

N° d'ordre : 40206

Année 2009

**THESE DE DOCTORAT DE L'UNIVERSITE DE LILLE 1**

Spécialité :

MECANIQUE, ENERGETIQUE ET MATERIAUX

Présentée par

**Cheick Ahmed Hyacinthe SAWADOGO**

INGENIEUR POLYTECH-LILLE

**COMPORTEMENT EN FATIGUE DES COMPOSITES  
MONOLITHIQUES ET SANDWICHES : DÉTECTION ET SUIVI DE  
L'ENDOMMAGEMENT PAR TECHNIQUES NON DESTRUCTIVES**

**Thèse dirigée par : Pr Saïd HARIRI et encadrée par : Stéphane PANIER**

Soutenue le 17 décembre 2009

Devant le jury d'examen composé de :

Rapporteur	Professeur M. KARAMA,	E.N.I. de TARBES
Rapporteur	Professeur A. LAKSIMI,	U.T.C.
Examineur	Professeur Z. AZARI,	UNIVERSITE DE PICARDIE
Examineur	Professeur N. BENSEDDIQ,	LML-USTL
Examineur	Ingénieur P. GHYS,	ALSTOM TRANSPORT
Examineur	Professeur S. HARIRI,	MINES DE DOUAI
Examineur	HDR S. PANIER,	MINES DE DOUAI



**A ma grande famille**



## Remerciements

Durant ces trois années de thèse, de nombreuses personnes m'ont apporté leur aide de différentes manières. Je tiens, dans cette page, à leur exprimer ma gratitude et mes plus vifs remerciements.

Je souhaite remercier Moussa Karama et Abdelouahed Laksimi pour avoir accepté de juger ce travail. Je remercie également les membres du jury, Zitouni Azari de l'université de Picardie, Nourredine Benseddiq du Laboratoire de Mécanique de Lille et Pascal Ghys d'ALSTOM Transport.

Pour arriver à réaliser ce travail, j'ai sollicité les compétences de toutes les personnes du département Technologie des Polymères et Composites & Ingénierie Mécanique : les enseignants chercheurs, les doctorants, les techniciens et le personnel administratif. Je leur exprime toute ma reconnaissance et espère qu'ils verront dans ce travail toute la gratitude que je leur porte. Je souhaite remercier particulièrement :

Le chef de département, Patricia Krawczak, pour l'accueil au sein du laboratoire.

Mon directeur de thèse, Saïd Hariri, pour la direction de cette thèse.

Mon encadrant de thèse, Stéphane Panier avec qui nous avons relevé de nombreux défis pour mener à bien ce travail.

Monsieur Daniel Zakrzewski, pour ses remarques pertinentes sur la conduite des essais mécaniques et ses discussions intéressantes sur la philosophie de la vie.

Monsieur Olivier Skawinski, pour les précisions et les suggestions lors de la mise en place des essais.

Monsieur Patrice Hulot pour sa capacité à trouver des solutions technologiques à chaque fois que je l'ai consulté.

Monsieur Gérard Bourse pour ses efforts dans la mise en place du système C-scan.

Monsieur Salim Chaki pour son avis et ses solutions toujours pratiques.

Messieurs Jean Claude Depret et Bernard Pauchet pour leur assistance, quant à la préparation et la conduite des essais.

Mesdames Dominique Rémy et Danielle Corneil qui m'ont fourni une oreille attentive et des mots d'encouragements à chaque fois que cela était nécessaire.

Les collaborateurs du Centre Commun d'Usinage, Richard, Fabrice et Jacques m'ont toujours aidé à respecter les délais de fabrication et d'essais. Je leur dis tout simplement un grand merci.

Une grande partie du travail a été réalisée à l'Institute Für Allgemeine Mechanik (IAM) d'Aix la Chapelle. Je tiens donc à remercier le professeur Dieter Weichert, les techniciens Hans et Alfons, et l'élève ingénieur Thomas. Les bons moments que nous avons passés ensemble et leur aide précieuse pour les essais, nous ont permis d'atteindre nos objectifs dans de bonnes conditions.

Cette thèse a été réalisée dans le cadre du projet ULTIMAT. Je souhaite remercier tous les partenaires du projet pour leur assistance et leur savoir-faire qui m'ont permis de réaliser ce travail.

Je souhaite également remercier ma très grande famille pour tout leur soutien durant ces trois ans. A ma femme Fatimata qui m'a supporté avec affection dans tous les moments difficiles, je lui dis tout simplement merci.



## Sommaire

Remerciements.....	5
Table des figures.....	9
Cadre général et enjeux du travail de recherche.....	13
Contexte de la thèse.....	15
Introduction de la thèse.....	17
Chapitre I : Fatigue des matériaux composites monolithiques.....	19
Etude bibliographique sur les matériaux composites.....	20
I-1- Bref historique sur les matériaux composites.....	20
I-2- Introduction aux matériaux composites.....	22
I-3- Fatigue et mécanismes d'endommagement des composites.....	24
I-3-1- Facteurs de complexité d'appréhension des composites.....	25
I-3-2- Paramètres d'évaluation de l'endommagement en fatigue.....	26
I-3-3- Les mécanismes d'endommagement.....	33
I-4- Conclusion de l'étude bibliographique.....	46
Etude expérimentale en fatigue des composites monolithiques.....	47
I-5- Choix du matériau.....	47
I-5-1- Description du matériau.....	47
I-5-2- Propriétés intrinsèques et mécaniques du matériau.....	48
I-5-3- Avantages d'utilisation.....	48
I-6- Fabrication des éprouvettes.....	49
I-6-1- Machine de compression et moule.....	49
I-6-2- Fabrication des éprouvettes.....	49
I-7- Caractérisation du matériau et interprétation des résultats.....	50
I-7-1- Caractérisation structurale du matériau.....	50
I-7-2- Caractérisation mécanique des éprouvettes de composites.....	52
I-8- Conclusion de l'étude sur la fatigue des UD et tissus.....	68
I-9- Références bibliographiques du chapitre I.....	71
Chapitre II : Caractérisation du délaminage par thermographie infrarouge.....	73
II-1- Introduction au chapitre II.....	74
II-2- Procédure expérimentale.....	74
II-3- Définition des éprouvettes.....	75
II-4- Evaluation de l'intégrité des éprouvettes par macrographie.....	77
II-4-1- Macrographie du premier empilement.....	78
II-4-2- Macrographie du second et du troisième empilement.....	79
II-5- Evaluation de l'état initial par ondes ultrasonores.....	82
II-5-1- Bibliographie sur la détection du délaminage par ultrasons.....	82
II-5-2- Etude expérimental : évaluation de l'état initial des éprouvettes.....	86
II-6- Evaluation de l'endommagement par thermographie infrarouge.....	94
II-6-1- La température comme indicateur d'endommagement.....	94
II-6-2- Détermination des sources de chaleur.....	98
II-6-3- Etude expérimentale.....	101
II-7- Validation des résultats obtenus par thermographie infrarouge.....	113
II-7-1- Macrographie des éprouvettes endommagées.....	113
II-7-2- Evaluation du délaminage par ondes ultrasonores.....	116
II-7-3- Résultats du C-scan.....	116
II-7-4- Bilan de l'évaluation de l'endommagement par C-scan.....	121
II-8- Bilan et perspectives.....	122
II-9- Conclusion du chapitre II.....	123
II-10- Référence bibliographique du chapitre II.....	124
Chapitre III : Fatigue sous sollicitations multiaxiales des composites monolithiques.....	125

III-1- Bibliographie sur les sollicitations multiaxiales .....	126
III-1-1- Types de sollicitations multiaxiales .....	126
III-1-2- Machines et systèmes de sollicitations biaxiales.....	127
III-1-3- Formes d'éprouvettes cruciformes .....	131
III-2- Etude Expérimentale .....	134
III-2-1- Choix de la forme des éprouvettes et de l'empilement.....	135
III-2-2- Fabrication des éprouvettes .....	136
III-2-3- Essai de validation de la machine et de la procédure d'essai .....	137
III-2-4- Bilan de l'étude de validation de la machine d'essai .....	145
III-3- Essai de fatigue biaxiale .....	145
III-3-1- Optimisation de la forme de l'éprouvette.....	145
III-3-2- Essai sur empilement quasi-isotropes .....	149
III-4- Conclusion et perspectives du chapitre III.....	163
III-5- Références bibliographiques du chapitre III .....	164
Chapitre IV : Fatigue des matériaux composites sandwichs.....	165
IV-1- Bibliographie sur les composites sandwichs.....	166
IV-1-1- Généralités sur les structures sandwichs .....	166
IV-1-2- Fatigue des sandwichs.....	169
IV-2- Caractéristiques du sandwich étudié .....	171
IV-3- Essai monotone de flexion 3 points .....	174
IV-3-1- Condition expérimentale .....	174
IV-3-2- Paramètres et résultats à déterminer .....	175
IV-3-3- Machine d'essais.....	176
IV-3-4- Etude de l'influence de joints de colle.....	176
IV-4- Analyse des faces des zones endommagées.....	180
IV-4-1- Faces de catégorie 1.....	180
IV-4-2- Faces de catégorie 2.....	180
IV-5- Modélisation numérique .....	181
IV-6- Fatigue des éprouvettes sandwichs .....	182
IV-6-1- Paramètres de l'essai.....	182
IV-6-2- Niveau de chargement 60%.....	183
IV-6-3- Niveau de chargement 70%.....	184
IV-6-4- Niveau de chargement 80%.....	184
IV-7- Conclusion et perspectives du chapitre IV .....	185
IV-8- Références bibliographiques du chapitre IV.....	186



## Table des figures

Figure 1 : Exemple d'utilisation des matériaux composites dans l'aéronautique.....	13
Figure I-2 : Le bombardier B-2 "Jurtij", construit avec des matériaux composites hautes performances [DAN01].....	21
Figure I-3 : Formes communes de renfort de fibres [ZWE98].....	23
Figure I-4 : Evolution de l'endommagement au cours des cycles [PAY04].....	27
Figure I-5 : Courbe de Wöhler et résistance résiduelle [PAY04].....	28
Figure I-6 : Courbes de perte de rigidité.....	29
Figure I-7 : Courbe de Wöhler [SED00].....	29
Figure I-8 : Influence du rapport R et de la température, [NAK95].....	31
Figure I-9 : Expérience avec R=0 en a) ; R=0,5 en b) ; et en c) R=-1 [KAD94].....	32
Figure I-10 : Contrainte maximale appliquée en fonction de la durée de vie en fatigue [WAN90].....	33
Figure I-11 : Principaux types d'endommagements microscopiques : diffus (a et b) et localisés (c) [TAL87].....	34
Figure I-12 : Différents types de ruptures à l'interface fibre-matrice [HUL81].....	35
Figure I-13 : Courbes de résistance à la fatigue en traction, et endommagement associés [TAL87].....	35
Figure I-14 : Courbe de résistance à la fatigue sous flexion trois points et endommagement associés [FOU92].....	36
Figure I-15 : Courbes S-N pour un composite unidirectionnel verre/époxy en fatigue sous traction ondulée, [WAN90].....	37
Figure I-16 : Evolution de la raideur d'un composite verre/époxy UD en fatigue par flexion ondulée [WAN90].....	39
Figure I-17 : Modes d'endommagement et de ruptures [PAY04].....	40
Figure I-18 : Endommagement d'un composite stratifié en fatigue [REI83].....	41
Figure I-19 : Fissuration transverse d'un composite [THI91].....	41
Figure I-20 : Inventaire des défauts sur plaque quasi-isotrope trouée proche de la rupture [LEV98].....	42
Figure I-21 : Endommagement dans les composites tissés [NAI03].....	44
Figure I-22 : Evolution du module et de l'endommagement d'un composite tissé, [NAI03].....	45
Figure I-23 : Machine de compression et moule.....	49
Figure I-24 : Four de cuisson et éprouvette de calcination.....	50
Figure I-25 : Géométrie d'éprouvette d'essai conforme à la norme ISO 527-5.....	53
Figure I-26 : Talon intégré en tissu équilibré, talon collé UD 90° et talon collé aluminium.....	53
Figure I-27 : Comparaison d'endommagement sur 3 types de talons.....	55
Figure I-28 : Courbe de traction composite tissé (0°,90°) à talons intégrés.....	56
Figure I-29 : Courbe de traction de tissus (+45°, -45°) à talons intégrés.....	57
Figure I-30 : Eprouvettes d'essai de fatigue.....	57
Figure I-31 : Machine de fatigue et caméra infrarouge.....	58
Figure I-32 : Evolution de température d'une éprouvette UD0° à 6Hz et 65%/Rm.....	59
Figure I-33 : Courbe de Wöhler du composite UD 0° à talons intégrés.....	61
Figure I-34 : Evolution normée du module d'Young pour un UD.....	62
Figure I-35 : Type d'endommagement constaté sur un composite unidirectionnel.....	63
Figure I-36 : Courbe de Wöhler d'un composite tissu (0-90°).....	64
Figure I-37 : Evolution normée du module d'Young pour un tissu (0°- 90°).....	64
Figure I-38 : Type d'endommagement constaté sur un composite tissu (0-90°).....	65
Figure I-39 : Courbe de Wöhler d'un composite tissu (-45°+45°).....	66
Figure I-40 : Evolution normée du module d'Young pour un tissu (+45°, -45°).....	67
Figure I-41 : Type d'endommagement constaté sur un composite tissu (-45°+45°).....	68
Figure II-42 : 3 plis unidirectionnels avec pli central coupé : Empilement 1.....	75
Figure II-43 : Eprouvettes d'essais de fatigue calibrées pré-endommagées.....	76
Figure II-44 : Fabrication de composite par autoclave.....	76
Figure II-45 : Dimensions moyennes des éprouvettes d'après la norme EN ISO 527-4.....	77
Figure II-46 : Appareil de macrographie : loupe binoculaire.....	78
Figure II-47 : Agrandissement 25 fois du 1 <sup>er</sup> empilement, 3 plis UD 0° pli central coupé.....	78
Figure II-48 : Agrandissement 3 fois de la face de l'éprouvette à 3 plis UD 0° pli central coupé.....	79
Figure II-49 : Plaque d'éprouvettes UD 0° après fabrication.....	79
Figure II-50 : Macrographie du 2 <sup>nd</sup> empilement (PM) : 5 plis, pli central coupé.....	80
Figure II-51 : Macrographie du 3 <sup>em</sup> e empilement (PD) : 5 plis, pli décalé coupé.....	80
Figure II-52 : Types d'ondes ultrasonores.....	82
Figure II-53 : Représentation schématique de la méthode ultrasonique "pulse-echo" [BER03].....	83
Figure II-54 : Représentation schématique de la méthode ultrasonique "par transmission" [BER03].....	83

Figure II-55 : Principe d'acquisition de données ultrasonores sous forme de C-scan [BER03] .....	84
Figure II-56 : Images C-scan. a) projection de tous les défauts. b) et c) différentes profondeurs [BER03] .....	84
Figure II-57 : C-scan du délaminage et des fissurations matricielles d'un composite impacté à 3,6J [AYM00] .....	85
Figure II-58 : Propagation d'ondes acoustiques à partir d'un capteur ultrasonore .....	86
Figure II-59 : Matériels de mesure d'absorption d'eau .....	86
Figure II-60 : Evolution de l'absorption d'eau en fonction du temps d'exposition.....	87
Figure II-61 : Dispositif expérimental de mesure de la vitesse des ondes ultrasonores.....	88
Figure II-62 : Graphe de mesure de vitesse sur une éprouvette PM.....	88
Figure II-63 : Matériel de détection par C-scan .....	89
Figure II-64 : A-scan et positions des portes de traitement pour un UD 0° .....	89
Figure II-65 : C-scan de trois éprouvettes UD 0° en amplitude .....	90
Figure II-66 : C-scan de trois éprouvettes UD 0° en TOF.....	90
Figure II-67 : Graphe A-scan et correspondance physique d'une éprouvette PD.....	91
Figure II-68 : C-scan de cinq éprouvettes PD en amplitude .....	92
Figure II-69 : C-scan de cinq éprouvettes PD en TOF.....	92
Figure II-70 : C-scan de trois éprouvettes PM en Amplitude.....	92
Figure II-71 : C-scan de six éprouvettes PM en TOF .....	93
Figure II-72 : Evolution de la température lors d'un essai de fatigue sur un acier DP600 [BOU04].....	95
Figure II-73 : Exemple de détermination rapide de la limite d'endurance d'un acier DP600 [BOU04] .....	96
Figure II-74 : Evolution de la température de surface au cours d'un essai de fatigue .....	97
Figure II-75 : Evolution de l'endommagement en module.....	97
Figure II-76 : Evolution de l'endommagement en phase .....	98
Figure II-77 : Spectre électromagnétique .....	102
Figure II-78 : Principe d'obtention des températures par thermographie infrarouge.....	102
Figure II-79 : Champ de température avant et après lissage .....	103
Figure II-80 : Montage expérimentale de thermographie infrarouge .....	104
Figure II-81 : Terme de couplage thermoélastique et dissipation intrinsèque.....	106
Figure II-82 : Evolution de l'endommagement sur éprouvette 3 plis UD 0°.....	106
Figure II-83 : Délaminage des éprouvettes UD 0° avec plis coupés .....	107
Figure II-84 : Température moyenne (°C) et couplage thermoélastique (°C/s) sur la face 1: PM à 30% du Rm.....	107
Figure II-85 : Température moyenne (°C) et couplage thermoélastique (°C/s) sur la face 2 : PM à 30% du Rm.....	108
Figure II-86 : Couplage thermoélastique et dissipation pour 3 niveaux de chargement (20%, 30% et 40%).....	109
Figure II-87 : Comparaison de photos des faces observées par la Jade en a) et la Titanium en b) .....	110
Figure II-88 : Comparaison photo coté JADE et couplage thermoélastique et dissipation pour PM 40%.....	110
Figure II-89 : Comparaison couplage thermoélastique et photos côté Titanium et Jade .....	111
Figure II-90 : Photos d'une éprouvette PM sous un chargement de 40% du Rm.....	111
Figure II-91 : Dissipation évaluée sur une éprouvette PM sous un chargement de 40% du Rm.....	112
Figure II-92 : Scénario d'endommagement des éprouvettes PM et PD .....	113
Figure II-93 : Macrographie de l'épaisseur de l'éprouvette PM à 65% du Rm .....	113
Figure II-94 : Macrographie de l'épaisseur de l'éprouvette PD .....	114
Figure II-95 : Mesure du délaminage d'une éprouvette PM à 40% du Rm par macrographie.....	114
Figure II-96 : Mesure du délaminage d'une éprouvettes PD à 20% du Rm par macrographie.....	115
Figure II-97 : Protection des cotés des l'éprouvettes contre l'absorption d'eau .....	116
Figure II-98 : C-scan de l'éprouvette à pli coupé en amplitude.....	117
Figure II-99 : C-scan de l'éprouvette à pli coupé en TOF .....	117
Figure II-100 : Eprouvette endommagée dans le bac d'essai C-scan.....	118
Figure II-101 : Graphe A-scan et correspondance physique d'une éprouvette PM à 65%.....	118
Figure II-102 : Images C-scan en AMplitude et en TOF des éprouvettes PM pour l'interface 1 coté JADE.....	119
Figure II-103 : Images C-scan en AMP en a) et en TOF en b) des PM pour l'interface 1 coté Titanium.....	119
Figure II-104 : Image C-scan in Amplitude en a) et en TOF in b) des PM pour l'interface 4 coté Titanium.....	120
Figure II-105 : Images C-scan en Amplitude en a) et en TOF in b) des PM pour l'interface 4 coté JADE .....	120
Figure II-106 : Images C-scan en amplitude et en TOF des éprouvettes PD pour la porte 3 .....	120
Figure III-107: Système de transformation de mouvement utilisé par Geiger [GEI05].....	127
Figure III-108 : Système de transmission de mouvement développé par Ferron et al. [FER88].....	128
Figure III-109 : Système d'essai biaxial développé par Bhatnagar [BHA07].....	128
Figure III-110 : Système d'essai biaxial développé par Boisse et al. [BOI01] .....	129

Figure III-111 : Machine d'essai biaxiale développé à l'université de Bruxelles [SMI06] .....	130
Figure III-112 : Eproutette cruciforme avec l'empilement utilisé [LEC06].....	132
Figure III-113 : Répartition de la déformation de cisaillement d'après Smits et al. [SMI06] .....	134
Figure III-114 : Géométrie d'éprouvette biaxiale et son empilement.....	134
Figure III-115 : Forme d'éprouvette biaxiale : a) forme1 b) forme2.....	135
Figure III-116 : Moule pour éprouvette biaxiale.....	136
Figure III-117 : a) Plaque brute avant découpe des éprouvettes et b) empreinte de découpe .....	136
Figure III-118 : Fabrication d'éprouvettes par découpe jet d'eau.....	137
Figure III-119 : Machine d'essais biaxiale de l'LAM en Allemagne.....	138
Figure III-120 : Utilisation de jauges de déformation lors des essais de validation .....	138
Figure III-121 : Force fonction du déplacement du vérin 1 .....	139
Figure III-122 : Force fonction du déplacement du vérin 2.....	140
Figure III-123 : Endommagement de l'éprouvette de forme 1 .....	140
Figure III-124 : Endommagement de l'éprouvette de forme 2 .....	141
Figure III-125 : Zones de mesure de la température.....	143
Figure III-126 : Evolution de la température dans une éprouvette de forme1 en fatigue.....	144
Figure III-127 : Zones de mesure de la température.....	144
Figure III-128 : Evolution de la température dans une éprouvette de forme2 en fatigue.....	145
Figure III-129 : a) Eproutette d'essais de validation ; b) Eproutette optimisées .....	146
Figure III-130 : Maillage utilisé pour la modélisation par éléments finis .....	147
Figure III-131 : Distribution des déformations principales dans chaque pli .....	148
Figure III-132 : Distribution des déformations de cisaillement dans chaque pli.....	148
Figure III-133 : Dispositions des jauges de déformations.....	149
Figure III-134 : Séquence d'endommagement en traction uniaxiale .....	151
Figure III-135 : Force en fonction des déformations en traction uniaxiale sens verticale.....	152
Figure III-136 : Courbe force en fonction du déplacement du vérin 1 et du vérin 2.....	153
Figure III-137 : Courbe force en fonction des déformations jauge 1 et 2 en traction biaxiale .....	154
Figure III-138 : Séquence d'endommagement en traction biaxiale .....	154
Figure III-139 : Principe de chargement en fatigue.....	155
Figure III-140 : Courbes de Wöhler des essais de fatigue .....	158
Figure III-141 : Droites d'Henry.....	159
Figure III-142 : Séquence d'endommagement en fatigue à FS75%-FC 30%.....	161
Figure IV-143 : Exemple d'une structure sandwich naturelle, section d'un crane humain [GIB88].....	166
Figure IV-144 : Matériaux sandwichs à âmes pleines et creuses [BER92].....	168
Figure IV-145 : Comparaison avec une poutre IPN, [REY90].....	168
Figure IV-146 : Phases d'endommagement dans d'un sandwich fibre de verre-vinylester et âme en PVC [KAN04].....	169
Figure IV-147 : Rupture en cisaillement dans la mousse : mode A.....	170
Figure IV-148 : Rupture en cisaillement : Mode B.....	170
Figure IV-149 : Tranche d'une éprouvette sandwich.....	172
Figure IV-150 : Dimensions d'une éprouvette sandwich selon la norme EN ISO NFT 54-606 .....	173
Figure IV-151 : a) ligne de découpe des éprouvettes par jet d'eau ; b) résultat de découpe.....	173
Figure IV-152 : Position des joints de colles, a) catégorie1,b) catégorie 2.....	174
Figure IV- 153 : Montage de flexion 3 points selon la norme EN ISO NFT 54-606.....	175
Figure IV-154 : Dispositif d'essai et machine, modèle 3D du banc d'essai .....	176
Figure IV-155 : rupture finale d'une éprouvette de catégorie 1 .....	177
Figure IV-156 : Contraintes de cisaillement dans les éprouvettes de la catégorie 1 .....	177
Figure IV-157 : Rupture finale d'une éprouvette de catégorie 2.....	178
Figure IV-158 : Courbes d'essai monotone de flexion 3 points pour la catégorie 2 .....	178
Figure IV-159 : Endommagement d'une éprouvette de catégorie1 .....	180
Figure IV-160 : Endommagement d'une éprouvette de catégorie2.....	180
Figure IV-161 : Modèle numérique de l'éprouvette en flexion 3 points.....	181
Figure IV-162 : Premier mode de flambement de la poutre.....	182
Figure IV-163 : Séquence d'endommagement de l'éprouvette 1 à 80% de chargement.....	184
Figure IV-164 : Séquence d'endommagement de l'éprouvette 2 à 80% de chargement.....	185



## Cadre général et enjeux du travail de recherche

La dernière décennie est caractérisée par une prise de conscience des enjeux d'utilisation des ressources de manière rationnelle notamment en optimisant l'utilisation de l'énergie. Le challenge actuellement dans les transports est la réduction de consommation d'énergie notamment en diminuant la masse.

A fiabilité et durabilité égales et avec un gain de masse important comparé aux matériaux métalliques, les nouveaux matériaux tentent de relever ce défi. Parmi ces matériaux on peut citer les matériaux composites mais également les mousses métalliques, les matériaux hybrides, ...

La Figure 1 présente un exemple d'utilisation de matériaux composites dans les transports. Il s'agit de l'A380 qui comprend environ 20% de sa masse en matériaux composites.

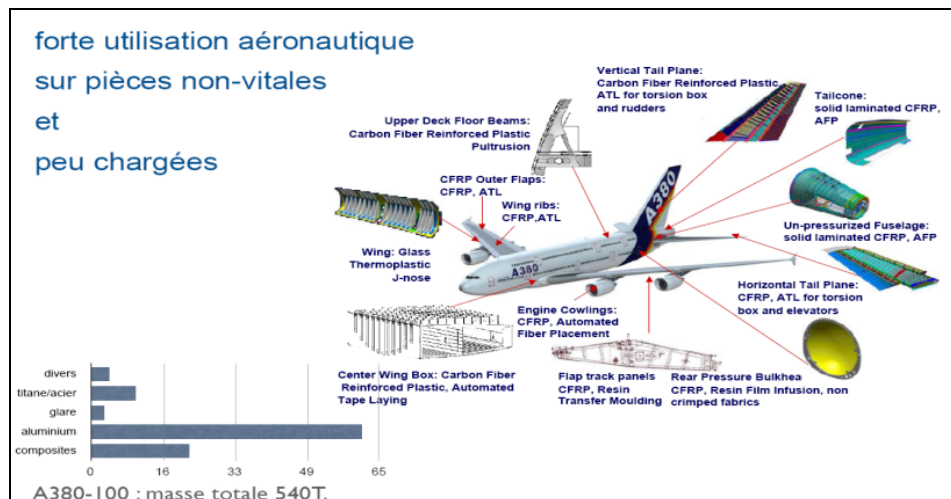


Figure 1 : Exemple d'utilisation des matériaux composites dans l'aéronautique

Cette culture de la réduction de la masse classiquement rencontrée dans l'aéronautique est dorénavant rencontrée dans d'autres industries. Ainsi, de nombreux projets sur la réduction de la consommation d'énergie et plus particulièrement sur la diminution de la masse ont vu le jour dans le domaine du ferroviaire jusqu'alors peu sensibilisé sur ce sujet. On peut citer les projets suivants sur la réduction de la consommation d'énergie :

- ✓ Railenergy projet européen portant sur la réduction de 6% de la consommation d'énergie d'ici 2020,
- ✓ Grönatäget projet suédois visant à réduire de 20 à 30 % la consommation par siège/km,

- ✓ Passenger Train Energy Project projet norvégien concernant la réduction de l'énergie de traction de 15%.

En France, le projet ULTIMAT (UtiLiSaTion Innovante de nouveaux MATériaux) vise l'allègement des structures ferroviaires et par conséquent la réduction de la consommation d'énergie. Ce projet a été validé par le pôle de compétitivité I-Trans qui réunit les principaux acteurs de l'industrie, de la recherche et de la formation dans le domaine du ferroviaire et des systèmes de transport terrestre innovants, présents dans les régions Nord-Pas de Calais et Picardie.

Cet allègement des véhicules ferroviaires passe par l'emploi de nouveaux matériaux qui peuvent être mono ou multi-matériaux en vue d'atteindre les objectifs suivants : allègement des structures, réduction des coûts et fiabilité des structures.

Ce projet est piloté par Alstom Transport et plusieurs partenaires universitaires et industriels qui participent également au projet. Les partenaires industriels sont Composites Aquitaine, Stratiforme Industries et Aetech, et les universitaires : Université de Technologie de Compiègne (UTC), LAMIH Valenciennes et l'Ecole des Mines de Douai. Le projet a commencé fin 2006, l'objectif final étant la fabrication d'un prototype de voiture courant 2010.

## **Contexte de la thèse**

Le département Technologie des Polymères et Composites & Ingénierie Mécanique (TPCIM) a parmi ses axes de recherches une expertise reconnue tant scientifique que technique, en terme d'étude de la fiabilité des structures.

C'est dans cette optique que l'Ecole des Mines de Douai et particulièrement le département Technologie des Polymères et Composites & Ingénierie Mécanique ont en charge la partie concernant l'étude des structures ferroviaires sous sollicitations de fatigue du projet ULTIMAT. Mes travaux de thèse s'inscrivent dans ce cadre.

Les objectifs de la thèse sont les suivants :

- ✓ le développement de nouvelles techniques non destructives de détection de l'endommagement par fatigue et notamment le délaminage qui est l'un des modes de rupture les plus dangereux pour une structure en matériaux composites,
- ✓ l'étude de l'endommagement et du dimensionnement à la fatigue de matériaux composites sandwichs.

La finalité de l'étude étant de fournir des données de dimensionnement en fatigue fiables ainsi qu'une expertise sur les différentes techniques de détection de défauts pour les structures composites.





## **Introduction de la thèse**

La fatigue des matériaux composites a été très peu étudiée pendant de nombreuses années car ces matériaux avaient la réputation de ne pas s'endommager sous sollicitations cycliques (réputation particulièrement ancrée pour les matériaux à base de fibres de carbone dans le monde de l'aéronautique). Leur utilisation de plus en plus importante dans l'industrie mais surtout l'apparition de plus en plus fréquente de rupture précoce de structures composites ont montré la nécessité de dimensionner ces structures également en fatigue.

Ainsi, l'aspect complexe du phénomène de fatigue des matériaux composites et l'intérêt industriel ont contribué au développement accru des recherches sur le sujet au cours des deux dernières décennies. En termes de complexité, on peut citer entre autres :

- ✓ la nature de l'endommagement,
- ✓ l'état multiaxial des contraintes,
- ✓ le passage difficile de l'éprouvette de laboratoire à la structure complexe,
- ✓ ...

Une des principales caractéristiques de l'endommagement de fatigue des matériaux composites est qu'il s'initie généralement au cœur du matériau contrairement aux matériaux métalliques où l'amorçage de fissure de fatigue s'effectue à la surface. Cet aspect de l'endommagement rend délicate sa détection. Il est alors nécessaire d'utiliser des méthodes de contrôle non destructif capables de détecter des phénomènes internes au matériau. Dans ce travail de thèse, il a été décidé d'utiliser la thermographie infrarouge dans le but de détecter mais également de quantifier l'endommagement.

De par ses propriétés anisotropes, l'état de contraintes dans un matériau composite est souvent multiaxial même lorsqu'il est soumis à une seule sollicitation. En service, une structure composite industrielle travaille rarement sous une sollicitation uniaxiale. On s'est donc intéressé au comportement en fatigue d'une éprouvette cruciforme soumise à un effort constant dans une direction et variable dans une deuxième direction.

Les essais sur éprouvettes sont généralement utilisés pour évaluer les caractéristiques de tel ou tel matériau composite dans des directions de sollicitations données. Ces éprouvettes ont généralement des caractéristiques supérieures à des structures réelles, pour lesquelles les conditions de fabrication peuvent être à l'origine de dispersions des propriétés mécaniques voire

de défauts. Une étude a donc été menée sur la caractérisation en fatigue de matériaux sandwich de forte épaisseur nécessitant des contraintes de fabrication toute particulières.

Le mémoire de thèse se décompose en quatre chapitres reprenant dans le détail les différents points énoncés précédemment.

Le premier chapitre consiste à étudier les différents paramètres à prendre en compte lors des essais de fatigue des composites monolithiques. Dans une première partie, une étude bibliographique de la fatigue des matériaux composites à empilement élémentaire est présentée. La seconde partie est consacrée à l'étude expérimentale sur éprouvettes, sollicitées en traction alternée, constituées des empilements suivants :  $(0^\circ)_3$ ,  $(90^\circ)_3$ , des tissus  $(0-90^\circ)_4$  et  $(-45+45^\circ)_4$ .

Dans le chapitre II, nous étudions le phénomène de délaminage, qui est un des modes d'endommagement de fatigue le plus sévère dans les matériaux stratifiés, en utilisant des techniques de caractérisations non destructives disponibles au sein du laboratoire. La thermographie infrarouge est utilisée à l'aide d'une méthode inverse pour localiser le délaminage, mais également pour le caractériser. La méthode est validée en comparant les résultats obtenus avec l'imagerie ultrasonore (C-scan) et des macrographies.

Le chapitre III est consacré à l'étude du comportement d'une éprouvette quasi-isotrope sollicitée biaxialement. Des éprouvettes ont été spécifiquement développées et fabriquées afin d'obtenir une zone d'étude optimisée. L'influence d'une sollicitation constante perpendiculaire à une deuxième sollicitation cyclique a été étudiée.

Le chapitre IV étudie le comportement en fatigue en flexion trois points d'une éprouvette sandwich de forte épaisseur. La première partie de ce chapitre concerne une bibliographie qui aborde les généralités sur les matériaux sandwichs. Dans une seconde partie, le matériau sandwich sera présenté puis l'étude expérimentale en fatigue mettra en évidence l'influence de certaines caractéristiques géométriques inhérentes à la fabrication de ce type de matériaux.

## Chapitre I :

# Fatigue des matériaux composites monolithiques

---

- ✓ Etude bibliographique sur les matériaux composites
- ✓ Etude expérimentale en fatigue des matériaux composites

Le premier chapitre présente une étude bibliographique qui se compose de deux volets. Le premier concerne une présentation générale des matériaux composites, les mécanismes d'endommagement par fatigue dans le cas de composites unidirectionnels, les stratifiés et les tissus.

Le second volet concerne l'étude expérimentale en fatigue des composites unidirectionnels et des tissus.

## **Etude bibliographique sur les matériaux composites**

### **I-1- Bref historique sur les matériaux composites**

Les composites à matrice organique (CMO), ont été lancés par les efforts de la communauté aérospatiale pendant la deuxième guerre mondiale. Elle voulait pouvoir produire des matériaux avec des valeurs spécifiques de contrainte et de rigidité, sensiblement plus hautes que les matériaux structuraux existants. En outre, les alliages structuraux aérospatiaux existants, comme ceux basés sur l'aluminium, étaient sujets à la corrosion et aux endommagements par fatigue, les CMOs ont donc fourni une approche pour surmonter ces obstacles. Vers la fin de la seconde guerre mondiale, les plastiques renforcés de fibre de verre avaient été employés avec succès dans des moteurs de fusée et utilisés dans des prototypes d'avions. Ces matériaux ont connu une plus large utilisation dans les années 50 grâce aux améliorations importantes dans la réponse structurale et la résistance à la corrosion.

Les applications commerciales dans l'équipement sportif des années 60 ont fourni un plus grand marché, ce qui a amélioré les possibilités de conception et de production. Cela a permis de développer la connaissance des composites et la confiance du consommateur, qui ont abaissé le coût des matériaux composites.

La crise énergétique pendant les années 70 a fourni une incitation significative pour l'introduction des CMOs dans les avions commerciaux encouragée par l'expérience réussie dans l'aviation militaire. Les améliorations de l'efficacité structurale sont devenues possibles pendant cette période, par l'introduction des fibres de carbone à rendement élevé. Les possibilités et les méthodologies de conception de fabrication améliorées ont fourni les arguments pour des augmentations significatives d'utilisation de CMO pour des structures d'avions militaires, commerciaux et de véhicules spatiaux.

Au cours des 30 dernières années, les CMOs ont gagné une fraction de masse croissante dans les structures d'avions et de vaisseaux spatiaux. De nombreux efforts ont été faits dans la recherche, le développement, la fabrication, et les tests des matériaux et structures composites. Des programmes de recherches étaient également menés pour l'usage des composites dans le transport militaire et civile et les véhicules navals. Les structures de fibres en verre pour des bateaux et d'autres applications marines représentent de nos jours une partie significative du volume de production. Pendant ces années, la confiance de l'emploi des matériaux composites a augmenté considérablement. C'était également une période de grande innovation dans la fabrication, l'assemblage, et le développement de méthodes de réparation.

Les avantages démontrés par les composites, en plus de la grande rigidité, de la haute résistance, et de la faible densité, incluent la résistance à la corrosion, une longue durée de vie en fatigue, et la capacité de fabriquer des formes complexes (cet avantage a été démontré dans la capacité de créer des structures furtives pour les systèmes militaires). Un exemple d'application récente de CMO est l'avion de chasse tactique de la deuxième génération des Etats-Unis, le F-22 dont plus de 24% de la structure est en CMOs. Le bombardier B-2, (Figure I-2), est construit en utilisant un pourcentage encore plus élevé de composites, de même que les hélicoptères modernes.

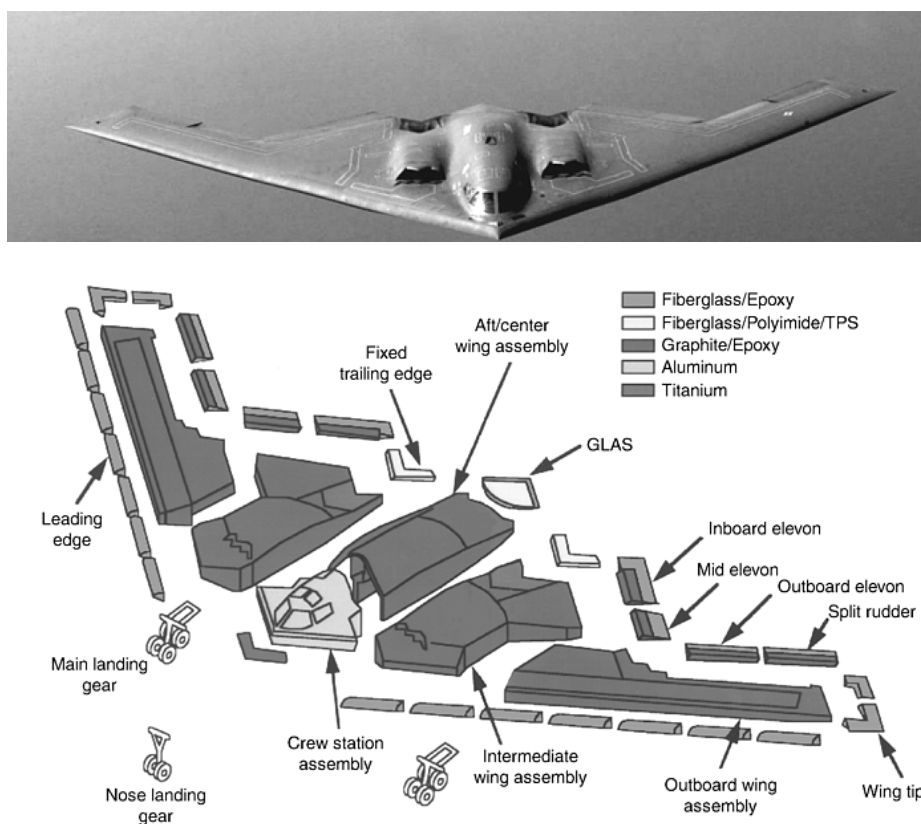


Figure I-2 : Le bombardier B-2 "furtif", construit avec des matériaux composites hautes performances [DAN01]

Au fil des années, une baisse importante des coûts des matériaux, et une avancée dans la capacité de fabrication de grandes pièces complexes de manière industrielle ont permis la vulgarisation des matériaux composites dans de nombreux domaines : l'automobile, le secteur du bâtiment, les loisirs et le sport, l'industrie ferroviaire.

## **I-2- Introduction aux matériaux composites**

Un matériau composite est une combinaison macroscopique de deux ou plusieurs matériaux distincts. Les composites sont aussi bien utilisés pour leurs propriétés structurales que pour leurs applications électriques, thermiques, tribologiques et environnementales. Les matériaux composites modernes sont habituellement optimisés pour réaliser un équilibre particulier des propriétés pour une étendue d'applications données. Étant donné le nombre important de matériaux qui peuvent être considérés comme composites et une large gamme d'utilisation pour lesquelles des matériaux composites peuvent être conçus, il est difficile de convenir d'une définition simple et concise. Cependant, comme définition pratique commune, l'appellation «matériaux composites» peut être limitée aux matériaux qui contiennent un constituant continu appelé «matrice» qui lie ensemble, un autre constituant plus résistant et plus rigide appelé «renfort». Le matériau résultant possède des propriétés structurales supérieures à l'un ou l'autre des matériaux constitutifs.

Les composites sont généralement classifiés selon deux niveaux distincts. Le premier niveau de la classification se fait habituellement par rapport à la matrice. Nous pouvons citer les matrices ainsi que les types de renfort qui y sont généralement incorporés :

1. Composites à matrice organique (CMO), avec :

- ✓ des fibres minérales : verre, carbone, etc.,
- ✓ des organiques : Kevlar, polyamides, etc.,
- ✓ des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.

2. Composites à matrice métallique (CMM), (alliages légers et ultralégers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :

- ✓ des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC),
- ✓ des fibres métalliques : bore
- ✓ des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC)

3. Composites à matrice minérale ou céramique (CMC), avec :

- ✓ des fibres métalliques : bore
- ✓ des particules métalliques : cermets,
- ✓ des particules minérales : carbures, nitrures, etc.

Généralement le terme "composite à matrice organique" inclut deux classes de composites : les composites à matrice polymère (CMP) et les composites à matrice carbone (généralement désignés sous le nom des composites carbone-carbone). Les composites à matrice carbone sont formés de CMP en incluant les étapes supplémentaires de carbonisation et de densification de la matrice du polymère.

Le deuxième niveau de classification se rapporte à la forme du renfort : renforts particuliers, renforts de fibres courtes, renforts de fibres longues, et composites à renforts tissés (des structures tressées et tricotées de fibres sont incluses dans cette catégorie), comme représentés sur la Figure I-3, [ZWE98]. Afin de fournir une augmentation utile des propriétés, il doit généralement y avoir une fraction substantielle de volume ( $\sim 10\%$  ou plus) de renfort. Un renfort est considéré comme une "particule" si toutes ses dimensions sont globalement égales. Ainsi, les composites renforcés par des particules incluent ceux renforcés par des sphères, des tiges, des flocons, et beaucoup d'autres formes.

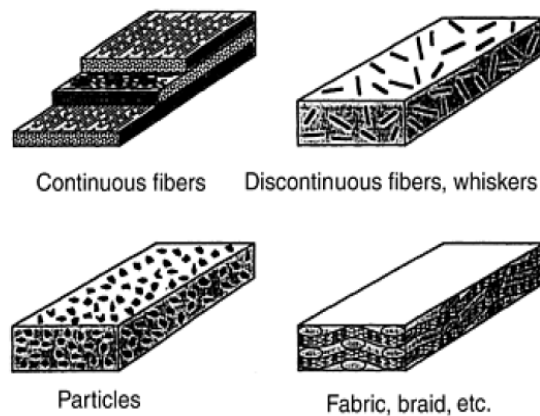


Figure I-3 : Formes communes de renfort de fibres [ZWE98].

Les composites à fibres longues contiennent des renforts ayant des longueurs beaucoup plus grandes que leurs dimensions transversales. Un tel composite est considéré comme un composite à fibre discontinue ou un composite à fibre courte si ses propriétés changent avec la longueur de la fibre. Autrement dit, quand la longueur de la fibre est telle qu'un accroissement ultérieur ou pas de la longueur, ne provoque pas d'accroissement du module ou de la résistance à la limite élastique, le composite est considéré comme un composite à fibre longue. Sur la Figure I-3,

chaque couche ou "pli" d'un composite à fibres longues a typiquement une direction spécifique d'orientation de fibre. Ces couches peuvent être empilées, donnant de ce fait propriétés globales élevées.

Nous avons vu l'historique des matériaux composites plus particulièrement dans l'aéronautique, les différents types de matériaux composites et la notation des empilements des stratifiés.

Dans la suite nous faisons une synthèse des études menées sur le phénomène de fatigue des matériaux composites à fibres longues continues, les différents mécanismes d'endommagement dans les unidirectionnels, les stratifiés et les tissus.

### **I-3- Fatigue et mécanismes d'endommagement des composites**

La fatigue est définie comme une dégradation de l'intégrité d'une pièce sous l'effet de sollicitations extérieures variables au cours du temps. Ces sollicitations externes sont souvent d'origine mécanique mais peuvent prendre d'autres formes comme l'effet thermique ou l'effet de l'humidité. La bonne tenue d'une pièce est souvent mesurée à l'aide de propriétés mécaniques telles que la raideur et la résistance. La perte de raideur peut créer une instabilité dans la structure du matériau et la perte de la résistance est directement liée à la défaillance du composant. Une telle défaillance de la pièce peut survenir à un très faible niveau de contrainte après application d'un nombre important de cycles.

En comparaison avec les métaux, les matériaux composites modernes possèdent une plus grande limite de résistance à la fatigue et à la corrosion. L'endommagement dû à la fatigue dans un matériau composite est très complexe, compte tenu du nombre élevé de mécanismes d'endommagement présents dans une couche. Ces mécanismes peuvent être, une rupture de fibres, une fissuration longitudinale de la matrice, une décohésion fibre-matrice, une fissuration combinée, ou encore une propagation du délaminage. La conséquence de cet endommagement est qu'un matériau composite ne se rompt pas après la formation d'une seule fissure macroscopique mais à cause d'une série d'endommagement plus ou moins indépendants les uns des autres. La fatigue dans les matériaux composites est donc provoquée par le cumul de dommages qui sont créés et se propagent durant la sollicitation cyclique et l'exposition à l'environnement.

En fatigue, même pour un chargement très inférieur à la résistance à la rupture en statique, une chute progressive des caractéristiques due à l'endommagement est observée. La dégradation des propriétés peut dépendre, en partie, des défauts initiaux (inclusion, bulles d'air) et du



désalignement des fibres lors de la fabrication des composites [BAP90], mais surtout du comportement des matériaux constitutifs. Les études sur la fatigue des matériaux composites tournent autour de trois idées maitresses [FIO89] :

- ✓ analyser et comprendre le comportement sous un chargement cyclique constitué en général de sollicitations simples,
- ✓ dégager les bases physiques et mécaniques du processus de dégradation,
- ✓ donner aux bureaux d'études, des modèles permettant d'évaluer une durée d'utilisation en service.

### **I-3-1- Facteurs de complexité d'appréhension des composites**

#### **I-3-1-1- Difficulté d'observation et de mesure**

La difficulté d'observation et de mesure des phénomènes physiques de dégradation est due à leur diversité, la variété de leur échelle et dans certains cas leur petitesse. Dans le cas de l'imagerie au Microscope Electronique à Balayage (MEB) utilisée pour visualiser la microstructure, la préparation des surfaces, la petitesse de l'échantillon et la difficulté de mise en place d'un système de mise sous charge qui permet d'ouvrir les fissures rendent délicates l'observation des dégradations. Par ailleurs, l'observation d'une surface libre ne donne pas d'information sur l'état du matériau à cœur. Néanmoins, les techniques de contrôles non destructives (propagation d'ondes, suivi acoustique ou mesure d'impédance) permettent par des méthodes inverses de relier les quantités mesurées à celles recherchées.

#### **I-3-1-2- Sensibilité du processus de fabrication**

Les caractéristiques des éprouvettes peuvent varier dans une plaque et d'une plaque à une autre; c'est à dire la sensibilité du processus de fabrication implique de réaliser un nombre suffisant d'essai par conditions données si l'on veut obtenir des résultats ayant une signification quantitative. Ceci est vrai sous sollicitation statique et encore plus sous sollicitation de fatigue.

#### **I-3-1-3- Evolution du processus de fabrication de la matière première**

Corrélativement à l'expansion du champ d'application de ces matériaux, les évolutions réalisées dans la maîtrise des procédés de fabrication se sont aussi produits en amont dans leur

composition chimique et dans leur procédé d'obtention (fibres très haute résistance, résine auto-extinguible, procédé RTM). Les recherches menées assez souvent avec des partenaires industriels ont nécessairement suivi cette évolution à la fois bénéfique et obligeant un retour constant à la caractérisation.

#### **I-3-1-4- Difficulté d'étude du chargement réel**

La complexité d'appréhension du chargement réel sur structure composite constitue une difficulté supplémentaire; les chargements réels sont le plus souvent variables et multi-axiaux; or les essais de ce type sont aussi complexes de mise en œuvre que d'identification.

#### **I-3-2- Paramètres d'évaluation de l'endommagement en fatigue**

Les structures sont souvent soumises à des sollicitations variables dans le temps à des fréquences déterminées. Pour caractériser le matériau en fatigue, nous soumettons la structure à des sollicitations imposées. La forme du cycle est définie par la donnée du rapport R du chargement. Ce dernier est exprimé en fonction du chargement maximal et minimal imposé à la structure. Suivant le mode de pilotage, ce rapport peut être exprimé en déplacement ou en charge.

$$R = \text{Chargement}_{\text{mini}} / \text{Chargement}_{\text{maxi}}$$

Il peut aussi avoir un caractère local lorsqu'on l'exprime en fonction des contraintes ou des déformations. La distinction entre les rapports de chargement locaux et globaux est primordiale dans le cas des structures complexes où des phénomènes de redistributions de contraintes ne sont pas négligeables. Dans ces cas, même si l'on travaille avec un rapport de chargement global constant rien ne peut garantir la constance des rapports locaux [SHO97]. Néanmoins, dans une démarche d'identification de comportement en fatigue d'un matériau, les rapports locaux et globaux doivent impérativement rester constants.

En fait, le rapport R permet de distinguer la condition de sollicitation dans les essais de fatigue.

#### **I-3-2-1- Notion d'endommagement**

A l'échelle du pli, le comportement sous chargement cyclique des matériaux composites a en commun avec celui des métaux une décroissance de la tenue en fatigue avec l'augmentation de la charge appliquée. Cependant, les matériaux composites se distinguent des métaux, par une baisse sensible de la rigidité (on nomme endommagement la variation relative de rigidité) lorsque le niveau de chargement ou le nombre de cycles croissent : cette chute est due à la fissuration

interne qui règne au sein du matériau (Figure I-4). Ceci représente un avantage pour le suivi (indicateur de la durée de vie) et un inconvénient pour la modélisation (comportement fortement non-linéaire plus complexe à identifier et à intégrer dans une simulation par éléments finis).

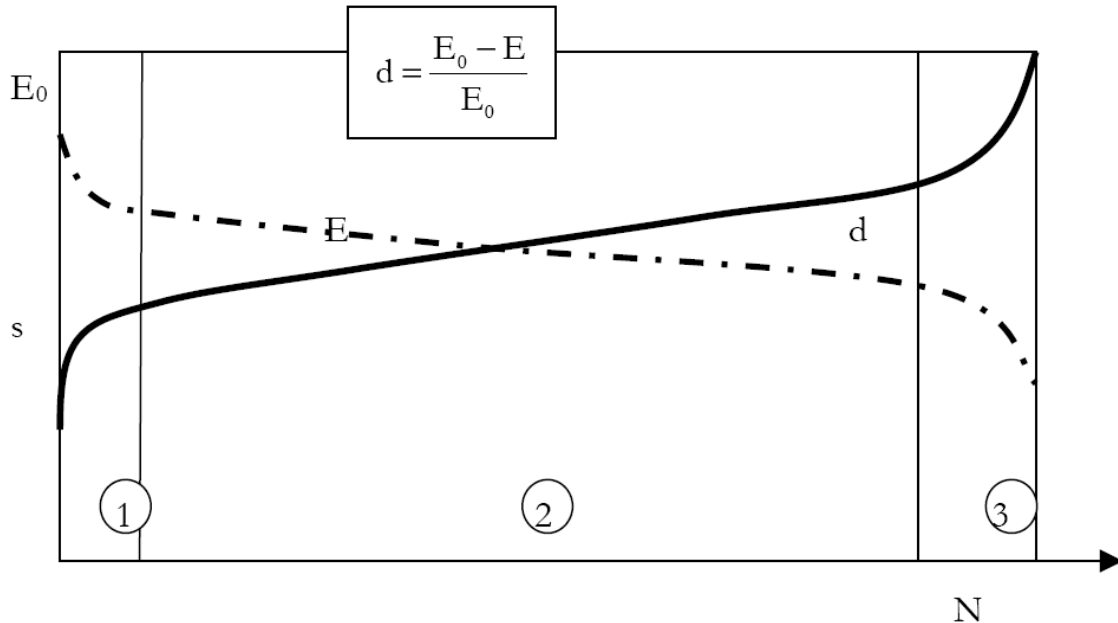


Figure I-4 : Evolution de l'endommagement au cours des cycles [PAY04]

Bien que le scénario d'évolution de la rigidité dépende énormément du type d'empilement et de la direction concernée, on peut décrire de manière générale l'évolution de l'endommagement en le décomposant en trois phases [REI98] (Figure I-4) :

- ✓ une première phase d'initiation (naissance de micro-endommagements),
- ✓ une seconde phase plus longue de croissance régulière et lente des dommages, c'est-à-dire de chute progressive de rigidité (développement progressif des micro-endommagements),
- ✓ une troisième phase caractérisée par une baisse rapide de rigidité qui conduit finalement à la rupture (macro-endommagement).

### I-3-2-2- Notions de durabilité et de résistance résiduelle

La résistance résiduelle (Figure I-5) est déterminée l'aide d'un essai monotone jusqu'à la rupture d'une éprouvette sollicitées préalablement cycliquement pendant  $n$  cycles. La rupture correspond à l'intersection des courbes de résistance résiduelle et celle de Wöhler. En effet, le dernier cycle avant rupture est assimilable à un essai de rupture « statique » qui se produit à la contrainte utilisée pour l'essai de fatigue.

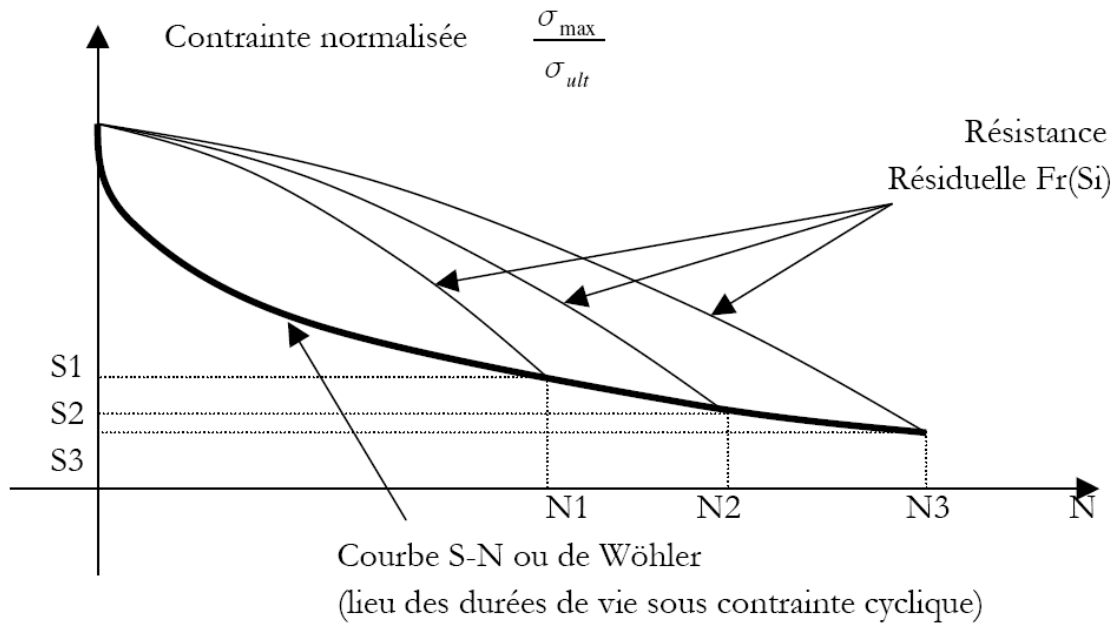


Figure I-5 : Courbe de Wöhler et résistance résiduelle [PAY04]

### I-3-2-3- Notion de perte de rigidité

La notion d'endommagement d'un matériau en fatigue peut être également définie par l'évolution de la perte de rigidité en fonction du nombre de cycles  $N$  pour un état de sollicitation représentant un certain pourcentage de charge limite en statique (Figure I-6).

De nombreux auteurs [PET90], [VIN91], [SAL94], définissent un critère à partir des courbes d'évolution semi-logarithmique de la rigidité en fatigue (courbe de perte de rigidité) en fonction du nombre de cycles. Ce critère correspond en général à un pourcentage «  $\lambda$  » compris entre 5% et 10% de perte de rigidité.

Ces critères qui présentent un grand intérêt sont particulièrement adaptés pour décrire les phénomènes initiaux de dégradation, c'est-à-dire, la rupture des fibres, de la matrice et de l'interface fibre/matrice. En revanche, au delà de cette limite le comportement résultant englobe de très nombreux mécanismes.

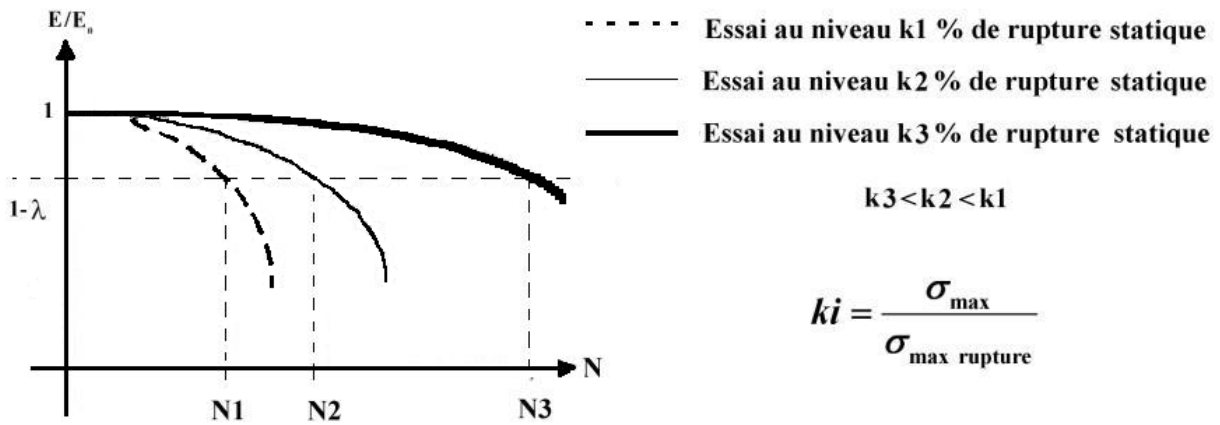


Figure I-6 : Courbes de perte de rigidité

L'ensemble des résultats pour différents niveaux de chargement permet le tracé de la courbe de Wöhler ou courbe S-N. Ces courbes sont en général constituées de trois zones :

- ✓ le domaine oligocyclique correspondant aux chargements près de la rupture statique. C'est un domaine à faible nombre de cycles ( $< 10^3$ ),
- ✓ le domaine de fatigue caractérisé par  $10^3 < N < 10^6$ ,
- ✓ le domaine d'endurance correspondant au niveau de contraintes, pour lequel le matériau ne rompt plus, après un nombre infini de cycles (limite d'endurance définie à  $10^6$  cycles par convention), [MAS93], (Figure I-7).

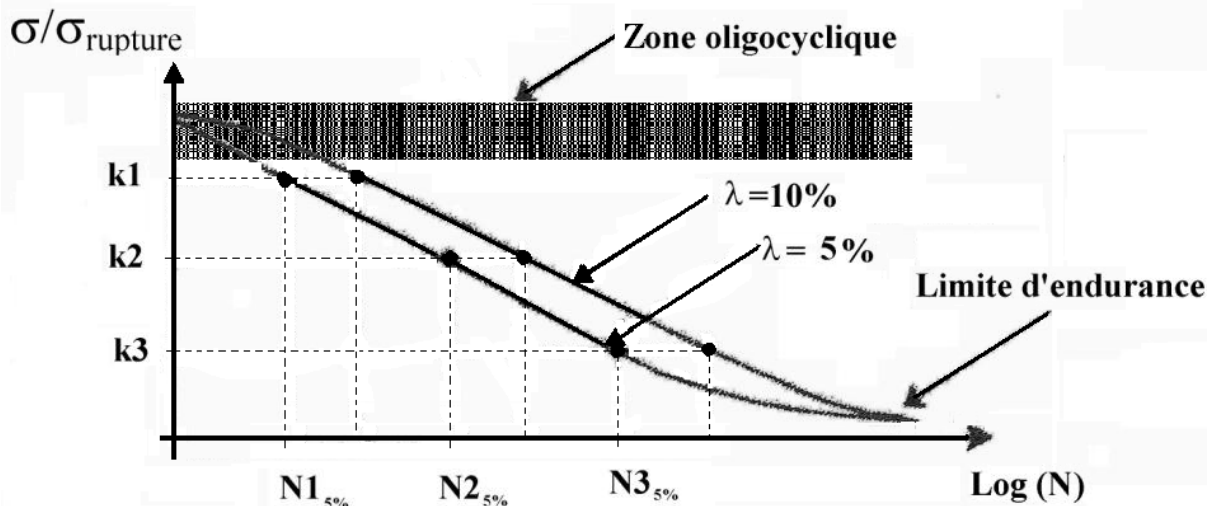


Figure I-7 : Courbe de Wöhler [SED00]

Afin de dégager les bases physiques et mécaniques du processus d'endommagement et comprendre le comportement des matériaux composites en fatigue, nous allons donc étudier l'influence de certains paramètres sur l'expérimentation en fatigue.

### **I-3-1-3- Paramètres influençant l'expérimentation sur la tenue en fatigue**

#### *I-3-1-3-1- Influence de la fréquence de sollicitation*

Dans le cas des essais de flexion trois points sur des composites unidirectionnels verre/epoxy fabriqués par compression de pré imprégnées, Fiore [FIO89], a montré que dans la gamme de fréquences allant de 10 à 25 Hz, le nombre de cycles à rupture ne varie pas, pour un niveau de sollicitation donné. De même, Kadi, [KAD94], dans le cas des composites UD verre/epoxy élaborés en compression et sollicités en traction avec des angles d'orientations de fibres à 0°, 45° et 90° et des fréquences allant de 0,4 à 3,3 Hz, a montré que l'influence de la fréquence de sollicitation est minimale voire inexistante.

Nous pouvons considérer qu'en règle générale, la fréquence de sollicitation a peu d'influence tant que la chaleur créée dans la pièce peut être évacuée et ne produit pas un échauffement qui modifierait ses caractéristiques mécaniques [LAL99].

#### *I-3-1-3-2- Influence du chargement*

Afin d'étudier l'influence du chargement lors d'un essai de fatigue, deux paramètres essentiels doivent être pris en compte : le rapport de chargement R et le niveau de chargement maximal. Dans les paragraphes qui suivent nous étudions l'influence du rapport R à chargement maximal constant et inversement.

#### Influence du rapport R

Des essais de fatigue en flexion 3 points et dans le sens transversal des fibres sur deux types d'éprouvettes UD en carbone/époxy, ont été réalisés par Nakada et Miyano, [NAK95]. Il a été montré que la dégradation des éprouvettes est gouvernée par la fissuration matricielle, compte tenu de la direction du chargement. Ces fissures apparaissent dès les premiers cycles de chargement aux interfaces fibre/matrice et dans la matrice parallèlement aux fibres. En se basant sur les résultats issus de ces expériences (Figure I-8), nous pouvons dégager 2 points essentiels :

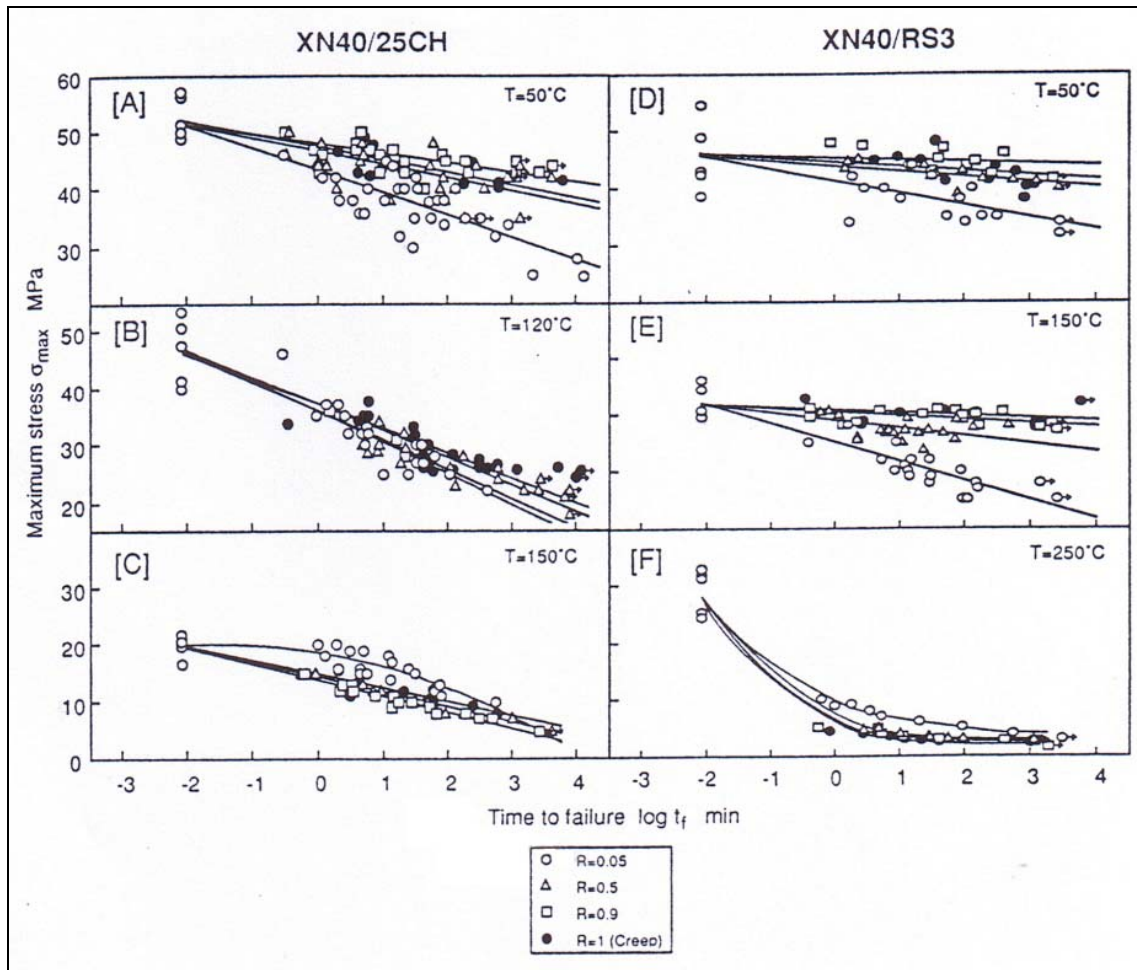


Figure I-8 : Influence du rapport R et de la température, [NAK95]

- ✓ à une température donnée, les mécanismes de rupture sont les mêmes pour différentes valeurs de R. Mais ces mécanismes de rupture changent lorsque la température varie,
- ✓ à la température ambiante, la durée de vie décroît lorsque R décroît de 1 à 0. Par contre à des températures élevées, le nombre de cycles à rupture augmente quand R décroît de 1 à 0.

