairement mis le caractère visco – élastique du comportement qui serait essentiel à modéliser pour la fatigue thermo – mécanique. Dans notre étude pour éviter d'allonger les temps de calcul, la modélisation élasto – plastique est choisie

2.3 Critères de rupture

2.3.1 Rupture fragile à [0°] et [90°]

Associée à cette loi de comportement de type plasticité anisotrope pour le composite, on utilise un critère de rupture du matériau qui se base sur celui de Hashin (Gentileau, 2012). Deux critères pour distinguer deux modes de rupture (en traction) « fibre » et « matrice » sont combinés :

- pour le mode « fibre »

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-27}$$

- pour le mode « matrice »

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-28}$$

où σ_{11} , σ_{22} , τ_{12} sont les contraintes longitudinales, transverses et en cisaillement, respectivement dans les directions d'orthotropie (les fibres sont orientées dans la direction 1). X, Y et S sont les résistances longitudinale, transverse et en cisaillement, respectivement. Elles sont mesurées sous sollicitation de traction réalisée dans le sens longitudinal transversal et en cisaillement sur des éprouvettes issus de cylindres bobinés.

Le critère de Hashin permet également de prévoir une rupture sous sollicitation de type compression. Etant donné le chargement subi par les réservoirs sous pression, il n'est pas utile d'envisager ce dernier cas. La rupture se produit quand au moins une des deux équations est satisfaite.

2.3.2 Rupture de cisaillement

Dans la partie de la simulation du comportement élasto – plastique endommageable en cisaillement, on a modélisé la diminution du module de cisaillement par une relation inversement proportionnelle à l'augmentation de la déformation plastique. On peut utiliser un critère simple (Eq 3-29) de type déformation maximale pour ce type de rupture : la rupture de cisaillement se produit

dès que la déformation plastique dépasse une valeur maximale qui est issue des résultats expérimentaux :

$$\frac{\varepsilon^p}{\varepsilon_{\max}^p} - 1 = 0 \quad \text{Eq 3-29}$$

où ε^p est la déformation plastique équivalente et ε_{\max}^p la valeur maximale de la déformation plastique équivalente

2.3.3 Rupture par délaminage

Le mécanisme de rupture par délaminage se caractérise par un décollement ou une décohésion entre les plis du stratifié. Des études (Hashin, 1980) concernant les mécanismes de rupture des stratifiés composites indiquent que la propagation des défauts de délaminage est le mode de rupture le plus dimensionnant pour la durée de vie de la structure. Contrairement aux profils minces pour lesquels les critères décrits précédemment peuvent suffire, la forte épaisseur de composite qui caractérise les réservoirs bobinés, et donc les fortes contraintes hors plan, impose d'introduire un critère de rupture par délaminage.

Un certain nombre de critères ont été proposés pour prédire l'amorçage du délaminage à l'aide des valeurs de contrainte dans un pli ou un élément d'interface (par exemple entre les plis, dans une approche éléments finis). Ces critères sont basés sur les contraintes hors plan dans des relations quadratiques.

C'est Hashin (Amrutharaj et al., 1995; Caron et al., 1999; Kashtalyan and Soutis, 2005; Prombut, 2007; Tran, 2011) qui est le premier auteur à poser l'idée des fonctions de rupture, en donnant des critères se basant sur l'ensemble des contraintes normales, hors-plan et en cisaillement (Eq 3-30)

$$f(\sigma_{33}, \sigma_{31}, \sigma_{23}) = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}}{\tau_{31}^0} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\tau_{23}^0} \right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-30}$$

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

où Z_T est la résistance maximale en traction hors plan ; τ_{31}^0 et τ_{23}^0 les résistances maximales pour les modes purs de cisaillement hors plan.

Dans son étude, (Hashin, 1980) a considéré que la rupture en délaminage apparaît une fois qu'une des deux inégalités (Eq 3-30) est satisfaite. Il a séparé le critère que Hashin a proposé en deux parties (contraintes hors plan en traction et contraintes hors plan en mode de cisaillement).

$$\sigma_{33} \geq Z_T \text{ ou } \sqrt{(\sigma_{12}^2 + \sigma_{12}^2)} \geq S_{23} \quad \text{Eq 3-31}$$

(Lee, 1982) ont proposé un critère permettant de conserver l'effet de renforcement de la tenue de l'interface en compression en s'appuyant sur les contraintes positives :

$$f(\sigma_{33}^+, \sigma_{13}^+, \sigma_{23}^+) = \left(\frac{\sigma_{33}^+}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}^+}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}^+}{S_{23}}\right)^2 = 1 \quad \text{Eq 3-32}$$

Ce critère suppose que les contraintes négatives (la compression) vont augmenter le frottement entre les deux lèvres de la fissure, empêchant ainsi le délaminage. Il est nécessaire de disposer d'une série d'essais complexes à mettre en oeuvre (Maire and Chaboche, 1997) pour déterminer ces trois valeurs de résistance hors – plan. On souhaite ici conserver la simplicité et le pragmatisme de l'identification et de l'utilisation des critères de type Hashin en vue de leur application aux réservoirs bobinés. Dans cette perspective, et en l'absence de résultats expérimentaux en traction et cisaillement hors plan, on se tourne vers des modèles les plus simples possible avec un faible nombre de paramètres à déterminer. (Kamgaing, 2013; Lecuyer and Engrand, 1992) ont simplifié l'équation proposée par Hashin (Eq 3-30) avec l'hypothèse que les résistances en cisaillement sont similaires dans les directions 31 et 23.

$$f(\sigma_{33}, \tau_{13}, \tau_{23}) = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z}\right)^2 + \frac{\tau_{13}^2 + \tau_{23}^2}{S_{13}^2} \geq 1 \quad \text{Eq 3-33}$$

Cette relation (Eq 3-33) constitue le critère de délaminage mis en œuvre dans les simulations présentées dans ce mémoire. Même simplifiée par rapport aux équations précédentes, elle nécessite encore des améliorations. Tout d'abord, à l'instar du critère proposé par (Ochoa and Engblom, 1987), on ne prendra pas en compte l'influence de la partie de la contrainte de compression sur l'interface. En ce qui concerne l'identification, il est nécessaire de déterminer les caractéristiques hors plan : Z , résistance hors plan en traction, et S_{13} , résistance en mode de cisaillement. Ces paramètres vont être déterminés numériquement dans l'étude d'identification du modèle présenté dans les parties qui suivent.

2.4 Evolution des endommagements

2.4.1 Abattement des rigidités du matériau

- Pour les ruptures des fibres et de la matrice

En règle générale, la structure est chargée jusqu'à ce qu'un critère de rupture soit satisfait localement. En ce point, les propriétés du matériau sont alors réduites, en fonction du type d'endommagement considéré. Pour le cas de la rupture dans le sens des fibres (direction 1) ou perpendiculaire aux fibres (direction 2), dès qu'un critère est satisfait, le module d'Young dans la direction correspondante (E_1 et E_2) va être diminué. Dans le cas de la rupture des fibres tous les trois coefficients de Poisson ν_{12} , ν_{13} , ν_{23} sont mis à zéro (le matériau est considéré comme rupture complète), et dans le cas de la rupture de la matrice le coefficient ν_{13} garde toujours sa valeur, les deux autres coefficients, ν_{12} ν_{23} sont mis à zéro.

- Pour la rupture de délaminage

Pendant les essais de traction simple jusqu'à la rupture des éprouvettes composites bobinées, on a observé l'apparition d'un très fort délaminage lors de la rupture. Le caractère dissymétrique de l'empilement provoque une mise en flexion (voir Figure 3.22).



(a)

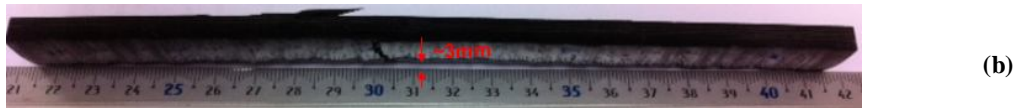


Figure 3.22 : Comparaison entre de l'état d'une éprouvette de la structure 1 avant (a) et après (b) l'essai de traction simple

Cette flexion est à l'origine des délaminages dans l'éprouvette. Les délaminages se concentrent dans la zone en traction. Les fissurations matricielles parallèles à la direction de charge s'initient à partir de la face comprimée et se prolongent vers l'intérieur de l'éprouvette..

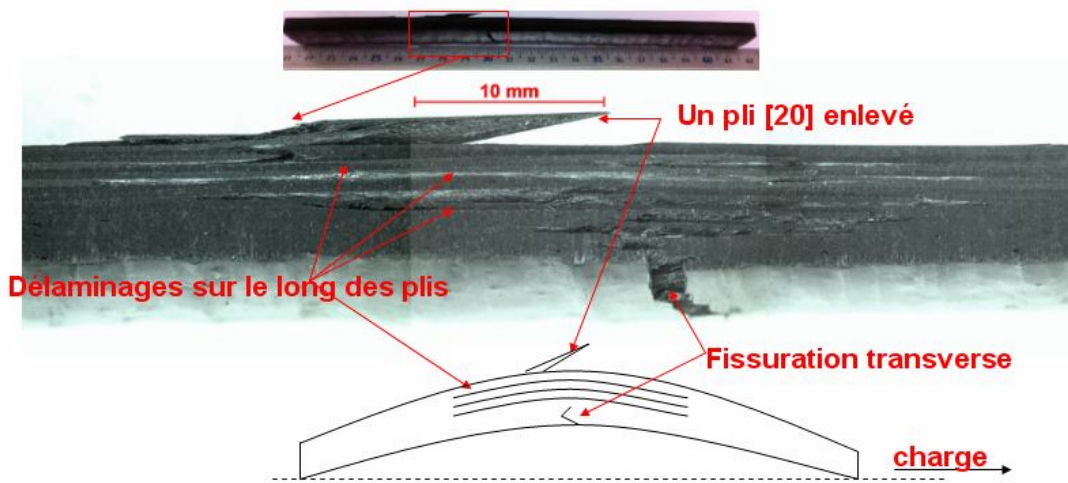


Figure 3.23 : Micrographie de l'état de rupture d'une éprouvette de la structure 1 sous traction

La mise en flexion provoque également le phénomène du flambage dans la partie comprimée, causant un fort délaminage qui entraîne bien souvent la rupture de l'éprouvette ; la propagation du délaminage s'observe à un niveau de chargement très proche du niveau de charge à rupture et peut provoquer une diminution de l'ordre de 65% (Maire and Chaboche, 1997) de la contrainte à rupture dans les cas défavorables. Le critère de rupture en compression n'est plus la limite à rupture du pli élémentaire en compression mais l'effort limite de propagation du délaminage. Ainsi, dans le cas de la traction simple, on suppose que la propagation du délaminage affecte directement la résistance de l'éprouvette dans la direction de chargement (direction 1). Afin de traduire cet effet, on suppose que cet endommagement va affecter la rigidité du matériau dans le sens le plus rigide (direction 1) et dans la direction hors - plan. Concrètement, le module E_1 et E_3 seront diminués. Les coefficients de Poisson ν_{13} et ν_{23} sont mis à zéro tandis que ν_{12} garde toujours sa valeur.

- Pour la rupture de cisaillement

Enfin, pour la rupture en cisaillement, il nous faut abattre directement la contrainte de cisaillement (adoucissement) et le module de cisaillement. Ces conséquences de l'endommagement en cisaillement sont introduites via la sélection d'un comportement de type élasto-plastique dans Abaqus, couplé avec une subroutine USDFLD. En effet, si on représente la seule non linéarité du comportement en cisaillement (voir Figure 3.19) par la commande « Plasticity » d'ABAQUS, la relation entre la contrainte et la déformation plastique est entrée sous forme tabulaire, et le comportement est considéré parfaitement plastique (sans écrouissage) après le dernier point entré (courbe rouge sur la Figure 3.24) : une fois qu'elle a atteint sa valeur maximale σ_{12}^{\max} correspondant à une déformation plastique maximale équivalente ε_{\max}^p , la contrainte de cisaillement reste constante malgré la diminution du module de cisaillement.

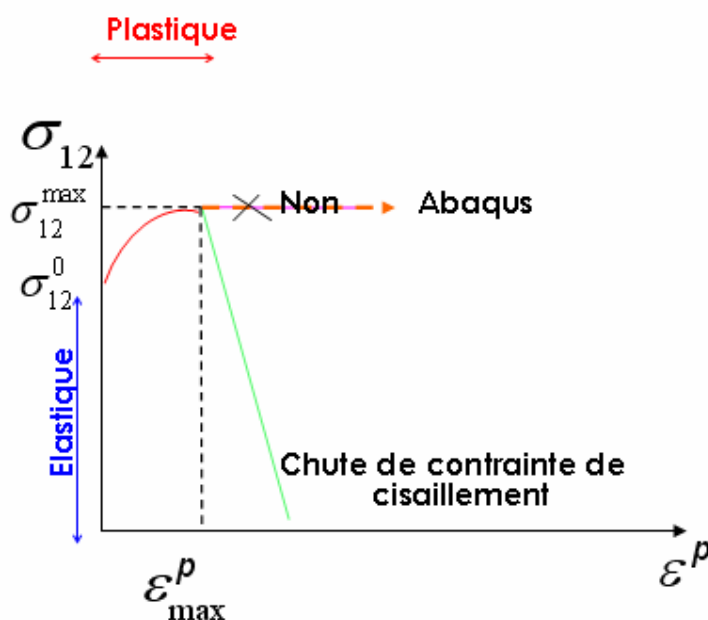


Figure 3.24 : Modélisation de l'adoucissement en cisaillement

Afin d'introduire l'adoucissement (diminution de la contrainte, courbe verte sur la Figure 3.24), on a intégrée une subroutine USDFLD pour modéliser la chute de cette contrainte une fois dépassée la déformation plastique maximale ε_{\max}^p . L'étape de l'adoucissement est traitée par l'approche progressive de la rupture dans la partie qui suit.

2.4.2 Approche progressive de la rupture

- Pour la rupture fragile dans la direction 0° , 90°

Afin d'éviter les problèmes de convergence dus à la rupture brutale dans les directions 0° et 90° supposée par les critères évoqués au paragraphe précédent, (Degeorges et al., 1996; Gerharz et al., 1993), par exemple, ont introduit une certaine progressivité de la rupture dans ces directions. En effet, comme le comportement du matériau dans les directions 0° et 90° est élastique linéaire fragile, au moment de la rupture apparaît une chute brutale de rigidité préjudiciable à la convergence du calcul. La progressivité est introduite sous forme d'un abattement de la rigidité (modules E_1 ou E_2 du matériau dans le sens 0° et 90°), selon l'évolution d'une variable d'endommagement. Dans ce type de critère de rupture, les variables d'endommagement d_1 et d_2 représentent respectivement le rapport entre l'état de déformation et la valeur à rupture ε_{11}^{\max} , ε_{22}^{\max} . Ces valeurs correspondent au moment où les contraintes valident leurs critères (Eq 3-27 ; Eq 3-28) de rupture dans les directions des fibres et de la matrice respectivement :

$$d_1 = \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^{\max}}$$

Eq 3-34

$$d_2 = \frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{22}^{\max}}$$

Sous le chargement, la déformation dans le sens des fibres ou transversale augmente et atteint la valeur maximale. On se base sur l'évolution du rapport avec la déformation max pour introduire la dégradation du module de matériau. Plus ce rapport est grand, plus le module du matériau est petit, respectivement dans chaque direction.

L'utilisation d'une subroutine « USDFLD » intégrée dans Abaqus nous permet d'actualiser les valeurs de la rigidité en fonction de la valeur de variables d'endommagement, de manière tabulaire. Dès que la variable d'endommagement d_1 ou d_2 atteint la valeur de 1 (Figure 3.25.a), la valeur du module d'élasticité est diminuée de 20%. Lorsque $1 < d_1 < d_1^{\max}$ ou $1 < d_2 < d_2^{\max}$ le module est interpolé entre 80% et 10% de sa valeur initiale, puis il reste égal à 10% de la rigidité de l'état non endommagé lorsque le rapport de déformation a dépassé la valeur d_1^{\max} ou d_2^{\max} (Figure 3.25.b). Pour des raisons numériques, la contrainte dans le sens des fibres et de la matrice ne chute pas immédiatement mais diminue progressivement jusqu'à zéro (Figure 3.25.c). De plus, cette approche permet de modéliser l'évolution de la contrainte pendant la décharge : le module d'élasticité après la rupture garde une valeur à 10% de l'initiale donc la contrainte au cours de la décharge peut diminuer jusqu'à zéro par transfert de charge. Ce type d'évolution de

l'endommagement et de critère de rupture permet de simuler d'une manière simple et rapide la dégradation brutale du matériau, en diminuant au maximum les temps de calcul (on ne procède pas à l'intégration locale d'une loi d'évolution de variable d'endommagement) et en évitant les difficultés de convergence inhérentes à la simulation de la rupture fragile. Cette procédure trouvera son intérêt lors de la simulation du comportement du réservoir complet.

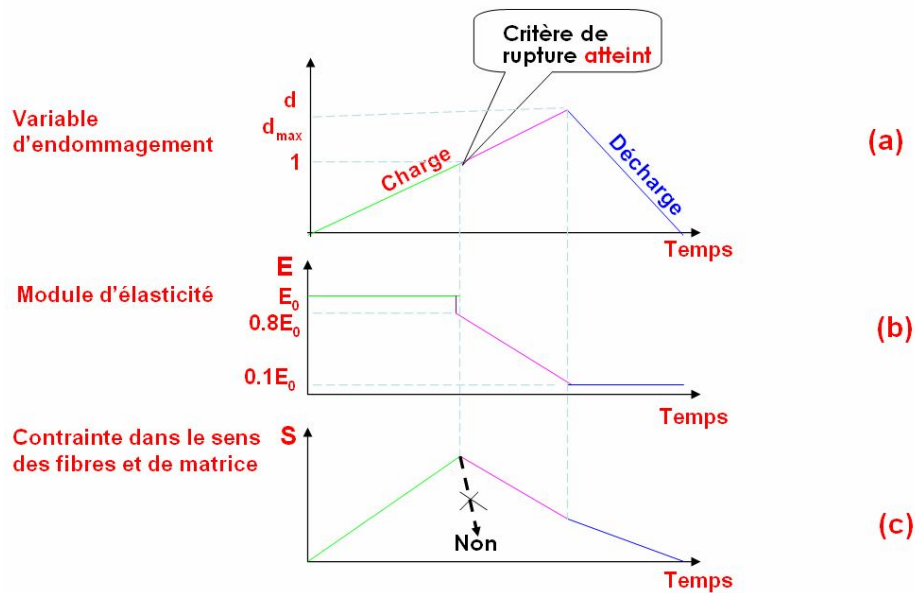


Figure 3.25 : Schéma de l'adoucissement des module d'élasticité et diminution des contraintes correspondant

- Pour la rupture du délaminage

Comme présenté dans la partie précédente, la rupture du délaminage va affecter le module d'élasticité dans la direction 1 (E_1) et la direction hors – plan (E_3). L'adoucissement (diminution des contraintes dans la direction 1 et 3) a donc le même protocole que dans le cas de la rupture des fibres. Le variable d'endommagement d_3 est le rapport entre la déformation dans la directions des fibres et la déformation maximale au moment où le critère de rupture (Eq 3-33) est atteint.

$$d_3 = \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^{\max \text{ delamin age}}} \quad \text{Eq 3-35}$$

On reprend le même protocole d'adoucissement de la rupture de délaminage que dans le cas de la rupture des fibres.

- Pour la rupture de cisaillement

L'adoucissement de la rupture de cisaillement est intégré directement dans l'ABAQUS en utilisant l'USDFLD. Le rapport de la déformation plastique équivalent et sa valeur maximale lorsque son critère de rupture (Eq 3-29) est atteint sont pris comme le variable d'endommagement. Au cours de chargement, la déformation plastique équivalent ε_p augmente et dépasse sa valeur maximale ε_p^{\max} (Eq 3-36)

$$d_4 = \frac{\varepsilon_p}{\varepsilon_p^{\max}} \quad \text{Eq 3-36}$$

La contrainte de cisaillement σ_{12} diminue alors progressivement avec l'augmentation des valeurs de variable d'endommagement. Dès que d_4 atteint la valeur de 1, la valeur de contrainte diminue de 20%. Lorsque $1 < d_4 < d_4^{\max}$ la contrainte est interpolé entre 80% et 10% de sa valeurs maximale. Puis il ne reste que 10% une fois que la variable d_4 dépasse le maximum d_4^{\max} .

3 Identification des paramètres du modèle

Dans cette partie, on présente la phase d'identification des paramètres du modèle d'endommagement. Les paramètres du modèle se regroupent dans deux catégories : les paramètres que l'on peut déduire directement des expériences (groupe 1) et les paramètres ajustable (groupe 2). Le groupe 1 contient des paramètres des caractéristiques mécaniques du composite qui sont déterminés par des essais expérimentaux dans le cadre de la thèse de Gentilleau (Liu and Zheng, 2008) et des informations techniques fournies par les fabricants. Les contraintes de rupture dans le sens des fibres (X), de la matrice (Y), la déformation plastique équivalente maximale de cisaillement (ε_p^{\max}) obtenues par des essais de traction sur le matériau composite à trois températures différentes sont synthétisés dans le tableau suivant :

Température	X (MPa)	Y (MPa)	ε_p^{\max}
-40°C	2300	17	0.0107
25°C	2300	20	0.0329

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

85°C	2300	23	0.0792
------	------	----	--------

Tableau 3-3 : Paramètres des contraintes et des déformations plastiques équivalents du composite à différentes températures

Les paramètres élastiques du composite à température ambiante (25°C) sont présentés dans le tableau suivant :

E_{11} (MPa)	E_{22} (MPa)	E_{33} (MPa)	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12} (MPa)	G_{13} (MPa)	G_{23} (MPa)	T (°C)	ϵ_p
113400	5500	5500	0.3	0.3	0.3	4385	4385	4385	25	0
113400	5500	5500	0.3	0.3	0.3	3195	3195	3195	25	0.000271
113400	5500	5500	0.3	0.3	0.3	2545	2545	2545	25	0.0008
113400	5500	5500	0.3	0.3	0.3	2280	2280	2280	25	0.002864
113400	5500	5500	0.3	0.3	0.3	1525	1525	1525	25	0.008941
113400	5500	5500	0.3	0.3	0.3	940	940	940	25	0.02332

Tableau 3-4 : Paramètres élastique du matériau composite à 25°C

Les modules d'élasticité E_{11} , E_{22} , E_{33} et les coefficients de Poisson ν_{12} , ν_{13} , ν_{23} ne changent pas avec la déformation plastique, en revanche, les modules de cisaillement sont fonction de la déformation plastique (courbes charge décharge croissante). Entre ces valeurs déterminées expérimentalement, l'extrapolation des données est linéaire.

