



This is an author-deposited version published in: <http://oatao.univ-toulouse.fr/>
Eprints ID: 5206

To cite this document: Lachaud, Frédéric. *Dé laminage de matériaux composites à fibres de carbone et à matrices organiques : étude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique*. PhD, Génie Mécanique, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, 1997 (Thèse)

Any correspondence concerning this service should be sent to the repository administrator: staff-oatao@inp-toulouse.fr

THESE

présentée devant

L'UNIVERSITE PAUL SABATIER DE TOULOUSE

en vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITE PAUL SABATIER
SPECIALITE : GENIE MECANIQUE

par

Frédéric LACHAUD

**DELAMINAGE DE MATERIAUX COMPOSITES A FIBRES DE CARBONE ET
A MATRICES ORGANIQUES : ETUDE NUMERIQUE ET EXPERIMENTALE,
SUIVI PAR EMISSION ACOUSTIQUE**

Soutenue le 3 décembre 1997 devant le jury composé de :

M. GAY Daniel	Rapporteur
M. JOUBERT François	Président et Rapporteur
M. VAUTRIN Alain	Rapporteur
M. BARRAU Jean-Jacques	Examineur
M. BARRIOL Roger	Examineur
M. FAVRE Jean-Paul	Examineur
M. GUEDRA-DEGEORGES Didier	Examineur
M. MICHEL Laurent	Examineur

Ecole Nationale Supérieure d'Ingénieurs de Constructions Aéronautiques
Département de Génie Mécanique
1, Place Emile Blouin - 31056 TOULOUSE Cedex

Ce sont les passions et non les intérêts qui mènent le monde.

Mars ou la guerre jugée, Emile Chartier dit ALAIN (1868-1951)

A mes Parents...

Ce travail représente quatre années passées au sein du laboratoire de Génie Mécanique de l'Ecole Nationale Supérieure d'Ingénieurs de Constructions Aéronautiques et je tiens donc à remercier toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'aboutissement de mon travail de thèse et d'enseignement.

Tout d'abord je voudrais remercier Monsieur Roger Barriol professeur des Universités et Directeur du Département de Génie Mécanique de l'Ecole Nationale Supérieure d'Ingénieurs de Constructions Aéronautiques pour m'avoir accueilli au sein de son laboratoire, d'avoir accepté la direction de cette thèse et pour ses précieux conseils.

Je remercie vivement Monsieur François JOUBERT professeur des Universités à l'I.U.T de Génie Mécanique de Bordeaux pour avoir accepté d'examiner mon travail, d'en être rapporteur et pour l'honneur qu'il me fait de présider le jury.

Je tiens aussi à remercier Monsieur Alain VAUTRIN professeur à l'Ecole des Mines de St. Etienne d'avoir accepté d'être rapporteur de ma thèse et pour l'intérêt qu'il a porté à mon travail. Qu'il reçoive l'expression de ma reconnaissance la plus sincère.

Merci également à Monsieur Daniel GAY professeur à l'Université Paul Sabatier de l'honneur qu'il me fait d'avoir accepté de juger mon travail.

Que monsieur Laurent MICHEL enseignant-chercheur à l'Ecole Nationale Supérieure d'Ingénieurs de Constructions Aéronautiques et co-directeur de ma thèse, reçoive toute ma reconnaissance pour son aide précieuse tout au long de ce travail et d'avoir examiné avec intérêt et attention mon rapport de thèse.

Je tiens à exprimer mes plus vifs remerciements à Monsieur Jean-Paul FAVRE chef de division composites et matériaux organiques à l'ONERA Châtillon, à Monsieur Didier GUEDRA-DEGEORGES chef du service comportement mécanique au département matériaux de l'Aérospatiale de Suresnes et à Monsieur Jean-Jacques BARRAU professeur à l'Université Paul Sabatier pour avoir accepté de participer au jury, pour l'intérêt qu'ils ont porté à mon travail et pour leurs remarques constructives.

Je tiens également à remercier tout le personnel du Département de Génie Mécanique, du département Avionique et Systèmes, du service informatique et du service de reprographie de l'Ecole Nationale Supérieure d'Ingénieurs de Constructions Aéronautiques, ainsi que le personnel du Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse, pour leur aide et leur sincère amabilité.

Je tiens à remercier tout particulièrement pour leur amitié et leur aide : Bernard LORRAIN, Pascal CASU, Daniel BOITEL, Pierre ERIZE, Michel LABARRERE, Daniel GAGNEUX, Claude PALAYSI, Roger BARTHES, Gilles MENDIARA, Patrick DUVERNOIS, Laurent ALLOZA.

Enfin, merci à mon Père, ma Mère et Nathalie pour votre soutien constant durant ces quatre années.

INTRODUCTION DE L'ETUDE

Les matériaux composites sont sujets à différents types d'endommagement que l'on peut classer en fonction de leur apparition dans l'historique de leur chargement. Le premier défaut qui apparaît est généralement la fissuration de la matrice. Par la suite, l'accumulation de la fissuration peut créer l'apparition d'un délaminage : décohésion des plis composant le stratifié. Enfin, le stratifié rompt de façon explosive par la rupture des fibres en traction.

L'endommagement par fissuration de la matrice fait l'objet de nombreux travaux [Ladevèze^{67,68}, Le Dantec⁷³, Thionnet¹⁰⁹⁻¹¹²] et son étude permet de mieux modéliser le comportement avant la rupture totale du stratifié. Les études sur le délaminage sont réalisées le plus souvent par la théorie de la mécanique de la rupture sous sollicitations simples en mode I, II et III [Aboura^{1,2}, Benzeggagh^{17,18,20,21}, Brunel²⁵, Davies^{33,34}], et permettent de connaître les énergies critiques de propagation de délaminages établis.

Cependant, à l'heure actuelle, l'amélioration des fibres crée une dissymétrie croissante entre la résistance en traction (en constante augmentation) et la résistance en compression (qui stagne). Ce phénomène est aujourd'hui longuement étudié [Effendi^{37,38}, Grandidier⁵⁴, Le Dantec⁷³] si bien que la résistance en compression devient un critère dimensionnant pour les structures composites.

L'expérimentation fait appel à des moyens de contrôle non destructif permettant de relever l'apparition et l'évolution des dommages. Ces méthodes sont déterminantes pour la bonne compréhension des phénomènes d'endommagement et pour la restitution des paramètres mécaniques importants. Parmi les plus couramment utilisées, on peut citer la méthode des ultrasons, des rayons X, et l'émission acoustique. Même si elle ne permet pas de visualiser les dommages, l'émission acoustique est très employée et permet d'obtenir une information en temps réel de l'évolution des dommages.

Bien que la résistance des fibres en compression soit un critère dimensionnant, des recherches sont actuellement en cours sur la résistance résiduelle des matériaux composites ayant subi un dommage dû à un impact, compte tenu de la perte de résistance engendrée. En effet, au cours de leur utilisation, ces matériaux peuvent être soumis à des agressions extérieures (impacts d'oiseaux, chute d'outils lors de la maintenance) ou même être endommagés avant même leur utilisation (défauts de fabrication). Ce type de défaut peut lorsqu'il se situe près de la surface du composite, causer un flambage local si la structure est soumise à des sollicitations de compression et par la suite se propager au sein de la structure. L'apparition de ce type de défaut pose un problème de dimensionnement des structures composites (tolérance aux dommages) : la tenue en compression du pli est-elle le critère dimensionnant les structures composites sachant que la résistance en compression du composite impacté peut fortement diminuer ? C'est pourquoi depuis 15 ans, des études ont débuté sur le calcul de la résistance des stratifiés incluant des défauts initiaux dus à des chocs. Ces études ont débuté en France à l'ONERA par Gilletta^{44,45} et Girard⁴⁷⁻⁵⁰, à l'Aérospatiale par Guedra-Degeorges^{56,57} et ont été développées dans le cadre d'un groupe de recherches Européen nommé GARTEUR (Group for Aeronautical Research and Technology in Europe). Elles ont aussi été réalisées en Amérique à la NASA par Whitcomb¹¹⁷⁻¹¹⁹, et Peck⁹¹, en Allemagne par Gerhartz⁴³, en Suède par Thesken¹⁰⁸ et Nilsson⁸⁶, au Japon par Ishikawa^{62,63} et en Thaïlande par Yeh¹²⁰. La plupart de ces études sont essentiellement basées sur la détermination de critères (de la mécanique de la rupture) de prédiction de la propagation du

délamination par flambage localisé permettant de connaître si le défaut initial créé est tolérable ou non. Les matériaux étudiés sont des composites à fibres de carbone et à matrice thermodurcissable et soumis à des sollicitations statiques. Les études de Thesken¹⁰⁸ et Nilsson⁸⁶ sur le même type de matériau, permettent de simuler numériquement la propagation du délamination. Des recherches récentes abordent la tenue au délamination par flambage local sous des sollicitations cycliques [Gerhartz⁴³, Guedra-Degeorges⁵⁶].

La plupart de ces études sont réalisées pour un défaut initial circulaire ou elliptique positionné proche de la surface du stratifié, assez représentatif d'un défaut dû à un choc. Le comportement en flambage local est relevé comme étant non linéaire et débute relativement tôt lors du chargement du stratifié. La propagation du délamination apparaît avant la rupture totale du stratifié et il semble important de prévoir ce type de défaut lors du dimensionnement des structures composites susceptibles de subir des chocs (tolérance aux dommages). Le but essentiel est de connaître à quel niveau de contraintes il y a risque de propagation et quel est le type et la taille du défaut toléré au cours de l'utilisation de structures composites.

Nos travaux se composent de quatre parties.