D'autre part des expériences de fatigue en traction, menées par Kadi, [KAD94], sur des composites UD verre/époxy avec différentes orientations de fibres ( $0^\circ, 19^\circ, 45^\circ, \dots$ ), et différents rapports R, ont montré que les courbes S-N (Wöhler), ont des pentes importantes lors des essais alternés symétriques ( $R=-1$ ), et des pentes plus faibles pour les essais effectués à  $R=0,5$  et  $R=0$ . D'après les résultats présentés (Figure I-9), nous pouvons remarquer que les éprouvettes sollicitées avec un rapport de  $R=-1$  sont beaucoup plus sensibles à l'endommagement. En effet, les pentes des courbes de Wöhler avec  $R=0$  et  $R=0,5$  sont presque les mêmes. Tandis que la courbe représentant l'expérience à  $R=-1$  possède une pente plus importante. Ceci est du à la différence :

- ✓ de comportement en traction et en compression [NAK95],
- ✓ des mécanismes de dégradations en traction et en compression.

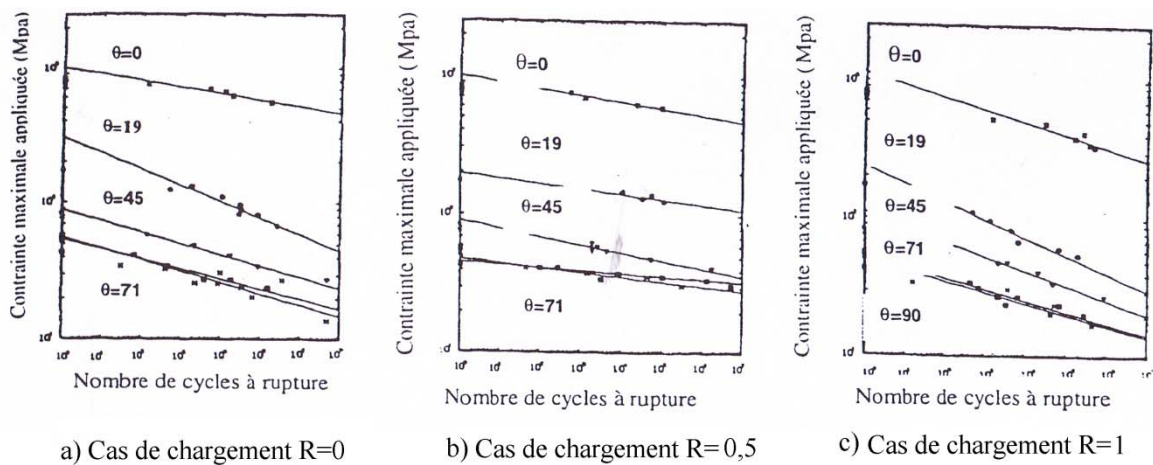


Figure I-9 : Expérience avec R=0 en a) ; R=0,5 en b) ; et en c) R=-1 [KAD94]

### Influence du niveau de chargement

Wang [WAN90], a mis en évidence l'influence du niveau de chargement dans le cas des essais de traction sur des UD en verre/epoxy élaborés en compression. Il a montré, que suivant le niveau de chargement imposé au matériau, les mécanismes d'endommagement changent. On peut distinguer deux mécanismes d'endommagement distincts pour deux plages de contraintes imposées au matériau (Figure I-10) [WAN90].

Dans les régions de fatigue à faible durée (nombre de cycles  $< 10^3$ ), ou à fort niveau de contraintes appliquées ( $\sigma_{\max}/\sigma_{\text{rupture}} > 0,7$ ), le processus d'endommagement est caractérisé essentiellement par la rupture de fibres suivi de délaminages à partir des ruptures, dus à une concentration de contraintes de cisaillement entre les fibres rompues et non rompues.

Par contre, en fatigue à longue durée de vie (nombre de cycles  $> 10^3$ ), ou à faible niveau de contraintes appliquées ( $\sigma_{\max}/\sigma_{\text{rupture}} < 0,7$ ), les mécanismes de dégradation sont différents. Dans ce cas, l'endommagement se fait plutôt par fissuration aux interfaces fibre/matrice, ou dans la matrice parallèlement aux fibres, en raison d'une contrainte de cisaillement locale entre les fibres désalignées. Cet endommagement est ensuite suivi par la rupture des fibres désalignées qui entraîne une diminution brutale de la rigidité du matériau [WAN90].



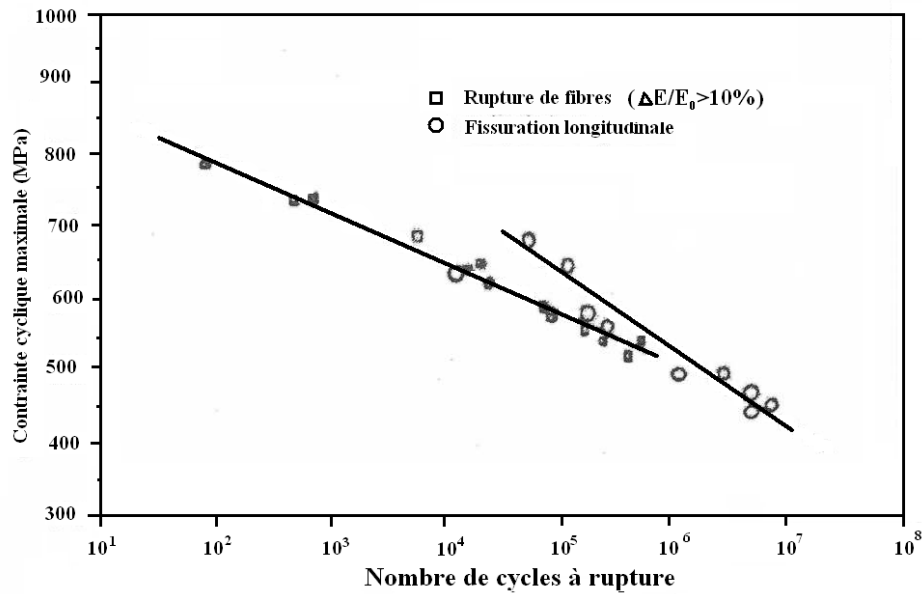


Figure I-10 : Contrainte maximale appliquée en fonction de la durée de vie en fatigue [WAN90]

### I-3-3- Les mécanismes d'endommagement

Les mécanismes de dégradation dans les composites diffèrent très fortement de celles des structures métalliques parce qu'ils sont le plus souvent progressifs, internes au matériau et dépendant de plusieurs paramètres. Nous allons étudier les mécanismes d'endommagement pour trois types de matériau : les unidirectionnels dont les plis sont orientés dans le sens du chargement, les stratifiés dont les plis sont orientés ou pas dans le sens du chargement et les tissus.

#### I-3-3-1- Mécanismes d'endommagement dans les composites unidirectionnels

Un matériau CMO unidirectionnel, soumis à des sollicitations variables dans le temps, subit un endommagement progressif. Cet endommagement progressif peut être défini, observé, et mesuré à partir de ses manifestations microscopiques (formation de microcavités par exemple) ou macroscopiques (perte de rigidité essentiellement). On peut donc étudier l'endommagement par une approche physique, à l'échelle microscopique, ou par une approche mécanique, à l'échelle macroscopique.

Les CMOs tels que les verres/époxy ou les carbonés/époxy sont réputés relativement fragiles. Et comme tous les matériaux fragiles, leurs caractéristiques mécaniques à rupture se caractérisent par une grande dispersion. En particulier, le moindre défaut microstructural (porosité, mésalignement de fibres...) constitue un site d'amorçage privilégié de micro défauts, susceptible de conduire à une dégradation progressive de la structure sollicitée, pouvant aller jusqu'à sa ruine.

I-3-3-1-1- Mécanismes d'endommagement microscopiques

Principaux mécanismes d'endommagement

L'endommagement microscopique des composites peut se décomposer en trois types quel que soit le mode de sollicitation imposé. Ces endommagements peuvent apparaître et évoluer dans la masse, et sont alors appelés diffus, ou en surface, et sont alors dits non diffus, c'est-à-dire localisés. Dans le cas d'essais en fatigue, leur ordre d'apparition dépend du mode de sollicitation, et leur évolution est plus ou moins rapide au cours du cyclage [TAL87]. Ces types d'endommagements peuvent être visualisés simultanément ou de façon isolée [THE81]; ils sont représentés schématiquement sur la Figure I-11 [TAL87] :

La rupture brutale de fibres (a) est un endommagement qui peut apparaître de manière diffuse et peut se produire, soit dès la mise en charge (rupture des fibres les plus faibles), soit au cours de la sollicitation.

L'apparition de microfissures dans la matrice (b) peut être un endommagement diffus (en traction simple) ou localisé (en flexion 3 points); suivant le type de sollicitation, cet endommagement peut être favorisé par des appauvrissements locaux en renforts et/ou par la présence d'inclusions ou de vides [TAL87].

La fissuration de l'interface fibre-matrice (c) est un endommagement non diffus, qui conduit à des décohésions et des glissements, provoqués par des contraintes de cisaillement; ceci est susceptible de conduire à des défibrages, sans fissuration de matrice ni rupture apparente de fibres [TAL87].

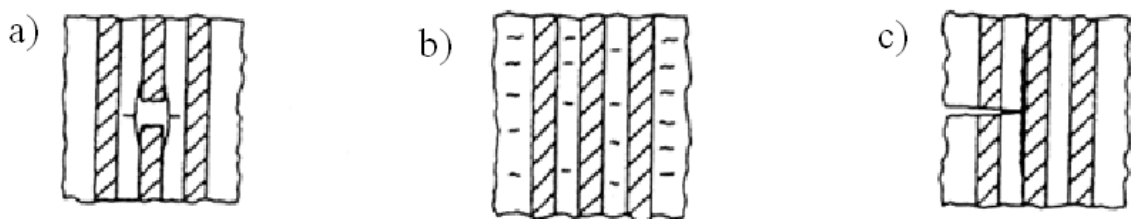


Figure I-11 : Principaux types d'endommagements microscopiques : diffus (a et b) et localisés (c) [TAL87]

Hull [HUL81] explique que la rupture de l'interface dépend de la résistance relative de la fibre, de la matrice et de l'interface, et qu'elle peut prendre trois aspects, schématisés sur la Figure I-12:

- ✓ une rupture adhésive qui se produit à l'interface même entre la fibre et la matrice,
- ✓ une rupture cohésive de la matrice, qui se produit dans la matrice, au voisinage immédiat

de l'interface,

- ✓ une rupture cohésive qui se produit dans la fibre, très près de l'interface.

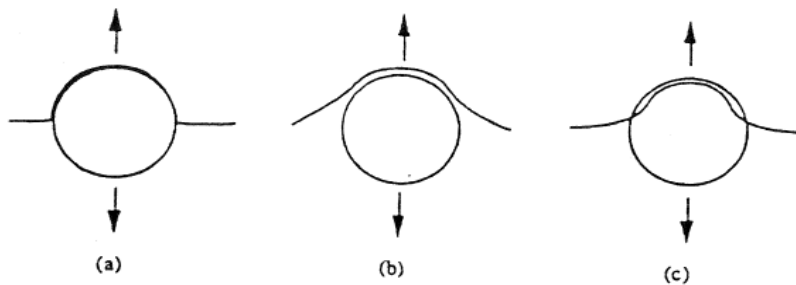


Figure I-12 : Différents types de ruptures à l'interface fibre-matrice [HUL81]

Relation durée de vie « Endommagements microscopiques »

Certains auteurs s'intéressent à interpréter la courbe de Wöhler en associant à chaque partie de la courbe les mécanismes d'endommagement microscopiques associés.

A partir d'observations sur des composites polymère-verre ou polymère-carbone unidirectionnels, Talreja [TAL87] propose une correspondance entre les domaines de résistance à la fatigue de ces matériaux sous sollicitation de fatigue en traction ondulée à déformation imposée et les types de micromécanismes d'endommagement observés (Figure I-13). Il décompose la courbe déformation-durée de vie en trois domaines définis par 3 bandes, compte tenu de la dispersion des résultats de fatigue.

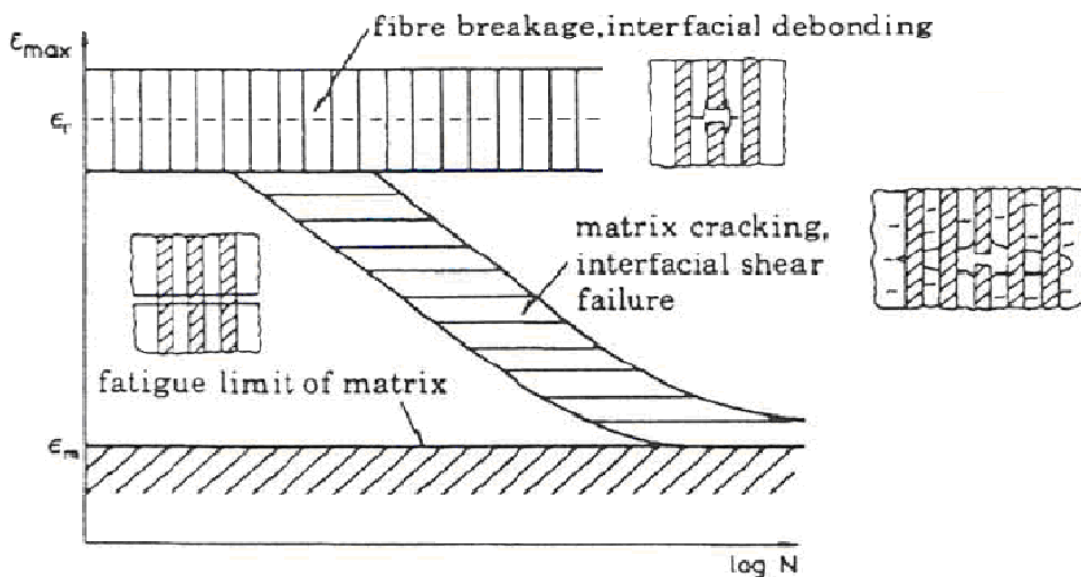


Figure I-13 : Courbes de résistance à la fatigue en traction, et endommagement associés [TAL87]

A faible durée de vie, la 1<sup>ère</sup> bande horizontale est centrée sur la déformation à rupture ( $\epsilon_c$ ) : elle correspond principalement à des ruptures de fibres et à des mécanismes de décohésion fibres/matrice.

A grande durée de vie, la bande horizontale inférieure est bornée par la limite de déformation en fatigue de la matrice ( $\epsilon_m$ ). Entre ces 2 bandes horizontales, la région intermédiaire est représentée par une bande inclinée, où les durées de vie résultent essentiellement de micro-fissurations de la matrice et de ruptures des interfaces fibres/matrice par cisaillement.

Ce type de courbe peut être obtenu pour des matériaux composites à fibres de verre unidirectionnelles dont la déformabilité des fibres (3 % à 4 %) est supérieure à la limite de fatigue de la matrice [LAR94].

Fournier [FOU92] a établi le même type de corrélation pour un matériau composite verre/époxy unidirectionnel sollicité en fatigue par flexion. Cependant il ne fait apparaître que deux zones dans le diagramme déformation - durée de vie (Figure I-14), la zone horizontale correspondant à la déformation à rupture du composite,  $\epsilon_c$ , ayant disparu. De plus, il observe que la limite d'endurance du composite correspond à une non-propagation des premiers défauts dans le matériau (rupture de fibres, fissuration de la matrice), et non, comme l'observe Talreja en traction ondulée, à la limite d'endurance de la matrice. Ceci s'explique par le faible niveau de sollicitation des couches voisines du plan moyen, sous sollicitation de flexion.

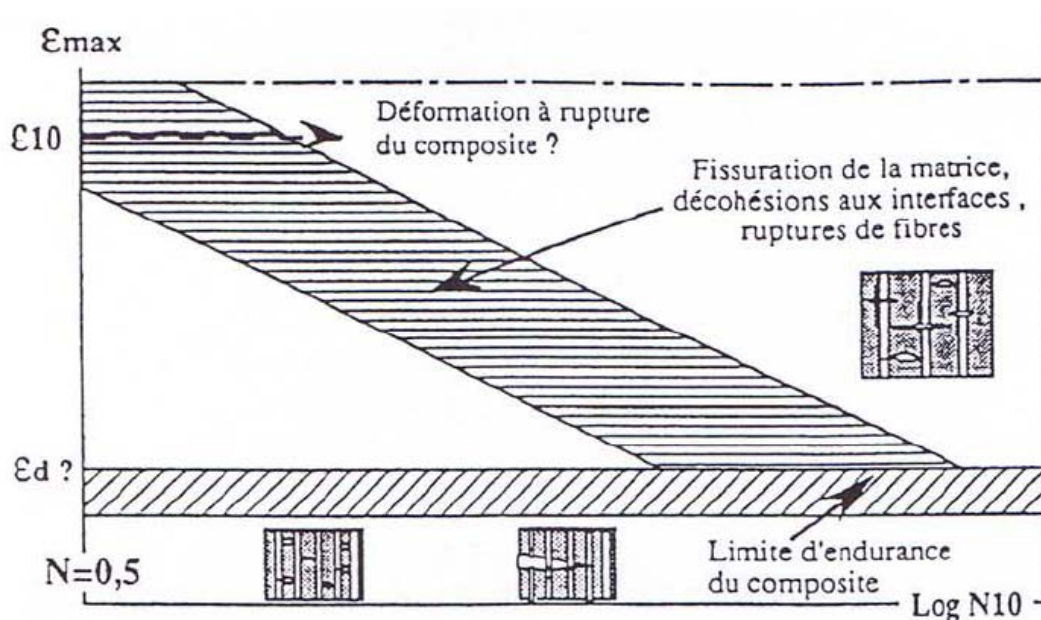


Figure I-14 : Courbe de résistance à la fatigue sous flexion trois points et endommagement associés [FOU92]

I-3-3-1-2- Mécanismes d'endommagement à l'échelle macroscopique

Les différents endommagements microscopiques viennent influencer le comportement global du matériau. L'endommagement se caractérise principalement, à l'échelle macroscopique, par une perte de rigidité, donc par une diminution de la charge au cours d'un essai de fatigue piloté en déplacement (ou déformation) imposé(e), et par une augmentation de la déformation lors d'un essai à charge imposée.

Cas d'un essai de traction

Wang [WAN90] a effectué des essais sur un composite unidirectionnel verre/époxy sollicité en fatigue sous traction ondulée<sup>1</sup> à charge imposée ( $R_\sigma = 0,1$ ), à une fréquence de sollicitation de 10 Hz. Deux types de rupture ont été observés: un premier type (type I) caractérisé par de la rupture de fibres tendues, suivie par des délaminages, et un second (type II) caractérisé par de la rupture aux interfaces fibres/matrice, due à du cisaillement. Dans ce dernier cas, la rupture se manifeste de manière plus brutale.

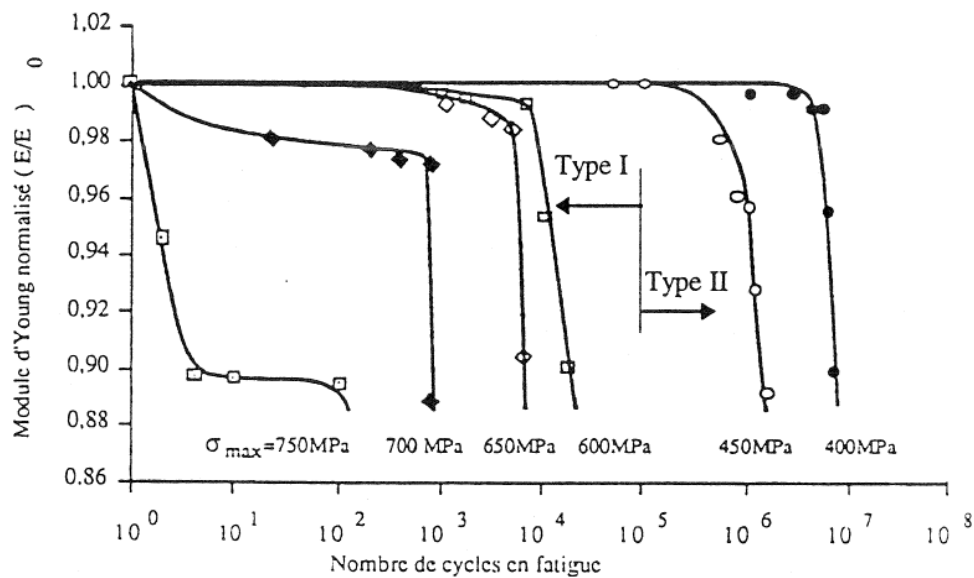


Figure I-15 : Courbes S-N pour un composite unidirectionnel verre/époxy en fatigue sous traction ondulée, [WAN90]

La Figure I-15 présente les courbes module d'Young - nombre de cycles qui se caractérisent par une évolution en 3 stades pour un endommagement de type I (les 4 courbes de gauche), et une évolution en 2 stades seulement pour un endommagement de type II (les 2 courbes de droite). Wang décrit l'endommagement de type I de la façon suivante :

Stade 1 : pour les hauts niveaux de chargement ( $\sigma_{MAX} > 700$  MPa), le module d'Young chute brutalement en début d'essai. Dans ce cas, les charges maximales appliquées en fatigue sont

<sup>1</sup> Des sollicitations de compression ont également été réalisées dans la même étude

suffisamment grandes pour amorcer la rupture de faisceaux de fibres dans les éprouvettes, dès les premiers chargements. Pour les niveaux inférieurs à 700 MPa, une phase d'accommodation est observée, durant laquelle le module d'Young varie très peu (de l'ordre du %); aucune détérioration n'est perceptible à l'œil durant ce stade,

Stade 2 : il se caractérise par une diminution progressive du module d'Young : ce stade correspond à l'apparition de ruptures de fibres en surface des éprouvettes et à des délaminages qui se propagent progressivement dans la direction des fibres. Pour les éprouvettes ayant eu beaucoup de fibres rompues au cours du stade 1, ce deuxième stade correspond à une augmentation de leur nombre et à des délaminages,

Stade 3 : il se situe au-delà d'une perte de raideur d'environ 10% ; la dégradation du module d'Young s'accélère alors et conduit à la rupture finale de l'éprouvette.

Pour l'endommagement de type II, le stade 1 correspond à une diminution progressive du module d'Young (< 10%) tout au long de l'essai.

Le stade 2 se caractérise par une chute brutale du module d'Young qui correspond à la rupture finale de l'éprouvette, fissurée sur toute la longueur.

#### Cas d'un essai de flexion

Pour les composites unidirectionnels sollicités en fatigue par flexion trois points avec flexion prépondérante, les macromécanismes d'endommagement sont bien connus [FOU92], [WAN90] et se divisent en trois stades.

Wang décrit très bien ces 3 stades dans le cas d'un essai de fatigue sur un composite unidirectionnel verre/époxy, sollicité à force imposée avec un rapport  $R_\sigma = 0,1$ , et une fréquence de sollicitation de 5 Hz (Figure I-16) :

Stade 1 : il consiste en une phase d'accommodation durant laquelle la raideur varie très peu (de l'ordre du pour cent) et aucune détérioration n'est observable à l'œil,

Stade 2 : il correspond à une diminution progressive de la raideur. Ce stade correspond à l'apparition et à l'augmentation du nombre de ruptures de fibres et à des délaminages sur la face en traction,

Stade 3 : il se caractérise par la rupture brutale de l'éprouvette. Au-delà de 10 % de perte de raideur, des ruptures de fibres par compression s'amorcent à partir du point d'application de l'effort et progressent très rapidement dans l'épaisseur de l'éprouvette, entraînant la rupture finale de celle-ci.

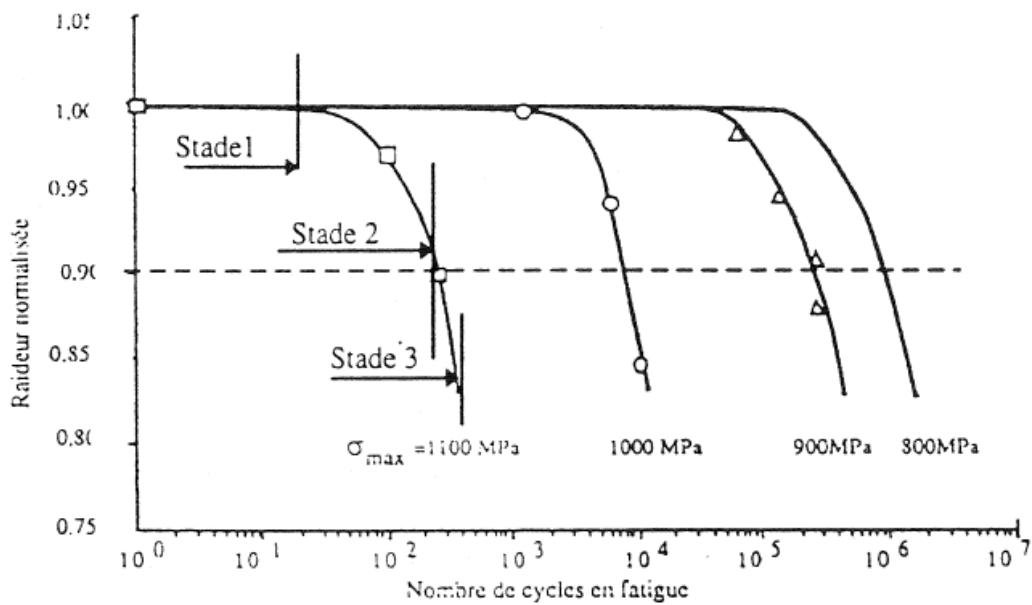


Figure I-16 : Evolution de la raideur d'un composite verre/époxy UD en fatigue par flexion ondulée [WAN90]

Notons que sur les courbes de la Figure I-16, la transition entre les stades 2 et 3 n'est pas parfaitement définie.

### I-3-3-2- Mécanismes d'endommagement dans les composites stratifiés

Les dégradations au sein d'un composite stratifié sont supposées similaires [THI91] qu'elles soient provoquées par un chargement statique (monotone) ou par un chargement de fatigue (cyclique).

Le premier quart de cycle d'un chargement de fatigue peut être considéré comme un chargement monotone.

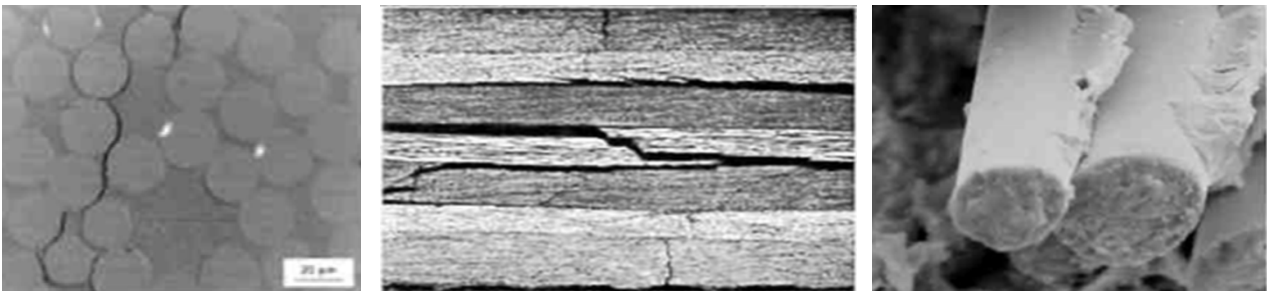
#### I-3-3-2-1- Inventaire des défauts

Si l'on inventorie les modes de dégradation et de rupture qui peuvent être présents en fonction du stratifié et du chargement, on obtient la liste suivante :

- ✓ micro-fissuration de la matrice (en général fissures parallèle aux fibres),
- ✓ décohésion fibre-matrice,
- ✓ micro-flambage des fibres (dues aux contraintes de compression lorsqu'elles existent),
- ✓ rupture transverse,

- ✓ délaminage,
- ✓ rupture de fibres.

Dans le scénario d'évolution des défauts le plus « classique » pour les composites stratifiés, la matrice et l'interface fibre/matrice sont les premières à se détériorer et les premiers défauts sont microscopiques (micro-fissuration de la matrice et décohésion fibre/matrice). Ensuite, les défauts deviennent plus importants, changent d'échelle et de vitesse d'apparition (coalescence des micro-défauts pour provoquer une rupture transverse, délaminage, rupture de fibres) [PAY04].



a) Décohésion fibre-matrice    b) Rupture transverse et délaminage    c) Rupture de fibres

*Figure I-17 : Modes d'endommagement et de ruptures [PAY04].*

Ce scénario est lié à l'orientation des fibres par rapport au chargement : on met en place les notions de plis bien ou mal orientés [TAL81] qui se comportent différemment

#### *I-3-3-2-2- Dégradation des stratifiés à plis orientés ou non dans l'axe de chargement (exemple [0,90]s)*

Le scénario d'évolution des défauts dans les stratifiés défini par Reifsnider est le suivant [REI98] :

- ✓ phase 1 : microfissuration de la matrice et décohésion fibre/matrice au sein du pli à 90°,
- ✓ phase 2 : rupture transverse et multiplication des ruptures transverses,
- ✓ phase 3 : délaminages amorcés aux ruptures transverses et aux bords,
- ✓ phase 4 : rupture de fibres du pli à 0°.



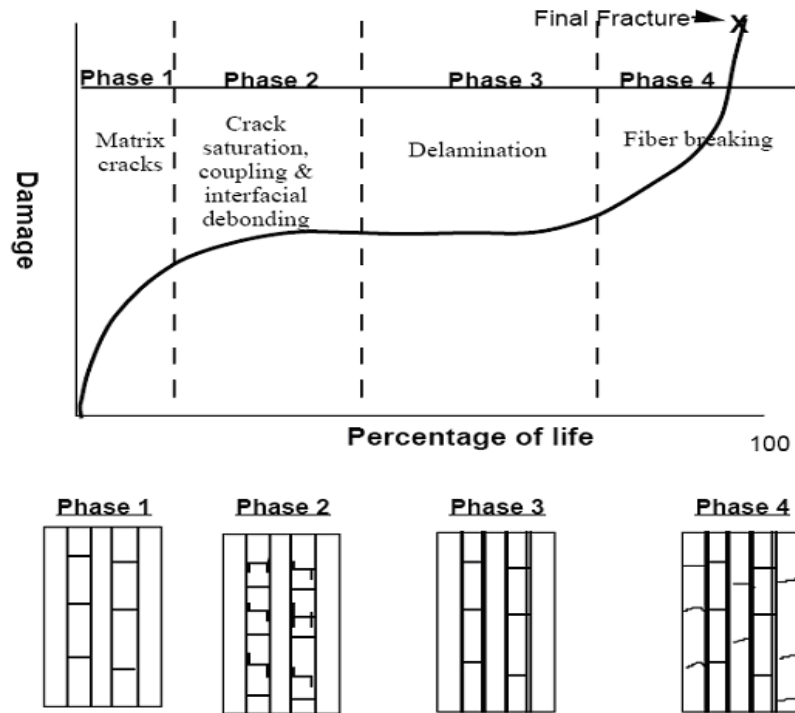


Figure I-18 : Endommagement d'un composite stratifié en fatigue [REI83]

La Figure I-18, proposée par Reifsnider [REI83], illustre la séquence d'apparition des différents types d'endommagements microscopiques au cours du cyclage en traction pour un grand nombre de composites stratifiés à fibres longues.

Pour l'étape 2 on constate qu'au départ la densité de fissuration augmente proportionnellement à l'espacement entre les fissures et reste essentiellement indépendante de la taille des fissures. On atteint ensuite un état de saturation du réseau de fissures caractéristique du matériau et du chargement (Figure I-19).

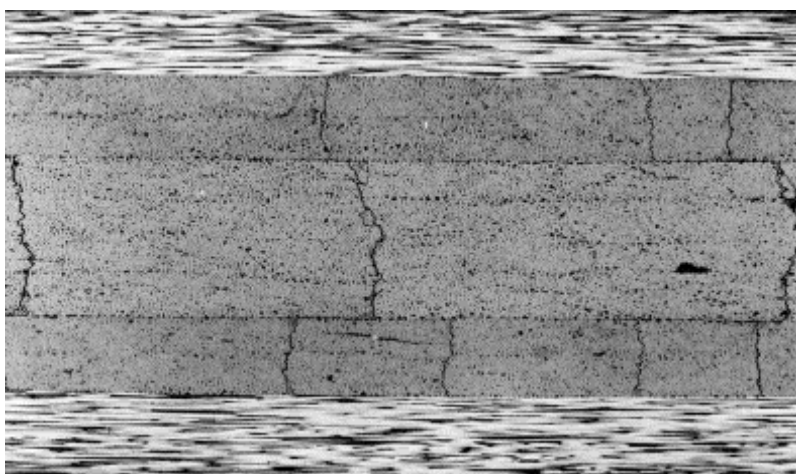
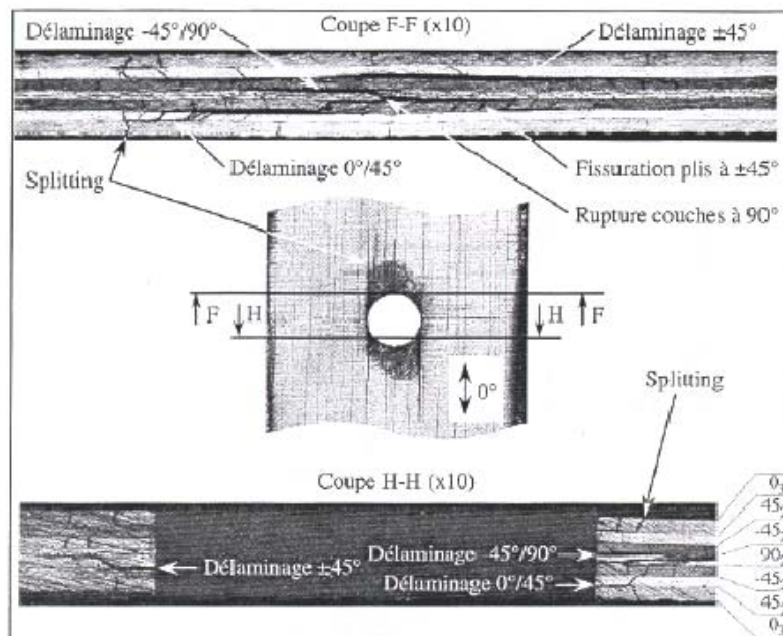


Figure I-19 : Fissuration transverse d'un composite [THI91]

Au bilan, il existe des défauts à l'échelle microscopique, qui ne sont pas des modes de rupture : ce sont la micro-fissuration et la décohésion fibre/matrice. Ces deux défauts vont altérer la rigidité

du pli suivant les directions transverse et de cisaillement. Ils ont un caractère « réparti » ou « diffus ». Sous l'action d'un chargement, ces défauts vont s'initier puis s'intensifier jusqu'à la **coalescence** : les micro-défauts se rejoignent pour former une rupture transverse (Figure I-19).

Il existe ensuite des défauts à l'échelle du pli ou du stratifié, qui ont une cinétique d'évolution couplée : ce sont la fissuration transverse et le délaminage. Ces défauts et leur évolution dépendent de l'empilement, du nombre de plis, de la taille et de la forme de la structure considérée. Ils ont un caractère « global » et tridimensionnel. Cet état de dégradation est notablement plus complexe comme l'illustre la Figure I-20 [LEV98].



Coupes micrographiques de l'éprouvette 1252\_2 à 92 % de la charge à rupture.

Figure I-20 : Inventaire des défauts sur plaque quasi-isotrope trouée proche de la rupture [LEV98]

### I-3-3-3- Mécanismes d'endommagement dans les composites tissés équilibré

Dans la partie précédente, nous avons vu que de nombreux travaux sur l'endommagement avaient été faits sur les stratifiés et les UD.

De plus en plus, les composites faits de tissus équilibrés sont utilisés dans de nombreuses applications industrielles. Le comportement mécanique de tels matériaux sous chargement statique a été étudié pendant les deux dernières décennies. De nombreux auteurs (Ozturk [OZT92], Fujii [FUJ93], Miyano [MIY94], et d'autres) ont travaillé sur le comportement des composites tissés en fatigue.

Dans cette section, les mécanismes d'endommagements, les courbes d'endommagement des composites tissés soumis à des sollicitations cycliques sont abordés.

*I-3-3-3-1- Études du comportement en fatigue des composites tissés*

Ces dernières années les composites tissés, ont pris une plus grande place dans les applications industrielles. Cela est dû à leur dureté et leur résistance plus élevée dans toute l'épaisseur, leur résistance aux impacts, leur stabilité dimensionnelle, leur plus grande tolérance à l'endommagement. Même s'il y a eu de nombreuses études (cf. les auteurs cités plus haut), ces matériaux ne sont pas complètement assimilés.

Curtis et Moore [CUR87] ont comparé le comportement en fatigue d'un composite satin-tissé et d'un composite UD. Le matériau composite fibre de carbone/époxy était sollicité en traction-compression. On a observé que l'endommagement était plus rapide pour les composites tissés que pour les UD avec des plis symétriques. Lorsqu'il s'agit de composite quasi-isotrope, l'endommagement est sensiblement le même pour les deux types de composite.

Fujii et al. [FUJ93], Takemura et al. [TAK94] et Hansen [HAN99] ont travaillé sur l'endommagement sous des chargements de traction alternée. Ils ont observé les modes d'endommagement suivants : la fissuration de la matrice, de la trame et de la chaîne, et les délaminages, avant la rupture finale. Huang [HUA02] a présenté un modèle de prévision de durée de fatigue pour des composites tissés sous chargement biaxiale. Ce modèle est basé sur l'analyse d'une unité cellulaire. La cellule unité est subdivisée en tranches, et chaque tranche a été considérée comme un composite UD.

Dans tous les travaux cités plus haut, les différents auteurs ont observé un scénario identique d'endommagement dans les composites tissés.

*I-3-3-3-2- Endommagement des composites tissés*

Les composites tissés se composent de trois éléments structuraux, à savoir, toron longitudinal (chaîne), toron transversal (trame) et de la matrice. La chaîne et la trame peuvent être considérées comme des composites équivalents à un UD.

Les mécanismes principaux d'endommagements observés en fatigue peuvent être classés en endommagement microscopique au sein du pli et en endommagements macroscopiques dans le composite tissé.

Les mécanismes d'endommagement microscopiques sont :

- ✓ microfissuration de matrice,

- ✓ décohésion fibre/matrice,
- ✓ rupture de fibre et couplage de fissure.

Ces endommagements sont semblables à ceux observés dans les composites stratifiés et les UD.

Le scénario des mécanismes d'endommagements macroscopiques sont représentés sur la Figure I-21 pour un type de composite tissé :

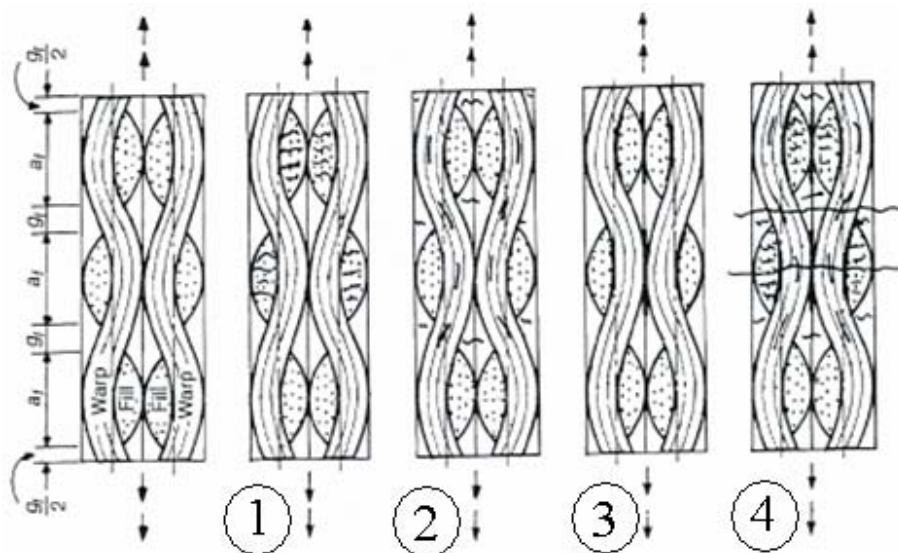


Figure I-21 : Endommagement dans les composites tissés [NAI03]

1. fissuration transversale de la trame,
2. fissuration par cisaillement de la chaîne,
3. fissuration de la matrice,
4. décollement entre la trame et la chaîne, puis décollement des plis, rupture par traction de la chaîne et endommagement finale de l'éprouvette.

La rupture par traction qui dépend de la géométrie et des propriétés du composite tissé peut se produire au niveau de l'entrelacement ou niveau de l'espace entre trame et chaîne.

Les courbes de la Figure I-22 montre l'endommagement et la diminution de module de Young dans les composites tissés en fatigue. L'évolution du module est le rapport du module d'Young après n cycles du module d'Young statique.

On observe une diminution rapide du module dès le début de l'essai de fatigue.

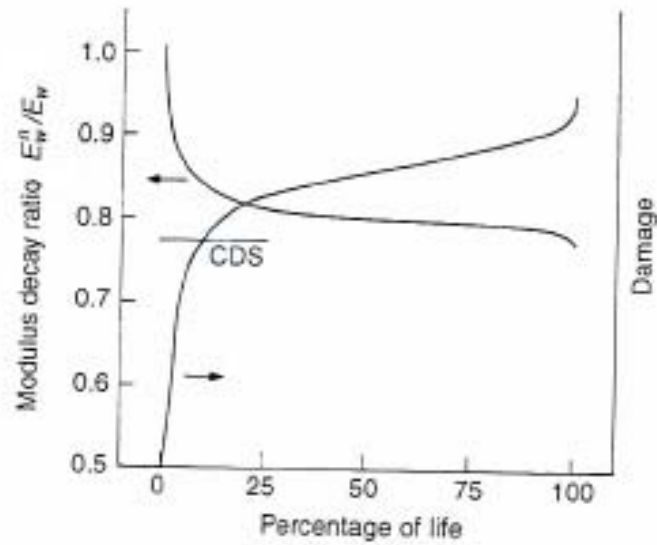


Figure I-22 : Evolution du module et de l'endommagement d'un composite tissé, [NAI03]

Des endommagements microscopiques et des fissures transversales dans la trame s'initient durant cette période. Ce processus continue jusqu'à ce que les fissures atteignent un certain équilibre où l'espacement entre trame et chaîne soit comblé. Le point « characteristic damage state (CDS) sur la Figure I-22 représente la caractéristique de cet état d'équilibre.

Les prochains mécanismes d'endommagements sont : la rupture de la chaîne par cisaillement, la fissuration dans la matrice, et l'initiation et la propagation du décollement entre la trame et la chaîne ainsi qu'entre les plis. C'est le deuxième stade de l'endommagement.

Lorsqu'on continue l'essai de fatigue, tous les types de fissures se développent rapidement. La rupture des chaînes et trames se produit aux endroits où il y a les plus grandes concentrations de contraintes qui provoquent ainsi la rupture de matériau. Contrairement à la baisse rapide initiale du module dans les premiers cycles de chargement, la diminution du module est progressive pendant le deuxième stade de l'endommagement.

L'endommagement est rapide dans la première partie de l'essai de fatigue en raison des concentrations de contrainte dans la géométrie répétitive des cellules. En raison de l'entrelacement des composites tissés, l'endommagement est plus lent, d'où la chute progressive du module d'Young dans la deuxième partie de l'essai de fatigue.

Les mécanismes d'endommagements macroscopiques, c'est-à-dire la fissuration transversale dans la trame, rupture par cisaillement de la chaîne, fissuration de la matrice, décollement entre la trame et la chaîne, et décollement entre les plis se produisent plus ou moins simultanément. Pendant l'étape

finale de l'endommagement, tous les modes de défaillance se développent rapidement. Les contraintes atteignent une valeur critique, entraînant la rupture de l'éprouvette.

Comme nous l'avons vu précédemment de nombreux travaux sur les composites tissés existent et notamment en ce qui concerne le comportement en statique. En fatigue, même si l'engouement se fait de plus en plus grand, le comportement de ces matériaux n'est pas complètement appréhendé.

#### **I-4- Conclusion de l'étude bibliographique**

Cette étude bibliographique a pour but de faire un état de l'art sur la fatigue des composites unidirectionnelles, stratifiés et tissés afin d'en étudier les mécanismes d'endommagement.

Dans la première partie, une présentation générale sur les matériaux composites à matrice organique a été effectuée. Ensuite nous avons abordé la fatigue des matériaux composites où nous avons vu que plusieurs facteurs intervenaient lors de l'expérimentation, notamment :

- ✓ **la fréquence de sollicitation** qui a peu d'influence tant que la chaleur créée dans la pièce peut être évacuée. Ce paramètre est néanmoins à surveiller dans certains types de composites,
- ✓ **le rapport de chargement** qui influence fortement les essais et dont on peut tenir compte en effectuant les essais de caractérisation en fatigue avec un rapport de chargement unique,
- ✓ **le niveau de chargement imposé** qui influe également sur le comportement du matériau. Pour pallier à cette lacune, il est envisageable d'étudier le comportement des matériaux dans le domaine de la fatigue correspondant au nombre de cycles compris entre  $10^3$  et  $10^6$  cycles.

Les principaux mécanismes d'endommagement ont été étudiés pour trois catégories de matériaux composites : les composites unidirectionnels, les stratifiés et les tissés. Il a été mis en évidence que l'un des modes de ruptures les plus sévères dans les stratifiés est le délaminage.

Dans la suite, une étude expérimentale du comportement en fatigue des composites UD et des tissés est présentée. Dans cette étude l'influence de plusieurs paramètres sera étudiée. Ces paramètres sont : les dimensions géométriques, la fréquence d'essai et le niveau de chargement des méthodes d'essai et de suivi d'endommagement. La nécessité d'utiliser un outil plus performant que la courbe de perte de rigidité pour évaluer l'endommagement est également mise en évidence.

## **Etude expérimentale en fatigue des composites monolithiques**

Les progrès de la modélisation numérique ont permis de réduire le nombre d'essais à réaliser afin de déterminer le comportement en fatigue d'un matériau ou d'une structure. Cependant, il est toujours nécessaire de faire quelques essais soit pour déterminer les paramètres des modèles utilisés, soit pour les valider. Il existe plusieurs types d'essai de fatigue qui ont été détaillés dans l'étude bibliographique ainsi que plusieurs types d'éprouvettes. Dans cette partie expérimentale, nous avons réalisé des essais de traction alternée. Dans la suite, le type de matériau utilisé est présenté puis, ensuite la fabrication des éprouvettes sera évoquée et enfin la caractérisation et l'interprétation des résultats seront détaillées.

### **I-5- Choix du matériau**

#### **I-5-1- Description du matériau**

La description du matériau ainsi que les avantages cités sont issus de la fiche produit du fabricant. Le matériau de moulage est un produit de la société Hexcel Composites. Le préimprégné utilisé est de la gamme Vicotex® M10/40%/794 composé de fibres de verre et de résine Hexply®M9/M10 qui est une résine époxy formulée convenant aux processus de moulage à basse pression avec une gamme de températures de 85°C jusqu'à 150 °C. C'est une résine qui peut être employée pour les composants industriels de grandes dimensions soumis à des conditions de fonctionnement extrêmes. Elle possède une résistance élevée à la fatigue et donne également une bonne finition extérieure.

Ses applications nombreuses sont, entre autres, les structures marines et les pales d'éolienne. Dans le ferroviaire, ce matériau est utilisé pour la fabrication d'éléments de liaison entre les rails (fishplate).

Deux types de préimprégnés ont été utilisés pour la fabrication des éprouvettes, l'un unidirectionnel, l'autre est un tissu équilibré (0-90°). La description des préimprégnés ainsi que leurs propriétés sont données par les Tableau I-1, Tableau I-2 et Tableau I-3.

### I-5-2- Propriétés intrinsèques et mécaniques du matériau

Le Tableau I-1 donne les différentes propriétés structurales du préimprégné et du renfort.

Structure	Elément	Densité (g/cm <sup>3</sup> )	Volume fibre (%)	Épaisseur pli polymérisé (mm)
Tissu équilibré Sergé 2/2	Fibre	2,6	50	0,46
	Résine	1,6		
Unidirectionnel	Fibre	2,6	55	0,75
	Résine	1,6		

Tableau I-1 : Propriétés du préimprégné et du renfort (source HEXCEL Composites)

Les Tableau I-2 et Tableau I-3 donnent respectivement à titre indicatif les propriétés mécaniques d'un tissu sergé 2\*2 avec un taux volumique de fibres de 50% et un unidirectionnel possédant un taux volumique de 55%. Les conditions de mise en œuvre sont les suivantes : cuisson pendant 1h à 120°C à 0,8 bar.

	Traction chaîne	Flexion chaîne	Compression chaîne
Contrainte à la rupture (MPa)	600	700	540
Module (MPa)	21000	20000	N.C

Tableau I-2 : Propriétés mécaniques d'un tissu dans le sens chaîne (source HEXCEL Composites)

	Limite en traction (MPa)	Module en traction (MPa)	Limite en flexion (MPa)	Module de flexion (MPa)
Propriétés	1300	42000	1200	41000

Tableau I-3 : Propriétés mécaniques d'un UD, sens fibres (source HEXCEL Composites)

### I-5-3- Avantages d'utilisation

Les avantages de ce matériau sont la possibilité d'adaptation de la température du cycle de cuisson entre 85-150°C afin de réduire le temps de fabrication. C'est un matériau qui peut être utilisé pour les composites épais de l'ordre de 30 mm. La finition extérieure est bonne et permet l'obtention de surfaces assez planes. La résine translucide après cuisson permet d'observer les défauts tels que des inclusions, des bulles d'air après fabrication et également suivre l'endommagement pendant les essais.



## I-6- Fabrication des éprouvettes

La fiche descriptive nous permet de déterminer les conditions de fabrication des éprouvettes (temps de cuisson, pression de cuisson). Dans la partie suivante, la machine, le moule ainsi que le mode opératoire de fabrication des éprouvettes sont décrits.

### I-6-1- Machine de compression et moule

La machine de compression utilisée est de la marque Pinette Emidecau (Figure I-23) avec des plateaux chauffants et une pression de fermeture de 210 bars. Le moule est composé de deux plateaux de dimension 700\*500\*30 mm. Le montage (moule plus dispositif de fabrication du vide) est positionné sur le plateau bas de la presse.



Figure I-23 : Machine de compression et moule

### I-6-2- Fabrication des éprouvettes

La fabrication des éprouvettes se fait par un procédé de moulage par compression assistée. Il s'agit de placer dans un moule (Figure I-23), le préimprégné qui au préalable a été placé dans un sac en polyamide sous vide. Les plateaux de la machine de compression viennent alors se fermer et chauffer le moule à la température adéquate pendant le temps nécessaire à la polymérisation. Le vide permet d'évacuer l'air emprisonné lors de l'empilement des plis de préimprégnés ce qui assure un niveau de porosité bas du composite en sortie de fabrication.

Deux types d'éprouvettes ont été fabriqués sans talons et avec talons. Dans le premier cas (éprouvettes sans talons ou collés après fabrication), l'empilement a été réalisé en plaçant les plis de préimprégnés les uns sur les autres. Dans ce cas, toute la surface du moule peut être utilisée permettant ainsi l'obtention de grandes plaques. Par exemple, pour obtenir une épaisseur de 2,2 mm (épaisseur des éprouvettes utilisées), il faut 3 plis de préimprégné de 0,8 mm d'épaisseur

avant cuisson. Lorsque la plaque est démoulée et séchée à l'étuve, les talons peuvent être collés. Le collage des talons requiert certaines précautions afin qu'ils ne se décollent pas en cours d'essais. Même en prenant toutes les précautions recommandées, il peut arriver que les talons se décollent pendant l'essai provoquant le rejet de l'éprouvette.

Dans le second cas, des éprouvettes avec talons intégrés ont été fabriqués. L'empilement des talons, est constitué de bandes de préimprégné de tissus (-45/+45°) comme le préconise la norme.

## I-7- Caractérisation du matériau et interprétation des résultats

### I-7-1- Caractérisation structurale du matériau

#### I-7-1-1- Détermination de fraction volumique (méthode de la calcination)

Les propriétés mécaniques de l'éprouvette dépendent de la quantité de fibres constituant le composite. Il est donc nécessaire après fabrication de vérifier le taux volumique de fibres dans les éprouvettes d'essai. Le principe de la méthode est donné par la norme NF EN ISO 1172. Une éprouvette de forme carrée (par exemple Longueur x largeur x épaisseur = 25mm x 25mm x 2,2mm) est pesée avant et après calcination à une température de 550°C. La teneur en matière non combustible (verre plus charge) est obtenue par la différence de masse de l'éprouvette avant et après calcination.

Dans le cas présent, nous testons des éprouvettes sans charges, le taux de fibres et alors directement obtenu en faisant la différence de masse.



Figure I-24 : Four de cuisson et éprouvette de calcination

La masse de fraction volumique (%) se calcule avec l'équation 2 donnée par la norme NF EN ISO1172.

$$M_{\text{Fibre}} = \frac{m_3 - m_2}{m_2 - m_1} * 100$$

Où

$m_1$  est la masse initiale du creuset (g),  $m_2$  est la masse totale de l'ensemble creuset séché et éprouvette séchée (g),  $m_3$  est la masse finale totale du creuset et du résidu après calcination (g).

Le taux de fraction volumique se calcule avec la formule suivante :

$$V_{\text{Fibre}} = \frac{M_{\text{Fibre}} / \rho_{\text{Fibre}}}{M_{\text{Fibre}} / \rho_{\text{Fibre}} + M_{\text{matrice}} / \rho_{\text{matrice}}}$$

Où

$V_{\text{Fibre}}$  est le taux volumique de fibre de verre dans le composite,  $M_{\text{Fibre}}$  est la masse de fibres,  $\rho_{\text{Fibre}}$  est la masse volumique de fibres,  $M_{\text{matrice}}$  est la masse de la résine,  $\rho_{\text{matrice}}$  est la masse volumique de la résine.

Le Tableau I-2 donne les résultats de la calcination pour les éprouvettes composites UD et tissus.

Type de composite	$V_{\text{fibre}}$ (%)
Composite unidirectionnel 0° sans talons	57
Composite unidirectionnel 0° avec talons	58
Composite tissu (0°,90°)	50
Composite (-45°, +45°)	51

Tableau I-2 : Fraction volumique des composites testés

### I-7-1-2- Interprétation des résultats

En raison de l'arrangement des fibres UD, un composite unidirectionnel aura naturellement un taux de fibres supérieur à celui d'un composite tissé.

Dans notre cas, le composite tissé a une fraction volumique de 50% pour une éprouvette de 1,90 mm d'épaisseur constitué de 4 plis. L'épaisseur moyenne d'un pli est de 0,475 mm, proche des 0,46 mm obtenus par le fournisseur.

Le composite unidirectionnel a un taux volumique de 57% pour une éprouvette de 2,2 mm d'épaisseur constitué de 3 plis. L'épaisseur moyenne du pli est de 0,74 mm. Les taux volumique du tissé et de l'unidirectionnel, ainsi que l'épaisseur sont donc proches de ceux du fournisseur.

### **I-7-2- Caractérisation mécanique des éprouvettes de composites**

Lorsqu'il s'agit de caractériser un matériau que ce soit en statique ou en fatigue, il existe des normes qui permettent de fixer les paramètres d'essais (caractéristiques géométriques, les conditions expérimentales). Il faut cependant choisir la meilleure configuration possible suivant le type d'essai à effectuer.

A ce propos, la revue de littérature nous a permis de révéler certains points de vigilance. L'objectif sera donc :

- ✓ de confirmer les conditions et paramètres influençant l'expérimentation,
- ✓ d'établir des courbes de Wöhler et d'endommagement pour chaque type de composite,
- ✓ et enfin analyser les endommagements résultants des essais de fatigue.

A partir d'un essai de traction, il s'agit de déterminer :

Au niveau géométrique :

- ✓ les dimensions à donner à l'éprouvette,
- ✓ l'utilisation ou non des talons,
- ✓ le matériau des talons (matériau composite UD 90°,...),
- ✓ le mode de fixation des talons (collage ou intégration directe lors de la fabrication).

Au niveau des conditions expérimentales :

- ✓ la fréquence d'essai adéquate pour ne pas altérer les propriétés tout en diminuant le temps des essais,
- ✓ le rapport de chargement R correct.

#### **I-7-2-1- Dispositifs d'essais**

Les essais de traction et de fatigue sont réalisés sur une machine d'essais de marque INSTRON 8500 (Figure I-31). Cette machine est équipée d'une cellule de force de 100 kN. La centrale d'acquisition assure le traitement des données du capteur de force, et du capteur de position. L'enregistrement des données se fait sur le PC via le logiciel DAX.

### I-7-2-2- Géométrie de l'éprouvette

La géométrie de l'éprouvette de traction (cf. Norme NF EN ISO 527-5) est donnée sur la Figure I-25. Il existe une configuration sans talons et avec talons. Un premier essai sur une éprouvette sans talons, a montré que la partie de l'éprouvette dans les mors de la machine de traction était écrasée et que l'éprouvette glissait dans les mors, d'où la nécessité d'utilisation des talons. Il reste à définir quel type de talons à utiliser.

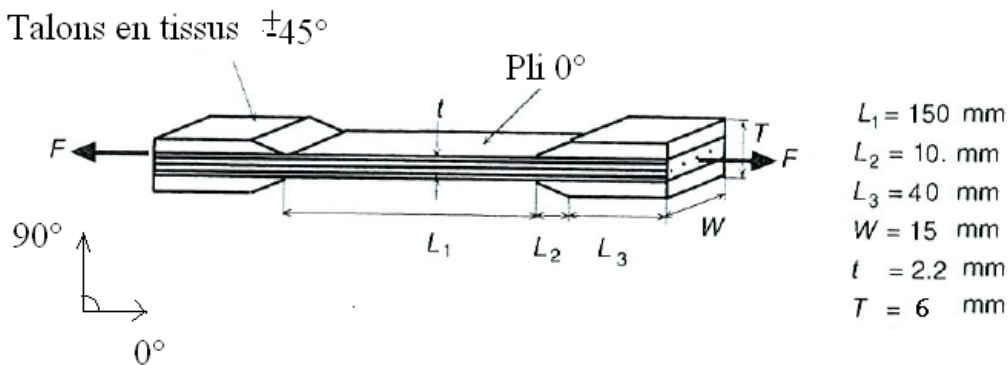


Figure I-25 : Géométrie d'éprouvette d'essai conforme à la norme ISO 527-5

### I-7-2-3- Essais préliminaires

#### I-7-2-3-1- Type de talons

Pour choisir le meilleur talon, trois types ont été expérimentés (Figure I-26): les talons collés unidirectionnels  $90^\circ$ , les talons collés en aluminium et les talons fabriqués en même temps que le composite testé, appelés « talons intégrés ».

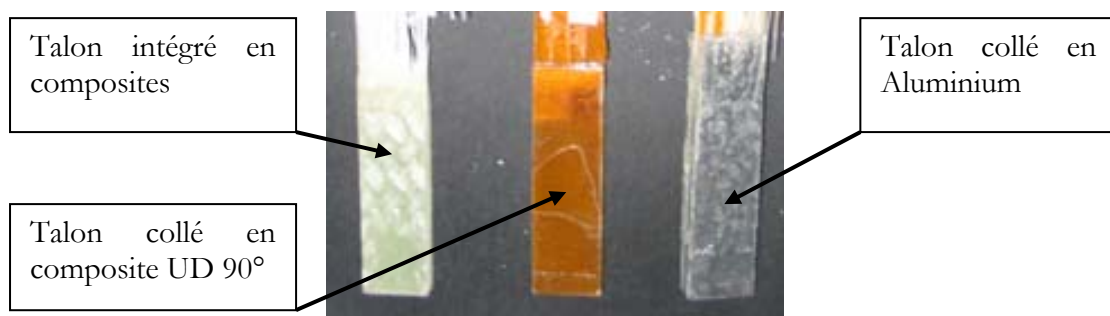


Figure I-26 : Talon intégré en tissu équilibré, talon collé UD  $90^\circ$  et talon collé aluminium

Tous les types de talons ont été testés sur la machine de traction décrite précédemment. Les conditions expérimentales sont celles de la norme ISO NF EN 527-5. La vitesse de déplacement du vérin utilisée est de 2 mm/min. Pour mesurer la déformation, un extensomètre à lame est positionné dans la partie centrale de l'éprouvette.

#### I-7-2-4- Mise en évidence de l'efficacité des différents talons

La calcination a permis de mettre en évidence que toutes les éprouvettes unidirectionnelles possèdent un même taux de fraction volumique autour de 58%. Nous pouvons donc comparer les valeurs moyennes du module d'Young (E), et la contrainte à la rupture ( $R_m$ ) pour cinq éprouvettes, pour déterminer le meilleur type de talons.

Le Tableau I-3 présente le module d'Young (E), et la contrainte à la rupture ( $R_m$ ) pour des éprouvettes unidirectionnelles munies de différents talons.

Valeur de comparaison	E (MPa)	Ecart-type E (MPa)	Contrainte à la rupture $R_m$ (MPa)	Ecart-type $R_m$ (MPa)
Talons collés UD 90°	37000	5026	945	114
Talons collés Aluminium	46060	6103	1355	145
Talons intégrés tissus (-45°, +45°)	42037	1079	1250	33

Tableau I-3 : Comparaison des 3 types de talons

Lorsque nous examinons le module d'Young obtenu, la première remarque concerne la faible valeur du module d'Young des talons collés UD 90°. La deuxième remarque est que les valeurs des modules des talons en aluminium et des talons intégrées sont très proches des valeurs fournies par le fabricant.

Le même type de constat peut être fait en ce qui concerne la contrainte à la rupture, les talons de types : talons collés UD90° donnent des valeurs de contrainte à la rupture inférieures d'environ 300 MPa par rapport aux deux autres, ainsi que des ruptures au niveau des têtes d'amarrage.

En comparant avec les données fournisseur pour un UD 0° avec un taux de fibres de 58% (cf. Tableau I-1), nous sommes tenté de conclure que les talons collés en aluminium sont les meilleurs en termes de restitution de propriétés mécaniques en statique et ceux en composite UD90° les moins bons.

Cependant certains paramètres tels que le temps de fabrication donc le coût de fabrication, et surtout la fiabilité justifié par les écart-types du Tableau I-3 peuvent imposer un autre choix. La fabrication d'éprouvettes à talons collés coute nettement plus cher que si les talons sont fabriqués directement, du fait du coût de l'aluminium, de la colle, des produits nettoyants, du papier abrasif et également du temps important à y consacrer.

La fiabilité du collage n'est pas non plus assurée, car si le collage n'est pas effectué rigoureusement de la même façon pour toutes les éprouvettes, il peut arriver qu'il y ait des

endommagements au niveau du talon, comme nous le montre la Figure I-27. Selon la norme NF EN ISO 527-5 lorsque l'endommagement se produit après glissement dans les mors ou à 10mm dans les mâchoires l'essai n'est pas valable. Ce type d'endommagement a été constaté sur les éprouvettes équipées de talons en aluminium et UD 90°.



Figure I-27 : Comparaison d'endommagement sur 3 types de talons

Pour les raisons évoquées précédemment, nous avons donc décidé de fabriquer des éprouvettes avec des talons intégrés lors de la fabrication. Nous pouvons ainsi disposer d'éprouvettes possédant une adhérence uniforme au niveau des talons et d'un très grand nombre d'échantillons très rapidement à un coût moins élevé que ceux des talons en aluminium.

A la suite des essais de détermination du meilleur talon sur des éprouvettes unidirectionnelles, des essais monotones sur d'autres empilements ont été pratiqués afin de déterminer la limite à la rupture ainsi que le module d'Young. La limite à la rupture permet de déterminer les différents paliers de chargement pour les essais de fatigue.

#### I-7-2-4-1- Tissu équilibré (0-90°)

La Figure I-28 présente les courbes de traction du matériau composite tissu équilibré (0-90°). La valeur du module d'Young  $E$  est de 22,65 GPa et la contrainte à la rupture est 467 MPa.

Par rapport aux données fournisseur du Tableau I-1, on obtient en module très proche (différence de 8%), et une erreur de l'ordre de 23% sur la limite à la rupture.

Lorsque l'endommagement atteint un certain niveau, il apparaît une instabilité au niveau de l'enregistrement de la déformation puisque le capteur de déformation (extensomètre) bouge au gré de la rupture progressive des fibres.

La déformation peut être cependant estimée en utilisant le déplacement du mors de la machine. Connaissant la distance de l'éprouvette entre les mors de la machine et également le déplacement de la partie inférieure de la machine, la formule ci-dessous peut être appliquée.

$$\varepsilon(\%) = 100 \times \frac{\Delta L_0}{L_0}$$

Où

$\varepsilon$  est la valeur de la déformation globale (%),  $L_0$  est la longueur de référence de l'éprouvette (mm),  $\Delta L_0$  est l'accroissement de la longueur entre les repères de référence (mm).

Cependant la valeur de la déformation doit être considérée avec prudence car comme le montre la Figure I-28 les deux courbes représentant les deux types de déformations ne possèdent pas le même module. Ici la déformation à la rupture de l'éprouvette peut être estimée à 3,5 %.

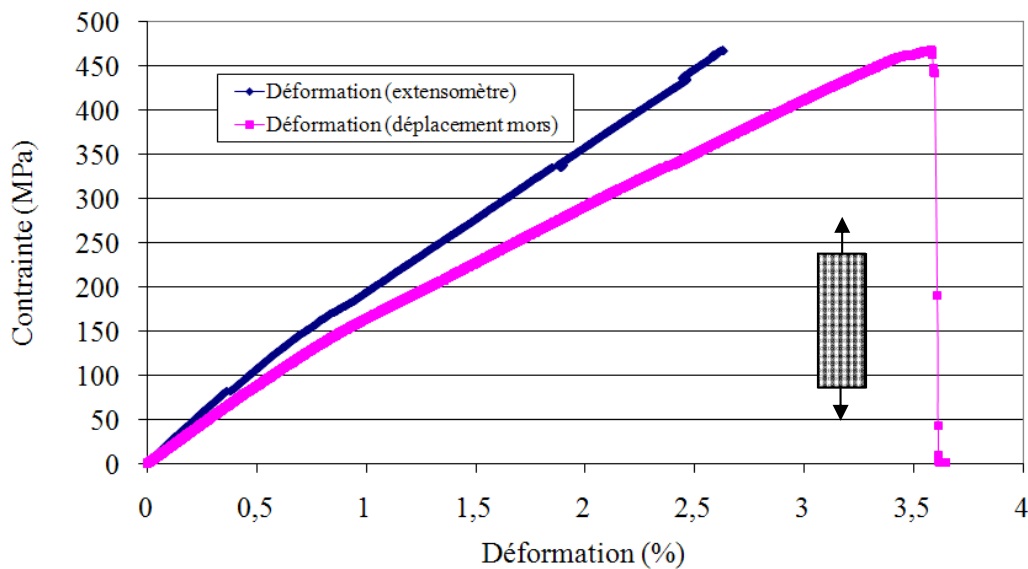


Figure I-28 : Courbe de traction composite tissé (0°,90°) à talons intégrés

#### I-7-2-4-2- Composite tissu équilibré -45°-+45°

Lorsqu'une rotation de 45° d'un tissu équilibré orienté 0-90° est réalisée, nous obtenons un tissu équilibré (-45°+45°). Le comportement en traction est représenté sur la Figure I-29. La valeur du module d'Young  $E$  est de 10,125 GPa et la contrainte à la rupture est 144 MPa. Nous remarquons, que les valeurs du module et de la contrainte à rupture sont inférieures à celles du tissu équilibré 0-90°, ce qui est tout à fait conforme à la théorie des stratifiés.