Le groupe 2 des paramètres numériques se compose des quatre valeurs critiques des variables d'endommagement dans la direction des fibres et perpendiculaire aux fibres d_1^{\max} ; d_2^{\max} et de la variable d'endommagement du délaminage d_3^{\max} et de cisaillement d_4^{\max} . Selon les résultats d'une étude préliminaire de l'influence des valeurs prises par ces paramètres sur la capacité de la convergence du calcul numérique, on constate que si l'on les met tous égaux à 3, on a plus de « chance » de faire converger les calculs numériques sur cette structure du composite. Pour ces matériaux il n'y a pas de tests expérimentaux qui caractérisent la résistance des matériaux hors – plan (résistance de traction Z) et la résistance dans le mode pure cisaillement S_{13} . Cette identification des paramètres va être exécutée en modélisant une éprouvette de la structure 1 (Tableau 2.1) du chapitre 2, c'est-à-dire la plus proche de celle du réservoir. L'identification des

paramètres du modèle d'endommagement sur cette structure 1 va nous permettre d'avoir une bonne capacité de modéliser le comportement du matériau à la fois à l'échelle de l'éprouvette, tout en intégrant la complexité de la structuration du réservoir.

Gentilleau (Gentilleau, 2012) ayant montré qu'il n'y a pas de différence de comportement notable en traction monotone entre les mesures de contrainte et de déformation effectuées sur des éprouvettes plates et des éprouvettes prélevées dans des cylindres bobinés, la procédure d'identification se basera sur une simulation éléments finis d'éprouvette plate.

3.1 Modèle éléments finis de l'éprouvette de la structure 1

Dans cette partie, on modélise une éprouvette de la structure 1 soumise à un essai de traction monotone jusqu'à la rupture à l'ambiante (25°C). Ce processus déjà décrit dans le chapitre 2 est modélisé par EF dans le logiciel ABAQUS. Les observations post-mortem indiquent clairement que la rupture s'opère principalement par délaminage. (Figure 3.23) Il est donc tout à fait légitime de se servir de cet essai pour identifier les paramètres liés à ce mode d'endommagement. L'identification des paramètres liés au délaminage se fait par comparaison entre la simulation de la courbe force – déplacement et les résultats expérimentaux.

3.1.1 Géométrie de l'éprouvette

L'éprouvette est de 200mm en longueur, de 18.45mm en largeur et de 6.51mm en épaisseur. On rappelle la séquence d'empilement quasi isotrope de la structure 1 : ($\pm 20,90, \pm 20,90, \pm 20,90, \pm 30,90, \pm 40,90, \pm 54,90, \pm 70,90$). L'épaisseur de chaque pli est de 0.155mm. La direction des fibres est notée par rapport à l'axe du chargement (direction X) dans la Figure 3.26.

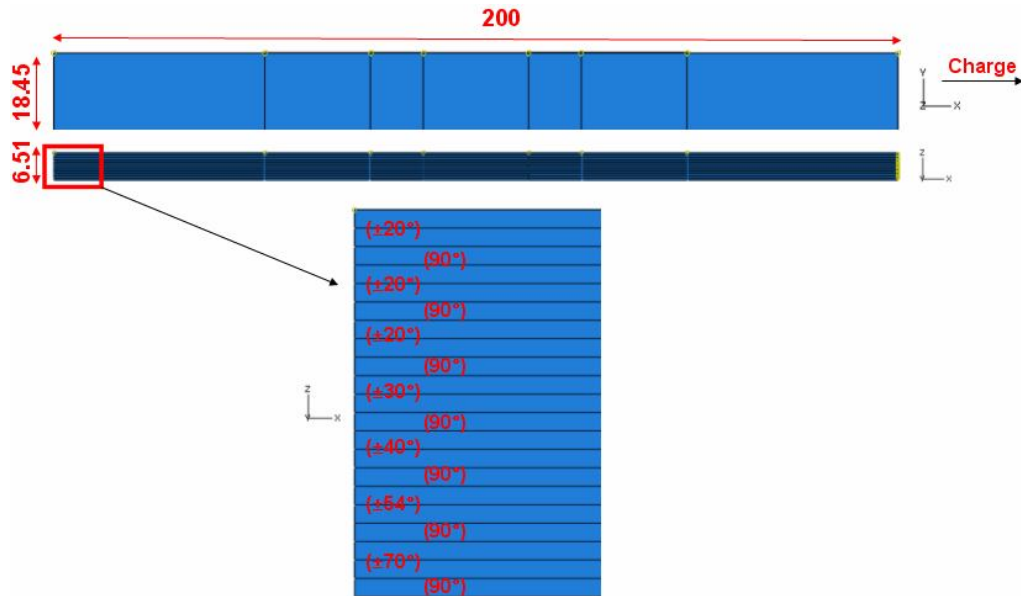


Figure 3.26 : Dimensions et séquence d'empilement d'une éprouvette de la structure 1

3.1.2 Conditions aux limites et chargement

On modélise l'essai de traction en encastrant une extrémité sur une longueur de 50mm et en imposant un déplacement sur l'autre extrémité dans la direction X comme indique sur la figure suivante :

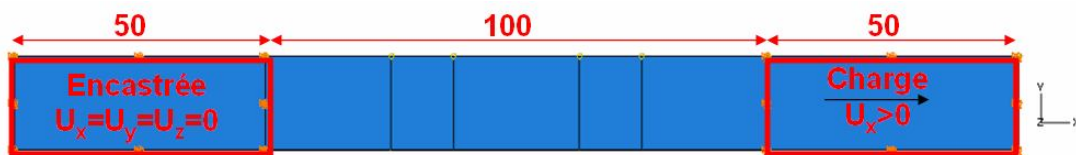


Figure 3.27 : Conditions aux limites et chargement sur l'éprouvette

3.1.3 Maillage

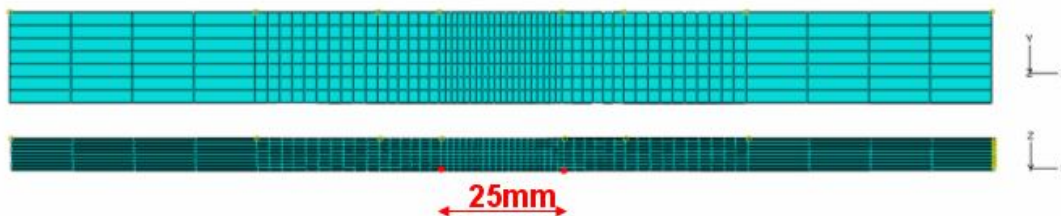


Figure 3.28 : Maillage en 3D des éléments finis

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

Les deux extrémités sont maillées avec des éléments plus grossiers que ceux de la partie utile (Figure 3.28). On utilise 8820 éléments linéaires volumiques type C3D8. L'éprouvette est modélisée pli par pli, avec un élément pour chaque pli. La zone située au centre de l'éprouvette, entre les deux points de mesure du déplacement espacés de 25mm de distance est maillée plus finement afin d'assurer une mesure de qualité du déplacement entre ces deux points.

3.1.4 Matériau

Comme il a déjà été montré précédemment, le pli élémentaire a un comportement isotrope transverse. Les caractéristiques élastiques à température ambiante (25°C) sont synthétisées dans le tableau (Tableau 3-5) suivant :

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	E_3 (MPa)	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12} (MPa)	G_{13} (MPa)	G_{23} (MPa)
113400	5500	5500	0.3	0.3	0.3	4930	4930	4930

Tableau 3-5 : Paramètres élastiques du pli élémentaire

On note 1 la direction des fibres et 3 la direction hors plan.

Les valeurs maximales utilisées dans les critères de rupture sont synthétisées dans le tableau suivant :

X(MPa)	Y(MPa)	S(MPa)	ϵ_p^{\max}
2300	20	44.5	0.0329

Tableau 3-6 : Contrainte de rupture dans le sens des fibres, de la matrice de cisaillement et déformation plastique équivalent maximale du matériau à 25°C

3.2 Résultats de la simulation

Sous l'hypothèse d'un comportement du pli isotrope transverse, on peut supposer que le comportement en cisaillement est identique dans le plan du pli et hors plan (Gentilleau, 2012), On

suppose ainsi que la résistance en cisaillement hors – plan S_{13} a la même valeur que celle en cisaillement dans le plan $S_{12}=44.5\text{MPa}$ (Figure 3.19).

Quant à la contrainte à la rupture de traction hors plan Z, on compare trois valeurs (5MPa, 8MPa et 10MPa) correspondant à 30%, 50% et 60% de la valeur de la résistance dans le sens perpendiculaire aux fibres S_{22} à 25°C (Tableau 3-2)

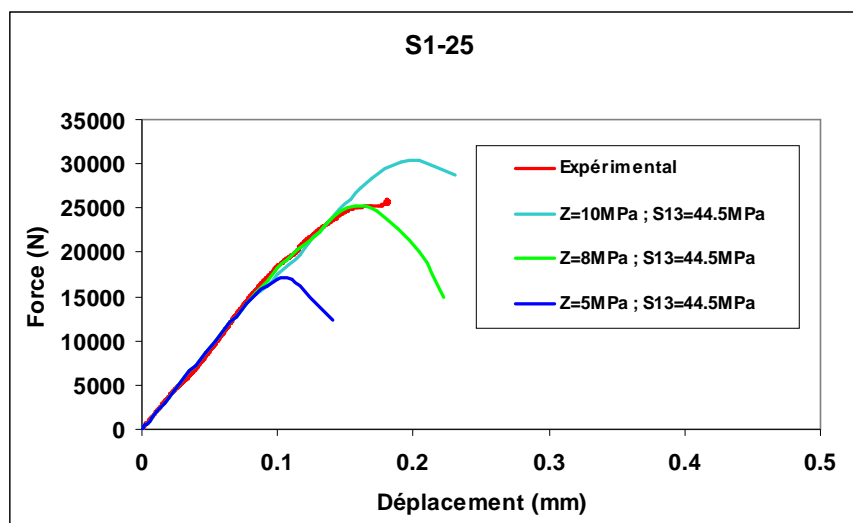


Figure 3.29 : Comparaison numérique – expérimentale des courbes Force – Déplacement d'une éprouvette de la structure 1 sous traction jusqu'à la rupture à 25°C

Sur la (Figure 3.29), on observe que les trois courbes Force – Déplacement de la simulation sont conformes à celle obtenue par l'expérience au début du chargement. Seule la courbe correspondant à $S_{13}=44.5\text{MPa}$ et $Z=8\text{MPa}$ donne la même la force à la rupture que le résultat expérimental. On conservera ces valeurs dans les simulations futures.

4 Validation du modèle d'endommagement

Alors que la partie précédente visait à identifier les paramètres du modèle d'endommagement utilisé à partir des essais sur la structure 1, cette partie présente la validation du modèle d'endommagement sur les quatre autres structures. L'ensemble des simulations a été réalisé avec les valeurs des paramètres présentées dans les pages précédentes. On étudiera également la simulation de la tolérance aux dommages par comparaison entre les cas sain et impacté. Le même essai que celui présenté dans le paragraphe précédent (traction quasi-statique) est simulé pour les différentes structures de composite étudiées dans ce mémoire.

4.1 Structure 2

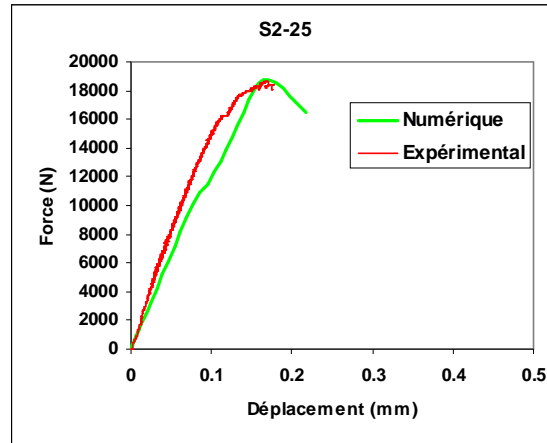


Figure 3.30 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S2 à 25°C

Pour la structure 2, le comportement de l'éprouvette en traction monotone présente une forte non linéarité. La raison tient dans sa séquence d'empilement multi – croisée ($\pm 20,90, \pm 20,90, \pm 30,90, \pm 40,90, \pm 54,90, \pm 70,90$). La courbe Force – Déplacement de la simulation concorde bien avec celle obtenue expérimentalement malgré un petit écart entre les deux courbes à partir de 10kN. La simulation fournit une valeur de la force à la rupture de 18,1 kN, identique à la valeur expérimentale.

(a) à 11.7kN (endommagement matriciel)

(b) à 18.1kN (endommagement par délaminage)

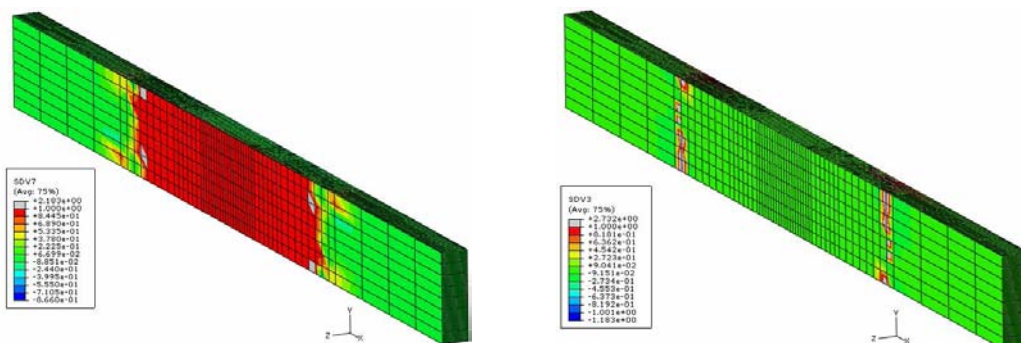


Figure 3.31 : Endommagement de l'éprouvette 2 sous traction à différents niveaux de charge

A partir de 11.7kN, l'endommagement matriciel apparaît tout d'abord dans les plis à 90 et se propage à l'intérieur de l'éprouvette dans les plis à ± 70 et à ± 54 . Ces endommagements correspondent au changement de la pente de la courbe force – déplacement. On ne note pas de rupture par cisaillement. La charge augmente jusqu'à 18.1kN. On observe la rupture par délaminage à proximité des mors et qui se propage sur toute la largeur de l'éprouvette. Il débute tout d'abord entre les plis à ± 20 et 90, ± 30 et 90 et finalement entre les plis à ± 40 et 90. Le moment de l'apparition de la rupture par délaminage correspond à la rupture de l'éprouvette. La simulation de l'essai de traction sur la structure 2 a donné une bonne concordance de la valeur de la rupture d'éprouvette ainsi qu'une description conforme des endommagements.

4.2 Structure 3

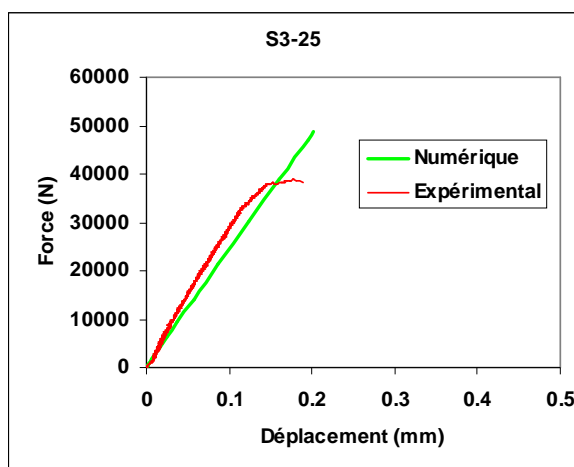


Figure 3.32 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S3 à 25°C

(a) à 30kN (endommagement matriciel)

(b) à 48kN (endommagement par délaminage)

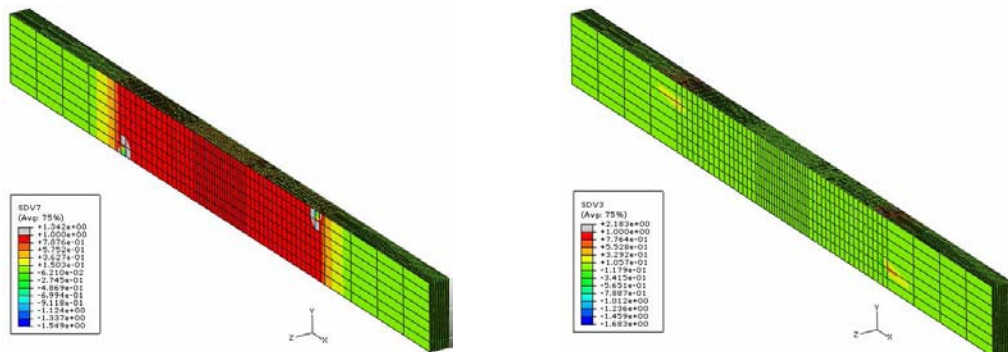


Figure 3.33 : Endommagement de l'éprouvette 3 sous traction à différents niveaux de charge

Pour rappel, la séquence d'empilement de la structure 3 est constituée de plis $[\pm 20, 90]_6$. Lors du chargement, le comportement de l'éprouvette est quasi linéaire. Dès que la charge atteint 30kN, la rupture de la matrice se produit dans tous les plis à 90 (Figure 3.33.a). Toutefois, ces endommagements ne modifient que très peu la valeur de la pente de la courbe Force – Déplacement. A partir de ce moment là, ce sont les plis à ± 20 qui supportent la charge. A 48kN (Figure 3.33.b), la rupture par délaminage apparaît. C'est aussi le moment de la rupture de l'éprouvette. On n'observe pas de rupture en cisaillement ou des fibres. Les résultats simulés concordent de manière peu satisfaisante avec les données expérimentales avec une erreur de 30%.

4.3 Structure 4

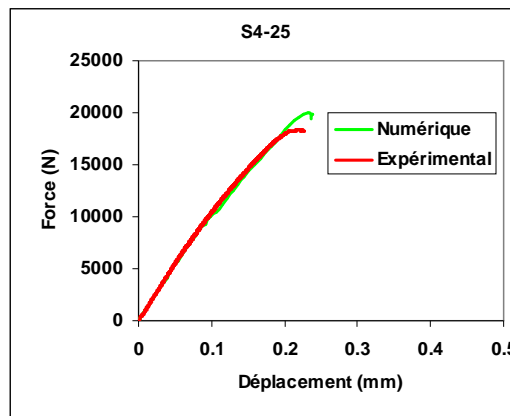


Figure 3.34 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S4 à 25°C

(a) à 11kN (endommagement matriciel)

(b) à 20kN (endommagement par délaminage)

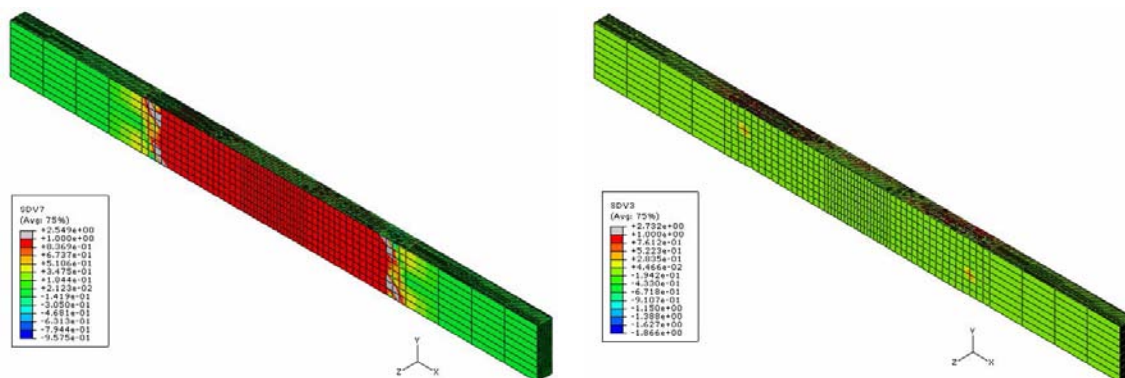


Figure 3.35 : Endommagement de l'éprouvette 4 sous traction à différents niveau de charge

Sur la (Figure 3.34) les résultats numériques présentent une très bonne concordance du comportement de l'éprouvette de la structure 4 avec les expériences. Pour rappel, la structure 4 se compose des empilements $[\pm 40, 90]_6$. Au cours du chargement, la rupture de la matrice apparaît dans les plis à 90° à 11kN (Figure 3.35.a), ce qui correspond à un léger changement de la pente de la courbe Force – Déplacement (Figure 3.34)... Dans une telle structure qui contient des plis à $\pm 40^\circ$, sous traction, une forte contrainte de cisaillement pourrait mener à des ruptures en cisaillement, pourtant aucune rupture de ce type ne s'est produite. Ce modèle d'endommagement a peut être surestimé la résistance au cisaillement du matériau. Selon les résultats numériques, l'éprouvette rompt à 20kN (soit un écart de 10% rapport à l'expérience) (Figure 3.35.b), le moment de l'apparition de la rupture par délaminage correspond à la rupture de l'éprouvette

4.4 Structure 5

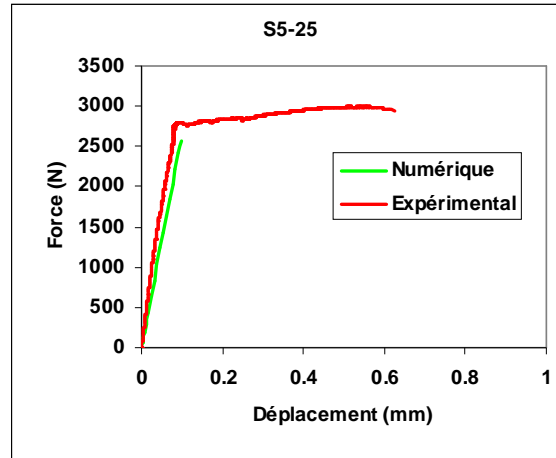


Figure 3.36 : Comparaison expérimentale – numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure S5 à 25°C

Le matériau de la structure 5 présente un comportement fortement non - linéaire lors d'une traction monotone (Figure 3.36). Ce phénomène provient du glissement entre les plis à ± 70 et 90 . Le modèle utilisé n'intégrant pas la description de ce glissement, on ne peut que simuler une rupture brusque une fois la charge maximale atteinte.