PARTIE A

Après un énoncé des différents composites utilisés, la première partie s'attache à décrire le cadre de notre travail. On expose donc toutes les études menées sur le délamination par flambage local autant expérimentalement que numériquement. Ces différentes études sont essentiellement réalisées sur un mono-délamination circulaire créé lors de la fabrication du stratifié et assez représentatif d'un défaut généré par un impact. Les modèles numériques utilisés, sont réalisés en analyse non linéaire géométrique sur une stratification et le plus souvent sur le composite T300/914.

L'influence du type de matériau composite ainsi que celle de l'orientation des fibres situées autour du délamination sont donc envisagés. Pour cela, nous avons choisi de comparer la tenue au délamination par flambage localisé des composites T300/914 et AS4/PEEK. Trois stratifications différentes seront étudiées.

PARTIE B

En vue de comprendre et de modéliser numériquement le comportement du pli élémentaire des composites stratifiés, une étude comparative de l'endommagement du T300/914 et de l'AS4/PEEK a été réalisée. Expérimentalement, des essais en traction : sens fils, avec cyclage sens travers et sur des stratifications croisées, sont menés afin de relever la perte de rigidité du pli, représentative de l'endommagement. Un modèle d'endommagement développé au LMT de Cachan a été appliqué aux résultats expérimentaux afin de comparer les différences de comportement du thermodurcissable (T300/914) et du thermoplastique (AS4/PEEK). Un suivi expérimental des essais par émission acoustique a permis de corrélérer l'endommagement avec un paramètre acoustique.

Enfin, la comparaison des résultats expérimentaux avec une étude numérique est réalisée à l'aide d'un modèle d'endommagement spécifique. Ce modèle, implanté dans le logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF, a été utilisé en vue d'une application à l'étude du flambage local. Une validation du modèle numérique introduisant les déformations résiduelles est réalisée sur quelques stratifications croisées soumises à des cycles de charges/décharges.

PARTIE C

L'étude du délamination par flambage localisé passe par la connaissance des énergies critiques de propagation. Ces énergies critiques sont généralement déterminées pour une fissure entourée de fibres de même orientation. Or, il est peu probable que le délamination d'impact se propage pour ce type d'interface. C'est pourquoi, cette étude est réalisée afin de connaître l'influence de l'orientation des fibres situées autour d'un délamination établi, sur les énergies critiques de propagation du délamination en mode I et II. L'éprouvette DCB et ENF sont utilisées lors de l'expérimentation.

Une comparaison des résultats expérimentaux aux taux de restitution d'énergie déterminés par deux méthodes numériques est réalisée. Ces méthodes seront utilisées pour la prédiction de la propagation du délamination par flambage local.

PARTIE D

Cette étude est consacrée au délamination par flambage localisé. Pour cela, une étude expérimentale sur le T300/914 et l'AS4/PEEK et trois stratifications différentes, est réalisée. Ensuite, l'étude numérique comprend deux parties. La première partie permet, en utilisant un critère de propagation du délamination basé sur la mécanique de la rupture, de prévoir la propagation du délamination par flambage local. A cette fin, nous avons utilisé les résultats de la partie C afin d'optimiser les résultats donnés par ce critère.

Une étude prenant en compte le comportement endommageable du pli décrit dans la partie B est alors réalisée. L'introduction de l'endommagement permet de simuler l'apparition de microfissures situées de part et d'autre du délamination. La détermination des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III en analyse non linéaire matériau le long du front de fissure, permet l'utilisation du critère de propagation du délamination.

TABLES DES MATIERES

Notations principales.....	xi
Liste des figures.....	xiv
INTRODUCTION DE L'ETUDE.....	1
PARTIE A	5
CADRE ET OBJET DE L'ETUDE	
Introduction de la partie A	7
CHAPITRE I : Généralités sur les composites utilisés	9
I.1 Introduction	9
I.2 Description des matériaux étudiés	9
I.2.1 Les constituants.....	10
I.2.1.1 Les renforts.....	10
I.2.1.2 Les résines.....	11
I.2.1.3 L'interface fibre-matrice.....	12
I.2.2 Les semi-produits.....	13
I.3 Fabrication des stratifiés	13
I.3.1 Les procédés de fabrication.....	13
I.3.2 La cuisson.....	13
I.4 Utilisation des matériaux composites décrits	14
I.5 Conclusions	14
CHAPITRE II : Endommagement et délaminage par flambage local	15
II.1 Généralités sur l'endommagement des matériaux composites stratifiés	15
II.1.1 Fissuration matricielle.....	15
II.1.2 Rupture de l'interface fibre-matrice.....	15
II.1.3 Délaminage.....	16
II.1.4 Rupture de fibres.....	16
II.1.5 Méthodes non destructives de suivi de l'endommagement.....	16
II.2 Suivi de l'endommagement des composites par émission acoustique (EA)	17
II.2.1 Généralités.....	17
II.2.2 Chaîne de mesure d'émission acoustique.....	17
II.2.3 Application de l'émission acoustique en laboratoire.....	18

II.2.3.1	<i>Seuil d'endommagement.....</i>	18
II.2.3.2	<i>Corrélation émission acoustique/fissuration.....</i>	20
II.2.3.3	<i>Identification des mécanismes d'endommagement par EA.....</i>	20
II.3	Le délaminage par flambage local : cadre de l'étude.....	21
II.3.1	Introduction.....	21
II.3.2	Cadre de l'étude.....	21
II.3.3	Observations expérimentales du délaminage par flambage local.....	23
II.3.3.1	<i>Comportement des plis flambés.....</i>	23
II.3.3.2	<i>Taille et forme du délaminage initial.....</i>	24
II.3.3.3	<i>Endommagement avant délaminage.....</i>	24
II.3.3.4	<i>Effet de l'environnement.....</i>	25
II.3.3.5	<i>Influence de l'orientation des fibres.....</i>	25
II.3.3.6	<i>Influence du matériau.....</i>	25
II.3.3.7	<i>Méthodes de suivi du délaminage par flambage local.....</i>	25
II.3.4	Etudes numériques du délaminage par flambage local.....	26
II.3.4.1	<i>Modélisation du défaut initial.....</i>	26
II.3.4.2	<i>Méthodes numériques de traitement du flambage localisé.....</i>	26
II.3.4.3	<i>Critères de propagation du délaminage.....</i>	26
II.3.4.3.1	<i>Critères basés sur la mécanique de la rupture.....</i>	26
II.3.4.3.2	<i>Critères basés sur la mécanique de l'endommagement.....</i>	28
II.3.4.4	<i>Influence du contact entre les plis.....</i>	29
II.3.4.5	<i>Influence de l'endommagement sur la propagation du délaminage.....</i>	30
II.4	Conclusions.....	31

PARTIE B	33
 ETUDE DE L'ENDOMMAGEMENT DU T300/914 ET DE L'AS4/PEEK 	
Introduction de la partie B	35
 CHAPITRE I : Endommagement des matériaux composites étudiés	
I.1 Introduction	37
I.2 Théorie de la mécanique de l'endommagement	37
I.2.1 Principe.....	37
I.2.2 Variables d'endommagements utilisées.....	38
I.2.3 Lois de comportement du pli.....	39
I.2.4 Plasticité et endommagement.....	41
I.2.5 Le modèle d'endommagement du LMT Cachan.....	41
I.2.5.1 Evolution de l'endommagement.....	42
I.2.5.2 Couplage plasticité-endommagement.....	42
I.2.5.3 Essais d'identification de l'endommagement.....	43
I.3 Eprouvettes et instrumentation	43
I.3.1 Eprouvettes.....	43
I.3.2 Instrumentation.....	44
I.3.3 Procédure expérimentale.....	45
I.4 Comportement et endommagement du pli	45
I.4.1 Traction sur stratifiés [0] ₈	45
I.4.2 Traction sur stratifiés [90] ₁₆	48
I.4.3 Traction sur stratifiés [±45] _{2S}	50
I.4.3.1 Détermination du module G_{12}^0	50
I.4.3.2 Expressions des contraintes (déformations) selon la formulation Lagrangienne..	52
I.4.3.3 Analyse microscopique de l'endommagement.....	53
I.4.4 Traction sur stratifiés [45] ₈	55
I.4.5 Traction sur stratifiés [±67.5] _{2S}	57
I.4.5.1 Comportement contraintes-déformations.....	57
I.4.5.2 Visualisation de l'endommagement.....	59
I.5 Identification des lois d'endommagement : modèle du LMT Cachan	60
I.5.1 Evolution de l'endommagement en cisaillement.....	60
I.5.2 Evolution de l'endommagement en traction transverse.....	62
I.5.3 Plasticité.....	64
I.5.4 Evolution de la contrainte en fonction de l'endommagement.....	66
I.5.4.1 Comportement en cisaillement.....	66
I.5.4.2 Comportement en traction transverse.....	69
I.6 Couplage endommagement-émission acoustique	70
I.6.1 Introduction.....	70
I.6.2 Paramètres de suivi d'endommagement.....	70
I.6.2.1 Analyse qualitative.....	70
I.6.2.2 Analyse quantitative.....	71
I.6.3 Application à l'étude de l'endommagement.....	72
I.6.3.1 Décomposition du rapport Félicity total.....	72
I.6.3.2 Distribution d'amplitude acoustique.....	73
I.6.3.3 Taux de participation.....	74
I.6.3.4 Evolution du rapport Félicity en cisaillement.....	75
I.6.3.5 Evolution du rapport Félicity en traction transverse.....	77