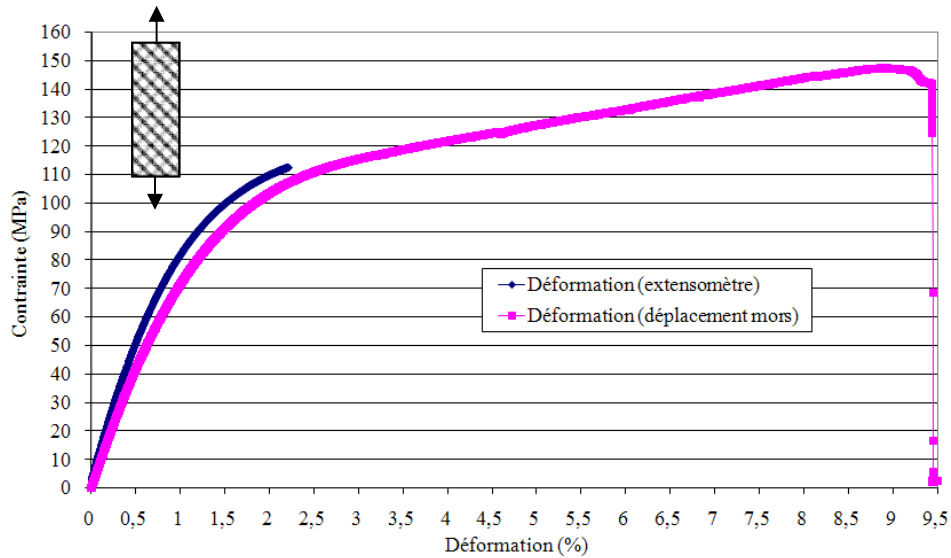


Figure I-29 : Courbe de traction de tissus (+45°, -45°) à talons intégrés

La déformation de l'éprouvette peut être estimée à 9,5 % de la longueur utile de l'éprouvette.

#### I-7-2-5- Essai de fatigue

Les éprouvettes d'essai présentées Figure I-30 sont de trois sortes différenciées par le sens d'orientation des fibres. Il s'agit de :

- ✓ Composite fibre de verre/époxy unidirectionnelle 0° ayant les dimensions définies précédemment dans le paragraphe « Géométrie de l'éprouvette ».

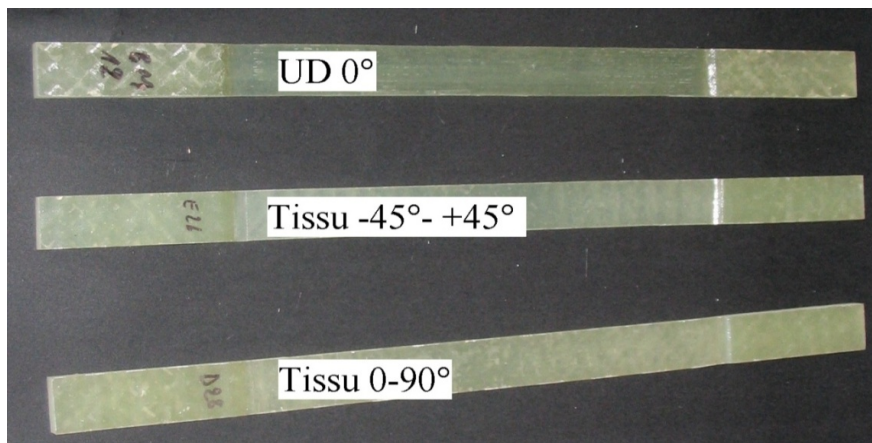


Figure I-30 : Eprouvettes d'essai de fatigue

- ✓ Composites à base de tissu préimprégné sergé 2/2 (0-90°) et (-45-+45°).

Les essais de fatigue sont réalisés sur la même machine (Figure I-31) que celle utilisée pour les essais de traction. Le pilotage des essais de fatigue est effectué en effort (amplitude de contrainte)

avec un rapport de charge  $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$  égal à 0,1 comme préconisé dans la partie bibliographique. L'essai de fatigue est réalisé selon la norme NF ISO 13003.

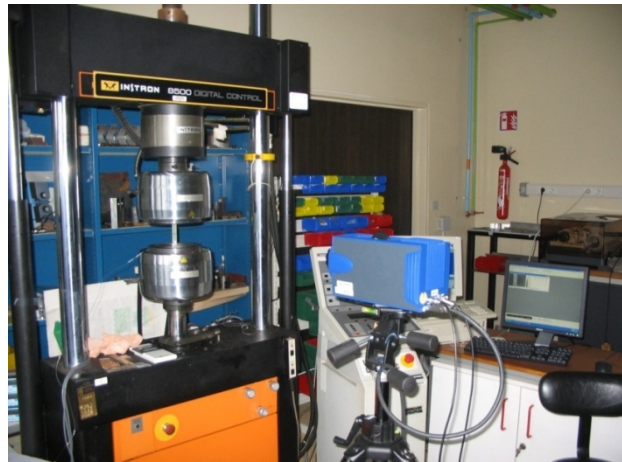


Figure I-31 : Machine de fatigue et caméra infrarouge

Les essais ont été réalisés à une température ambiante de  $23 \pm 0,5^\circ\text{C}$  et entre 55 et 60% d'humidité. La norme précise que les paliers de chargement (amplitude de contrainte) à appliquer peuvent être choisis par l'utilisateur. La contrainte à appliquer s'exprime en fonction de  $\sigma_{\max}$  et de la limite à la rupture en statique c'est-à-dire  $\sigma_{\max \text{ en fatigue}} = X \% \text{ de la limite à la rupture}$ . Connaissant le rapport de chargement et la contrainte maximale déterminée en statique pour tous les types de composites, il est aisé de calculer l'amplitude à appliquer. Ici nous avons choisi les paliers suivants : 80%, 65%, 45% et 30 % de  $\sigma_{\max}$ .

La norme ISO 13003 précise également que l'élévation de température doit être contrôlée et ne doit pas dépasser  $10^\circ\text{C}$  sinon l'essai n'est pas valide. Cette augmentation de la température n'inclus pas l'élévation excessive de la température lors de la rupture finale de la pièce.

Pour contrôler ce paramètre important, une caméra infrarouge a été utilisée.

#### **I-7-2-6- Détermination de la fréquence optimale d'essai**

De par le nombre de cycles important à appliquer et nombre d'éprouvettes à tester (5 minimum par palier) les campagnes d'essais en fatigue sont généralement très longues. Il est donc très appréciable voire nécessaire de pouvoir diminuer le temps de l'essai en agissant sur la fréquence d'essai. Cependant dans le cas de matériaux viscoélastoplastique, la vitesse d'essais ainsi que l'échauffement peuvent avoir une influence non négligeable.

La caméra infrarouge Jade III est utilisée pour mesurer la variation et l'évolution de la température pendant les essais de fatigue. L'avantage indéniable de la caméra infrarouge par rapport à un thermocouple est le fait que c'est une technique de mesure sans contact. Pour les données de thermographie infrarouge, l'acquisition se fait par le logiciel « Altair » qui permet de mesurer la température au cours de l'essai. La résolution thermique de la caméra (différence de température équivalente au bruit) est de l'ordre de 4 mK à 25°C, ce qui permet de mesurer de très faibles variations.

Le laboratoire n'étant pas climatisé, une évolution trop importante de la température ambiante peut se traduire par une élévation de température vue par la caméra infrarouge.

Afin de s'affranchir de la température ambiante, la température de l'éprouvette ainsi que la température de la pièce ont été enregistrées pour pouvoir corrélérer leur variation. La température ambiante du laboratoire n'a pas varié de façon significative (variation de 0,2°C). L'évolution de la température enregistrée par la caméra infrarouge est donc liée à uniquement à l'échauffement de l'éprouvette. Un exemple de température enregistrée en surface de l'éprouvette est donné sur la Figure I-32.

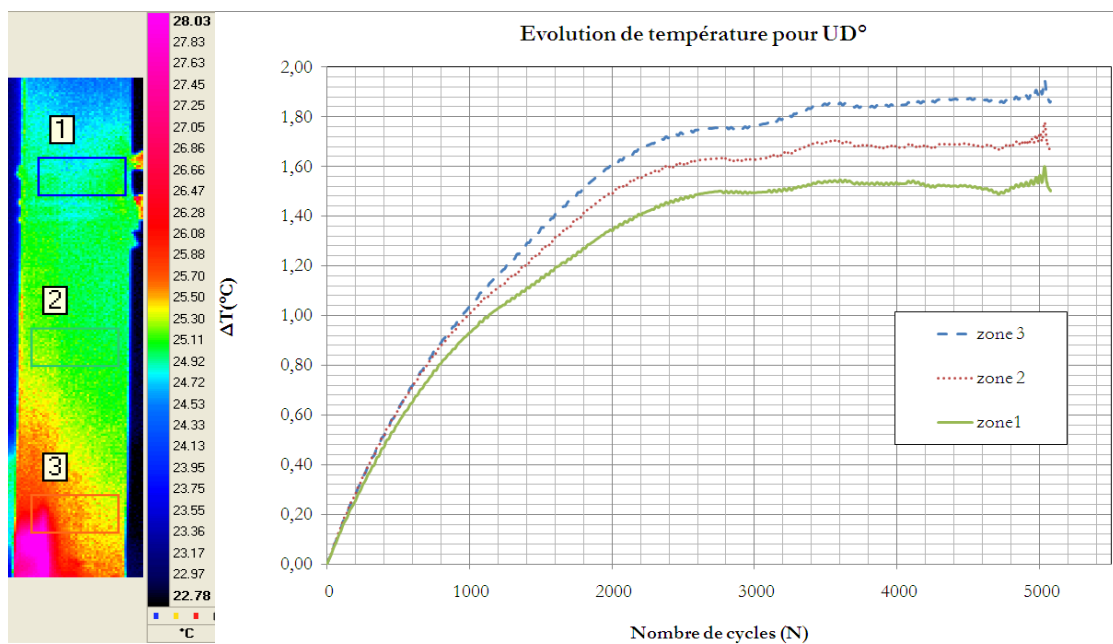


Figure I-32 : Evolution de température d'une éprouvette UD0° à 6Hz et 65%/Rm

Au bout de 5000 cycles, la température est stabilisée, nous avons enregistré la température pour tous les essais pour différentes fréquences dans la plage de 2Hz à 8Hz pour une amplitude de chargement équivalent à 65% de la limite à la rupture.

Tous les types d'éprouvettes présentés Figure I-30 ont été testés. Le Tableau I-4 présente le résultat de l'évolution de la température en fonction de la fréquence de ces essais.

	4 Hz	6 Hz	8Hz
UD 0°	1°C	2,5°C	10,2°C
Tissu (+45,-45)	0,5°C	3,4°C	9,9°C
Tissu (0°,90°)	2°C	4°C	11°C

Tableau I-4 : Comparaison d'évolution de température des différents talons

Sur le Tableau I-4, la température évolue faiblement ( $< 2^{\circ}\text{C}$ ) lorsqu'on sollicite les éprouvettes à 4 Hz. La fréquence d'essai de 6 Hz présente des évolutions en dessous de la moitié de la température recommandée ( $10^{\circ}\text{C}$ ) à ne pas dépasser. Cette température recommandée n'est pas respectée lorsque l'éprouvette est sollicitée à une fréquence de 8Hz.

Les essais de détermination de fréquence ont permis de montrer que la fréquence d'essai idéale pour toutes les éprouvettes est 6 Hz. C'est donc cette fréquence qui sera utilisée pour tous les essais de fatigue.

### I-7-2-7- Composite unidirectionnel

#### I-7-2-7-1- Courbe de Wöhler

Les essais sont réalisés pour quatre paliers de chargement (30, 45, 65 et 85% de la charge à la rupture UTS) avec comme critère d'arrêt de l'essai soit la rupture de l'éprouvette ou une durée de vie  $10^6$  cycles. Le Tableau I-5 présente les résultats des essais fatigue en durée de vie pour les quatre paliers de chargement. Pour chaque niveau de chargement, la moyenne et l'écart-type sont calculés. La moyenne est présentée afin de pouvoir réaliser une régression linéaire.

Amplitude (%UTS)	Amplitude (MPa)	Eprouvettes (1)	Eprouvettes (2)	Eprouvettes (3)	Eprouvettes (4)	Eprouvettes (5)	Moyenne	Ecart type
30	135	$10^6+x$	$10^6+x$	$10^6+x$	$10^6+x$	$10^6+x$	$10^6$	-
45	202,5	208131	366876	796416	792227	122000	457130	320103
65	292,5	20278	15325	19224	28190	28146	22233	5724
85	382,5	3516	927	765	451	1331	1398	1226

Tableau I-5 : Durée de vie (en nombre de cycles) des éprouvettes UD 0° durant l'essai de fatigue

La courbe de Wöhler présentée sur la Figure I-33 est linéaire en échelle lin-log.

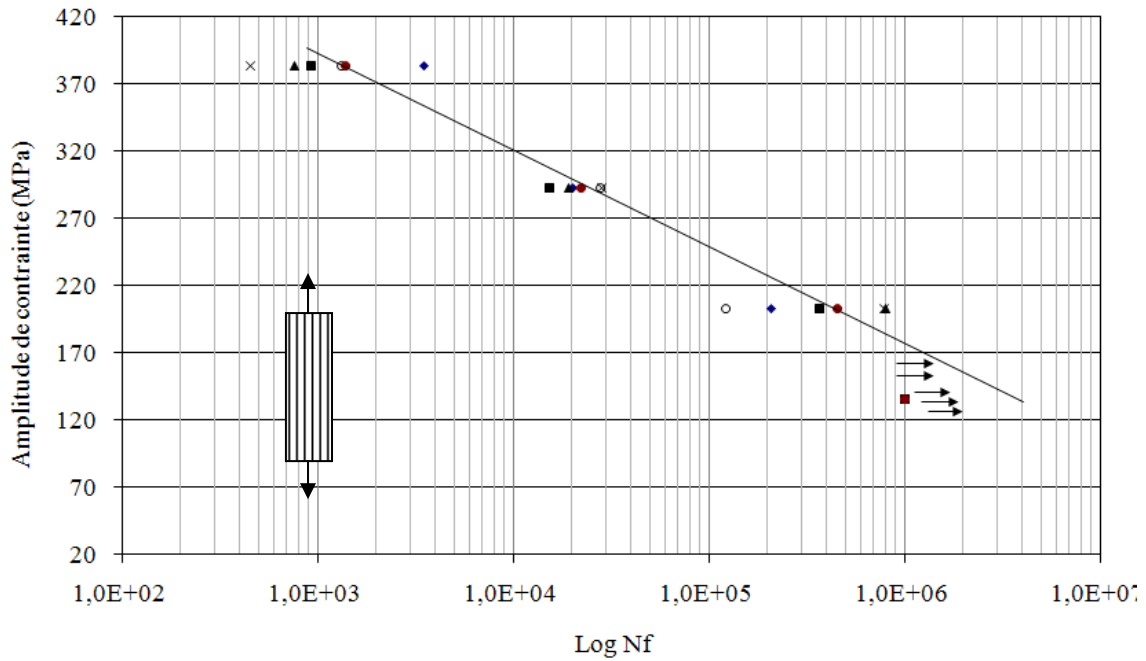


Figure I-33 : Courbe de Wöhler du composite UD 0° à talons intégrés

I-7-2-7-2- Courbes d'endommagement

L'évolution du module d'Young tout au long de la durée de vie de l'éprouvette est utilisée pour rendre compte de la dégradation macroscopique au cours du temps. Les courbes présentées Figure I-34 montrent le rapport entre le module au cours du temps  $E(N)$  sur le module initial calculé sur le premier cycle en fonction du pourcentage de durée de vie pour les paliers de chargement de 85%, 65% et 45%. Ce type de représentation permet de comparer sur un même graphe l'évolution du module en fonction du chargement appliqué et de s'affranchir des problèmes de dispersion des modules d'Young initiaux (calculés sur le premier cycle).

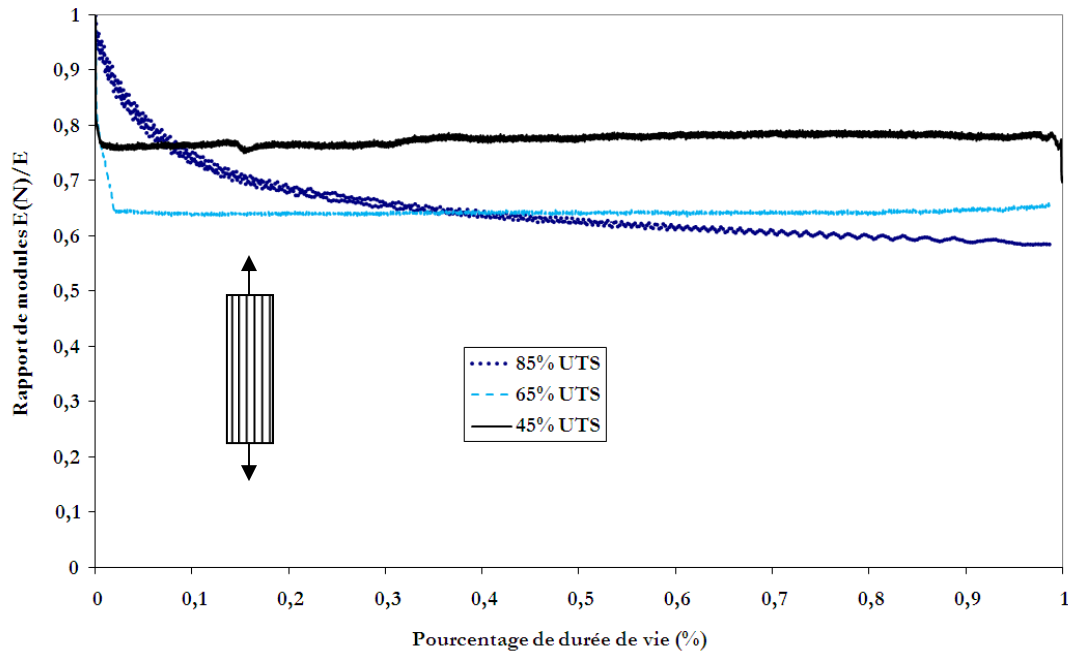


Figure I-34 : Evolution normée du module d'Young pour un UD

Nous pouvons remarquer que les trois courbes ont la même tendance. Elles se caractérisent par un long palier horizontal pour lequel il n'y a pas d'évolution du module d'Young. A la fin de la vie de l'éprouvette, une chute brutale du module apparaît. Pour l'éprouvette la plus sollicitée (85% UTS), la chute apparaît plus tôt ce qui peut se traduire par l'apparition d'un endommagement macroscopique plus rapide. De même, suivant le chargement appliqué, le palier n'est pas situé sur la même horizontale. Ainsi, plus le chargement est important plus la chute initiale du module est importante. Ce résultat est conforme au résultat obtenu dans la littérature.

#### I-7-2-7-3- Endommagement constatées sur les éprouvettes

Il est important d'analyser le type d'endommagement qui prévaut au sein de l'éprouvette lorsqu'on fait un essai de fatigue. La Figure I-35 présente l'endommagement du composite unidirectionnel  $0^\circ$  résultant de l'essai de fatigue. Il est difficile de savoir très exactement le scénario des endommagements dans l'éprouvette pendant toutes les phases de la sollicitation de fatigue. Mais en s'aidant de l'inventaire des défauts fait dans la bibliographie, nous avons pu visuellement lors de l'essai observer les types d'endommagement suivants :

- ✓ fissurations transversale et longitudinale de la matrice
- ✓ rupture progressive des fibres
- ✓ rupture finale de l'éprouvette en écharde (Figure I-35)



Figure I-35 : Type d'endommagement constaté sur un composite unidirectionnel

Ce qu'il faut remarquer c'est que le scénario d'endommagement en fatigue est similaire à celui d'une sollicitation statique.

### I-7-2-8- Composite tissus ( $0^\circ, 90^\circ$ )

#### I-7-2-8-1- Courbe de Wöhler

Le Tableau I-6 présente également les résultats des essais fatigue en durée de vie pour les composites tissus ( $0^\circ, 90^\circ$ ). Les deux premiers essais au niveau du chargement de 30% ont été conduits au delà de  $10^6$  et arrêtés par la suite compte tenu du fait que l'éprouvette ne s'endommageait pas. Les trois essais suivants ont été arrêtés à  $10^6$  cycles. Cette différence de conditions expérimentales explique l'écart type si important pour ce niveau de chargement.

Amplitude %UTS	Amplitude (MPa)	Eprouvettes (1)	Eprouvettes (2)	Eprouvettes (3)	Eprouvettes (4)	Eprouvettes (5)	Moyenne	Ecart type
30	56,43	1230000	1524000	$10^6+x$	$10^6+x$	$10^6+x$	$10^6$	-
45	84,645	301060	187056	200146	85772	155773	185961	78101
65	122,265	8090	10360	1640	15225	17251	10513	6169
85	159,885	1391	784	225	193	619	642	489

Tableau I-6 : Durée de vie des cinq éprouvettes composites tissées ( $0-90^\circ$ )

La courbe de Wöhler (Figure I-36) est une régression linéaire obtenue en faisant la moyenne des cinq éprouvettes.

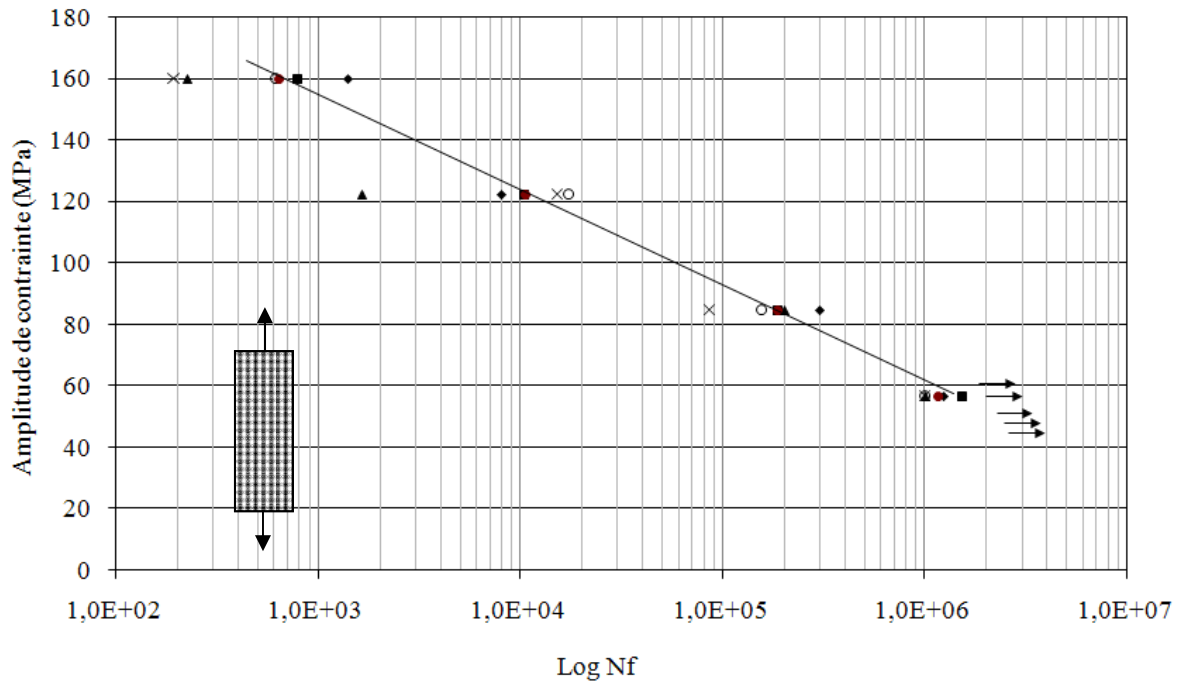


Figure I-36 : Courbe de Wöhler d'un composite tissé (0-90°)

I-7-2-8-2- Courbe d'endommagement

Les courbes d'évolution du module d'Young pour les différents niveaux chargements appliqués sont données sur la Figure I-37.

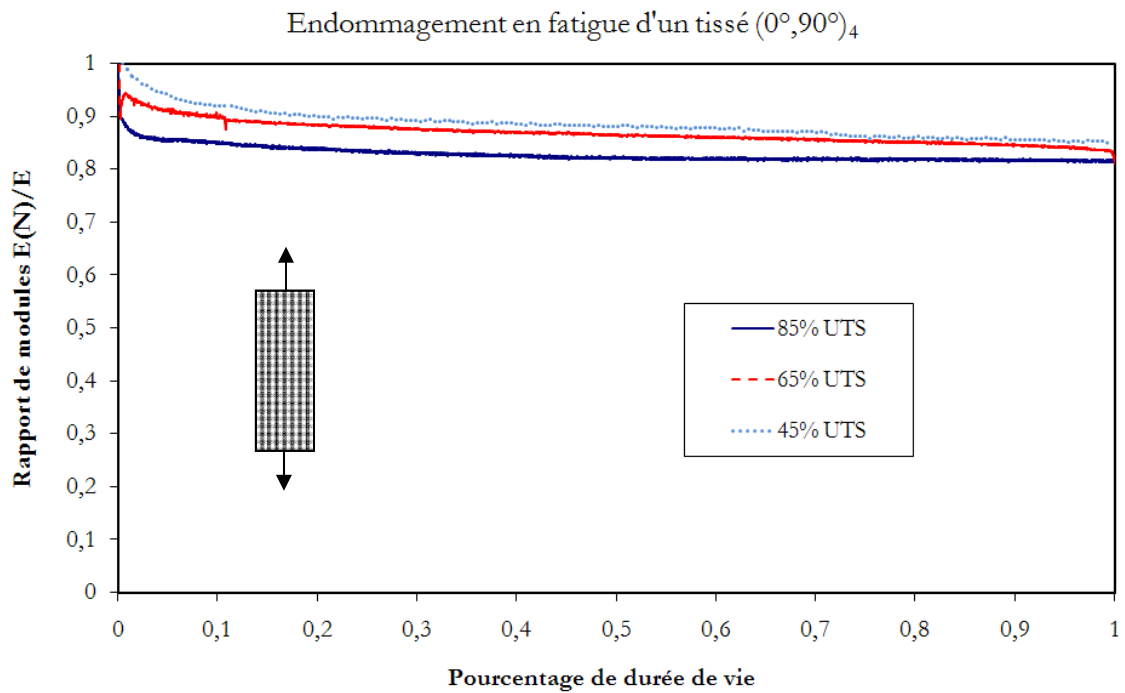


Figure I-37 : Evolution normée du module d'Young pour un tissu (0°- 90°)



De même que pour un UD, nous observons une chute initiale du module d'Young. Cette diminution se fait une période beaucoup plus longue de l'ordre de 15 % de la durée de vie. On a donc un premier endommagement beaucoup plus progressif que dans le cas des UD. Ensuite, les courbes présentent un plateau plus ou moins horizontal suivant le chargement appliqué. Il semble que plus le chargement est important plus la pente est grande. Contrairement aux UD, la rupture finale des éprouvettes se fait sans diminution du module d'Young.

#### I-7-2-8-3- Endommagement constatés sur les éprouvettes

L'endommagement de l'éprouvette présentée Figure I-38 est le résultat de la rupture finale. Le processus d'endommagement observé visuellement est le suivant :

- ✓ fissuration de la matrice qui est perceptible avant l'essai, au niveau de chargement élevé lorsque l'éprouvette est chargée à la contrainte moyenne de sollicitation,
- ✓ rupture rapide des fibres comme le laissant prévoir la déformation peu élevée lors de l'essai de traction,
- ✓ endommagement finale de l'éprouvette par rupture brutale de toutes les fibres.

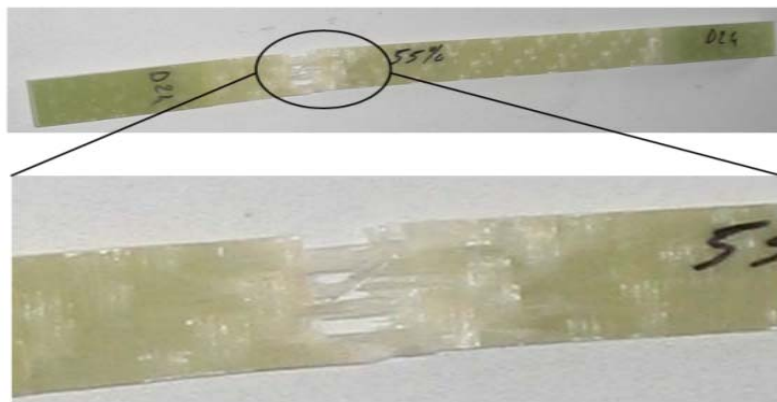


Figure I-38 : Type d'endommagement constaté sur un composite tissu (0-90°)

Nous pouvons remarquer que la rupture finale obtenue avec un tissu (0-90°) est beaucoup plus nette que celle obtenue avec un UD. Ceci est dû au tissage qui permet de garder une cohésion des fibres dans le sens chaîne.

**I-7-2-9- Composite tissu (-45, +45°)**

*I-7-2-9-1- Courbe de Wöhler*

Sur le Tableau I-7, les résultats des essais fatigue pour les composites tissu (-45-+45°), nous font remarquer que le palier de chargement de 45% est celui où la dispersion est la plus importante.

Amplitude %UTS	Amplitude (MPa)	Eprouvettes (1)	Eprouvettes (2)	Eprouvettes (3)	Eprouvettes (4)	Eprouvettes (5)	Moyenne	Ecart type
30	19,845	10 <sup>6</sup> +x	10 <sup>6</sup> +x	10 <sup>6</sup> +x	10 <sup>6</sup> +x	10 <sup>6</sup> +x	10 <sup>6</sup>	-
45	29,7675	74809	27500	8048	257414	150608	103676	102003
65	42,9975	614	813	513	1725	826	898	481
85	56,2275	240	407	238	222	274	276	76

Tableau I-7 : Durée de vie des cinq éprouvettes composite tissu (-45-+45°)

Cette fois-ci, la courbe de Wöhler (Figure I-39) n'est plus linéaire mais plutôt parabolique. Cette forme de courbe correspond bien avec celles présentées dans la littérature.

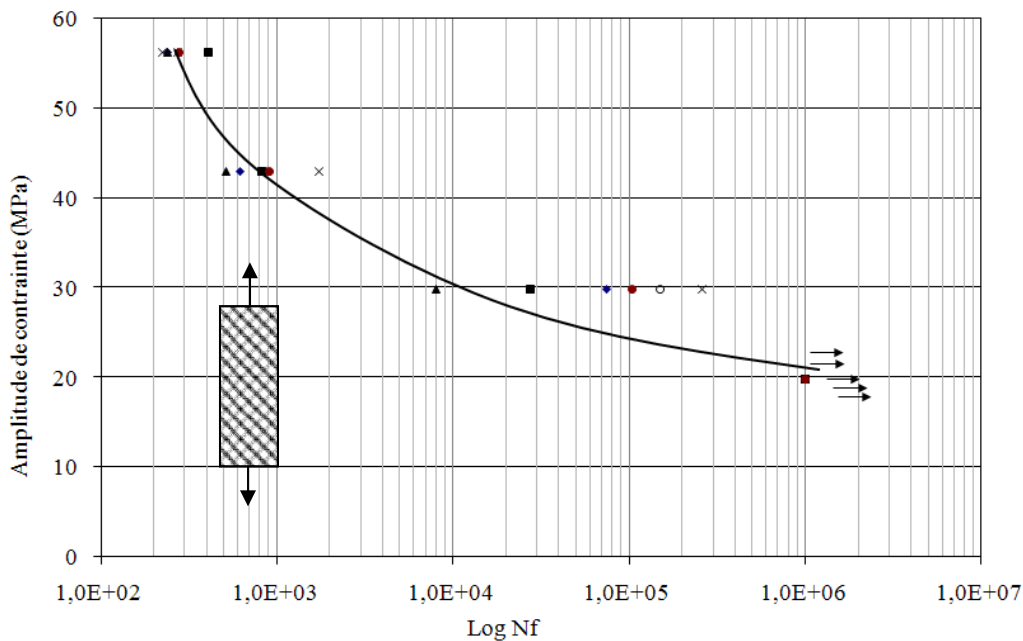


Figure I-39 : Courbe de Wöhler d'un composite tissu (-45-+45°)

*I-7-2-9-2- Courbe d'endommagement*

Les courbes d'endommagement pour un tissu (-45°, +45°) sont présentées sur la Figure I-40.

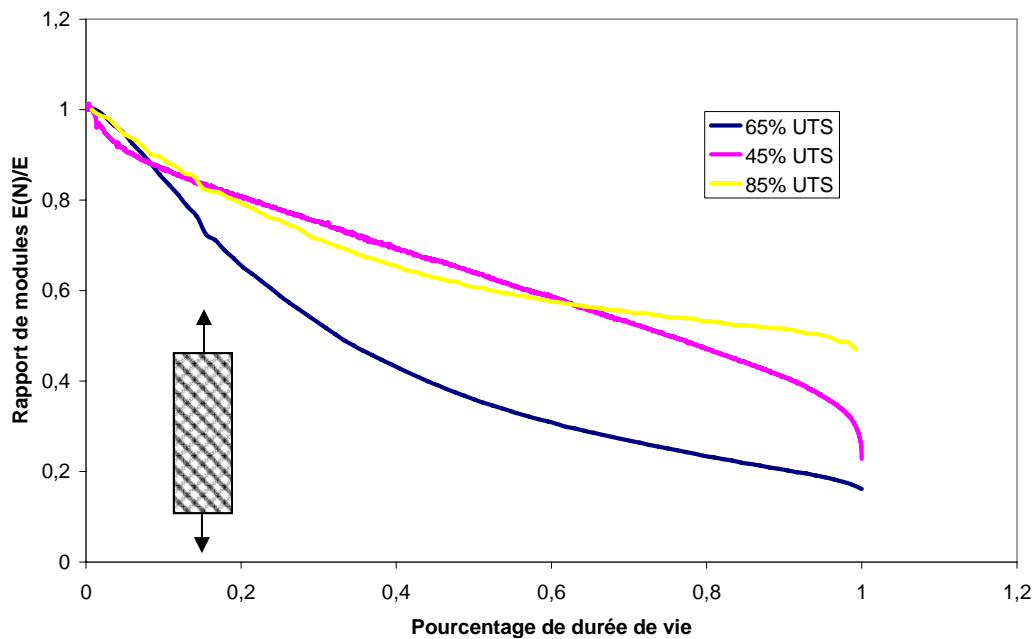


Figure I-40 : Evolution normée du module d'Young pour un tissu (+45°, -45°)

Les courbes obtenues pour un chargement de 65 % et 85 % ont le même profil. Elles sont caractérisées par une diminution progressive et continue du module d'Young. La rupture finale apparaît sans une chute préalable importante du module d'Young. De même, que pour les autres composites, un chargement de 65% engendre une diminution plus importante du module qu'un chargement de 85%.

La courbe obtenue pour le chargement de 45 % présente une forme plus proche de celle observée expérimentalement pour les tissus. Elle est caractérisée par :

- ✓ une chute importante du module lors des 10 premiers pourcents de vie ;
- ✓ une diminution linéaire jusqu'à 90% de la vie totale ;
- ✓ de nouveau une chute importante du module.

Cependant, il est généralement observé un plateau horizontal et non une diminution linéaire.

Nous pouvons de même observer que pour les trois niveaux de chargement la diminution du module est plus importante (de 40 à 80%) pour ce composite que pour les deux autres.

Ce comportement est contradictoire par rapport aux courbes que l'on trouve dans la littérature. D'autres investigations seront menées par la suite pour en expliquer les raisons.

I-7-2-9-3- Endommagement constatées sur les composites tissés (+45°)

L'endommagement de l'éprouvette suite à l'essai de fatigue est présenté sur la Figure I-41.

L'endommagement constaté suit l'ordre suivant :

- ✓ rupture progressive de la matrice ;
- ✓ endommagement finale de l'éprouvette combiné à une rupture progressive de la matrice et des fibres par cisaillement. Cet endommagement progressif était prévisible par le fait que la déformation de l'essai statique est très progressive et importante.

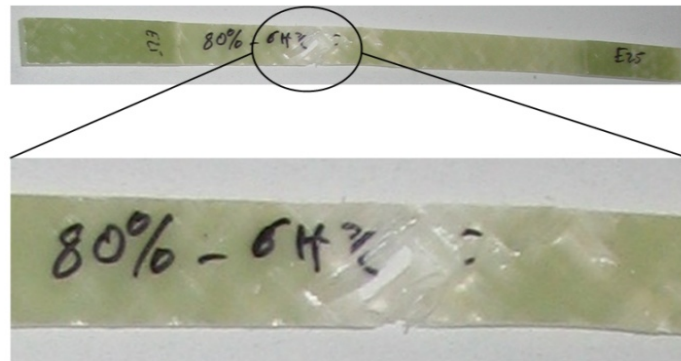


Figure I-41 : Type d'endommagement constaté sur un composite tissu (-45/+45°)

## I-8- Conclusion de l'étude sur la fatigue des UD et tissus

Cette étude expérimentale sur les composites avec des fibres de verre a permis de mettre en évidence les difficultés suivantes :

- ✓ la nécessité de respecter une fréquence d'essais pas trop importante pour les problèmes d'échauffement et viscoélasticité,
- ✓ la géométrie des éprouvettes et plus particulièrement l'utilisation des talons qui conditionne les résultats.

Les résultats d'endommagement par fatigue ont montré que les multiples mécanismes d'endommagement qui cohabitent lors de l'essai de fatigue peuvent conduire à des résultats contradictoires. Ainsi, l'utilisation de la courbe de la variation du module d'Young, facile à mettre en place, fournit des informations que sur l'endommagement macroscopique. Elle ne peut être utilisée comme outil de détection de l'endommagement. Il a donc fallu s'orienter vers des indicateurs plus fiables et plus précis. Pour détecter et/ou suivre ces différents types d'endommagement de nombreuses méthodes sont utilisées : la tomographie par ultrasons, l'émission acoustique, l'analyse par ultrasons, la méthode de l'iodure de zinc, la thermographie

infrarouge et d'autres techniques. De toutes ces méthodes la thermographie infrarouge est la méthode la plus rapide et la plus facile à mettre en œuvre. Dans le second chapitre, la technique d'évaluation de l'endommagement par thermographie infrarouge sera détaillée et nous utiliserons également une autre technique pour évaluer l'endommagement dans les composites.



## I-9- Références bibliographiques du chapitre I

- [BAP90] D. Baptiste, S.J. Wang et D. François, "Comportement en fatigue d'un unidirectionnel en verre/époxy", AMAC 1990.
- [CUR87] P. T. Curtis et B. B. Moore, A comparison of the fatigue performance of woven and non-woven CFRP laminates in reversed axial loading, *International Journal of Fatigue* 9, 67-78, 1987.
- [DAN01] M. B. Daniel, S. L. Donalson, *Composites : A Brief History of Composite Materials*, ASM Handbook 21, 41-43, 2001.
- [FIO89] L. Fiore, L. Vincent, Quelques concepts spécifiques à la fatigue des matériaux composites à matrice organiques, *Mécanique Matériaux Electricité* N°429, 1989.
- [FOU92] P. Fournier, Comportement sous sollicitation cyclique des composites unidirectionnels verre/époxy - Cas des résines à ténacité améliorée, Thèse, Ecole Centrale de Lyon, 1992.
- [FUJ93] T. Fujii, S. Amijima et K. Okubo, Microscopic fatigue processes in a plain-weave glass-fibre composite, *Composites Science and Technology* 49, 327-333, 1993.
- [HAN99] U. Hansen, Damage development in woven fabric composites during tension-tension fatigue, *Journal of Composite Materials* 33(7), 614-639, 1999.
- [HUA02] Z. M. Huang, Fatigue life prediction of a woven fabric composite subjected to biaxial cyclic loads, *Composites - Part A : Applied Science and Manufacturing*, 33A, 253-266, 2002.
- [HUL81] D. Hull, *An introduction to composite materials*, Cambridge University Press, Cambridge, 245, 1981.
- [KAD94] H. El Kadi, F. Ellyin, Effect of stress ratio on the fatigue of unidirectional glass/epoxy composite laminae, *Composites* 25(10), 917-924, 1994.
- [LAL99] C. Lallanne, *Dommage par fatigue, Vibrations et chocs mécaniques – Tome 4*, Hermès, 1999.
- [LAR94] B. Large-Toumi, Etude du comportement en fatigue de composite carbon/époxy : rôle de l'interface, Thèse Ecole Centrale de Lyon, 1994.
- [LEV98] D. Leveque, Analyse de la tenue au délaminage des composites stratifiés : identification d'un modèle d'interface laminaire, Thèse ENS Cachan, 2000.
- [MAS93] W. Masmoudi, Mutation de produit : Conception et modélisation d'un bogie d'un TGV en matériaux composites, Thèse ENSAM, 1993.
- [MIY94] Y. Miyano, M. K. McMurray, J. Enyama et M. Nakada, Loading rate and temperature dependence on flexural fatigue behavior of a satin woven CFRP laminate, *Journal of Composite Materials* 28(13), 1250-1260, 1994.
- [NAI03] N. K. Naik, Woven-fibre thermoset composites, *Fatigue of composites*, Bryan Harris, 297-313, 2003
- [NAK95] M. Nakada, Y. Miyano, Influence of the stress ratio on fatigue behaviour in the transverse direction of unidirectionnel CFRPS, *Journal of Composite Materials* 29, N°14, 1995.

- [OZT92] A. Ozturk, R. E. Moore, Tensile fatigue behavior of tightly woven carbon/carbon composites, *Composites* 23(1), 39-46, 1992.
- [PAY04] J. PAYAN, Etude du comportement de composites stratifiés sous chargements statique et de fatigue, Thèse de l'université de la Méditerranée, Prag à UII, Marseille, 2004.
- [PET90] E. Pepitas, M. Renault, Comportement en fatigue de stratifiés carbone-époxy à base de fibres T300 ou T400, AMAC 1990.
- [REI83] K.L. Reifsnider, E.G. Henneke, W.W. Stinchcomb, J.C. Duke, Damage mechanics and NDE of composite laminates, *Mechanics of Composite Materials, Recent Advances*, 399-420, 1983.
- [REI98] K.L. Reifsnider, Durability and damage tolerance of fibrous composite systems, *Handbook of Composites*, edited by S.T. Peters, 35, 794-809, 1998.
- [SAL94] M. Salvia, L. Vincent, Contribution à la modélisation du comportement sous sollicitations cycliques en flexion trois points de composites unidirectionnels renforcés par des fibres de verre, JNC 9, 1994.
- [SED00] A. Sedrakian, Contribution à la simulation du comportement en fatigue des pièces composites stratifiés, Thèse Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers : Centre de Paris, 2000.
- [SHO97] M.M. Shokrieh, L.B. Lessard, Multiaxial fatigue behaviour of unidirectional plies based on uniaxial fatigue experiments, part I and II *Inter. Journal of fatigue* 19, 201-217, 1997.
- [TAK94] K. Takemura, T. Fujii, Fatigue damage and fracture of carbon fabric/epoxy composites under tension-tension loading, *JSME International Journal, Series A*, 37(4), 472-480, 1994
- [TAL81] R. Taljera, Fatigue of composite materials : damage mechanisms and fatigue-life diagrams, *Proceedings of Royal Society London A378*, 461-475, 1981.
- [TAL87] R. Taljera, *Fatigue of composite materials*, Technomic Publishing Co., Inc., 1987.
- [THE81] P.S. Theocaris, C.A. Stassinakis, Crack propagation in fibrous composite materials studied by S.E.M, *Journal of Composite Materials* 15, 133-141, 1981.
- [THI91] A. Thionnet, Prévion de l'endommagement sous chargement quasi-statiques et cycliques des structures composites stratifiées, Thèse université de Paris VI, 1991.
- [VIN91] L. Vincent, L. Fiore, Quelques concepts spécifiques à la fatigue des matériaux composites à matrices organiques, AMAC 91, 1991.
- [WAN90] S.J. Wang, Etude de l'endommagement d'un composite unidirectionnel fibres de verre/époxyde, Thèse Ecole Centrale Paris, 1990.
- [ZWE98] C. Zweben, *Composite Materials and Mechanical Design*, Mechanical Engineer's Handbook, 2nd ed., Myer Kutz, Ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1998.



## Chapitre II : Caractérisation du délaminage par thermographie infrarouge

---

- ✓ Procédure expérimentale (conditions d'essais, type d'éprouvettes, ...)
- ✓ Evaluation de l'intégrité des éprouvettes par macrographie
- ✓ Evaluation de l'état initial par ondes ultrasonores
- ✓ Evaluation de l'endommagement par thermographie infrarouge
- ✓ Macrographie des éprouvettes endommagées
- ✓ Evaluation du délaminage par ondes ultrasonores

## **II-1- Introduction au chapitre II**

Nous avons étudié les différents types d'endommagement par fatigue observés dans les matériaux composites dans le chapitre I. Le délaminage est considéré comme le mode d'endommagement le plus critique conduisant à l'affaiblissement de la structure et à terme la rupture finale. Dans ce chapitre, une combinaison de deux techniques non destructives est utilisée : la thermographie infrarouge et l'analyse par ondes ultrasonores pour caractériser le délaminage.

La méthode par thermographie infrarouge, développée dans ce chapitre, est dite active car nécessitant l'application d'une sollicitation mécanique pour l'utiliser. Elle pourra donc donner des informations au cours de l'essai de fatigue. Au contraire, l'analyse par ondes ultrasonores peut être effectuée sur une éprouvette au repos. Cette méthode sera donc utilisée avant et après les essais pour caractériser l'endommagement. Une observation par macrographie est également utilisée en complément.

Dans la première partie du chapitre, la procédure expérimentale et les éprouvettes sont abordées. Par la suite, les différentes techniques complémentaires, sont présentées au fur et à mesure de leur utilisation. Dans chaque partie, l'ordre de présentation est le suivant : l'état de l'art de la technique pour caractériser le délaminage puis le matériel et enfin les résultats et les analyses.

La conclusion du chapitre fait le point sur les résultats obtenus par chaque technique et ouvre le champ des possibles perspectives.

## **II-2- Procédure expérimentale**

Pour caractériser le délaminage par fatigue, nous avons élaboré une procédure expérimentale qui permet de suivre l'éprouvette de son état initial par macrographie jusqu'à son état endommagé final par C-scan.

- 1) La première étape des essais de caractérisation est de contrôler l'état initial du matériau, nous utiliserons une loupe binoculaire pouvant effectuer un grossissement maximale de 60 fois. Par la suite, nous appellerons cette technique « la macroscopie ». La macrographie est la technique de base pour caractériser le délaminage.
- 2) La deuxième étape est l'utilisation de la technique ultrasonore appelée C-scan pour vérifier l'absence de défauts de fabrication avant l'exécution des essais de fatigue.

- 3) La troisième étape est l'essai de fatigue durant lequel sont utilisées la thermographie infrarouge et des prises de vues avec un appareil photo de grande résolution (10 MPixels) pour caractériser l'endommagement à différents niveaux de chargements. Deux caméras infrarouges placées de part et d'autre de l'éprouvette sont utilisées pour suivre l'endommagement par mesure de la variation de la température en surface.
- 4) Après l'essai de fatigue, nous avons observé par macrographie sur la tranche de l'éprouvette quel était le niveau d'endommagement.
- 5) La macrographie permet uniquement de caractériser le délaminage visible en surface de l'éprouvette. , Pour caractériser l'endommagement réel, nous avons de nouveau utilisé le C-scan pour vérifier le niveau exact du délaminage dans le matériau.

### II-3- Définition des éprouvettes

Pour être sûr de la localisation de l'initiation de l'endommagement, nous avons décidé de fabriquer des éprouvettes spécifiques pré-endommagées artificiellement.

En nous inspirant des différents travaux réalisés sur le délaminage, deux types d'éprouvettes ont été développés.

Le premier type présenté sur la Figure II-42 comporte des éprouvettes constituées de 3 plis unidirectionnels (UD) fibres de verre / époxy à  $0^\circ$  dont le pli central est pré-endommagé avant fabrication pour favoriser le délaminage.

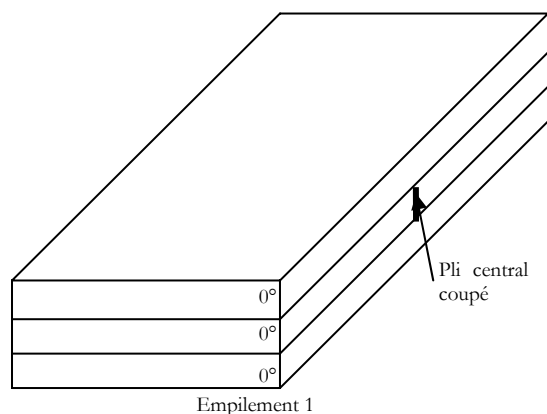


Figure II-42 : 3 plis unidirectionnels avec pli central coupé : Empilement 1

Le second type (Figure II-43a et Figure II-43b) est constitué de 5 plis UD fibres de verre / époxy dont l'orientation des plis est croisée à  $0^\circ$  et  $90^\circ$ . Pour ce type d'éprouvette, deux empilements ont été réalisés.

Le premier empilement est le suivant 0/90/0/90/0 avec le pli central coupé comme précédemment. Ce défaut situé au milieu de l'empilement permettra de vérifier l'aptitude de la thermographie infrarouge à détecter cet endommagement des deux côtés de l'éprouvette. Dans la suite ce type d'éprouvette est appelé « PM » pour Pli Milieu coupé.

Le deuxième empilement est 90/0/90/0/90 avec l'un des plis à 0° coupé. Cette éprouvette est utilisée pour vérifier la profondeur de détection de l'endommagement par thermographie infrarouge. L'abréviation pour ce type d'éprouvette est « PD » pour le Pli Décalé coupé. Les lignes en pointillés sur la Figure II-43 représentent le chemin de délaminage souhaité.

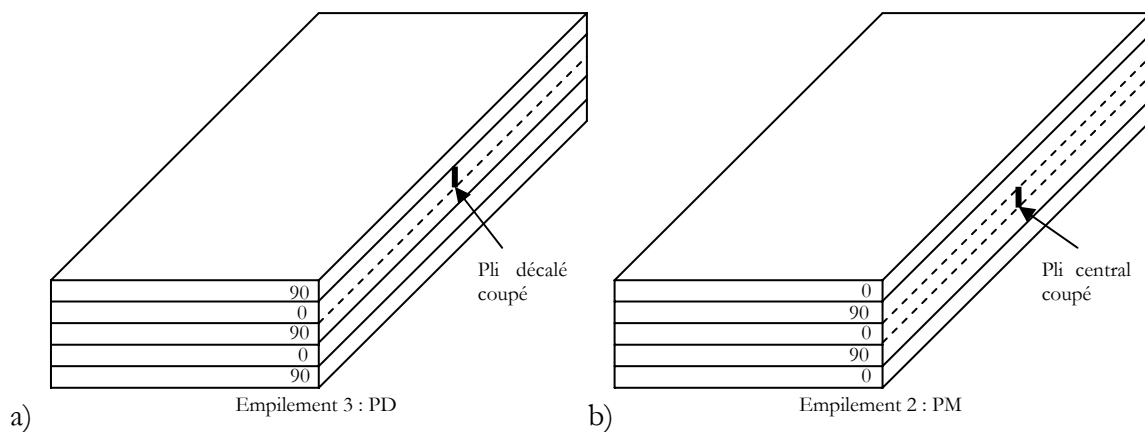


Figure II-43 : Eprouvettes d'essais de fatigue calibrées pré-endommagées

Les éprouvettes ont été fabriquées en utilisant la même méthode qu'au chapitre I sauf pour la mise en pression et la cuisson où un autoclave a été utilisé. Le principe de l'autoclave présenté sur la Figure II-44 est que la pression sur la plaque est exercée par la pression ambiante régnant dans l'autoclave. La pression appliquée lors de la fabrication était de 5 bars.



Figure II-44 : Fabrication de composite par autoclave

Les dimensions moyennes déterminées à partir de la norme EN ISO 527-4 sur les essais de traction des composites sont présentées sur la Figure II-45. Chaque pli a une épaisseur de 0,75 mm.

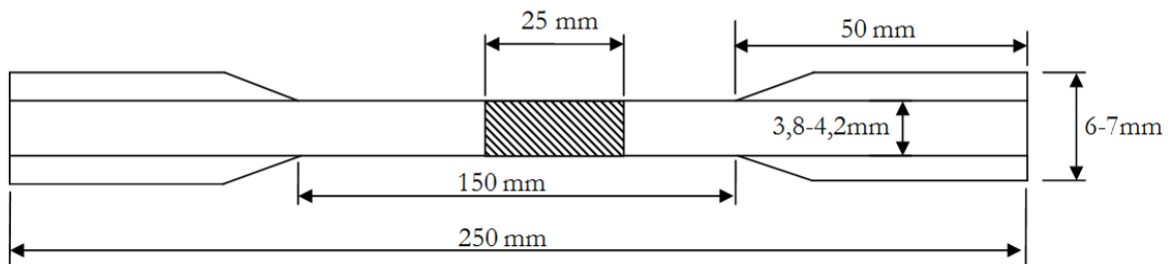


Figure II-45 : Dimensions moyennes des éprouvettes d'après la norme EN ISO 527-4

Avant de faire les essais, nous avons vérifié l'intégrité des éprouvettes à l'échelle micrographique et mésoscopique. Au niveau micrographique par double pesée et par calcination, nous avons déterminé le taux de porosité et la fraction volumique. Le taux de porosité est de 2% et la fraction volumique des fibres est de 70% pour l'UD et autour de 55% pour les stratifiés croisés conformément à ce qu'on obtient habituellement avec la fabrication en autoclave. Au niveau mésoscopique, nous avons utilisé la macrographie pour vérifier la bonne répartition des plis et le C-scan pour l'état non endommagé. Dans la suite, nous présentons en détails les résultats de la macrographie et ceux du C-scan des éprouvettes à l'état initial.

#### II-4- Evaluation de l'intégrité des éprouvettes par macrographie

La Figure II-46 présente la loupe binoculaire utilisée pour vérifier l'intégrité du matériau avant et après les essais de fatigue. La macrographie permet également de vérifier l'uniformité des dimensions des différentes éprouvettes utilisées. La manipulation consiste à choisir le meilleur grossissement et l'éclairage adéquat pour la prise de vue macrographique. Par la suite, le niveau de grossissement ne sera pas indiqué seules les dimensions géométriques mesurées sont fournies.

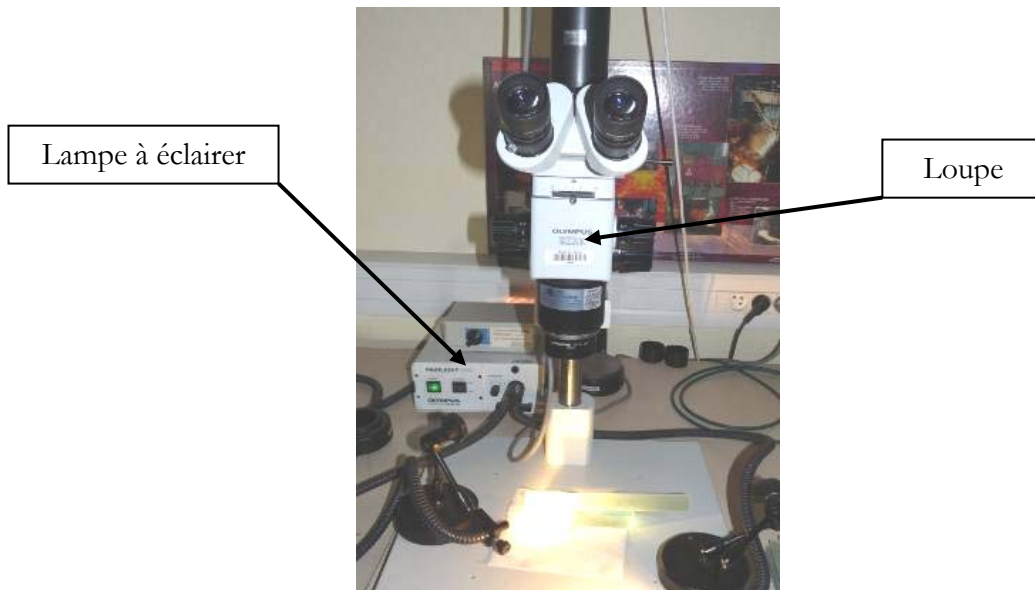


Figure II-46 : Appareil de macrographie : loupe binoculaire

#### II-4-1- Macrographie du premier empilement

Les Figure II- 47 et Figure II-48 présentent les macrographies dans l'épaisseur et de la face du 1<sup>er</sup> type d'empilement.

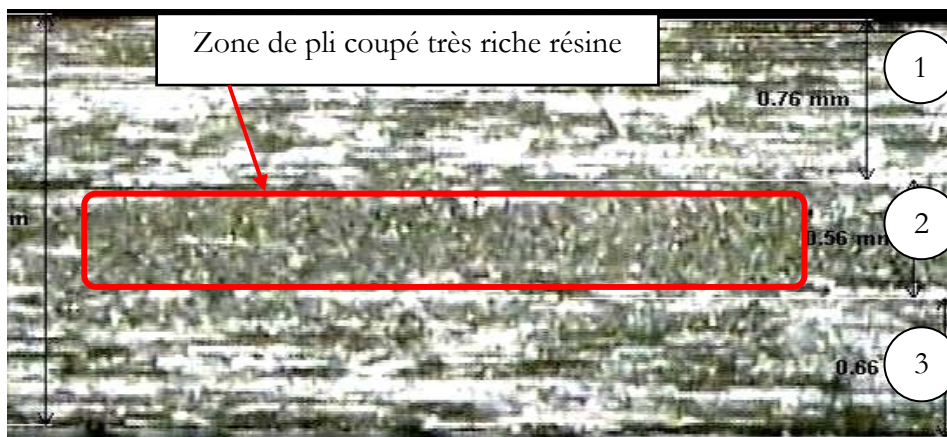


Figure II- 47 : Agrandissement 25 fois du 1<sup>er</sup> empilement, 3 plis UD 0° pli central coupé

Sur l'épaisseur de l'éprouvette, nous remarquons que les plis n'ont pas la même épaisseur surtout, le pli central qui est inférieure de 25% et 15% par rapport aux deux autres plis.

Sur la photographie présentée sur la Figure II-48, on remarque que l'écartement entre les deux parties du pli coupé est de 11,61 mm. Dans les éprouvettes UD 0°, tous les plis orientés dans la même direction, se déplace librement lors de la polymérisation du composite. Le pli central comporte donc une zone dans laquelle, il n'y a que de la résine.

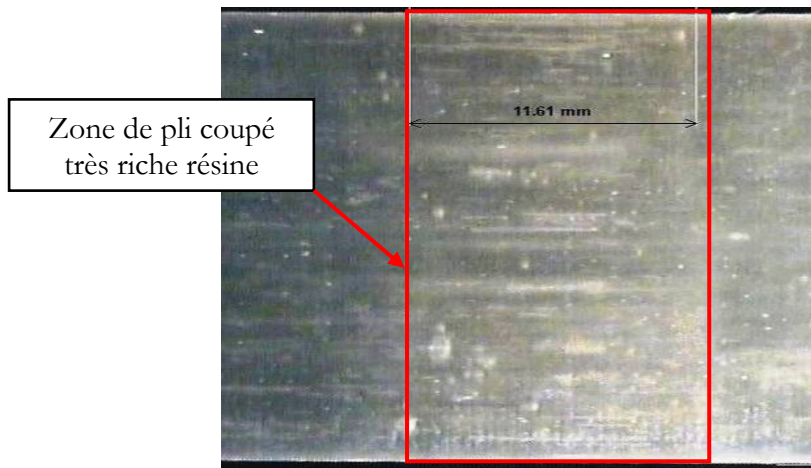


Figure II-48 : Agrandissement 3 fois de la face de l'éprouvette à 3 plis UD 0° pli central coupé

Cet écartement indésirable est provoqué par le fait que la pression du moule provoque le déplacement des plis comme le montre la plaque de la Figure II-49.

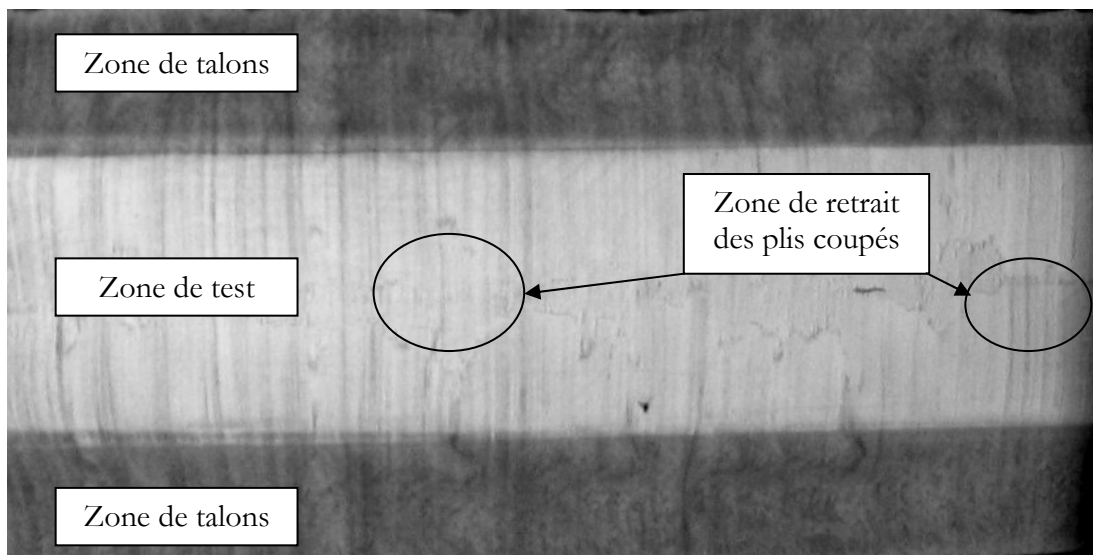


Figure II-49 : Plaque d'éprouvettes UD 0° après fabrication

La macrographie du 1<sup>er</sup> empilement montre que les éprouvettes ne sont pas d'une géométrie parfaite pour effectuer les essais souhaités. Cependant, elles peuvent être utilisées pour effectuer les essais préliminaires et vérifier ainsi la détection du délaminage par thermographie infrarouge.

#### II-4-2- Macrographie du second et du troisième empilement

Les macrographies du deuxième et troisième empilement présentées sur les Figure II-50 et Figure II-51, respectivement montrent que les éprouvettes après fabrication n'ont aucun endommagement visible à l'interface des plis et que le taux de porosité n'est pas très élevé conformément au résultat de la calcination. L'analyse des éprouvettes avant essais, permet également de vérifier la répartition des plis dans le composite ainsi que la planéité du pli sur la largeur de l'éprouvette.

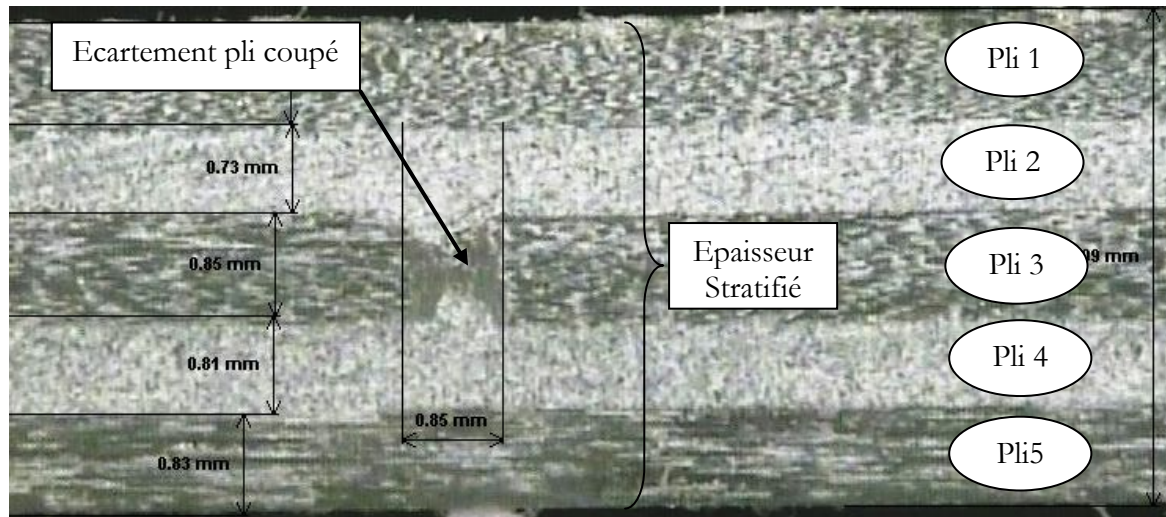


Figure II-50 : Macrographie du 2<sup>nd</sup> empilement (PM) : 5 plis, pli central coupé

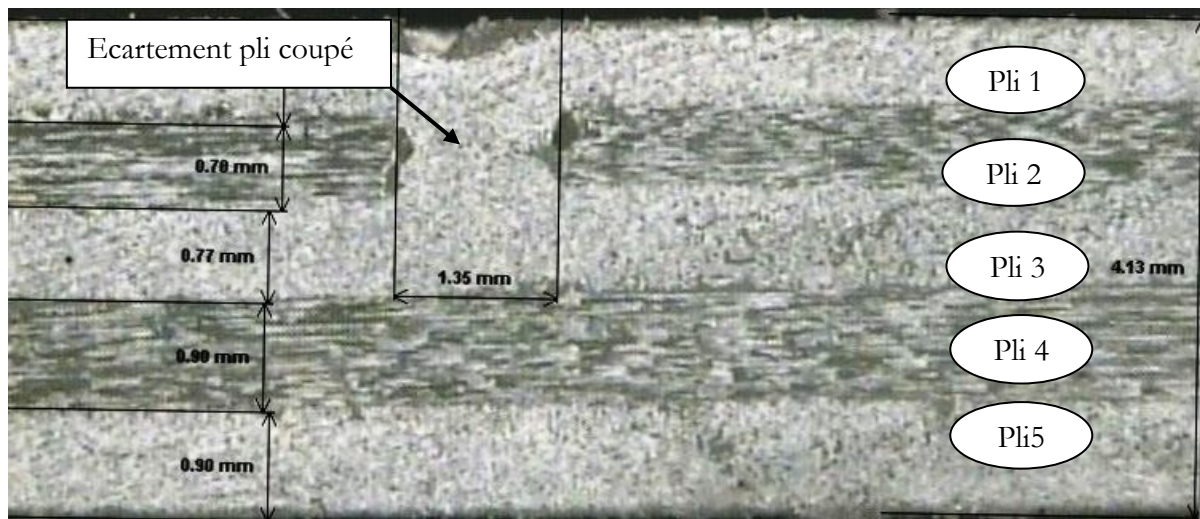


Figure II-51 : Macrographie du 3<sup>ème</sup> empilement (PD) : 5 plis, pli décalé coupé

Dans le cas des plis unidirectionnels (empilement 1), les anomalies géométriques constatées ne permettent pas de mesurer l'épaisseur des plis et de dégager une moyenne pour toutes les éprouvettes. L'étude est donc faite sur les PM et PD uniquement.

Les Tableau II-8 et Tableau II-9 indiquent l'épaisseur des plis pour les empilements PM et PD pour trois éprouvettes extraites du lot testé plus loin dans ce chapitre. Les premières lignes de ces tableaux présentent le numéro des plis avec la notation suivante « ij ». Le premier indice représente le numéro du pli et le second représente le coté de l'épaisseur considéré. L'« Ecart1 et 2 » sur le Tableau II-8 correspond à la zone où il n'y a que de la résine dû au fait que le pli est coupé. Le terme « strati » correspond à l'épaisseur totale du stratifié.



Dans le Tableau II-8 correspondant aux éprouvettes PM, l'écart type pour les 5 plis montre que la dispersion des épaisseurs des plis n'est pas très élevée et que la moyenne des épaisseurs se situe autour de 0,8 mm. La moyenne des épaisseurs des plis des côtés 1 et 2 sont sensiblement les mêmes ce qui démontre une bonne répartition dans le plan.

Pli	11	12	21	22	31	32	41	42	51	52	ecart1	ecart2	strati1	strati2
Epreuves														
Moyenne	0,81	0,82	0,81	0,81	0,81	0,83	0,81	0,81	0,80	0,81	1,08	1,03	3,93	4,02
Écart type	0,01	0,01	0,01	0,02	0,01	0,02	0,02	0,02	0,02	0,02	0,13	0,13	0,05	0,06

Tableau II-8 : Répartition de l'épaisseur des plis sur les éprouvettes PM

Les trois éprouvettes ont une épaisseur moyenne de 4 mm, cela démontre que la fabrication n'a pas eu d'influence sur les caractéristiques géométriques.