(a) à 1.7kN (Endommagement matricielle)

(b) à 2.6kN (Endommagement matricielle)

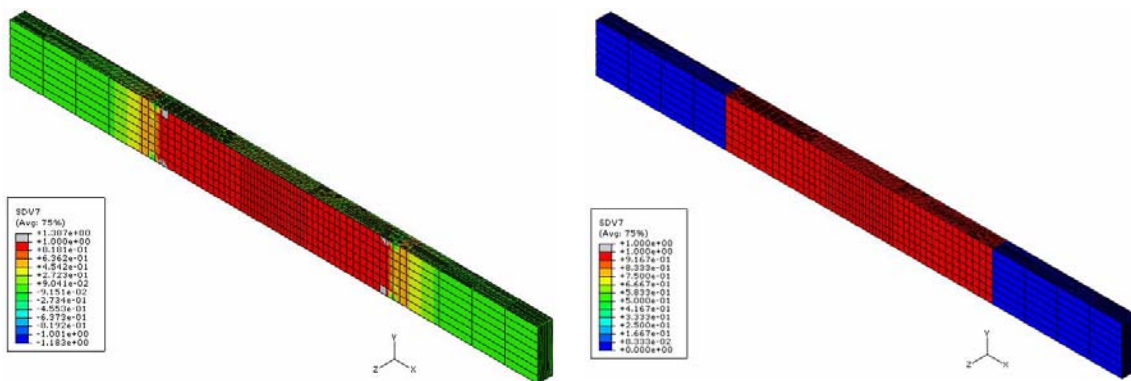


Figure 3.37 : Endommagement de l'éprouvette de structure 5 sous traction à différents niveaux de charge

Sur la structure 5, seul l'endommagement de la matrice s'active. A 1.7kN, la totalité des plis à 90 sont rompus (Figure 3.37.a). La charge est supportée par les plis à ± 70 . Il n'y a aucun endommagement de cisaillement, de délaminage ou des fibres. La rupture finale est due à la rupture de la matrice qui se propage dans la totalité de la largeur de l'éprouvette (Figure 3.37.b). Le modèle d'endommagement fournit une très bonne simulation de la rupture de la matrice dans la structure 5, si on fait abstraction de la partie de glissement observée après la charge maximale.

4.5 Bilan de la validation du modèle d'endommagement sur les cinq structures

L'étude de validation du modèle d'endommagement sur les quatre structures différentes a donné une assez bonne estimation de la capacité à prédire les différents types d'endommagement : rupture de la matrice, des fibres, par délaminage et par cisaillement. On peut diviser les cinq structures d'éprouvette (en incluant la structure 1 sur laquelle a été réalisée l'identification) en 2 groupes : le groupe 1 contient les deux structures 1 et 2 ; le groupe 2 contient les autres structures 3, 4 et 5. Pour le groupe 1, le modèle est capable de générer de multiples endommagements et donne une assez bonne estimation de la force à la rupture et une vision conforme des endommagements, ce qui est un signe de la capacité du modèle à appréhender la rupture des réservoirs. Quant au groupe 2 qui contient les structures 3, 4, 5 plus simples par rapport aux structures 1 et 2, les mécanismes d'endommagement sont moins complexes. Le modèle a montré sa capacité à prédire la rupture de la matrice par exemple dans les structures 5 et 4. Toutefois il a surestimé la rupture par délaminage dans le cas de la structure 3. Ces premiers résultats ont montré la capacité de prédiction du comportement des matériaux composites bobinés et de la rupture lors d'essais de traction simple. Cette base doit nous permettre de continuer à modéliser la tolérance aux dommages sur les éprouvettes impactées dans la partie suivante.

5 Simulation des éprouvettes impactées

Cette partie a pour objectif de modéliser la cinétique d'évolution des défauts représentatifs induits par des impacts de canon à air présentés dans le deuxième chapitre. Il s'agira dans cette partie d'identifier, comprendre, modéliser et enfin prédire les mécanismes d'évolution des défauts lors de sollicitations mécaniques. L'évolution de l'état d'endommagement sera discutée en lien avec les observations sur éprouvette. Les résultats principaux sont montrés dans les 4 sous parties correspondant aux quatre structures des éprouvettes impactées (on rappelle que les essais de choc n'ont pas pu aboutir à une configuration d'endommagement exploitable sur la structure 5).

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

Les endommagements (fissuration matricielle et délaminage) ont été générés par l'impact de choc de canon à air (voir chapitre 2). Pour appréhender leur évolution, on considère ces endommagements comme des défauts initiaux dans les éprouvettes.

La première tâche consiste à reproduire ces défauts dans la modélisation géométrique de ces éprouvettes. La philosophie de construction de la géométrie de l'endommagement suit deux directions. En se basant sur les observations (Figure 3.38.a), on propose deux configurations de la géométrie des défauts (fissurations et délaminage).

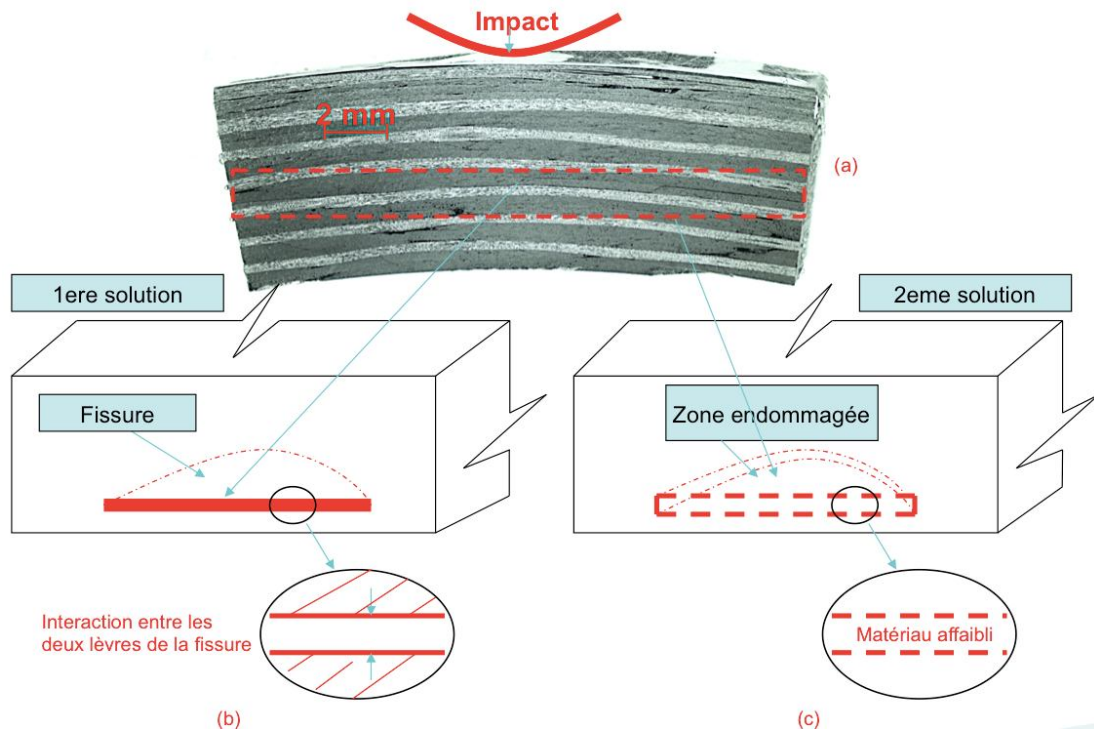


Figure 3.38 : Lien entre le schéma d'endommagement et la géométrie des défauts initiaux

- Premièrement, l'endommagement est introduit en représentant explicitement les fissures de délaminage avec leurs dimensions exactes (obtenues dans les précédents chapitres). Les conditions de contact avec frottement entre les lèvres des fissures sont aussi reproduites par (Figure 3.38.b). Ce choix de modélisation a pour l'objectif de voir l'influence des défauts, dans ce cas représenté par des fissures) sur l'évolution ultérieure de l'endommagement. Cette solution crée des zones de concentration de contrainte induites par les dommages.

- Dans une deuxième approche, les défauts initiaux sont représentés par une zone « endommagée » continue où on affecte une variable d'endommagement à valeur initiale non nulle (Figure 3.38.c). Le but est d'estimer l'influence d'une zone endommagée initiale sur l'évolution ultérieure de l'endommagement. Il est très difficile d'établir le lien variable d'endommagement et la densité de fissure, ce la constitue une variable ajustable.
- Une troisième solution combine les deux premières. On peut choisir la solution qui convient le mieux à chaque mode d'endommagement. Les délaminages par exemple ont une dimension importante et se repèrent aisément dans les micrographies des éprouvettes, ils sont donc modélisés par la solution 1. Les microfissures, par contre, sont difficiles à repérer, on ne peut que détecter une zone qui en contient. Elles sont modélisées par une zone « endommagée ». En conséquence, une zone microfissurée est sélectionnée et un matériau affaibli est appliqué (par une valeur de variable d'endommagement non nulle). La même remarque que ci-dessus s'applique. Le niveau de la dégradation du matériau se base sur la densité des microfissures présentes dans cette zone.

5.1 Structure 1

5.1.1 Géométrie des endommagements

La simulation numérique se base sur la géométrie d'une éprouvette saine présentée dans les parties précédentes (Figure 3.39.a) mais dans laquelle sont déjà intégrés des défauts initiaux. Les dimensions de la zone endommagée sont indiquées sur la coupe A - A suivante :

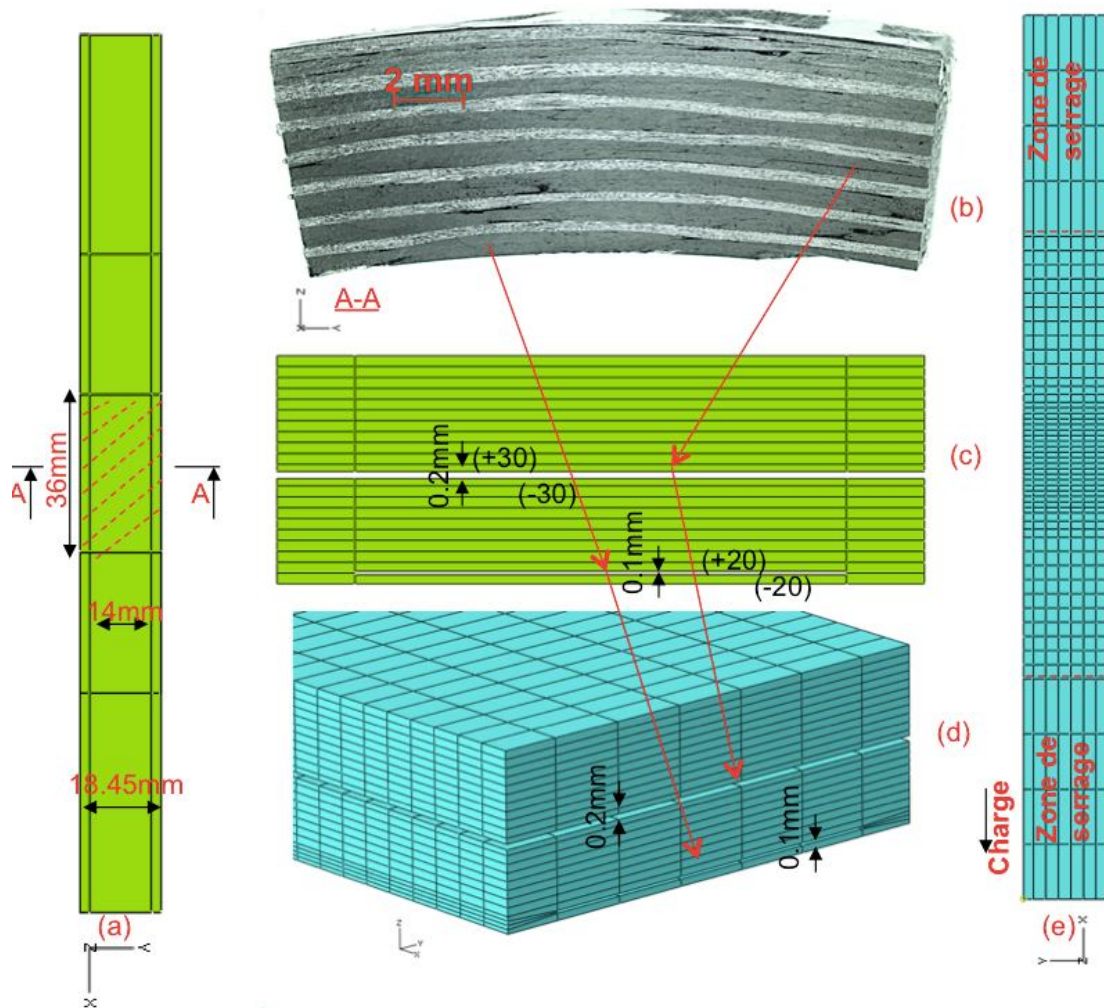


Figure 3.39 : Dimension des défauts initiaux (a), endommagement généré par choc à 15J sur les éprouvettes de la structure 1 (b) dimensions des endommagements sur la coupe A-A (c), maillage en 3D de la zone des défauts (d) et maillage de l'éprouvette complète (e)

En se basant sur les observations d'endommagement sur une coupe à 90° de l'éprouvette de la structure 1 impactée par canon à air à 15J (Figure 3.39.b), on applique la première solution de modélisation des endommagements : la géométrie des défauts de délaminage est représentée par deux fissures. La première fissure traverse toute la largeur de l'éprouvette (18.45mm), elle a une longueur de 36mm, elle est localisée dans la zone hachurée sur la (Figure 3.39.a). Elle se trouve entre les plis à $\pm 30^\circ$ avec une ouverture de 0.2mm. La deuxième fissure qui se situe entre les plis à $\pm 20^\circ$ a la même longueur que la première fissure. Sa largeur est de 14mm et son ouverture de 0.1mm (Figure 3.39.c).

La modélisation est exécutée via le logiciel ABAQUS. Les éléments utilisés sont de type C3D8 (hexaèdre à 8 nœuds). Le maillage autour des défauts est plus dense que dans les autres parties de l'éprouvette (Figure 3.39.d). On dispose 22 éléments sur une longueur de 25mm dans la direction de chargement et un élément par pli dans l'épaisseur de l'éprouvette. Une des extrémités est encastree (elle représente la partie bloquée par le mors) et l'autre se déplace dans le sens de la longueur de l'éprouvette (Figure 3.39.e).

5.1.2 Résultats

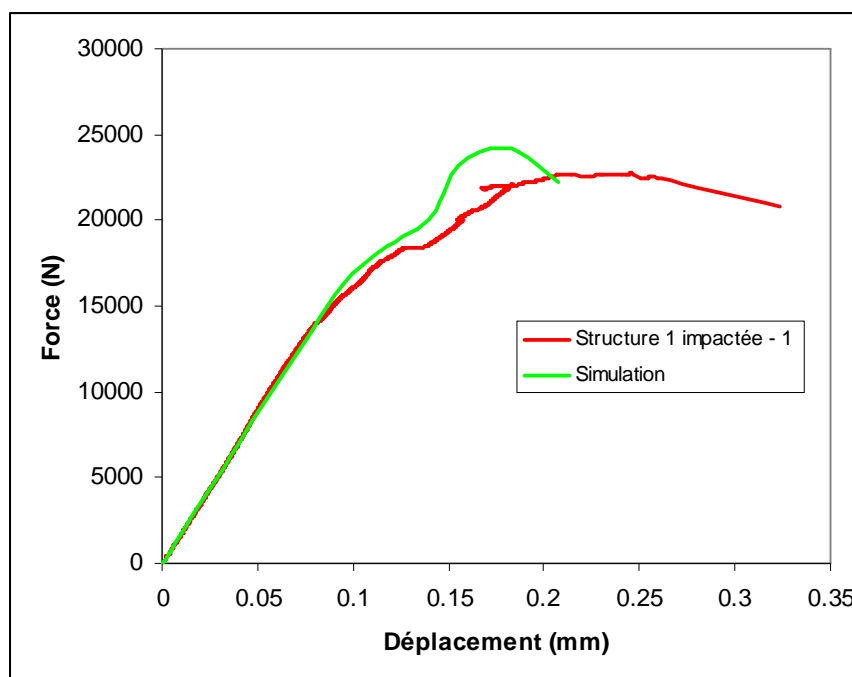
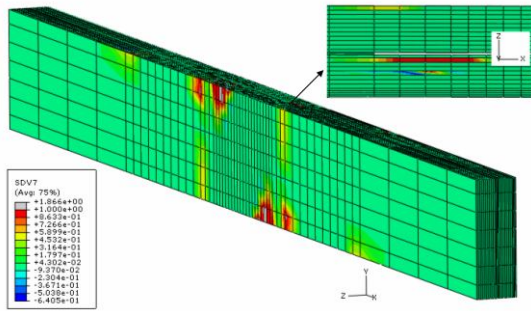


Figure 3.40 : Comparaison expérimental (Structure 1 impactée -1) - numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 1 impactée à 25°C

La Figure 3.40 présente la comparaison de la simulation de la traction simple d'une éprouvette de la structure 1 impactée à 15J avec les données expérimentales (Figure 2.12). On constate que les deux courbes sont superposées au début du chargement jusqu'à 14kN. Sur cet intervalle, les deux éprouvettes ont un comportement globalement linéaire, on ne voit pas d'endommagement. Au delà de 14kN, la matrice s'endommage, ce qui modifie légèrement la pente de la courbe. On observe sur la Figure 3.41 l'apparition de l'endommagement matriciel autour des défauts qui s'étend dans le sens de chargement. On retrouve sur la Figure 3.41, à 23kN, la rupture par délaminage qui commence dans les plis contenant des défauts et se prolonge dans toute l'épaisseur du pli. Selon les résultats numériques, l'éprouvette rompt à 24.2kN (soit un écart de 5% par rapport à la valeur

expérimentale) dès que la rupture par délaminage est atteinte. La courbe numérique présente une rupture plus brusque que celle constatée expérimentalement, en raison d'un fort endommagement matriciel prévu par la simulation. La raison est que la zone de la rupture de la matrice dans l'essai expérimental est plus importante que la simulation.

A 14kN (Rupture de la matrice)



A 23kN (Rupture par délaminage)

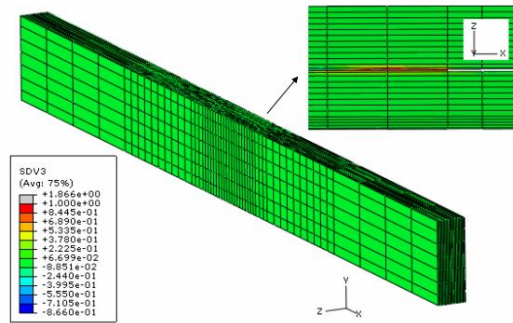


Figure 3.41 : Endommagement de la structure 1 impactée à différents niveaux de charge

5.2 Structure 2

5.2.1 Géométrie de l'endommagement

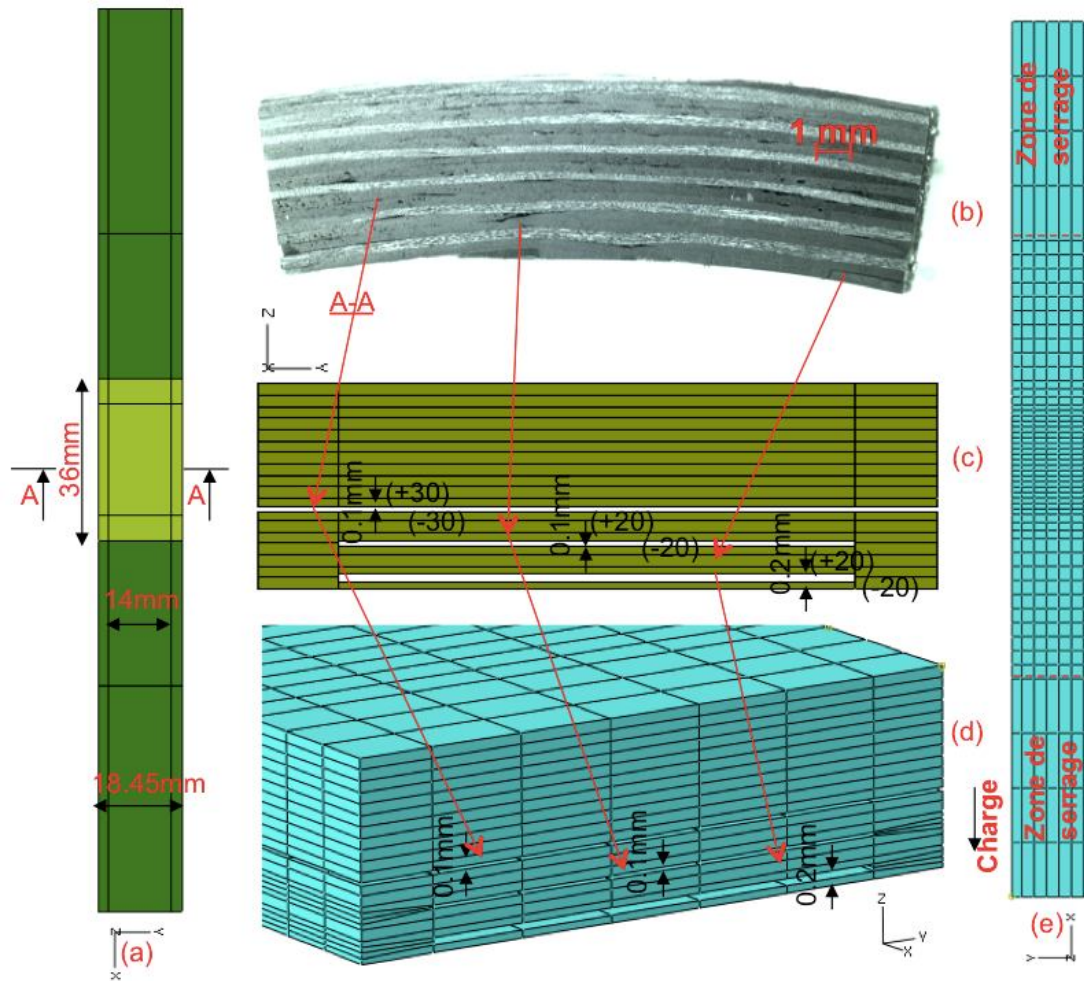


Figure 3.42 : Dimension des défauts initiaux (a), endommagement généré par choc à 15J sur les éprouvettes de la structure 2 (b) dimensions des endommagements sur la coupe A-A (c), maillage en 3D de la zone des défauts (d) et maillage de l'éprouvette complète (e)

Le modèle EF de l'éprouvette impactée de la structure 2 se base sur celui de l'éprouvette saine dans lequel ont été intégrés les défauts initiaux au sein de l'éprouvette (Figure 3.42.a), conformément aux observations micrographiques. Sur la Figure 3.42.b constate que la configuration d'endommagement contient de multiples défauts : fissurations visibles à l'œil nu, délaminage et microfissures à plus petite échelle. On applique à cet échantillon la solution combinée de la modélisation de l'endommagement, à savoir une représentation explicite des plus gros défauts et une zone affaiblie à l'endroit où on constate une forte densité de microfissures. Concrètement, les délaminages sont représentés par trois fissures (une entre les plis à $\pm 30^\circ$, de 0.1mm d'épaisseur et deux autres entre les plis à $\pm 20^\circ$, d'épaisseur 0.1mm et 0.2mm). La fissure entre les plis à $\pm 30^\circ$ traverse la largeur de l'éprouvette, elle a une longueur de 36mm. Les deux fissures entre les plis à

$\pm 20^\circ$ ont la même longueur de 36 mm et la même largeur de 14 mm (Figure 3.42.a et c). On observe que les microfissures se trouvent distribuées régulièrement dans la zone située au dessous de l'impact (dans toute l'épaisseur de l'éprouvette), limitée par un rectangle de $36 \times 18.45 \text{ mm}^2$ de surface (zone en vert clair sur la Figure 3.42.a). Dans cette zone, on applique les propriétés d'un matériau dont la rigidité à chaque instant est diminuée de 80% par rapport à la valeur correspondante au matériau non endommagé. Cet abattement n'est cependant pas appliqué dans la direction des fibres, la microfissuration de la matrice n'affectant pas leur rigidité. La valeur de 80% est choisie de manière arbitraire. Toutefois plusieurs simulations conduisent à retenir cette valeur. Il est clair que cela constitue une variable d'ajustement. Il faudrait dans le modèle relier la densité de fissure à la perte de rigidité pour que le modèle soit prédictif.