I.6.4 Critère de rupture acoustique.....	78
I.6.5 Application du critère.....	81
I.7 Conclusions.....	81
CHAPITE II : Etude numérique de l'endommagement.....	83
II.1 Introduction.....	83
II.2 Le modèle numérique.....	83
II.2.1 Modèle théorique de Sandhu.....	83
II.2.2 Introduction implicite du comportement.....	85
II.2.3 Critère de dégradation partielle.....	87
II.2.3.1 Critère de Tsai-Wu.....	87
II.2.3.2 Critère de Hashin.....	88
II.2.4 Décharge après dégradation partielle.....	89
II.2.4.1 Conservation de l'énergie de déformation.....	89
II.2.4.2 Comportement après dégradation partielle.....	89
II.2.5 Critère de dégradation totale.....	90
II.2.6 Méthode d'analyse.....	90
II.2.6.1 Discrétisation du champ des déplacements.....	90
II.2.6.2 Schéma itératif général de Newton-Raphson.....	91
II.2.6.3 Déformations équivalentes.....	92
II.2.6.4 Facteur de dégradation.....	93
II.3 Validation du modèle sur un exemple simple.....	93
II.3.1 Etude expérimentale du stratifié [0,90 ₃] _S	93
II.3.2 Etude numérique du stratifié [0,90 ₃] _S	94
II.4 Application à l'étude de l'endommagement du T300/914 et de l'AS4/PEEK.....	96
II.4.1 Hypothèses, maillages et conditions aux limites.....	96
II.4.1.1 L'élément de coque de Mindlin.....	96
II.4.1.2 L'élément de volume multicouche.....	97
II.4.1.3 Maillage et conditions aux limites.....	97
II.4.2 Comparaison du comportement numérique-expérimental.....	98
II.4.2.1 Etude numérique du stratifié [±45] _{2S}	98
II.4.2.2 Etude numérique du stratifié [±67.5] _{2S}	101
II.4.2.3 Etude numérique du stratifié [45] ₈	103
II.4.3 Récapitulatif des efforts de rupture.....	104
II.5 Conclusions.....	105
Conclusions de la partie B.....	106

PARTIE C	107
 ETUDE DU DELAMINAGE EN MODE I ET II DU T300/914 ET DE L'AS4/PEEK	
Introduction de la partie C	109
 CHAPITRE I : Etude expérimentale des modes I et II	
I.1 Introduction	111
I.2 Expérimentation	111
I.2.1 Epreuves.....	111
I.2.2 Instrumentation.....	112
I.2.3 Choix de la stratification.....	113
I.3 Théorie de la mécanique de la rupture	113
I.3.1 Généralités.....	113
I.3.2 Critère d'instabilité.....	114
I.3.3 Méthode de la complaisance.....	115
<i>I.3.3.1 Chargement à effort constant</i>	115
<i>I.3.3.2 Chargement à déplacement constant</i>	116
I.4 Etude du mode I	117
I.4.1 Méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie en mode I.....	117
<i>I.4.1.1 Méthodes des poutres</i>	117
<i>I.4.1.2 Méthode de Berry</i>	117
<i>I.4.1.3 Facteurs de correction</i>	118
<i>I.4.1.4 Détermination de l'avancée de fissure</i>	119
<i>I.4.1.5 Détermination de l'effort critique de propagation du délaminage</i>	120
<i>I.4.1.6 Critère de qualification de l'interface délaminée</i>	121
I.4.2 Comportement effort-déplacement des lèvres de la fissure.....	122
<i>I.4.2.1 Interface 0/0</i>	122
<i>I.4.2.2 Interface 22.5/-22.5</i>	125
<i>I.4.2.3 Interface 45/-45</i>	127
I.4.3 Analyse de la surface délaminée.....	128
I.4.4 Distribution d'amplitude acoustique.....	129
I.4.5 Complaisances expérimentales.....	131
I.4.6 Courbes R.....	133
I.4.7 Influence de l'orientation des fibres.....	134
I.5 Etude du mode II	136
I.5.1 Généralités.....	136
I.5.2 Méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie en mode II.....	136
<i>I.5.2.1 Méthodes des poutres</i>	136
<i>I.5.2.2 Facteurs de correction</i>	137
I.5.3 Procédure expérimentale.....	137
<i>I.5.3.1 Pré-craquage</i>	137
<i>I.5.3.2 Détermination de l'effort critique</i>	138
I.5.4 Comportement effort-déplacement.....	139
I.5.5 Influence de l'orientation des fibres.....	141
I.5.6 Distribution d'amplitude acoustique.....	142
I.5.7 Analyse de la surface délaminée.....	142
I.6 Conclusions	144

CHAPITRE II : Etude numérique des modes I et II	145
II.1 Introduction	145
II.2 Méthodes numériques de détermination du taux de restitution d'énergie	145
II.2.1 Méthode virtuelle d'avancée de fissure.....	145
II.2.1.1 Principe général de la méthode.....	145
II.2.1.2 Calcul du taux de restitution d'énergie en 2D.....	146
II.2.1.3 Calcul du taux de restitution d'énergie en 3D.....	146
II.2.1.3.1 Surface créée pour des éléments de degré 1.....	147
II.2.1.3.2 Surface créée pour des éléments de degré 2.....	148
II.2.1.4 Eléments en front de fissure.....	150
II.2.2 Méthode de fermeture de fissure.....	150
II.2.2.1 Principe de la méthode.....	150
II.2.2.2 Calculs en 2D (éléments surfaciques ou axisymétriques).....	151
II.2.2.2.1 Eléments de degré 1.....	151
II.2.2.2.2 Eléments de degré 2.....	152
II.2.2.3 Calculs en 3D (éléments volumiques).....	153
II.2.2.3.1 Eléments de degré 1.....	153
II.2.2.3.2 Eléments de degré 2.....	154
II.2.3 Validation des méthodes sur un exemple simple.....	155
II.2.3.1 Méthode de résolution.....	157
II.2.3.2 Résultats sur la plaque d'Irwin.....	157
II.3 Etude numérique du délamination en mode I et II	160
II.3.1 Maillages et conditions aux limites.....	160
II.3.2 Etude du mode I.....	162
II.3.2.1 Répartition de $G_{C\ tot}$ en mode I, II et III.....	162
II.3.2.2 Evolution de G_{IC} le long du front de fissure.....	163
II.3.2.3 Comparaison de G_{IC}^P expérimental et G_{IC}^P numérique.....	165
II.3.3 Etude du mode II.....	166
II.3.3.1 Répartition de $G_{C\ tot}$ en mode I, II et III.....	166
II.3.3.2 Evolution de G_{IIC} le long du front de fissure.....	167
II.3.3.3 Comparaison de G_{IIC}^P expérimental et G_{IIC}^P numérique.....	169
II.4 Conclusions	169
Conclusions de la partie C	171

PARTIE D	173
ETUDE DU DELAMINAGE PAR FLAMBAGE LOCAL	
Introduction de la partie D	175
CHAPITRE I : Etude expérimentale du délaminage par flambage local	177
I.1 Introduction	177
I.2 Eprouvettes et moyens d'essais	177
I.2.1 Matériaux et stratifications.....	177
I.2.2 Eprouvettes et instrumentation.....	177
I.2.2.1 Eprouvettes.....	177
I.2.2.2 Instrumentation.....	178
I.2.3 Procédure expérimentale.....	179
I.3 Comportement et endommagement des plis flambés	179
I.3.1 Comportement effort-déplacement transverse.....	179
I.3.2 Endommagement et propagation du délaminage.....	180
I.3.3 Cinétique d'endommagement.....	182
I.3.4 Etat de contraintes dans les plis flambés.....	184
I.3.5 Influence de l'orientation des fibres sur le comportement effort-déplacement.....	185
I.3.6 Observation de la surface délaminée.....	186
I.3.7 Récapitulatifs des efforts et déplacements transverses critiques.....	188
I.4 Quantification et évolution de l'endommagement par émission acoustique	188
I.5 Conclusions	190
CHAPITRE II : Etude numérique du délaminage par flambage local	191
II.1 Introduction	191
II.2 Etude non linéaire géométrique et linéaire matériau	191
II.2.1 Maillages et hypothèses.....	191
II.2.2 Méthodes de calcul du taux de restitution d'énergie.....	193
II.2.2.1 Etude en analyse linéaire.....	193
II.2.2.1.1 Méthode VCE.....	193
II.2.2.1.2 Méthode MCC.....	194
II.2.2.2 Etude en analyse non linéaire géométrique.....	195
II.2.3 Procédure numérique de calcul.....	195
II.2.3.1 Algorithmes de calcul.....	195
II.2.3.2 Paramétrages des calculs.....	197
II.2.4 Comparaison du comportement numérique-expérimental.....	197
II.2.5 Evolution du taux de restitution d'énergie total.....	199
II.2.5.1 Influence du contact.....	199
II.2.5.2 Comparaison des méthodes VCE/MCC.....	200
II.2.5.3 Influence de l'orientation des fibres.....	201
II.2.5.4 Comparaison analyse linéaire/ non linéaire.....	203
II.2.6 Evolution des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III.....	204
II.2.6.1 Analyse linéaire.....	204
II.2.6.2 Analyse non linéaire géométrique.....	206
II.2.7 Critère de propagation du délaminage.....	206

II.3 Etude non linéaire géométrique et matériau	210
II.3.1 Généralités.....	210
II.3.2 Maillages, hypothèses et conditions aux limites.....	210
II.3.3 Méthodes de calculs des taux de restitution d'énergie.....	211
II.3.3.1 Structure réduite.....	211
II.3.3.2 Méthode d'avancée virtuelle de fissure.....	212
II.3.3.3 Méthode de fermeture de fissure.....	212
II.3.3.4 Algorithmes de calcul.....	213
II.3.3.5 Procédure numérique.....	215
II.3.4 Application à l'étude d'un matériau et d'une stratification.....	215
II.3.4.1 Influence du contact.....	215
II.3.4.2 Evolution de l'endommagement.....	216
II.3.4.3 Critère de propagation du délamination.....	218
II.4 Conclusions	219
Conclusions de la partie D	220

CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES DE L'ETUDE..... 223

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES..... 227

PARTIE E..... 237

ANNEXES

ANNEXE 1..... A-239
Fabrication et contrôles des plaques composites T300/914 et AS4/PEEK

ANNEXE 2..... A-247
Technique de collage des jauges à grandes déformations et contrôle de l'uniformité des déformations de l'éprouvette de traction

ANNEXE 3..... A-249
Emission acoustique : paramètres de réglages de la chaîne d'acquisition

ANNEXE 4..... A-254
Propriétés mécaniques des composites T300/914 et AS4/PEEK

ANNEXE 5..... A-257
Expressions des contraintes et des déformations dans les plis

ANNEXE 6..... A-261
Relations entre les contraintes (déformations) de Cauchy et les contraintes (déformations) de Lagrange

ANNEXE 7..... A-266
Détermination de la variation angulaire des plis unidirectionnels d'un stratifié $[\pm\theta]_{2s}$.