Pli	11	12	21	22	31	32	41	42	51	52	Écart1	Écart2	Strati1	Strati2
Epreuves														
Moyenne	0,78	0,74	0,78	0,76	0,86	0,85	0,86	0,88	0,91	0,91	1,11	1,27	4,25	4,27
Ecart type	0,03	0,02	0,06	0,05	0,06	0,05	0,03	0,02	0,04	0,00	0,04	0,12	0,08	0,07

Tableau II-9 : Répartition de l'épaisseur des plis sur éprouvettes PD

Le Tableau II-9 présente les mêmes résultats pour les éprouvettes PD notamment pour la régularité des épaisseurs, la planéité des plis et pour l'écart des bords du pli coupé. Cependant, une remarque peut être faite concernant la différence des épaisseurs moyennes des plis 1 et 2 (0,78 mm), de celle des plis 3 et 4 (0,86 mm) et de celle du 5<sup>ème</sup> pli (0,91 mm). Cette observation est confirmée par la macrographie d'une éprouvette PD sur la Figure II-51 . Cette différence est peut être due au fait que lors de la fabrication, le deuxième pli coupé permet un déplacement du premier et du second pli.

Aucune autre particularité géométrique à part la différence des épaisseurs des plis n'a été observée.

De cette analyse macrographique, une bonne répartition des plis a été mise en évidence. La macrographie permet d'estimer l'intégrité surfacique de l'éprouvette en observant l'extérieur de celle-ci. Nous allons utiliser maintenant le C-scan pour observer l'intégrité volumique du matériau.

## II-5- Evaluation de l'état initial par ondes ultrasonores

Dans cette partie, l'évaluation par ondes ultrasonores de l'intégrité des éprouvettes avant essais de fatigue est réalisée. Mais avant une étude bibliographique sur la détection du délaminage est présentée. Les résultats C-scan sur les éprouvettes endommagées après essais sont présentés à la suite des essais de thermographie infrarouge.

### II-5-1- Bibliographie sur la détection du délaminage par ultrasons

#### II-5-1-1- Caractéristiques des ondes ultrasonores

La caractérisation par ultrasons est souvent utilisée car elle présente de nombreux avantages (facilité de mise en œuvre, non accessibilité obligatoire aux deux faces d'une pièce, bonne adaptation aux orientations naturelles de la plupart des défauts, possibilité de traverser de fortes épaisseurs, lien avec les caractéristiques mécaniques du matériau, ...), mais elle a quelques inconvénients tels que la nécessité de coupler le transducteur à la pièce, la grande sensibilité de la propagation des ultrasons aux degrés d'hétérogénéité ou d'anisotropie du matériau ou des paramètres variables liés aux conditions de mesure telles que la température, le taux d'humidité, l'état de contrainte du matériau, etc.

Les ondes couramment utilisées sont les ondes de compression (ou longitudinales), les ondes de cisaillement (ou transversales) et les ondes de Rayleigh (Figure II-52).

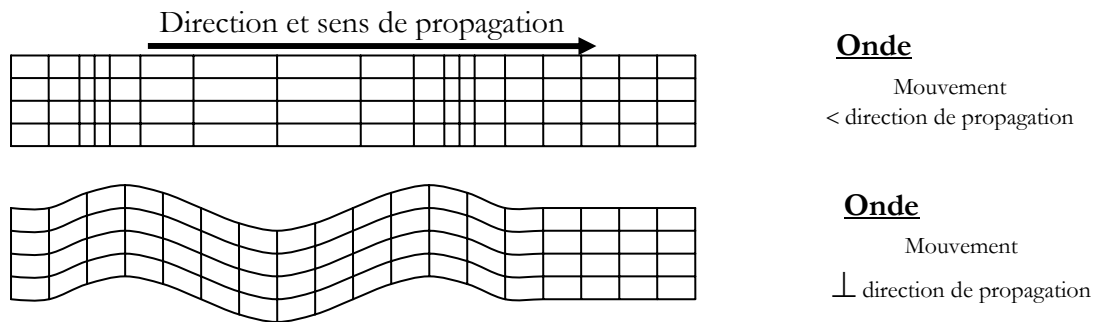


Figure II-52 : Types d'ondes ultrasonores

Les vitesses des ondes élastiques longitudinales ( $c_l$ ) et transversales ( $c_t$ ) sont liées aux coefficients élastiques du matériau par les relations :

$$\begin{cases} c_l = \sqrt{\frac{E \cdot (1 - \nu)}{\rho \cdot (1 + \nu) \cdot (1 - 2 \cdot \nu)}} \\ c_t = \sqrt{\frac{E}{2 \cdot \rho \cdot (1 + \nu)}} \end{cases}$$

Les relations entre les caractéristiques mécaniques et les vitesses des ondes présentent des formes simples qui se compliquent rapidement lorsqu'on s'éloigne des hypothèses de base. A une échelle macroscopique dans les composites, ces équations restent valables et peuvent être utilisées afin d'évaluer ses caractéristiques mécaniques. La détermination des relations entre les paramètres mécaniques ou ultrasonores et ceux géométriques, physiques ou chimiques liés aux modifications devient l'enjeu de la caractérisation du milieu.

L'existence d'un lien entre les ultrasons et un endommagement global du matériau est assurée et les méthodes ultrasonores apparaissent comme les mieux adaptées face à cette problématique.

### II-5-1-3- Principe de la méthode ultrasonique

Bernhard présente dans son étude deux principaux types d'évaluation par méthodes ultrasonores. Le premier type qui est une méthode d'émission-réception appelée en anglais « Pulse-echo » (Figure II-53), utilisant un seul capteur. Elle consiste à envoyer une onde ultrasonore dans le composite, à enregistrer et analyser tous les échos des ondes reçues en retour [BER03].

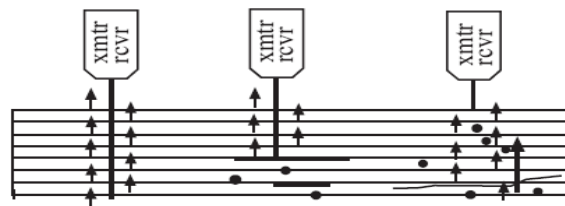


Figure II-53 : Représentation schématisée de la méthode ultrasonique « pulse-echo » [BER03]

La seconde méthode schématisée par la Figure II-54, la plus utilisée pour évaluer l'état des structures composites, est appelée par transmission. Cette fois-ci deux capteurs sont utilisés, le premier envoie l'onde et l'autre placé du côté opposé reçoit l'onde transmise.

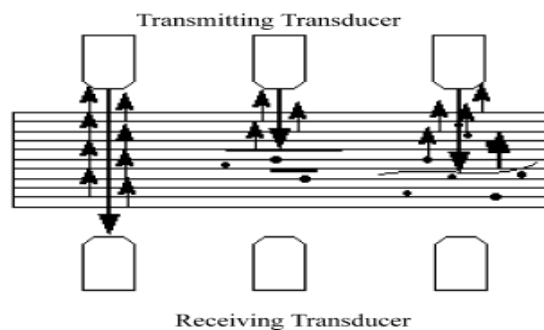


Figure II-54 : Représentation schématisée de la méthode ultrasonique « par transmission » [BER03]

La méthode « pulse-echo » est efficace lorsque l'évaluation se fait proche de la surface parce que l'énergie de l'onde décroît en fonction de la profondeur. La méthode par transmission est sensible au défaut de petites tailles.

#### II-5-1-4- Technique d'imagerie ultrasonore par C-scan

Le principe de cette méthode d'auscultation cartographique est présenté sur la Figure II-55.

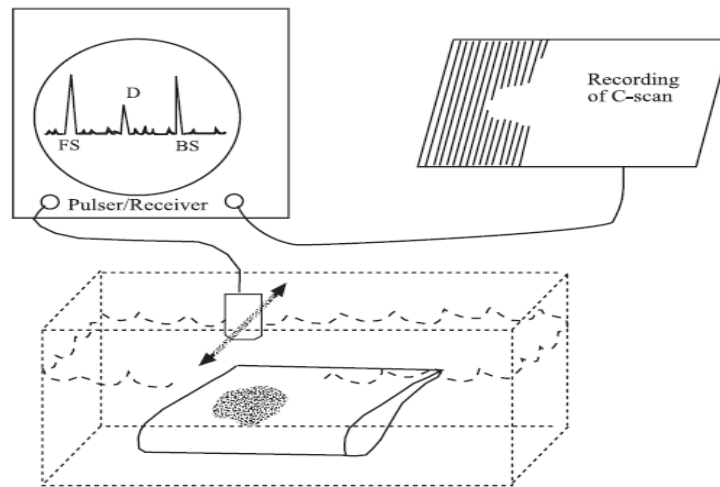


Figure II-55 : Principe d'acquisition de données ultrasonores sous forme de C-scan [BER03]

Le cœur de ce système est le capteur d'émission-réception connecté à un système d'affichage. Le système d'acquisition possède une porte électronique interne qui détecte si un écho de retour dépasse un certain seuil spécifié par l'utilisateur dans un intervalle de temps donné. Lorsque le seuil est dépassé, alors le circuit d'acquisition envoie un signal à l'unité d'affichage afin d'activer l'impression. L'imagerie C-scan est idéale pour les pièces composites du fait de leur empilement couche par couche. De ce fait la détection du délaminage est très facile. La plupart des systèmes C-scan actuels sont capables d'afficher les défauts dans une seule couche à la fois [BER03] comme le montre la Figure II-56.

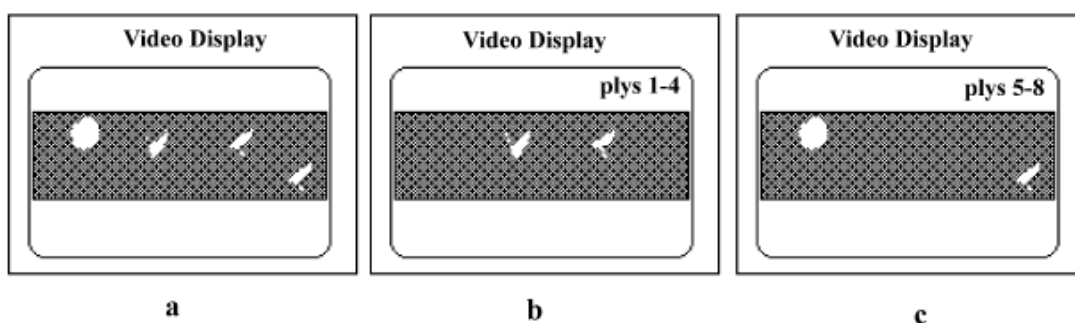


Figure II-56 : Images C-scan. a) projection de tous les défauts. b) et c) différentes profondeurs [BER03]

#### II-5-1-5- Application des essais ultrasonores pour les matériaux composites

Très souvent pour faire les essais C-scan, on utilise un couplant qui peut être du gel ou de l'eau entre le capteur et la pièce pour faciliter la pénétration du signal ultrasonore.

F. Aymerich et al. [AYM00] ont utilisé une technique d'émission-réception sur des pièces composites immergées dans l'eau pour détecter le délaminage et la fissuration de matrice provoqués par un impact de faible énergie sur un empilement quasi-isotropique de carbone/PEEK. Les paramètres Time Of Flight (TOF) « temps de vol » ou amplitude (AMP) du C-scan dans une direction normale à la plaque ont permis de détecter le délaminage, tandis que l'inclinaison du capteur d'un certain angle permet la détection des fissurations de matrice dans l'épaisseur [AYM00]. Le résultat est présenté sur la Figure II-57.

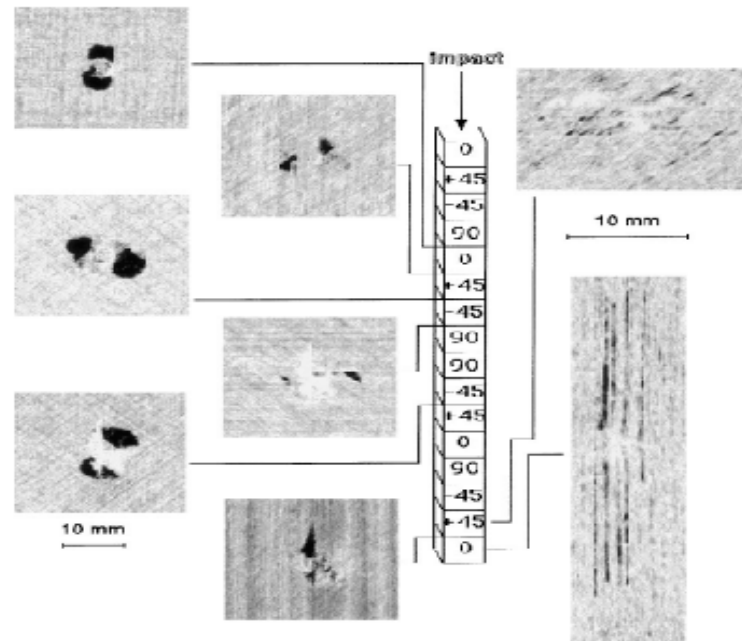


Figure II-57 : C-scan du délaminage et des fissurations matricielles d'un composite impacté à 3,6J [AYM00]

#### II-5-1-6- Conditions de l'utilisation des ultrasons pour les composites

Les conditions pour effectuer de bonnes mesures par ultrasons C-scan sont :

- ✓ la disposition de la pièce à 90° par rapport au faisceau ultrasonore,
- ✓ l'adaptation de la fréquence du scan à la pièce testée en essayant plusieurs (compromis résolution / pénétration),
- ✓ la disposition des pièces testées dans le champ ultrasonore lointain (zone de Fraunhofer) où l'énergie ultrasonore est plus stable (Figure II-58),
- ✓ la réalisation des essais dans les mêmes conditions ambiantes (température, humidité, etc.).

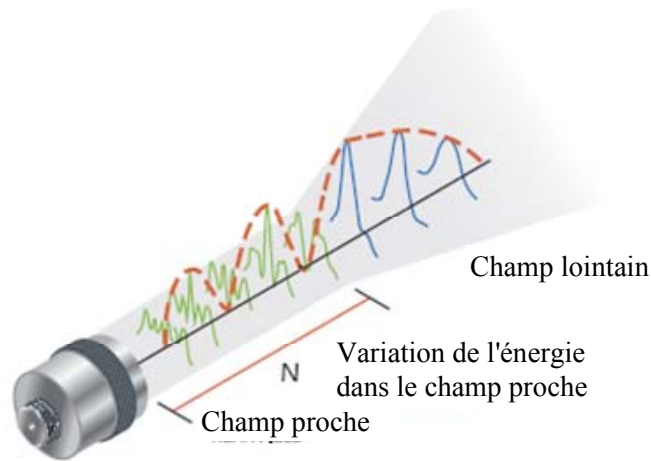


Figure II-58 : Propagation d'ondes acoustiques à partir d'un capteur ultrasonore

## II-5-2- Etude expérimental : évaluation de l'état initial des éprouvettes

### II-5-2-1- Test d'absorption d'eau

Le fait de plonger les éprouvettes dans le bassin d'eau les expose à l'absorption due aux porosités (inférieur à 3 % déterminée par double pesée et calcination) contenues dans les éprouvettes. Nous avons effectué des tests pour vérifier la vitesse d'absorption d'eau et la quantité totale absorbée. La Figure II-59 présente le matériel utilisé pour faire la manipulation. Il s'agit d'un bassin rempli d'eau, un chronomètre et une balance de grande précision 10 milligrammes, utilisée pour mesurer la masse avant et après immersion.

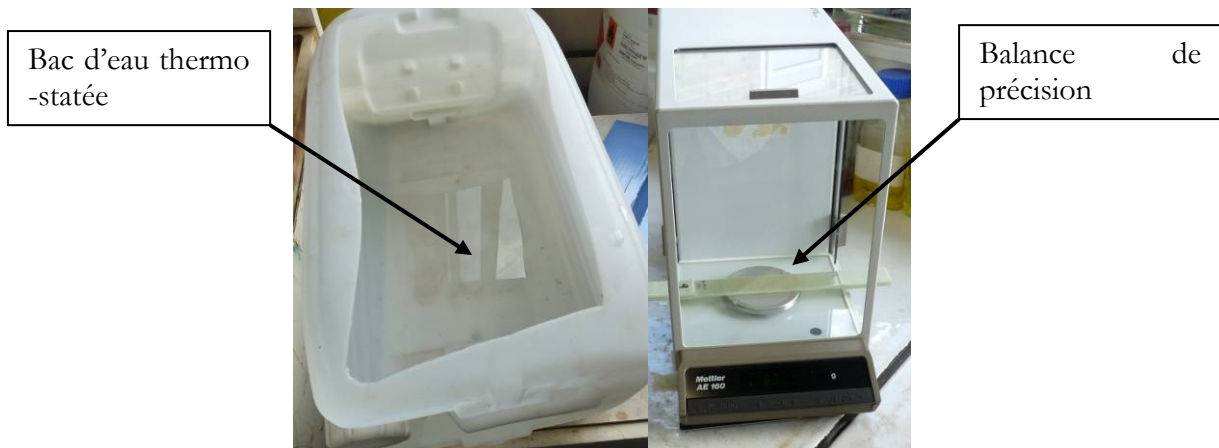


Figure II-59 : Matériels de mesure d'absorption d'eau

Avant l'immersion, les éprouvettes sont mises dans une étuve à 70°C pendant 30 min pour éliminer l'humidité éventuellement absorbée à l'air ambiant.

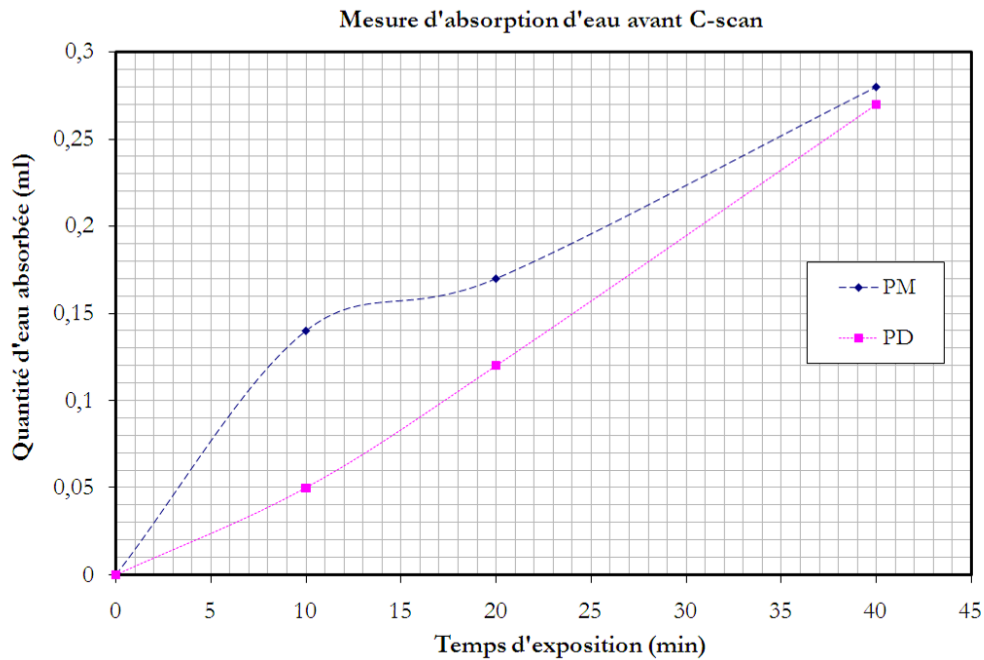


Figure II-60 : Evolution de l'absorption d'eau en fonction du temps d'exposition

Le graphique de la Figure II-60 présente l'évolution de la quantité d'eau absorbée en fonction du temps d'immersion dans l'eau. Au bout de 30 min, la quantité d'eau absorbée est de 0,2 ml équivalent à 0,2 g . Cette quantité d'eau n'est pas très significative par rapport à la masse totale de l'éprouvette qui est de 64 g. Étant donné que la surface à analyser des éprouvettes est petite (~37,5 cm<sup>2</sup>), les essais C-scan sont rapides et durent nettement moins de 30 min. Nous pouvons donc effectuer les essais sans protéger les flans des éprouvettes.

### II-5-2-2- Mesure expérimentale des vitesses de propagation d'ondes

Un paramètre important pour les essais C-scan est la vitesse de propagation de l'onde ultrasonore dans le volume de l'éprouvette. Cette valeur est importante parce qu'elle permet l'identification des pics du signal ultrasonore correspondant à l'écho d'entrée du signal et à l'écho de fond (voir figure II-26). Connaissant l'épaisseur "e" de l'éprouvette on peut facilement calculer la vitesse avec la formule suivante :

$$V_L = \frac{2e}{\Delta t}$$

$V_L$  vitesse de propagation de l'onde longitudinale en m/s,  $\Delta t$  temps de parcours en  $\mu s$  et « e » épaisseur en mm.

Le montage de mesure de vitesse présenté sur la Figure II-61 est composé d'un capteur ultrasonore couplé à la pièce par du gel, d'un générateur d'ultrasons et d'un oscilloscope numérique pour l'échantillonnage et la visualisation des signaux.

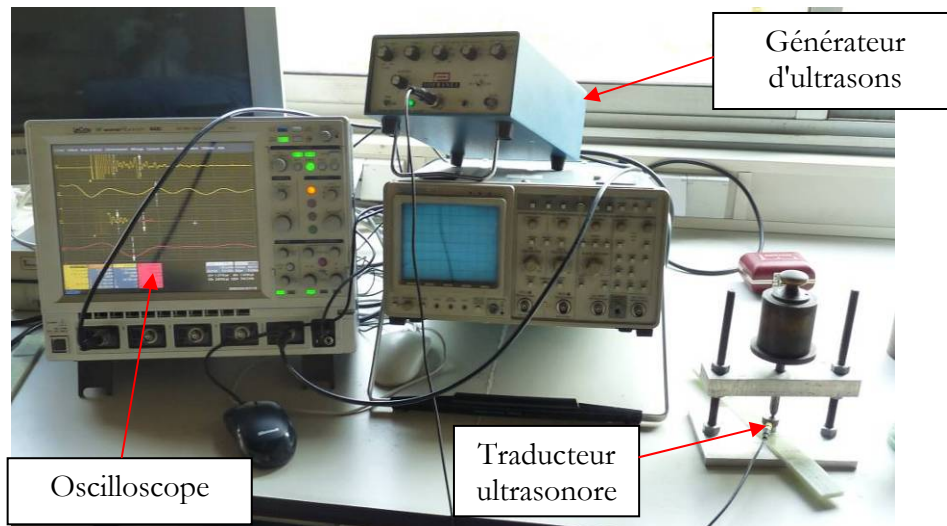


Figure II-61 : Dispositif expérimental de mesure de la vitesse des ondes ultrasonores

Le graphe A-scan de la Figure II-62 représente la réponse de l'onde ultrasonore en amplitude de l'éprouvette PM. Le temps de parcours correspondant à cet exemple est de 1,3816  $\mu$ s.

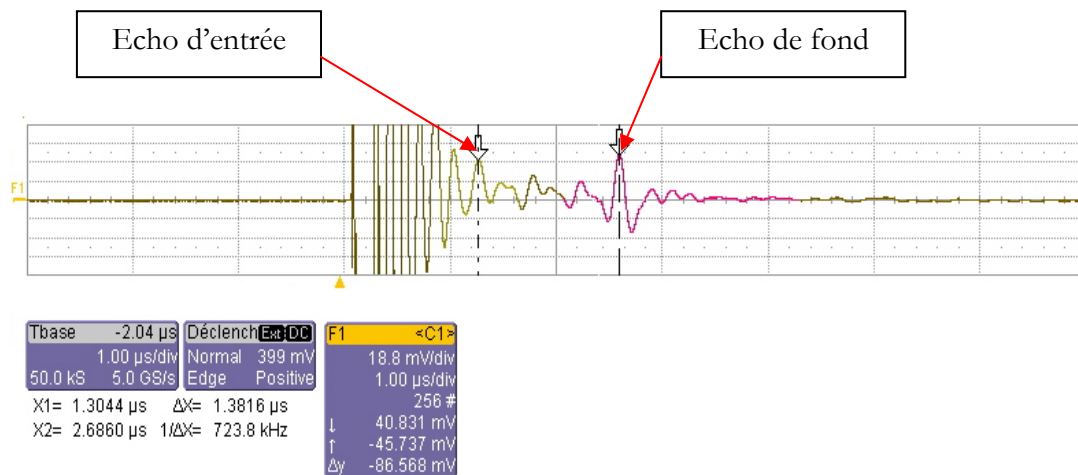


Figure II-62 : Graphe de mesure de vitesse sur une éprouvette PM

Le Tableau II-10 donne les valeurs moyennes des vitesses pour les éprouvettes UD0°, PM et PD et leurs écart-types (quatre éprouvettes de chaque).

Eprouvette	Vitesse moyenne (m/s)	Écart type (m/s)
UD0	5948	497
PM	5726	115
PD	5500	97

Tableau II-10 : Mesure de vitesse des éprouvettes UD0°, PM et PD

Sur le Tableau II- 3 l'écart type de la mesure sur les éprouvettes UD est très élevé. Cela est peut être dû à la présence du défaut évoqué lors de la macrographie. Les vitesses obtenues sont utilisées comme paramètre lors des essais C-scan.



### II-5-2-3- Essais C-scan

Le système de C-scan appelé 'UT win' fabriqué par la société 'Physical Acoustics Corporation' est utilisé pour scanner les éprouvettes. Sur la Figure II-63 l'axe 'Z' est l'axe vertical contenant le capteur ultrasonore. Les axes X et Y représentent les directions du scan.

Le capteur envoie une onde longitudinale de fréquence 5 Mhz. La fréquence d'échantillonnage est de 100 Mhz et les signaux sont moyennés temporellement (sommation de 8acquisitions répétitives). L'axe du scan Y et l'axe d'incrémentation X ont la même résolution de déplacement de 0,5 mm.



Figure II-63 : Matériel de détection par C-scan

La représentation C-scan est basée sur l'utilisation de portes ou « Gate » qui correspondent à la zone dans l'épaisseur que l'on souhaite sonder. La Figure II-64 présente le A-scan de l'empilement UD0°. La première porte "G1" du scan est placée entre la surface et le premier pli. La seconde porte "G2" couvre le second pli et la dernière porte "G3" le troisième pli.

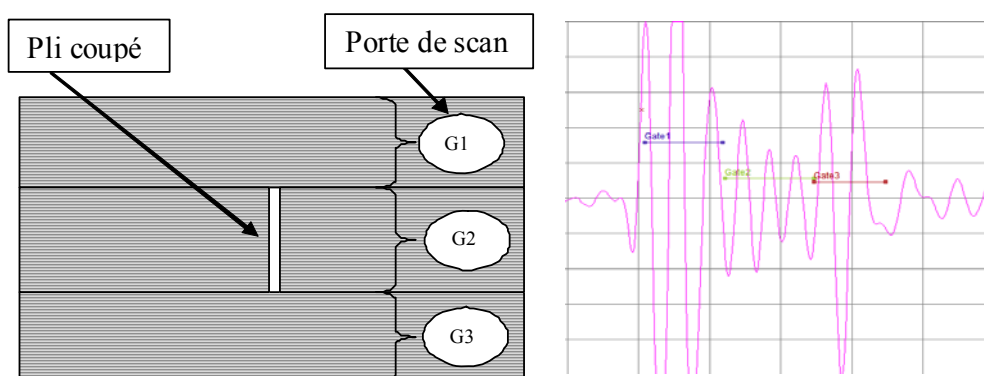


Figure II-64 : A-scan et positions des portes de traitement pour un UD 0°

Les résultats du C-scan sont souvent présentés sous deux formes : en amplitude ou en temps de vol. Dans le premier cas, la variation de l'amplitude de l'onde reçue est analysée par rapport à l'onde envoyée. Dans le second cas, c'est la variation de la durée du trajet qui est analysée, nous aurons alors une information sur la profondeur des défauts via les vitesses de propagation.

### II-5-2-3-1- C-scan des éprouvettes UD 0°

Les Figure II-65 et Figure II-66 présentent des images C-scan réalisées sur trois éprouvettes en amplitude (AMP) et en temps de vol (TOF) pour les trois portes d'analyse.

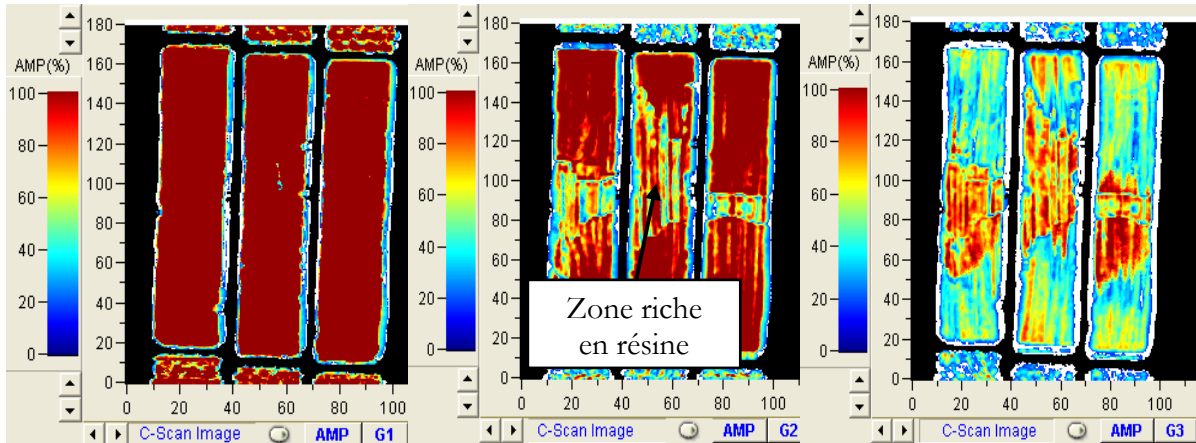


Figure II-65 : C-scan de trois éprouvettes UD 0° en amplitude

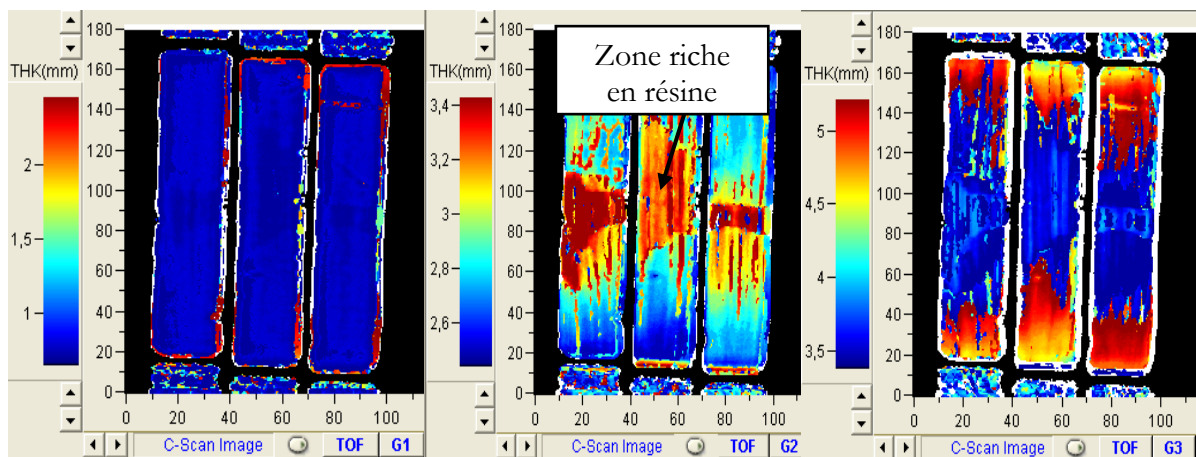


Figure II-66 : C-scan de trois éprouvettes UD 0° en TOF

La première porte G1 correspondant au C-scan du premier pli ne montre pas de particularité (anomalie) en amplitude et en TOF. Sur la porte 2 en amplitude, on remarque que l'amplitude est maximale aux extrémités de l'éprouvette et est à 50% dans la partie centrale des éprouvettes. Sur la porte 3 c'est le phénomène inverse qui se produit. On retrouve donc bien les zones constituées uniquement de résine.

Les résultats des essais C-scan confirment les observations relevées lors de l'évaluation par macrographie concernant les anomalies de déplacements des plis lors de la fabrication des éprouvettes, qui finalement se révèlent non calibrées pour détecter correctement le délaminage. Cependant, vu que nous disposons d'un certain nombre d'éprouvettes, elles seront conservées et utilisées pour les essais préliminaires.

### II-5-2-3-2- C-scan des éprouvettes PD

La Figure II-67 présente le graphe A-scan de l'empilement PD. Les différents pics représentent les interfaces entre les différents plis.

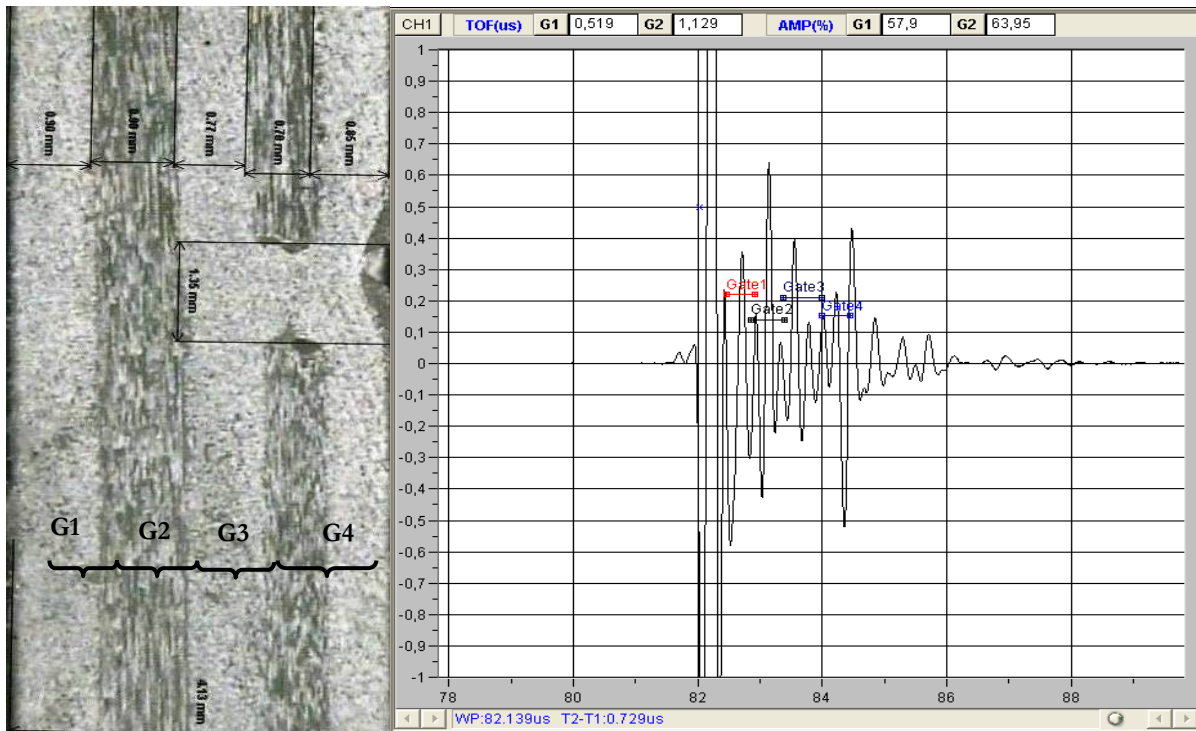


Figure II-67 : Graphe A-scan et correspondance physique d'une éprouvette PD

Pour évaluer l'état initial du matériau et vérifier qu'il n'y a pas de défauts, une porte est placée à chaque interface. Pour les éprouvettes PD, la porte 1 est définie à l'interface entre le pli 1 et le pli 2. La deuxième porte est définie entre le pli 2 et le pli 3, la troisième porte entre le pli 3 et 4 et la dernière porte est posée à l'interface entre les plis 4 et 5 (Figure II-67). Le premier pic du A-scan est appelé écho d'entrée et correspond à la réflexion de l'onde ultrasonore sur la surface de l'éprouvette. Le dernier pic correspond à l'écho de fond correspondant à la réflexion sur la face inférieure de l'éprouvette. Pour vérifier que la vitesse utilisée est bonne, nous pouvons utiliser le  $\Delta t$  entre l'écho d'entrée et l'écho de fond qui est de 0,729  $\mu s$ . En faisant le calcul, l'épaisseur obtenue est de 4 mm comparée à la moyenne obtenue par macrographie qui est de 4,27 mm.

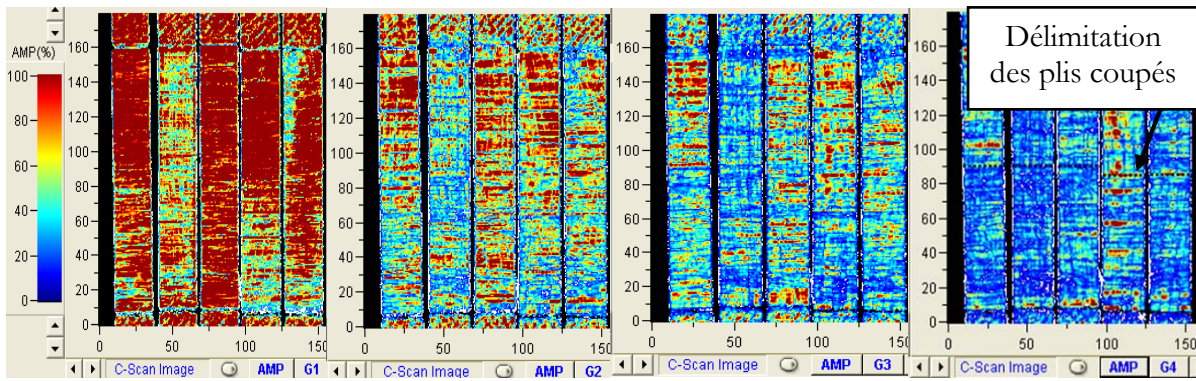


Figure II-68 : C-scan de cinq éprouvettes PD en amplitude

Les images C-scan des éprouvettes PD sur les Figure II-68 et Figure II-69 montrent qu'il est difficile de faire la distinction entre les plis à  $90^\circ$  et  $0^\circ$  sur les différentes portes. De plus, le pli coupé n'est pas localisable sur la porte 4.

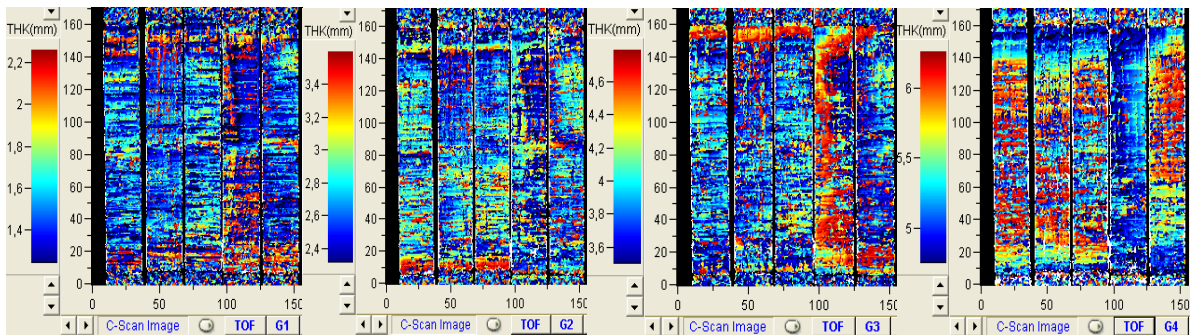


Figure II-69 : C-scan de cinq éprouvettes PD en TOF

En TOF, les C-scan des éprouvettes PD ne sont pas très précis, néanmoins on arrive à distinguer la forme des fibres à  $0^\circ$  sur les portes 1 et 3 et celle des fibres à  $90^\circ$  sur les portes 2 et 4. Les imprécisions des mesures peuvent être dues au fait que le transducteur ultrasonore n'est pas parfaitement normale à la surface de l'éprouvette lors de la mesure.

### II-5-2-3-3- C-scan des éprouvettes PM

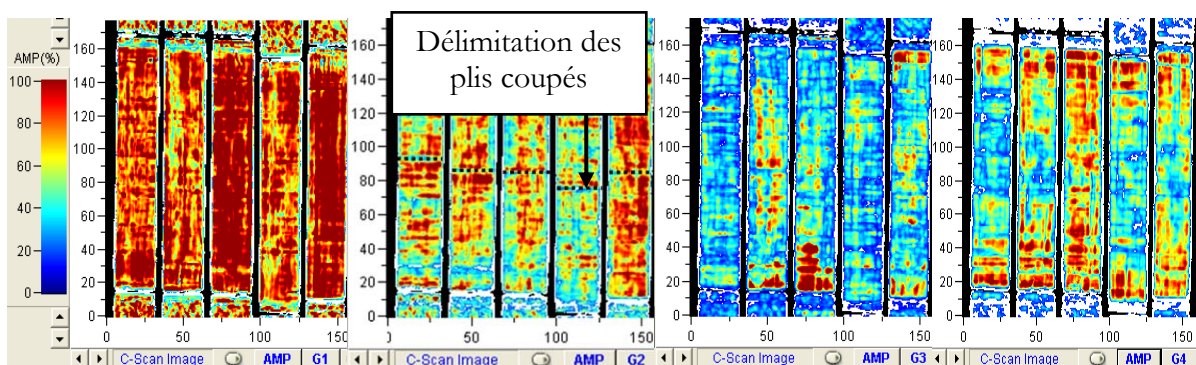


Figure II-70 : C-scan de trois éprouvettes PM en Amplitude

Sur les portes G1 et G3 on peut distinguer les stries des plis à  $90^\circ$ , alors que sur les portes G2 et G4 celles des plis à  $0^\circ$ . On arrive aussi à distinguer sur chaque interface, un mélange de stries à  $0^\circ$

et à 90°. Ceci peut s'expliquer par la précision de la définition des portes de mesures. La localisation de l'endroit où le pli est coupé sur la porte G2, par la différence d'amplitude matérialisée par les pointillés, montre bien l'intérêt de l'utilisation du C-scan comme technique d'évaluation du matériau endommagé.

Les images en TOF des éprouvettes PM sur la Figure II-71 ne montrent pas de particularité géométrique parce qu'on distingue difficilement les fibres qu'elles soient à 0° ou à 90°. Ce résultat est satisfaisant parce qu'il montre qu'il n'y a aucun endommagement à l'intérieur de la série d'éprouvettes testées.

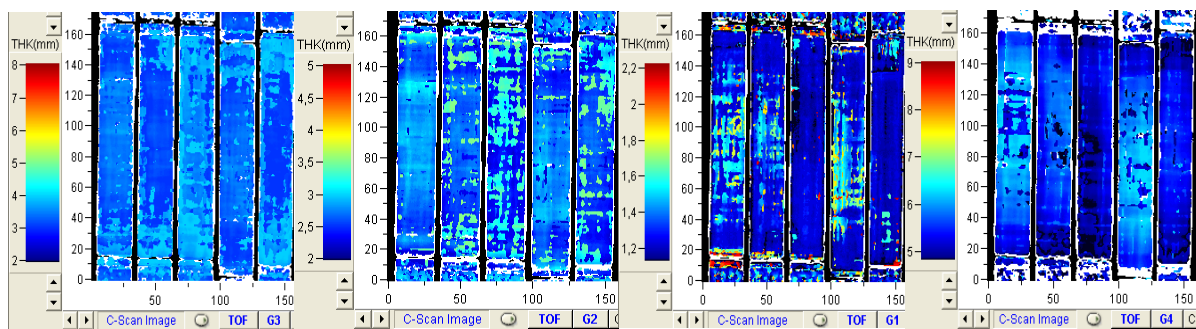


Figure II-71 : C-scan de six éprouvettes PM en TOF

#### II-5-2-4- Bilan de l'évaluation de l'état du matériau sain par C-scan

Les résultats du C-scan des éprouvettes non endommagées sont très difficiles à interpréter. En effet, aucune discontinuité ayant une impédance différente de celle du matériau tel qu'un délaminage ou un défaut de fabrication n'est présente dans ces éprouvettes. Elles peuvent donc être utilisées pour les essais de fatigue.

## **II-6- Evaluation de l'endommagement par thermographie infrarouge**

Les récents progrès des détecteurs infrarouges ainsi que des techniques de traitements d'images infrarouges permettent de détecter de très faibles variations de rayonnement d'objet soumis à des sollicitations mécaniques. Ces variations de rayonnement sont la conséquence d'une variation d'énergie dissipée sous forme de chaleur. Ainsi, tout phénomène générant des déformations et/ou de l'endommagement peut être détecté par thermographie infrarouge dans la limite de la sensibilité des détecteurs utilisés.

De nombreux auteurs ont utilisé la thermographie infrarouge pour caractériser des matériaux usuels tels que les matériaux métalliques. Actuellement, on utilise de plus en plus ces techniques pour la caractérisation et l'étude de structures en matériaux composites. Il existe de nombreuses techniques de caractérisation des matériaux composites qui diffèrent par leurs méthodes de mise en œuvre. Les techniques de caractérisation par thermographie infrarouge se divisent principalement en deux catégories : stimulée et active.

La thermographie infrarouge stimulée est une technique non destructive. Elle consiste à exciter une structure par une onde thermique ou élastique et d'analyser le champ thermique résultant pour détecter des défauts. Selon la source d'excitation utilisée le nom de la méthode diffère. La source thermique la plus utilisée est l'excitation thermique par des flashes. On peut citer la lock in thermography utilisée par Meola et al [MEO06] pour détecter des défauts de délaminages dans des pièces aéronautiques en composites. Une méthode basée sur l'emploi d'ondes ultrasonores de puissance est utilisée actuellement, on parle alors de vibrothermographie. Dans ce domaine on peut citer les travaux de Rantala [RAN98]. Cependant, cette méthode est limitée aux cas où les ondes acoustiques, ou élastiques, entraînent la vibration de deux surfaces en contact.

La thermographie infrarouge active utilise comme source d'excitation des sollicitations mécaniques. Ces sollicitations mécaniques sont souvent des sollicitations cycliques de traction ou de flexion. L'application la plus connue de cette méthode est la détermination de la limite d'endurance initialement développée par Luong [LUO98]. D'autres auteurs comme Steinberger [STE06] utilisent conjointement les sollicitations mécaniques et la thermographie active pour détecter des défauts dans des composites en carbone.

### **II-6-1- La température comme indicateur d'endommagement**

Si on mesure la température en surface, avec un thermocouple ou une caméra infrarouge, d'une éprouvette soumise à une sollicitation cyclique (appelé essai d'auto-échauffement), on remarque

une élévation de la température moyenne ainsi qu'une oscillation de celle-ci autour de la valeur moyenne (Figure II-72). Cette évolution de la température est due à des sources de chaleur de différentes natures. Elles peuvent avoir, au moins, deux origines :

- ✓ le couplage thermoélastique,
- ✓ la dissipation intrinsèque.

Le couplage thermoélastique se traduit par le fait que si on chauffe un matériau classique (métaux, composites, polymères), il se dilate et si on le refroidit, il se rétracte. De façon duale, si on le comprime il se réchauffe et si on l'étire il se refroidit. Ce phénomène a été observé dès 1830 par W. Weber sur des fils de fer. Lors d'un essai cyclique, ce couplage se traduit par une oscillation de la température à la même fréquence que celle de la sollicitation (Figure II-72). La méthode dite TSA (Thermoelastic stress Analysis) qui est une technique standard d'analyse de contraintes employée dans l'industrie est basée sur cet effet thermoélastique. Elle s'appuie sur la relation de Lord Kelvin (William Thompson) qui relie linéairement la variation de température à la trace du tenseur des contraintes.

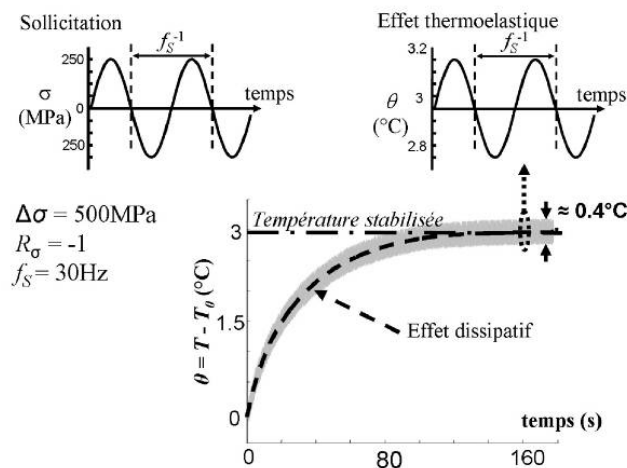


Figure II-72 : Evolution de la température lors d'un essai de fatigue sur un acier DP600 [BOU04]

Le second type de source de chaleur entraîne des échauffements de nature dissipative associés aux transformations structurales irréversibles qui, cycle après cycle, conduisent à la ruine de la structure.

Cela se caractérise par une augmentation globale et progressive de la température de l'éprouvette (Figure II-72). Dès 1921, ce phénomène avait été observé par Moore et Kommers [MOO21]. Mais, c'est surtout depuis les travaux de Luong [LUO98] que la température stabilisée après plusieurs cycles est utilisée comme indicateur d'endommagement de fatigue. Sa méthode consiste à réaliser une série de mesures de température en appliquant des paliers d'amplitude de contrainte croissants.

La courbe de variation de la température stabilisée en fonction de l'amplitude de contrainte, appliquée courbe d'auto-échauffement, est tracée. Enfin, une estimation empirique de la limite d'endurance du matériau est donnée par l'intersection de deux droites, l'une passant par les premiers points de la courbe et l'autre par les derniers comme montré Figure II-73. Cette méthode empirique ne donne pas de bons résultats pour tous les matériaux comme par exemple les alliages d'aluminium. Cependant, quelques modèles construits sur des bases physiques (apparition de foyers de microplasticité) ont récemment vu le jour et permettent de mieux appréhender les essais d'auto-échauffement et d'en tirer plus grand parti [DOU04].

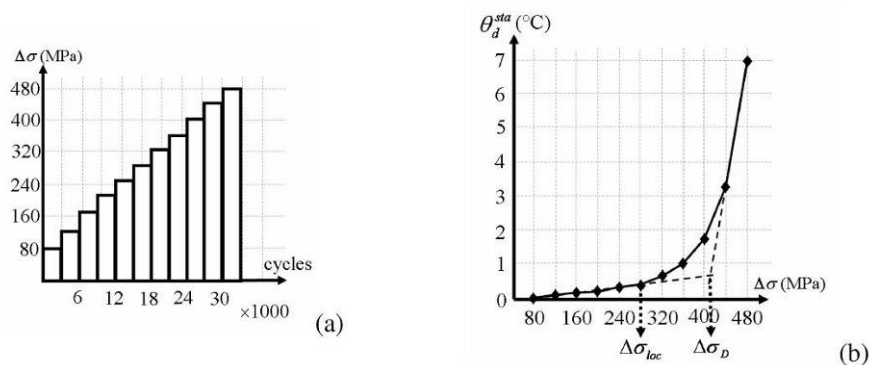


Figure II-73 : Exemple de détermination rapide de la limite d'endurance d'un acier DP600 [BOU04]

Tous ces travaux concernent les matériaux métalliques. Les applications sur la fatigue des matériaux composites sont rares même si historiquement, c'est l'un des premiers matériaux étudiés. En effet, Charles *et al.* ont montré qu'il est possible de détecter des zones de concentration de contrainte et le lieu de fissuration le plus probable des milliers de cycles avant que la fissure ne soit détectable sur des plaques composites fibres de verre / époxy trouées [CHA75]. On peut également citer les travaux de Toubal et al. qui ont montré que la température d'un échantillon évoluait au cours d'un essai de fatigue [TOU06] et permettait ainsi d'évaluer l'endommagement.

Un exemple est ici donné dans le cas d'un essai de fatigue réalisé sur une éprouvette en tissu  $(+45^\circ; -45^\circ)_2$  percé au centre d'un diamètre de 6 mm afin de favoriser les concentrations de contraintes. L'essai est réalisé à une fréquence de 5 Hz avec un rapport de charge de 0,1 et une contrainte maximale correspondant à 45% du Rm. Une caméra infrarouge est utilisée afin de mesurer la température de surface au cours de l'essai.

L'évolution de la température au cours de l'essai de fatigue dans une zone proche du perçage est donnée sur la figure II-33 suivante. On peut remarquer que l'évolution de la température au cours de l'essai correspond à l'évolution de l'endommagement (généralement on prend comme



indicateur de l'endommagement la perte de raideur cf chapitre I) classiquement observée pour les composites et mis en évidence par Toubal et al. [TOU06].

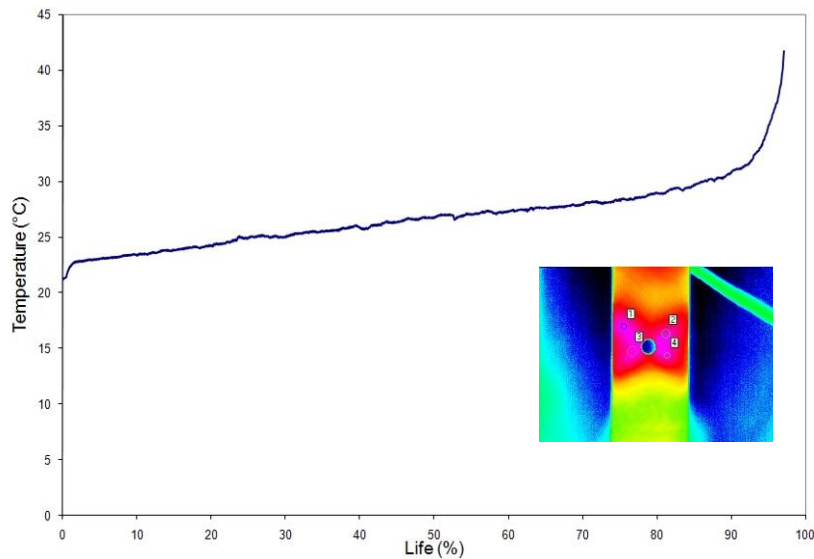


Figure II-74 : Evolution de la température de surface au cours d'un essai de fatigue

La température enregistrée est filtré à l'aide d'un appareil réalisant une démodulation synchrone. Une transformée de Fourier peut également être appliquée à ce signal à la fréquence de l'essai. L'initiation de l'endommagement peut être détectée avec le module ou la phase du signal.

La Figure II-75 présente l'évolution du module de la transformée de Fourier à la fréquence de l'essai. Le module de la température est proportionnel à la trace du tenseur des contraintes (couplage thermoélastique). Pendant les premiers cycles, on retrouve la distribution classique en forme de papillon. L'initiation du délaminage commence vers 1000 cycles. Au cours de l'essai, le délaminage progresse jusqu'à la rupture finale de l'éprouvette à 23555 cycles.

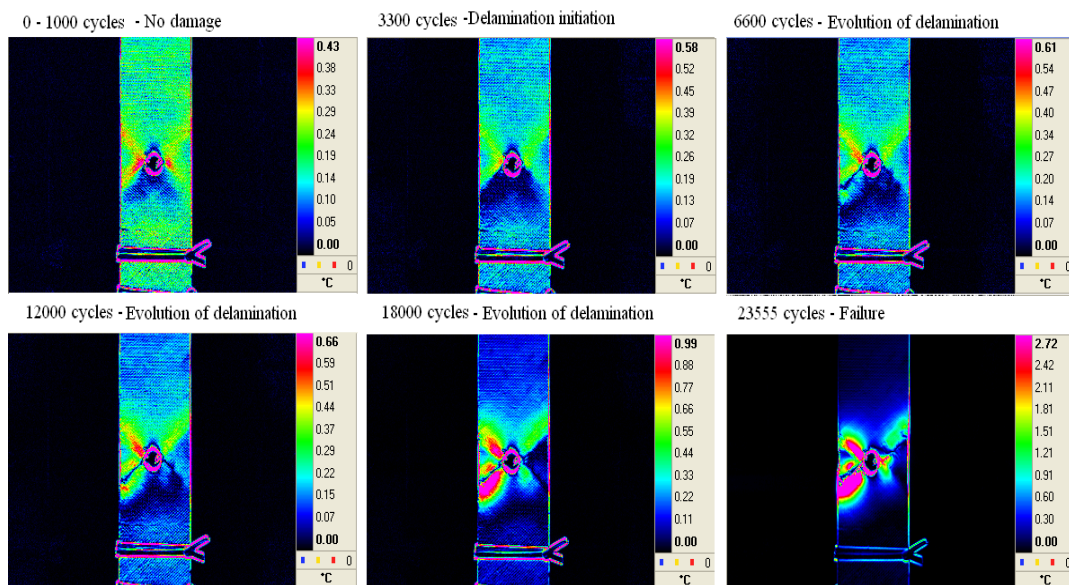


Figure II-75 : Evolution de l'endommagement en module

L'étude de la phase permet de visualiser l'évolution du délaminage et semble plus efficace que le module (Figure II-76).

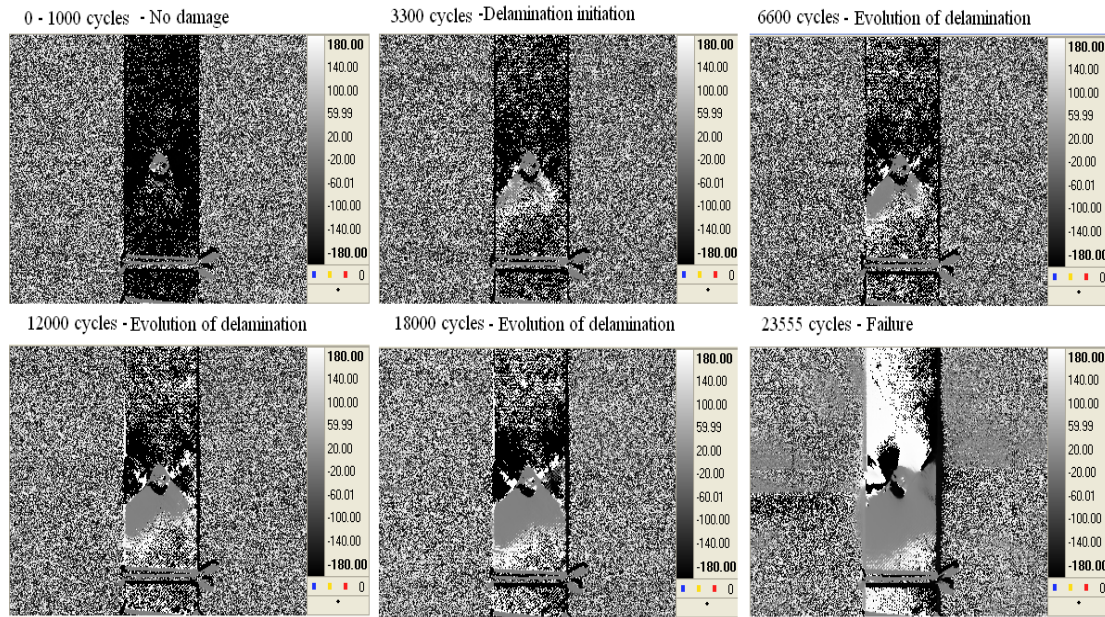


Figure II-76 : Evolution de l'endommagement en phase

Ces résultats prometteurs obtenus ont montré qu'il est possible d'utiliser la thermographie infrarouge pour détecter le délaminage. Cependant, certaines pistes d'améliorations sont à mettre en place afin de tirer meilleure partie de cette technique. Ces améliorations peuvent être apportées au niveau de la procédure expérimentale ainsi que du traitement du signal.

Au lieu de travailler sur la température (conséquence), on a décidé, dans cette étude, de plutôt déterminer les sources de chaleur (causes) dans l'esprit des travaux menés au sein de l'équipe thermomécanique des matériaux du Laboratoire de Mécanique et Génie Civil (LMGC) de l'université de Montpellier.

## II-6-2- Détermination des sources de chaleur

Nous nous plaçons dans le cadre de la thermodynamique appliqué à la mécanique des milieux continus. On considère les essais de fatigue comme des processus mécaniquement et thermodynamiquement quasi-statiques. En choisissant un formalisme s'appuyant sur les  $n$  variables d'états  $\alpha_i$  (elles peuvent être tensorielles ou scalaires) et l'énergie libre de Helmholtz comme potentiel thermodynamique, l'équation de la chaleur peut se mettre sous la forme :

$$\rho C \dot{T} - \text{div}(\overline{\overline{k \text{ grad}(T)}}) = \left( \overline{\overline{\sigma}} - \rho \frac{\partial \psi}{\partial \varepsilon} \right) : \dot{\overline{\overline{\varepsilon}}} - \rho \sum_{i=2}^n \frac{\partial \psi}{\partial \alpha_i} \dot{\alpha}_i + \rho T \frac{\partial^2 \psi}{\partial T \partial \varepsilon} : \dot{\overline{\overline{\varepsilon}}} + \rho T \sum_{i=2}^n \frac{\partial^2 \psi}{\partial T \partial \alpha_i} \dot{\alpha}_i + r_{ext} \quad (1)$$

Les termes dans le membre de gauche ne font intervenir que la température :

- ✓ un terme lié à l'inertie thermique  $\rho C \dot{T}$  ;
- ✓ un terme représentant les fuites thermiques par conduction dans le milieu  $\text{div}(\overline{\overline{k \text{ grad}(T)}})$ .

Dans le membre de droite sont regroupés les divers termes sources de chaleur :

La dissipation intrinsèque  $\left( \overline{\overline{\sigma}} - \rho \frac{\partial \psi}{\partial \varepsilon} \right) : \dot{\overline{\overline{\varepsilon}}} - \rho \sum_{i=2}^n \frac{\partial \psi}{\partial \alpha_i} \dot{\alpha}_i$  dont l'expression a été déduite du 2<sup>nd</sup> principe de la thermodynamique.

Les sources de couplage  $s_{the} + s_{ic} = \rho T \frac{\partial^2 \psi}{\partial T \partial \varepsilon} : \dot{\overline{\overline{\varepsilon}}} + \rho T \sum_{i=2}^n \frac{\partial^2 \psi}{\partial T \partial \alpha_i} \dot{\alpha}_i$  traduisant les interactions entre la température et les autres variables d'état. La décomposition en  $s_{the} + s_{ic}$  est justifiée par le fait que l'on souhaite distinguer les effets thermoélastiques des autres mécanismes de couplage.

La densité de source volumique de chaleur d'origine extérieure  $r_{ext}$ .

L'équation de la chaleur (1) décrit le cas général. Dans le cas des essais de fatigue, les variations de température sont faibles par rapport à la température initiale, de même les déformations sont faibles et aucun effet de structure, du moins jusqu'à l'apparition d'un endommagement macroscopique, ne conduit à de grands déplacements. Sous ces conditions, les hypothèses simplificatrices suivantes peuvent être faites :

La masse volumique  $\rho$  et la chaleur spécifique  $C$  sont des constantes matérielles indépendantes de l'état thermodynamique ;

Le tenseur de conduction  $\overline{\overline{k}}$  est également constant et le matériau est considéré thermiquement isotrope  $k_{ij} = k \cdot \delta_{ij}$

Les termes convectifs  $\overline{\overline{v \cdot \text{grad}(T)}}$  dans l'expression de la dérivée particulaire de la température sont négligés car les gradients de température et les amplitudes de vitesse de déplacements sont faibles :

$$\dot{T} = \overline{\overline{v \cdot \text{grad}(T)}} + \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial T}{\partial t}$$

La source  $r_{ext}$  due aux échanges thermiques par rayonnement est indépendante du temps, ce qui implique que la température d'équilibre  $T_0$  du système vérifie  $-k.\Delta T_0 = r_{ext}$

La variation de température induite par les essais de fatigue n'a pas d'influence sur l'état microstructural du matériau. En conséquence, il n'y a pas de termes de couplages internes ( $s_{ic} = 0$ ) et les mécanismes de fatigue sont ainsi considérés comme purement dissipatifs.

Sous ces hypothèses, l'équation de la chaleur s'écrit :

$$\rho C \frac{\partial T}{\partial t} - k \Delta T = d_1 + s_{the} - k \Delta T_0 \quad (2)$$

En considérant les variations de température  $\theta = T - T_0$ , l'équation de la chaleur devient :

$$\rho C \frac{\partial \theta}{\partial t} - k \Delta \theta = d_1 + s_{the} \quad (3)$$

Louche propose de simplifier encore cette équation en supposant que la température varie très peu dans l'épaisseur de l'éprouvette [LOU01]. Cette hypothèse permet de passer d'un problème 3D à un problème 2D et de travailler avec les champs de température de surface de l'éprouvette tels que ceux fournis par une caméra infrarouge, en supposant que cette température de surface est représentative de la température moyennée suivant l'épaisseur. L'équation obtenue s'écrit sous la forme suivante :

$$\rho C \left( \frac{\partial \tilde{\theta}}{\partial t} + \frac{\tilde{\theta}}{\tau_{th}^{2D}} - \frac{k}{\rho C} \left( \frac{\partial^2 \tilde{\theta}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \tilde{\theta}}{\partial y^2} \right) \right) = \tilde{d}_1 + \tilde{s}_{the} \quad (4)$$

Où  $\tilde{\theta}$ ,  $\tilde{d}_1$  et  $\tilde{s}_{the}$  sont respectivement la variation de température, la dissipation intrinsèque et la

source de couplage thermoélastique moyennées suivant l'épaisseur de l'éprouvette et  $\tau_{th}^{2D} = \frac{\rho C e}{2h}$

la constante de temps représentative des fuites thermiques par convection et rayonnement selon les faces avant et arrière de l'éprouvette ( $e$  épaisseur de l'éprouvette et  $h$  coefficient d'échange thermique).

A partir d'autres simplifications comme, l'hypothèse d'une température uniforme dans la largeur puis l'hypothèse d'une température uniforme dans le sens de la longueur, on aboutit respectivement à des modèles 1D et 0D [BOU04].

Pour déterminer les sources de chaleur, il faut résoudre le problème inverse (4),  $\tilde{\theta}$  étant une donnée du problème (température mesurée) et  $\tilde{d}_1$  et  $\tilde{s}_{the}$  étant les inconnues. Pour cela, on va

s'appuyer sur les propriétés de la source thermoélastique. Lord Kelvin a montré que le terme de couplage thermoélastique pouvait s'exprimer par  $s_{the} = -T\alpha_{th}.tr(\overset{\circ}{\sigma})$ . Par conséquent, dans le cas d'essais cycliques, elle se limite à un signal périodique de même contenu spectral que la sollicitation (signal sinusoïdal de même fréquence  $f_s$  que la sollicitation).

L'équation aux dérivées partielles (4) et les conditions aux limites étant linéaires, on peut étudier séparément l'influence de chaque type de source de chaleur sur le champ de température.

Pour obtenir l'amplitude des sources thermoélastiques, il suffit d'extraire de la température mesurée la partie sinusoïdale de fréquence  $f_s$  et de l'introduire dans l'équation (4).

Pour la dissipation intrinsèque, on suppose que l'endommagement est suffisamment lent sur un petit nombre de cycles pour être caractérisé par une dissipation moyenne par cycle  $\overset{\circ}{d}_1$  constante. Comme l'énergie thermoélastique s'annule à la fin de chaque cycle  $\oint s_{the}.dt = 0$ , il suffit d'intégrer l'équation (4) sur N cycles afin d'estimer une dissipation moyenne par cycle (N=50 pour cette

étude) :  $\overset{\circ}{d}_1 = \frac{1}{N} \oint_N \tilde{d}_1 .dt$

### II-6-3- Etude expérimentale

#### II-6-3-1- Principe de la thermographie infrarouge

La thermographie infrarouge résulte de la mesure de la température par le rayonnement émis par la scène thermique. Les rayonnements électromagnétiques utiles aux mesures de températures vont du spectre visible aux micro-ondes (Figure II-77). Il existe trois techniques de thermométrie par mesure de rayonnement qui s'appliquent à des domaines de températures qui se recouvrent :

- la pyrométrie optique,
- la radiothermométrie infrarouge,
- la radiothermométrie micro-ondes.

Cependant, la pyrométrie optique se limite à un minimum de 600 °C et la radiothermométrie micro-ondes n'est pas utilisée au delà de 200 °C. Seule la radiothermométrie infrarouge permet de balayer un spectre électromagnétique assez large.