La modélisation EF (Figure 3.42.d et e) est effectuée avec les mêmes paramètres (éléments, densité de maillage, conditions aux limites,...) que ceux mis en place sur la Figure 3.39.

5.2.2 Résultats

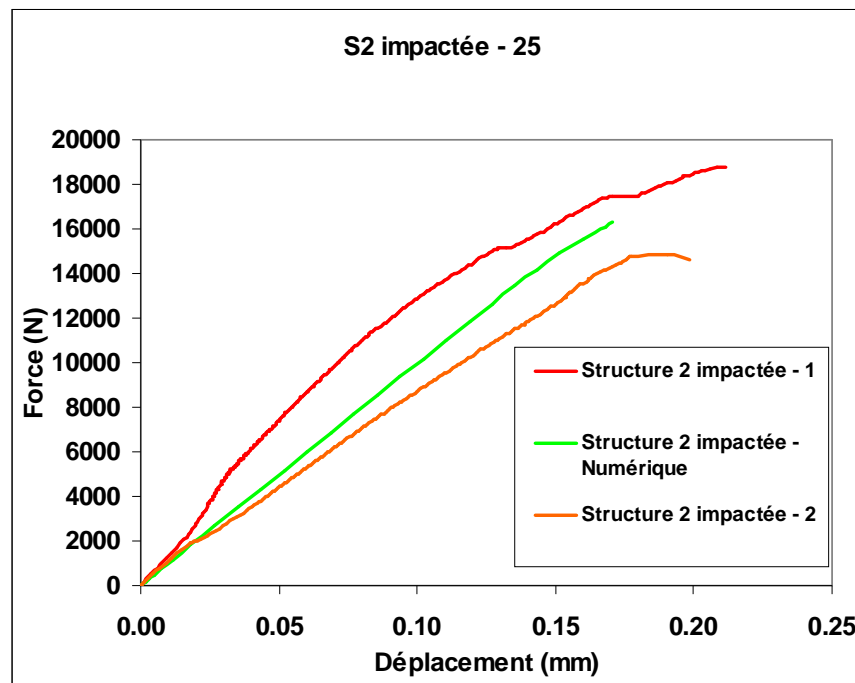


Figure 3.43 : Comparaison expérimental - numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 2 impactée à 25°C

A 14.2kN (Endommagement matriciel)

A 16.2 kN (Endommagement par délaminage)

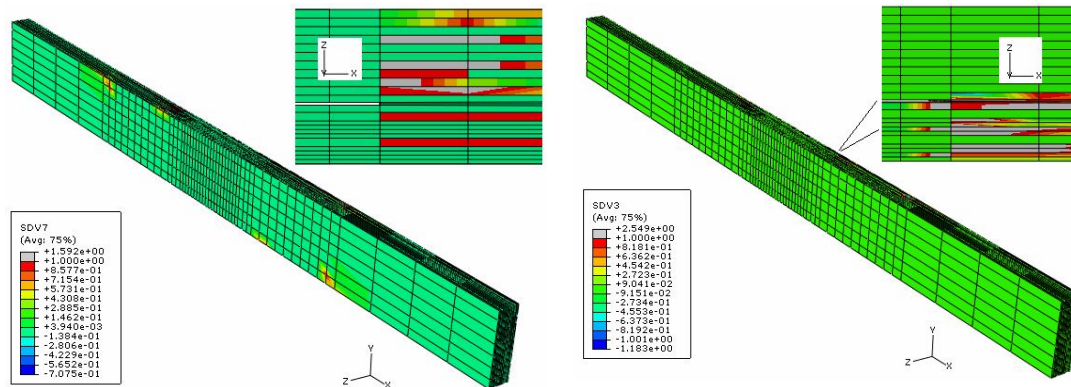


Figure 3.44 : Endommagement de la structure 2 impactée à différents niveaux de charge

On constate que la simulation donne une assez bonne concordance entre les résultats numérique et ceux expérimentaux (Figure 3.43). La courbe Force – Déplacement numérique a une pente initiale et une valeur à rupture situées entre les valeurs obtenues lors des deux essais (Figure 2.44 du chapitre 2). L'éprouvette simulée rompt à 16.2kN (soit $\pm 12\%$ d'écart par rapport à la moyenne des essais). Au début du chargement, l'éprouvette simulée se comporte quasi - linéairement. A 14.2kN, on observe l'apparition de l'endommagement matriciel qui se concentre autour des défauts. Cet endommagement commence toujours dans les plis à 90° , près de la face impactée de l'éprouvette, et dans la zone frontière du matériau endommagé, ce qui génère un léger changement de la pente de la courbe Force – Déplacement (Figure 3.44). A 16.2kN, les ruptures par délaminage apparaissent dans les plis à $\pm 30^\circ$ et à $\pm 20^\circ$ près de la surface non – impactée de l'éprouvette, ce qui provoque la rupture totale de l'éprouvette.

5.3 Structure 3

5.3.1 Géométrie des endommagements

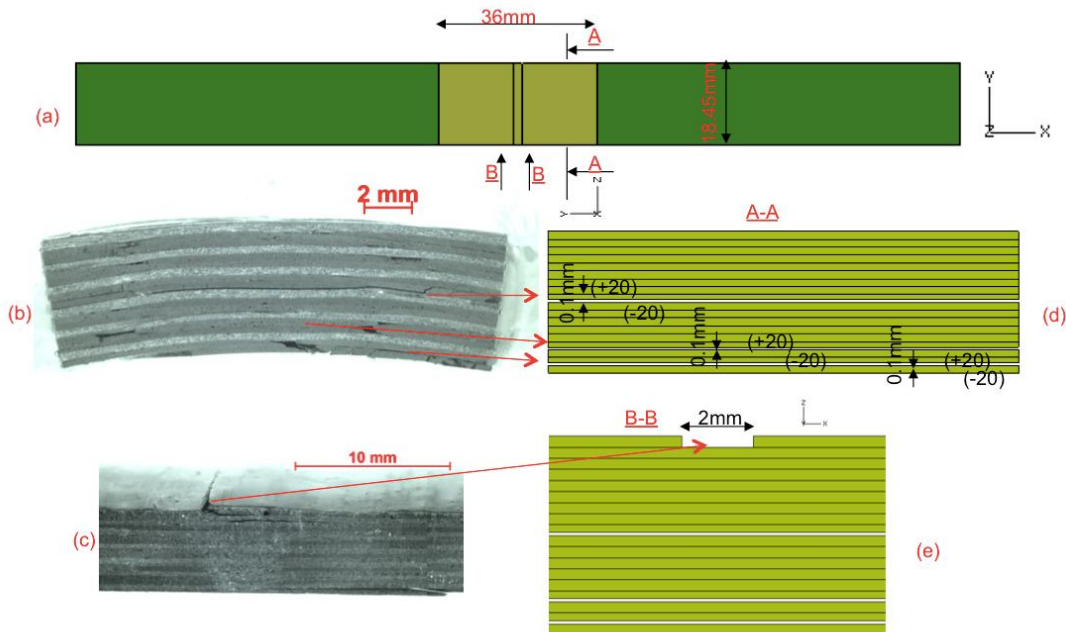


Figure 3.45 : Dimension des défauts initiaux (a), endommagement généré par choc à 19J sur une coupe de l'éprouvette de la structure 3 (b), sur le bord d'éprouvette (c), dimensions des endommagements modélisés sur la coupe à 90° (A-A) (d), sur le bord d'éprouvette (e)

Le modèle EF de l'éprouvette impactée de la structure 3 se base sur celui de l'éprouvette saine dans lequel ont été intégrés les défauts initiaux au sein de l'éprouvette (Figure 3.45.a), conformément aux observations micrographiques. Sur la Figure 3.45.b, on constate que la configuration d'endommagement contient de multiples défauts : fissuration visible à l'œil nu, délaminage et microfissures à plus petite échelle. On applique à cet échantillon la solution combinée de la modélisation de l'endommagement, à savoir une représentation explicite des plus gros défauts et une zone affaiblie à l'endroit où on constate une forte densité de microfissures. Concrètement, les délaminages sont représentés par des trois fissures de même ouverture (0.1mm) qui se trouvent entre les plis à ± 30 et ± 20 . Ces fissures qui traversent la largeur de l'éprouvette (18.45mm) ont une longueur de 36mm dans le sens du chargement. Une zone endommagée de $36 \times 18.45 \text{ mm}^2$ a été mise en place au milieu d'éprouvette pour représenter la microfissuration diffuse. Dans cette zone, on applique les propriétés d'un matériau dont la rigidité à chaque instant est diminuée de 50% par rapport à la valeur correspondant au matériau non endommagé. Cet abattement n'est cependant pas

appliqué dans la direction des fibres, la microfissuration de la matrice n'affectant pas leur rigidité. On peut faire la même remarque que précédent. Toutefois, la valeur de 50% est concordance avec la situation précédente car dans cette éprouvette la densité de fissure est moins importante.

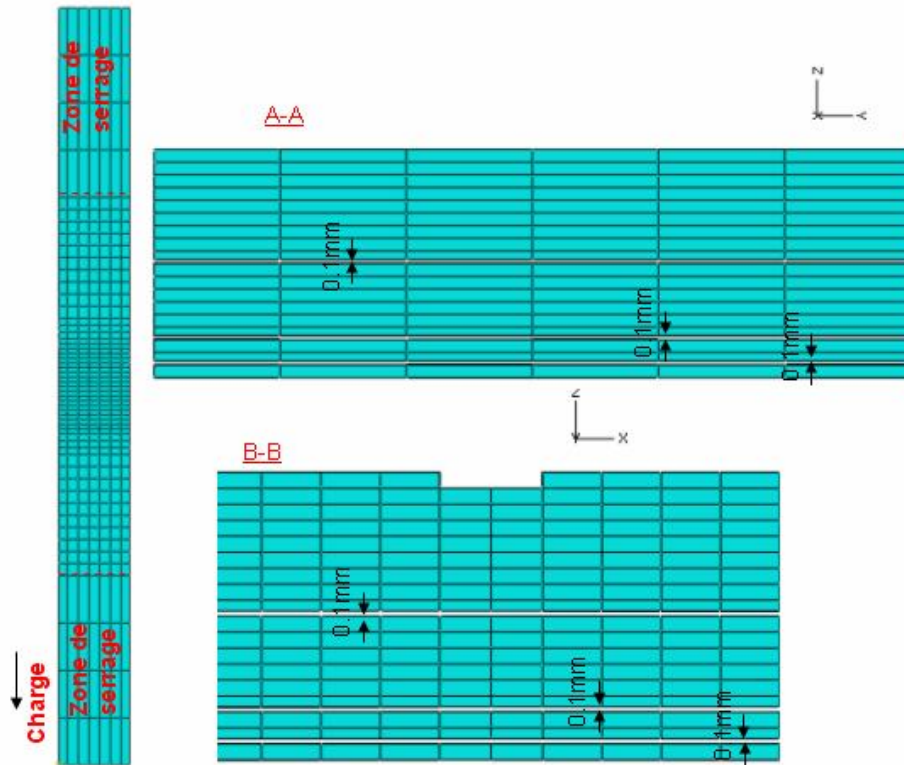


Figure 3.46 : Maillage en 3D de l'éprouvette structure 3 impactée, suivant les sections A-A et B-B

La modélisation EF (Figure 3.46) est effectuée avec les mêmes paramètres (éléments, densité de maillage, conditions aux limites,...) que ceux mis en place sur la Figure 3.39.

5.3.2 Résultats

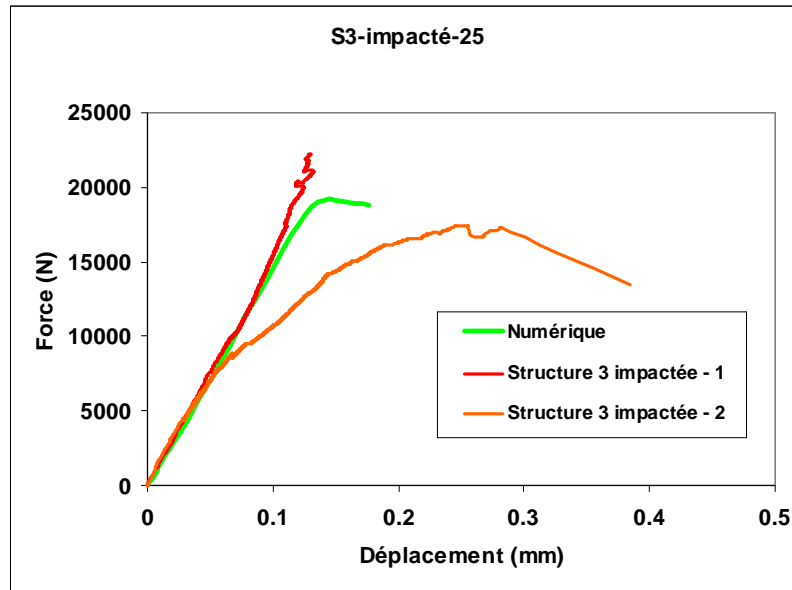


Figure 3.47 : Comparaison expérimental - numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 3 impactée à 25°C

A 18.7kN (endommagement matriciel)

A 18.7kN (endommagement par délaminage)

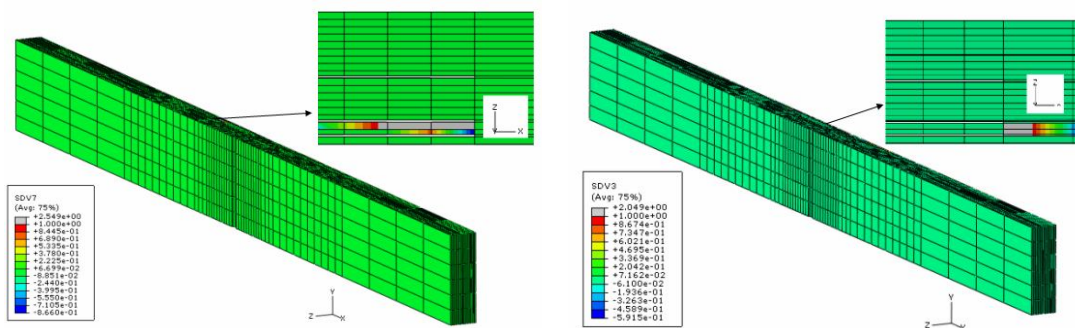


Figure 3.48 : Endommagement de la structure 3 impactée

Sur la Figure 3.47, la courbe Force – Déplacement de la simulation de la structure 3 présente une assez bonne concordance avec les résultats expérimentaux, surtout dans le cas « Structure 3 impactée -1 », ces deux éprouvettes se comportent quasi – linéairement avant atteindre la rupture à

22kN (expérimental) et à 18.7 kN (numérique simulation), indiquant ainsi la faible présence d'endommagement matriciel. L'endommagement matriciel et le délaminage apparaissent presque en même temps, ce qui entraîne la rupture brutale de l'éprouvette. Tous ces endommagements commencent à évoluer à partir des défauts initiaux et se propagent suivant les plis dans le sens de chargement. Il est à noter cependant que les essais sur la Structure 3 ont mis en évidence une forte dispersion des résultats. La modélisation proposée est capable de simuler correctement le comportement des éprouvettes dont la rupture est brutale. En revanche, elle échoue à reproduire les ruptures plus progressives (cas de l'éprouvette « Structure 3 impactée – 2 »).

5.4 Structure 4

5.4.1 Géométrie de l'endommagement

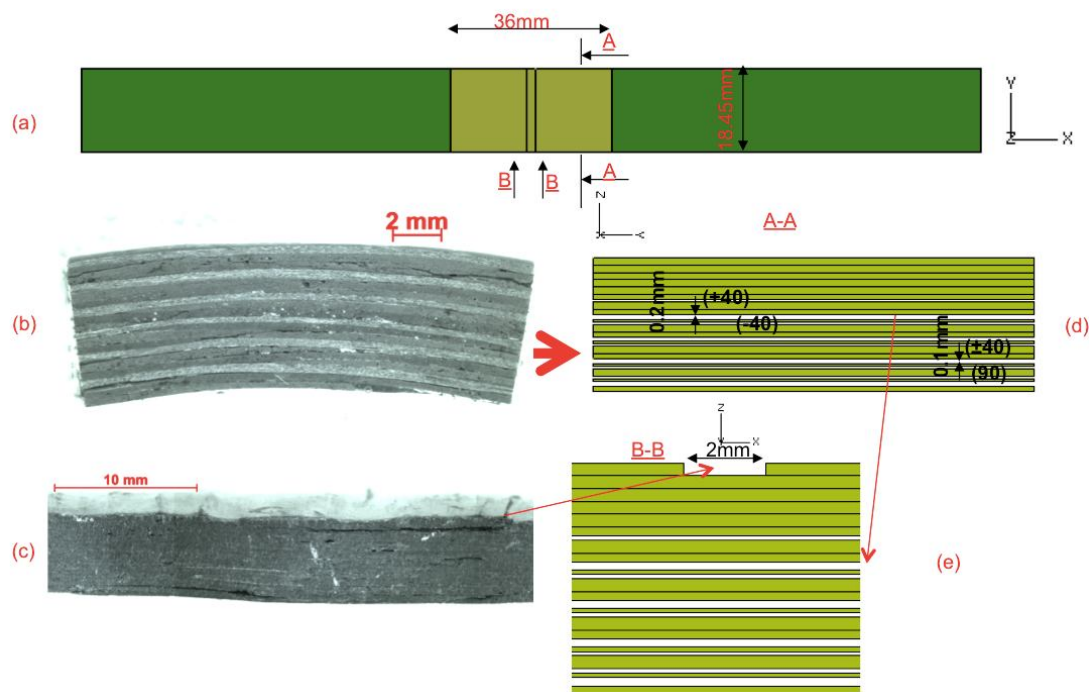


Figure 3.49 : Dimension des défauts initiaux (a), schéma d'endommagement généré par choc à 18J sur une coupe de l'éprouvette de la structure 4 (b), sur le bord d'éprouvette (c), dimensions des endommagements modélisés sur la coupe à 90° (A-A) (d), sur le bord d'éprouvette (e)

Les endommagements générés par choc de canon à air à 18J sur le matériau composite sont très nombreux, comprenant de multiples délaminages, des fissurations matricielles et des microfissures. On propose donc d'utiliser la troisième solution pour modéliser les endommagements. Les délaminages sont représentés par neuf fissures situées près de la face non – impacté (Figure 3.49.d).

Toutes ces fissures traversent la largeur de l'éprouvette, celles qui se situent entre les plis à $\pm 40^\circ$ ont une ouverture de 0.2mm (0.1 mm pour celles qui se trouvent entre les plis à 40° et 90°). Sur la Figure 3.49.c d'une vue sur le bord d'éprouvette, on observe une très grande fissure matricielle des plis à 90° , ce qui est représenté par une fissure de 2mm d'ouverture dans les plis à 90° de la face impactée de l'éprouvette.

Les microfissures sont représentées, quant à elles, par une zone affaiblie de $36 \times 18.45 \text{ mm}^2$ (zone en vert clair sur la Figure 3.49.a) qui se prolonge dans toute l'épaisseur de l'éprouvette. Dans cette zone, on applique les propriétés d'un matériau dont la rigidité à chaque instant est diminuée de 80% par rapport à la valeur correspondant au matériau non endommagé. Cet abattement n'est cependant pas appliqué dans la direction des fibres, la microfissuration de la matrice n'affectant pas leur rigidité. La même remarque que précédent s'applique. Toutefois, la valeur de 80% est concordance avec la situation de la structure 2, elles ont la même densité de fissure. Il y a un lien que nous devons dans le futur établir entre densité de fissure et variable d'endommagement.

La modélisation EF (Figure 3.50) est effectuée avec les mêmes paramètres (éléments, densité de maillage, conditions aux limites...) que ceux mis en place sur la Figure 3.39.