ANNEXE 8..... A-268
Algorithme de calcul du taux de restitution d'énergie pour le flambage local : processus itératif de recherche de l'effort critique de propagation du délaminage en compression.

NOTATIONS PRINCIPALES

a	Longueur de fissure
a_0	Longueur initiale de fissure
b	Terme de couplage endommagement traction transverse/cisaillement
B	Largeur d'éprouvette
C	Complaisance
d	Variable scalaire d'endommagement
D	Variable d'endommagement
E	Epaisseur d'éprouvette
E_D	Energie potentielle du pli élémentaire
E^S	Module d'Young sécant
E^T	Module d'Young tangent
E^d	Module d'Young dégradé
E_p	Energie potentielle
f	Fonction critère de Plasticité
f	Rapport Félicity modifié
F	Rapport Félicity
G	Taux de restitution d'énergie élastique
G	Module de cisaillement
G_c	Taux de restitution d'énergie critique
G^d	Module de cisaillement dégradé
J	Intégrale de Rice
K	Facteur d'intensité de contrainte
L	Longueur d'éprouvette
p	Déformation plastique cumulée
P_c	Effort critique de propagation du délamination
R	Seuil de plasticité
R_0	Seuil initial de plasticité
R	Energie spécifique de création de fissure
S	Section d'éprouvette
\tilde{S}	Section effective
U	Energie potentielle totale
U_c	Energie cinétique
U_e	Energie élastique
W_{ext}	Travail des forces extérieures
W_r	Energie de propagation de fissure
Y	Taux de restitution d'énergie élastique (endommagement)
ΔA	Variation de surface de fissure
δ	Déplacement d'ouverture des lèvres de la fissure
δa	Variation infinitésimale de longueur de fissure
$[C_{ijkl}]$	Matrice de rigidité du pli élémentaire
Δd	Déplacement transverse des plis flambés
ΔS	Variation infinitésimale de surface de fissure
$[\varepsilon]$	Tenseur des déformations de Cauchy

$[\dot{\varepsilon}]$	Tenseur des vitesses de déformations de Cauchy
$[\tilde{\varepsilon}]$	Tenseur des déformations effectives de Cauchy
$[E]$	Tenseur des déformations de Green-Lagrange
$[\varepsilon^{\text{éq.}}]$	Tenseur des déformations équivalentes
θ	Angle de fibres
$\rho\varphi$	Densité volumique d'énergie libre
$[\sigma]$	Tenseur des contraintes de Cauchy
$[\tilde{\sigma}]$	Tenseur des contraintes effectives de Cauchy
$[S]$	Tenseur des contraintes de Piola-Lagrange

LISTES DES FIGURES

Partie A

Cadre et objet de l'étude

Chapitre II : Endommagement des composites et délamination par flambage local

Figure A.II.1. Les différents modes d'endommagement d'un composite stratifié.....	15
Figure A.II.2. Synoptique d'une chaîne d'émission acoustique.....	17
Figure A.II.3. Paramètres acoustiques du signal.....	18
Figure A.II.4. Détermination du seuil d'endommagement par EA d'après Krawczak ⁶⁶	19
Figure A.II.5. Détermination de l'effort d'initiation du délamination en mode mixte I+II..... (ALDCB) par émission acoustique d'après Benzeggagh ²⁰	19
Figure A.II.6. Identification par émission acoustique des mécanismes..... d'endommagement d'après Gong ⁵¹	20
Figure A.II.7. Visualisation C-Scan du délamination après impact à 18 J d'un stratifié..... 150×100 mm ² [(45,0,-45,90) ₄] _S d'après Guedra-Degeorges ⁵⁶	22
Figure A.II.8. Les différents comportements au flambage localisé : représentation..... effort de compression/ flèche des plis flambés	24
Figure A.II.9. Exemple de maillage pour l'étude du flambage localisé, ONERA..... Gilletta ^{44,45} , Girard ⁴⁷⁻⁵⁰	26
Figure A.II.10. Evolution expérimentale du taux de restitution d'énergie en mode..... 28 mixte pour une carbone/époxy T300/914 d'après Guedra-Degeorges ⁵⁷	28
Figure A.II.11. Décomposition méso-modèle d'après Allix ^{4,5,10}	28
Figure A.II.12. Influence du contact sur l'évolution des taux de restitution d'énergie..... en front de fissure d'après Whitcomb ¹¹⁹	29
Figure A.II.13. Evolution du taux de restitution d'énergie total sur une..... éprouvette O'Brien : [±35,0,/,90,90,0,±35] d'après Gilletta ^{44,45}	31

PARTIE B

étude de l'endommagement du T300/914 et de L'AS4/PEEK

Chapitre I : Endommagement des matériaux composites étudiés

Figure B.I.1. Schématisation de l'endommagement par fissuration.....	37
Figure B.I.2. Schéma des éprouvettes utilisées dans cette étude.....	44
Figure B.I.3. Synoptique de l'instrumentation d'essais.....	44
Figure B.I.4. Exemple de calcul de la variable d'endommagement d_i sur une..... courbe de comportement typique	45
Figure B.I.5. Courbe expérimentale $\sigma_{11} = f(\epsilon_{11})$ du T300/914.....	46
Figure B.I.6. Courbe expérimentale $\sigma_{11} = f(\epsilon_{11})$ de l'AS4/PEEK.....	47
Figure B.I.7. Calcul de v_{12} pour T300/914.....	47
Figure B.I.8. Calcul de v_{12} pour l'AS4/PEEK.....	48
Figure B.I.9. Courbe expérimentale $\sigma_{22} = f(\epsilon_{22})$ du T300/914.....	49
Figure B.I.10. Courbe expérimentale $\sigma_{22} = f(\epsilon_{22})$ de l'AS4/PEEK.....	49
Figure B.I.11. Courbe expérimentale $\sigma_{12} = f(2, \epsilon_{12})$ du T300/914.....	51
Figure B.I.12. Courbe expérimentale $\sigma_{12} = f(2, \epsilon_{12})$ de l'AS4/PEEK.....	51
Figure B.I.13. Cycles de charge-décharge sur [±45] _{2s} T300/914 : comparaison du..... comportement en cisaillement selon les formulations Eulérienne et Lagrangienne	53
Photographie B.I.1. Visualisation de la réorientation des fibres du stratifié [±45] _{2s}	53