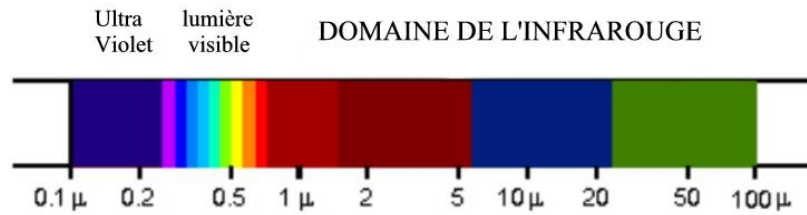


Figure II-77 : Spectre électromagnétique

Le principe d'obtention des cartes de températures par thermographie infrarouge se décompose en trois étapes qui sont (Figure II-78) :

- réception de l'énergie émise par la scène thermique, obtention d'une carte de luminance ;
- conversion de la luminance en un signal numérique appelé thermosignal ;
- traduction du signal numérique en une température grâce à l'utilisation de courbe d'étalonnage : obtention d'un thermogramme.

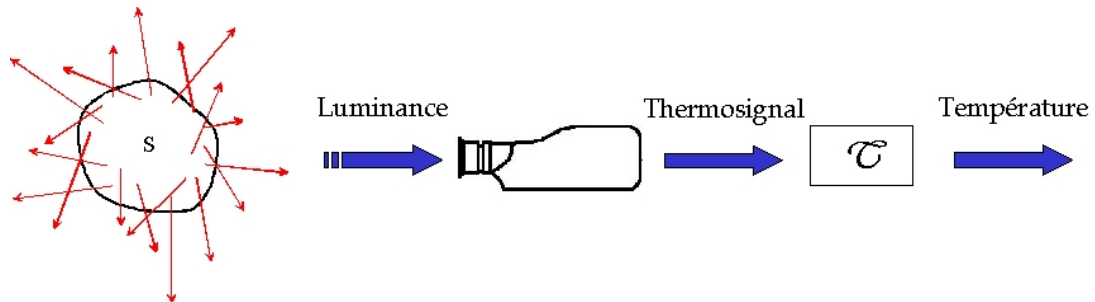


Figure II-78 : Principe d'obtention des températures par thermographie infrarouge

Les deuxième et troisième étapes sont réalisées à partir de la correspondance luminance température fournie par :

- les courbes d'étalonnage du radiomètre théorique qui mesure la luminance de la source corps noir dans une bande spectrale étroite,
- la connaissance de l'émissivité de l'objet réel.

La luminance est définie comme étant une partie du flux électromagnétique en provenance d'un élément de surface dans une direction donnée sous un angle donné. L'émissivité représente le pourcentage du flux émis par un objet par rapport à un solide de référence appelé corps noir.

### II-6-3-2- Traitement du signal et identification des différents termes

Les constatations précédentes nous conduisent à prendre une fonction locale d'approximation de la température composée d'une partie sinusoïdale, traduisant la partie périodique des effets

thermoélastiques, et d'une dérive linéaire temporelle qui prend en compte les effets dissipatifs et autres phénomènes instationnaires. Cette fonction s'écrit :

$$\theta_{app}(x, y, t) = \underbrace{A(x, y)t + B(x, y)}_{\text{dérive linéaire}} + \underbrace{C(x, y).\sin(2\pi f_s t) + D(x, y).\cos(2\pi f_s t)}_{\text{partie périodique}} \quad (5)$$

Les différents paramètres sont déterminés par lissage de la température mesurée. Un premier lissage temporel est réalisé pour chaque pixel par la méthode des moindres carrés. A cause de la présence du laplacien dans l'équation 4, il est nécessaire de lisser spatialement le signal lissé préalablement.

On a opté pour une moyenne mobile effectuée simultanément dans les deux directions de l'espace sur P pixels (ici P=21), le pixel traité se trouvant au centre de la fenêtre. D'autres types de lissage peuvent être utilisés. Ainsi, Berthel et al. utilisent une approximation polynomiale pour A, B, C et D et réalisent un lissage spatial et temporel simultanément [BER07]. D'autres auteurs projettent le champ de température mesurée sur la base de Fourier spatiale [CHR00], [PON07].

La Figure II-79 représente un champ de température avant et après lissage.

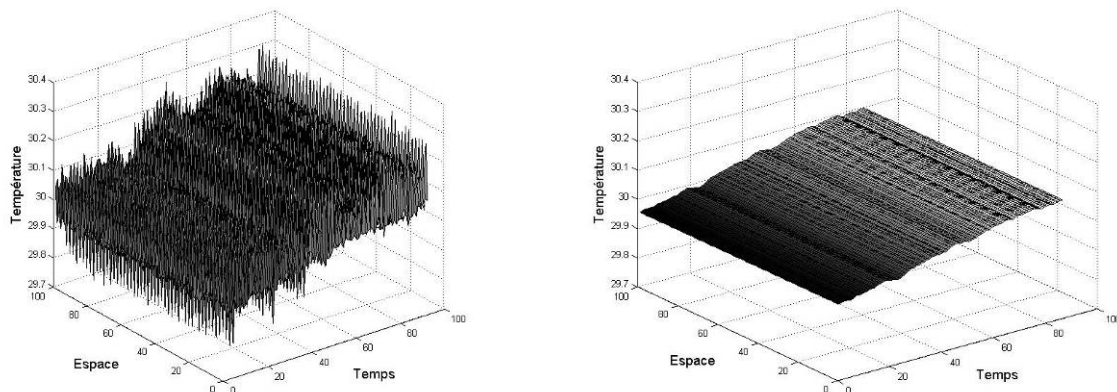


Figure II-79 : Champ de température avant et après lissage

### II-6-3-3- Dispositif et procédure expérimental

L'endommagement des composites s'initiant généralement en profondeur, deux caméras infrarouges (une Jade III et une Titanium de la société Cedip/Flir) ont été utilisées pour filmer les deux faces des éprouvettes. Ceci permet de vérifier si les endommagements sont détectables sur les deux faces c'est-à-dire si la mesure de la température en surface est bien représentative de la température interne.

Pour chaque caméra, un étalonnage a été réalisé avec un temps d'intégration optimal (1500  $\mu$ m pour les deux caméras) pour couvrir une gamme de température allant de 15°C à 45°C et avoir la plus grande dynamique de mesure. La fréquence d'acquisition de la caméra est fixée 19 Hz.

Les essais cycliques ont été réalisés sur une machine de fatigue classique. Les mors et les montants de la machine ont été recouverts de papier pour éviter qu'un rayonnement réfléchi par ces derniers ne vienne parasiter les mesures (Figure II-80). La machine d'essais ainsi que les deux caméras ont été isolées à l'aide d'un tissu épais afin de limiter les rayonnements infrarouges incidents sur la scène observée. Il est à noter qu'aucune peinture n'a été appliquée sur les éprouvettes pour augmenter leur émissivité.

Les propriétés thermiques du matériau ont été soit déterminées expérimentalement soit tirées de la littérature.

L'essai de fatigue a été réalisé en contrôle de force avec un rapport de charge de  $R = \sigma_{\min}/\sigma_{\max}=0,1$ . La fréquence d'essai est abaissée à 3 Hz afin de mieux appréhender les dissipations dues à l'endommagement.

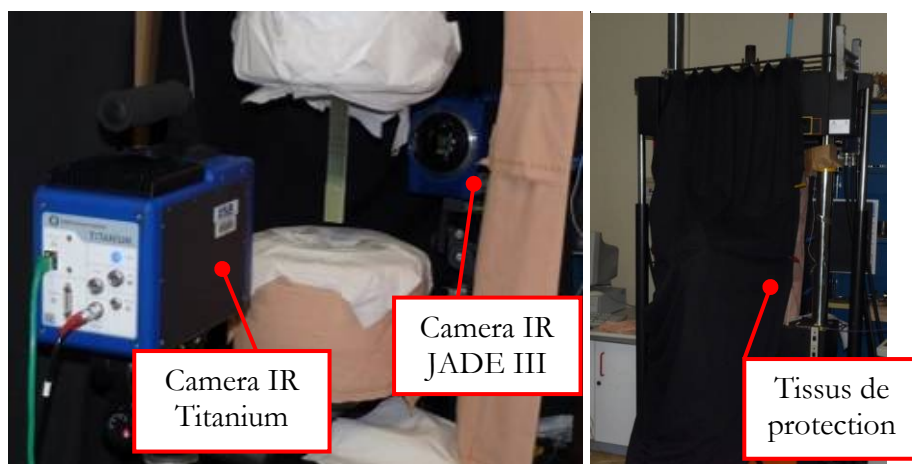


Figure II-80 : Montage expérimental de thermographie infrarouge

Le critère d'arrêt de l'essai fatigue est l'apparition visuelle du délaminage sur la surface de l'éprouvette de 20 mm correspondant à peu près à 40% d'endommagement (cf Tableau II-12). L'arrêt de l'essai avant l'endommagement complet de l'éprouvette permet d'utiliser le C-scan pour caractériser le délaminage. Les éprouvettes sont testées à chargement croissant, le niveau de chargement est défini en pourcentage de la limite à la rupture des éprouvettes non pré-endommagées. Les différents niveaux de chargement sont présentés sur le Tableau II-11.



Empilement	Rm	Chargement (%/Rm)	amplitude (MPa)	$\sigma_{moyenne}$ (MPa)
PM	390	40	70	86
		50	88	107
		65	114	139
PD	293	20	26	32
		25	33	40
		30	40	48

Tableau II-11 : Valeurs de contraintes appliquées sur les éprouvettes PM et PD

L'utilisation d'éprouvettes en verre/époxy permet de visualiser à l'œil nu le délaminage. Un appareil photographique possédant une très grande résolution permet de prendre des photos de l'endommagement au cours de l'essai et ainsi faire la comparaison avec l'évaluation du délaminage par la thermographie infrarouge.

### II-6-3-3-1- Evaluation de l'endommagement par perte de rigidité

Pour évaluer l'endommagement par délaminage, nous utilisons comme indicateur la perte de raideur du matériau. Dans la procédure expérimentale, la condition d'arrêt est que le délaminage atteint 20 mm sur la face et donc que l'éprouvette ne soit pas complètement endommagée. Nous avons fait l'équivalence de cette condition par rapport à l'évaluation de l'endommagement par perte de raideur. Le Tableau II-12 indique l'état d'endommagement atteint après un certain nombre de cycles pour un niveau de chargement donné pour les éprouvettes PM et PD.

Niveau de chargement	$\sigma_{moyenne}$ (MPa)	Nombre de cycle (N)	Perte de raideur (%)
PM40	86	14045	30
PM50	107	1023	33
PM65	139	259	38
PD20	32	5322	40
PD25	40	887	40
PD30	48	72	50

Tableau II-12 : Perte de raideur des éprouvettes PM et PD

### II-6-3-3-2- Procédure de traitement d'images thermographiques

Un film de 100 images avant chaque essai sur l'éprouvette au repos est enregistré pour déterminer la température initiale. La moyenne sur ces 100 images est retirée aux températures mesurées pendant l'essai. Les mesures de dissipation  $\dot{d}_1$  moyenne par cycle ont été réalisées sur 50 cycles.

Les résultats affichés ne sont pas les sources de chaleur mais les sources de chaleur divisées par  $\rho C$  ce qui permet d'exprimer ces sources en  $^{\circ}\text{C}/\text{s}$  qui équivaut à une vitesse d'échauffement. Les

mesures de la température sur la face 1 et 2 ont été réalisées respectivement avec la caméra Titanium et la caméra Jade III.

#### II-6-3-4- Estimation des sources de chaleur

##### II-6-3-4-1- Essais préliminaires sur UD 0° à 3 plis et pli central coupé (empilement 1)

Des essais préliminaires ont été réalisés afin de déterminer la fréquence d'essai mais également faire une première estimation des sources de chaleur. Les résultats présentés concernent une éprouvette testée à une fréquence de 5Hz à un niveau de chargement de 75% correspondant à une amplitude de contrainte de 204 MPa et une contrainte moyenne de 249 MPa.

Les résultats obtenus par thermographie infrarouge juste avant la fin de l'essai sont donnés sur la Figure II-81. Le terme de dissipation permet de délimiter la zone de délaminage. Par contre, le terme de couplage thermoélastique indique uniquement les concentrations de contraintes et non la localisation précise du délaminage.

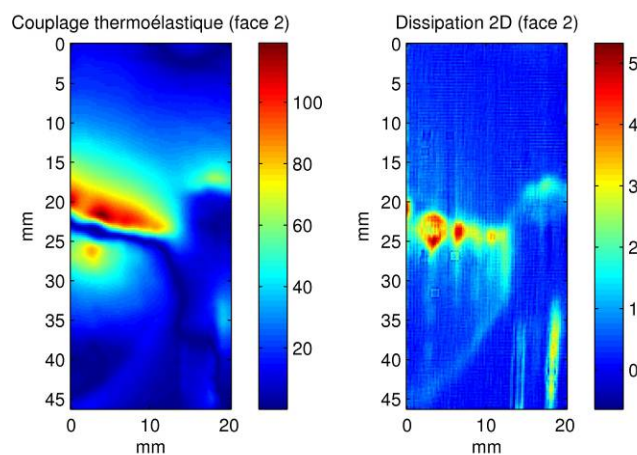


Figure II-81 : Terme de couplage thermoélastique et dissipation intrinsèque

La Figure II-82 présente visuellement l'initiation et l'évolution de l'endommagement. La dernière image étant prise au même moment que l'image thermographique de la Figure II-81.



5000 cycles-25% perte de raideur    10500 cycles-33% perte de raideur    13000 cycles-41% perte de raideur

Figure II-82 : Evolution de l'endommagement sur éprouvette 3 plis UD 0°

Nous remarquons qu'il y a une très bonne corrélation entre le délaminage présenté sur les photos et l'évaluation de l'endommagement par la dissipation présentée sur la Figure II-81.

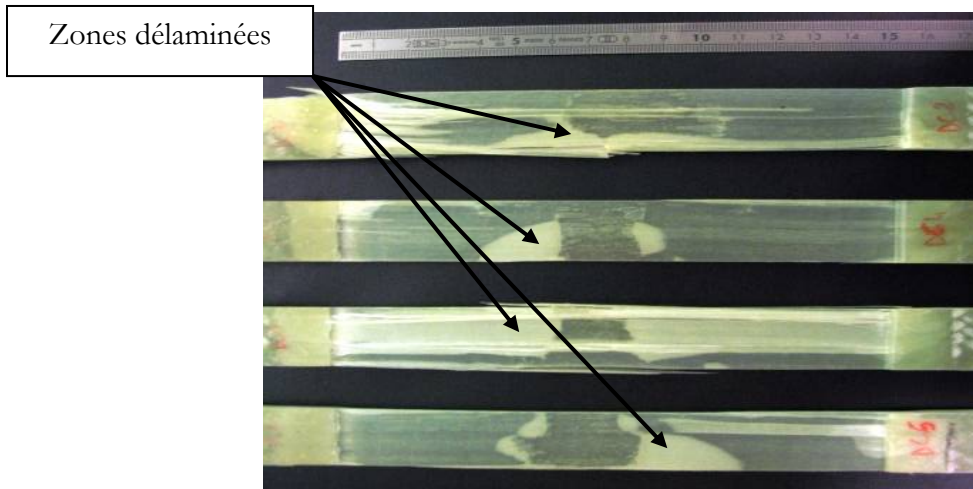


Figure II-83 : Délaminage des éprouvettes UD 0° avec plis coupés

La Figure II-84 montre l'intérêt de déterminer les sources de chaleur par rapport à la mesure de la moyenne des températures sur 50 cycles. L'éprouvette testée est de type PM avec une contrainte maximale appliquée de 30% du Rm. On remarque que la visualisation de la source thermoélastique donne une information beaucoup plus précise sur la localisation de l'endommagement.

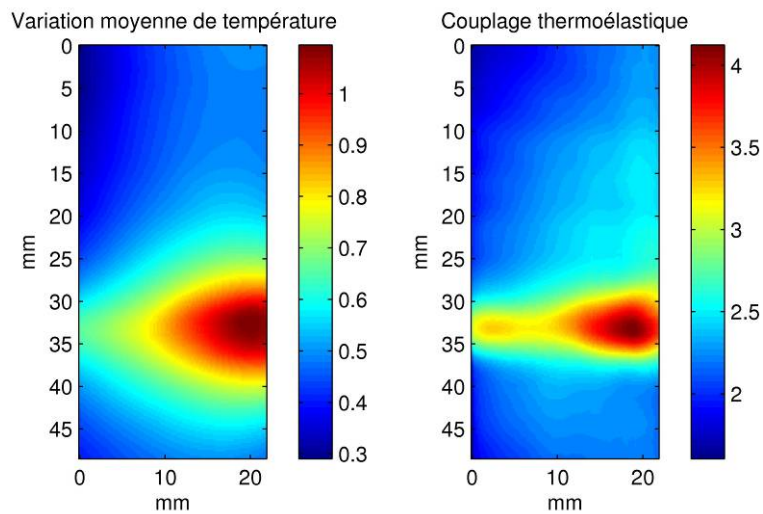


Figure II-84 : Température moyenne (°C) et couplage thermoélastique (°C/s) sur la face 1: PM à 30% du Rm

Les résultats obtenus pour la seconde face sont donnés sur la Figure II-85.

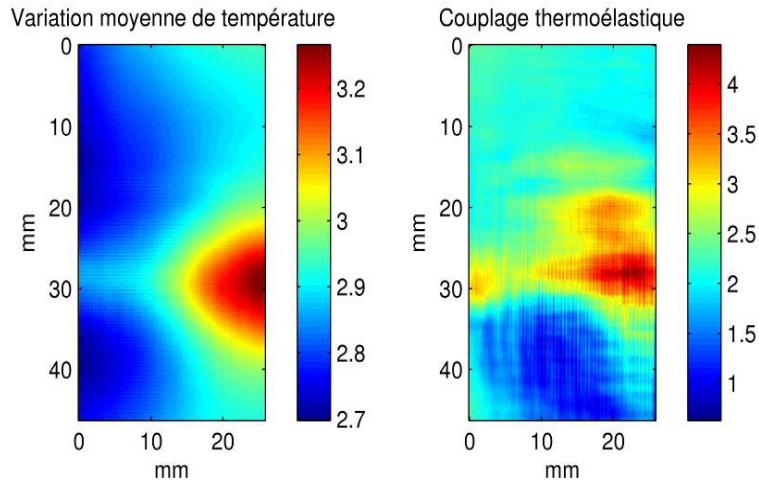
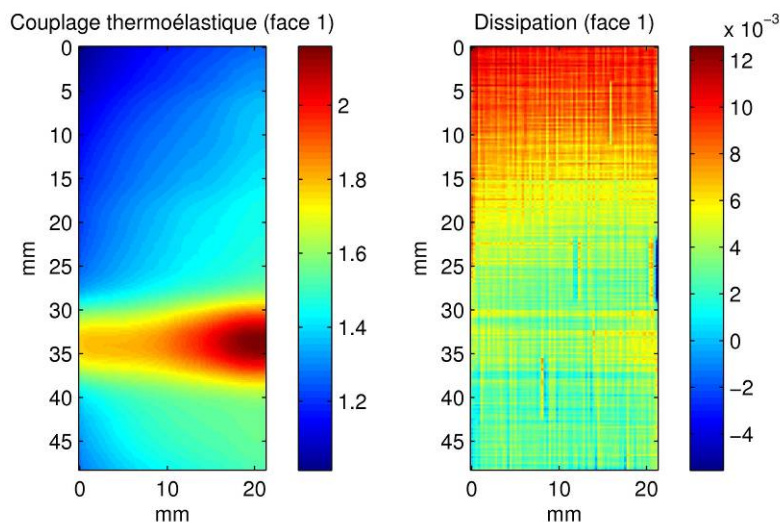


Figure II-85 : Température moyenne ( $^{\circ}\text{C}$ ) et couplage thermoélastique ( $^{\circ}\text{C}/\text{s}$ ) sur la face 2 : PM à 30% du  $R_m$   
 On remarque qu'une zone de température élevée à également été localisée. Cependant, la localisation donnée par le couplage thermoélastique est beaucoup moins précise sur cette face que pour l'autre. Différentes explications peuvent être avancées. L'endommagement est situé plus proche de la face 1 que de la face 2. Egalement, le détecteur de la caméra Jade III est moins performant que celui de la Titanium dite de dernière génération.

La planche suivante présente la distribution du couplage thermoélastique et de la dissipation pour trois niveaux de chargement (20%, 30% et 40%) appliqués à une éprouvette UD. L'enregistrement à 40% a été réalisé quelques cycles avant la rupture finale de l'éprouvette. On peut remarquer que pour le chargement appliqué faible 20%, la dissipation est quasiment nulle par contre le couplage thermoélastique permet de localiser la concentration de contrainte autour du défaut. Lorsque le chargement appliqué augmente, la dissipation n'est plus négligeable et sa distribution est proche de celle du couplage thermoélastique.



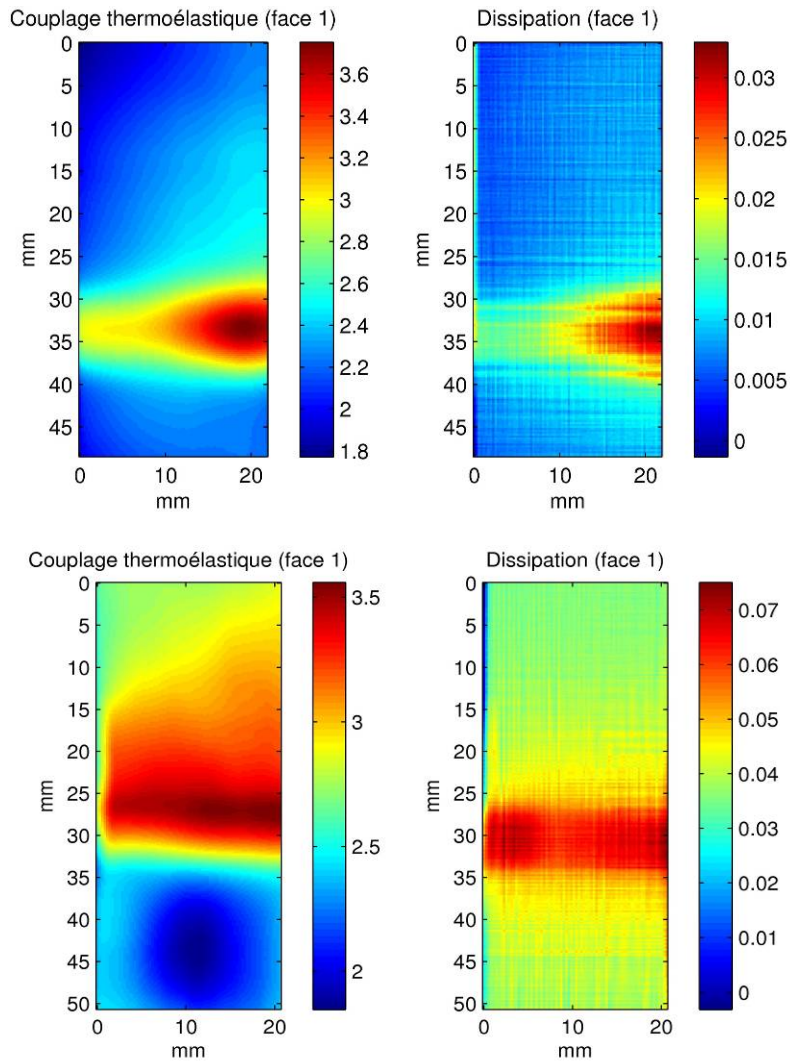


Figure II-86 : Couplage thermoélastique et dissipation pour 3 niveaux de chargement (20%, 30% et 40%)

Ces résultats montrent bien que la dissipation nous donne une information sur la nocivité du défaut. A 20% de  $R_m$ , le défaut initial ne se propage pas donc il n'a pas de dissipation.

De par leur empilement, les éprouvettes UD ne peuvent se délaminer facilement à partir du défaut initial. De plus, la non reproductibilité des essais, illustrée par la Figure II-83 due au défaut de fabrication de ce type d'éprouvette, confirme le bien fondé de l'utilisation des éprouvettes à plis croisés.

#### II-6-3-4-2- Eprouvettes PM

##### Analyse des photos de chaque face observée

La Figure II-87 présente les photos des faces observées d'une éprouvette PM par la caméra Jade et Titanium respectivement à 9000 cycles pour un chargement de 40%. Sur les photos, les traits sont espacés de 5 mm permettant ainsi une estimation des zones endommagées.

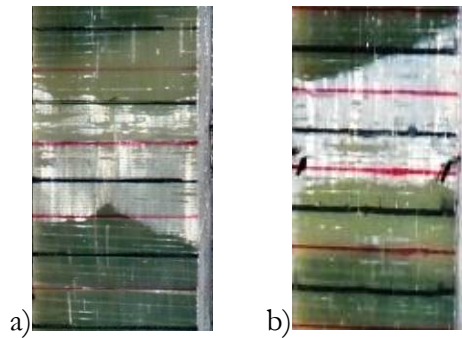


Figure II-87 : Comparaison de photos des faces observées par la Jade en a) et la Titanium en b)

Les zones brillantes, représentant des zones delaminées, n'ont pas le même profil sur chaque face. Lorsqu'on observe l'arrière plan des images, il est possible de distinguer par transparence, le profil du délaminage de l'autre face. Lors de la conception des éprouvettes PM, nous avons prévu qu'il y ait deux chemins de délaminage. Les résultats des photos des deux faces tendent à montrer qu'ils sont bien présents. Par contre, la profondeur de localisation du délaminage est inconnue. La macrographie prévue par la suite pourra nous fournir cette information.

*Evaluation de l'endommagement pour un chargement de fatigue à 40 % Rm*

La Figure II-88 présente le couplage thermoélastique, la dissipation calculée à partir de l'analyse de l'image thermographique de la caméra JADE et une photo d'une éprouvette PM, à 2000 cycles. On peut remarquer que les deux sources de chaleur ne se superposent pas et qu'il existe un léger décalage entre les deux sources. En comparant avec la photo réalisée au même instant, il semble que le terme de couplage thermoélastique donne une bonne représentation de la zone délaminée alors que le terme de dissipation donne plutôt une information sur la zone en cours d'endommagement c'est-à-dire la dire de propagation du délaminage.

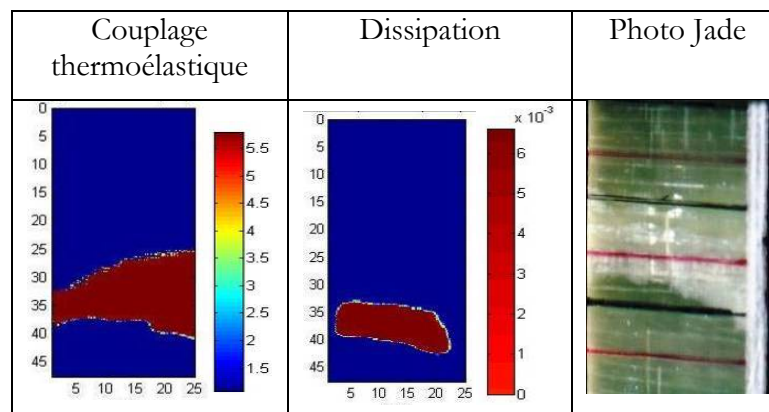


Figure II-88 : Comparaison photo côté JADE et couplage thermoélastique et dissipation pour PM 40%

Lorsqu'on compare sur la Figure II-89, le profil du couplage thermoélastique au dessus des pointillés et celui de la photo de l'éprouvette prise côté Titanium, nous remarquons que les deux profils sont semblables.

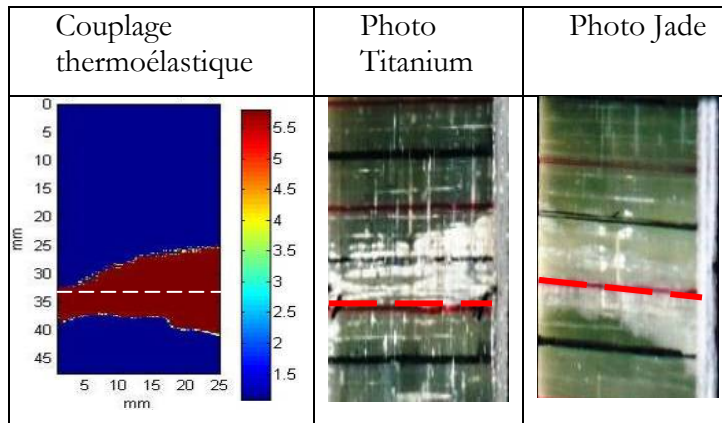


Figure II-89 : Comparaison couplage thermoélastique et photos côté Titanium et Jade

Une séquence de photos prises au cours d'un essai de 4200 cycles sur une éprouvette PM également sous un niveau de chargement de 40% est donnée sur la Figure II-90. Après 1000 cycles, le délaminage commence à se propager vers le haut. Le front du délaminage n'est pas perpendiculaire à la fibre neutre de l'éprouvette mais légèrement incliné.

L'énergie dissipée a été déterminée aux mêmes instants que la prise des photos (Figure II-91). Le maximum de dissipation se trouve toujours au bord du défaut initial (tracé en pointillé). On remarque tout de même une augmentation de la dissipation au cours de l'essai en valeur maximale. Au cours de l'essai, la dissipation maximale se déplace vers la gauche, zone où le délaminage s'initie et se propage.

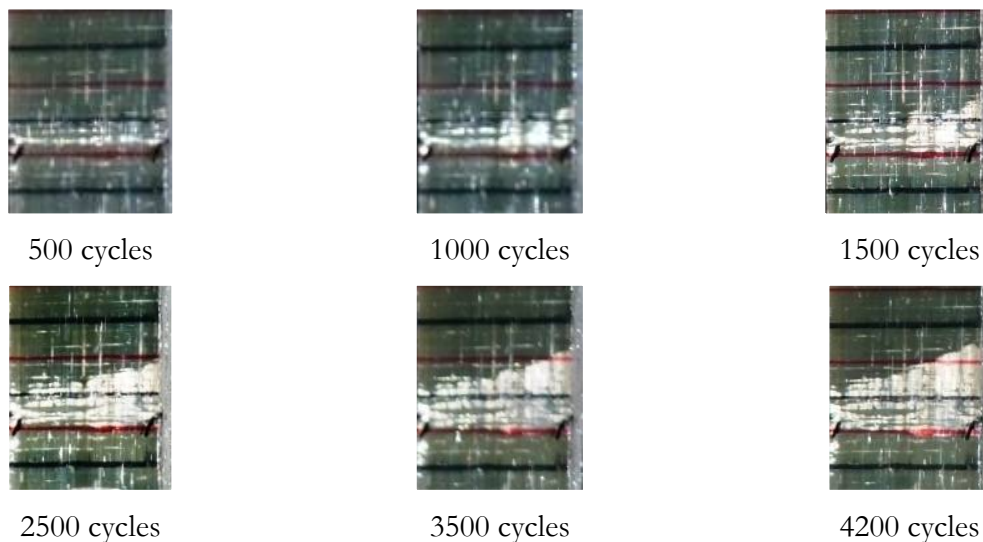


Figure II-90 : Photos d'une éprouvette PM sous un chargement de 40% du  $R_m$

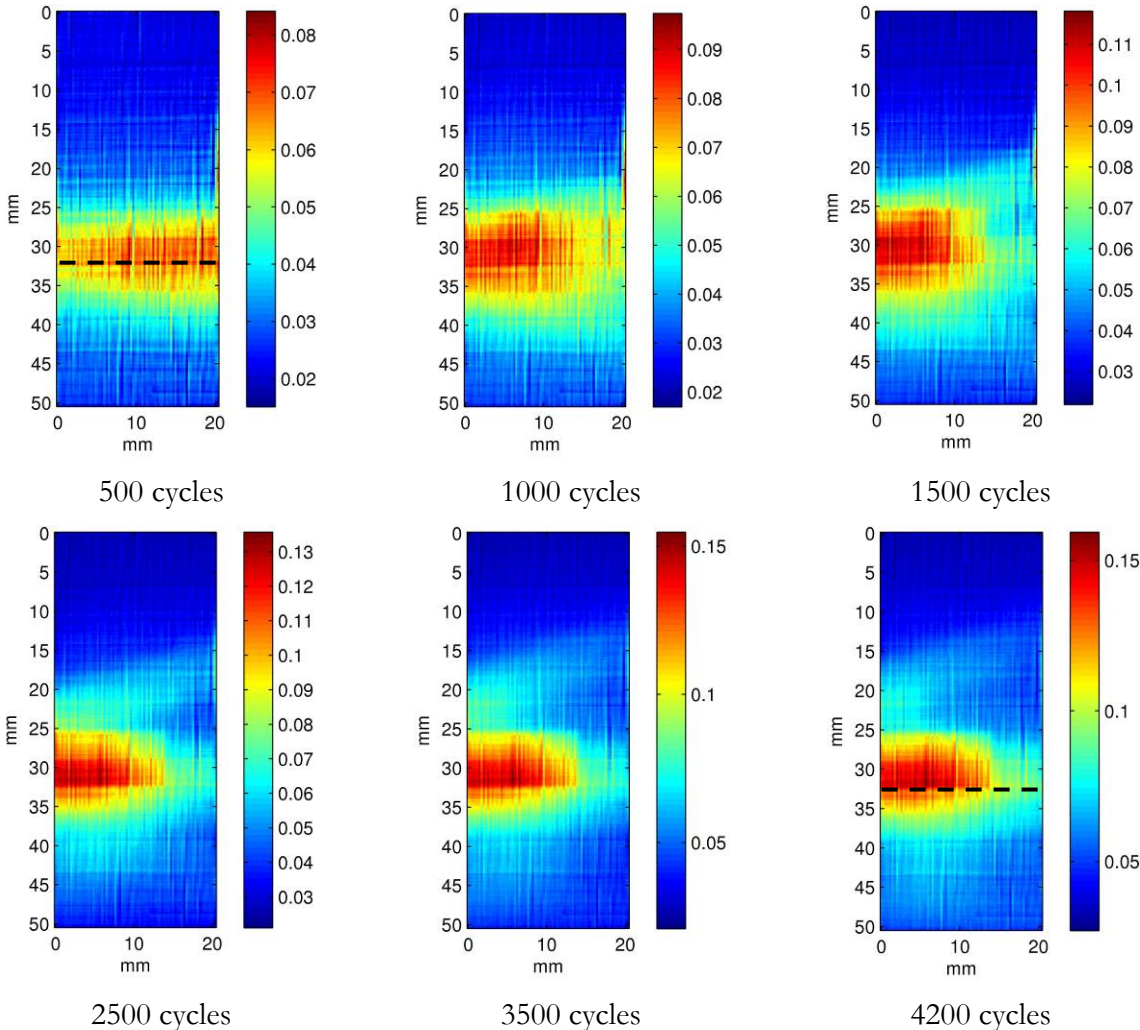


Figure II-91 : Dissipation évaluée sur une éprouvette PM sous un chargement de 40% du  $R_m$



## II-7- Validation des résultats obtenus par thermographie infrarouge

### II-7-1- Macrographie des éprouvettes endommagées

La macrographie est la technique de référence pour caractériser l'endommagement dans l'éprouvette après l'essai de fatigue. Les photos prises durant les essais donnent une représentation du niveau d'endommagement sur la face de l'éprouvette, il n'est donc pas utile de faire une macrographie sur la face de l'éprouvette.

La macrographie suivant l'épaisseur de l'éprouvette permet d'avoir une information supplémentaire de la localisation de l'endommagement dans l'épaisseur à défaut d'avoir son étendue complète.

La Figure II-93 présente des macrographies des épaisseurs des éprouvettes PM et la Figure II-94 celles des PD.

Nous pouvons voir sur la macrographie des éprouvettes PM que le délaminage n'apparaît pas avec le scénario prévu lors de la conception de l'échantillon (Figure II-92).

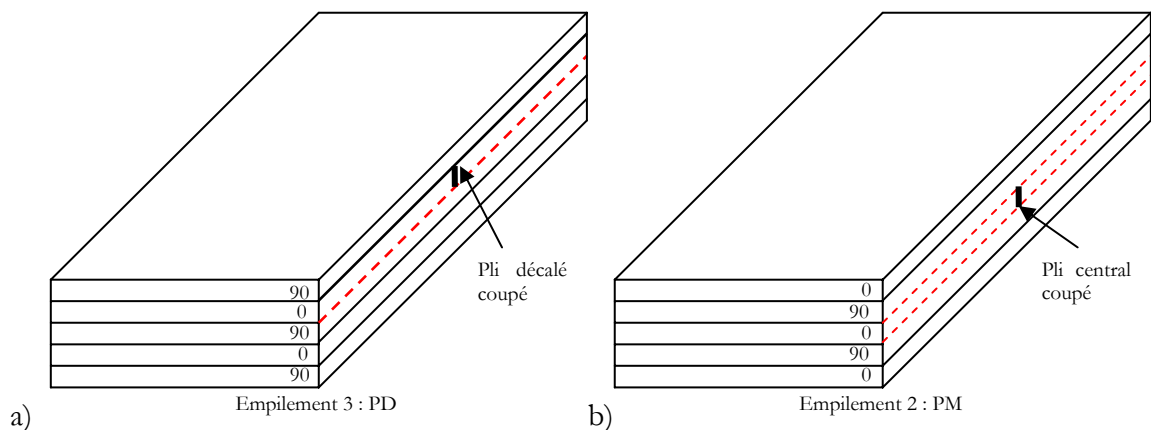


Figure II-92 : Scénario d'endommagement des éprouvettes PM et PD

Le scénario attendu était que le délaminage se propage le long des interfaces 2 et 3 le long du pli coupé en pointillé.

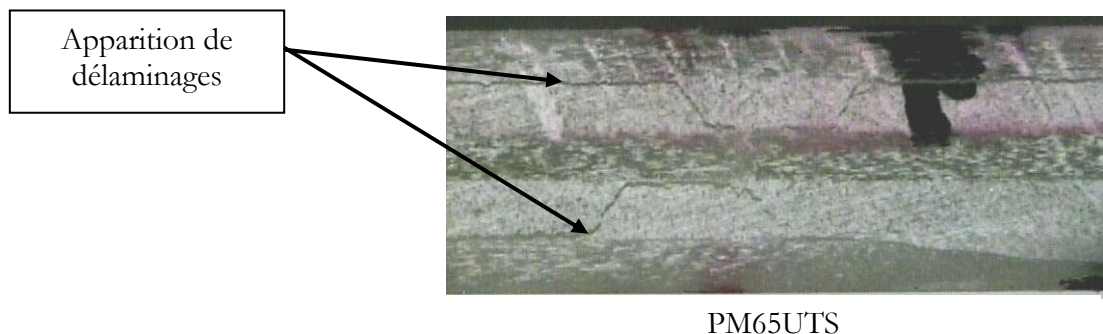


Figure II-93 : Macrographie de l'épaisseur de l'éprouvette PM à 65% du  $R_m$

Or le résultat obtenu est que le délaminage se produit un niveau de la 1<sup>ère</sup> interface et de la 4<sup>ème</sup> interface pour les trois niveaux de chargement pour les éprouvettes PM. Nous pouvons remarquer, que la source du délaminage est le pli coupé et que le délaminage ne débouche pas à l'extérieur.

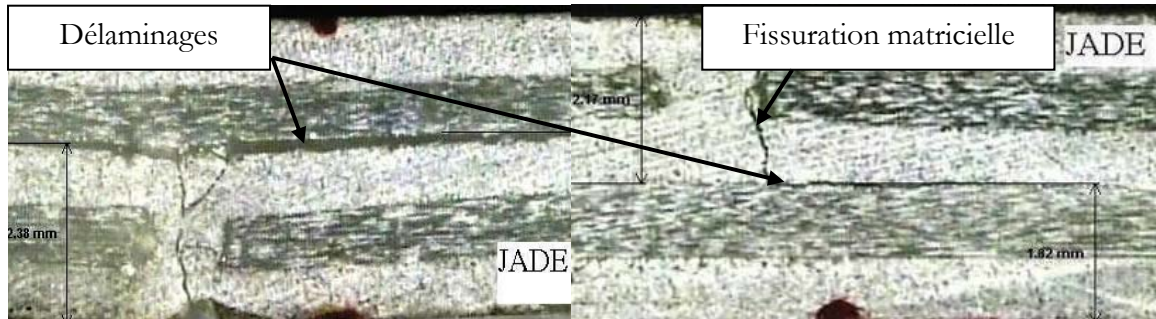


Figure II-94 : Macrographie de l'épaisseur de l'éprouvette PD

Sur les macrographies des éprouvettes PD, le délaminage est observé au niveau de l'interface 3 conformément à ce qui était attendu. Le décoller des plis est plus important dû au fait qu'il existe une fissuration matricielle débouchant sur la face filmée par la caméra JADE III. Ce résultat permet de confirmer les résultats observés en thermographie par la caméra Jade III.

On peut également utiliser les images de macrographies pour vérifier l'étendue du délaminage. Les Figure II-95 et Figure II-96 présentent respectivement les macrographies avec la mesure de l'étendue du délaminage pour les éprouvettes PM et PD.

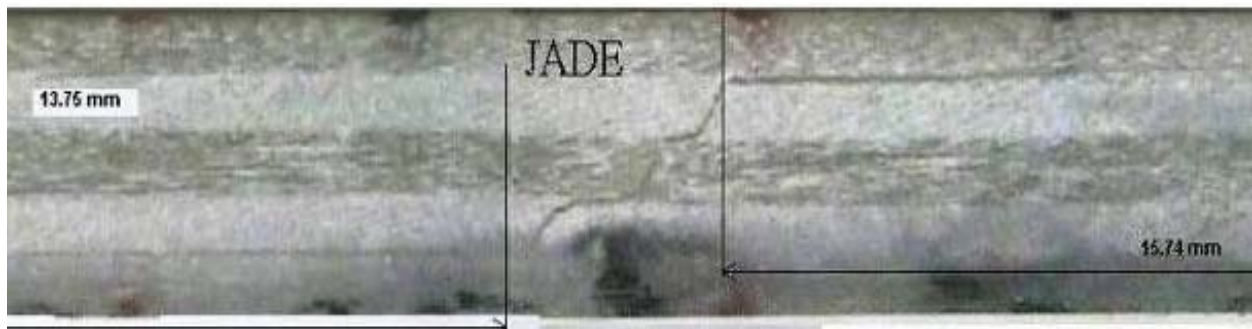


Figure II-95 : Mesure du délaminage d'une éprouvette PM à 40% du Rm par macrographie

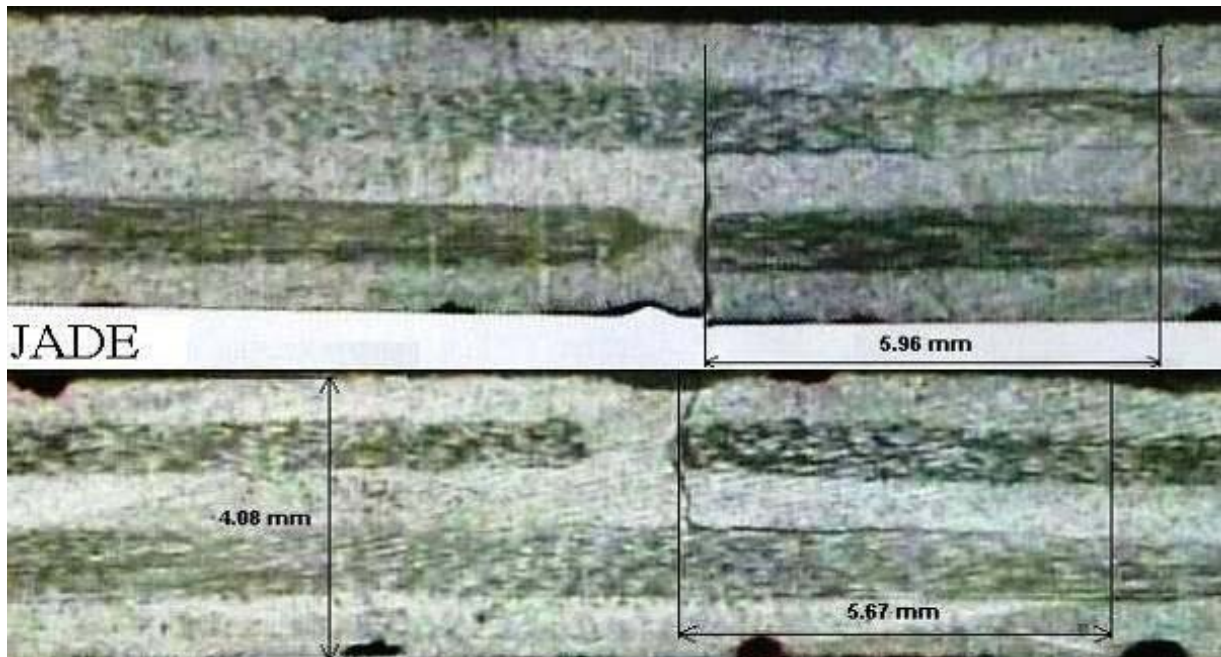


Figure II-96 : Mesure du délaminage d'une éprouvette PD à 20% du  $R_m$  par macrographie

Nous pouvons remarquer que l'étendue du délaminage est inférieure à celle observée sur les faces qui est d'environ 20 mm ou plus. Si le délaminage ne débouche pas à l'extérieur sur l'épaisseur, la macrographie ne permet pas d'estimer l'étendue exact du délaminage d'où la nécessité d'une autre technique comme le C-scan précédemment utilisés pour évaluer l'état initial des éprouvettes.

## II-7-2- Evaluation du délaminage par ondes ultrasonores

### II-7-2-1- Protection des éprouvettes

Lors du premier test de C-scan, nous n'avons pas protégé les flans des éprouvettes d'une éventuelle absorption d'eau parce qu'il n'y avait pas d'endommagement visible. Dans le cas des éprouvettes endommagées la séparation des plis favorise la pénétration d'eau entre eux. La détection du délaminage pourrait être biaisée dans les éprouvettes non protégées parce que l'eau servirait de couplant. Pour éviter que l'eau pénètre dans les éprouvettes pendant les tests, nous avons mis un adhésif double face sur les deux côtés de l'épaisseur de l'éprouvette. La Figure II-97 présente les éprouvettes protégées.

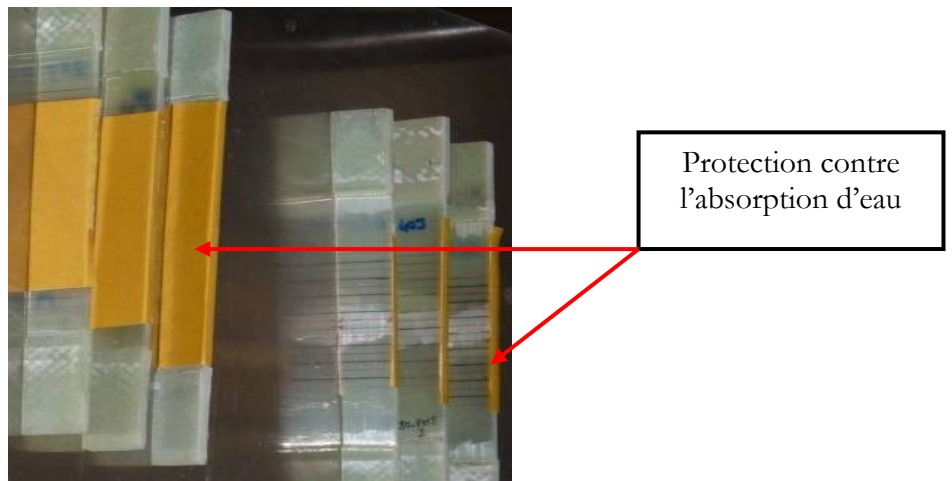


Figure II-97 : Protection des cotés des éprouvettes contre l'absorption d'eau

## II-7-3- Résultats du C-scan

### II-7-3-1- Empilement unidirectionnel (empilement 1)

Les Figure II-98 et Figure II-99 et montrent les résultats du C-scan d'une éprouvette à plis coupés respectivement en amplitude et en temps de vol.

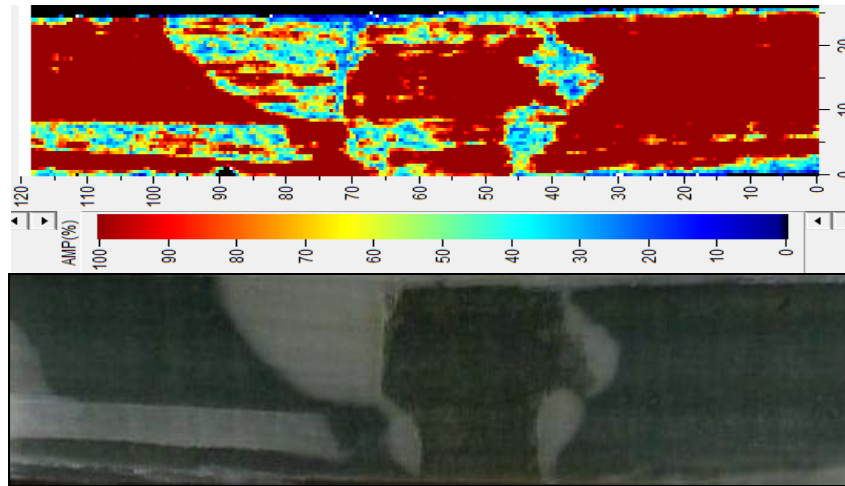


Figure II-98 : C-scan de l'éprouvette à pli coupé en amplitude

Sur la Figure II-98, le C-scan en amplitude révèle bien les formes des zones endommagées, cependant il ne donne aucune information sur la distance de l'endommagement par rapport à l'épaisseur.

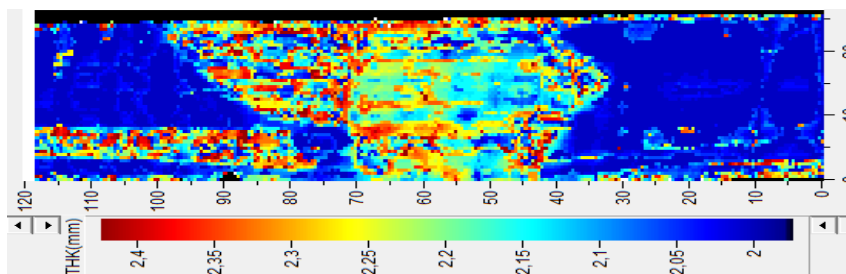


Figure II-99 : C-scan de l'éprouvette à pli coupé en TOF

En temps de vol, sur la Figure II-99, nous remarquons que le délaminage est situé entre 2,1 mm et 2,25 mm, ce qui est à peu près égale à la moitié de l'épaisseur qui est 3,5 mm.

Au total, les résultats comparés du C-scan et de l'endommagement effectif montrent une bonne corrélation entre les résultats de l'essai de la thermographie et ceux du C-scan.

### II-7-3-2- Empilement à plis croisés (empilements 2 et 3)

Après les macrographies des éprouvettes endommagées, les essais C-scan sont effectués sur trois éprouvettes PM et PD correspondant aux trois niveaux de chargement pour chaque type d'éprouvette. La Figure II-100 présente les éprouvettes délaminées dans le bac rempli d'eau. Les références des éprouvettes sont inscrites sur leurs faces.

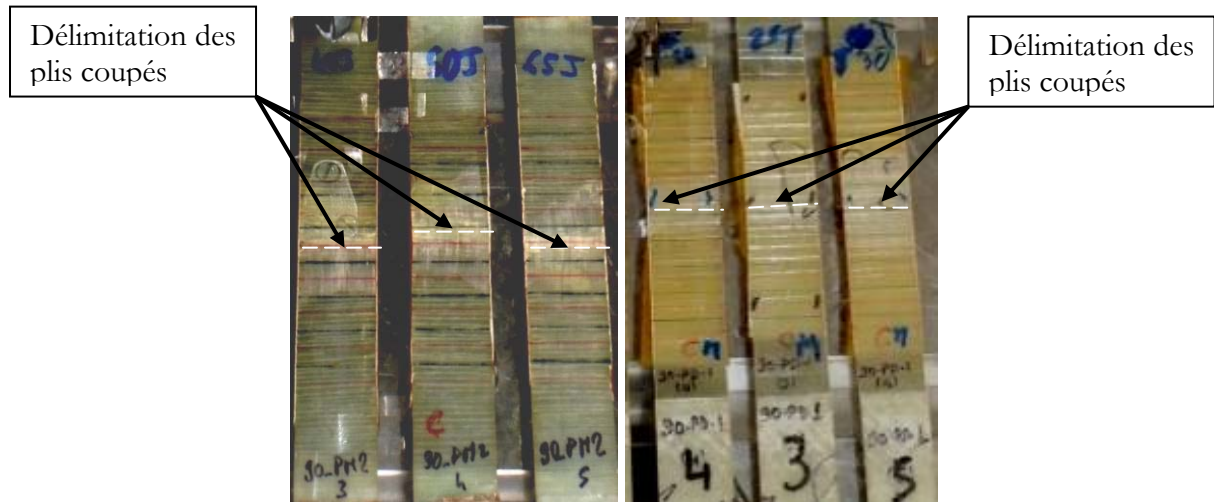


Figure II-100 : Eprouvette endommagée dans le bac d'essai C-scan

La Figure II-101 présente les différentes interfaces d'une éprouvette PM correspondant aux portes du C-scan. Les interfaces des éprouvettes PD sont équivalentes à celles des PM.

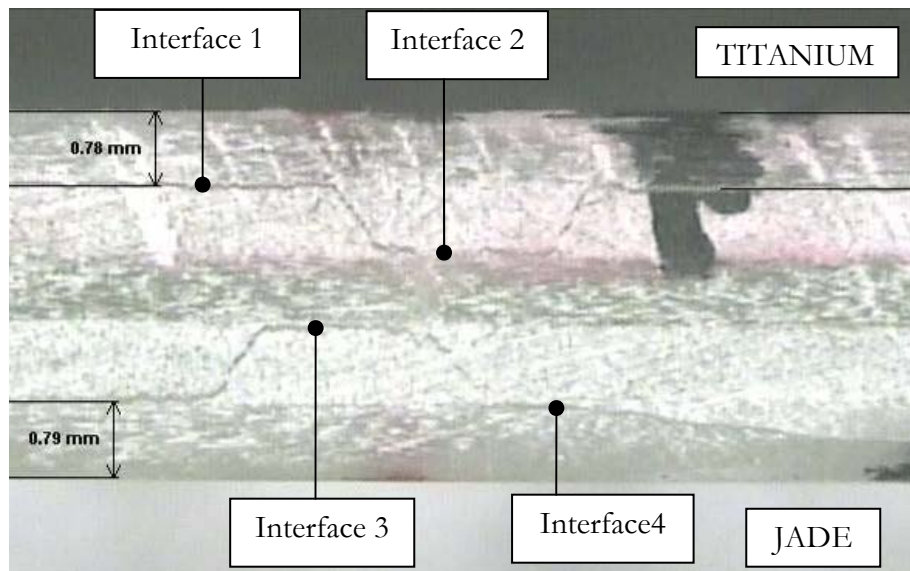


Figure II-101 : Graphes A-scan et correspondance physique d'une éprouvette PM à 65%

### II-7-3-2-1- C-scan des éprouvettes PM

Pour des raisons de comparaison de l'efficacité de détection du délaminage par C-scan, les essais ont été réalisés dans un premier temps sur la face filmée par la caméra JADE III et ensuite retournées pour être scannées sur la face filmée par la caméra Titanium. Dans le second cas les portes 1 et 4 sont inversées. Les images des éprouvettes permettent de faire une correspondance entre les résultats des C-scan et les photos du délaminage visible sur les faces des éprouvettes testées.

### Interface 1

Les images C-scan de l'interface 1 des éprouvettes PM sont présentées en amplitude, en temps de vol avec la photo de l'endommagement sur les Figure II-102 et Figure II-103.

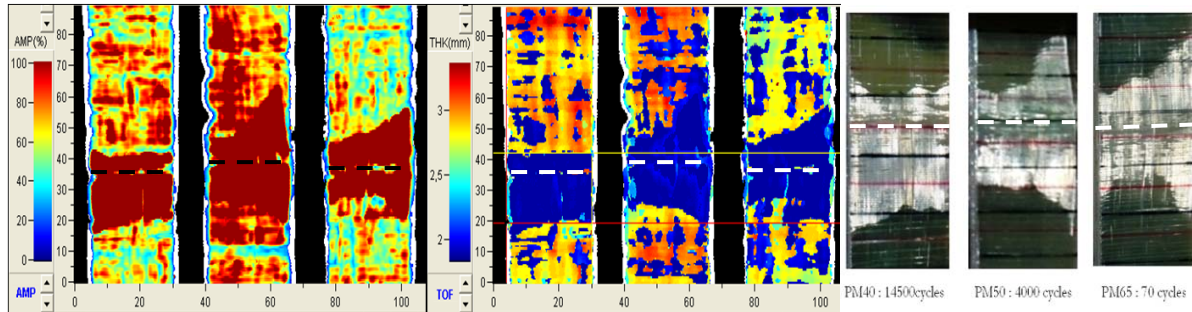


Figure II-102 : Images C-scan en AMplitude et en TOF des éprouvettes PM pour l'interface 1 côté JADE

Sur la Figure II-102, nous pouvons remarquer que les contours des zones délaminées sont nettes que ce soit en amplitude ou en Temps de vol (TOF). En amplitude, il est même possible de distinguer les défauts initiaux à partir desquels s'est propagé le délaminage.

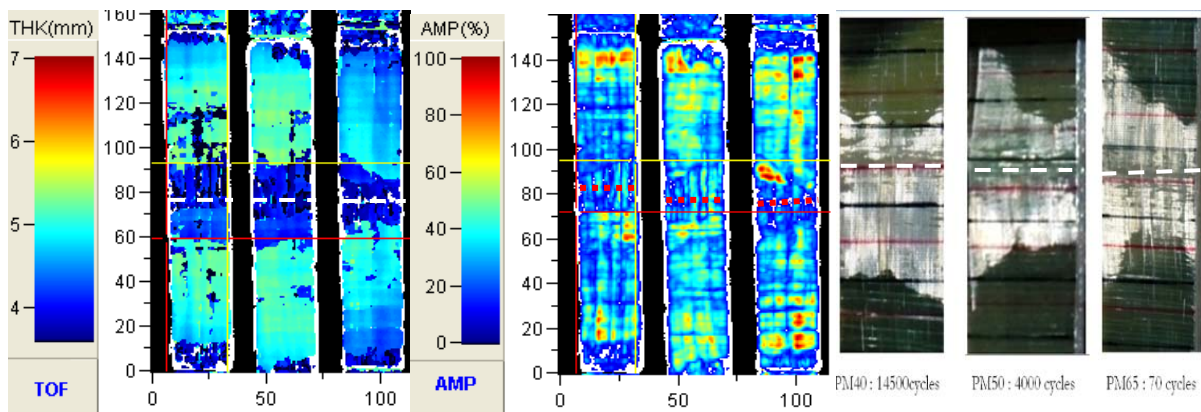


Figure II-103 : Images C-scan en AMP en a) et en TOF en b) des PM pour l'interface 1 côté Titanium

Sur la Figure II-103, le contour des zones délaminées n'est pas très net en amplitude. Cela peut s'expliquer par l'atténuation de l'onde dans l'épaisseur puisque le côté Titanium est à l'opposé de l'interface 1. Pour confirmer cette remarque nous analysons les images de l'interface 4.

### Interface 4

Les images C-scan des éprouvettes PM sont présentées sur les Figure II-105 et Figure II-104 en amplitude et en temps de vol pour la porte 4 correspondant à la 4<sup>ème</sup> interface respectivement pour les côtés Titanium et Jade. Cette fois-ci, sur la Figure II-105, les images côté Titanium plus proche de la zone scannée sont plus nettes.

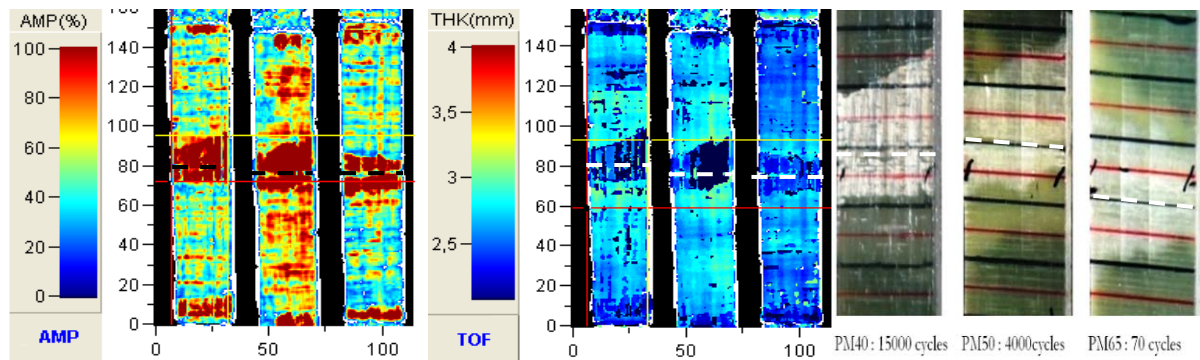


Figure II-104 : Image C-scan in Amplitude en a) et en TOF in b) des PM pour l'interface 4 coté Titanium

En revanche, les contours du délaminage sur les images C-scan de l'interface 4 coté Jade sur la Figure II-104 en amplitude sont moins nets.

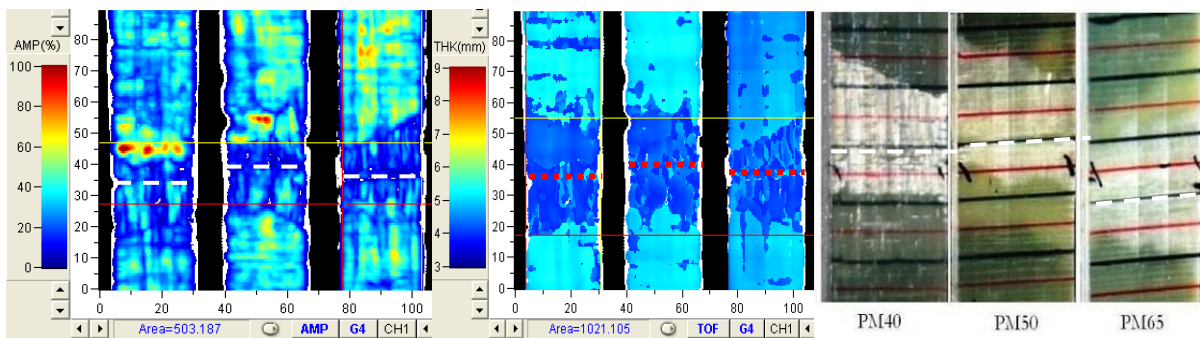


Figure II-105 : Images C-scan en Amplitude en a) et en TOF in b) des PM pour l'interface 4 coté JADE

Nous avons donc une confirmation de l'effet de l'atténuation de l'amplitude de l'onde ultrasonore en fonction de l'épaisseur. Cependant il est toujours possible d'utiliser les temps de vol (TOF) qui donnent toujours le même résultat quelque soit le coté scanné

### II-7-3-2-2- Eprouvette PD

La Figure II-106 présente les C-scan en amplitude et TOF pour les éprouvettes PD sur la face côté Titanium. Dans le cas des éprouvettes PD, l'adhésif présent sur la face filmée par la caméra Jade perturbe le signal ultrasonore. Nous n'avons donc pas fait de C-scan sur la face Jade.

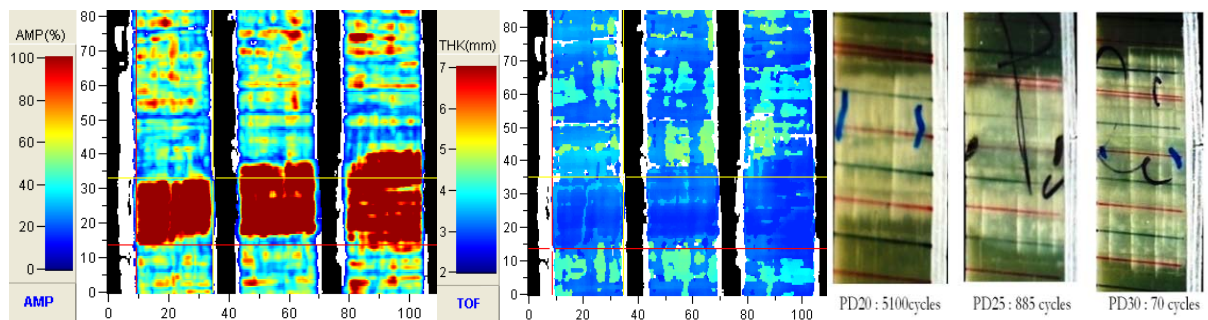


Figure II-106 : Images C-scan en amplitude et en TOF des éprouvettes PD pour la porte 3

Les résultats en amplitude permettent de distinguer le contour de la zone delaminée, ainsi une très bonne corrélation avec la photo est notée. Certains détails tels que des fissurations



matricielles apparaissent nettement sur les images en amplitude. Comme précédemment, les images en TOF permettent de situer le défaut à une distance entre 2 et 3 mm selon le code de couleur, or physiquement il se trouve à 2,4 mm. Ce résultat confirme bien la possibilité d'utiliser ce paramètre pour évaluer la profondeur du délaminage.

#### **II-7-4- Bilan de l'évaluation de l'endommagement par C-scan**

Lors de l'étude du délaminage par C-scan nous avons mis en évidence certains points :

- ✓ l'amplitude du signal permet une meilleure détection de l'étendue des défauts à condition qu'ils soient situés près de la surface. Lorsqu'un défaut est situé plus en profondeur, l'atténuation de l'onde ne permet pas de donner des résultats assez satisfaisants. Cet inconvénient peut être contourné en utilisant des transducteurs à plus faible fréquence permettant à l'onde de pénétrer plus profondément.
- ✓ les images en temps de vol (TOF) sont moins influencées par l'atténuation et donnent de bons résultats même si le défaut est situé à une distance de l'ordre de 3 mm.

Si toutes les conditions expérimentales sont réunies, les essais C-scan sur des éprouvettes PM et PD donnent de très bons résultats pour caractériser le délaminage après les essais de fatigue. En perspectives, d'autres types d'endommagements tels que les fissurations matricielles et des ruptures de fibres pourront être caractérisés en inclinant le traducteur ultrasonore.

## **II-8- Bilan et perspectives**

La méthode inverse utilisée pour évaluer les sources de chaleur semble prometteuse pour les matériaux composites. Le terme de couplage thermoélastique a permis de localiser les concentrations de contraintes. Ceci n'est pas nouveau car équivalent à la méthode TSA. Par contre, l'énergie dissipée au bord d'un défaut et en cours de délaminage a pu aussi être déterminée. Il reste maintenant deux points à développer :

- ✓ la vérification des hypothèses
- ✓ l'identification de la dissipation

La détermination des sources de la chaleur s'appuie sur une équation de la chaleur simplifiée. Deux hypothèses importantes sont à vérifier. La première concerne l'hypothèse que la température de surface est représentative de la température interne. Dans le cas d'un composite UD, cette hypothèse est vérifiée. Par contre, pour un composite à plis croisés, le terme de couplage thermoélastique n'est pas identique dans tous les plis car chaque pli a un état de contrainte qui dépend de son orientation. Il est donc nécessaire par une modélisation numérique, d'évaluer l'influence de ce terme. L'autre hypothèse à vérifier concerne l'isotropie thermique du matériau. On sait que le matériau a des propriétés de conductivité thermique différente le long de la fibre et perpendiculaire à la fibre. La prise en compte de l'anisotropie n'est pas un problème dans l'équation de la chaleur mais contre il reste la difficulté de déterminer les propriétés thermiques dans les différentes directions.

Pour l'instant, on est capable de mesurer une énergie dissipée. Il reste à l'identifier. Trois pistes sont possibles : la viscoélasticité du matériau, l'énergie dissipée par plastification ou l'énergie dissipée par création de surface dans le cas du délaminage. Des essais spécifiques à différentes fréquences, sur des éprouvettes DCB doivent être réalisés pour identifier la dissipation mesurée.