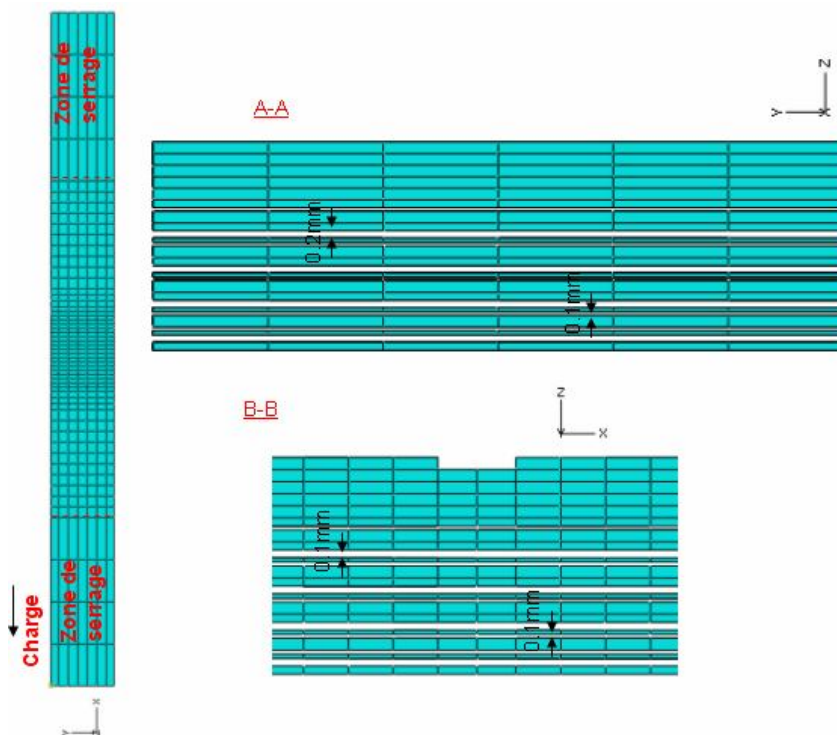


Figure 3.50 : Maillage en 3D de l'éprouvette structure 4 impactée, suivant les sections A-A et B-B

5.4.2 Résultats

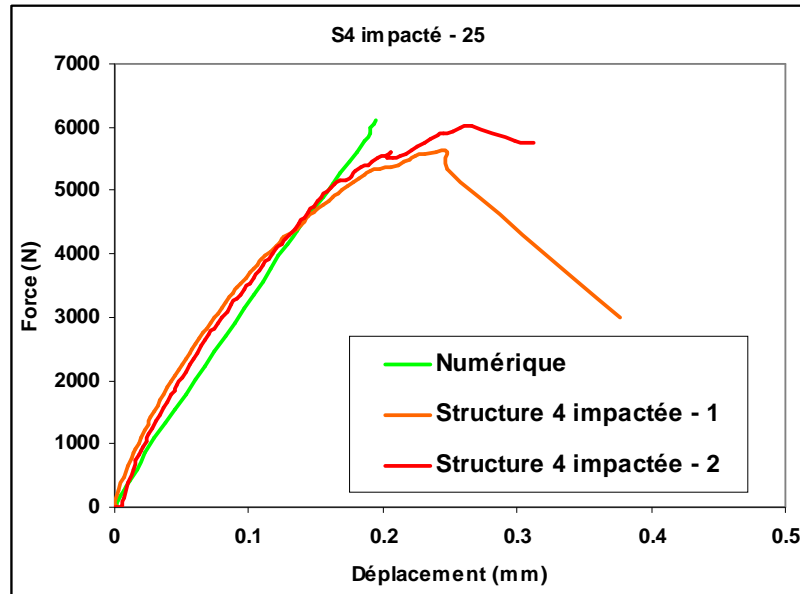


Figure 3.51 : Comparaison expérimentale et numérique de la courbe Force – Déplacement de la structure 4 impactée à 25°C

A 3.6kN (Endommagement matriciel)

A 6kN (Endommagement par délaminage)

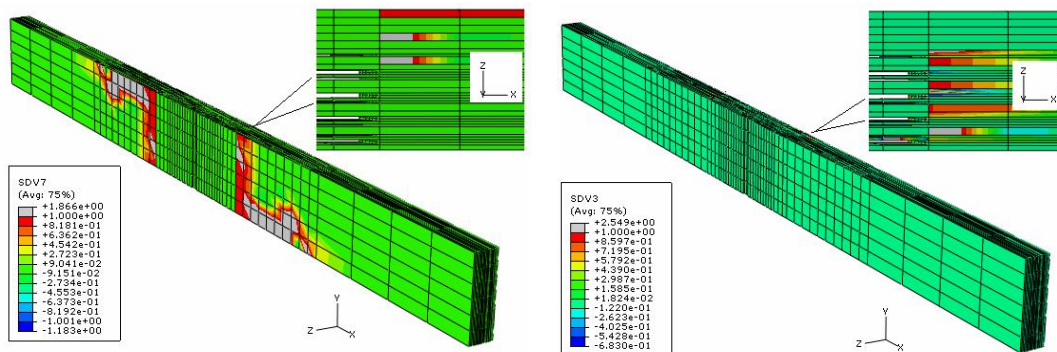


Figure 3.52 : Endommagement de la structure 4 impactée à différents niveaux de charge

La Figure 3.51 présente une assez bonne concordance de la courbe Force – Déplacement simulée avec l'expérience. La valeur numérique de la rupture de l'éprouvette est de 6kN (soit 8% d'écart par rapport à la valeur expérimentale la plus basse). On constate que l'éprouvette simulée se

comporte plus linéairement que dans le cas expérimental. On note également une valeur de la force à rupture relativement faible. La raison provient du fait que dans le modèle EF les plis à $\pm 40^\circ$ sont fortement dégradés par la présence des fissures insérées dans la géométrie. En conséquence, le comportement de l'éprouvette est piloté par les plis à 90° très fragiles. A 3.6kN, on observe que la rupture de la matrice apparaît à proximité des défauts (fissures et zone endommagée) et se propage dans le sens de chargement, ce qui provoque un léger changement de la pente de la courbe Force – Déplacement (Figure 3.52). A 6kN, au moment de la rupture totale de l'éprouvette, l'endommagement par délaminage apparaît dans les plis à $\pm 40^\circ$ autour des défauts, et se propage dans la totalité de l'épaisseur (Figure 3.52).

5.5 Bilan de la simulation des éprouvettes impactées

Les simulations des éprouvettes impactées présentent une concordance assez satisfaisante avec l'expérience. La variabilité de configuration des endommagements générés sur différentes structures impactées à différents niveaux d'énergies constitue la plus grosse difficulté de ce travail. En s'appuyant sur les observations micrographiques, on propose deux méthodologies de représentation des endommagements. La première représente explicitement les fissures de délaminage avec leurs dimensions exactes. La deuxième substitue les défauts initiaux par une zone « endommagée » continue à laquelle on affecte une variable d'endommagement à valeur initiale non nulle. Une troisième combine les deux solutions pour modéliser les configurations d'endommagement plus complexes.

Les résultats numériques ont montré la capacité à prédire l'évolution des défauts lors des essais de traction sur les quatre structures 1, 2, 3 et 4. La forte dispersion des endommagements générés par choc dans les structures 1 et 2 se traduit par une variabilité du comportement de l'éprouvette en traction. On se place dans le cas expérimental le plus nocif pour comparer avec la simulation. Pour la structure 1, les résultats numériques confrontés à l'expérience donnent une très bonne conformité de la simulation. Pour la structure 2, le résultat numérique approche la valeur moyenne de deux courbes expérimentales avec un écart maximal de 11% sur la valeur de la force à rupture de l'éprouvette. Les endommagements générés par impact sur les structures 3 et 4 sont également reproduits de manière satisfaisante.

En général, le modèle d'endommagement a montré sa capacité à reproduire le comportement du matériau composite. Tout d'abord les paramètres du modèle ont été identifiés sur la structure 1, la structure la plus proche du réservoir. Le modèle a été validé dans sur les quatre autres structures en état sain : le comportement du matériau en état sain a été reproduit, les résultats expérimentaux

Chapitre 3 : Simulation des endommagements sur éprouvette

montrent une concordance satisfaisante avec l'expérience. En ce qui concerne la tolérance aux dommages, la stratégie de représentation des défauts permet de retrouver de manière quantitative les abattements de rigidité et de force à rupture mesurés sur les échantillons avec une variable d'ajustement qui correspond à l'endommagement des zones microfissurées. Dans la suite, cette stratégie de modélisation sera confrontée au cas du réservoir, le but étant d'estimer les propriétés résiduelles de la structure impactée.

Chapitre 4 : Modélisation d'un réservoir

1 Introduction

Dans ce chapitre seront présentés les modèles numériques de la structure du réservoir de 2.5L dans les deux cas sain et impacté. L'objectif est de modéliser le comportement du réservoir en condition réelle à température ambiante (25°C) et d'estimer la tolérance aux dommages induits par impact. Le comportement de ce réservoir dans sa configuration de référence va être simulé par la méthode des éléments finis à l'aide du logiciel ABAQUS.

La modélisation de l'évolution des dommages induits par impact se fait par une approche de type endommagement/propagation/rupture. Le comportement élastique – endommageable du matériau est identifié à partir des données issues de la thèse de Gentilleau (Gentilleau, 2012) et recalées sur les tests sur éprouvettes saines (ces essais sont présentés dans le chapitre 2). Les modèles d'endommagement ont été quant à eux détaillés dans le chapitre 3.

Ce dernier chapitre présente le modèle éléments finis (géométrie, conditions aux limites, chargement,...) du réservoir et l'introduction des endommagements (délaminage, fissure...). La structure d'empilement du matériau composite et la configuration de l'endommagement généré par impact ont été présentées dans le chapitre 1. Ce modèle géométrique permettra de simuler l'évolution des défauts créés par impact et d'estimer une tenue résiduelle en fonction des paramètres du choc.

2 Géométrie

Les réservoirs de type IV se composent de trois parties : une coque en composite carbone – époxy à l'extérieur assurant la tenue mécanique de la structure, un liner en polymère pour l'étanchéité et une embase en acier permettant l'échange d'hydrogène.

L'architecture des réservoirs 2.5L fabriqués par CAQ est détaillée dans le Tableau 1.1 du chapitre 1. L'épaisseur moyenne de composite dans la virole est de 13.2 mm. La structure est constituée de multiples entrecroisements de fibres dont la direction par rapport à l'axe du réservoir varie entre 20° et 90°. Une optimisation de la séquence d'empilement permet d'assurer un mode d'éclatement dit « sain », c'est-à-dire une ouverture de la virole et un déplacement des embases vers l'intérieur du réservoir.

La Figure 4-1 indique les dimensions du liner et de l'embase modélisée. Pour des raisons de symétrie et pour diminuer les temps de calcul, seule la moitié de la structure est modélisée.

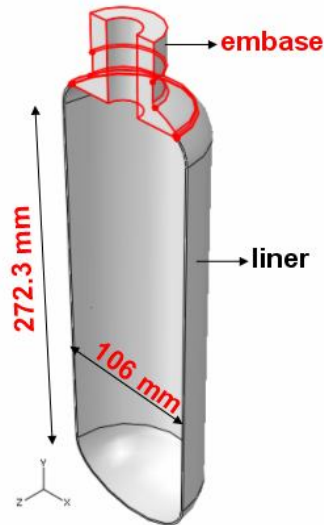


Figure 4-1 : Section transversale et image en 3D du liner et de l'embase

2.1 Réservoir sain

On suppose un contact parfait entre le polymère du liner et l'acier des embases. La structure de la coque composite du réservoir a été générée par le plug-in Wound Composite Modeler d'Abaqus. En se basant sur la géométrie du liner, ce module crée des empilements successifs avec une gestion de la direction des fibres et des épaisseurs des couches. Cet outil d'Abaqus nous permet de construire l'allure de la section transversale du composite (Figure 4-2)

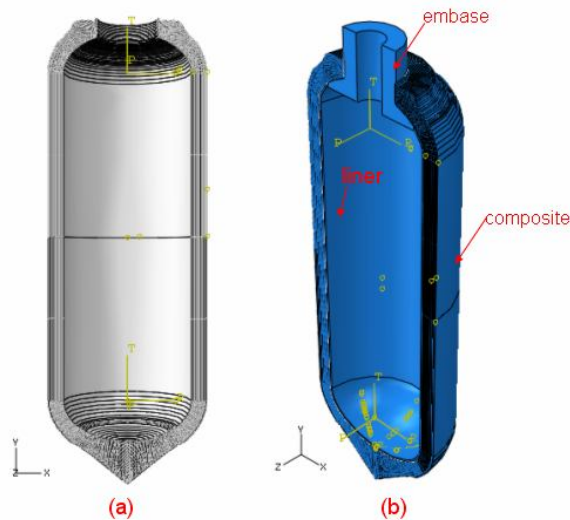


Figure 4-2 : Section transversale (a) de la coque en composite et représentation en 3D de la moitié du réservoir en état sain (b)

Les deux pièces (liner et coque composite) sont assemblées à l'aide de la fonction « tie » permettant une continuité des déplacements à l'interface de ces deux pièces (liaison liner – composite parfaite). Cette option permet de réaliser un maillage non cohérent des deux pièces. La géométrie obtenue est présentée sur la Figure 4-2.

2.2 Réservoir impacté

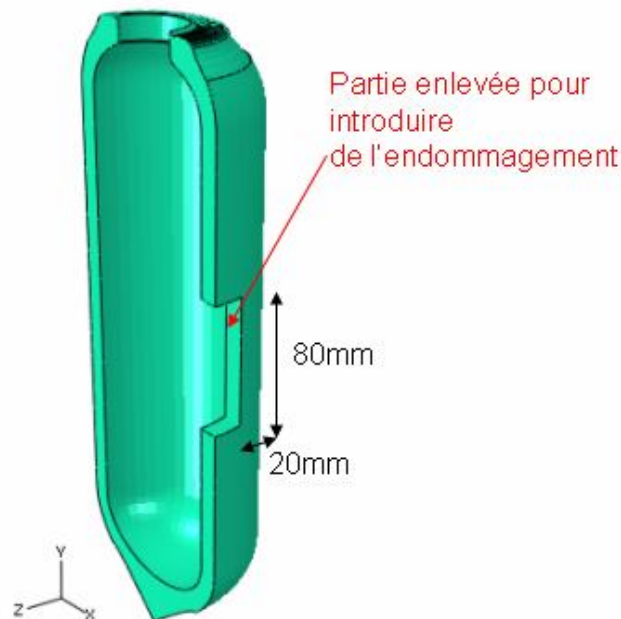


Figure 4-3 : Représentation 3D d'un réservoir impacté

Afin d'introduire l'endommagement généré par impact, on crée une partition destinée à contenir les défauts : on enlève une partie parallélépipédique du composite d'une aire extérieure de 80 mm x 20 mm et d'épaisseur 13.2 mm (épaisseur du composite) pour y introduire une autre partie. Cette partie sera construite indépendamment et sera maillée d'une manière plus dense que le reste de la structure. Elle est liée par une fonction TIE

- Philosophie de conception

Dans la suite, on considèrera deux manières différentes d'introduire l'endommagement conformément aux stratégies de conception présentées dans le chapitre 3. En se basant sur la caractérisation de l'endommagement présentée dans le premier chapitre et rappelée ici sur la Figure 4-4, on propose d'introduire deux défauts correspondant aux délaminages observés.

Chapitre 4 : Modélisation d'un réservoir

Dans un premier cas, l'endommagement est décrit explicitement par des décohésions dont les dimensions approchent celles relevées sur les micrographies. Cette conception est représentée sur la figure suivante :

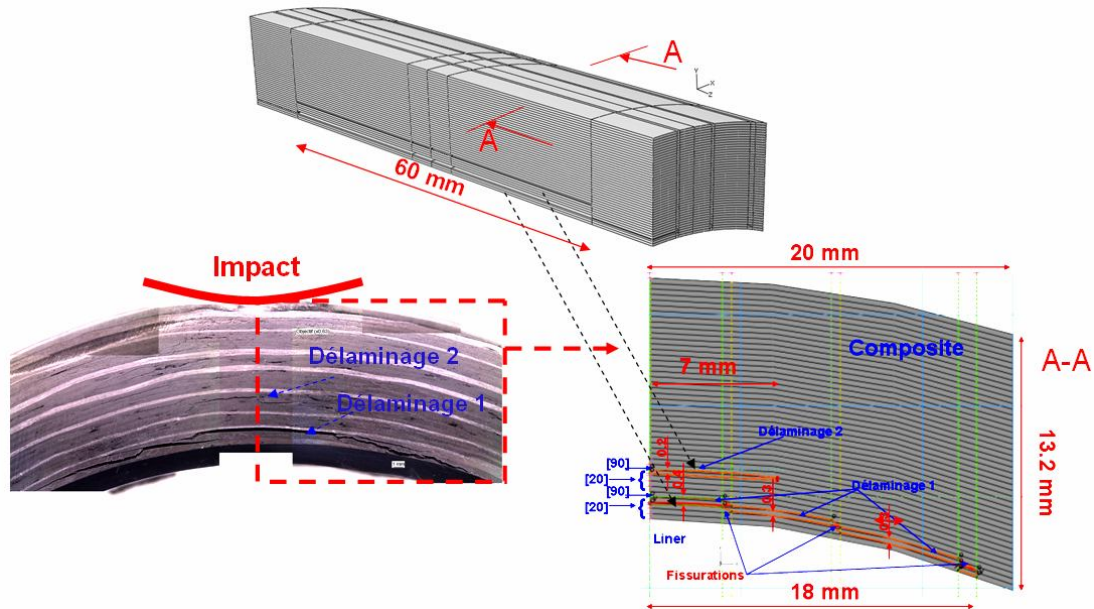


Figure 4-4 : Modélisation des endommagements observés sur le réservoir impacté à 200J

Les endommagements sont représentés par de grandes fissures (Figure 4-4) (délaminage 1 et 2). Le « délaminage 2 » est situé dans la partie inférieure de la 3^{ème} couche circonférentielle, en partant du liner. Cette fissure a une ouverture de 0.2mm. Le « délaminage 2 », plus long que la fissure 1, suit les plis à $\pm 20^\circ$ et se termine sur le liner. L'ouverture maximale de cette fissure est de 0.4mm et diminue à 0.3 mm en passant entre les plis à $\pm 20^\circ$ près du liner. Des conditions de contact avec frottement entre les lèvres des fissures sont aussi introduites. Cette stratégie de représentation de l'endommagement a pour objectif de voir l'influence des défauts (dans ce cas, représenté par des fissures) sur le comportement ultérieur de la structure. Cette solution nous permet de créer des zones concentrant les contraintes. Suite à l'observation d'un réservoir impacté par micrographie (Figure 1.1 du chapitre 1), on décrit approximativement la configuration des endommagements générés par impact dans le plan perpendiculaire au sens de l'impact. Les deux fissures suivent la courbure de l'empilement sous forme des deux rectangles qui ont la même longueur de 60 mm sur le long de la génératrice du réservoir.

Dans une deuxième approche, les défauts initiaux sont représentés par une zone « endommagée » continue à laquelle on a affecté une variable d'endommagement à valeur initiale non - nulle. Le but

est d'estimer l'influence d'une zone endommagée « diffuse » sur le comportement de la structure. Cette conception est représentée par la figure suivante :

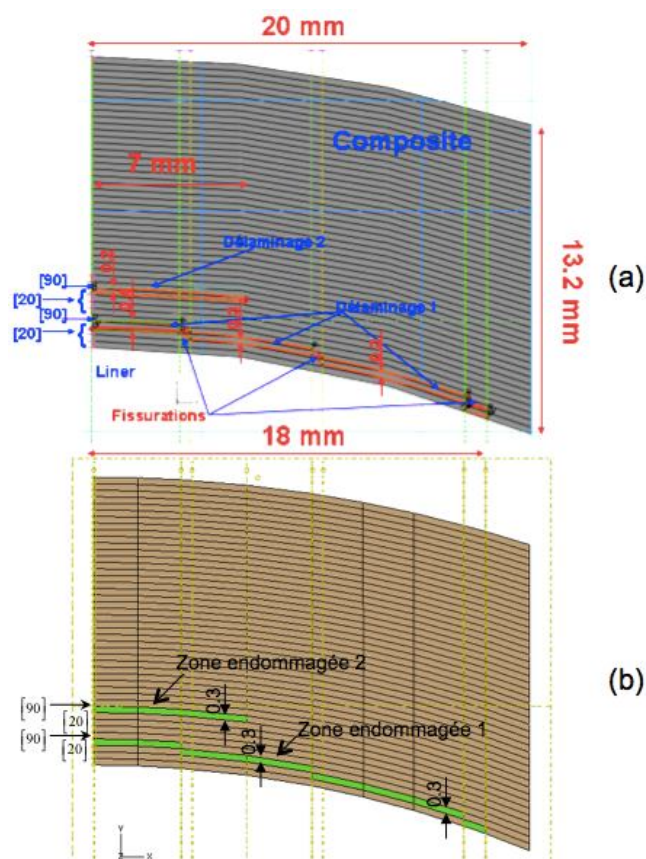


Figure 4-5 : Lien entre les géométries des endommagements de type « fissure » (a) et les zones endommagées « diffuses » (b)

La Figure 4-5 présente les zones endommagées diffuses (en vert) épousant la géométrie des endommagements décrits par la première approche. Dans cette zone, on applique les propriétés d'un matériau dont la rigidité à chaque instant est diminuée de 50% par rapport à la valeur correspondant au matériau non endommagé. Cet abattement n'est cependant pas appliqué dans la direction des fibres, la microfissuration de la matrice n'affectant pas leur rigidité. Comme dans le chapitre précédent, cette valeur possède un caractère arbitraire.

Cette méthode d'introduction des endommagements (partition insérée dans le réservoir) permet de conserver un maillage unique pour le reste de la structure : la modification du maillage autour des défauts (en fonction des observations obtenues sur éprouvettes) n'influence pas le reste du maillage.

3 Maillage

3.1 Réservoir sain

Le liner et les embases sont maillés avec des éléments plus grossiers que ceux du matériau composite (Figure 4-6). Le maillage de l'ensemble du liner et de l'embase du réservoir ne diffère pas, que le réservoir contienne ou pas d'endommagement. On utilise 75126 éléments linéaires volumiques dont 13590 éléments de type C3D8 hexaédriques, 61536 éléments de type C3D6 prismatiques à base triangulaire (75 éléments le long de la génératrice du liner).