	<i>pour le T300/914 et l'AS4/PEEK, 128x128μm²</i>
Figure B.I.14.	<i>Evolution de l'angle entre les plis à ± 45 et l'axe de sollicitation dans le cas du T300/914 et de l'AS4/PEEK</i> 54
Photographie B.I.2.	<i>Visualisation de l'endommagement du stratifié $[\pm 45]_{2S}$ pour les deux matériaux, 1.267x1.267mm²</i> 55
Figure B.I.15.	<i>Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(\varepsilon_{22})$ pour le T300/914</i> 56
Figure B.I.16.	<i>Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(\varepsilon_{22})$ pour l'AS4/PEEK</i> 57
Figure B.I.17.	<i>Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22})$ pour le T300/914</i> 58
Figure B.I.18.	<i>Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22})$ pour l'AS4/PEEK</i> 59
Photographie B.I.3.	<i>Visualisation de l'endommagement du stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$ pour les deux matériaux, 624x624μm²</i> 59
Figure B.I.19.	<i>Courbe $d_{12} = f(Ym(d_{12}))$ pour le T300/914</i> 61
Figure B.I.20.	<i>Courbe $d_{12} = f(Ym(d_{12}))$ pour l'AS4/PEEK</i> 61
Tableau B.I.1.	<i>Récapitulatif des coefficients d'endommagement en cisaillement exprimés en petites déformations</i> 62
Figure B.I.21.	<i>Courbes $d_{22} = f(Ym_{d22})$ et $d_{22} = f(Ym)$ pour le T300/914</i> 63
Figure B.I.22.	<i>Courbes $d_{22} = f(Ym_{d22})$ et $d_{22} = f(Ym)$ pour l'AS4/PEEK</i> 63
Tableau B.I.2.	<i>Récapitulatif des coefficients d'endommagement en traction transverse</i> 64
Figure B.I.23.	<i>Courbe $R+R_0 = f(p)$ du T300/914</i> 65
Figure B.I.24.	<i>Courbe $R+R_0 = f(p)$ de l'AS4/PEEK</i> 65
Tableau B.I.3.	<i>Récapitulatif des coefficients de plasticité identifiés</i> 66
Figure B.I.25.	<i>Evolution de la contrainte de cisaillement en fonction de d_{12} pour le T300/914 et l'AS4/PEEK</i> 66
Tableau B.I.4.	<i>Valeurs des endommagements critiques en cisaillement</i> 68
Figure B.I.26.	<i>Schématisme de l'endommagement en cisaillement</i> 68
Figure B.I.27.	<i>Evolution de la contrainte σ_{22} en fonction de d_{22} pour le T300/914 et l'AS4/PEEK</i> 69
Figure B.I.28.	<i>Signature acoustique des endommagements sur Verre/époxy d'après Benzeggagh¹⁷</i> 70
Figure B.I.29.	<i>Exemple du calcul du rapport Félicity sur T300/914 $[\pm 45]_{2S}$</i> 71
Figure B.I.30.	<i>Distribution d'amplitude pour les deux matériaux et le stratifié $[\pm 45]_{2S}$</i> 73
Figure B.I.31.	<i>Distribution d'amplitude pour les deux matériaux et le stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$</i> 74
Figure B.I.32.	<i>Taux de participation des différents modes de rupture pour le T300/914 $[\pm 45]_{2S}$</i> 74
Figure B.I.33.	<i>Taux de participation des différents mode de rupture pour l'AS4/PEEK $[\pm 45]_{2S}$</i> 75
Figure B.I.34.	<i>Evolution de la contrainte de cisaillement en fonction du rapport Félicity f_{12} pour le T300/914 $[\pm 45]_{2S}$</i> 76
Figure B.I.35.	<i>Evolution de la contrainte de cisaillement en fonction du rapport Félicity f_{12} pour l'AS4/PEEK $[\pm 45]_{2S}$</i> 76
Tableau B.I.5.	<i>Valeurs des rapports Félicity critiques en cisaillement</i> 77
Figure B.I.36.	<i>Evolution de la contrainte σ_{22} en fonction de f_{22} pour le T300/914</i> 77
Figure B.I.37.	<i>Evolution de la contrainte σ_{22} en fonction de f_{22} pour l'AS4/PEEK</i> 78
Tableau B.I.6.	<i>Valeurs des rapports Félicity critiques en traction transverse</i> 78
Figure B.I.38.	<i>Evolution de f_{total} en fonction de f_{22} et f_{12} pour le T300/914</i> 79
Figure B.I.39.	<i>Evolution de f_{total} en fonction de f_{22} et f_{12} pour l'AS4/PEEK</i> 79
Figure B.I.40.	<i>Evolution de f_{12} en fonction de d_{12} pour le T300/914</i> 80
Figure B.I.41.	<i>Evolution de f_{12} en fonction de d_{12} pour l'AS4/PEEK</i> 80
Figure B.I.42.	<i>Evolution de f_{22}/f_{12} en fonction de σ_{22}/σ_{12}</i> 81

Chapitre II : Etude numérique de l'endommagement

Figure B.II.1.	<i>Etat biaxial de contrainte d'un pli unidirectionnel</i> 84
Figure B.II.2.	<i>Schéma numérique de comportement non linéaire</i> 85
Figure B.II.3.	<i>Courbes expérimentales $\gamma_{12résiduelle} = f(\gamma_{12totale})$ pour le T300/914 et l'AS4/PEEK</i> 86
Figure B.II.4.	<i>Courbes expérimentales $\varepsilon_{22résiduelle} = f(\varepsilon_{22totale})$ pour le T300/914 et l'AS4/PEEK</i> 87
Figure B.II.5.	<i>Evolution des salves cumulées en fonction de l'effort appliqué, T300/914 $[0,90_3]_S$ en traction monotone</i> 94
Figure B.II.6.	<i>Evolution numérique de la contrainte σ_{22} dans les plis à 90° en fonction de la charge appliquée (critère de Hashin)</i> 95
Figure B.II.7.	<i>Visualisation du critère de dégradation partielle pour 1 pli à 90°</i> 95
Figure B.II.8.	<i>Champ de déplacement de l'élément de Mindlin</i> 96

Figure B.II.9. <i>Maillage de l'éprouvette et condition aux limites</i>	97
Figure B.II.10. <i>Comparaison numérique/expérimentale du comportement en cisaillement du T300/914</i>	98
Figure B.II.11. <i>Comparaison numérique/expérimentale du comportement en cisaillement de l'AS4/PEEK</i>	99
Figure B.II.12. <i>Distribution de la contrainte σ_{12} du T300/914 à 3300 N pour la stratification $[\pm 45]_{2S}$</i>	100
Figure B.II.13. <i>Distribution de la contrainte résiduelle σ_{12} du T300/914 pour un effort nul après décharge à partir de 3300 N pour la stratification $[\pm 45]_{2S}$</i>	101
Figure B.II.14. <i>Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$ T300/914</i>	102
Figure B.II.15. <i>Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$ AS4/PEEK</i>	102
Figure B.II.16. <i>Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[45]_8$ T300/914</i>	103
Figure B.II.17. <i>Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[45]_8$ AS4/PEEK</i>	104
Tableau B.II.1. <i>Récapitulatifs des valeurs des efforts à rupture</i>	105

PARTIE C

étude du délamination en mode I et II du T300/914 et de l'AS4/PEEK

Chapitre I : Etude expérimentale du délamination en mode I et II

Figure C.I.1. <i>Eprouvette de mode I (DCB) et conditions de chargement</i>	111
Figure C.I.2. <i>Eprouvette de mode II (ENF) et conditions de chargement</i>	111
Figure C.I.3. <i>Synoptique de l'instrumentation d'essais</i>	112
Figure C.I.4. <i>Modes de sollicitations d'une fissure</i>	114
Figure C.I.5. <i>Comportement effort-déplacement des lèvres de la fissure à effort constant</i>	115
Figure C.I.6. <i>Comportement effort-déplacement des lèvres de la fissure à déplacement constant</i>	116
Figure C.I.7. <i>Calcul de l'énergie de propagation par la méthode de la surface</i>	119
Figure C.I.8. <i>Comportement Effort/Déplacement des lèvres avec déplacement résiduel</i>	119
Figure C.I.9. <i>Méthodes de détermination de l'effort critique de propagation du délamination. Exemple sur l'AS4/PEEK interface 0/0, deuxième cycle, $a_0=40$ mm.</i>	120
Figure C.I.10. <i>Exemple de validation des essais par EA : mesure du taux de salves pour chaque essai et chaque cycle sur le T300/914</i>	122
Figure C.I.11. <i>Comportement effort/déplacement en mode I du T300/914 et l'interface 0/0, $a_0 = 40$ mm</i>	123
Figure C.I.12. <i>Evolution des salves cumulées du T300/914, interface 0/0, $a_0=40$mm</i>	123
Figure C.I.13. <i>Comportement effort/déplacement en mode I de l'AS4/PEEK et l'interface 0/0, $a_0 = 40$ mm</i>	124
Figure C.I.14. <i>Evolution des salves cumulées de l'AS4/PEEK, interface 0/0, $a_0=40$mm</i>	124
Figure C.I.15. <i>Comportement effort/déplacement avec pontage par bandes en mode I du T300/914 et l'interface 22.5/-22.5, $a_0=40$ mm</i>	126
Figure C.I.16. <i>Comportement effort/déplacement avec pontage par bandes en mode I de l'AS4/PEEK et l'interface 22.5/-22.5, $a_0=40$ mm</i>	126
Figure C.I.17. <i>Comportement effort/déplacement en mode I du T300/914 et l'interface 45/-45, $a_0=40$ mm</i>	127
Figure C.I.18. <i>Comportement effort/déplacement en mode I de l'AS4/PEEK et l'interface 45/-45, $a_0=40$ mm</i>	128
Photographie C.I.1. <i>Visualisation de la surface délamination, interface 0/0, $128 \times 128 \mu\text{m}^2$</i>	128
Photographie C.I.2. <i>Visualisation de la surface délamination, interface 22.5/-22.5, $51.2 \times 51.2 \mu\text{m}^2$</i>	129
Figure C.I.19. <i>Distribution d'amplitude lors de la propagation du délamination pour le T300/914 et l'interface 0/0</i>	130
Figure C.I.20. <i>Distribution d'amplitude lors de la propagation du délamination</i>	130