## **II-9- Conclusion du chapitre II**

Au début de ce chapitre, nous avons vérifié la possibilité d'utiliser la thermographie infrarouge pour détecter et suivre l'endommagement. Ensuite, nous avons fabriqué des éprouvettes calibrées pour caractériser le délaminage en utilisant deux techniques non destructives qui sont la thermographie infrarouge et la cartographie ultrasonore en représentation C-scan.

L'analyse des données thermographiques des deux caméras infrarouges installées de par et d'autre des éprouvettes, décomposée en couplage thermoélastique et en dissipation a permis de détecter et d'évaluer le délaminage sur deux types d'éprouvettes. Le résultat du couplage thermoélastique a permis de détecter le profil de l'endommagement. L'originalité de la mise en œuvre de la thermographie infrarouge réside dans l'utilisation du terme de dissipation pour détecter le délaminage. Les résultats obtenus sont prometteurs et offrent un champ d'application assez large comme celui de la détection d'autres types de défauts tel que la fissuration matricielle. Cependant, certains aspects du point de vue expérimental et formulation des hypothèses sont à revoir pour bien caractériser ces endommagements.

Suite aux résultats obtenus en thermographie, la technique d'évaluation par ondes ultrasonores a permis de caractériser le délaminage dans les éprouvettes endommagées en utilisant la représentation C-scan. Cette dernière permet d'évaluer et de mesurer de manière précise l'étendue du délaminage en utilisant l'analyse en Amplitude ou en Temps de Vol (TOF). Dans cette partie nous avons mis en évidence l'effet de l'atténuation des ondes en fonction de l'épaisseur.

## **II-10- Référence bibliographique du chapitre II**

- [AYM00] F. Aymerich, S. Meili, Ultrasonic evaluation of matrix damage in impacted composite laminates, *Composites : Part B* 31, 1-6, 2000.
- [BER03] R. T. Bernhard, L. C. Robert, Ultrasonic Inspection of Composites, *Comprehensive Composite Materials*, Chapter 5.12, 2003.
- [BER07] B. Berthel, B. Wattrisse, A. Chrysochoos, A. Galtier, Thermographic Analysis of Fatigue Dissipation Properties of Steel Sheets, *Strain* 43, 273-279, 2007.
- [BOU04] T. Boulanger, A. Chrysochoos, C. Mabru, A. Galtier, Calorimetric analysis of dissipative and thermoelastic effects associated with the fatigue behavior of steels, *Int. J. of Fatigue* 26, 221-229, 2004.
- [CHA75] J. Charles, F.J. Appl, J.E. Francis, Using the scanning infrared camera in experimental fatigue studies, *Experimental Mechanics* 15, 133-138, 1975.
- [CHR00] A. Chrysochoos, H. Louche, An infrared image processing to analyse the calorific effects accompanying strain localisation, *Int. J. of Eng. Sci.* 38, 1759-1788, 2000.
- [LOU99] H. Louche, Analyse par thermographie infrarouge des effets dissipatifs de la localisation dans les aciers, Thèse de doctorat, Université de Montpellier II, 1999.
- [LUO98] M.P. Luong, Fatigue limit evaluation of metals using an infrared thermographic technique, *Mechanics of Materials* 28, 155-163, 1998.
- [MEO06] C. Meola, G. M. Carlomagno, A. Squillace, A. Vitiello, Non-destructive evaluation of aerospace materials with lock-in thermography, *Engineering Failure Analysis* 13, 380-388, 2006.
- [MOO21] H.F. Moore, J.B. Kommers, Fatigue of metals under repeated stress, *Chemical and metallurgical Engineering* 25, 1141-1144, 1921.
- [PON07] M. Poncelet et al., Prediction of self-heating measurements under proportional and non-proportional multiaxial cyclic loadings, *Comptes Rendus Mécanique*, 335, 81-86, 2007.
- [RAN98] J. Rantala, D. Wu, G. Busse, NDT of polymer materials using lock-in thermography with water-coupled ultrasonic excitation, *NDT & E International*, 31, 43-49, 1998.
- [STE06] R. Steinberger, T.I.V aladas Leitao, E. Ladstätter, G. Pinter, W. Billinger, R.W. Lang, Infrared thermographic techniques for non-destructive damage characterization of carbon fibre reinforced polymers during tensile fatigue testing, *International Journal of Fatigue* 28, 1340-1347, 2006.
- [TOU06] L. Toubal, M. Karama, B. Lorrain, Damage evolution and infrared thermography in woven composite laminates under fatigue loading, *International Journal of Fatigue*, 28, 1867-1872, 2006.

## Chapitre III : Fatigue sous sollicitations multiaxiales des composites monolithiques

---

- ✓ Bibliographie sur les sollicitations multiaxiales
- ✓ Etude Expérimentale
- ✓ Essai de fatigue biaxiale sur les peaux des sandwiches

### **III-1- Bibliographie sur les sollicitations multiaxiales**

Différentes techniques expérimentales et formes d'éprouvettes ont été utilisées pour obtenir des sollicitations multiaxiales. Nous analyserons d'abord les types de machines et formes d'éprouvette utilisés et ensuite nous mettrons l'accent sur la conception d'éprouvettes cruciformes qui sont la forme la plus réaliste pour les essais biaxiaux.

#### **III-1-1- Types de sollicitations multiaxiales**

Les techniques d'applications des efforts peuvent être classées en deux catégories :

- ✓ les essais à sollicitation unidirectionnelle
- ✓ les essais utilisant deux ou plusieurs systèmes de chargement indépendant.

Dans la première catégorie, le rapport de contrainte biaxiale dépend de la géométrie de l'éprouvette ou de la configuration du système d'attache.

Des exemples de la première catégorie sont les essais de flexion sur poutres entaillés et les tests avec des systèmes d'attaches spécifiques. En particulier pour les composites, les essais uniaxiaux sur des éprouvettes ayant des fibres orientées hors axe (par exemple  $-45^\circ$ ) produisent un état complexe de contrainte dans le système de coordonnées principales du matériau, constitué de deux ou trois composantes du tenseur en contrainte plane. Cependant, les rapports de contraintes appliquées, dépendent de l'angle d'orientation des fibres et ne peuvent être modifiés à volonté.

Dans la seconde catégorie, le rapport de contrainte biaxiale est fonction de l'amplitude des sollicitations appliquées dans deux directions différentes.

Des exemples de la seconde catégorie sont une barre cylindrique en torsion combinée à la flexion, des tubes à paroi fine soumis à une combinaison de traction / compression et de torsion ou de pression interne / externe, et des éprouvettes de formes cruciformes sous chargement bi-axiale dans le plan. La technique utilisant le tube à paroi mince est la plus courante et semble être très polyvalente, car elle permet des essais avec un taux de charge constante. Toutefois, elle présente quelques inconvénients qui sont entre autres le gradient de contraintes radiales non négligeables, selon l'épaisseur du tube et la charge appliquée. Les autres inconvénients sont :

- ✓ les propriétés anisotropes des matériaux utilisés pour les tubes et pour les plaques ne sont pas comparables, c'est donc un essai mal adapté pour les plaques;

- ✓ les formes utilisées en matériaux composites sont souvent plates ou légèrement concaves et diffèrent beaucoup des éprouvettes de forme cylindrique;
- ✓ l'obtention d'un alignement parfait et l'application de charge n'est pas simple;
- ✓ les éprouvettes cylindriques à paroi mince peuvent subir diverses formes d'instabilité élastique lorsqu'elles sont soumises à une compression circonférentielle ou axiale ou un chargement en torsion;
- ✓ les éprouvettes cylindriques subissent pendant les essais des modifications géométriques, mais leurs effets sont généralement ignorés lors du traitement des résultats expérimentaux.

La technique la plus réaliste, est donc de créer un état de contrainte biaxiale en appliquant des sollicitations planes le long de deux bras perpendiculaires d'une éprouvette de type cruciforme. Actuellement, de nombreux travaux tentent d'établir des procédures « essai biaxial » et de développer des théories précises.

### III-1-2- Machines et systèmes de sollicitations biaxiales

#### III-1-2-1- Système de sollicitations biaxiales

En visant la réduction de coût associé à la conception d'une machine d'essai biaxial, des systèmes de transformations de mouvements ou de transmission de mouvements ont été conçus pour les machines standards existantes.

La machine d'essai biaxial présentée sur la Figure III-107 a été développée à l'Institut Fraunhofer en Allemagne et utilisé dans les travaux de Geiger et al. en convertissant le mouvement de compression de la machine standard en un mouvement horizontal biaxial avec un système d'attaches [GEI05].



Figure III-107: Système de transformation de mouvement utilisé par Geiger [GEI05]

Quatre attaches sont fixées sur le mors supérieur de la machine de compression. Quand le mors supérieur se déplace vers le bas, les attaches convertissent le mouvement en deux mouvements horizontaux dans les deux directions appliquant ainsi les sollicitations à l'éprouvette cruciforme. Une cellule de force est utilisée dans chaque direction pour mesurer la force et une caméra pour mesurer la déformation.

Un système de transformation plus ancien a été utilisé par Ferron et Makinde en 1988 [Fer88]. En utilisant huit systèmes d'attache, ils ont pu convertir le mouvement vertical du mors supérieur de la machine en mouvement horizontal dans la direction perpendiculaire (Figure III-108).

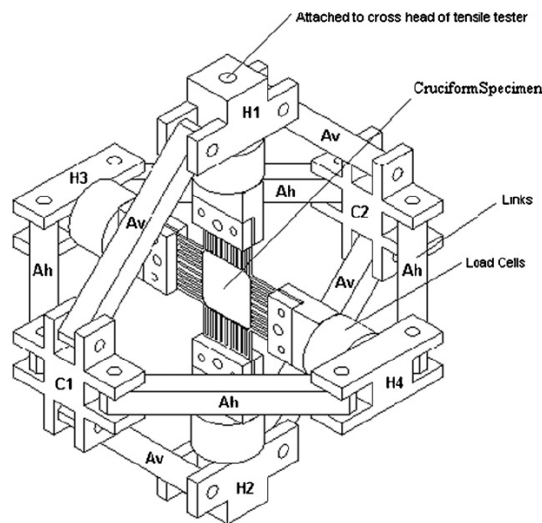


Figure III-108 : Système de transmission de mouvement développé par Ferron et al. [FER88]

Les deux systèmes précédents ont été utilisés pour des éprouvettes métalliques mais peuvent très bien être utilisés pour des matériaux composites. Quelques exemples sont présentés ci-après :

Bhatnagar et al. en 2007 [BHA07] ont travaillé sur le système de sollicitations biaxiales présenté sur la Figure III-109. Il s'agit d'un système de sollicitations biaxiales qui peut être installé sur une machine uniaxiale et nécessite juste un vérin. Ils ont évalué les contraintes biaxiales en traction-traction pour valider la forme d'éprouvettes biaxiales en composites thermoplastiques.

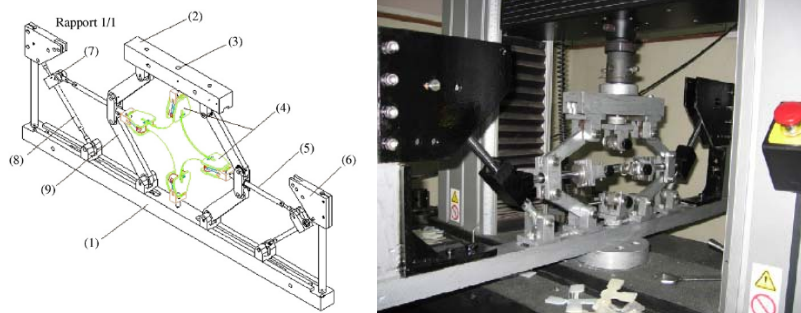


Figure III-109 : Système d'essai biaxial développé par Bhatnagar [BHA07]



Boisse et al. [BOI01] ont utilisé un système similaire à celui développé par Ferron et Makinde [FER88] pour évaluer les propriétés biaxiales d'un tissu en fibre de verre (Figure III-110).

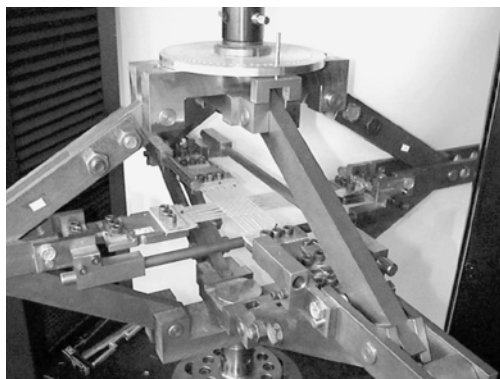


Figure III-110 : Système d'essai biaxial développé par Boisse et al. [BOI01]

D'autres équipes de recherche ont préféré concevoir des machines de sollicitations biaxiales équipées d'un vérin ou deux vérins dans les directions de sollicitations.

### III-1-2-2- Machine de sollicitations multiaxiales

#### III-1-2-2-1- Un vérin par direction

La configuration la plus courante de machine d'essai biaxiale est celui de la conversion d'une machine de traction standard. Cette conversion est obtenue par l'ajout d'un vérin horizontal supplémentaire. La machine d'essai de traction est ensuite utilisée pour appliquer la charge verticale et le vérin amovible peut être utilisé pour appliquer la charge horizontale.

Un type de dispositif d'essai biaxial a été conçu par Hoferlin et al. [HOF00]. Il se composait d'une machine d'essai de traction standard sur laquelle un vérin hydraulique amovible était installé. Chaque direction horizontale et verticale était équipée d'une cellule de force. Un système de roulements à faible friction assurait l'alignement du vérin horizontal avec le centre de l'éprouvette pendant l'essai.

Chaudonneret et al. en 1997 [CHA97] ont montré qu'en utilisant un seul vérin par direction de sollicitation, le centre de l'éprouvette n'est pas fixe et l'éprouvette est soumise à une flexion parasite provoquant ainsi des déformations non symétriques.

Pour éviter ou réduire les flexions parasites, l'utilisation de deux vérins dans chaque direction ainsi qu'un système de contrôle indépendant de chaque vérin permet d'avoir des résultats intéressants.

III-1-2-2-2- Deux vérins par direction

Le dispositif d'essai biaxial de Smits et al. en 2006 [SMI06], présenté sur la Figure III-111, est une machine d'essais biaxiale utilisant quatre vérins servo-hydrauliques et des cellules de charge contrôlé indépendamment.

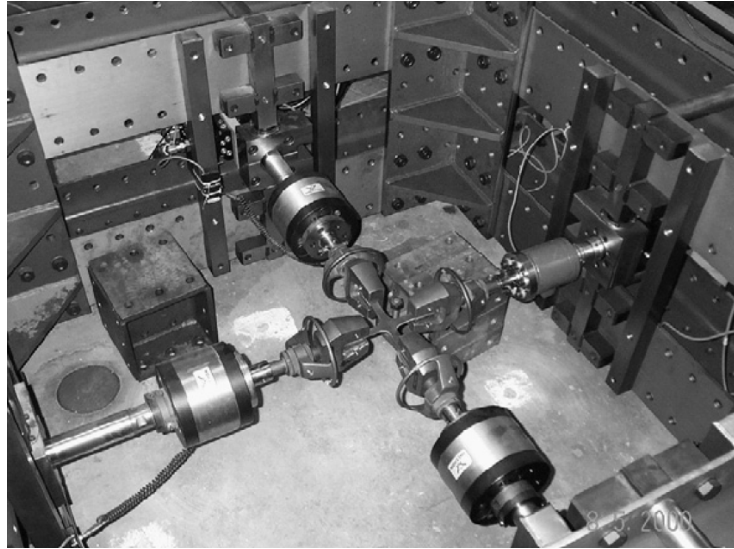


Figure III-111 : Machine d'essai biaxiale développée à l'université de Bruxelles [SMI06]

Ils ont étudié expérimentalement et numériquement le comportement d'une éprouvette en composite fibre de verre-époxy de forme cruciforme.

Une autre équipe Samir et al. [SAM06] a étudié le comportement d'un matériau composite dans un état de contrainte plane sous sollicitations biaxiales statiques et cycliques en utilisant également quatre vérins indépendants.

D'autres équipes avaient utilisés le même type de dispositif de sollicitation biaxiale. On peut ainsi citer :

Arnold et al. [ARN95] ont fait plusieurs essais sur un mat à fils coupés stratifiés et ont fourni l'enveloppe complète de l'espace des contraintes S1 et S2 pendant un essai biaxial.

Welsh et al. [WEL98], ont étudié la résistance de composites tissus carbone-époxy en utilisant des éprouvettes de formes cruciformes. Ils ont produit des données pour tous les types de géométries et ont comparé l'enveloppe des contraintes S1 et S2 pour plusieurs empilements.

Potter et al. [POT05] ont travaillé sur les mécanismes d'endommagement et la relation entre les contraintes et les déformations d'éprouvettes en composites graphite/époxy sous sollicitations biaxiale de compression. Ils ont fait varier le taux de chargement de 0,24 à 1 pour en mesurer l'effet sur l'endommagement.

### **III-1-3- Formes d'éprouvettes cruciformes**

La conception de l'éprouvette cruciforme est la principale difficulté qui limite la réalisation des essais de traction biaxiale [YON02]. Bien que de nombreux travaux aient été menés sur les éprouvettes de type cruciforme, aucune norme n'existe pour définir la géométrie de l'éprouvette [LIN95].

L'absence de géométrie standard, rend difficile la comparaison des résultats obtenus par des différents laboratoires [MAK92]. Dans plusieurs travaux, la simulation par éléments finis a été utilisée pour tenter de parvenir à un modèle de conception optimale.

De nombreux auteurs donnent les conditions nécessaires pour la conception optimale d'une éprouvette biaxiale :

1. maximisation de la zone où les déformations biaxiales sont uniformes
2. minimisation des contraintes de cisaillement dans la zone soumise aux déformations biaxiales
3. minimisation des concentrations de déformations en dehors de la zone d'essai
4. rupture de l'éprouvette dans la zone d'essai
5. la répétitivité des essais

Très souvent la géométrie des éprouvettes est déterminée en fonction de la machine ou du système biaxiale utilisé. Dans notre cas, bien que de nombreux travaux existent nous nous intéressons uniquement à 2 types d'éprouvettes cruciformes.

#### **III-1-3-1- Forme cruciformes trouées**

Dans les travaux de Lecompte et al. [LEC06] deux géométries d'éprouvettes sont utilisées : une éprouvette sans trou central et une autre présentée sur la Figure III-112 avec un trou d'un diamètre de 8 mm au centre afin d'améliorer la sensibilité de la mesure de la déformation par rapport aux autres paramètres du matériau. La longueur totale des éprouvettes était de 250 mm, la largeur de 25 mm et le rayon de courbure de 20 mm.

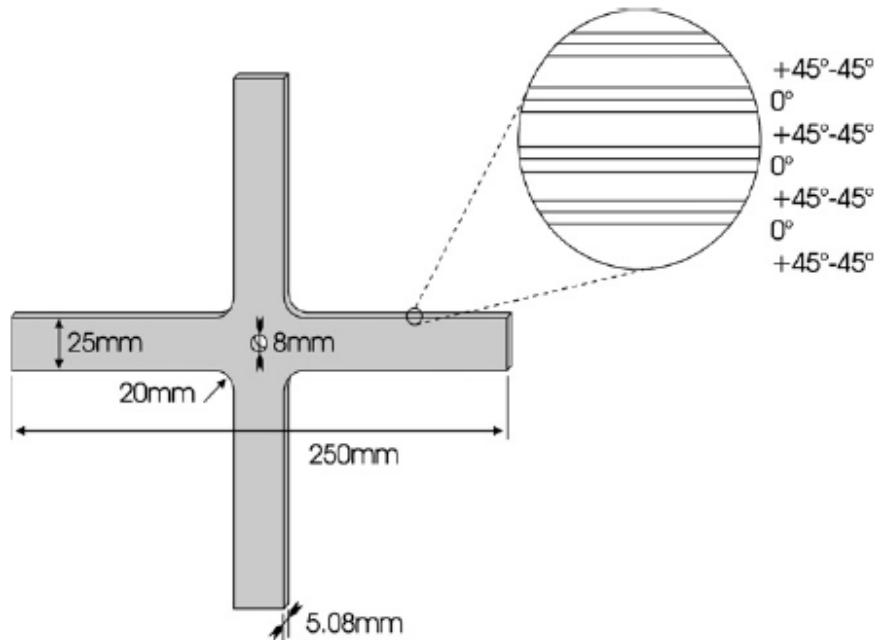


Figure III-112 : Epreuve cruciforme avec l'empilement utilisé [LEC06]

Le matériau étudié est un composite fibre de verre époxy dont l'empilement  $[(+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ)_3 (+45^\circ, -45^\circ)]$  est souvent utilisé pour les pales de rotors d'éolienne soumises à des sollicitations complexes de flexion combinées à de la torsion. Les plis à  $(+45^\circ)$  sont utilisés pour la torsion et les plis à  $0^\circ$  pour résister à la flexion. Les auteurs ont utilisé des essais mécaniques standards couplés à la corrélation d'images ainsi la simulation numérique par éléments finis et une méthode inverse pour déterminer les paramètres  $E_x$ ,  $E_y$ ,  $\nu_{xy}$  et  $G_{xy}$ . La méthode inverse consiste à comparer les résultats des déformations obtenues expérimentalement et celle de la simulation numérique afin de déduire les valeurs des paramètres du matériau après plusieurs itérations.

A partir des observations expérimentales, ils concluent qu'il est préférable d'utiliser des éprouvettes non trouées.

### III-1-3-2- Forme cruciformes avec réduction de sections

Le respect des deux premières conditions de conception d'éprouvettes biaxiales est nécessaire lorsqu'on souhaite mesurer les déformations au centre de l'éprouvette à l'aide de jauges de déformations ou d'extensomètre. Plus la surface de mesure est grande plus la mesure de la déformation est précise du fait que la moyenne se fait sur la longueur des jauges ou de l'extensomètre.

Smits et al. [SMI06], ont utilisé la simulation par éléments finis et des mesures de déformations par corrélation d'images. Pour déterminer la géométrie d'éprouvette respectant les conditions précédemment citées pour les essais biaxiaux ils ont étudié l'influence de plusieurs paramètres tels

que le rayon de courbure, l'épaisseur de la zone centrale de l'éprouvette par rapport à l'épaisseur des bras des éprouvettes, ainsi que la forme de la zone centrale.

Ils ont étudié quatre types de géométries présentées sur la Figure III-113 dont les définitions sont :

L'éprouvette en croix de la géométrie A possède une épaisseur uniformément constante et des coins arrondis avec un rayon de courbure de 20 mm. Pour cette géométrie, la déformation principale est plus faible au centre de l'éprouvette que dans les bras. Cela est dû à la largeur de la zone centrale par rapport aux bras. Par conséquent, la rupture a lieu dans les bras.

Afin d'accroître les déformations et la probabilité d'endommagement dans la zone chargée biaxialement, une réduction de l'épaisseur et un changement de la géométrie de l'intersection des deux bras perpendiculaires ont été réalisés.

Pour la géométrie B, la première suggestion est appliquée. Une surface carrée de 25 mm x 25 mm avec un arrondi de 6 mm est usinée au centre de l'éprouvette. L'intersection des deux bras perpendiculaires est toujours de 20 mm. Le niveau de la déformation principale a augmenté au centre de l'éprouvette.

La combinaison des deux propositions est utilisée pour la géométrie C où l'arrondi a un diamètre de 6,25 mm positionné à l'intérieur par rapport à l'intersection des bras. Ce type de géométrie permet des déformations plus élevées et une rupture probable dans la zone centrale de l'éprouvette.

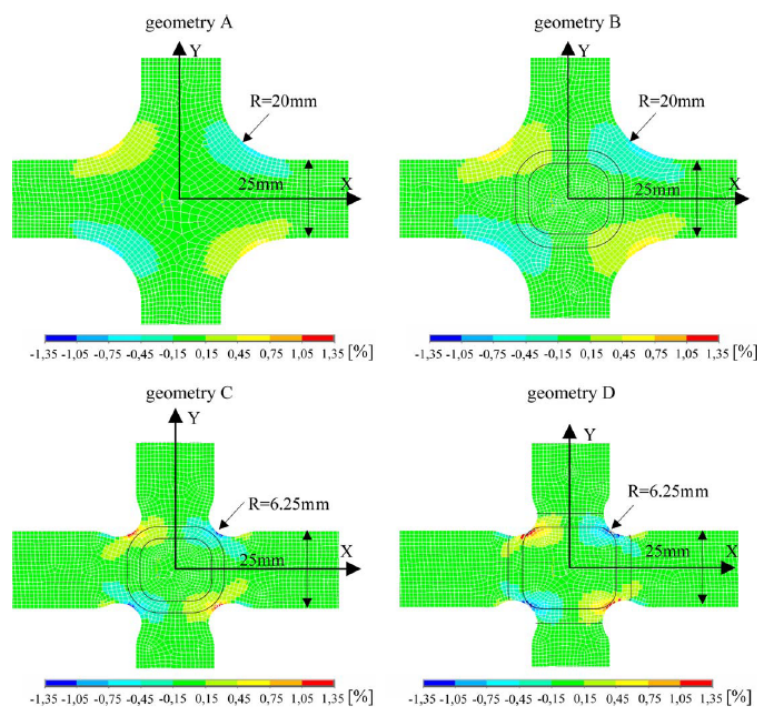


Figure III-113 : Répartition de la déformation de cisaillement d'après Smits et al. [SMI06]

Les éprouvettes cruciformes précédentes ont la possibilité de transférer des chargements d'un bras à un autre bras perpendiculaire avec les fibres (+45°), c'est pour éviter cet inconvénient que la géométrie D a une zone centrale plus grande surface par rapport à la géométrie C.

En conclusion, la rupture de la zone centrale est possible avec la géométrie C et D. L'auteur indique que le fait de coller des talons sur les bras des éprouvettes de la géométrie B peut résoudre le problème de rupture des bras. Pour la géométrie A, cependant, il n'y a pas de solution parce que la déformation principale est toujours plus importante dans les bras [SMI06].

L'étude de l'uniformité des déformations de cisaillement sur la ligne centrale de l'éprouvette a permis aux auteurs de choisir la géométrie C comme la plus optimale. Cependant, la géométrie effectivement fabriquée présentée sur la Figure III-114 a une zone centrale circulaire au lieu de la forme carrée utilisée pour la simulation numérique. Cela est certainement dû à la difficulté d'usinage de forme complexe comme celles utilisées pour effectuer les calculs par éléments finis.

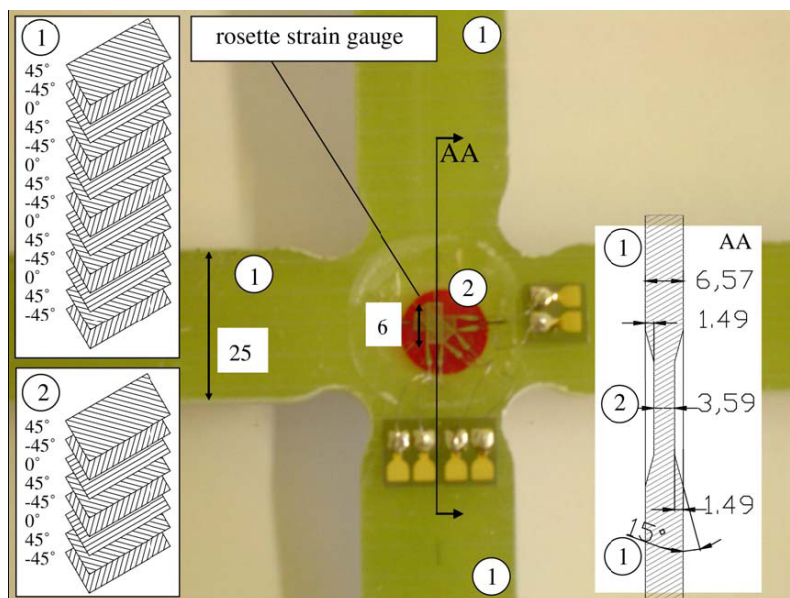


Figure III-114 : Géométrie d'éprouvette biaxiale et son empilement

### III-2- Etude Expérimentale

L'Ecole des Mines de Douai ne possède pas de machine de traction biaxiale. Pour effectuer les essais biaxiaux une collaboration a été mise en place avec l'Institut Für Allgemeine Mechanik (IAM) en Allemagne. L'IAM possède au sein de son laboratoire une machine d'essai biaxial. Le but de cette étude expérimentale est de valider dans un premier temps les capacités de la machine, ensuite de calculer les contraintes biaxiales générées lors des essais biaxiaux et enfin de

déterminer l'influence de l'application d'une charge constante sur le comportement en fatigue biaxiale.

### III-2-1- Choix de la forme des éprouvettes et de l'empilement

En s'inspirant des travaux de Smits et al. [SMI06], deux formes de géométrie, présentées sur la Figure III-115, ont été retenues. La première forme (F1), qui correspond à la géométrie B de Smits et al., est caractérisée par le raccord extérieur qui a un rayon de 20 mm et le fait que des talons sont collés sur les bras lors de fabrication conformément à la conclusion de l'étude de Smits et al.

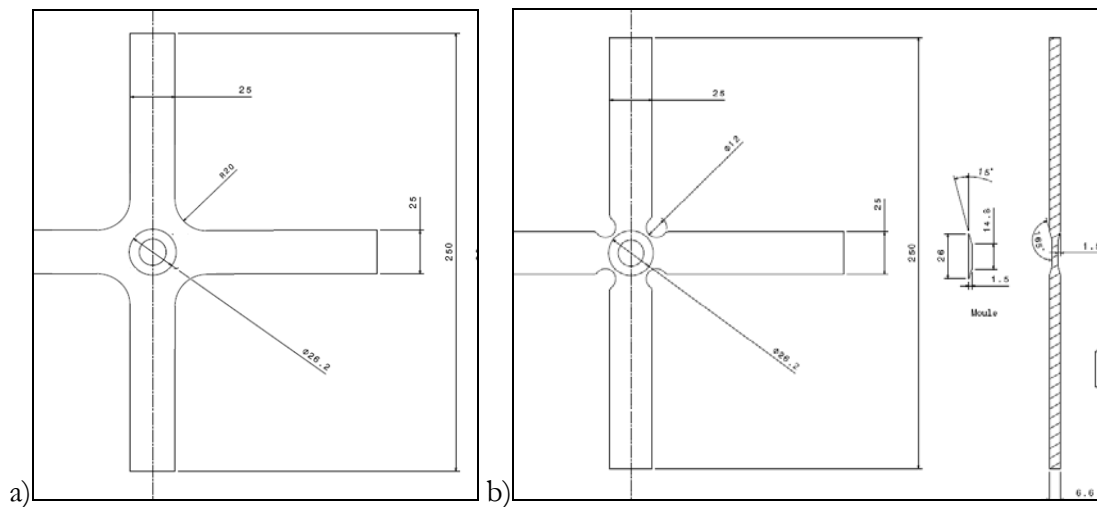


Figure III-115 : Forme d'éprouvette biaxiale : a) forme1 b) forme2

La deuxième forme (F2) permet à priori une meilleure concentration des contraintes dans la zone centrale en usinant des entailles au niveau des raccords des éprouvettes. L'épaisseur de la zone centrale des deux géométries est réduite par rapport à l'épaisseur des bras pour une meilleure localisation des déformations.

Pour effectuer les essais biaxiaux, nous avons utilisé deux étapes et deux empilements différents. La première étape consistait à valider les capacités de la machine biaxiale et la seconde concernait la réalisation des essais de fatigue sur l'empilement des peaux des éprouvettes sandwiches utilisées dans le chapitre 4. Pour valider les capacités de la machine d'essai, l'empilement  $[(+45^\circ, -45^\circ)]_s$  est utilisé.

Pour faire les essais biaxiaux réels, l'empilement des peaux est  $[0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, -45^\circ]_{3s}$ . Cependant il n'était pas nécessaire dans notre étude d'utiliser la séquence complète. Nous avons donc choisi l'empilement suivant  $[0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, -45^\circ]_s$ . En ajoutant l'empilement des talons des éprouvettes biaxiales l'empilement complet est  $[(+45^\circ, -45^\circ)_3(0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, -45^\circ)]_s$ .

### III-2-2- Fabrication des éprouvettes

Le primprégné Hexcel M10 du chapitre I et II est utilisé pour la fabrication de toutes les éprouvettes. La fabrication d'éprouvettes biaxiales a été faite en utilisant la même méthode de compression (mise en œuvre) que pour les éprouvettes uniaxiales avec talons intégrés du chapitre I mais avec une variante dues à la réduction de la zone centrale des éprouvettes.

La technique de l'usinage de la zone centrale de l'éprouvette après fabrication utilisée dans littérature provoque la rupture des fibres et éventuellement des micro-endommagements pouvant influencer les résultats d'essais. Nous avons donc choisi de découper les préimpregnés avec un emporte pièce avant fabrication et d'utiliser, des moules de formes spéciales présentés sur la Figure III-116 pour réaliser la réduction de la zone centrale.

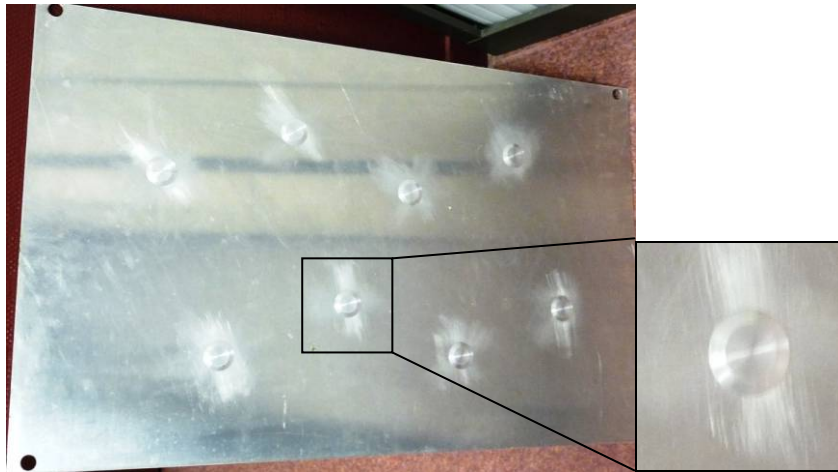


Figure III-116 : Moule pour éprouvette biaxiale

L'orientation des éprouvettes sur la plaque a été étudiée afin d'avoir le maximum d'éprouvettes sur la même plaque. La Figure III-117 présente les plaques après fabrication à partir desquelles les éprouvettes de version 1 et de version 2 sont usinées.

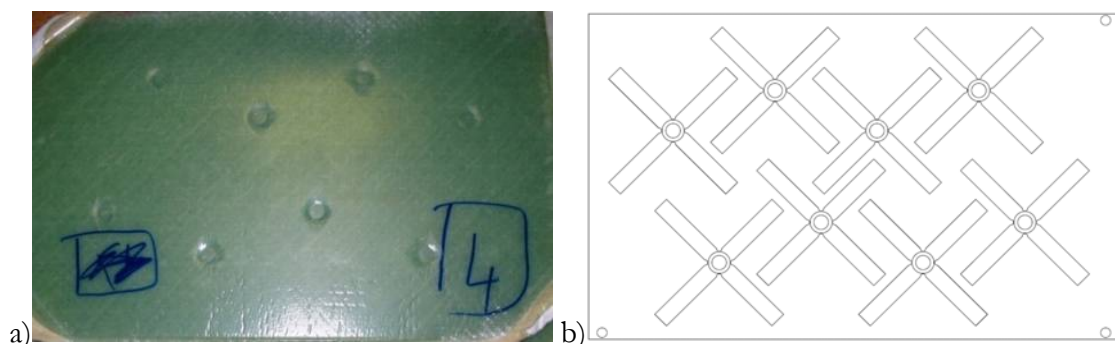


Figure III-117 : a) Plaque brute avant découpe des éprouvettes et b) empreinte de découpe

Après la fabrication, les deux formes d'éprouvettes sont usinées en utilisant la découpe jet d'eau qui permet d'éviter la présence de contraintes résiduelles et également de réaliser des formes complexes. La Figure III-118 montre l'usinage des éprouvettes de forme 2 par découpe jet d'eau.





Figure III-118 : Fabrication d'éprouvettes par découpe jet d'eau

### III-2-3- Essai de validation de la machine et de la procédure d'essai

Avant de mener les essais de caractérisation, nous avons d'abord vérifié les capacités de la machine en effectuant quelques essais. La forme des éprouvettes a pu également être validée. Par rapport aux impératifs de planning lors des essais de validation de la machine aucune optimisation de la forme des éprouvettes n'a été réalisée.

#### III-2-3-1- Forme et dimensions des éprouvettes de validation

Les éprouvettes de validations ont les dimensions présentées dans le Tableau III-13.

Type	Epaisseur centre (mm)	Epaisseur bras (mm)	Longueur bras direction 1 et 2 (mm)	Forme entaille
Forme 1	6,20	10,15	250	Arrondi r=20mm
Forme 2			250	Entaille intérieur 6mm de rayon

Tableau III-13 : dimension des éprouvettes de validation

#### III-2-3-2- Caractéristiques de la machine et instrumentations

La machine de traction biaxiale de l'IAM est une machine de traction classique sur laquelle un système équipé d'un vérin horizontal est monté.

La machine possède un vérin horizontal d'une capacité de 150 kN et d'un vérin vertical qui a une capacité 600 kN. Le Tableau III-14 donne les caractéristiques de la machine biaxiale présentée sur la Figure III-119.

Caractéristiques	Vérin 2 (horizontal)	Vérin 1 (vertical)
Force (kN)	150	600
Déplacement (mm)	200	340
Fréquence (Hz)	0,5-5	0,5-4

Tableau III-14 : Caractéristiques de la machine

La particularité de cette machine est la présence d'un système de réajustement sous forme de balancier en haut de la machine permettant que l'axe horizontal s'ajuste automatiquement au déplacement du vérin vertical en cours d'essai pour ne pas provoquer de flexions parasites. Le pilotage de la machine peut se faire en déplacement et en force. La Figure III-119 présente la machine d'essai ainsi que la caméra infrarouge utilisée pour évaluer la répartition des contraintes pour valider la forme de l'éprouvette.

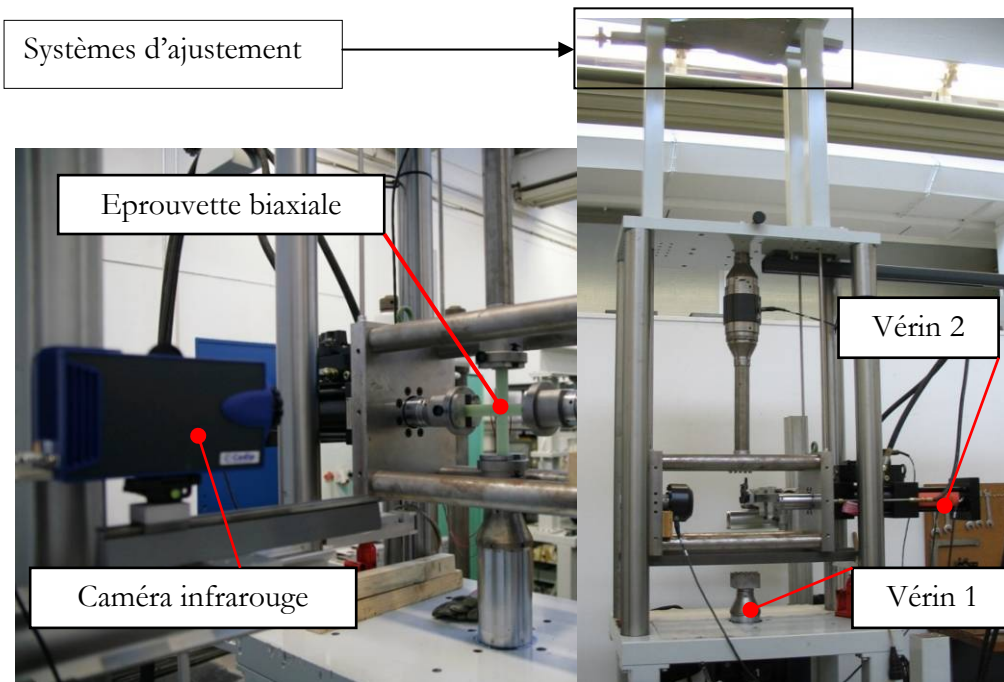


Figure III-119 : Machine d'essais biaxiale de l'IAM en Allemagne

Une jauge biaxiale présentée sur la Figure III-120 est utilisée pour évaluer les déformations au centre de l'éprouvette et également mettre au point la procédure d'essai.

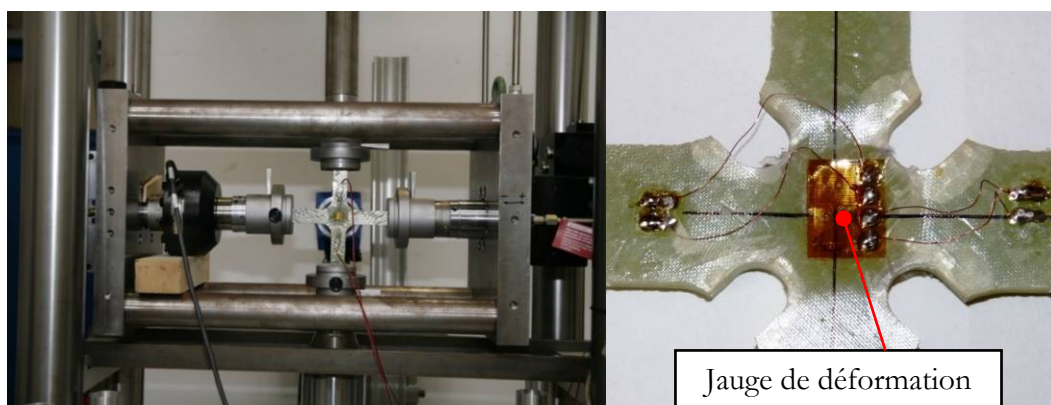


Figure III-120 : Utilisation de jauges de déformation lors des essais de validation

### III-2-3-3- Essai de traction

#### III-2-3-3-1- Détermination des valeurs à rupture

Des essais de traction biaxiale en phase ont été réalisés afin de déterminer les contraintes à rupture nécessaires pour les essais de fatigue et également mettre en évidence la différence entre les deux formes d'éprouvettes. Les deux types d'éprouvettes ont été testés à une vitesse d'essai de 2 mm/min.

Les Figure III-121 et Figure III-122 présentent les courbes force/déplacement pour les essais de traction biaxiale respectivement pour les vérins 1 et 2 pour les deux formes d'éprouvettes.

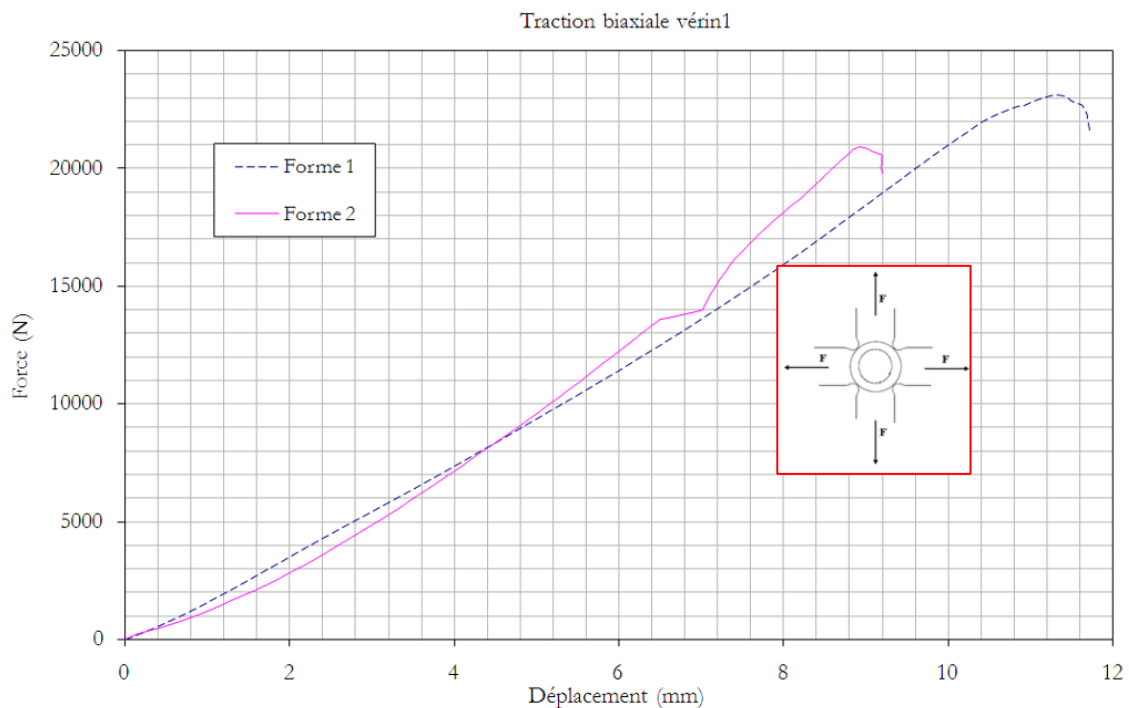


Figure III-121 : Force fonction du déplacement du vérin 1

Nous remarquons que le comportement des deux formes d'éprouvettes est similaire pour le vérin 1 et légèrement différent pour le vérin 2.

### Séquence d'endommagement d'une éprouvette biaxiale

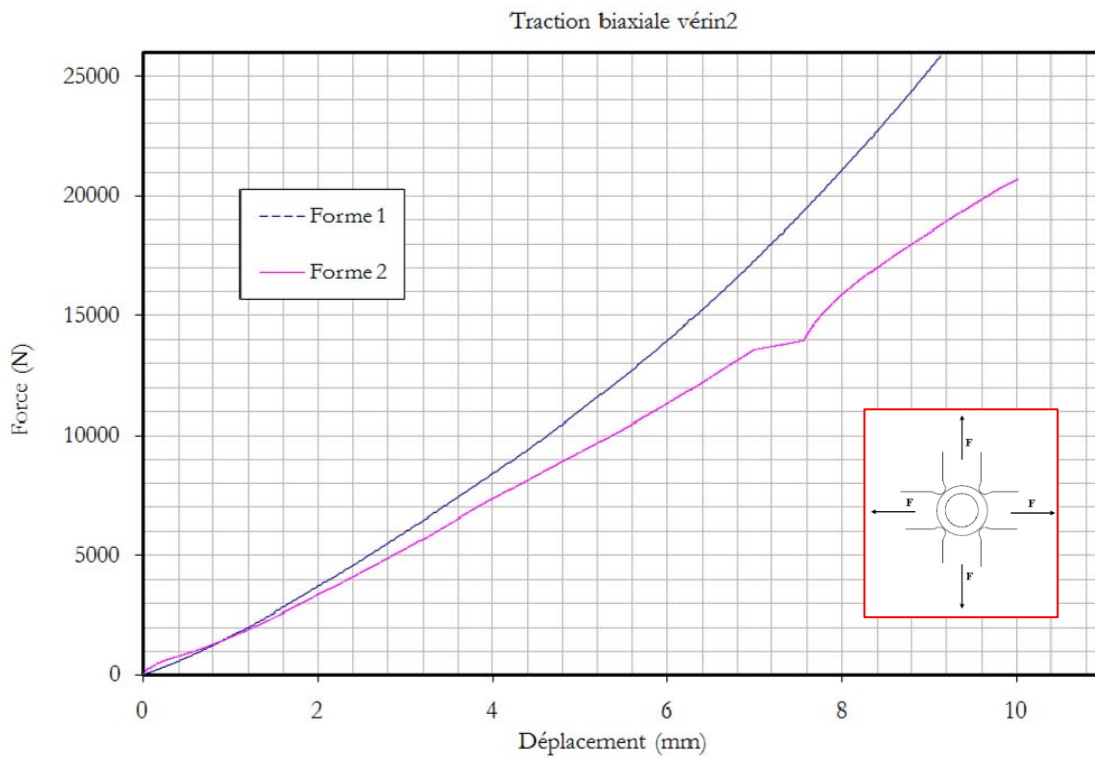


Figure III-122 : Force fonction du déplacement du vérin 2

La Figure III-123 présente l'endommagement par la rupture des bras d'une éprouvette de forme 1.

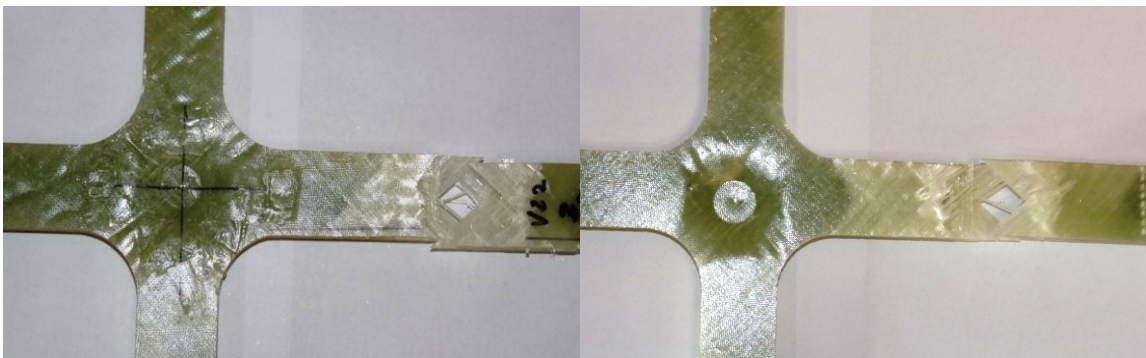


Figure III-123 : Endommagement de l'éprouvette de forme 1

La Figure III-124 présente l'endommagement de la deuxième forme d'éprouvette biaxiale. Cette fois-ci l'endommagement s'est produit dans la zone proche de la partie centrale où on souhaite concentrer les contraintes.

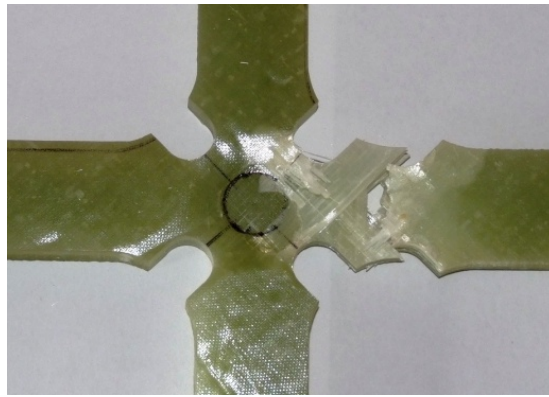


Figure III-124 : Endommagement de l'éprouvette de forme 2

Le Tableau III-15 résume les valeurs limites ainsi que le type de rupture que l'on observe pour une éprouvette de chaque catégorie.

Type	Fr(kN)		Déplacement vérin (mm)		Type de rupture
	Vérin 1	Vérin 2	Vérin 1	Vérin 2	
Forme1	23	25,7	12	8,5	Rupture dans les bras
Forme2	21	20,4	9	10,3	Endommagement proche zone centrale

Tableau III-15 : Propriétés des valeurs à rupture de la forme 1 et forme 2

Lorsqu'on fait la comparaison des valeurs à rupture des formes 1 et 2 on remarque que celles de la forme 1 sont plus élevées. Ceci s'explique par le fait que les entailles réalisées sur la forme 2 provoquent une concentration de contrainte dans la partie centrale de l'éprouvette et également une résistance moins élevée. Par contre l'intérêt de cette forme, c'est qu'elle permet de mesurer les déformations dans la zone centrale. Les résultats de la thermographie infrarouge que nous présentons au paragraphe III-2-3-4-3 tendent à montrer l'avantage d'utilisation de la forme 2 par rapport à la forme 1. De plus nous avons pu vérifier l'hypothèse faite par Smits et al. concernant l'ajout de talon pour renforcer la forme B ne marche pas dans le cas de notre étude.

#### III-2-3-3-2- Jauges de déformations

Sur la Figure III-120, nous pouvons remarquer que les jauges de déformation sont très grandes par rapport à l'espace disponible dans la zone centrale. Elles n'étaient donc pas collées sur une surface plane, et les résultats obtenus n'étaient pas exploitables. La condition 1 de conception d'éprouvette biaxiale qui consiste à maximiser la zone centrale n'étant pas respectée, nous avons procédé à une optimisation avant d'effectuer les essais sur le second type d'empilement.

### III-2-3-4- Essai de fatigue

Vu les résultats obtenus lors des essais de traction, seules les éprouvettes de forme 2 seront utilisées pour les essais de fatigue. Pour effectuer les essais de fatigue dans de bonnes conditions, la machine doit être capable de satisfaire certaines conditions telles que :

- ✓ le contrôle des niveaux de chargement,
- ✓ une fréquence d'essai assez grande pour diminuer le temps d'essai de fatigue

Après avoir vérifié la fréquence maximale et le niveau de chargement maximal admis par la machine, la troisième phase a consisté à vérifier les résultats obtenus lors des essais de fatigue en ce qui concerne la répartition de la contrainte en utilisant la thermographie infrarouge.

#### III-2-3-4-1- Niveau de charge

Avant de déterminer la fréquence maximale, nous avons voulu vérifier que la machine peut maintenir les niveaux de charge à une fréquence de l'ordre de 0,5 Hz. Chaque chargement est appliqué pendant 250 cycles correspondant à 500 secondes. Le tableau présente les valeurs de chargement appliquées et la réponse de la machine.

Chargement (%)	30	40	50	60	75	85
Paramètres fatigue						
Consigne Fmin (kN)	0,67	0,89	1,12	1,45	1,67	1,9
Réponse F1min (kN)	0,69	0,87	1,09	1,41	1,583	1,94
Réponse F2min (kN)	0,675	0,93	1,16	1,44	1,667	1,93
Consigne Fmax (kN)	6,70	8,93	11,17	14,51	16,75	18,98
Réponse F1max (kN)	6,79	8,94	11,16	14,47	16,92	19,15
Réponse F2max (kN)	6,72	8,9	11,23	14,473	16,78	18,96

Tableau III-16 : Consigne et réponse des chargements appliqués pour le vérin 1

Les valeurs des réponses des vérins montrent que la consigne demandée est bien suivie. Les résultats obtenus permettent de valider le contrôle de consigne de la machine.

#### III-2-3-4-2- Fréquence d'essai

Après vérification du contrôle d'amplitude pour le niveau de chargement maximal de 80%, la fréquence d'essai peut être déterminée. Pour déterminer la fréquence d'essai deux paramètres doivent être conciliés, l'augmentation de la température de surface de l'éprouvette et la capacité de la machine à suivre la consigne imposée.

Une caméra infrarouge Jade III est utilisée pour mesurer la variation et l'évolution de la température pour déterminer la meilleure fréquence d'essai.

Le Tableau III-17 résume les différentes fréquences testées au niveau de charge maximale disponible.

Fréquence d'essai (Hz)	Delta T (°C)	Réponse de machine
0,5	1	Correct
1	1,7	Correct
1,5	2,5	Correct
2	3,1	Correct
3	4,6	Correct
4	6	Incorrect

Tableau III-17 : Choix de fréquence d'essai

D'après les résultats du Tableau III-17, la fréquence qui provoque le moins d'élévation de température pour une réponse sans instabilité de la machine est 3 Hz.

#### III-2-3-4-3- Mesure de la répartition de contraintes par thermographie infrarouge

L'élévation de la température est un bon indicateur pour détecter les concentrations de contraintes et de l'endommagement.

Les mesures de température sont réalisées pendant 500 cycles à une fréquence de 3 Hz. Une sollicitation cyclique est appliquée dans une direction par exemple la direction 1 et un chargement constant dans la direction 2. Les Figure III-125 et Figure III-126 présentent les zones de mesures et l'évolution de la température pour une éprouvette de forme 1.

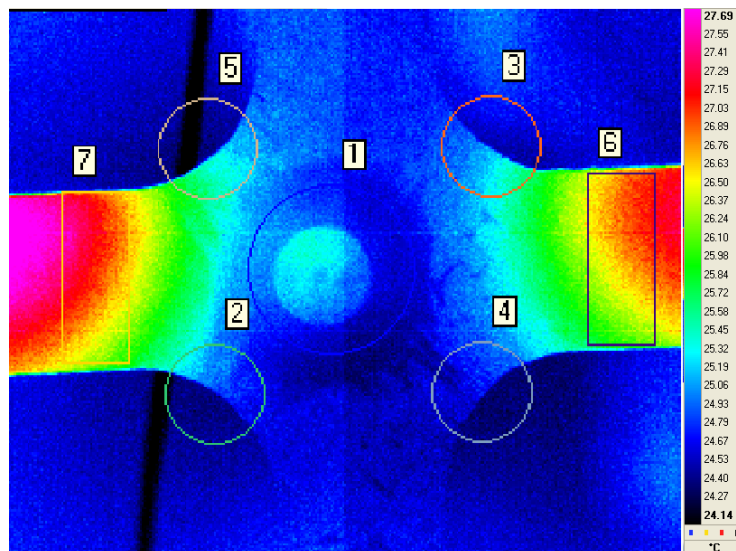


Figure III-125 : Zones de mesure de la température

La zone 1 correspond à la zone centrale de l'éprouvette, les zones 2-5 correspondent à la température aux arrondis et les zones 6 et 7 sont positionnées sur les bras à l'endroit où l'échauffement semble très élevé. La température maximale est bien visible sur les bras de l'éprouvette. Cette zone correspond bien aux zones de rupture de l'éprouvette.

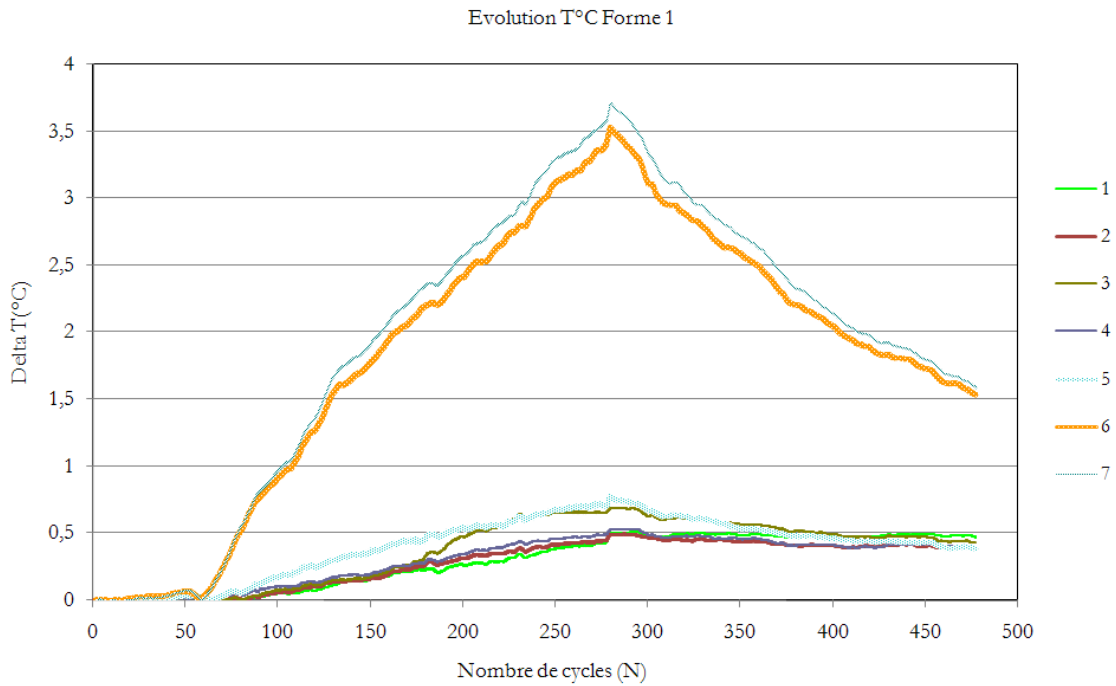


Figure III-126 : Evolution de la température dans une éprouvette de forme 1 en fatigue

La Figure III-128 présente l'évolution de température pour l'éprouvette de forme 2.

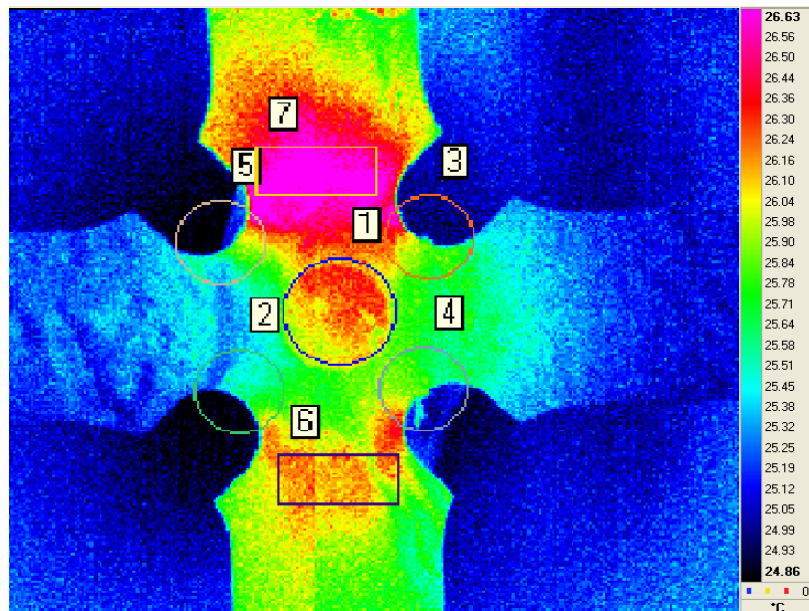


Figure III-127 : Zones de mesure de la température



En ne considérant que les zones de 1-5, la température dans la partie centrale est plus élevée qu'au niveau des entailles des raccords de l'éprouvette. Cependant les zones 6 et 7 correspondant à la limite entre la partie entaillée et la partie centrale présentent une plus grande élévation de température provoquant à terme la rupture de l'éprouvette dans cette zone.

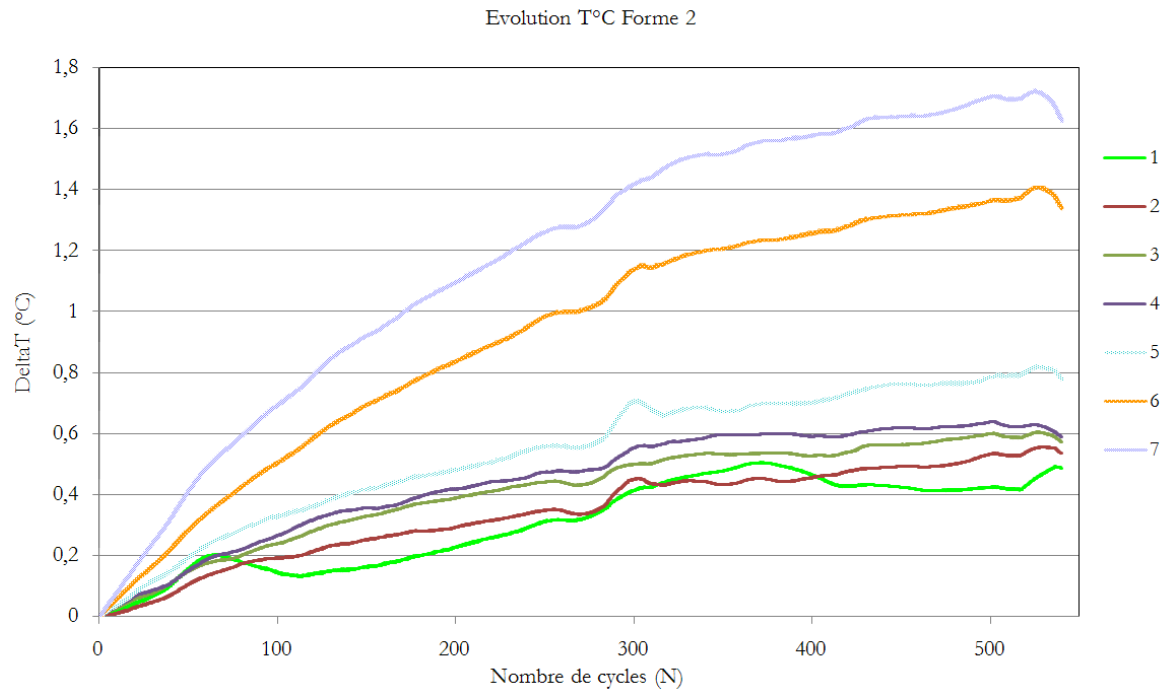


Figure III-128 : Evolution de la température dans une éprouvette de forme2 en fatigue

La forme 2 semble donner le meilleur résultat de concentration de contrainte dans la partie centrale. Cependant la conception de cette éprouvette n'est pas optimisée vu que le maximum d'évolution de température se produit dans les bras.

### III-2-4- Bilan de l'étude de validation de la machine d'essai

Lors de l'étude de validation de la machine d'essai et de la procédure d'essai, nous avons déterminé les paramètres d'essai de fatigue, le niveau de charge et la fréquence. La forme idéale d'éprouvettes a été déterminée mais nécessite une optimisation afin de concevoir une éprouvette ayant une zone centrale plus large pour le collage des jauges et des formes d'entaille permettant de maximiser les déformations dans cette zone.

## III-3- Essai de fatigue biaxiale

### III-3-1- Optimisation de la forme de l'éprouvette

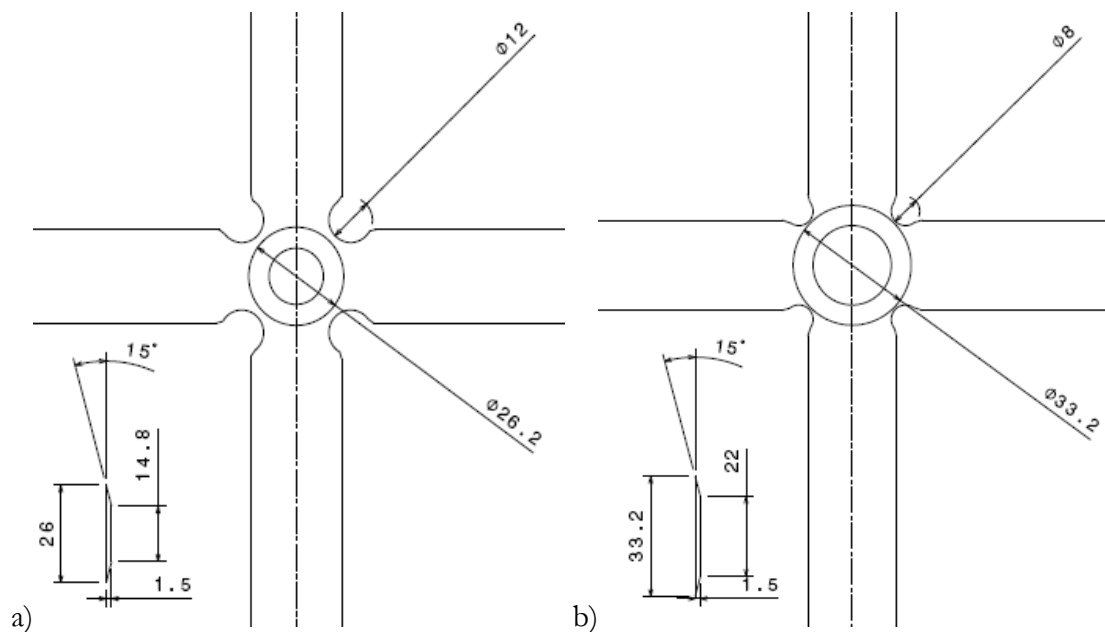
Nous avons mis en évidence lors des essais de validation la nécessité d'optimiser la seconde forme F2 des éprouvettes biaxiales, pour l'empilement des peaux des éprouvettes sandwiches, en

faisant une modélisation numérique par éléments finis. Le but est de respecter les trois conditions ci-dessous :

- ✓ maximisation de la zone où les déformations biaxiales sont uniformes pour l'instrumentation avec des jauges de déformation,
- ✓ minimisation des déformations de cisaillement dans la zone soumise aux déformations biaxiales,
- ✓ minimisation des concentrations de déformations en dehors de la zone d'essai.