Pour le réservoir sain, l'enveloppe en composite est composée de 105434 éléments C3D8 avec 44 éléments dans l'épaisseur de 13.2mm.

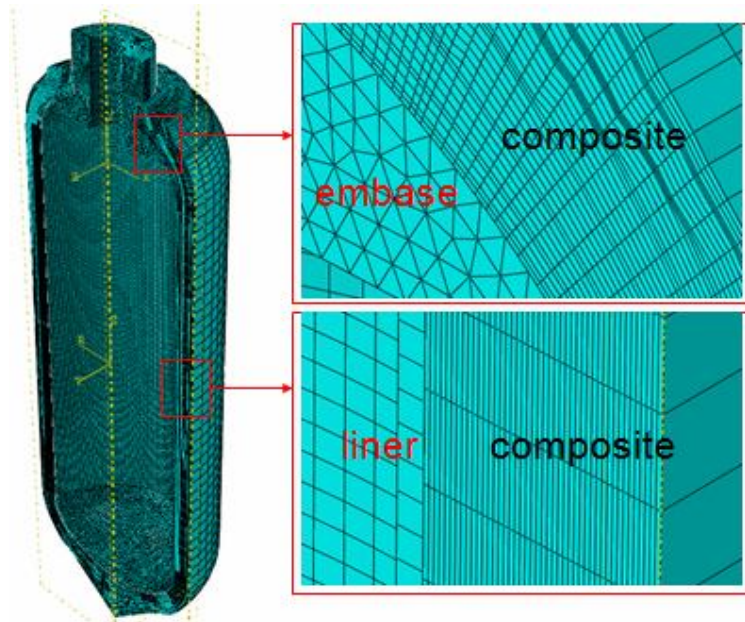


Figure 4-6: Différence de tailles de maille entre le liner, l'embase et le composite (réservoir sain)

3.2 Réservoir impacté

3.2.1 Option « Représentation explicite des fissures »

Dans le cas du réservoir impacté, on applique un maillage plus dense dans la partie du composite autour des défauts. On utilise 253585 éléments de type C3D8 et C3D6 pour l'ensemble de l'enveloppe du composite. On optimise ainsi le maillage de la structure en augmentant le nombre d'éléments dans la seule zone contenant les défauts, dans la perspective de minimiser le temps de

Chapitre 4 : Modélisation d'un réservoir

calcul. Dans cette partition, le maillage est de plus en plus dense près des défauts avec 60 éléments disposés sur une longueur de 80 mm suivant l'axe du réservoir et 25 éléments sur la largeur de 20mm, 46 éléments sur les 13.2mm de l'épaisseur (Figure 4-7).

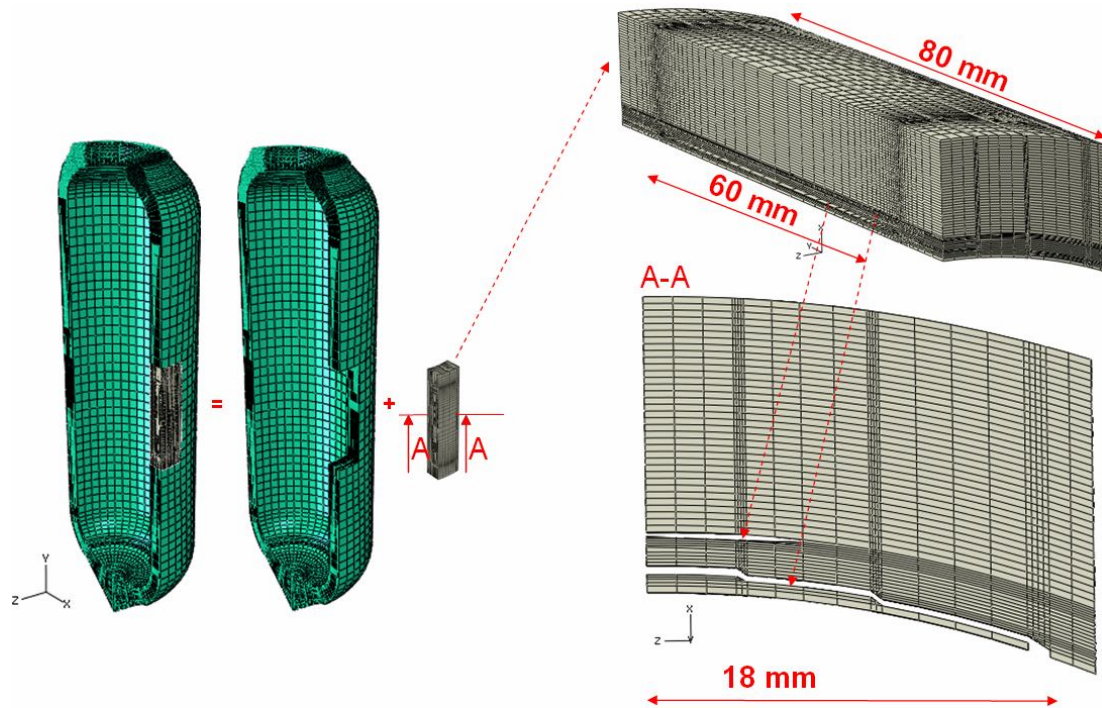


Figure 4-7 : Assemblage de la partition contenant les défauts et du reste du réservoir

Le maillage de la partition contenant les endommagements est symétrique autour des défauts. Plus loin de ces défauts le maillage est moins dense.

3.2.2 Option « Zone endommagée »

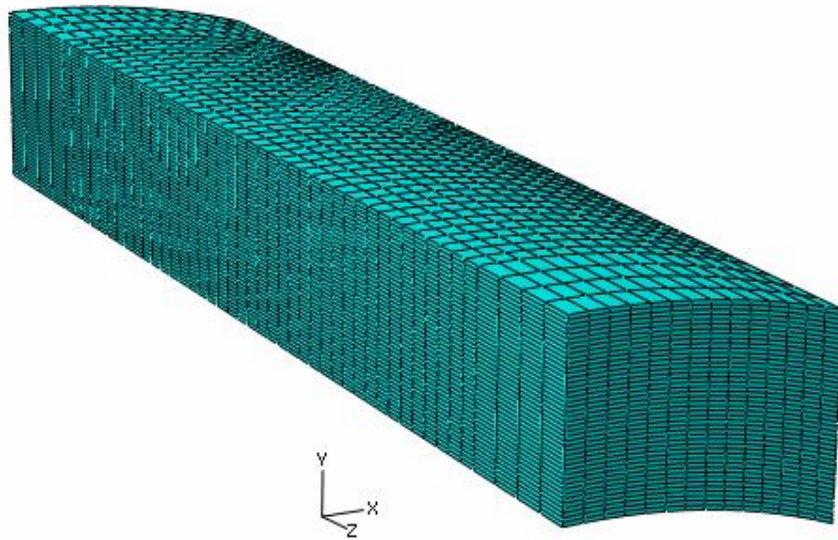


Figure 4-8 : Maillage de la partition contenant la zone endommagée

Pour l'option « zone endommagée », le maillage est homogène. On utilise 29568 éléments de type C3D8 avec la disposition de 48 éléments C3D8 sur 80 mm de longueur de la génératrice du réservoir et d'un seul élément par pli de 150 μm (Figure 4-8).

Qu'on modélise l'endommagement par l'une ou l'autre des options, des contacts de types « Tie » sont appliqués entre l'enveloppe composite, la partition contenant l'endommagement et le liner. La contrainte de type « Tie » permet de relier deux régions présentant des maillages incompatibles. Le contact entre les deux parties est considéré comme parfait (adhésion totale).

4 Matériaux

La structure compte trois matériaux différents. Le liner est en polymère dont le comportement est supposé élastique isotrope, le module d'Young vaut 2300 MPa, le coefficient de Poisson 0.3.

L'embase est en acier inox 316L, de comportement élasto – plastique. Le module d'Young vaut 194000 MPa, le coefficient de Poisson 0.33 et la courbe d'écrouissage (supposé isotrope) est présentée sur la Figure 4-9 (Berro Ramirez, 2013) :

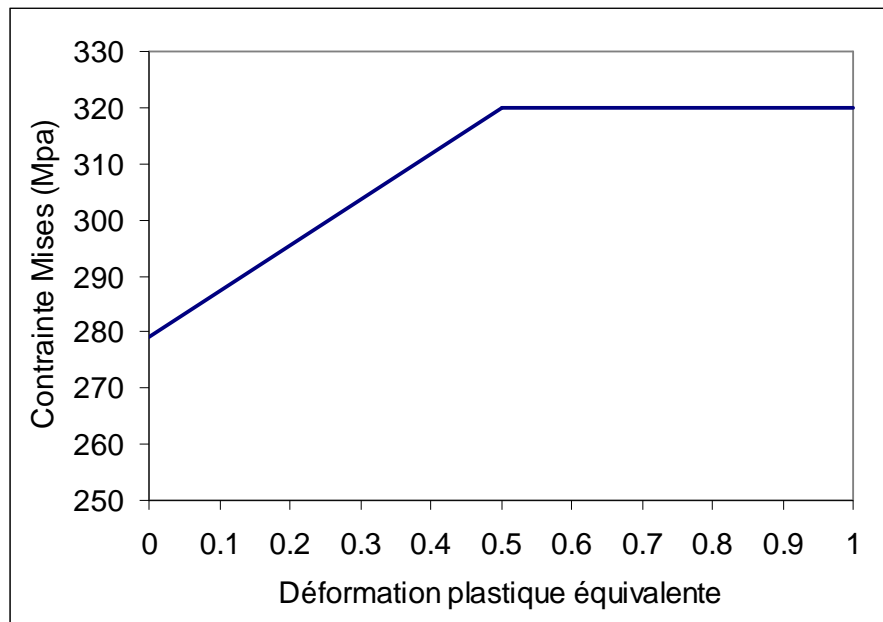


Figure 4-9 : Courbe d'écrouissage d'un acier inox 316L

Le composite a un comportement anisotrope : dans les directions $[0^\circ]$ et $[90^\circ]$ (sens des fibres et perpendiculairement aux fibres), le comportement est purement élastique linéaire fragile. Au contraire, des essais de traction sur éprouvettes de séquence $[\pm 45^\circ]$ sollicitées dans la direction longitudinale laissent apparaître un comportement élasto – plastique endommageable. Les caractéristiques élastiques sont synthétisées dans le tableau suivant :

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	E_3 (MPa)	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}	G_{12} (MPa)	G_{13} (MPa)	G_{23} (MPa)
5500	113400	5500	0.01455	0.3	0.3	4930	4930	4930

Tableau 4-1 : Paramètres élastique du composite

On note 2 la direction des fibres et 1 la direction hors plan. Les paramètres contrôlant l'endommagement prennent les valeurs identifiées au chapitre précédent.

5 Conditions aux limites

On applique des conditions aux limites sur le plan de symétrie pour spécifier qu'on ne modélise que la moitié du réservoir : on bloque le déplacement dans le sens normal à la section transversale

du réservoir (Figure 4-10.a). Afin de bloquer les mouvements de solide rigide, on interdit le déplacement axial de l'embase, l'autre extrémité restant libre de se déplacer (Figure 4-10.b)

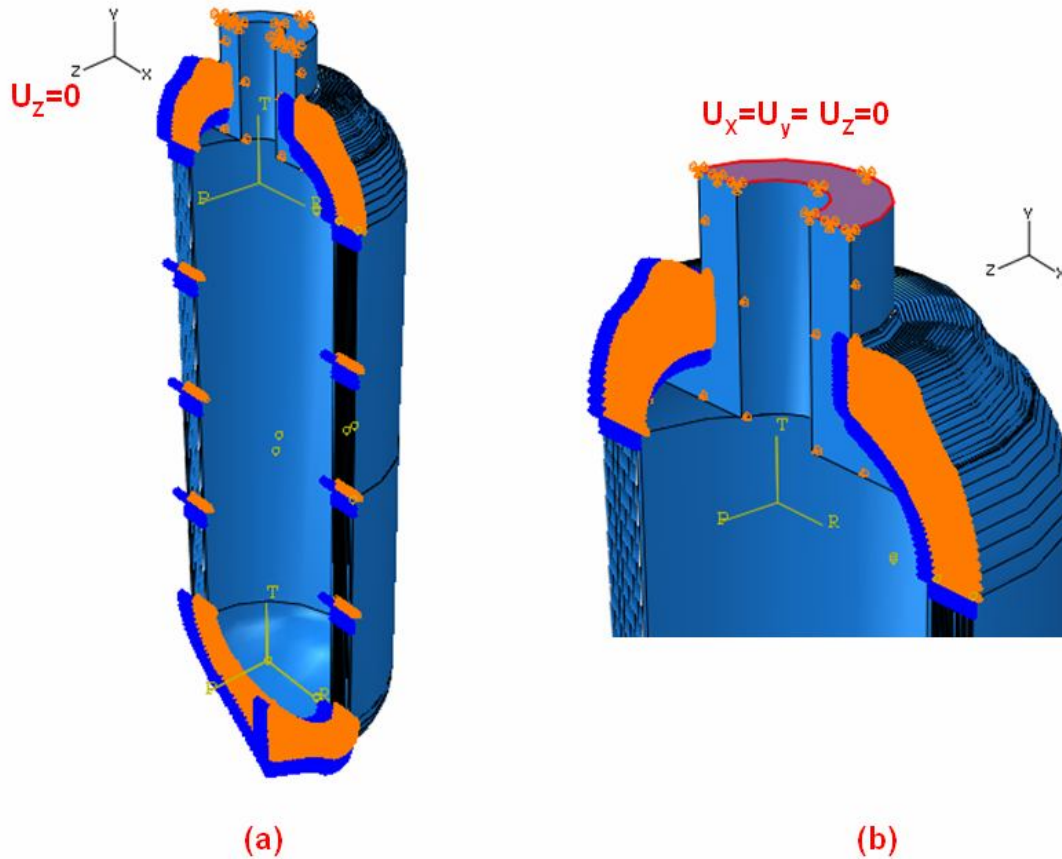


Figure 4-10 : Conditions aux limites du réservoir sur la section transversale (a) et sur l'embase du réservoir (b)

Les calculs seront menés avec une mise en pression interne croissante jusqu'à la rupture.

6 Prédiction de l'éclatement

6.1 Résultats de la première solution de modélisation (représentation explicite des fissures)

Dans le but de vérifier la tolérance aux dommages et d'estimer la tenue résiduelle d'un réservoir impacté, un calcul complet de la pression d'éclatement du réservoir a été effectué.

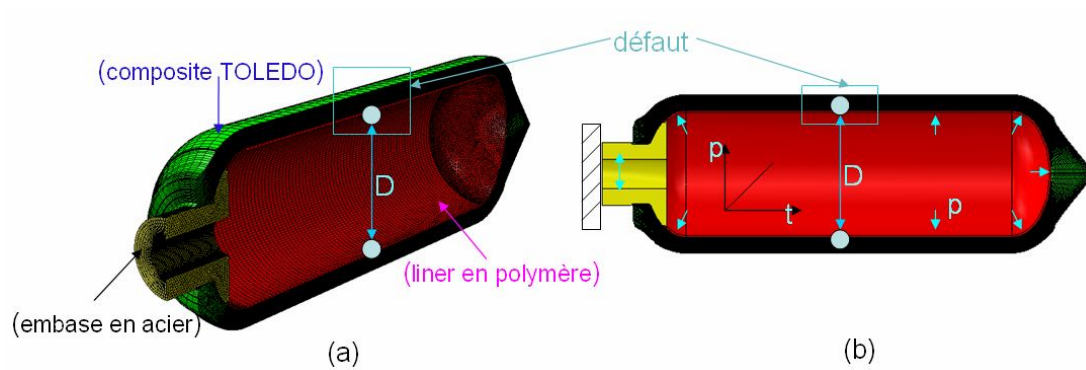


Figure 4-11 : Mesure du déplacement radial au cours de chargement

On considère que l'éclatement survient lorsqu'on observe une divergence du déplacement radial calculé entre le point de la surface interne du réservoir situé à la verticale du défaut et le point diamétralement opposé (Figure 4-11). Sur la (Figure 4-12) on constate que le déplacement radial accélère brusquement jusqu'à 10mm et le calcul s'arrête à 1465 bars. Quant à la courbe déplacement radial du réservoir impacté, on observe une instabilité de la pente dès que la pression atteint la valeur de 965 bars. On considère alors que ces deux valeurs de 1465 bars et 965 bars correspondent aux pressions d'éclatement du réservoir sain et impacté, respectivement.

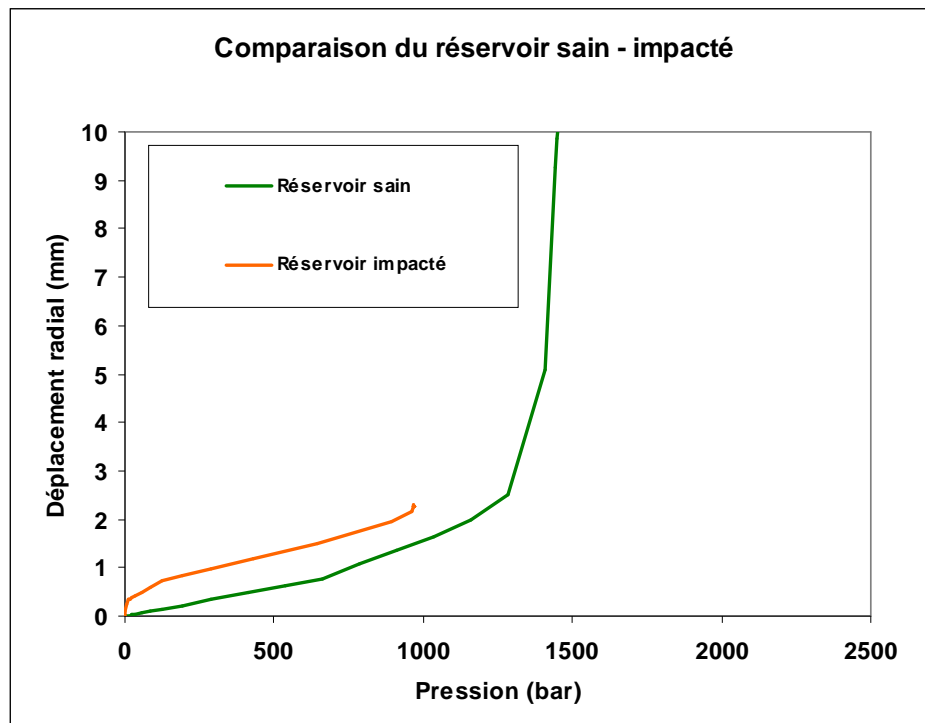


Figure 4-12 : Prédiction de l'éclatement du réservoir (état sain, état endommagé)

Chapitre 4 : Modélisation d'un réservoir

○ Réservoir sain

Pour le cas du réservoir sain, la courbe Pression – Déplacement est quasi linéaire jusqu'à 660 bars. Au-delà de 660 bars, la courbe devient non – linéaire, témoin de l'apparition de l'endommagement de cisaillement. Cette forme d'endommagement ne conduit cependant pas à l'éclatement du réservoir. A 1285 bars, l'endommagement de la matrice commence tout d'abord dans les derniers plis à 90° près du liner et se propage dans les autres plis à 90° vers l'extérieur (Figure 4-13), ce qui provoque le changement de la pente de la courbe Pression – Déplacement radial (Figure 4-12).

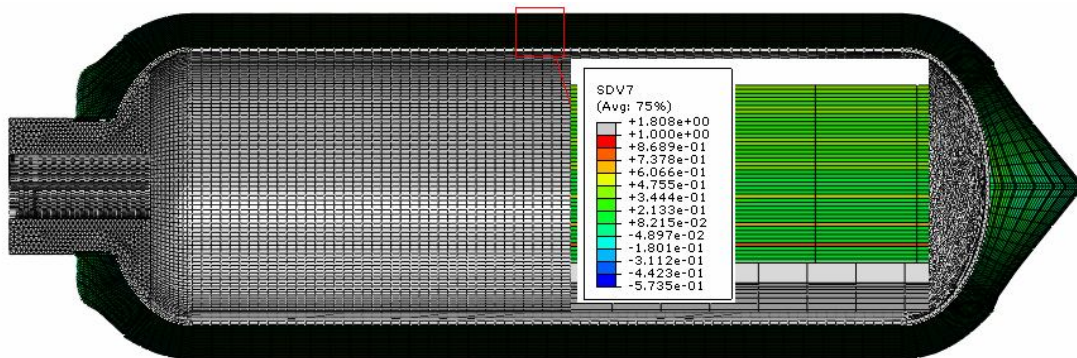


Figure 4-13 : Endommagement matriciel dans le réservoir sain à 1285 bar

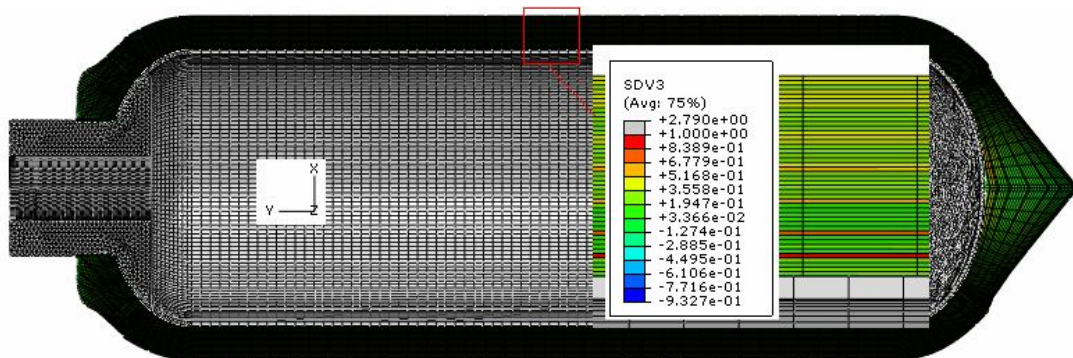


Figure 4-14 : Rupture des fibres dans le réservoir sain à 1465 bar

A 1465 bars, l'apparition de la rupture des fibres dans les plis à 90° proches du liner provoque l'éclatement du réservoir (Figure 4-14). Selon les résultats expérimentaux d'éclatement des réservoirs 2.5L sain fournis par des partenaires du Projet TOLEDO (Gentilleau, 2013), on note la pression d'éclatement à 1936 bars. Le résultat numérique sous-estime de 25% cette pression.