	<i>pour l'AS4/PEEK et l'interface 0/0</i>	
Figure C.I.21.	<i>Distribution d'amplitude lors de la propagation du délamination.....</i>	130
	<i>pour le T300/914 et l'interface 22.5/-22.5</i>	
Figure C.I.22.	<i>Distribution d'amplitude lors de la propagation du délamination.....</i>	130
	<i>pour l'AS4/PEEK et l'interface 22.5/-22.5</i>	
Figure C.I.23.	<i>Distribution d'amplitude lors de la propagation du délamination.....</i>	131
	<i>pour le T300/914 et l'interface 45/-45</i>	
Figure C.I.24.	<i>Distribution d'amplitude lors de la propagation du délamination.....</i>	131
	<i>pour l'AS4/PEEK et l'interface 45/-45</i>	
Tableau C.I.1.	<i>Valeurs des constantes de détermination de la complaisance.....</i>	131
Figure C.I.25.	<i>Evolution de la complaisance du T300/914.....</i>	132
Figure C.I.26.	<i>Evolution de la complaisance de l'AS4/PEEK.....</i>	132
Figure C.I.27.	<i>Evolution G_{IC}^P en fonction de la longueur de fissure, Courbe R du T300/914.....</i>	133
Figure C.I.28.	<i>Evolution de G_{IC}^P en fonction de la longueur de fissure, Courbe R de l'AS4/PEEK.....</i>	134
Figure C.I.29.	<i>Evolution de G_{IC}^P moyen en fonction de $\pm\theta$ pour le T300/914, $a_0 = 45$ mm.....</i>	135
Figure C.I.30.	<i>Evolution de G_{IC}^P moyen en fonction de $\pm\theta$ pour l'AS4/PEEK, $a_0 = 45$ mm.....</i>	135
Tableau C.I.2.	<i>Taux de restitution d'énergie critique moyens à propagation, $a_0=45$ mm.....</i>	136
Tableau C.I.3.	<i>Taux de restitution d'énergie critique moyens à propagation, $a_0=70$ mm.....</i>	136
Figure C.I.31.	<i>Détermination de l'effort critique de propagation du délamination.....</i>	138
	<i>par émission acoustique, cas du T300/914, interface 0/0, $a_0 = 40$ mm</i>	
Figure C.I.32.	<i>Détermination de l'effort critique de propagation du délamination.....</i>	139
	<i>par émission acoustique, cas de l'AS4/PEEK, interface 0/0, $a_0 = 40$ mm</i>	
Figure C.I.33.	<i>Comportement Effort/déplacement en mode II du T300/914,.....</i>	140
	<i>interface 0/0, 22.5/-22.5, 45/-45, $a_0=40$ mm</i>	
Figure C.I.34.	<i>Comportement effort/déplacement en mode II de l'AS4/PEEK,.....</i>	140
	<i>interfaces 0/0, 22.5/-22.5, 45/-45, $a_0=40$ mm</i>	
Figure C.I.35.	<i>Evolution de G_{IIc}^P en fonction de l'angle des plis situés autour.....</i>	141
	<i>du délamination pour le T300/914, $a_0 = 40$ mm</i>	
Figure C.I.36.	<i>Evolution de G_{IIc}^P en fonction de l'angle des plis situés autour.....</i>	141
	<i>du délamination pour l'AS4/PEEK, $a_0 = 40$ mm</i>	
Tableau C.I.4.	<i>Récapitulatifs des valeurs moyennes de G_{IIc}^P, $a_0=40$ mm.....</i>	142
Photographie C.I.3.	<i>Surface délamination du T300/914 et de l'AS4/PEEK en mode II.....</i>	142
	<i>pour l'interface 0/0, $128 \times 128 \mu m^2$</i>	
Photographie C.I.4.	<i>Surface délamination du T300/914 et de l'AS4/PEEK en mode II.....</i>	143
	<i>pour l'interface 45/-45, $128 \times 128 \mu m^2$</i>	
Figure C.I.37.	<i>Schéma et photographie du changement de plan de la fissure,.....</i>	143
	AS4/PEEK interface 45/-45	

Chapitre II : Etude numérique du délamination en mode I et II

Figure C.II.1.	<i>Perturbation d'un nœud en front de fissure en 2D sur un maillage au degré 1.....</i>	146
Figure C.II.2.	<i>Création de l'avancée virtuelle de fissure (VCE) en 3D (éléments de degré 1).....</i>	147
Figure C.II.3.	<i>Plan de l'avancée de fissure, élément de degré 1.....</i>	147
Figure C.II.4.	<i>Élément volumique de degré 2.....</i>	148
Figure C.II.5.	<i>Représentation de la surface créée au nœud d'interface et sommet.....</i>	148
	<i>dans le cas de la méthode VCE</i>	
Figure C.II.6.	<i>Méthode de fermeture de fissure, étude 2D nécessitant 2 calculs.....</i>	151
Figure C.II.7.	<i>Méthode de fermeture de fissure, étude 2D nécessitant 1 calcul.....</i>	152
Figure C.II.8.	<i>Méthode de fermeture de fissure, éléments 2D au degré 2.....</i>	153
Figure C.II.9.	<i>Méthode de fermeture de fissure en 3D, éléments de degré 1.....</i>	154
Figure C.II.10.	<i>Méthode de fermeture de fissure en 3D, éléments de degré 2.....</i>	155
Figure C.II.11.	<i>Plaque en traction avec fissure centrale traversante.....</i>	156
Figure C.II.12.	<i>Maillage volumique utilisé et structure réduite.....</i>	157
Figure C.II.13.	<i>Evolution de G_{tot} en fonction de δa, méthode VCE.....</i>	158
Figure C.II.14.	<i>Evolution de G_{tot} en fonction de δa, méthode MCC.....</i>	158
Figure C.II.15.	<i>Evolution du taux des restitution d'énergie total le long.....</i>	159
	<i>du front de fissure, plaque d'Irwin</i>	
Figure C.II.16.	<i>Maillage de l'éprouvette DCB.....</i>	160

Figure C.II.17. <i>Maillage de l'éprouvette ENF</i>	160
Figure C.II.18. <i>Schéma de principe du contact</i>	161
Figure C.II.19. <i>Extraction des mailles entourant le front de fissure, exemple sur le T300/914 en mode I, interface 45/-45 (déformation x10)</i>	161
Figure C.II.20. <i>Evolution du pourcentage des Modes II et III sur l'éprouvette DCB le long du front de fissure pour le T300/914, $a_0=40$ mm</i>	162
Figure C.II.21. <i>Evolution du pourcentage des Modes II et III sur l'éprouvette DCB le long du front de fissure pour le T300/914, $a_0=40$ mm</i>	163
Figure C.II.22. <i>Evolution de G_{IC}^P le long du front de fissure pour le T300/914 12 éléments suivant la largeur de l'éprouvette, $a_0=40$ mm</i>	163
Figure C.II.23. <i>Evolution de G_{IC}^P le long du front de fissure pour l'AS4/PEEK 12 éléments suivant la largeur de l'éprouvette, $a_0=40$ mm</i>	164
Figure C.II.24. <i>Photographie du front de fissure : T300/914 22.5°/-22.5° en mode I</i>	165
Tableau C.II.1. <i>Comparaison expérimentale et numérique de l'évolution de G_{IC}^P en fonction de l'angle des plis autour du délamination pour le T300/914, $a_0=45$ mm</i>	165
Tableau C.II.2. <i>Comparaison expérimentale et numérique de l'évolution de G_{IC}^P en fonction de l'angle des plis autour du délamination, pour l'AS4/PEEK, $a_0=45$ mm</i>	165
Figure C.II.25. <i>Evolution du pourcentage des modes I, II et III sur l'éprouvette ENF le long du front de fissure pour le T300/914, $a_0=40$ mm</i>	166
Figure C.II.26. <i>Evolution du pourcentage des modes I, II et III sur l'éprouvette ENF le long du front de fissure pour l'AS4/PEEK, $a_0=40$ mm</i>	166
Figure C.II.27. <i>Evolution du taux de restitution d'énergie en mode II le long du front de fissure pour le T300/914, $a_0=40$ mm</i>	167
Figure C.II.28. <i>Evolution du taux de restitution d'énergie en mode II le long du front de fissure pour l'AS4/PEEK, $a_0=40$ mm</i>	168
Figure C.II.29. <i>Photographie du front de fissure en mode II : AS4/PEEK 0/0, $a_0=40$ mm</i>	168
Tableau C.II.3. <i>Comparaison numérique/expérimentale de G_{IIc}^P pour le T300/914, $a_0=40$ mm</i>	169
Tableau C.II.4. <i>Comparaison numérique/expérimentale de G_{IIc}^P pour l'AS4/PEEK, $a_0=40$ mm</i>	169

PARTIE D

ETUDE DU Délamination par flambage local

Chapitre I : Etude expérimentale du délamination par flambage local

Figure D.I. 1. <i>Schéma de l'éprouvette de flambage localisé</i>	177
Figure D.I. 2. <i>Schéma de l'instrumentation</i>	178
Figure D.I. 3. <i>Comportement effort-déplacement transverse des plis flambés pour le T300/914 et l'interface 45/0</i>	179
Figure D.I. 4 <i>Comportement effort-déplacement transverse des plis flambés pour l'AS4/PEEK et l'interface 45/0</i>	180
Photographie D.I.1. <i>Visualisation de l'éprouvette après propagation du délamination</i>	181
T300/914, interface 45/0	
Photographie D.I.2. <i>Visualisation de l'éprouvette après propagation du délamination AS4/PEEK, interface 45/0</i>	181
Figure D.I. 5. <i>Evolution de l'activité acoustique : détermination de la cinétique d'endommagement (T300/914, interface 30/0)</i>	183
Figure D.I. 6. <i>Visualisation de la forme du délamination pour différents efforts de compression dans le cas du T300/914 et l'interface 30/0</i>	183
Figure D.I. 7. <i>Distribution d'amplitude d'émission acoustique, T300/914 interface 30/0</i>	184
Figure D.I. 8. <i>Visualisation des contraintes σ_{22} et σ_{12} dans les plis flambés, pli n°23 du T300/914 et de l'interface 30/0, vue suivant l'intérieur des plis flambés</i>	185
Figure D.I. 9. <i>Visualisation de la contrainte σ_{11} dans les plis flambés, pli n°23 du T300/914 et de l'interface 30/0, vue suivant l'intérieur des plis flambés</i>	185
Figure D.I. 10. <i>Comparaison du comportement effort-déplacement transverse des plis flambés pour les deux matériaux et les trois séquences d'empilement</i>	186

Photographie D.I.3. Visualisation de la surface délaminiée pour l'interface 0/90.....	187
dans le cas d'un front droit ($128 \times 128 \mu\text{m}^2$)	
Photographie D.I.4. Visualisation de la surface délaminiée pour l'interface 45/0.....	187
dans le cas d'un front droit ($128 \times 128 \mu\text{m}^2$)	
Photographie D.I.5. Visualisation de la surface délaminiée pour l'interface 30/0.....	187
dans le cas d'un front courbe à l'initiation du délamination ($84 \times 84 \mu\text{m}^2$)	
Tableau D.I.1. Efforts et déplacements transverses d'apparition des microfissures.....	188
Figure D.I. 11. Evolution du rapport Félicity f_{tot} pour le T300/914 et les trois interfaces.....	189
Figure D.I. 12. Evolution du rapport Félicity f_{tot} pour l'AS4/PEEK et les trois interfaces.....	189