### III-3-1-1- Maximisation géométriques de la zone centrale

Différentes géométries d'éprouvettes cruciformes ont été créées et dimensionnées à l'aide du logiciel d'éléments finis Abaqus afin de maximiser la taille de la zone centrale. La Figure III-129 présente la géométrie de l'éprouvette utilisée dans la phase de validation et celle obtenue après optimisation. Les éprouvettes de validations ont une surface centrale de  $615 \text{ mm}^2$  alors que les éprouvettes optimisées ont une aire centrale de  $1520 \text{ mm}^2$  soit plus du double.



### III-3-1-2- Vérification de la seconde et troisième condition

Les résultats de calcul en termes de distribution des déformations est donnée dans le cas de la géométrie optimisée. Pour vérifier la deuxième et troisième condition, nous avons fait un calcul par éléments finis en utilisant les propriétés des plis élémentaires du matériau (Tableau III-18).

Essai	Norme	Propriétés
Module longitudinal $E_l$ (MPa)	ISO 527-5	42000
Coefficient de poisson $\nu_l$ (-)		0,25
Module transversal $E_t$ (MPa)		14522
Module de cisaillement longitudinal (MPa)	ISO14129	2815

Tableau III-18 : Propriétés uniaxiales des plis élémentaires

Le matériau étant linéaire, des chargements unitaires sont appliqués. On se place dans le cas où les deux efforts appliqués sont extrémaux (cas le plus défavorable) à savoir 30% et 75% du  $R_m$ . Les déformations obtenues sont donc données pour un effort de 0,75 et 0,3 N. Une modélisation volumique est utilisée à l'aide d'éléments finis coques continus. Le modèle est constitué de 19462 éléments linéaires. Une couche d'éléments est définie dans chaque pli (Figure III-130).

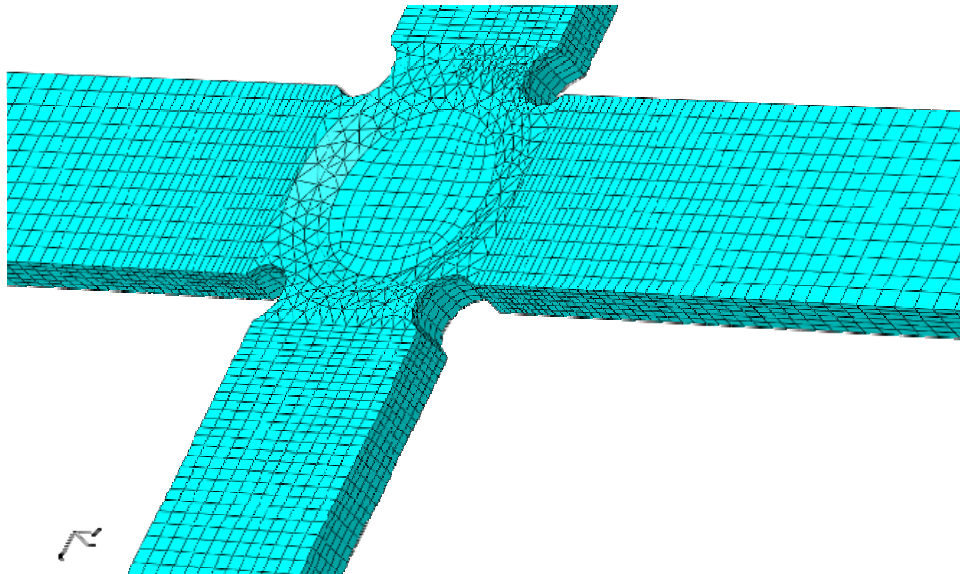


Figure III-130 : Maillage utilisé pour la modélisation par éléments finis

Les figures III-25 et III-26 donnent respectivement la distribution des déformations principales et de cisaillement dans chaque pli.

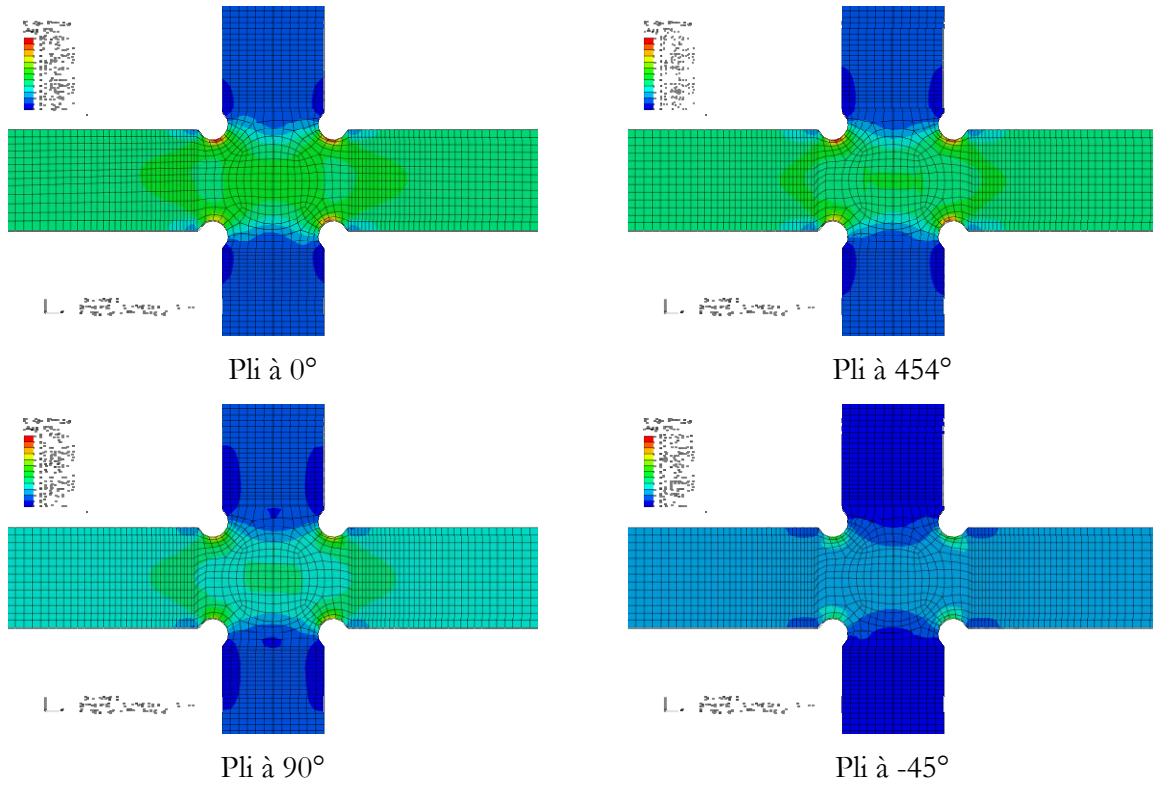


Figure III-131 : Distribution des déformations principales dans chaque pli

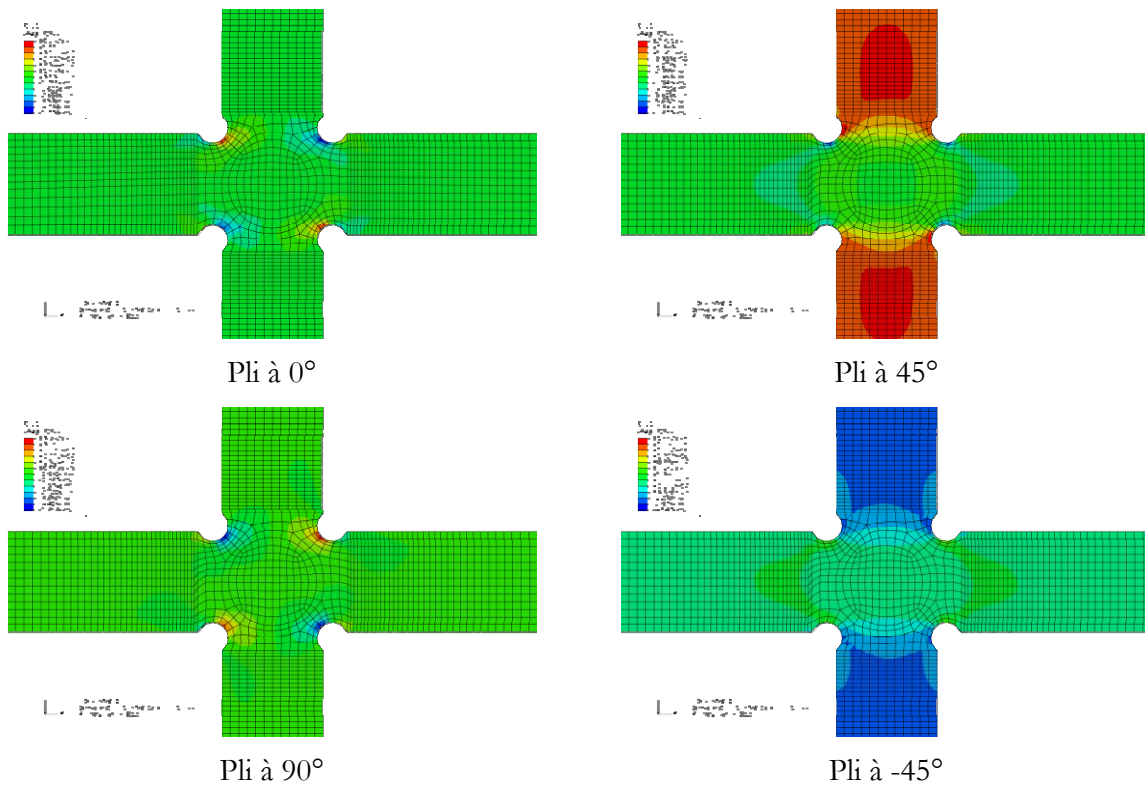


Figure III-132 : Distribution des déformations de cisaillement dans chaque pli

On remarque qu'avec la géométrie optimisée, on a une zone centrale où la déformation principale est quasi-uniforme et les déformations de cisaillement quasi-nulles.

### III-3-2- Essai sur empilement quasi-isotropes

La procédure d'essai monotone et de fatigue étant la même que celle des essais de validation, seuls les résultats seront présentés. Pour ces essais, des jauges de déformation ont été utilisées pour évaluer l'évolution de la raideur de l'éprouvette grâce à la zone d'étude qui a été étendue sur les éprouvettes optimisées. Des rosettes à 45° ont été collées permettant de mesurer les déformations dans les directions horizontale, verticale et diagonale comme le montre la Figure III-133.

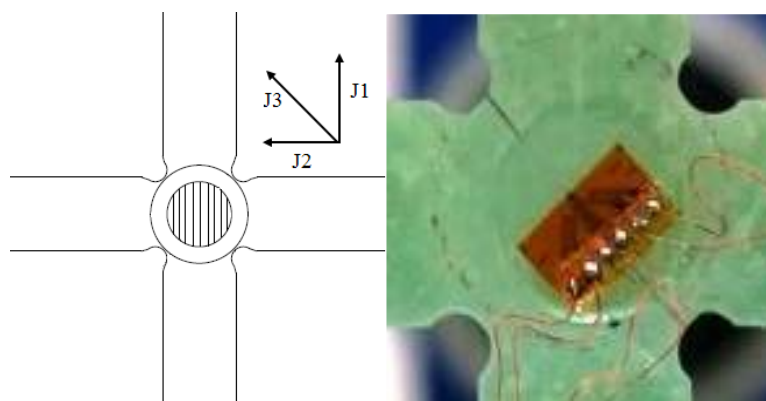


Figure III-133 : Dispositions des jauges de déformations

#### III-3-2-1- Essai de traction

Comme pour les essais de validation, nous avons besoin des valeurs à rupture des essais de traction pour effectuer les essais de fatigue. Deux types de sollicitations sont appliqués : uniaxiale et biaxiale.

L'empilement des peaux a un comportement quasi-isotrope. Les propriétés dans la direction horizontale et verticale doivent être sensiblement les mêmes. Des essais uniaxiaux sont d'abord effectués pour vérifier que le matériau testé possède des caractéristiques équivalentes dans les deux directions. Ensuite, la traction biaxiale permet de déterminer les valeurs des sollicitations de fatigue.

##### III-3-2-1-1- Traction uniaxiale

Les essais de traction uniaxiale sont réalisés avec une vitesse de déplacement de 2 mm/min. Seul le vérin 1 a été utilisé, cependant deux éprouvettes sont testées en positionnant les fibres du pli

extérieur à  $90^\circ$  par rapport au vérin 1, et deux autres éprouvettes en alignant les fibres du pli extérieur dans l'axe du vérin (Figure III-28).

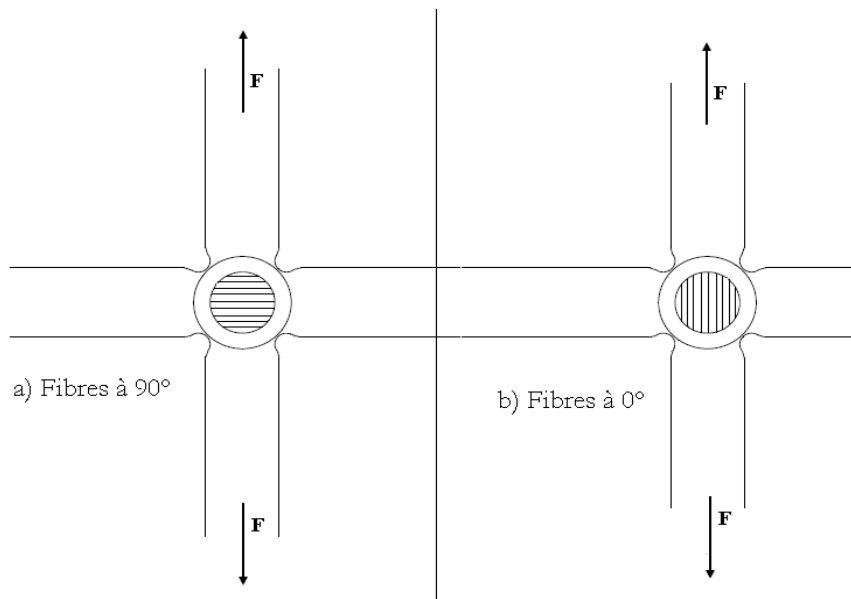


Figure III-28 : Sens des essais uniaxiaux

Les résultats de la traction uniaxiale sont présentés sur la Figure III-29. Les éprouvettes utilisées pour l'orientation horizontale sont précédées de « H » et verticale « V ». Nous remarquons que le comportement de l'empilement est pratiquement le même quelque soit la direction de charge. Ce comportement était prévisible compte tenu de la nature quasi-isotrope de l'empilement.

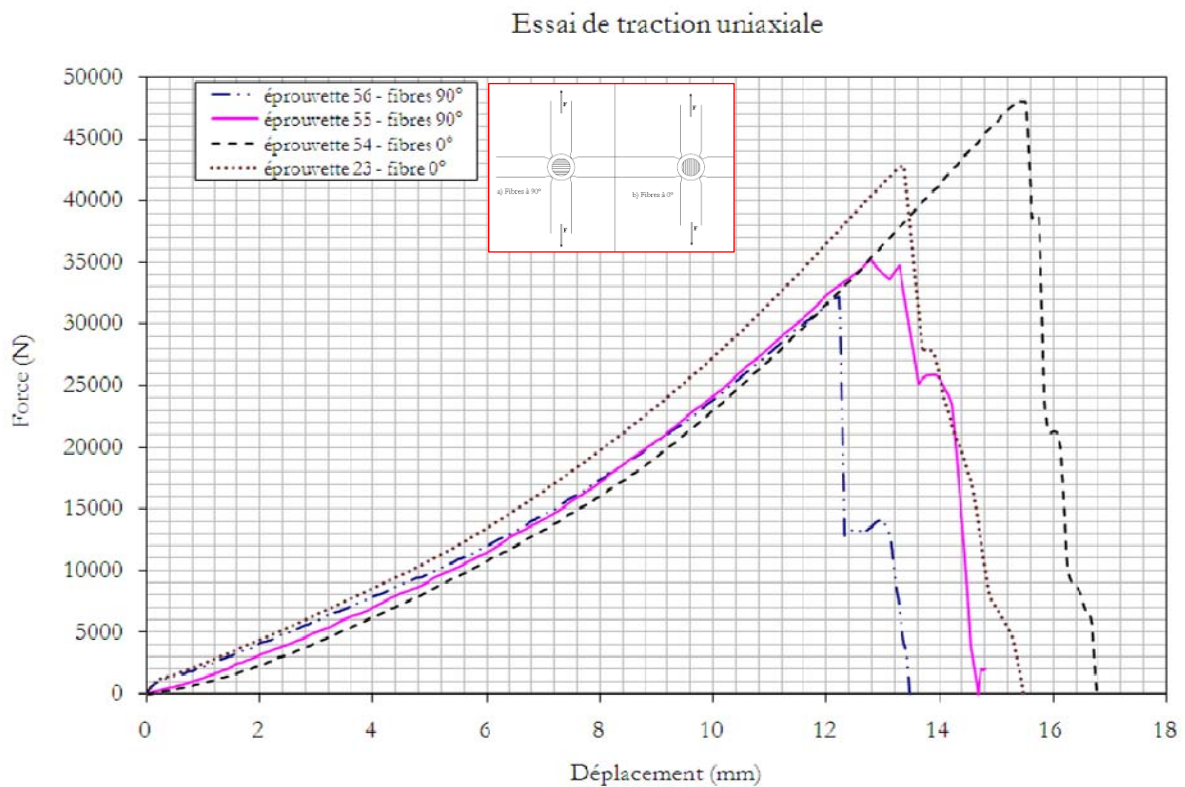


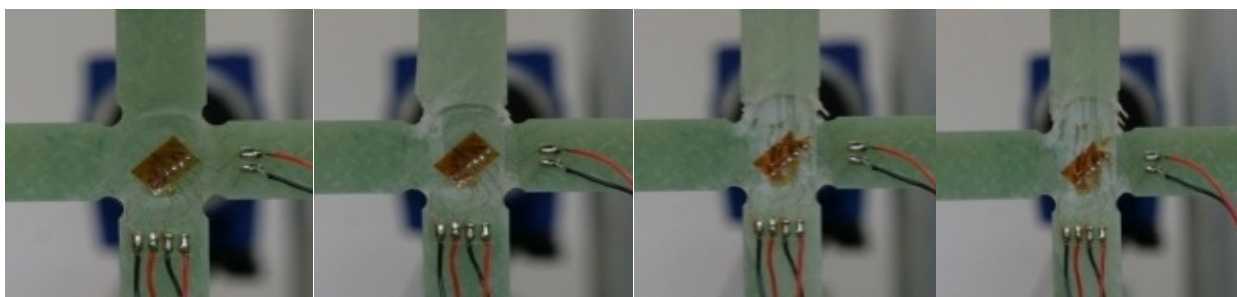
Figure III-29 : Force en fonction du déplacement pour une sollicitation uniaxiale

Le Tableau III-19 présente les valeurs de la force et du déplacement à rupture.

Eprouvettes	Force Fr(kN)	Déplacement (mm)
56-90°	32	12,2
55-90°	35	12,6
54-0°	48	15,4
23-0°	42	13,1
Moyenne	39,2	13,3

Tableau III-19 : Force et déplacement à rupture pour les essais de traction

La



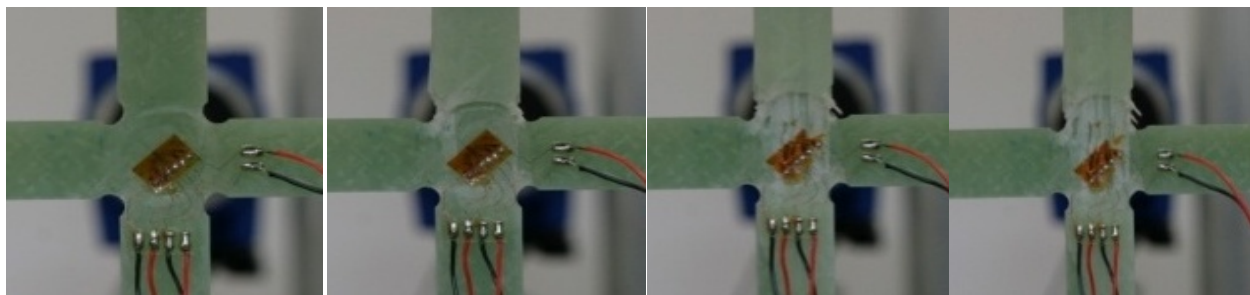
*Fissuration matricielle*

*Décobésion fibre-matrice ;  
rupture des arrondis*

*Délaminage*

*Rupture des fibres*

Figure III-134 présente la séquence de rupture en traction. La séquence d'endommagement observée sur la face est la suivante : fissuration matricielle, décohésion fibre-matrice et rupture au niveau des arrondis, délaminage et rupture de fibres dans la direction de sollicitation.



*Fissuration matricielle*

*Décobésion fibre-matrice ;  
rupture des arrondis*

*Délaminage*

*Rupture des fibres*

Figure III-1340 : Séquence d'endommagement en traction uniaxiale

La Figure III-135 montre les résultats en déformations d'un essai de traction uniaxiale sur une éprouvette biaxiale dont les fibres apparentes sont à 0°. Les résultats sont conformes aux valeurs fournies par la théorie des stratifiés. La jauge 1 verticale et la jauge 2 horizontale, donnent des valeurs de déformations de signes opposées dont le rapport correspond au coefficient de Poisson.

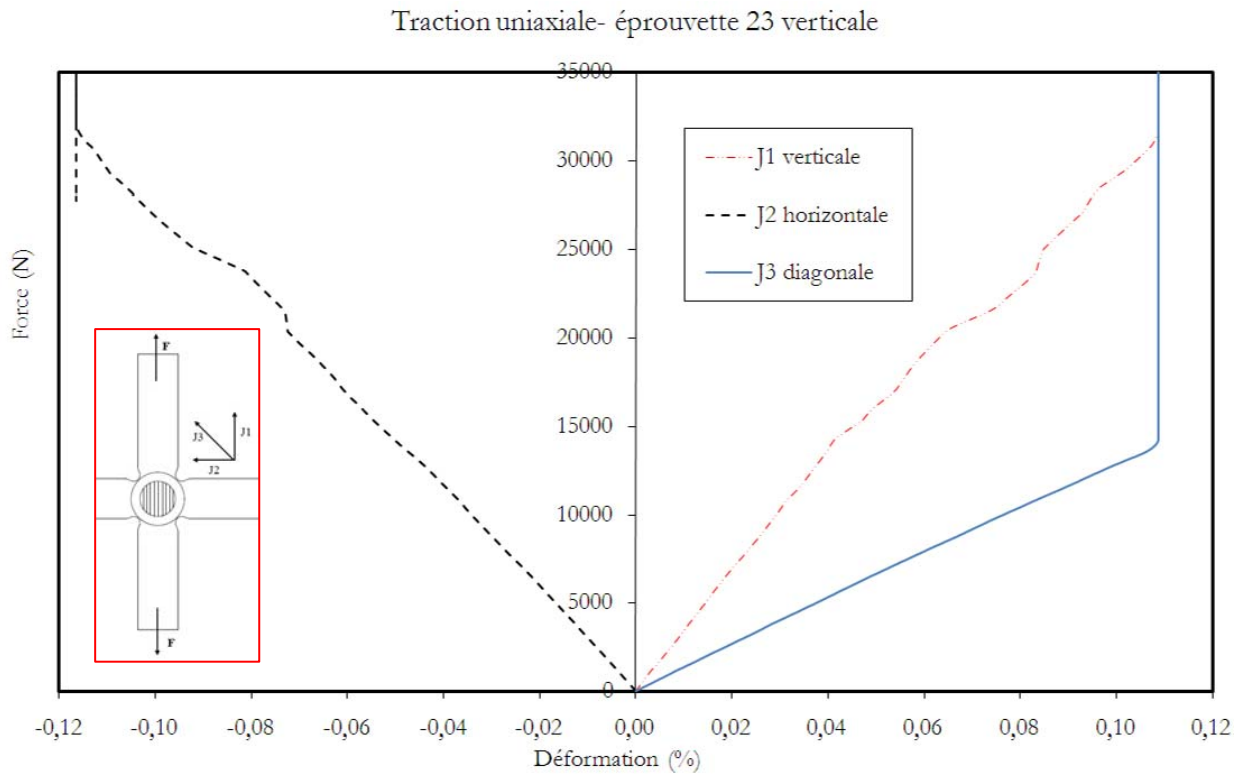


Figure III-135 : Force en fonction des déformations en traction uniaxiale sens verticale

### III-3-2-1-2-Traction biaxiale

Lorsqu'on effectue les essais de traction biaxiale, les deux vérins sont pilotés avec la même consigne en vitesse de déplacement équivalent à 2 mm/min. Quatre éprouvettes ont été testées, avec des résultats similaires. Nous ne présenterons ici que les résultats de deux éprouvettes sur la Figure III-136 en traction biaxiale respectivement pour les vérins 1 et 2. Les courbes sont quasiment superposées. Cela démontre que le comportement du composites est semblable dans les deux directions.



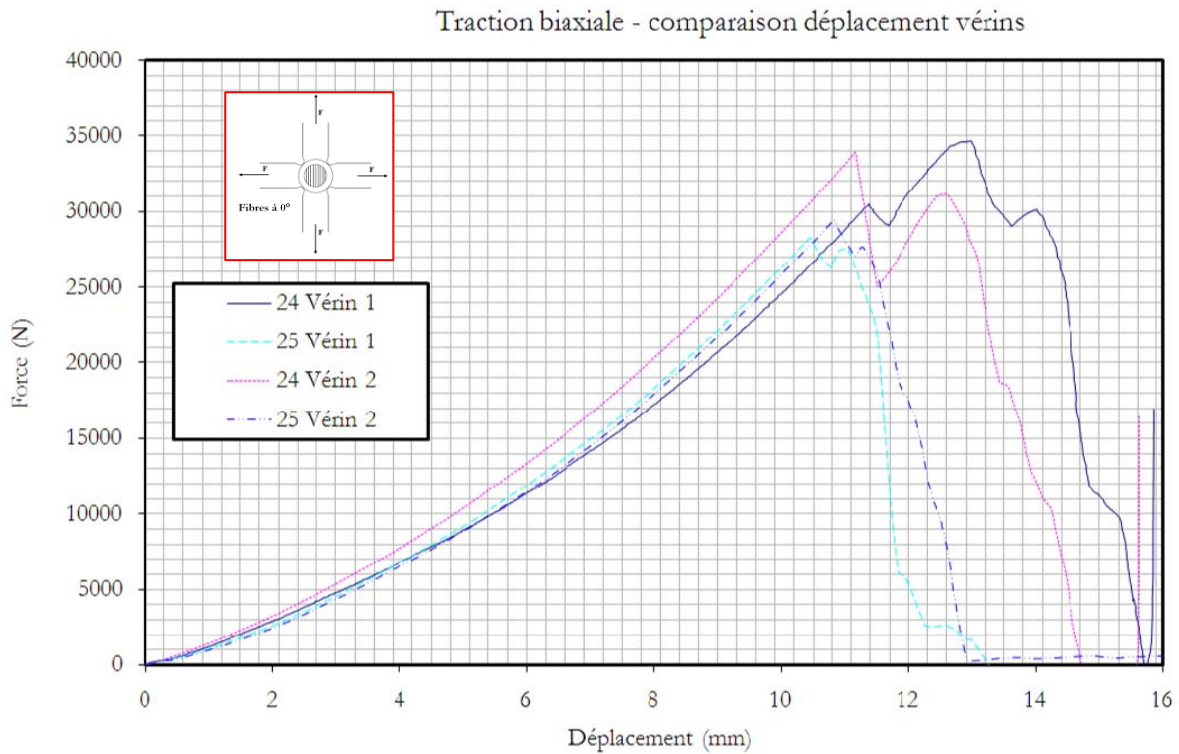


Figure III-136 : Courbe force en fonction du déplacement du vérin 1 et du vérin 2

Eprouvettes	Force Fr(kN)	Déplacement (mm)
24 vérin 1	34	11
25 vérin 1	29	10,7
24 vérin 2	34,5	12,6
25 vérin 2	28	10,3
<b>Moyenne</b>	31,4	11,1

Tableau III-20 : Force et déplacement à rupture pour les essais de traction biaxiaux en phase

On peut remarquer que la force à rupture est plus élevée en traction uniaxiale qu'en traction biaxiale. Ceci est facilement explicable par le fait que l'état de contrainte qui était déjà multiaxial en traction uniaxiale est plus important en particulier pour les plis orientés à +/- 45°.

Sur le graphe de la Figure III-137 présentant les déformations des jauges 1 et 2 en fonction de la contrainte sous sollicitations de traction biaxiale, on peut remarquer que le comportement de l'éprouvette n'est pas réellement isotrope.

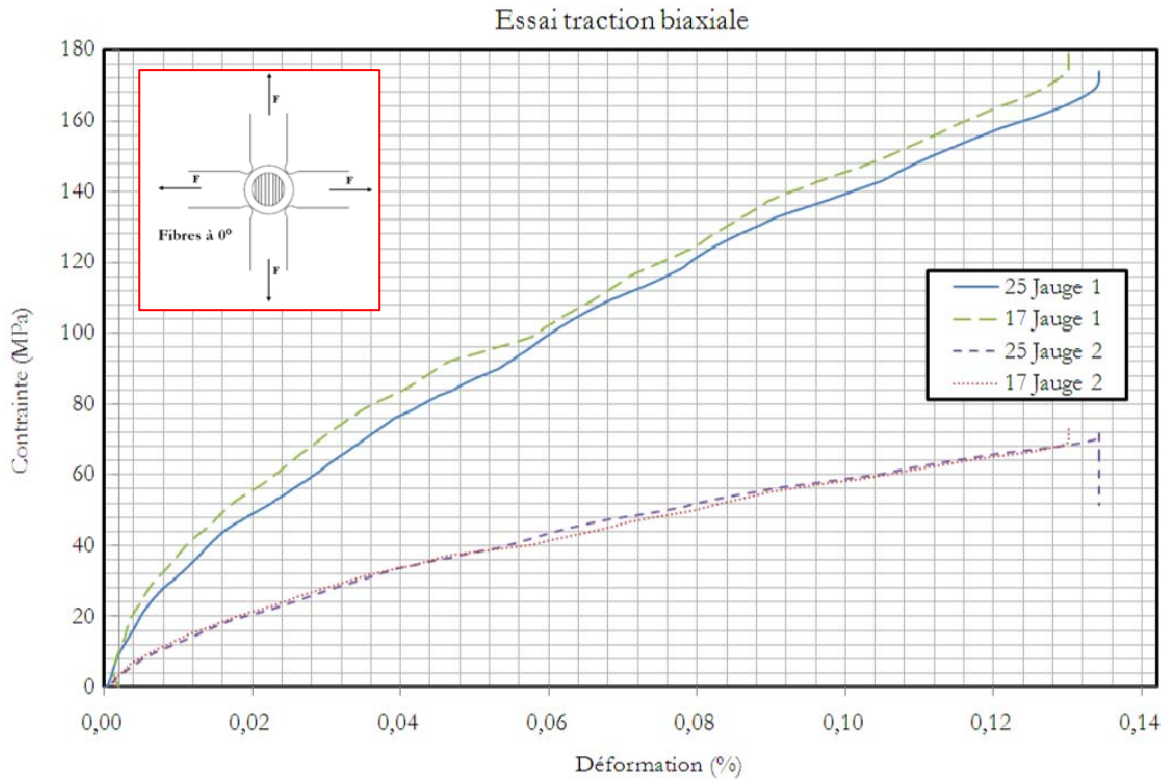


Figure III-137 : Courbe force en fonction des déformations jauge 1 et 2 en traction biaxiale

La séquence d'endommagement en traction biaxiale de la figure III-34 est légèrement différente de la traction uniaxiale parce que cette fois-ci le délaminage se propage dans les deux directions de sollicitations avant la rupture des fibres.

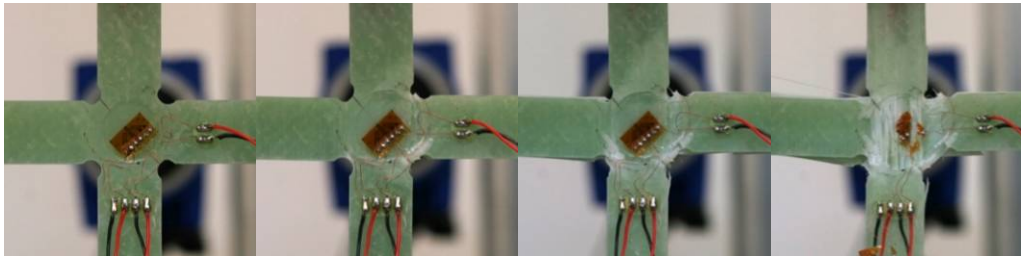


Figure III-138 : Séquence d'endommagement en traction biaxiale

### III-3-2-2-Essai de fatigue

#### III-3-2-2-1- Chargement

Le but de l'essai de fatigue est de déterminer l'influence d'une contrainte constante dans une direction de sollicitation par rapport à une autre. La Figure III-139 présente le principe de chargement.

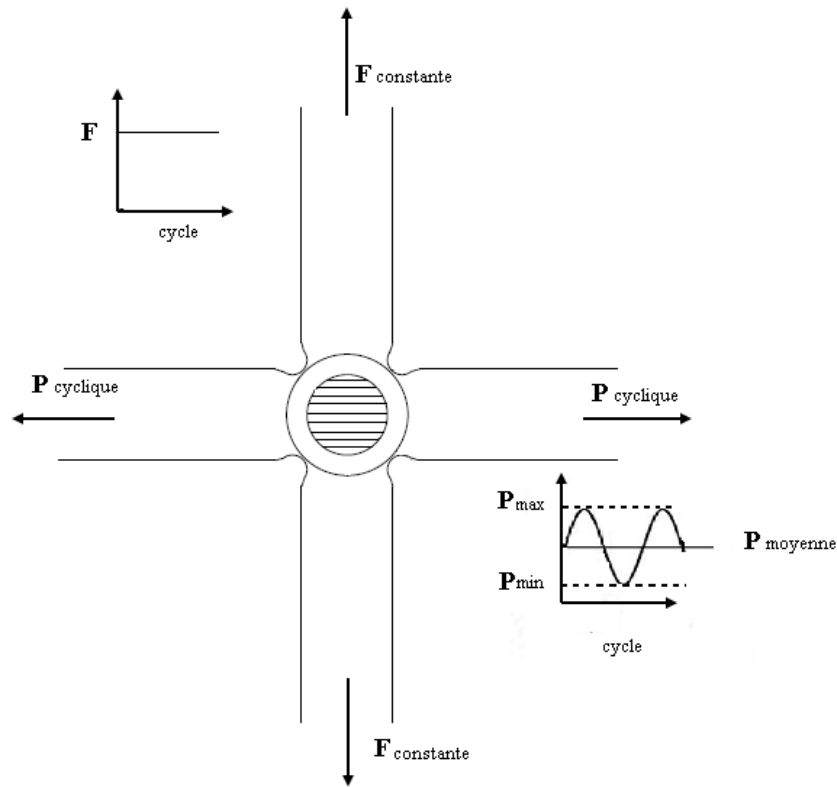


Figure III-139 : Principe de chargement en fatigue

Le principe est d'appliquer un chargement statique dans une direction et un chargement cyclique dans l'autre direction. Le niveau de chargement est exprimé en fonction d'un pourcentage de la limite à la rupture ( $F_r$ ) obtenue pour les essais uniaxiaux. Le Tableau III-21 présente en pourcentage les différents niveaux de chargement appliqués sur les éprouvettes. Trois éprouvettes sont testées pour chaque niveau.

Chargement statique	Chargement cyclique		
75%	75%	60%	45%
60%			
45%			
30%			

Tableau III-21 : Charge appliquées sur les éprouvettes biaxiales en % par rapport au  $R_m$

Le tableau présente les valeurs en force appliquées sur les éprouvettes biaxiales en considérant un rapport de chargement  $R=0,1$ .

%/Fmax	Amplitude (kN)	Force moyenne (kN)
30	5,3	6,5
45	8	10
60	10,6	13
75	13,2	16,2

Tableau II-22 : Valeurs d'essai de fatigue

Il est à noter que l'application d'un chargement constant dans une direction évite les préoccupations de flexions parasites mise en évidence dans la littérature.

### III-3-2-2-1- Résultats

Les résultats de tous les essais de fatigue sont regroupés dans les tableaux correspondant respectivement au niveau de charge cyclique appliqué soit 75%, 60% et 45%. Pour chaque niveau testé, le numéro de l'éprouvette est indiqué.

FS/FC	75%			Moyenne	Ecart-type
75%	<b>126</b>	<b>281</b>	<b>264</b>	<b>224</b>	<b>85</b>
N°	65	67	33		
60%	<b>1088</b>	<b>1315</b>	<b>925</b>	<b>1109</b>	<b>196</b>
N°	15J	61	68		
45%	<b>341</b>	<b>243</b>	<b>34</b>	<b>206</b>	<b>157</b>
N°	57	26	43		
30%	<b>1253</b>	<b>784</b>	<b>897</b>	<b>978</b>	<b>245</b>
N°	64	34	52		

Tableau III-23: Résultats en nombre de cycles pour une charge cyclique de 75% de Fr

FS/FC	60 %			Moyenne	Ecart-type
75%	<b>9066</b>	<b>10043</b>	<b>4894</b>	<b>8001</b>	<b>2735</b>
N°	35	18	14J		
60%	<b>5131</b>	<b>3577</b>	<b>3136</b>	<b>3948</b>	<b>1048</b>
N°	66	13J	63		
45%	<b>4440</b>	<b>56958</b>	<b>4371</b>	<b>21923</b>	<b>30341</b>
N°	62	21J	44		
30%	<b>5293</b>	<b>8551</b>	<b>10349</b>	<b>8064</b>	<b>2563</b>
N°	37	51	53		

Tableau III-24 : Résultats en nombre de cycles pour une charge cyclique de 60% de Fr

<b>FS/FC</b>	45,00%			Moyenne	Ecart-type
<b>75%</b>	<b>116058</b>	<b>223744</b>	<b>151632</b>	<b>163811</b>	<b>54866</b>
<b>N°</b>	<i>31</i>	<i>47</i>	<i>32J</i>		
<b>60%</b>	<b>519932</b>	<b>258851</b>	<b>211931</b>	<b>330238</b>	<b>165946</b>
<b>N°</b>	<i>28J</i>	<i>27</i>	<i>11</i>		
<b>45%</b>	<b>141749</b>	<b>100000</b>	<b>115349</b>	<b>119033</b>	<b>21117</b>
<b>N°</b>	<i>58</i>	<i>12J</i>	<i>48J</i>		
<b>30%</b>	<b>123780</b>	<b>348354</b>	<b>171905</b>	<b>214680</b>	<b>118240</b>
<b>N°</b>	<i>45</i>	<i>41</i>	<i>42</i>		

Tableau III-25 : Résultats en nombre de cycles pour une charge cyclique de 45% de Fr

Courbes de Wöhler des trois niveaux de chargements

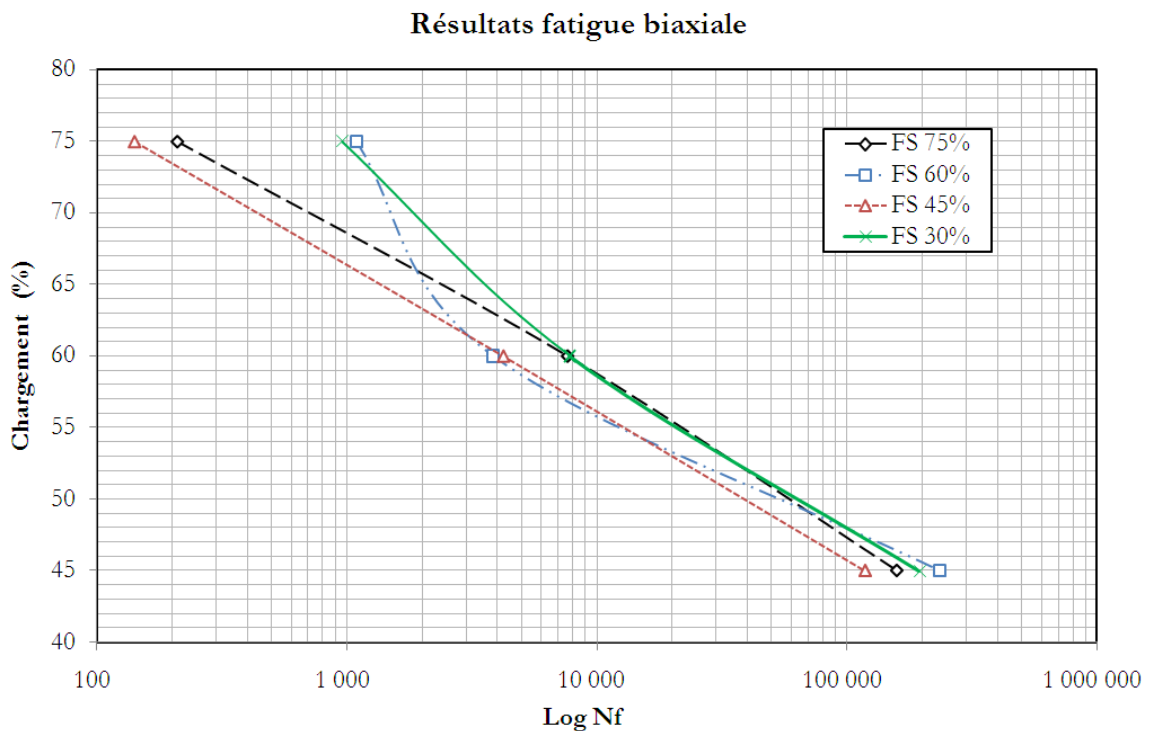


Figure III-140 : Courbes de Wöhler des essais de fatigue

Lorsqu'on analyse les courbes de Wöhler (figure III-36), on remarque qu'aux dispersions près elles ont le même comportement quelque soit le niveau de chargement. Aucune tendance de différence de comportement ne se dégage des résultats de fatigue. On remarque seulement une très bonne concordance entre les résultats obtenus pour un effort constant de 45 % et 75 % de Fr.

Nous avons voulu représenté autrement les données en utilisant les droites d'Henry dont le but est de vérifier, la possibilité que les données obtenues par famille aient une distribution gaussienne. Si c'est le cas cela voudrait dire qu'il n'y a pas d'influence de la contrainte moyenne. On peut remarquer que pour un effort cyclique équivalent à 45% de Fr, la courbe est parfaitement linéaire (Figure III-141). Par contre, plus l'effort cyclique imposé est important moins la courbe est linéaire. Ceci peut être expliqué simplement par le fait que l'initiation de l'endommagement à partir de défauts issus de la fabrication des éprouvettes est plus aisée lorsque le niveau de chargement cyclique est plus important.

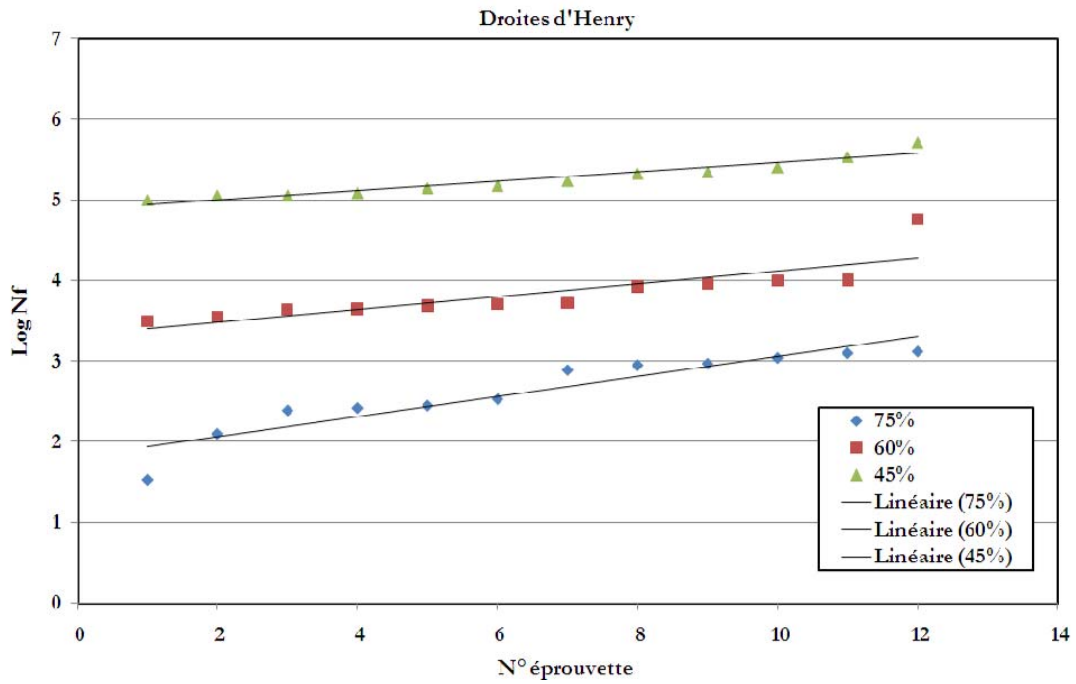


Figure III-141 : Droites d'Henry

### Courbes d'endommagement

Nous avons également analysé les courbes de perte de rigidité des éprouvettes des Figure III-38 et Figure III-39 afin de vérifier si une tendance s'en dégage.

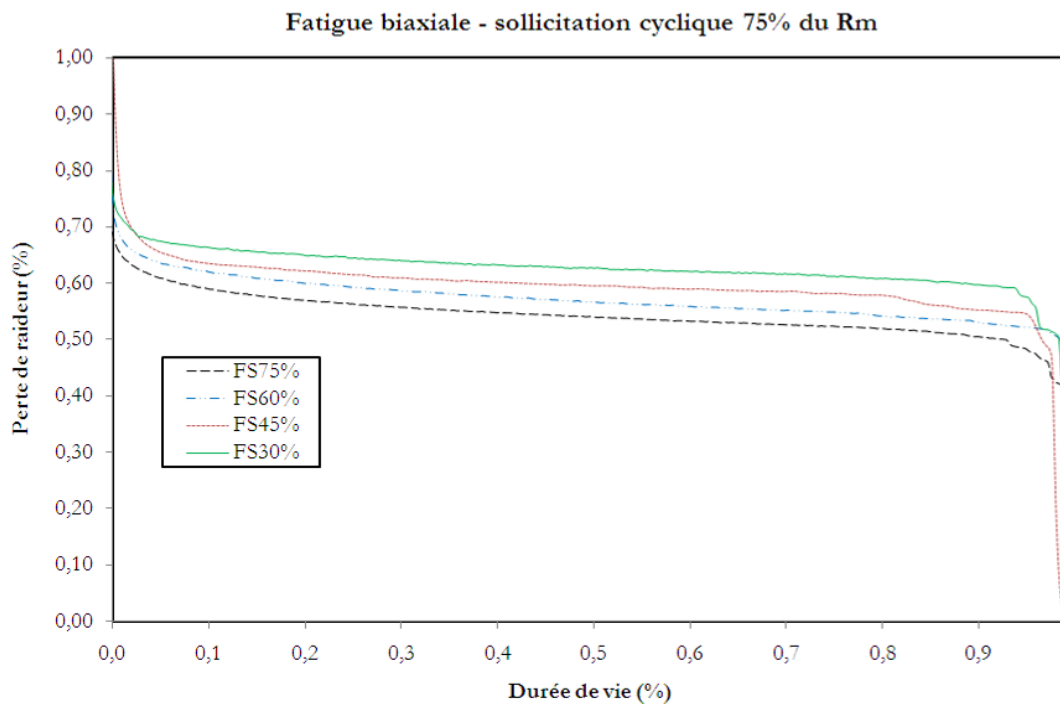


Figure III-38 : Courbes d'endommagement pour une sollicitation cyclique de 75% du Rm

Sur la Figure III-38, les courbes d'endommagement ont la même tendance pour tous les niveaux de chargement c'est-à-dire que la raideur baisse de manière brutale au début de l'essai, avant d'évoluer progressivement de manière linéaire, jusqu'à la rupture. De plus le niveau de perte de rigidité est situé entre 30 et 55%.

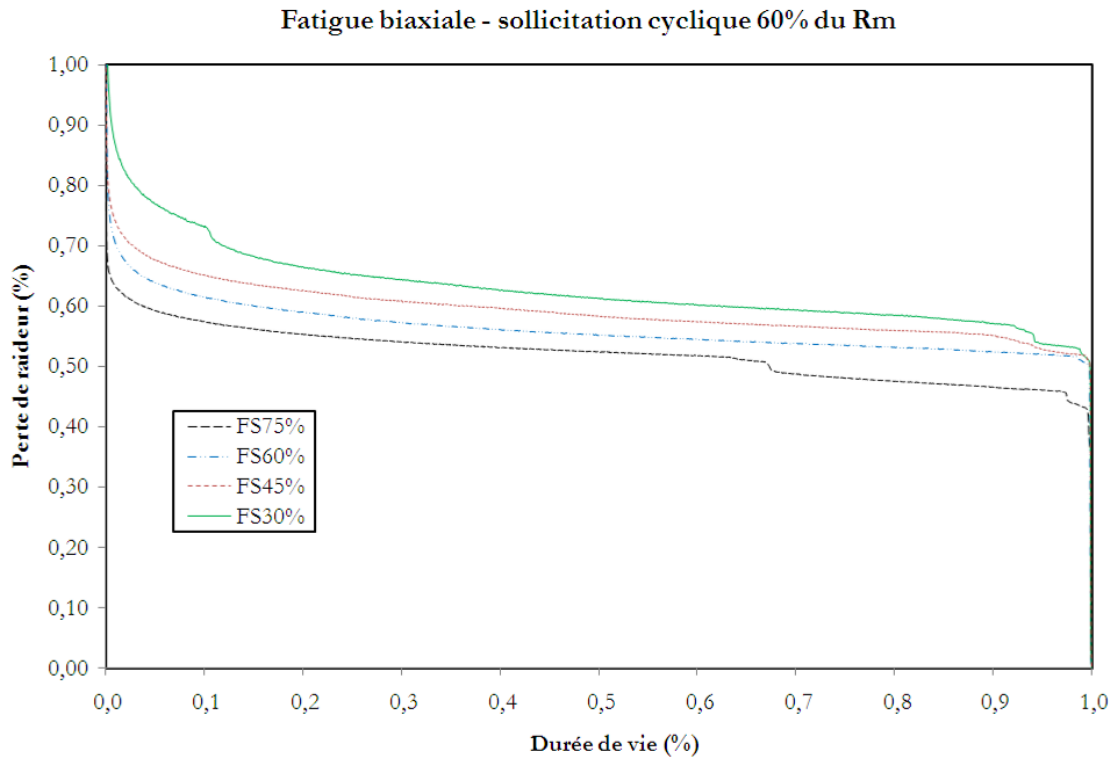


Figure III-39 : Courbes d'endommagement pour une sollicitation cyclique de 60% du Rm

Les courbes d'endommagement pour une sollicitation cyclique de 60% du Rm, présentent un comportement similaire au niveau de sollicitation précédente. La perte de raideur est également située entre 30% et 55% pour les différents niveaux de chargement. Les courbes d'endommagement pour un chargement cyclique à 45% que nous ne présentons pas ici, présentent un comportement équivalent. Ces résultats confirment les conclusions précédentes concernant le fait qu'aucune différence de comportement n'est observée en fatigue quelque soit le chargement cyclique appliqué.

### Séquence d'endommagement d'une éprouvette biaxiale

Un exemple de la séquence d'endommagement est donné sur la Figure III-142 suivante. Aucune différence n'a été remarquée sur la cinématique d'endommagement avec le niveau de chargement statique imposé. La séquence d'endommagement en fatigue est la même qu'en sollicitation uniaxiale monotone.



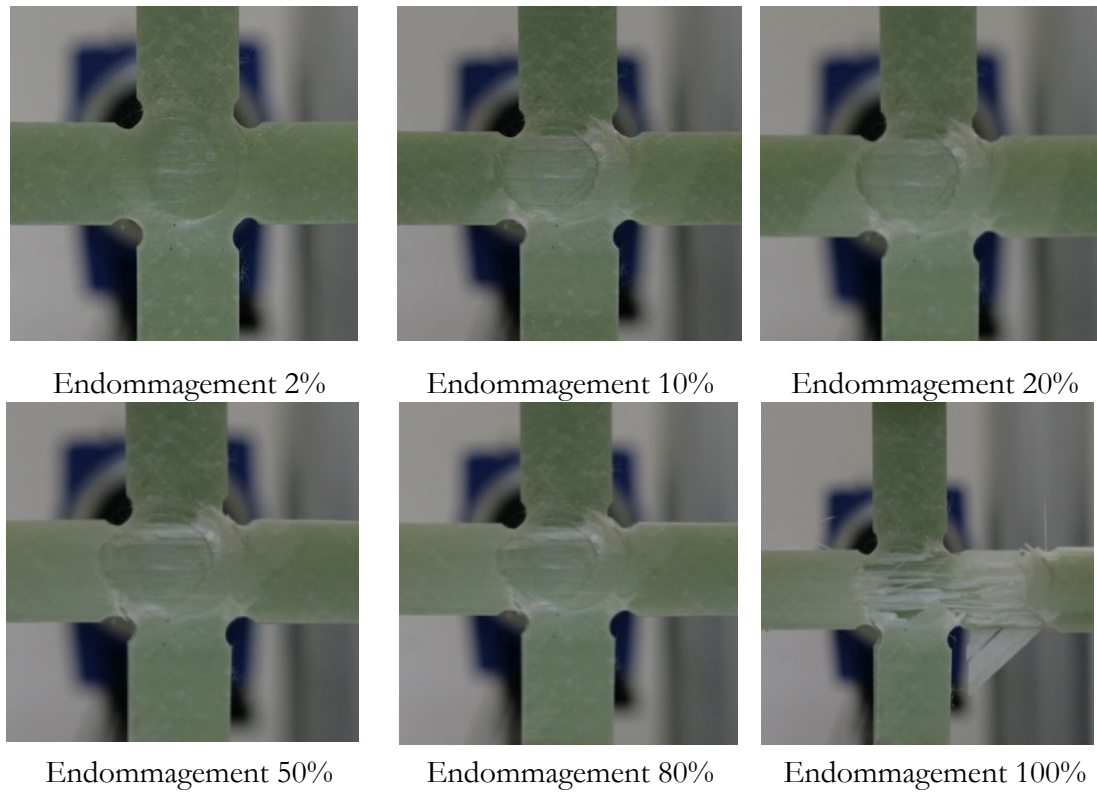


Figure III-142 : Séquence d'endommagement en fatigue à FS75%-FC 30%

#### III-3-2-2-2- Analyse des résultats

Dans cette partie, une analyse en termes d'état de contrainte est menée afin de mettre en évidence l'influence du chargement statique. On suppose un état de déformation plane dans chaque pli de l'éprouvette. De par l'anisotropie et le comportement supposé élastique du matériau, le tenseur des contraintes dans chaque pli  $i$  peut se mettre sous la forme de la somme :

- ✓ d'un tenseur  $[\sigma_s]_i$  constant dû à l'effort statique ;
- ✓ d'un tenseur  $[\sigma_m]_i$  constant dû à l'effort moyen cyclique ;
- ✓ d'un tenseur  $[\sigma(t)]_i$  variable au cours du temps dû à l'effort cyclique.

$$[\sigma]_i = [\sigma_s]_i + [\sigma_m]_i + [\sigma(t)]_i = \begin{bmatrix} \sigma_{11s} & \sigma_{12s} \\ \sigma_{12s} & \sigma_{22s} \end{bmatrix}_i + \begin{bmatrix} \sigma_{11m} & \sigma_{12m} \\ \sigma_{12m} & \sigma_{22m} \end{bmatrix}_i + \begin{bmatrix} \sigma_{11a} & \sigma_{12a} \\ \sigma_{12a} & \sigma_{22a} \end{bmatrix}_i \sin(\omega t) \quad (1)$$

L'équation précédente peut également se mettre sous la forme suivante :

$$[\sigma]_i = \begin{bmatrix} \sigma_{11m} + \sigma_{11s} & \sigma_{12m} + \sigma_{12s} \\ \sigma_{12m} + \sigma_{12s} & \sigma_{22m} + \sigma_{22s} \end{bmatrix}_i + \begin{bmatrix} \sigma_{11a} & \sigma_{12a} \\ \sigma_{12a} & \sigma_{22a} \end{bmatrix}_i \sin(\omega t) \quad (2)$$

Le rapport de charge global  $R$  utilisé pour les essais est de 0,1. On a la relation suivante entre les termes des tenseurs  $[\sigma_m]_i$  et  $[\sigma(t)]_i$ .

$$R = \frac{\sigma_{ijm} - \sigma_{ija}}{\sigma_{ijm} + \sigma_{ija}} = 0,1$$

On peut également définir un rapport de charge local dans chaque pli et pour chaque composante du tenseur des contraintes défini dans l'équation (2). On note  $R_{ijL}$  le rapport de charge défini à partir des composantes  $\sigma_{ij}$  du tenseur des contraintes et défini par :

$$R_{ijL} = \frac{\sigma_{ijm} + \sigma_{ijs} - \sigma_{ija}}{\sigma_{ijm} + \sigma_{ijs} + \sigma_{ija}} \quad (3)$$

A partir du modèle éléments finis présenté précédemment, nous allons évaluer le rapport de charge local dans chaque pli et pour les différents chargements.

	FS	30%	30%	30%	45%	45%	45%	60%	60%	60%	75%	75%	75%
	FC	45%	60%	75%	45%	60%	75%	45%	60%	75%	45%	60%	75%
Pli 0°	$R_{11L}$	-0,19	-0,1	-0,05	-0,42	-0,24	-0,15	-0,75	-0,42	-0,27	-1,29	-0,65	-0,42
	$R_{22L}$	0,66	0,54	0,42	0,78	0,7	0,62	0,83	0,78	0,72	0,87	0,82	0,78
Pli 90°	$R_{11L}$	0,35	0,12	-0,13	0,58	0,43	0,28	0,69	0,58	0,47	0,75	0,67	0,58
	$R_{22L}$	-0,04	0	0,02	-0,13	-0,06	-0,03	-0,24	-0,13	-0,08	-0,36	-0,31	-0,13
Pli +/- 45°	$R_{11L}$	0,46	0,4	0,36	0,55	0,49	0,44	0,61	0,55	0,5	0,66	0,6	0,55

Tableau III-26 : Rapport de charge local pour les différents plis et chargements

Les directions 1 et 2 correspondent respectivement aux axes des vérins horizontal et vertical. Pour les plis à 0° et 90°, les contraintes de cisaillement étant négligeables, le rapport de charge associé à ces contraintes n'est pas donné. De même, pour les plis à +/- 45°, les rapports de charge pour les trois contraintes sont identiques, donc un seul rapport de charge est donné.

On peut remarquer que l'ajout d'un effort constant dans une direction perpendiculaire à l'effort cyclique modifie les rapports de charge pour les plis à 0° et à 90° mais modifie très peu le rapport de charge dans les plis à +/- 45°. Or ces plis sont considérés comme ayant les propriétés en fatigue les plus faibles (cf. chapitre I). Ceci signifie que l'endommagement par fatigue doit certainement s'initier dans ces plis et conduire à la ruine de l'éprouvette. C'est pour cela, qu'on n'a pas observé d'influence de l'ajout d'un effort constant sur la durée de vie des éprouvettes.

### **III-4- Conclusion et perspectives du chapitre III**

Dans ce chapitre, nous avons pu mener une étude complète sur la conception d'une éprouvette cruciforme optimisée pour effectuer des essais biaxiaux. Différents outils ont été utilisés comme la thermographie infrarouge et la modélisation numérique pour arriver à une forme optimale.

L'objectif de cette étude était de mettre en évidence l'influence de l'ajout d'une contrainte moyenne non pas issue d'un effort cyclique imposé mais d'une autre sollicitation. Les résultats des essais ont montré qu'il n'y avait a priori aucune influence de ce type de sollicitation. Ce résultat n'était pas prévisible car de par la nature anisotrope de chaque pli, on n'aurait pu penser que l'ajout de cet état de contrainte multiaxial allait modifier le rapport de charge local dans chaque pli et donc modifier de manière significative la durée de vie. L'analyse des rapports de charge dans chaque pli a montré que l'ajout d'un effort constant perpendiculaire à l'effort cyclique modifiait très peu le rapport de charge dans le pli à  $\pm 45^\circ$  ce qui peut expliquer les résultats obtenus.

Les travaux sur le comportement biaxial de ces éprouvettes doivent être poursuivis en les sollicitant cycliquement suivant deux directions. L'influence de la nature des signaux (en et hors phase) pourra être étudiée. De même, l'utilisation de la méthode thermographique présentée dans le chapitre précédente pourra être utilisée afin d'avoir des informations sur la cinématique du délaminage.

L'étude précédente sur l'influence d'un effort constant pourra être également menée sur un empilement autre que celui utilisé dans l'étude. Par exemple, il serait intéressant de considérer un empilement de type 0/90.

### **III-5- Références bibliographiques du chapitre III**

- [ARN95] W.S. Arnold, M.D. Robb, I.H. Marshall, Failure envelopes for notched CSM laminates under biaxial loading, *Composites* 26, 739, 1995.
- [BHA07] N. Bhatnagar, R. Bhardwaj, P. Selvakumar, M. Brieu, Development of a biaxial tensile test fixture for reinforced thermoplastic composites, *Polymer Testing* 26 154–161, 2007.
- [BOI01] P. Boisse, K. Buet, A. Gasser, J. Launay, Meso/macro-mechanical behaviour of textile reinforcements for thin composites, *Composites Science and Technology* 61, 395-401, 2001
- [CHA77] M. Chaudonneret, P. Gilles, R. Labourdette, H. Policella, Machine d'essais de traction biaxiale pour essais statiques et dynamiques, *La Recherche Aérospatiale*, 5, 299–305, 1977.
- [FER88] G. Ferron, A. Makinde, Design and development of a biaxial strength testing device, *J. Test. Evaluat.* 16, 253–256, 1988.
- [GEI05] M. Geiger, W. Hubnatter, M. Merklein, Specimen for a novel concept of the biaxial tension test, *Mater. Process. Technol.* 167, 177–183, 2005.
- [HOF00] E. Hoferlin et al., The design of a biaxial tensile test and its use for the validation of crystallographic yield loci. *Model. Simulat. Mater. Sci.* 8, 423–433, 2000.
- [LEC07] D. Lecompte, A. Smits, H. Sol, J. Vantomme, D. V. Hemelrijck, Mixed numerical–experimental technique for orthotropic parameter identification using biaxial tensile tests on cruciform specimens, *International Journal of Solids and Structures* 44, 1643–1656, 2007.
- [LIN95] Lin, S.B., Ding, J.L., Experimental study of the plastic yielding of rolled sheet metals with the cruciform plate specimen, *Int. J. Plasticity* 11, 583–604, 1995.
- [MAK92] A. Makinde, L. Thibodeau, K.W. Neale, Development of an apparatus for biaxial testing using cruciform specimens, *Exp Mech* 32, 138–44, 1992.
- [POT05] D. Potter, V. Gupta, X. Chen, J. Tian, Mechanisms-based failure laws for AS4/3502 graphite/epoxy laminates under in-plane biaxial compression, *Composites Sci. Technol.* 65, 2105, 2005.
- [SAM06] A. Samir, A. Simon, A. Scholz, C. Berger, Service-type creep-fatigue experiments with cruciform specimens and modelling of deformation, *Int. J. Fatigue* 28, 643 2006.
- [SMI06] A. Smits, D. Van Hemelrijck, T.P. Philippidis, A. Cardon, Design of cruciform specimen for biaxial testing of fibre reinforced composite laminates, *Composites Sci. Technol.* 66, 964, 2006.
- [WEL02] J.S. Welsh, D.F. Adams, An experimental investigation of the biaxial strength of IM6/3501-6 carbon/epoxy cross-ply laminates using cruciform specimens, *Composites : Part A* 33, 829, 2002.
- [YON02] Y. Yong et al., Design of a cruciform biaxial tensile specimen for limit strain analysis by FEM, *J. Mater. Process. Technol.* 123, 67–79, 2002.

## Chapitre IV :

# Fatigue des matériaux composites sandwichs

---

- ✓ Bibliographie sur les sandwichs
- ✓ Caractéristiques du sandwich étudié
- ✓ Essai monotone de flexion 3 points
- ✓ Analyse des faces des zones endommagées
- ✓ Modélisation numérique des éprouvettes de flexion trois points
- ✓ Fatigue des éprouvettes sandwichs

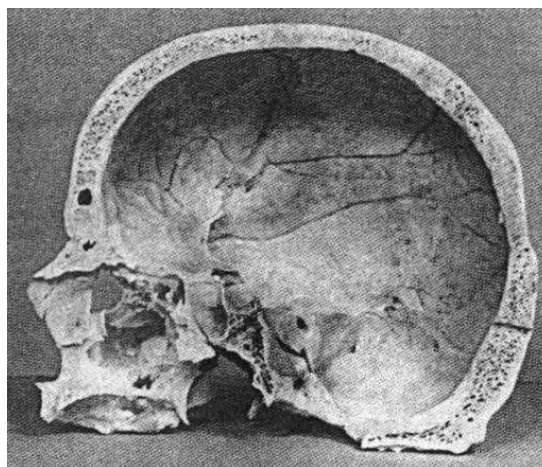
Dans ce chapitre, nous étudions le comportement en fatigue d'éprouvettes sandwichs sous une sollicitation de flexion 3 points. La première partie porte sur une bibliographie sur les matériaux sandwichs et leur comportement en fatigue. La seconde partie est l'étude expérimentale du comportement en fatigue de sandwichs de forte épaisseur. Cette étude s'inscrit dans le cadre du projet ULTIMAT.

## **IV-1- Bibliographie sur les composites sandwichs**

De par leur légèreté et de leur rigidité, les composites sandwichs sont utilisés dans de nombreuses applications. Beaucoup d'obstacles ont freiné leur développement au début de leur découverte. Actuellement, les innovations opérées dans les matériaux constitutifs et l'adéquation des procédés de mise en œuvre classiques avec la fabrication en série redonnent un regain d'intérêt des industriels pour ce type de matériaux. L'industrie ferroviaire a l'habitude d'utiliser des matériaux sandwichs métalliques pour des applications de revêtement intérieures et d'isolation acoustique. Depuis quelques années, elle envisage l'utilisation croissante des composites sandwichs à matrice organique pour des pièces de structures.

### **IV-1-1- Généralités sur les structures sandwichs**

La Figure IV-143 présente un concept de sandwich existant dans la nature depuis des millions d'années. Cependant, c'est le français Duleau en 1820 [ZEN97] qui décrit la première fois les avantages de deux peaux éloignées l'une de l'autre par une âme. Malgré cette découverte, ce n'est que depuis une centaine d'années, et l'essor de l'aéronautique que l'utilisation des sandwichs a montré tout son intérêt.



*Figure IV-143 : Exemple d'une structure sandwich naturelle, section d'un crane humain [GIB88]*

La seconde guerre mondiale, a contribué à l'application massive de sandwichs, notamment pour la fabrication du bombardier anglais Mosquito (1943, 7741 exemplaires). Dans cette application, un sandwich avec des peaux en bois contreplaqué et âme en balsa, a été utilisé avec tellement de succès qu'elle a contribué à l'utilisation massive de ce type de matériau [CAS00].

Depuis cette application industrielle, les sandwichs ont connu un développement considérable, notamment dans les domaines de l'aéronautique et du naval. Les avantages de ce type de matériau, en particulier au niveau du gain de masse qui devient une préoccupation courante, ont poussé d'autres industries telles que l'automobile et le ferroviaire à s'y intéresser.

Les incontestables avantages des sandwichs, l'essor de nouveaux matériaux ainsi que les nombreuses innovations réalisées dans le domaine permettent un accroissement de leurs applications.

Les composites sandwichs sont constitués de deux peaux ayant des propriétés mécaniques élevées entre lesquelles une âme généralement de faible densité, est placée. Il existe autant de domaines d'application que de combinaisons de matériaux pour l'âme et pour les peaux.

Différents matériaux sont utilisés pour les peaux :

- ✓ tôles métalliques (aluminium, acier, alliages légers),
- ✓ polymères, thermoplastiques ou thermodurcissables, renforcés ou non,
- ✓ bois.

Les âmes présentées sur la Figure IV-144 sont souvent classées en deux grandes catégories : les âmes pleines ou creuses.