L'écart assez important entre l'expérience et la simulation peut être expliqué en partie par le type de rupture des fibres, mécanisme prédominant dans le contrôle de l'éclatement du réservoir. La

valeur de la contrainte à rupture utilisée (2300MPa) est déterministe et homogène dans tous les points d'intégration de tous les éléments finis du modèle. De plus, elle a été identifiée dans ce cadre. Dans le cas du réservoir sain, la distribution des contraintes circonférentielle dans les plis à 90° est homogène en raison de la symétrie du réservoir. Une fois le critère de rupture atteint dans un point de ce pli, le pli rompt totalement, ce qui provoque l'éclatement du réservoir. En réalité, la contrainte à rupture n'est pas la même dans tout le réservoir. En raison des défauts de fabrication, de la distribution non homogène des fibres dans un pli, on note une variabilité de cette contrainte à rupture des fibres dans le réservoir. Cette variabilité doit amener à la redistribution des contraintes dans les plis circonférentiels lorsque la rupture des fibres se produit en un point quelconque, retardant ainsi la rupture totale des plis circonférentiels. L'introduction du caractère probabiliste de la rupture des fibres doit donc conduire à augmenter la valeur simulée de la pression d'éclatement. Avec cette modélisation, nous obtenons une valeur conservatrice.

○ Réservoir impacté

Pour le cas du réservoir impacté, on constate que la courbe Déplacement radial – Pression présente une non linéarité dès le début du chargement. La raison tient à la fermeture des deux fissures lors du chargement radial dans la direction perpendiculaire au plan de la fissure (direction x) (Figure 4-15).

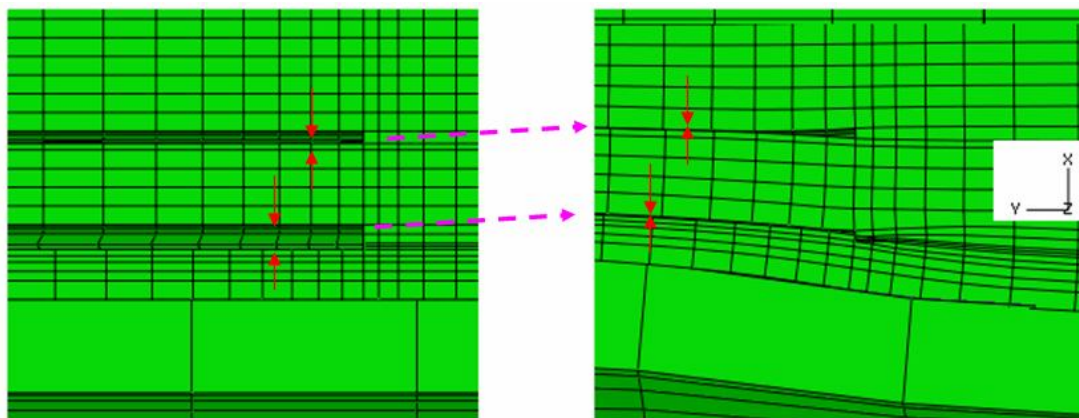


Figure 4-15 : Fermeture des lèvres des fissures sous l'action de la pression interne dans le sens X

Après la fermeture des fissures, la courbe force – déplacement évolue quasi parallèlement à celle du réservoir sain (comportement élastique du matériau). Il n'y a aucune rupture de cisaillement au cours de chargement. A 965 bars, l'apparition de l'endommagement matriciel (Figure 4-16) est presque simultanée à la rupture des fibres dans les plis à 90° les plus proches du liner (Figure 4-17). On constate que les deux types d'endommagement (matriciel et rupture des fibres) apparaissent

tout d'abord dans le voisinage des défauts, dans les plis à 90° près du liner puis se propagent vers l'extérieur. La représentation explicite des fissures crée des zones de concentration de contraintes, comme en témoigne la diminution de la pression d'éclatement.

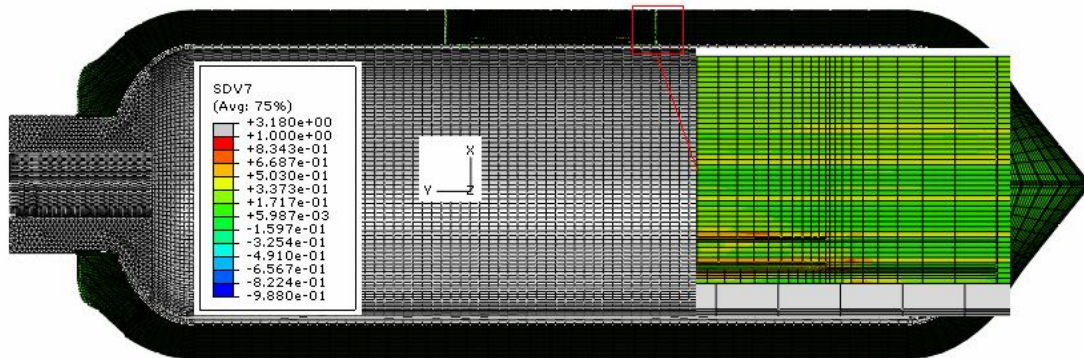


Figure 4-16 : Endommagement matriciel autour des défauts à P=965 bars

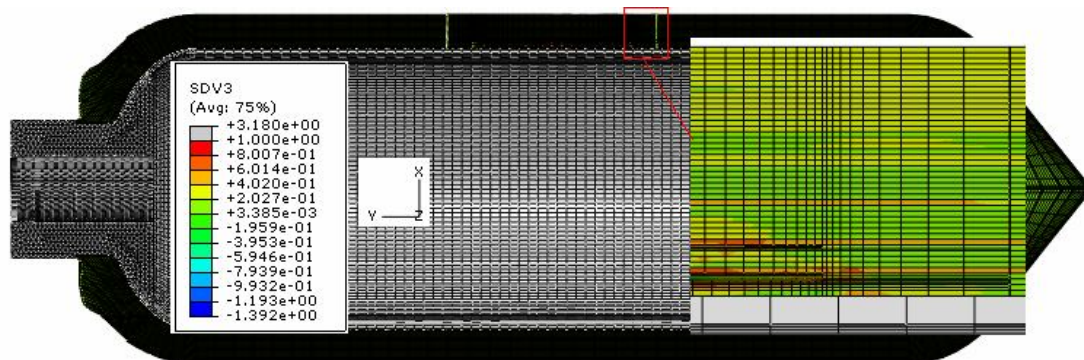


Figure 4-17 : Rupture des fibres dans les couches à 90° autour des défauts à P=965 bars

Toutefois, les données expérimentales (Gentilleau, 2013) des essais d'éclatement des réservoirs impactés montrent que ce type de défauts ne change que très peu la pression d'éclatement. Cela signifie que les types d'endommagements générés par impact sont faiblement nocifs pour le comportement du réservoir. On estime la nocivité des défauts par la diminution de la pression d'éclatement des réservoirs impactés par rapport au cas sain. Les endommagements générés par impact sont des délaminages, des fissurations à l'interface des plis. Sous un chargement de type pression interne, les contraintes créées sont dans le même plan que des endommagements (chargement de type biaxial dans le plan tangent au réservoir), ce qui tend à fermer les lèvres des fissures. Alors, ces endommagements ne sont pas nocifs pour les réservoirs lors des essais

d'éclatement. Selon la modélisation de la solution « représentation explicite des fissures », les défauts intégrés dans les structures diminuent de 34% la pression d'étalement. La raison tient dans la géométrie des défauts qui surestime le dommage et créent des zones de contrainte intenses, ce qui accélère les endommagements des fibres et de la matrice dans la zone voisine des défauts et par conséquent, l'éclatement du réservoir. Donc, pour éliminer la concentration de la contrainte lors du chargement dans le réservoir, on envisage la deuxième solution de la modélisation pour laquelle les défauts sont représentés par des « zones endommagées ».

6.2 Résultats de la simulation « zone endommagée »

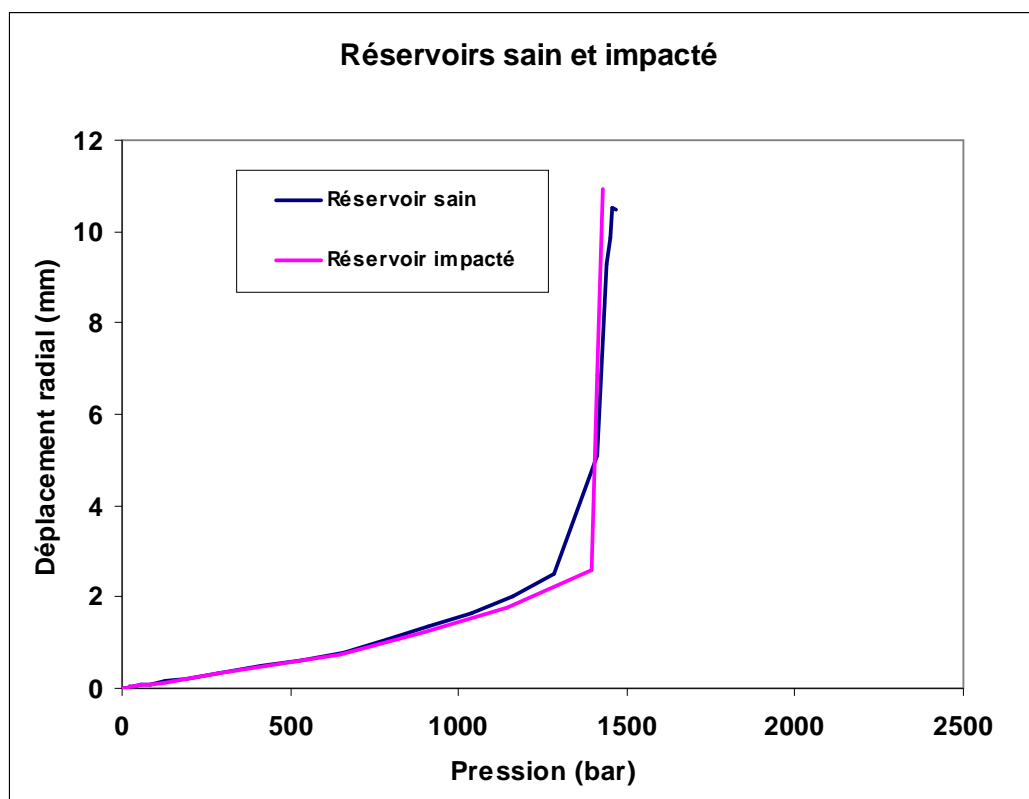


Figure 4-18 : Prédiction de l'éclatement du réservoir (état sain, état endommagé)

On retrouve des valeurs de pression d'éclatement très proches entre la configuration saine (1465bar) et la configuration impactée « zone endommagée » (1425bar). La présence des défauts de type « zone endommagée » ne diminue que de 2.7% la valeur d'éclatement au lieu de 34% pour la configuration avec fissures. La raison tient dans l'absence de concentration des contraintes caractéristique de la première solution de modélisation. Autrement dit, en représentant les défauts par des zones « endommagées » continues, on a pu abaisser la nocivité des défauts sur le

comportement du réservoir. Donc, cette configuration de « zone endommagée continue » permet d'approcher le résultat expérimental en induisant une faible diminution de la pression d'éclatement.

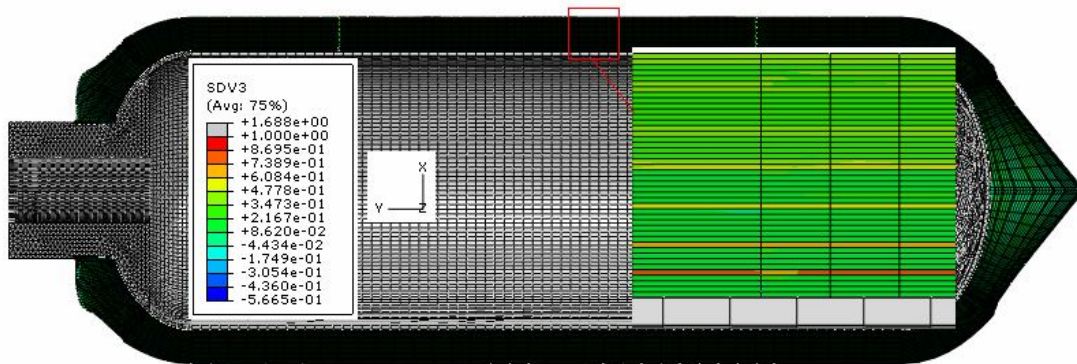


Figure 4-19 : Etat de rupture des fibres à P=1425 bar

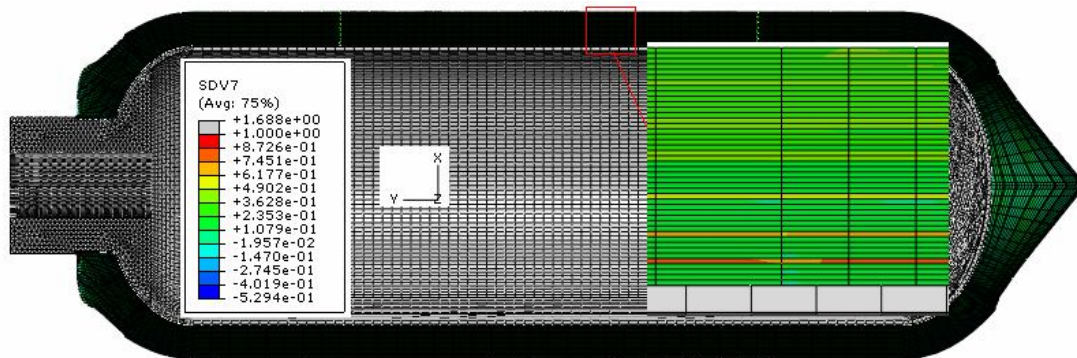


Figure 4-20 : Etat d'endommagement matriciel à P=1425 bar

On retrouve la même schématisation des endommagements que celle de la configuration saine. Les endommagements matriciels ou des fibres apparaissent dans toute la longueur des plis à 90° près du liner et se propagent dans les autres plis à 90° vers l'extérieur. (Figure 4-19 et Figure 4-20). On observe aussi l'apparition de l'endommagement matriciel presque en même temps que les ruptures des fibres dans les plis à 90° près du liner du réservoir à 1425 bars, ce qui correspond à l'éclatement du réservoir. La configuration des « zones endommagées » a montré sa capacité à limiter la zone de concentration de contraintes et a aussi donné une configuration des endommagements beaucoup moins nocive que de la configuration explicite des fissures. Cette solution de modélisation semble la meilleure solution de modélisation des endommagements par impact.

Les données expérimentales ont montré que les endommagements générés par un impact basse vitesse (environ 200J) ne provoquent pas une diminution de la pression d'éclatement du réservoir, alors que la simulation en présence de fissures induit un abattement de 34%. Une piste a été ouverte. On constate que c'est la rupture des fibres qui pilote l'éclatement du réservoir : le moment de la rupture des fibres correspond à la rupture du réservoir. Ainsi, pour approcher les résultats expérimentaux, donc il est nécessaire de retarder la rupture des fibres. C'est pourquoi la représentation des défauts par une zone endommagée continue est la piste la plus prometteuse. Ensuite, le critère de rupture des fibres doit prendre en compte la variabilité de la contrainte à rupture des fibres en chaque point d'intégration des éléments finis. Cette théorie a montré son intérêt dans le cadre de la thèse de Berro Ramirez (Berro Ramirez, 2013) en décrivant plus fidèlement la rupture des fibres dans les plis circonférentiels.

7 Conclusions

Un modèle élément finis en 3D d'un réservoir en état sain et en état impacté a été construit. L'introduction des défauts a été réalisée par l'introduction d'une partition du modèle géométrique. Dans cette partie, deux méthodes ont été explorées pour introduire des défauts : (i) premièrement on introduit des défauts de type fissure dont les dimensions sont conformes aux observations expérimentales et (ii) les défauts sont représentés par des zones « endommagées » où on applique un matériau affaibli. Le maillage de cette partie est indépendant du reste du réservoir. Cela nous permet d'optimiser la densité du maillage en limitant le nombre total d'éléments du modèle et en minimisant le temps de calcul.

Un calcul complet de la pression d'éclatement selon les deux options a permis de valider la mise en données du problème. La première solution prévoit une diminution de l'ordre de 34% de la pression d'éclatement lorsque le réservoir contient un défaut de type délaminage (deux fissures qui suivent des plis et d'ouverture 0.4 mm et 0.2 mm). Ce résultat est la conséquence d'une forte concentration des contraintes induites par la géométrie du défaut, les critères de ruptures des fibres sont rapidement atteints, ce qui provoque une forte diminution de la pression d'éclatement. Quant à la deuxième solution de modélisation, les défauts sont représentés par une zone « endommagé » où on applique les propriétés d'un matériau affaibli. On observe que ces défauts n'ont que peu d'influence sur la pression d'éclatement du réservoir, ce qui permet d'approcher le résultat expérimental (Gentilleau, 2013) en induisant une faible diminution de la pression d'éclatement. Cette dernière est la solution la plus prometteuse pour modéliser les endommagements générés par impact. Par rapport à la première solution (représentation explicite des fissures), elle est aisément

Chapitre 4 : Modélisation d'un réservoir

applicable en créant des zones endommagées et fournit de bons résultats par rapport à l'expérience. Enfin la continuité géométrique de cette solution favorise la convergence numérique.

Toutefois, les résultats de la simulation présentent un écart de 25% par rapport à l'expérience. Ces résultats sont à affiner en déterminant l'instant de rupture au moyen d'un critère plus fin que celui de la contrainte maximale déterministe.

Conclusions et Perspectives

Cette étude a contribué à développer des connaissances sur le comportement d'un réservoir à hydrogène en composite bobiné (fibre de carbone et résine époxy) à haute pression soumis à des chocs en service, c'est-à-dire à étudier les endommagements générés ainsi que leur évolution et leurs conséquences en service.

Dans le premier chapitre, les observations des endommagements ont été exécutées sur le réservoir 2.5L impacté par le partenaire DUMAS – Bordeaux. D'après les études préliminaires dans le cadre du projet TOLEDO, les impacts basses vitesses rencontrés en conditions de service ont une énergie représentative approximativement de 200J, et deux éprouvettes ont subi une énergie d'impact très proche de cette valeur de 200J. L'observation microscopique de ces deux impacts nous a permis de caractériser une schématisation de l'endommagement dû à l'impact représentatif des conditions de service des réservoirs. Un impact basse vitesse/basse énergie sur le réservoir 2.5L du projet TOLEDO provoque différents dommages, que l'on classe en trois catégories : les délaminages, les fissurations matricielles et les microfissures. Les difficultés techniques à résoudre ont été de pouvoir générer des impacts sur semi – structures cylindriques conduisant aux mêmes natures des dommages que ceux observés sur les réservoirs.

Dans le but d'étudier la tolérance aux dommages sur structures intermédiaires, des éprouvettes ont été extraites d'un tube bobiné. Cinq « structures » différentes ont été générées, elles ont pour objet d'appréhender l'ensemble des mécanismes présents dans le réservoir. En jouant sur les angles des couches hélicoïdales, le nombre des couches et les épaisseurs, cinq tubes composites ont été bobinés par le même procédé que le réservoir 2.5L. Les structures 1 et 2 sont proches du réservoir, seule l'épaisseur est le paramètre variable. Les autres structures ont pour intérêt de mettre en évidence les interactions entre les couches à 90° et à X° (20, 40 ou 70) croisées.

Deux méthodes différentes de tir laser et de « canon à air » sont comparées pour générer des endommagements représentatifs des chocs subis par les réservoirs. La technique de choc – laser a montré son efficacité (c'est-à-dire son aptitude à générer de l'endommagement de type fissuration matricielle) sur des éprouvettes stratifiées et cylindriques de faible épaisseur (<3mm). Aux puissances utilisées et atteignables, on n'observe pas d'endommagement de type délaminage. L'explication de cette limitation est que la durée de l'impulsion laser incidente (entre 30 et 60 ns) est beaucoup trop courte. Pour pouvoir agir sur cette durée du chargement induit par choc, la

Conclusions et Perspectives

technique de l'impact de projectile est la plus adaptée. Le « canon à air » permet de générer une onde de choc par un impact mécanique. Les phénomènes de propagation de choc et de génération de traction se produisant dans le matériau sont les mêmes que pour une irradiation laser. On constate que pour cette méthode d'impact, la configuration des endommagements ne dépend pas de l'épaisseur d'éprouvette et que les endommagements sont fortement liés à la structure du composite. Deux types d'endommagements sont observés sur les éprouvettes : des délaminages et de la fissuration matricielle reliant des défauts.

Une fois la technique d'endommagement sélectionnée, un ensemble d'essais de traction monotone sur éprouvettes prélevées dans des cylindres bobinés a été réalisée afin de déterminer la tenue résiduelle de structures endommagées. Les essais mécaniques et l'instrumentation ont été adaptés pour répondre aux difficultés inhérentes aux tests de chacune des structures de composites bobinés étudiés. La configuration des endommagements en traction présente des caractères spécifiques liés à la structure du composite. Les éprouvettes présentent de multiples endommagements : des endommagements matriciels dans les plis à 90°, de la fissuration transverse entre des plis à 20°, 30°, 40°, 70° et les plis à 90°, des délaminages entre les plis à $\pm 20^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 40^\circ$, $\pm 54^\circ$.

Sur la base de ces données, il a été développé une approche de l'évolution des dommages induits par impact de type endommagement/propagation/rupture. Un modèle d'endommagement simule la dégradation progressive du matériau composite constituant le réservoir d'hydrogène. Le principe du modèle est de prédire l'endommagement dans chaque pli unidirectionnel et de prendre en compte son effet sur la rupture macroscopique de la structure. Pour décrire la rupture progressive, une approche de type « analyse progressive de la rupture » a été utilisée. Tout d'abord les paramètres du modèle ont été identifiés sur la structure 1, la structure la plus proche du réservoir.