Chapitre II : Etude numérique du délamination par flambage local

Figure D.II. 1. Maillages et conditions aux limites pour l'étude non linéaire géométrique : cas.....	192
du T300/914, interface 0/90, déformée x10	
Figure D.II. 2. Détails du front de fissure.....	192
Figure D.II. 3. Structure réduite aux mailles entourant le front de fissure.....	193
Figure D.II. 4. Détermination des effort et des déplacement pour la méthode MCC.....	194
Figure D.II. 5. Organigramme de calcul des taux de restitution d'énergie.....	196
en analyse linéaire (VCE, MCC)	
Figure D.II. 6. Comparaison du comportement numérique-expérimental des plis flambés.....	198
pour le T300/914 et les trois interfaces	
Figure D.II. 7. Comparaison du comportement numérique-expérimental des plis flambés.....	199
pour l'AS4/PEEK et les trois interfaces	
Figure D.II. 8. Etude de la prise en compte du contact sur l'évolution du taux de restitution.....	200
d'énergie pour le T300/914 et l'interface 30/0 : $F = 39000 \text{ N}$	
Figure D.II. 9. Comparaison des méthodes de détermination du taux de restitution.....	201
d'énergie pour le T300/914 et l'interface 30/0 : $F = 39000 \text{ N}$	
Figure D.II. 10. Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure.....	202
pour le T300/914 et l'interface 0/90 en analyse linéaire matériau	
Figure D.II. 11. Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure.....	202
pour le T300/914 et l'interface 30/0 en analyse linéaire matériau	
Figure D.II. 12. Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure.....	203
pour le T300/914 et l'interface 45/0 en analyse linéaire matériau	
Figure D.II. 13. Evolution du taux de restitution d'énergie total maximal en fonction.....	203
de l'effort appliqué pour le T300/914 en analyse linéaire matériau	
Figure D.II. 14. Evolution du taux de restitution d'énergie total maximal en fonction.....	204
du déplacement total Δd_{max} pour le T300/914 en analyse linéaire matériau	
Figure D.II. 15. Répartition des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III.....	205
pour le T300/914, l'interface 0/90 pour différents efforts	
Figure D.II. 16. Répartition des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III.....	205
pour le T300/914, l'interface 30/0 pour différents efforts	
Figure D.II. 17. Répartition des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III.....	206
pour le T300/914, l'interface 45/0 pour différents efforts	
Figure D.II. 18. Evolution du critère de propagation du délamination le long du front de fissure.....	207
pour le T300/914 et les trois interfaces	
Figure D.II. 19. Cartographies Ultrasonores (C-Scan) du délamination pour le T300/914.....	208
et les trois interfaces après l'apparition des microfissures	
Figure D.II. 20. Evolution du critère de propagation du délamination le long du front de fissure.....	208
pour l'AS4/PEEK et les trois interfaces	
Figure D.II. 21. Cartographies Ultrasonores (C-Scan) du délamination pour le T300/914.....	208
et l'AS4/PEEK, interface 30/0, après propagation du délamination	
Tableau D.II.2. Récapitulatifs des efforts et déplacements moyens obtenus pour la vérification.....	209
du critère de propagation du délamination	
Figure D.II. 22. Maillage et conditions aux limites pour l'étude non linéaire matériau :	210
cas du T300/914 [45/0], déformée x10	
Figure D.II. 23. Détails du front de fissure en analyse non linéaire matériau, déformée x15.....	211
Figure D.II. 24. Structure réduite utilisée en analyse non linéaire géométrique et matériau,	212
interface 45/0, T300/914, déformée x10	
Figure D.II. 25. Organigramme de calcul des G_i par la méthode VCE et MCC en analyse.....	214

	<i>non linéaire géométrique et matériau</i>	
Figure D.II. 26.	<i>Visualisation de l'évolution de l'endommagement des plis flambés sans prise.....</i>	215
	<i>en compte du contact : cas du T300/914 [45₂/0₂, -45₂, 90₂, 0₂, 90₂]_{2S}</i>	
Figure D.II. 27.	<i>Visualisation de l'endommagement des plis flambés avec prise.....</i>	216
	<i>en compte du contact : cas du T300/914 [45₂/0₂, -45₂, 90₂, 0₂, 90₂]_{2S}</i>	
Figure D.II. 28.	<i>Position angulaire de la contrainte transverse σ_{22} maximale dans le pli.....</i>	216
	<i>n°23, visualisation selon l'intérieur des plis flambés</i>	
Figure D.II. 29.	<i>Evolution de la contrainte transverse σ_{22} maximale en fonction de la charge.....</i>	217
	<i>appliquée pour le T300/914 et l'interface 45/0, $\theta=67.5^\circ$</i>	
Figure D.II. 30.	<i>Visualisation de l'évolution de la contrainte transverse σ_{22} dans le pli n°23 en front.....</i>	217
	<i>de fissure pour le T300/914 et l'interface 45/0, vue suivant l'intérieur des plis flambés</i>	
Figure D.II. 31.	<i>Evolution du critère de propagation du délamination en analyse.....</i>	218
	<i>non linéaire matériau, T300/914 interface 45/0</i>	

PARTIE E

Annexes

Figure E.1.	<i>Cycle de Polymérisation du T300/914.....</i>	241
Figure E.2.	<i>Cycle de cuisson de l'AS4/PEEK.....</i>	242
Figure E.3.	<i>Exemple de cartographie ultrasonore CScan (pas 0.5*0.5mm²) en mode amplitude.....</i>	243
	<i>(écho max.) d'une plaque composite après insertion des pastilles circulaires</i>	
Figure E.4.	<i>Exemple de cartographie ultrasonore CScan (pas 1x1mm²) en mode amplitude.....</i>	243
	<i>(écho max.) d'une plaque composite pour la mécanique de la rupture</i>	
Figure E.5.	<i>Schéma des dimensions des éprouvettes de caractérisation des composites.....</i>	245
Figure E.6.	<i>Schéma des dimensions des éprouvettes pour l'étude de la propagation du.....</i>	245
	<i>délamination en mode I et II.</i>	
Figure E.7.	<i>Schéma des dimensions des éprouvettes de flambage localisé.....</i>	246
Figure E.8.	<i>Exemple de différence de déformation en cisaillement.....</i>	248
	<i>pour le T300/914 : Pilotage à effort imposé</i>	
Figure E.9.	<i>Signal d'EA en sortie capteur (Cassé de mine).....</i>	250
Figure E.10.	<i>Cassé de mine : source de HSU-NIELSEN.....</i>	251
Figure E.11.	<i>Paramètres de réglage de l'acquisition acoustique.....</i>	252
Figure E.12.	<i>Repère local et structural du pli élémentaire.....</i>	257
Figure E.13.	<i>Repère jauge (L,T) et repère local du pli (1,2).....</i>	258
Figure E.14.	<i>Evolution de la contrainte σ_{22} et σ_{12} en fonction de la contrainte appliquée.....</i>	260
	<i>σ_L pour le T300/914 et l'AS4/PEEK à $[\pm 67.5]_{2S}$.</i>	
Figure E.15.	<i>Configuration initiale et instantanée d'un solide déformé.....</i>	261
Figure E.16.	<i>Configuration initiale et instantanée d'un solide contraint.....</i>	263
Figure E.17.	<i>Angle initial et angle instantané entre les fibres.....</i>	266
Figure E.18.	<i>Algorithme de calcul de l'effort critique de propagation du délamination.....</i>	268
	<i>par flambage localisé</i>	

PARTIE A

CADRE ET OBJET DE L'ETUDE

Introduction	7
I : Généralités sur les composites utilisés	9
<i>I.1 Introduction</i>	9
<i>I.2 Description des matériaux étudiés</i>	9
<i>I.3 Fabrication des stratifiés</i>	13
<i>I.4 Utilisation des matériaux composites décrits</i>	14
<i>I.5 Conclusions</i>	14
II : Endommagement des composites et délaminage par flambage local	15
<i>II.1 Généralités sur l'endommagement des matériaux composites stratifiés</i>	15
<i>II.2 Suivi de l'endommagement des composites par émission acoustique (EA)</i>	17
<i>II.3 Le délaminage par flambage local : cadre de l'étude</i>	21
<i>II.4 Conclusions</i>	31

Introduction de la partie A

Cette partie concernant l'étude bibliographique est composée de deux chapitres. Dans le premier chapitre, nous décrivons les différents composites utilisés dans notre étude. Ces composites sont des composites unidirectionnels à fibres de carbone et à matrice therm durcissable et thermoplastique. On s'attache tout particulièrement à exposer les modes de fabrication des composites utilisés et à décrire leurs différents constituants. Leur utilisation générale dans le domaine aéronautique est ensuite détaillée.

La deuxième partie traite de la description des différents endommagements pouvant apparaître au cours de l'utilisation des composites stratifiés et plus particulièrement du délaminage par flambage localisé. Les méthodes expérimentales non destructives de suivi de ces endommagements sont exposées. L'émission acoustique fait l'objet d'une description particulière.