Les matériaux les plus couramment utilisés pour les âmes pleines sont :

- ✓ le balsa, qui fut le premier matériau utilisé pour les structures sandwichs,
- ✓ les mousses de polymère expansé, parmi lesquelles les plus utilisées sont les mousses de polyuréthane (PUR), phénoliques (PF), polystyrène (PS), polyvinyliques (PVC), polyéthylène (PET), polyméthacrylimide (PMI) ou polyétherimide (PEI),
- ✓ les résines thermodurcissables dans lesquelles ont été incorporées des charges creuses (microbilles de verre, ...), appelées mousses syntactiques.

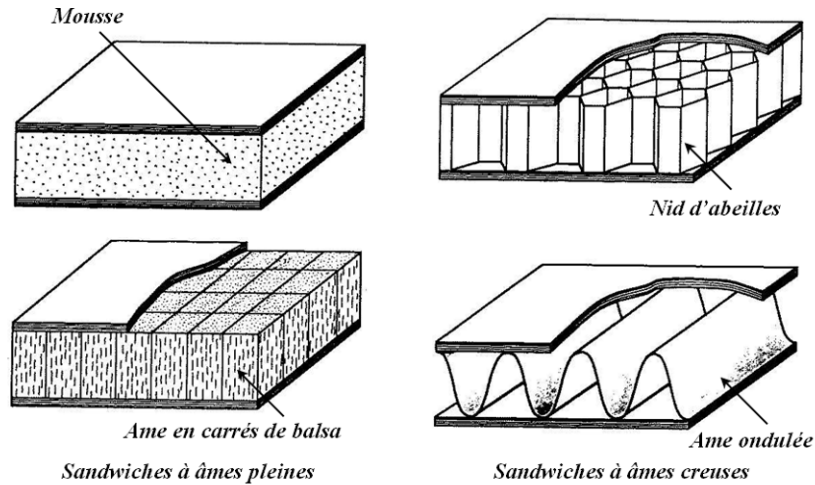


Figure IV-144 : Matériaux sandwichs à âmes pleines et creuses [BER92]

Les âmes creuses, type nid d'abeilles très utilisées dans l'industrie aéronautique, sont obtenues à partir de structures ondulées ou de nids d'abeilles. Les matériaux sont des feuillets d'alliages légers, en particulier à base d'aluminium, des feuilles de papier kraft imprégnées de résine phénolique ou des voiles de fibres d'aramide imprégnés d'une résine soit phénolique, soit polyimide ou encore des tissus de verre imprégnés de polyester [COR87], [REY90].

Le comportement de raidisseur d'une structure sandwich est comparable à celui d'une poutre IPN (Figure IV-145), les peaux remplaçant les ailes de la poutre permettent la résistance à la flexion et l'âme résiste au cisaillement et stabilise les peaux pour éviter le flambement.

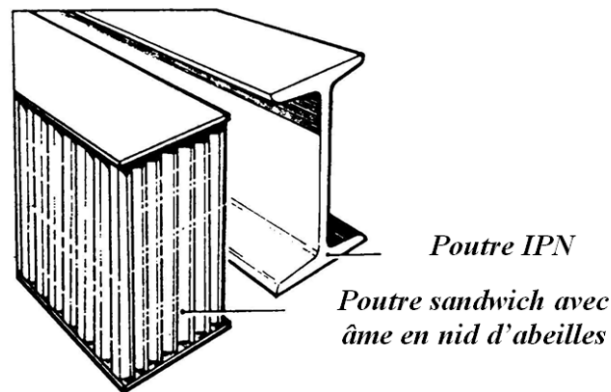


Figure IV-145 : Comparaison avec une poutre IPN, [REY90]

En effet, l'augmentation du moment d'inertie de la structure sans augmentation sensible de la masse, conduit à des structures légères présentant une rigidité en flexion élevée.

D'autres propriétés telles que l'isolation thermique et acoustique, la résistance au feu, la résistance aux chocs, peuvent être retrouvées en choisissant convenablement les matériaux qui constituent le sandwich.



## IV-1-2- Fatigue des sandwichs

Des auteurs tels que Zenkert [ZEN95], Allen[ALL69], Noor et al. [NOO96] et Reddy [RED97] ont décrit en détails le comportement des composites sandwichs, cependant très peu d'études sont répertoriées sur la fatigue des sandwichs à âme en mousse dans la littérature. Les travaux existants sur la fatigue des matériaux sandwichs portent essentiellement sur le type d'endommagement, l'influence de la densité de la mousse et l'influence de la fréquence d'essais.

### IV-1-2-1- Type d'endommagement des sandwichs à âme en mousse

Selon Kanny et al. [KAN04], l'endommagement dans les sandwichs en flexion 3 points se produit en 3 phases distinctes de propagation de fissures présentées sur la Figure IV-146. Pour faciliter l'initiation de l'endommagement, les auteurs ont fait une entaille dans la mousse, juste en dessous du poinçon central. Initialement, une zone endommagée apparaît autour des pré-fissures, puis de nombreuses petites fissures individuelles s'initient à la pointe de la fissure. Ensuite, il y a coalescence des fissures qui se propage juste en dessous de la zone d'interface riche en résine, c'est la phase I. Pendant cette phase, la propagation de la fissure est lente. Dans une seconde phase, la fissure traverse la mousse avec un angle de  $45^\circ$  vers la peau en traction, la vitesse de fissure est plus élevée que dans la phase I. La phase III est caractérisée par une fissuration rapide et du délaminage entre la peau et la mousse sur la face opposée [KAN04].

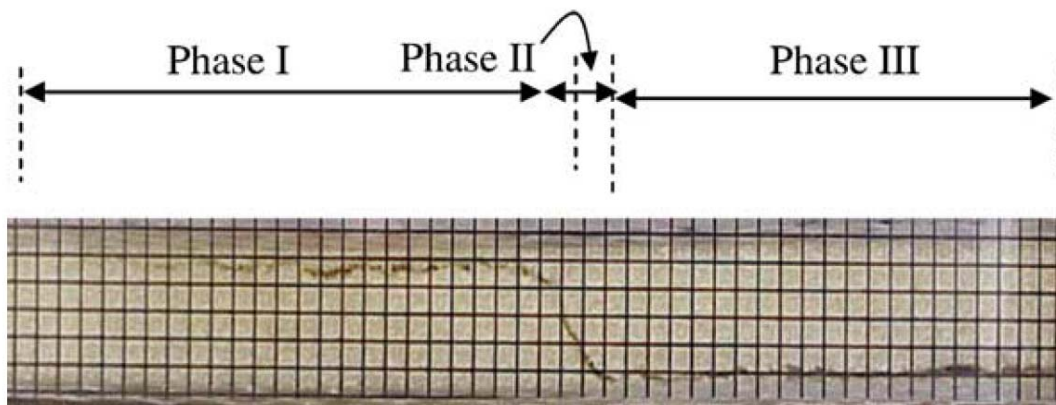


Figure IV-146 : Phases d'endommagement dans d'un sandwich fibre de verre-vinylester et âme en PVC [KAN04]

Dans une étude plus ancienne, Clark et al. ont étudié des éprouvettes aux dimensions semblables à celles de notre étude [CLA99]. Le matériau sandwich est composé de peaux constitué d'un mélange de fibre de verre-époxy et de kevlar, et d'une âme en PVC ayant une densité de  $130 \text{ kg/m}^3$ . Les dimensions des éprouvettes sont de  $1600 \text{ mm} \times 200 \text{ mm} \times 61 \text{ mm}$ . Les essais de

fatigue sont effectués à une fréquence de 0,5 Hz et un rapport de charge de 0. Les niveaux de chargements appliqués étaient de 30-80% du Rm.

L'endommagement constaté en fatigue, est une rupture fragile de la mousse en cisaillement. L'endommagement visible à l'œil nu, se produit que pour les essais à faible durée de vie, juste avant la rupture finale de l'éprouvette. La localisation des endommagements de toutes les éprouvettes est la zone proche de l'appui central (environ 50-80 mm) où la contrainte de cisaillement est maximale.

Sur les Figure IV-147 et Figure IV-148 sont présentés les deux types d'endommagement répertorié dans l'étude. Les auteurs ont constaté deux types d'endommagement : un mode A qui a été décrit précédemment et un mode B.

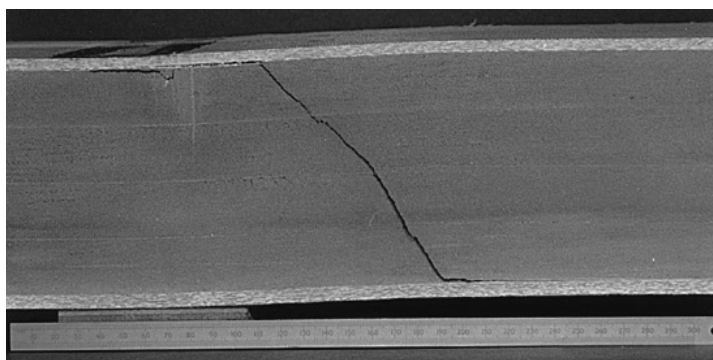


Figure IV-147 : Rupture en cisaillement dans la mousse : mode A

Dans le mode B, le chemin de fissuration dans l'âme fait un angle légèrement plus prononcé que précédemment et est dévié dans une direction horizontale (entre deux couches de mousses) avant de continuer sa propagation dans la mousse suivant le même angle que la première fissure. Une observation au microscope électronique montre que les cellules semblent complètement pulvérisées dans la région de l'interface des couches de mousses.

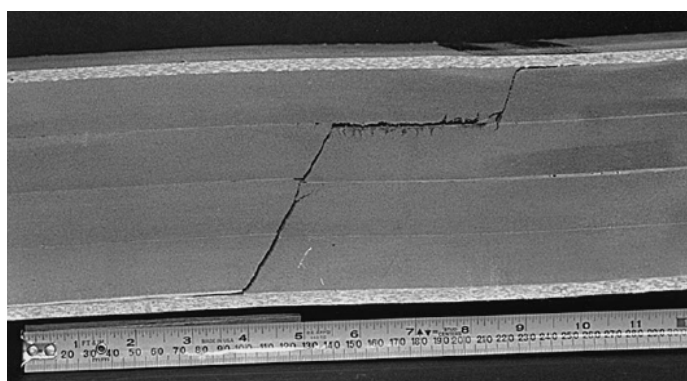


Figure IV-148 : Rupture en cisaillement : Mode B

Cela suggère que la fissuration dans cette région prend du temps à se propager puisque la fissure s'ouvre et se ferme au cours du chargement cyclique. Dans le cas du mode A, la surface de rupture est nette indiquant un endommagement plus rapide [CLA99].

#### IV-1-2-2- Paramètres influents sur le comportement en fatigue des sandwichs

Comme les éprouvettes monolithiques, les composites sandwichs à âme en mousse ont un comportement différent selon la fréquence d'essai. Kanny et al. ont étudié l'effet de la fréquence sur le comportement d'éprouvettes sandwichs à peaux en fibre de verre-vinylester et à âme en mousse PVC [KAN04]. Ils ont effectué des essais de fatigue en flexion 3 points sur des éprouvettes ayant des âmes d'une densité de 130 et 260 kg/m<sup>3</sup> à des fréquences des 3 à 15 Hz avec un rapport de charge de R=0,1. Les niveaux de chargements utilisés sont 90%, 85%, 80% et 75 % du Rm. Les dimensions des éprouvettes étaient de 200 mm x 16,5 mm x 16,5 mm. Ils ont montré que la durée de vie en fatigue augmentait avec la densité de la mousse. Cette influence de la densité de la mousse de l'âme sur la tenue en fatigue a également été confirmée par Assarar et al. [ASS06].

Kanny et al. ont également montré qu'une fréquence de 2 Hz provoquait une augmentation de la température de 2 °C et au moins 10 °C pour une fréquence de 15 Hz [KAN04]. De même, ils ont remarqué une augmentation de la durée de vie avec la fréquence d'essais. La fréquence est donc un paramètre à prendre en compte dans notre étude.

### IV-2- Caractéristiques du sandwich étudié

Les sandwichs étudiés sont constitués de peaux monolithiques et d'une âme en mousse et ont été fabriqués par voie sèche par un partenaire du projet ULTIMAT.

Les peaux sont constituées d'UD croisés en fibre de verre-époxy dont l'empilement est le suivant [-45°, 90°, 45°, 0°]<sub>6</sub>. Les Tableau IV-27 et Tableau IV-28 donnent respectivement les caractéristiques mécaniques des UD utilisés et de l'empilement complet des peaux déterminées en utilisant les normes en vigueur à l'aide d'un échantillon de 3 éprouvettes par essai.

Essai	Module longitudinal El (MPa)	Coefficient de poisson $\nu$ lt (-)	Rm longitudinale (MPa)	Module transversal Et (MPa)	Rm transversale (MPa)	Module de cisaillement longitudinal (MPa)
Norme	ISO 527-5					ISO14129
Propriétés	26300	0,25	432	14522	131	2815

Tableau IV-27 : Propriétés mécaniques des UD

Essai	Limite en traction (MPa)	Module en traction (MPa)	Coefficient de poisson (-)
Norme	ISO 527-4		
Propriétés	491	27419	0,31

Tableau IV-28 : Propriétés mécaniques des peaux

L'âme du sandwich est en polyéthylène téréphtalate fournie par Armacell (ARMAform PET 150). La densité de la mousse est de  $150 \text{ kg/m}^3$  possédant une épaisseur de 70 mm. La mousse a les propriétés physique et mécanique présentés dans le Tableau IV-29.

	Rm compression	E compression	Rm cisaillement	G cisaillement	$\epsilon$ cisaillement	Rm traction	E traction
Norme	ISO 844		ISO 1922			ASTM C297	
Unité	MPa	MPa	MPa	MPa	%	MPa	MPa
Valeur	2,3	90	1	30	5	3	65

Tableau IV-29 : Propriétés physique et mécanique de la mousse de l'âme

La Figure IV-149 présente une tranche de l'éprouvette sandwich avec les détails sur les peaux et l'âme.

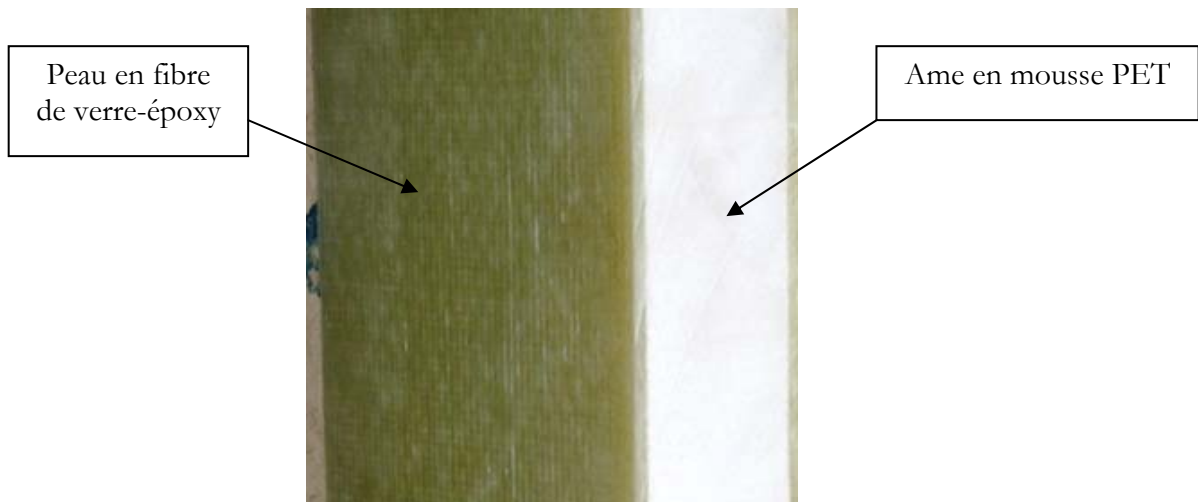


Figure IV-149 : Tranche d'une éprouvette sandwich

Les dimensions des éprouvettes ont été définies suivant les spécifications de la norme ISO NFT 54-606 (Figure IV-150). La largeur  $l$  de l'éprouvette est fixée à 200 mm afin de répondre aux exigences de la norme. L'épaisseur des peaux est d'environ 6 mm et celle la structure sandwich, « h » de 82 mm. La longueur totale  $L$  de l'éprouvette est de 1320 mm.

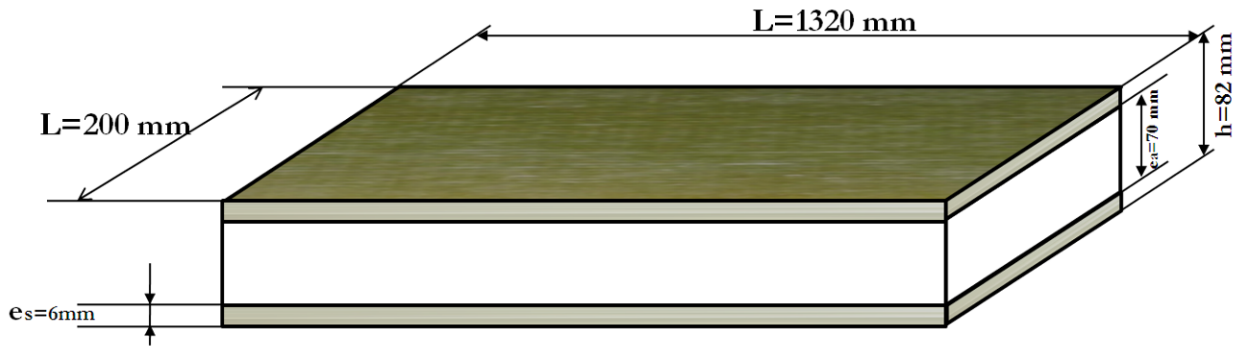


Figure IV-150 : Dimensions d'une éprouvette sandwich selon la norme EN ISO NFT 54-606

Les composites sandwichs sont livrés sous forme de plaques dont les dimensions sont 1600 mm x 800 mm x 80 mm. Les éprouvettes sont extraites de ces plaques à l'aide de la découpe jet d'eau (Figure IV-151).

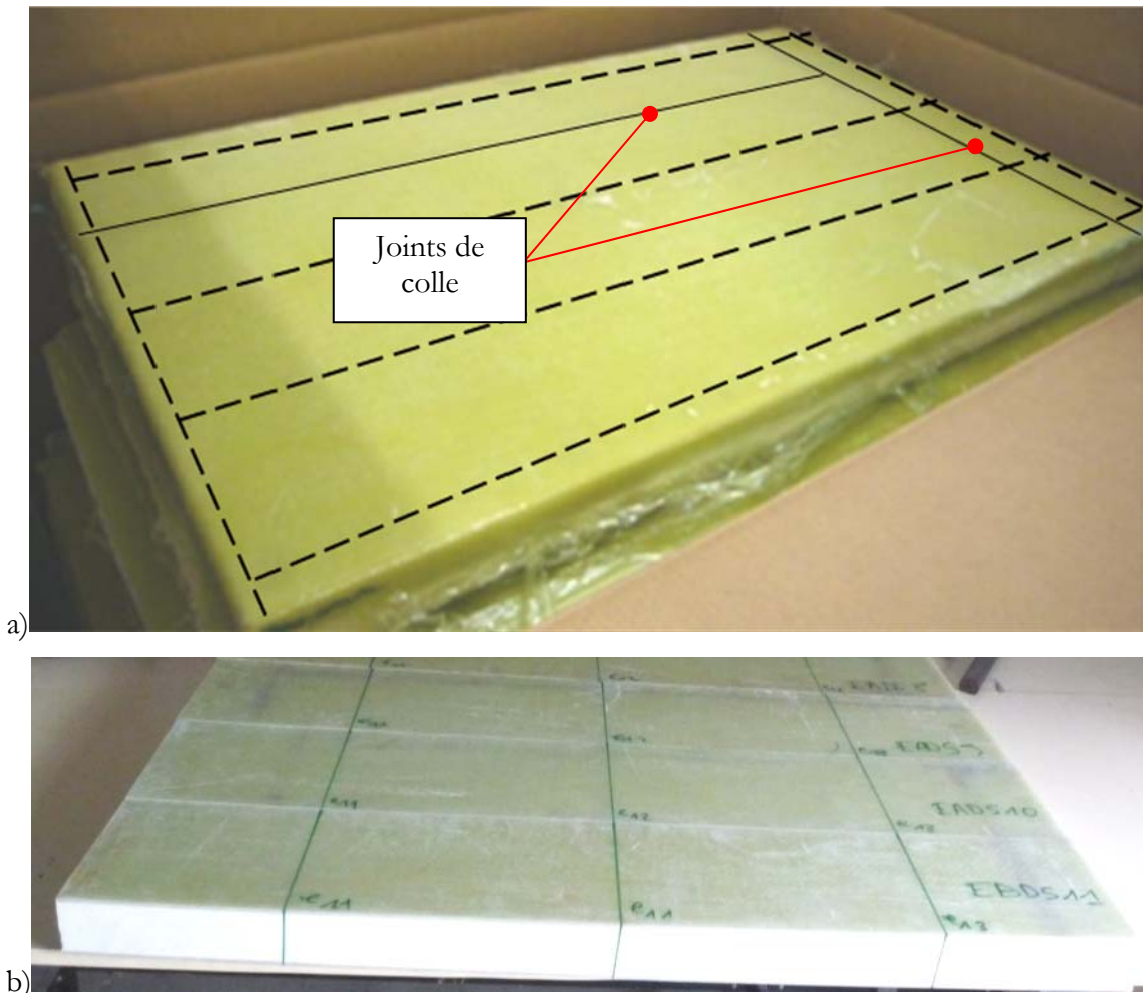


Figure IV-151 : a) ligne de découpe des éprouvettes par jet d'eau ; b) résultat de découpe

Les blocs de mousses utilisés pour la fabrication des plaques des sandwichs sont des prismes carrés de 600 mm x 600 mm. Lors de la fabrication des plaques de dimensions 1600 mm x 800

mm x 80 mm, les blocs de mousses sont accolés les uns aux autres à l'aide d'un joint de colle. Les traits noirs continus de la Figure IV-151a représentent les jonctions des plaques de mousses.

Après les opérations de découpe, deux catégories d'éprouvettes ont été définies suivant la position du joint de colle (Figure IV-152).

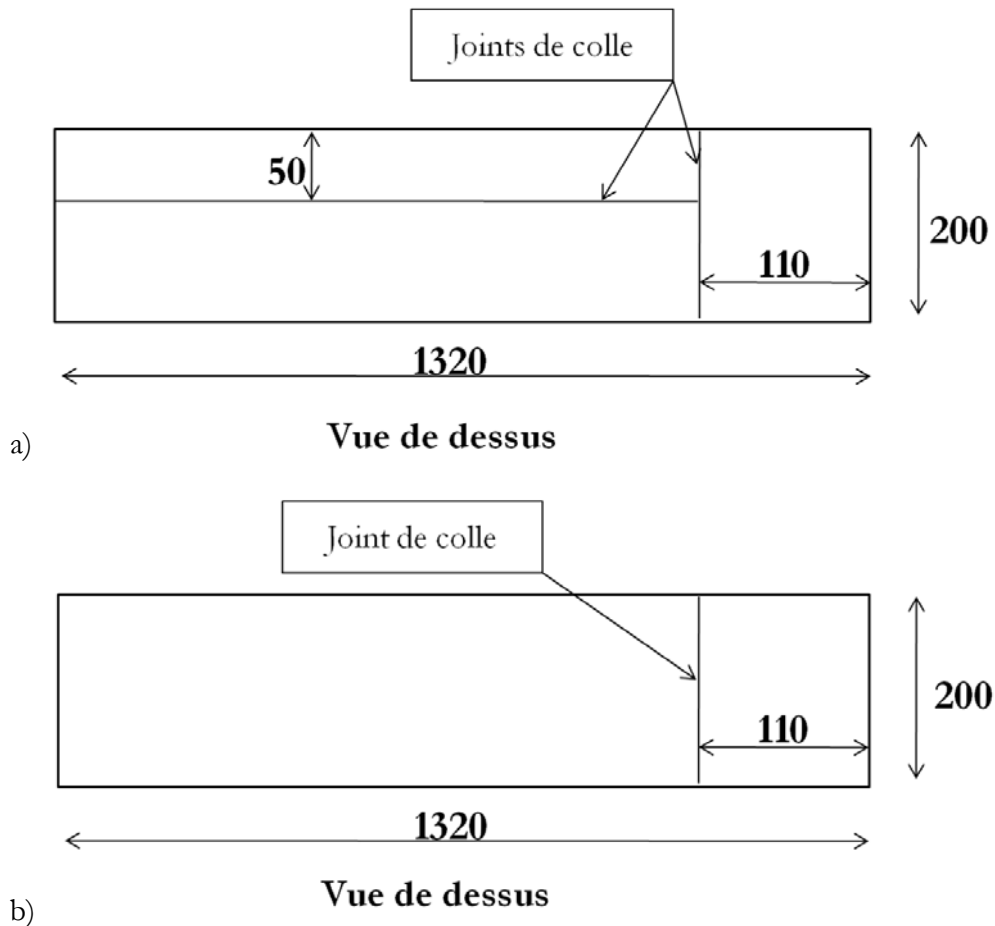


Figure IV-152 : Position des joints de colles, a) catégorie 1, b) catégorie 2

### IV-3- Essai monotone de flexion 3 points

#### IV-3-1- Condition expérimentale

Avant d'effectuer les essais de fatigue, nous devons déterminer les valeurs de rupture par des essais monotones. Les normes EN ISO NFT 54-606 et ASTM C393 précisent les conditions d'essais pour les composites sandwichs et notamment en ce qui concerne les essais de flexion 3 points (Figure IV- 153). Dans notre cas, nous avons des éprouvettes de grandes tailles comparées aux travaux antérieurs dans la bibliographie. Les normes sur des composites sandwichs à base plastique n'indique pas d'épaisseur maximale pour les éprouvettes, nous les utiliserons donc comme références.

La norme conseille dans un cadre industriel d'utiliser au minimum trois éprouvettes pour effectuer les essais. Nous disposons de trois grandes plaques et donc de neuf éprouvettes après découpe. Vu que le nombre d'éprouvettes disponibles est limité, 2 éprouvettes par catégorie seront utilisées pour faire les essais monotones.

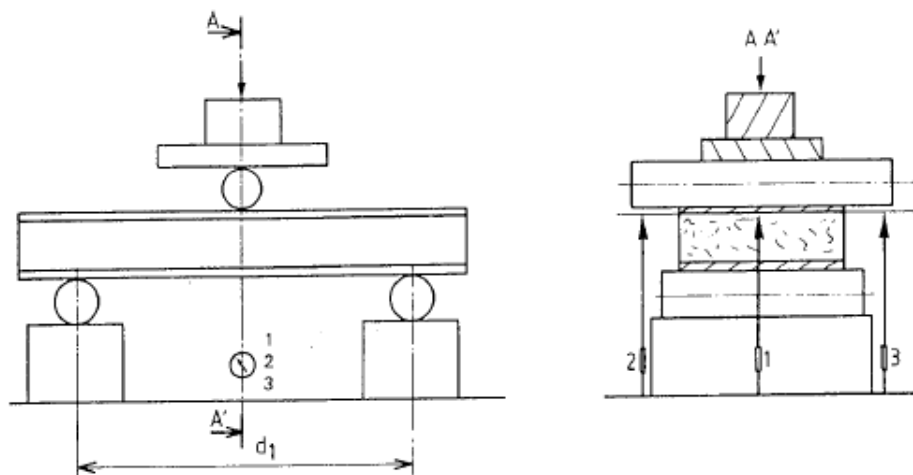


Figure IV- 153 : Montage de flexion 3 points selon la norme EN ISO NFT 54-606

Sur la Figure IV- 153,  $d_1$  est la distance entre appui qui est exprimée en fonction de l'épaisseur et selon les propriétés du matériau à déterminer.

Trois cas peuvent se présenter :

- ✓ pour la détermination des propriétés de cisaillement, la distance entre appuis ( $d_1$ ) doit être égale à 10 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich ( $h$ ) : ( $d_1 = 10 h$ ).
- ✓ pour la détermination de la rigidité en flexion, la distance entre appuis doit être égale de 15 à 20 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich ( $d_1 = 15$  à  $20 h$ ), mais de préférence 20 fois.
- ✓ pour la détermination de la résistance en flexion des semelles, la distance entre appuis doit être égale de 15 à 20 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich ( $d_1 = 15$  à  $20 h$ ), mais de préférence 20 fois.

En tenant compte du coût de fabrication des éprouvettes, le choix de  $d_1$  a donc été fixé à 15 fois  $h$ . L'épaisseur étant de 82 mm, la distance entre appui  $d_1$  est de 1200 mm.

### IV-3-2- Paramètres et résultats à déterminer

Selon la norme, les résultats à déterminer sont : la contrainte normale dans les peaux (1), la contrainte de cisaillement entre les peaux et l'âme (2) et la flèche maximale (mesurée en cours d'essai) (3).

✓ Contrainte normale dans les peaux :

$$\sigma = \frac{P.d}{2.e_s.(h + e_a).b}$$

Avec P est la charge correspondant à la rupture par cisaillement (en N), h est l'épaisseur totale de la structure sandwich (mm),  $e_a$  est l'épaisseur de l'âme (mm), b est la largeur de l'éprouvette (mm).

✓ Contrainte de cisaillement à l'interface peau-âme :

$$\tau = \frac{P}{(h + e_a).b}$$

✓ Flèche :

$$W = \frac{2f_1 + f_2 + f_3}{4}$$

Avec W : flèche de référence (mm),  $f_1$  : flèche indiquée par le comparateur 1 placé sous la semelle inférieure (mm),  $f_2$  et  $f_3$  : flèches indiquées par les comparateurs 2 et 3 placés sous la semelle supérieure (mm).

### IV-3-3- Machine d'essais

Les essais sont réalisés sur le même type de machine d'essais que celle du chapitre I. Cependant le montage de flexion 3 points (figure IV-12) a été conçu et réalisé selon les dimensions des éprouvettes au sein du laboratoire pour résister aux sollicitations monotones et de fatigues.

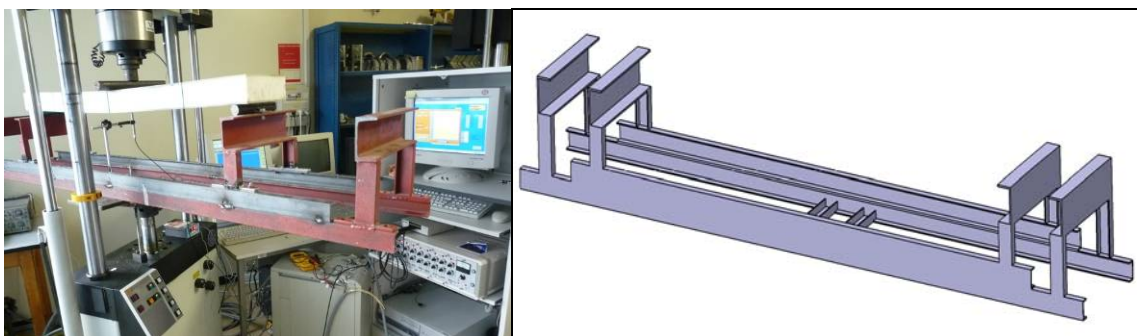


Figure IV-154 : Dispositif d'essai et machine, modèle 3D du banc d'essai

### IV-3-4- Etude de l'influence de joints de colle

Dans la bibliographie, nous avons mis en évidence que le type de rupture le plus souvent rencontré dans les structures sandwichs soumises à une sollicitation de flexion 3 points, est un



endommagement à l'interface âme-peau. Dans ce cas, lors la présentation des résultats, seule la contrainte de cisaillement doit être prise en compte.

### IV-3-4-1- Catégorie 1

La Figure IV-155 présente la rupture finale d'une éprouvette de catégorie 1. Nous remarquons que la rupture se produit à l'interface âme-peau supérieure, ce qui représente un endommagement par cisaillement de la mousse.

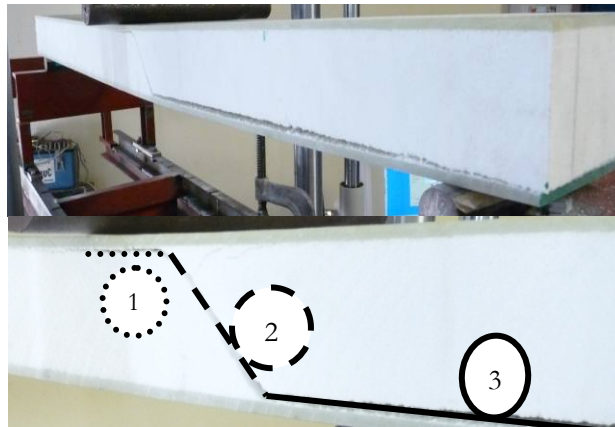


Figure IV-155 : rupture finale d'une éprouvette de catégorie 1

La Figure IV-156 présente la contrainte de cisaillement à l'interface âme-peau supérieure. L'endommagement se produit de manière brutale.

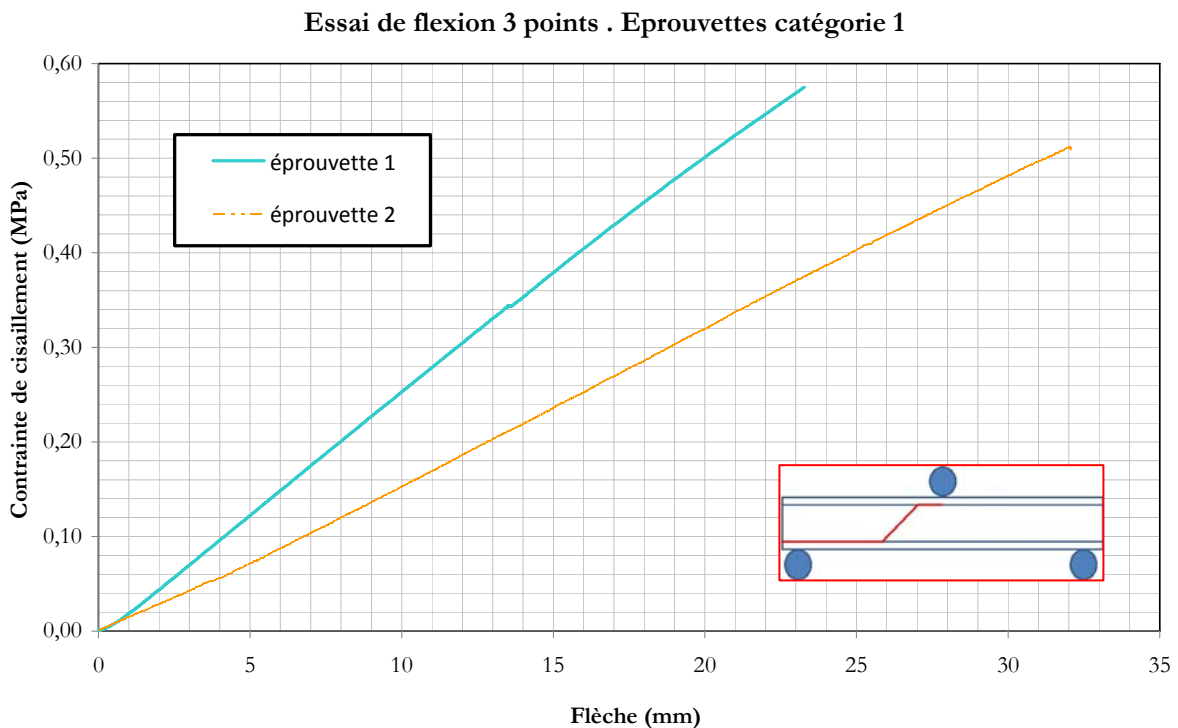


Figure IV-156 : Contraintes de cisaillement dans les éprouvettes de la catégorie 1

Le scénario d'endommagement observé est le suivant : l'endommagement débute en dessous de l'appui central à l'interface âme-peau supérieure lorsque la contrainte de cisaillement atteint une valeur limite, ensuite il se propage à l'horizontal toujours dans la même direction. Ensuite la contrainte de cisaillement dans la mousse est trop élevée conduisant à la rupture de la mousse avec un angle de 45°. Lorsque l'âme est endommagée la rupture continue à l'interface de la peau inférieure et de l'âme. Ce scénario d'endommagement est le même que celui observé dans la bibliographie.

### 1-1-1- IV-3-4-2- Catégorie 2

Dans la catégorie 2, la séquence d'endommagement (Figure IV-157) est similaire à celui des éprouvettes de la catégorie 1. Cependant il est plus progressif que précédemment.

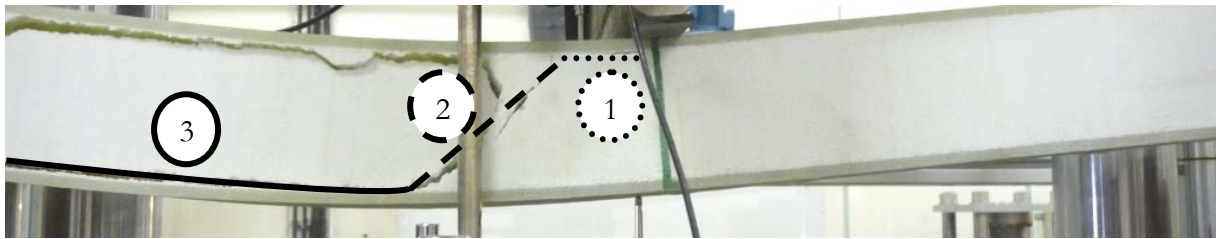


Figure IV-157 : Rupture finale d'une éprouvette de catégorie 2

Les courbes de la figure IV-17 représentent les contraintes de cisaillement à l'interface âme-peau pour les deux éprouvettes testées.

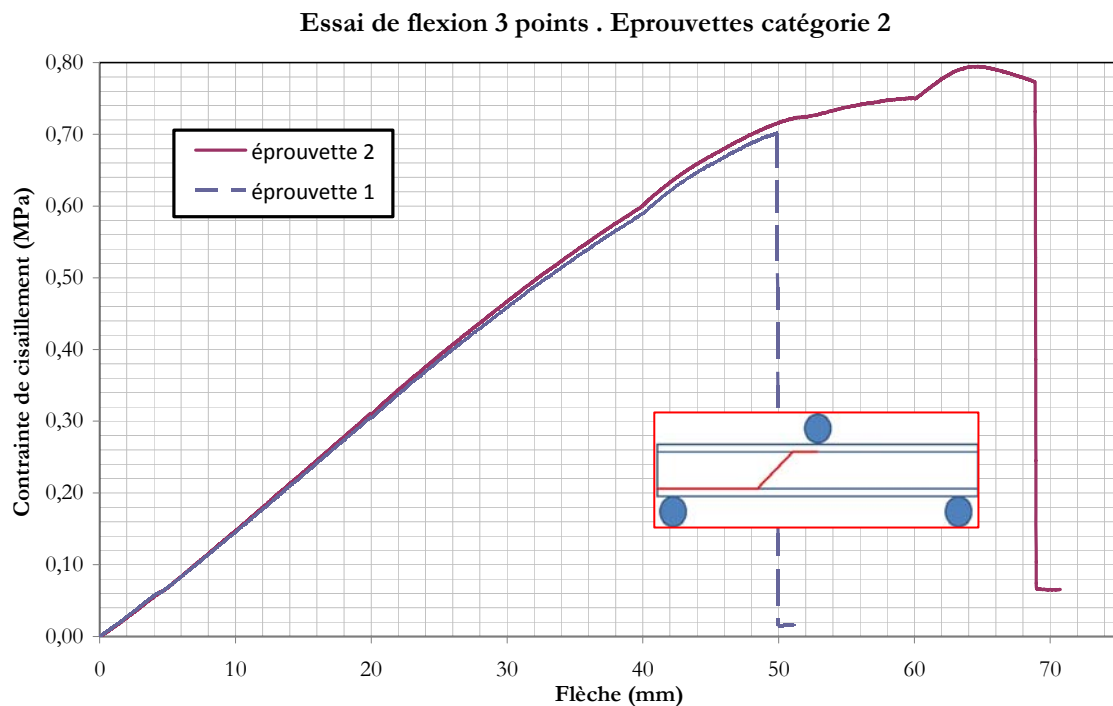


Figure IV-158: Courbes d'essai monotone de flexion 3 points pour la catégorie 2

Clark et al. avaient observé un mode de rupture en palier pour des éprouvettes épaisses [CLA99] Ici, on ne retrouve pas le même type d'endommagement car la mousse utilisée est constituée d'un seul bloc dans l'épaisseur contrairement à Clark et al. qui avaient utilisé plusieurs blocs dans l'épaisseur.

#### IV-3-4-3- Bilan des essais de traction

Le Tableau IV-30 présente la moyenne des différentes caractéristiques mécaniques obtenues après essais pour chaque catégorie d'éprouvette.

Propriétés	Rm(MPa)	$\tau$ max (MPa)	Flèche max (mm)	Rupture
<i>Catégorie 1</i>	55	0,6	32	Cisaillement
<i>Catégorie 2</i>	79	0,8	52	Cisaillement

Tableau IV-30 : Comparaison des valeurs à rupture entre la catégorie 1 et 2

Les valeurs des propriétés de la catégorie 1 sont inférieures à celles de la catégorie 2. Ces différences peuvent s'expliquer par :

- ✓ la qualité de fabrication des éprouvettes, hypothèse motivée par les ruptures brutales observées pour la catégorie 1.
- ✓ l'influence de la position des joints de colle qui peuvent être soumis à un phénomène de flambement.

Il est difficile de vérifier la première hypothèse sans savoir exactement l'historique du processus de fabrication. Certains paramètres tels que la préparation des surfaces à coller ou la température de cuisson peuvent avoir une influence non négligeable. Cependant, nous pouvons essayer de l'évaluer en faisant une analyse des zones de rupture et notamment des faces de rupture.

La seconde hypothèse peut se vérifier facilement en faisant une modélisation numérique de la poutre ainsi que la position du joint de colle afin d'en évaluer son influence.

## IV-4- Analyse des faces des zones endommagées

### IV-4-1- Faces de catégorie 1

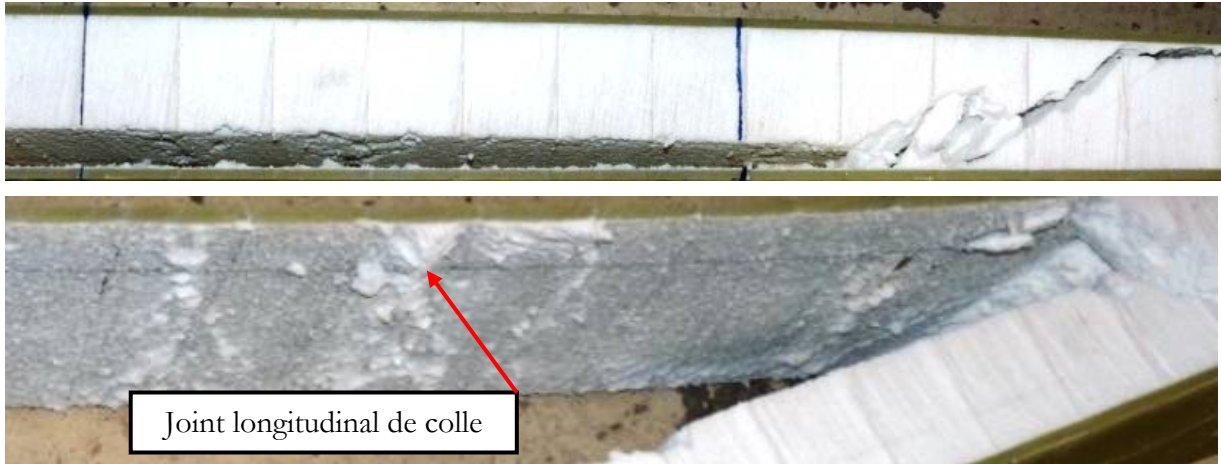


Figure IV-159 : Endommagement d'une éprouvette de catégorie 1

La face de la peau du sandwich des Figure IV-159 et la Figure IV-160 montrent que certaines parties de l'âme en mousse PET restent collées. Ce type d'endommagement démontre que l'interface peau-âme a cédé sous la contrainte de cisaillement.

### IV-4-2- Faces de catégorie 2



Figure IV-160: Endommagement d'une éprouvette de catégorie 2

Les images des Figure IV-159 et la Figure IV-160 montrent que les profils des surfaces décollées, pour les deux catégories sont similaires. Ces résultats permettent de croire à première vue que la qualité de fabrication des éprouvettes n'influence pas les résultats des essais monotones.

#### IV-5- Modélisation numérique

Une modélisation numérique de l'essai de flexion 3 points a été réalisée pour étudier l'influence du joint de colle. Les joints de colle ont été modélisés par des raidisseurs entre les deux peaux d'une épaisseur de 2 mm. Un module de Young de 3000 MPa et un coefficient de Poisson de 0,25 ont été considérés pour les propriétés de la colle. Les propriétés mécaniques données dans les tableaux IV-2 et IV-3 ont été utilisées respectivement pour les peaux et l'âme. Une modélisation volumique est utilisée avec des éléments rigides pour les rouleaux (Figure IV-161).

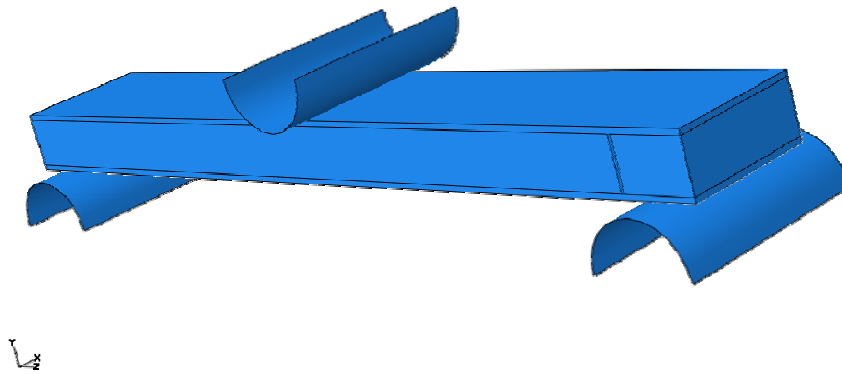


Figure IV-161 : Modèle numérique de l'éprouvette en flexion 3 points

Un calcul statique a montré que la présence d'un raidisseur ne conduit pas à une concentration de contrainte pouvant expliquer une rupture plus précoce des éprouvettes de catégorie 1 par rapport à celles de la catégorie 2.

Un calcul de flambement a permis de mettre en évidence que c'était le raidisseur qui flambait le premier (Figure IV-162, seuls le raidisseur et les peaux sont représentées). On a donc un flambement local du joint de colle correspondant à un effort de 3200 N. Ce flambement local peut être à l'origine d'un endommagement de la mousse conduisant à une ruine globale de l'éprouvette plus rapide.

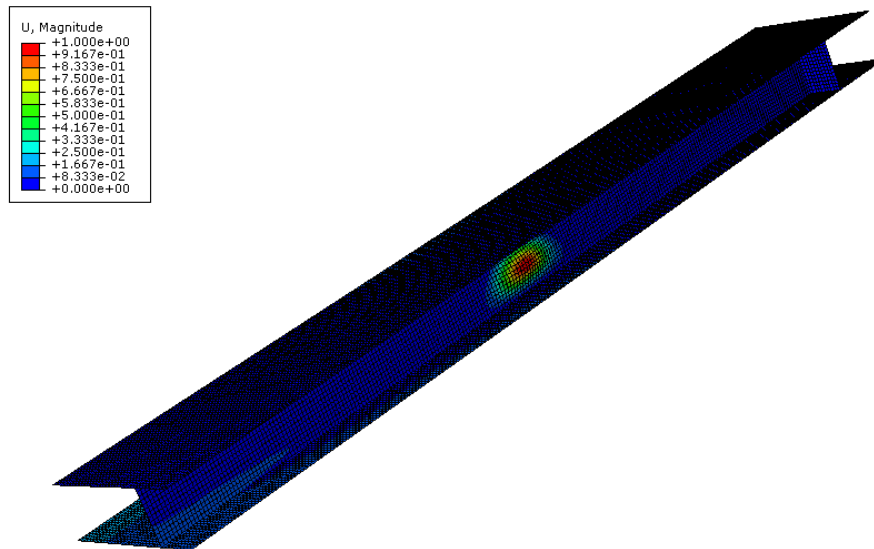


Figure IV-162 : Premier mode de flambement de la poutre

Les résultats de la modélisation numérique montrent que la position des joints de colle n'a pas d'influence sur le comportement de la structure sauf dans le cas du flambement.

## IV-6- Fatigue des éprouvettes sandwichs

Les résultats des essais monotones permettent d'effectuer les essais de fatigue. Seules les éprouvettes de la catégorie 2 seront testées en fatigue. L'essai de fatigue est réalisé en prenant la référence normative EN ISO 13003 concernant les matériaux composites à matrice organique.

### IV-6-1- Paramètres de l'essai

Les essais sont réalisés en contrôle de force. Les autres paramètres, la fréquence d'essai, le rapport de chargement, les niveaux de charge et le critère d'arrêt sont déclinés ci-après.

#### IV-6-1-1- Fréquence d'essai

Afin de réduire la durée des essais, nous avons cherché à déterminer la fréquence d'essai en fonction de deux paramètres qui sont, la capacité de la machine et l'élévation excessive de la température.

Les machines de fatigue disposent d'une fonction de « contrôle d'amplitude » qui permet de garder l'amplitude constante pendant toute la durée de l'essai. Lorsque la capacité du groupe hydraulique est dépassée, la fonction de contrôle d'amplitude ne peut être activée.

Nous avons mis en évidence au chapitre I, l'influence de la fréquence d'essai qui provoque un échauffement du matériau, pour lequel la norme ISO EN 13003 fixe une limite à 10°C. La

caméra Jade III utilisée aux chapitres précédents est utilisée pour suivre l'échauffement au niveau du poinçon central où la concentration de contrainte est maximale.

Pour effectuer cet essai, le niveau de chargement maximal est fixé à 80% correspondant à l'amplitude maximale de déplacement que peuvent subir les éprouvettes. L'amplitude de déplacement correspondant est de 20 mm, ce qui est très élevé par rapport aux essais de flexion standards. La fréquence initiale est fixée à 0,5 Hz. La température est mesurée après 5000, 10000, 15000 et 20000 cycles. Le Tableau IV-31 donne les différentes fréquences d'essai testées, l'échauffement ainsi que l'activation du contrôle d'amplitude ou non.

Fréquence (Hz)	Delta T(°C)	Contrôle d'amplitude
0,5	0,3	OUI
1	1	OUI
1,5	3	OUI
2	5	NON

Tableau IV-31 : Détermination de la fréquence d'essai

Le contrôle d'amplitude n'étant pas activable pour la fréquence de 2 Hz, nous avons décidé de choisir la fréquence de 1,5 Hz.

#### IV-6-1-2- Niveau d'essai et critères d'arrêt

Le rapport de chargement est fixé à  $R=0,1$ . Les niveaux de chargement ont été choisis à 60, 70 et 80% du  $R_m$ . Le nombre d'éprouvette disponible étant de 4, la répartition pour chaque niveau est celle donnée dans le Tableau IV-32

Niveau de chargement (% / $R_m$ )	Amplitude de contrainte de cisaillement (MPa)	Nombre d'éprouvettes
60	0,20	1
70	0,25	1
80	0,30	2

Tableau IV-32 : Répartition des éprouvettes de tests

Les critères d'arrêt des essais sont  $10^6$  cycles ou une perte de rigidité de 10% ou la rupture de l'éprouvette.

#### IV-6-2- Niveau de chargement 60%

Une éprouvette est soumise à 60% de chargement. Après 1000000 cycles, n'ayant pas constaté d'endommagement, nous avons décidé de continuer l'essai. Au bout de 1 385 000 Cycles la perte de rigidité constatée était d'1%. L'essai a été interrompu.

### IV-6-3- Niveau de chargement 70%

Pour ce niveau de chargement, une seule éprouvette est testée. L'essai a été interrompu à 1 200 000 cycles avec une perte de rigidité d'environ 1% sans endommagement visible à l'œil nu au niveau de l'appui central qui est un site privilégié d'amorçage de l'endommagement.

### IV-6-4- Niveau de chargement 80%

#### IV-6-4-1- Epreuve 1

Le niveau de chargement de 80% correspond à une amplitude de chargement de 29 MPa et une contrainte moyenne de 36 MPa. La rupture finale s'est produite à 854 000 cycles avec une perte de rigidité de 17%. A environ 300000 cycles, la perte de rigidité est de 10% sans observer d'endommagement à l'œil nu. L'essai a été poursuivi pour avoir la séquence d'endommagement (Figure IV-163). Un endommagement sous l'appui central apparaît à partir de 280000 cycles. A partir de 433700 cycles, une décohésion entre la peau et la mousse apparaît nettement. Cette décohésion se propage lentement jusqu'à la rupture finale. Les phases 2 et 3 de la fissuration se produisent brutalement.

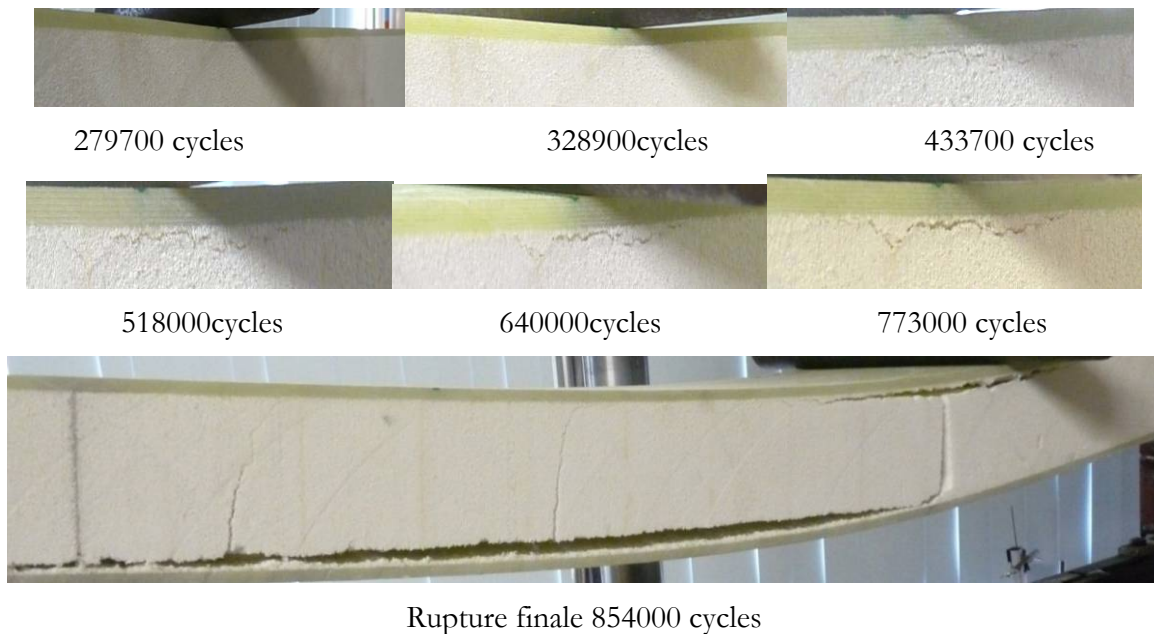


Figure IV-163 : Séquence d'endommagement de l'éprouvette 1 à 80% de chargement

#### IV-6-4-2- Epreuve 2

L'éprouvette 2 présente le même type de résultat que l'essai précédent avec une rupture finale à 172600 cycles. Avant la rupture la perte de rigidité est de 25%. Les images de la Figure IV-164 présentent la séquence d'endommagement pour la seconde éprouvette qui est identique à celle obtenue pour la première éprouvette.



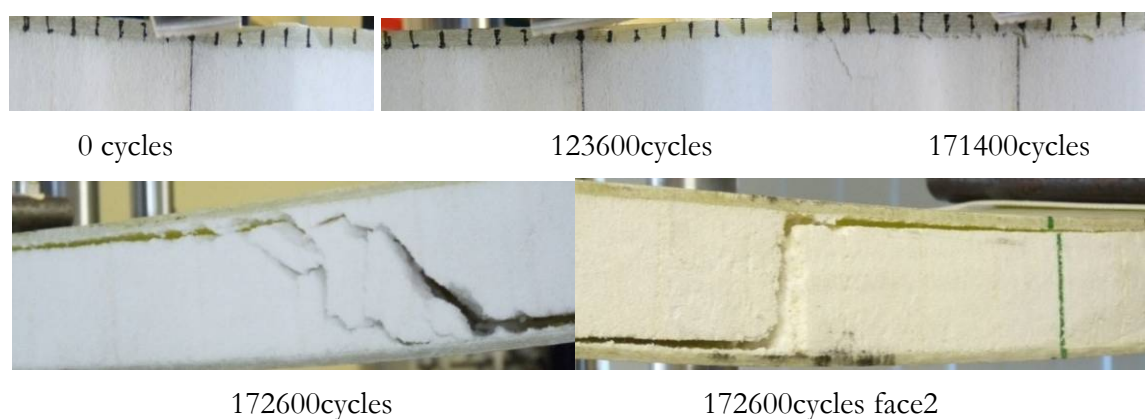


Figure IV-164 : Séquence d'endommagement de l'éprouvette 2 à 80% de chargement

#### IV-7- Conclusion et perspectives du chapitre IV

L'étude présentée dans ce chapitre portait sur le comportement de matériaux sandwichs de forte épaisseur. Des essais monotones et de fatigue en flexion 3 points ont été réalisés. Afin de respecter les normes en vigueur, il a été nécessaire d'utiliser des éprouvettes avec de grandes dimensions (1320 mm x 200 mm). Les fabricants de mousse ne pouvant fournir des blocs de mousse de taille suffisante, l'âme des éprouvettes est constituée de plusieurs blocs collés. Il a été montré à l'aide d'essais monotones et d'une modélisation numérique que ce pontage de colle avait une influence non négligeable sur les propriétés mécaniques. D'autres essais sur des éprouvettes ayant des joints de colle à différentes distances devront être réalisés afin de mieux cerner l'influence de ce pontage qui est difficile à éviter dans la pratique.

Lors de l'essai de fatigue, la grande dispersion des résultats nécessite de conduire de nouveaux essais afin de mieux caractériser le comportement du matériau en fatigue. Ces travaux sont en cours de réalisation dans le département.

## IV-8- Références bibliographiques du chapitre IV

- [ALL69] Allen HG, Analysis and design of structural sandwich panels, Oxford : Pergamon Press, 1969.
- [ASS06] Assarar M., El Mahi A., Khawar Farooq M., Berthelot J.M., Comportement en flexion des poutres en matériaux sandwichs, Mécanique & Industries, 6, 589-593, 2006.
- [BER92] J.-M. Berthelot, Matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures, Edition Masson, 642, 1992.
- [CAS00] B. Castanie, Contribution à l'étude des structures sandwichs dissymétriques, Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace, 208, 2000.
- [CLA99] S.D. Clark , R.A. Shenoi , H.G. Allen, Modelling the fatigue behaviour of sandwich beams under monotonic, 2-step and block-loading regimes, Composites Science and Technology 59, 471-486, 1999.
- [COR87] J.L. Corden, Honeycomb structure, Composites, Engineering Materials Handbook, ASM international 1, 721-728, 1987.
- [GIB88] L. J. Gibson, Ashby M. F., Cellular solids - Structure and properties, Pergamon Press, Oxford, UK, 357, 1988.
- [KAN04] K. Kanny, H. Mahfuz, Flexural fatigue characteristics of sandwich structures at different loading frequencies, Composite Structures 67, 403–410, 2005.
- [NOO96] A. K. Noor, W. S. Burton, C. W. Bert, Computational models for sandwich panels and shells, Appl Mech Rev 49, 15–199, 1996.
- [RED97] J.N. Reddy, Mechanics of laminated composite plates: theory and analysis, Boca Raton, FL: CRC Press, 1997.
- [REY90] M. Reyne, Systèmes sandwich, Technologie des composites, Editions Hermès, Paris, 141-151, 1990.
- [ZEN95] D. Zenkert, An introduction to sandwich construction, London : Engineering Materials Advisory Services; 1995.
- [ZEN97] D. Zenkert, The handbook of sandwich construction, EMAS, Cradley Heath, UK, 442, 1997.

## **Conclusion générale et perspectives**

Les travaux de recherche présentés dans ce rapport concernent l'étude expérimentale du comportement en fatigue de matériaux composites sous trois angles différents qui sont la détection et la caractérisation du délaminage, le comportement en fatigue sous sollicitations multiaxiales et enfin l'étude de structures semi-industrielles. Ces trois axes d'études sont en lien direct avec les problématiques industrielles actuelles qui sont l'utilisation de méthodes de contrôle in situ pour vérifier l'intégrité de structures composites en service, le comportement de ces structures sous des sollicitations complexes et enfin l'influence du mode d'obtention d'une pièce sur sa durée de vie.

Un premier chapitre bibliographique a permis de faire le point sur les connaissances dans le domaine de la fatigue des matériaux composites et plus particulièrement sur les modes d'endommagements et les paramètres influents. Cette étude bibliographique a été complétée par une étude expérimentale sur éprouvettes constituées de divers empilements élémentaires :  $(0^\circ)_3$ ,  $(90^\circ)_3$ , des tissus  $(0-90^\circ)_4$  et  $(-45+45^\circ)_4$ . L'étude bibliographique ainsi que les essais de fatigue réalisés ont montré que le délaminage est un mode d'endommagement très sévère pour les composites stratifiés. De même, il a été mis en évidence la nécessité d'avoir un indicateur fiable de l'endommagement dans les matériaux composites.

L'objet du second chapitre porte sur l'étude du délaminage par deux techniques non destructives : l'imagerie ultrasonore et la thermographie infrarouge. L'utilisation de ces deux méthodes couplées à des observations macroscopiques ont permis une évaluation satisfaisante du délaminage.

La méthode par thermographie utilisée dans cette étude diffère de la méthode classique puisqu'elle est basée sur une méthode inverse pour évaluer les termes de sources de chaleur à l'origine de l'élévation de température observable au cours d'un essai. Les deux sources de chaleur évaluées sont le couplage thermoélastique et la dissipation intrinsèque. A l'aide d'éprouvettes pré-endommagées, on a pu montrer que classiquement le couplage thermoélastique permettait de localiser l'endommagement et la dissipation, l'évolution de cet endommagement par délaminage. Cependant, ces résultats peuvent être améliorés du point de vue expérimental et des hypothèses utilisées pour le traitement des données. Il est donc nécessaire de poursuivre ces travaux à l'aide d'essais spécifiques afin d'identifier correctement le terme de dissipation et de vérifier à l'aide de modèles numériques les hypothèses utilisées. La méthode présentée semble prometteuse car couplée à la mesure de champ de déplacement, elle donne une information supplémentaire pour valider des modèles d'endommagement.

De même, d'un point de vue expérimental, une piste basée sur l'utilisation d'une caméra infrarouge munie, d'un objectif macroscopique se dégage et permettrait d'étudier d'autres phénomènes d'endommagement se produisant à une échelle inférieure comme la fissuration matricielle ou encore la décohésion fibre/matrice.

Le troisième chapitre porte sur l'étude d'un matériau composite isotrope sous sollicitations multiples monotones et cycliques. Une éprouvette cruciforme a été conçue et fabriquée de manière optimale afin de garantir les critères nécessaires à l'obtention de l'état de contraintes désiré dans la zone d'étude. Ainsi, une partie de l'étude portait sur l'influence de l'ajout d'une contrainte moyenne issue d'un effort constant perpendiculaire à l'effort cyclique appliqué, sur le comportement en fatigue de l'éprouvette. Les résultats des essais ainsi qu'une modélisation numérique ont montré qu'il n'y avait pas d'influence. En effet, l'ajout de cette contrainte moyenne n'avait pas de conséquence sur les plis les plus faibles à savoir les plis à +/- 45°. Naturellement, la suite de l'étude portera sur le comportement de ces mêmes éprouvettes mais cette fois-ci sous chargements biaxiaux cycliques. L'étude d'autres empilements est également envisagée. Ces essais sont indispensables pour le développement de modèles de prévision de durée de vie pour les matériaux composites.

Le dernier chapitre étudie le comportement en fatigue en flexion trois points d'une éprouvette sandwich (peaux verre/époxy et âme PET) utilisée dans le domaine du ferroviaire. Ces éprouvettes, qu'on peut qualifier de maquettes semi-industrielles, ont la particularité d'avoir une épaisseur très importante. L'étude expérimentale en sollicitation monotone et la modélisation numérique ont permis de mettre en évidence l'influence des joints de colle sur le comportement en sollicitation monotone de ce type de matériaux. Les premiers résultats en fatigue montrent une grande dispersion qui doit être vérifiée par la réalisation d'autres essais. Il serait intéressant pour la suite de fabriquer des éprouvettes de plus petites dimensions en faisant varier la position des joints de colles afin de mieux appréhender l'influence de cette caractéristique géométrique inévitable dans la fabrication de grandes structures.

L'ensemble de ce travail est une étude exploratoire du comportement en fatigue des matériaux composites en utilisant diverses techniques et méthodes. De nombreux points d'améliorations existent et des pistes d'investigations sont ouvertes.

## Résumé

Les travaux de cette thèse concernent l'étude expérimentale du comportement en fatigue de matériaux composites sous trois angles différents qui sont la détection et la caractérisation du délaminage, le comportement en fatigue sous sollicitations multiaxiales et enfin l'étude de structures semi-industrielles. Dans un premier temps, une étude bibliographique complétée par une étude expérimentale permet de mettre en évidence que le délaminage est un mode d'endommagement très sévère pour les composites stratifiés et qu'il est nécessaire d'avoir un indicateur fiable de l'endommagement dans les matériaux composites. Dans le second chapitre, le délaminage est étudié en utilisant deux techniques non destructives : l'imagerie ultrasonore et la thermographie infrarouge. L'utilisation de ces deux méthodes couplées à des observations macroscopiques ont permis une évaluation satisfaisante du délaminage. Le troisième chapitre aborde l'étude d'un matériau composite isotrope sous sollicitations multiples monotones et cycliques. Une éprouvette cruciforme a été conçue et fabriquée de manière optimale pour étudier l'influence de l'ajout d'une contrainte moyenne issue d'un effort constant perpendiculaire à l'effort cyclique appliqué, sur le comportement en fatigue. Les résultats des essais ainsi qu'une modélisation numérique ont montré qu'il n'y avait pas d'influence.

Le dernier chapitre étudie le comportement en fatigue en flexion trois points d'une éprouvette sandwich utilisée dans le domaine du ferroviaire. Une étude expérimentale et une modélisation numérique ont permis de mettre en évidence l'influence des joints de colle sur le comportement de ce type de matériaux. Les premiers résultats en fatigue sont présentés.

**Mots clés :** Matériaux composites, délaminage, sollicitations multiaxiales, thermographie infrarouge, macroscopie, imagerie ultrasonore, éprouvette cruciforme, éléments finis.

## Abstract

The work of this thesis concerns the experimental study of fatigue behavior of composite materials from three different angles, which is the detection and characterization of delamination, the fatigue behavior under multiaxial stress and the study of semi-industrial structures. Initially, a literature review completed by an experimental study allows to demonstrate that the delamination is a severe damage mode for composite laminates and it is necessary to have a reliable indicator of damage in composites. In the second chapter, the delamination is studied using two non-destructive techniques : ultrasonic imaging and infrared thermography. Using these two methods coupled with macroscopic observations have led to a satisfactory assessment of delamination. The third chapter discusses the study of an isotropic composite material under multiple stress monotonic and cyclic. An optimum cruciform specimen was designed and constructed to study the influence on the fatigue behavior, by applying a constant average stress in one direction and cyclic loading in perpendicular direction. Test results and a numerical modeling showed that there was no influence. The last chapter examines the fatigue behavior in three-point bending of a sandwich specimen used in the field of railways. An experimental study and numerical modeling have highlighted the influence of glue joints on the behavior of such materials. The first results in fatigue are presented.

**Key words :** Composite materials, delamination, multiaxial stress, infrared thermography, macroscopic, ultrasound, cruciform specimen, finite elements.