La validation du modèle d'endommagement se base sur les résultats d'essais sur des éprouvettes impactées. La variabilité de configuration des endommagements générés sur différentes structures impactées à différents niveaux d'énergie constitue la plus grosse difficulté de ce travail. En s'appuyant sur les observations micrographiques, on propose deux méthodologies de représentation des endommagements. La première représente explicitement les fissures de délaminage avec leurs dimensions exactes. La deuxième substitue aux défauts initiaux une zone « endommagée » continue à laquelle on affecte une variable d'endommagement à valeur initiale non nulle. Une troisième combine les deux solutions pour modéliser les configurations d'endommagement plus complexes. Le modèle a été validé sur quatre structures en état sain : le comportement du matériau en état sain a été reproduit, les résultats expérimentaux montrent une concordance assez satisfaisante avec l'expérience. En ce qui concerne la tolérance aux dommages, la stratégie de

Conclusions et Perspectives

représentation des défauts permet de retrouver de manière quantitative les abattements de rigidité et de force à rupture mesurée sur les échantillons.

Une fois validé sur éprouvette, le modèle est appliqué au comportement de réservoirs complets. On estime la tenue résiduelle du réservoir par le calcul de la pression d'éclatement d'une part dans une configuration « saine » (pas d'impact) et d'autre part dans une configuration « impactée ». Des observations par micrographie de réservoirs impactés permettent d'identifier le type d'endommagement induit par choc. Cette morphologie de défauts est directement introduite dans le maillage éléments finis du réservoir. On note que la présence du défaut explicite provoque une diminution de la pression d'éclatement d'environ 30%, alors que l'introduction d'une zone endommagée continue limite l'abattement. La confrontation avec l'expérience conduit à de multiples questions et commentaires.

Ce travail ouvre également des perspectives d'exploration intéressantes. Par exemple, dans la partie d'observation des endommagements générés par impact, d'autres traitements des échantillons impactés pourraient être testés. La technique de tomographie pourrait également être utilisée pour observer la microstructure et les endommagements des composites. Des approfondissements autour de cette technique pourraient être réalisés pour évaluer l'influence exacte des dimensions et des configurations des endommagements.

D'autre part, la modélisation du comportement du réservoir pourrait être améliorée en prenant en compte d'autres phénomènes importants tels que le caractère probabiliste de la rupture des fibres. Les critères de rupture de fibres se basent sur des valeurs déterministes. Cela signifie qu'en chaque point d'intégration, la rupture se produit dès que la contrainte atteint exactement la valeur critique. Toutefois, la structure réelle du réservoir contient des défauts initiaux lors de la fabrication et les valeurs de rupture des fibres sont distribuées aléatoirement sur un intervalle centré sur la valeur moyenne déterministe. De plus, une meilleure prise en compte du changement des caractéristiques mécaniques du matériau composite en fonction de la température permettrait d'étendre l'étude du réservoir dans les conditions réelles d'un remplissage.

Enfin, il serait intéressant d'optimiser la structure des composites. Pour cela, différentes séquences d'empilement vont être construites et le modèle d'endommagement peut être utilisé pour étudier le comportement du réservoir et évaluer la tolérance aux dommages en service, ce qui aidera les fournisseurs à choisir des structures composites les moins onéreuses possible.

Références

Références

- Abdallah, E. A., C. Bouvet, S. Rivallant, B. Broll, and J.-J. Barrau, 2009, Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates: *Composites Science and Technology*, v. 69, p. 1238-1245.
- Alderson, K. L., and K. E. Evans, 1992, Low velocity transverse impact of filament-wound pipes .1. Damage due to static and impact loads: *Composite Structures*, v. 20, p. 37-45.
- Amrutharaj, G. S., K. Y. Lam, and B. Cotterell, 1995, Fracture process zone concept and delamination of composite laminates: *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, v. 24, p. 57-64.
- Awerbuch, J., and M. S. Madhukar, 1985, Notched strength of composite laminates: predictions and experiments – a review, *J Reinforced Plastics Compos*, p. 3–159.
- Ballere, L., P. Viot, J. L. Lataillade, L. Guillaumat, and S. Cloutet, 2009, Damage tolerance of impacted curved panels: *International Journal of Impact Engineering*, v. 36, p. 243-253.
- Barbain, F., and A. Chevalier, 1997, Mise en œuvre des composites Méthode et Matériels: Techniques de l'ingénieur Plasturgie : procédés spécifiques aux composites, v. base documentaire : TIB474DUO.
- Barre, S., and M. L. Benzeggagh, 1994, On the use of acoustic-emission to investigate damage mechanisms in glass-fiber-reinforced polypropylene: *Composites Science and Technology*, v. 52, p. 369-376.
- Beheshty, M. H., and B. Harris, 1998, A constant-life model of fatigue behaviour for carbon-fibre composites: The effect of impact damage: *Composites Science and Technology*, v. 58, p. 9-18.
- Berro Ramirez, J. P., 2013, Caractérisation et modélisation de l'endommagement des composites bobinés. Application de prédiction de l'éclatement des réservoirs bobinés hyperbares, Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique, France.
- Bertin, M., 2011, Fatigue thermomécanique de multicouches polymère/composite, Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique, France.
- Bertin, M., M. Kempeneers, D. Leh, P. Nimdum, J. P. B. Ramirez, and S. Villalonga, 2011, OSIRHYS IV - Qualification des codes pour la prédiction du comportement mécanique des structures composites des réservoirs embarqués de stockage à 700 bars de l'hydrogène, Compte rendu du JNC 17, Poitiers.
- Bohse, J., 2000, Acoustic emission characteristics of micro-failure processes in polymer blends and composites: *Composites Science and Technology*, v. 60, p. 1213-1226.
- Buckingham, E., 1914, On physically similar systems, illustrations of the use of dimensional equations: *Physical Review*, v. 4, p. 345-376.
- Camanho, P. P., and C. G. Davila, 2002, Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials, NASA/TM-2002–211737.
- Camanho, P. P., P. Maimi, and C. G. Davila, 2007, Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics: *Composites Science and Technology*, v. 67, p. 2715-2727.
- Cantwell, W. J., P. T. Curtis, and J. Morton, 1984, Impact and subsequent fatigue damage growth in carbon-fiber laminates: *International Journal of Fatigue*, v. 6, p. 113-118.

Références

- Carlucci, D. E., and S. S. Jacobson, 2007, *Ballistics, theory and design of guns and ammunition*, v. ISBN-13 : 978-1-4200-6618-0, CRC Press.
- Caron, J. F., R. P. Carreira, and A. D. Diaz, 1999, Criterion of delamination initiation in composite laminates: *Comptes Rendus De L Academie Des Sciences Serie Ii Fascicule B-Mecanique Physique Astronomie*, v. 327, p. 1291-1296.
- Chang, F., and K. Chang, 1988, A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations: *Journal of Composite Materials Vol 21 (September 1987)* pp 834-855, v. 21, p. pp 834-855.
- Chang, F.-K., and L. B. Lessard, 1991, Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to compressive loadings: Part I — Analysis : Chang, F.-K. and Lessard, L.B.: *Journal of Composite Materials*, v. Vol 25 No 1 (1991), p. pp 2-43.
- Cheng, Z. Q., and R. C. Batra, 1999, Exact Eshelby tensor for a dynamic circular cylindrical inclusion: *Journal of Applied Mechanics-Transactions of the Asme*, v. 66, p. 563-565.
- Christoforou, A. P., and S. R. Swanson, 1988, Strength loss in composite cylinders under impact: *Journal of Engineering Materials and Technology-Transactions of the Asme*, v. 110, p. 180-184.
- Coats, T. W., and C. E. Harris, 1999, A progressive damage methodology for residual strength predictions of notched composite panels: *Journal of Composite Materials*, v. 33, p. 2193-2224.
- Cottet, F., M. Boustie, and T. Deresseguier, 1991, Analysis of spallation in ductile and brittle materials subjected to pulsed laser-induced shock-waves: *Journal De Physique Iii*, v. 1, p. 581-587.
- Curtis, J., M. J. Hinton, S. Li, S. R. Reid, and P. D. Soden, 2000, Damage, deformation and residual burst strength of filament-wound composite tubes subjected to impact or quasi-static indentation: *Composites Part B-Engineering*, v. 31, p. 419-433.
- Daghia, F., E. Abisset, and P. Ladevèze, 2011, Modélisation des composites stratifiés jusqu'à rupture : rôle des mécanismes élémentaires et leurs interactions, 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Poitiers-Futuroscope : France (2011).
- de Freitas, M., and L. Reis, 1998, Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact: *Composite Structures*, v. 42, p. 365-373.
- De Vries, T. J., 2011, *Blunt and Sharp Notch Behaviour of Glare Laminates* Delft University of Technology Delft University Press
- Degeorges, D. G., S. Maison, and B. Grimault, 1996, Méthodologie d'essai adaptée à la détermination des mécanismes d'endommagement et de rupture d'éprouvettes composites impactées en compression statique ou cyclique, Journées Nationales sur les Composites, JNC-10.
- deGroot, P. J., P. A. M. Wijnen, and R. B. F. Janssen, 1995, Real-time frequency determination of acoustic emission for different fracture mechanisms in carbon epoxy composites: *Composites Science and Technology*, v. 55, p. 405-412.
- Fuoss, E., P. V. Straznický, and C. Poon, 1998a, Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates - Part 1: parametric study: *Composite Structures*, v. 41, p. 67-77.

Références

- Fuoss, E., P. V. Straznicky, and C. Poon, 1998b, Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates. Part 2: Prediction method: *Composite Structures*, v. 41, p. 177-186.
- Garnier, C., M. L. Pastor, B. Lorrain, and O. Pantale, 2013, Fatigue behavior of impacted composite structures: *Composite Structures*, v. 100, p. 443-450.
- Gay, D., 2005, *Matériaux composites*: Hermes Lavoisier.
- Gentilleau, B., 2012, *Modélisation et validation expérimentale du comportement thermomécanique de multicouches polymère/composite bobiné : Application au stockage d'hydrogène hyperbare*, Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique, France.
- Gentilleau, B., 2013, *Rapport interne des essais d'éclatement du réservoir du projet TOLEDO*.
- Gerharz, J. J., A. Schopf, and H. Huth, 1993, Correlation between material properties and damage tolerance behavior of composite structure, *International Committee on Aeronautical Fatigue : Durability and structural integrity of airframes*, Stockholm
- Giordano, M., A. Calabro, C. Esposito, A. D'Amore, and L. Nicolais, 1998, An acoustic-emission characterization of the failure modes in polymer-composite materials: *Composites Science and Technology*, v. 58, p. 1923-1928.
- Gning, P. B., M. Tarfaoui, F. Collombet, L. Riou, and P. Davies, 2005, Damage development in thick composite tubes under impact loading and influence on implosion pressure: experimental observations: *Composites Part B-Engineering*, v. 36, p. 306-318.
- Grandidier, J. C., 2009, *Cours de composite*, Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique.
- Hallett, S. R., B. G. Green, W. G. Jiang, and M. R. Wisnom, 2009, An experimental and numerical investigation into the damage mechanisms in notched composites: *Composites Part a-Applied Science and Manufacturing*, v. 40, p. 613-624.
- Hashin, Z., 1980, Failure criteria for unidirectional fiber composites: *Journal of Applied Mechanics-Transactions of the Asme*, v. 47, p. 329-334.
- Hashin, Z., and A. Rotem, 1973, Fatigue failure criterion for fiber reinforced materials: *Journal of Composite Materials*, v. 7, p. 448-464.
- Herb, V., G. Couegnat, and E. Martin, 2010, Damage assessment of thin SiC/SiC composite plates subjected to quasi-static indentation loading: *Composites Part a-Applied Science and Manufacturing*, v. 41, p. 1677-1685.
- Hochard, C., N. Lahellec, and C. Bordreuil, 2007, A ply scale non-local fibre rupture criterion for CFRP woven ply laminated structures: *Composite Structures*, v. 80, p. 321-326.
- Hochard, C., J. Payan, and C. Bordreuil, 2006, A progressive first ply failure model for woven ply CFRP laminates under static and fatigue loads: *International Journal of Fatigue*, v. 28, p. 1270-1276.
- Huguet, S., 2002, *Applications de classificateurs aux données d'émission acoustique : identification de la signature acoustique des mécaniques d'endommagement dans les composites de matrice polymère*, Thèse de l'Institut national des Sciences Appliquées, Lyon.

Références

- Jang, B. P., W. Kowbel, and B. Z. Jang, 1992, Impact behavior and impact-fatigue testing of polymer composites: *Composites Science and Technology*, v. 44, p. 107-118.
- Kadlec, M., 2011, Failure mechanism and strain fields on a carbon/epoxy composite subjected to compression after impact: *Engineering Mechanics 2011*, p. 263-266.
- Kamgaing, G., 2013, Conception et caractérisation mécanique des pièces en matériaux composites moulées par compression, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris.
- Karihaloo, B. L., and D. Fu, 1989, A damage-based constitutive law for plain concrete in tension: *European Journal of Mechanics a-Solids*, v. 8, p. 373-384.
- Kashtalyan, M., and C. Soutis, 2005, Analysis of composite laminates with intra- and interlaminar damage: *Progress in Aerospace Sciences*, v. 41, p. 152-173.
- Kortschot, M. T., and P. W. R. Beaumont, 1990a, Damage mechanics of composite materials: II— a damage-based notched strength model: *Composites Science and Technology*, v. 39, p. 303-326.
- Kortschot, M. T., and P. W. R. Beaumont, 1990b, Damage mechanics of composite materials: I— Measurements of damage and strength: *Composites Science and Technology*, v. 39, p. 289-301.
- Kortschot, M. T., and P. W. R. Beaumont, 1991, Damage mechanics of composite materials. IV: The effect of lay-up on damage growth and notched strength: *Composites Science and Technology*, v. 40, p. 167-179.
- Kortschot, M. T., P. W. R. Beaumont, and M. F. Ashby, 1991, Damage mechanics of composite materials. III: Prediction of damage growth and notched strength: *Composites Science and Technology*, v. 40, p. 147-165.
- Krawczak, P., 2002, Réservoirs haute pression en composites: Techniques de l'ingénieur Applications des composites, v. base documentaire : TIB140DUO.
- Kwon, Y. W., and L. E. Craugh, 2001, Progressive failure modeling in notched cross-ply fibrous composites: *Applied Composite Materials*, v. 8, p. 63-74.
- Ladevèze, P., O. Allix, J.-F. Deü, and D. Lévêque, 2000, A mesomodel for localisation and damage computation in laminates: *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, v. 183, p. 105-122.
- Langlie, H. J., 1962, A reliability Test Method for One Shot items Aeronutronic Division, Ford Motor Company.
- Lapczyk, I., and J. A. Hurtado, 2007, Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials: *Composites Part a-Applied Science and Manufacturing*, v. 38, p. 2333-2341.
- Laurin, F., N. Carrere, and J. F. Maire, 2007a, A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage models: *Composites Part a-Applied Science and Manufacturing*, v. 38, p. 198-209.
- Laurin, F., N. Carrere, and J. F. Maire, 2007b, Laminated composite structures subjected to compressive loading: A material and structural buckling analysis: *Composite Structures*, v. 80, p. 172-182.

Références

- Lecuyer, F., and D. Engrand, 1992, A methodology for the identification of a criterion for delamination initiation, JNC - 8.
- Lee, H. K., and B. R. Kim, 2007, Numerical characterization of compressive response and damage evolution in laminated plates containing a cutout: *Composites Science and Technology*, v. 67, p. 2221-2230.
- Lee, H. K., and S. Simunovic, 2001, A damage constitutive model of progressive debonding in aligned discontinuous fiber composites: *International Journal of Solids and Structures*, v. 38, p. 875-895.
- Lee, J. D., 1982, Three dimensional finite element analysis of damage accumulation in composite laminate: *Computers & Structures*, v. 15, p. 335-350.
- Liang, C. C., H. W. Chen, and C. H. Wang, 2002, Optimum design of dome contour for filament-wound composite pressure vessels based on a shape factor: *Composite Structures*, v. 58, p. 469-482.
- Liang, Z., H. K. Lee, and W. Suaris, 2006, Micromechanics-based constitutive modeling for unidirectional laminated composites: *International Journal of Solids and Structures*, v. 43, p. 5674-5689.
- Likas, A., N. Vlassis, and J. J. Verbeek, 2003, The global k-means clustering algorithm: *Pattern Recognition*, v. 36, p. 451-461.
- Liu, P. F., and J. Y. Zheng, 2008, Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics: *Materials Science and Engineering a-Structural Materials Properties Microstructure and Processing*, v. 485, p. 711-717.
- Lopes, C. S., P. P. Camanho, Z. Gurdal, P. Maimi, and E. V. Gonzalez, 2009a, Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations: *Composites Science and Technology*, v. 69, p. 937-947.
- Lopes, C. S., O. Seresta, Y. Coquet, Z. Gurdal, P. P. Camanho, and B. Thuis, 2009b, Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments: *Composites Science and Technology*, v. 69, p. 926-936.
- Mader, E., E. Moos, and J. Karger-Kocsis, 2001, Role of film formers in glass fibre reinforced polypropylene - new insights and relation to mechanical properties: *Composites Part a-Applied Science and Manufacturing*, v. 32, p. 631-639.
- Maire, J. F., and J. L. Chaboche, 1997, A new formulation of continuum damage mechanics (CDM) for composite materials: *Aerospace Science and Technology*, v. 1, p. 247-257.
- Marcin, L., M. Genet, E. Baranger, and P. Ladevèze, 2011, Vers la tolérance au dommage pour les CMCs : prédiction de la durée de vie de structures, 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Poitiers-Futuroscope : France (2011).
- Matzenmiller, A., J. Lubliner, and R. L. Taylor, 1995, A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites: *Mechanics of Materials*, v. 20, p. 125-152.
- Mechaoui, S., S. Benmedakhene, S. Amami, and A. Laksimi, 2005, Damage and crack analysis of glass/epoxy composite laminated (0/30/60)₁₀ by acoustic emission, *Compte rendu du JNC 16*, Compiègne.

Références

- Miot, S., C. Hochard, and N. Lahellec, 2010, A non-local criterion for modelling unbalanced woven ply laminates with stress concentrations: *Composite Structures*, v. 92, p. 1574-1580.
- NFA_09-350_78-84, Vocabulaire utilisée en émission acoustique, Association français de normalisation AFNOR.
- Ochoa, O. O., and J. J. Engblom, 1987, Analysis of progressive failure in composites: *Composites Science and Technology*, v. 28, p. 87-102.
- Peyre, P., C. Carboni, P. Forget, G. Beranger, C. Lemaitre, and D. Stuart, 2007, Influence of thermal and mechanical surface modifications induced by laser shock processing on the initiation of corrosion pits in 316L stainless steel: *Journal of Materials Science*, v. 42, p. 6866-6877.
- Prombut, P., 2007, Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels, Thèse de l'Université Toulouse III - Paul Sabatier.
- Qian, Y., and S. R. Swanson, 1990, Experimental-measurement of impact response in carbon epoxy plates: *Aiaa Journal*, v. 28, p. 1069-1074.
- Renard, J., and A. Thionnet, 2006, Damage in composites: From physical mechanisms to modelling: *Composites Science and Technology*, v. 66, p. 642-646.
- Revest, N., 2011, Comportement en fatigue de pièces épaisses en matériaux composites, Thèse de l'École Nationale Supérieure des Mines de Paris, France.
- Revest, N., A. Thionnet, J. Renard, L. Boulay, and P. Castaing, 2009, Comportement en fatigue de structures épaisses en matériaux composites, Journée Nationale de Composite, JNC 16, Toulouse.
- Romhany, G., J. Karger-Kocsis, and T. Czigany, 2003, Tensile fracture and failure behavior of technical flax fibers: *Journal of Applied Polymer Science*, v. 90, p. 3638-3645.
- Rousseau, J., D. Perreux, and N. Verdiere, 1999, The influence of winding patterns on the damage behaviour of filament-wound pipes: *Composites Science and Technology*, v. 59, p. 1439-1449.
- Sollier, A., 2002, Etude des plasmas générés par interaction laser – matière en regime confine, application au traitement des matériaux par choc – laser, Thèse de l'Université de Versailles St-Quentin.
- Strait, L. H., M. L. Karasek, and M. F. Amateau, 1992, Effects of stacking-sequence on the impact resistance of carbon-fiber reinforced thermoplastic toughened epoxy laminates: *Journal of Composite Materials*, v. 26, p. 1725-1740.
- Symons, D. D., and G. Davis, 2000, Fatigue testing of impact-damaged T300/914 carbon-fibre-reinforced plastic: *Composites Science and Technology*, v. 60, p. 379-389.
- Tita, V., J. de Carvalho, and D. Vandepitte, 2008, Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches: *Composite Structures*, v. 83, p. 413-428.
- Tran, A. T., 2011, Etude du délaminage en mode II de composite unidirectionnels soumis à des sollicitations rapides : Approche globale et approche locale, Thèse de l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, Paris.

Références

- Tweed, J., R. Lee, and J. McCarthy, 1992, Impact evaluation of stressed composites, European Conference on Composites Testing and Standardisation, Amsterdam, 8-10 September.
- Viot, P., L. Ballere, L. Guillaumat, and J.-L. Lataillade, 2008, Scale effects on the response of composite structures under impact loading: *Engineering Fracture Mechanics*, v. 75, p. 2725-2736.
- Wakayama, S., S. Kobayashi, T. Imai, and T. Matsumoto, 2006, Evaluation of burst strength of FW-FRP composite pipes after impact using pitch-based low-modulus carbon fiber: *Composites Part a-Applied Science and Manufacturing*, v. 37, p. 2002-2010.
- Whitney, J. M., and R. J. Nuismer, 1974, Stress fracture criteria for laminated composites containing stress-concentrations, *J Compos Mater*, p. 253-265.
- Yang, Q. D., and B. Cox, 2005, Cohesive models for damage evolution in laminated composites: *International Journal of Fracture*, v. 133, p. 107-137.
- Zhang, X., G. A. O. Davies, and D. Hitchings, 1999, Impact damage with compressive preload and post-impact compression of carbon composite plates: *International Journal of Impact Engineering*, v. 22, p. 485-509.
- Zhang, Y., Z. Xia, and F. Ellyin, 2008, Two-scale analysis of a filament-wound cylindrical structure and application of periodic boundary conditions: *International Journal of Solids and Structures*, v. 45, p. 5322-5336.
- Zhao, Y. H., and G. J. Weng, 1996, Plasticity of a two-phase composite with partially debonded inclusions: *International Journal of Plasticity*, v. 12, p. 781-804.
- Zhou, G., 1996, Effect of impact damage on residual compressive strength of glass-fibre reinforced polyester (GFRP) laminates, *Composites Structures* 35, p. 171-181.