Le délaminage par flambage localisé est généralement créé par un choc ou par un défaut de fabrication du composite. Ce type de délaminage risque de se propager lorsque le composite est sollicité en compression. On cite alors les études expérimentales et numériques du délaminage par flambage localisé les plus courantes afin de relever l'état des travaux dans ce domaine. La description des différentes études expérimentales permet de mieux comprendre le comportement de ce type de défaut et l'interaction de sa propagation sur la tenue du stratifié. Les méthodes expérimentales de détection et de suivi du délaminage sont exposées.

Les études numériques appliquées à l'étude du délaminage par flambage localisé ont pour but de prédire ou de simuler la propagation d'un délaminage établi par l'utilisation de différents critères. Pour cela, deux types d'études sont décrits : l'une basée sur la mécanique de la rupture, l'autre basée sur la mécanique de l'endommagement. La simulation du délaminage par flambage localisé passe par des études en analyse non linéaire et montre la difficulté d'analyse de ce phénomène.

Enfin, nous concluons par les objectifs de notre étude.

CHAPITRE I

GENERALITES SUR LES COMPOSITES UTILISES

I.1 Introduction

Un matériau composite peut être défini comme une combinaison macroscopique d'au moins deux matériaux différents. Généralement utilisé pour ses propriétés structurales, on peut le définir comme un matériau qui contient des renforts (fibres et/ou particules) liés par une matrice (résines).

Les matériaux composites ont été développés pour répondre aux besoins des constructeurs des industries aérospatiales qui sont toujours confrontés aux problèmes de poids, de coût et de performances. En effet chaque kilogramme gagné sur la structure se traduit par un kilogramme de marchandise transportable supplémentaire. Gay⁴² présente un exemple qui résume bien cette situation : un avion de 150 tonnes transportant 250 passagers est constitué de 60 tonnes de structure. L'introduction progressive de 1600 kg de matériaux composites à hautes performances permet le transport de 16 passagers supplémentaires, munis de leurs bagages. De plus, un gain de masse de 1kg entraîne une diminution de 120 litres de carburant par année d'exploitation, ainsi qu'une augmentation du rayon d'action de l'appareil. Nous aurions pu trouver des exemples de l'emploi des composites dans d'autres secteurs que l'aéronautique. En effet, les composites sont employés dans des secteurs d'activités de plus en plus proches de notre vie quotidienne.

Bien qu'il existe de nombreux types de composites, on peut remarquer que deux familles se sont développées selon des objectifs différents.

- Composites Grande Diffusion (GD) : Ces composites possèdent de faibles caractéristiques mécaniques (inférieures à celles de l'acier). Ils sont utilisés pour leur coût global compétitif (matériau + fabrication), et leur faible poids (ex : pare-chocs d'automobiles).

- Composites Hautes Performances (HP) : A l'opposé des précédents, ils possèdent des caractéristiques spécifiques supérieures à celles des aciers, et certains d'entre eux (carbone/carbone, C/SiC...) peuvent même supporter des températures très élevées (1000°C). Mais, du fait de la difficulté de fabrication de ces matériaux, leur prix est souvent très élevé.

Ces derniers sont utilisés dans des structures très performantes (Rafale, Formule 1, Prototype 905 Peugeot,...) où les contraintes mécaniques et/ou thermiques sont extrêmes, et la recherche d'une solution optimale est cruciale. Bien sur, pour atteindre cet optimum, il est essentiel de maîtriser le comportement physique et mécanique de ces matériaux, ce qui justifie en partie le nombre croissant de recherches développées sur le sujet.

I.2 Description des matériaux étudiés

Dans la suite de la présentation, nous nous intéresserons uniquement aux composites Hautes Performances c'est à dire des composites à matrice thermodurcissable ou thermoplastique, utilisés dans l'industrie aéronautique.

I.2.1 Les constituants

Les performances mécaniques des composites fibreux sont directement liées aux caractéristiques mécaniques de leurs constituants : la matrice, les fibres mais aussi l'interface fibre-matrice.

La rigidité d'un composite est assurée principalement par les fibres qui possèdent des caractéristiques mécaniques beaucoup plus élevées que la matrice organique. Quant à la matrice, elle permet de donner la forme géométrique de la structure, d'assurer la cohésion de l'ensemble des fibres et les protège contre le milieu ambiant. Mais son rôle principal est de transférer les efforts mécaniques d'une fibre à l'autre. L'interface est la zone de transition entre les fibres et la matrice. Elle possède des caractéristiques chimiques et mécaniques différentes de celles des fibres et de la matrice.

Les possibilités de ces matériaux composites sont d'autant plus étendues qu'une large gamme de fibres et de matrices est disponible. Dans ce qui suit, nous présenterons rapidement quelques-uns des matériaux les plus couramment utilisés.

I.2.1.1 Les renforts

Les fibres ou les renforts, doivent assurer la bonne tenue mécanique des matériaux. Leurs caractéristiques doivent être les suivantes :

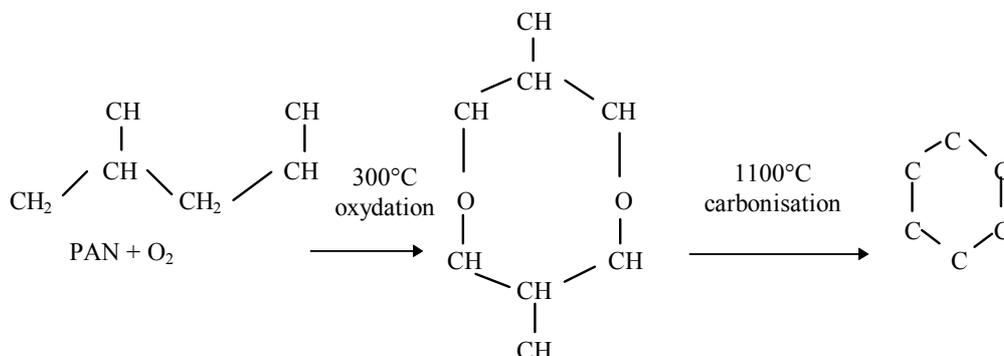
- caractéristiques mécaniques élevées en terme de rigidité et de résistance,
- compatibilité physico-chimique élevée avec les matrices,
- facilité de mise en œuvre,
- faible poids et coût.

Elles sont constituées de plusieurs centaines de filaments de 5 à 15 μm de diamètre.

Les fibres les plus utilisées en aéronautique sont les fibres de carbone.

- Fibres de carbone

Etant dotées d'excellentes caractéristiques spécifiques et mécaniques, ces fibres se rencontrent principalement dans les structures composites fortement sollicitées. Leurs températures d'utilisation peuvent être importantes car leurs caractéristiques mécaniques augmentent jusqu'à 1100° C dans une atmosphère non oxydante. Cependant, leur utilisation est limitée car le coût de fabrication reste élevé. En effet, il est nécessaire de faire subir 4 traitements à des fibres élaborées à partir de Polyacrylonitrile (PAN : Obtenu par polymérisation du CH_2CHCN) pour obtenir le produit désiré :



Une oxydation à 300°C, suivie d'une carbonisation à 1100°C, permet d'obtenir une structure hexagonale d'atomes de carbone. Les fibres ainsi obtenues possèdent une bonne

résistance à la rupture et un module d'Young de l'ordre de 200 000 MPa, pour une densité de 1.75 : on les appelle fibres Haute Ténacité (HT).

Afin d'augmenter leur rigidité, on effectue une graphitisation à 2600°C en atmosphère neutre, ce qui entraîne une réorientation des réseaux hexagonaux suivant l'axe de la fibre. Cependant, au cours de ce dernier traitement, apparaissent des défauts qui ont pour effet de diminuer sensiblement leur résistance à la rupture. Au terme de ce traitement, on obtient des fibres appelées Haut Module (HM) dont la rigidité peut atteindre 600 000 MPa. Au cours de la dernière étape, la rugosité des fibres est augmentée par un traitement de surface dans le but d'améliorer la liaison fibre résine.

Le précurseur PAN peut être remplacé par le précurseur brai. Pour ce dernier cas, on utilise au départ un brai que l'on purifie par différents traitements. Les deux procédés de fabrication des fibres donnent deux structures radiales très différentes. La plupart des fibres de brai possèdent une microstructure très orientée radialement et bien alignée axialement. Les fibres de PAN possèdent une microstructure dite de "peau d'oignon" qui est orientée de façon aléatoire. Les fibres de Brai sont donc très sensibles au cisaillement. Leur résistance en cisaillement est faible. Par contre, la microstructure des fibres PAN leur donne une haute résistance en cisaillement et une bonne tenue en compression. En compression, les fibres de PAN périssent en général par flexion et les fibres de brai en cisaillement.

- Autres fibres

Il existe sur le marché beaucoup d'autres fibres telles que : les fibres de verre, les polyamides-imides, les polyamides aromatiques et les phénoliques qui possèdent des caractéristiques mécaniques plus faibles. L'utilisation des phénoliques dans les applications thermiques (isolation, réservoir de carburant,...) est justifiée par un excellent comportement thermomécanique et leur caractère ininflammable.

- L'ensimage

Les fibres servant de renfort sont recouvertes d'un ensimage dont le rôle est le suivant :

- favoriser l'agglomération des filaments constituant la mèche,
- protéger la fibre contre l'abrasion,
- améliorer l'accrochage de la matrice,
- créer des liaisons chimiques avec la matrice,
- permettre une évolution moins brutale des propriétés mécaniques entre la fibre et la matrice,
- augmenter la résistance interlaminaire.

L'ensimage est réalisé à partir d'émulsions aqueuses ou de solution organique en phase solvant. Sa nature physique est choisie en fonction de la nature de la matrice.

I.2.1.2 Les résines

La matrice maintient les fibres dans leur direction principale, distribue les efforts entre les fibres, fournit une résistance à la propagation de fissures, et détermine toutes les propriétés de cisaillement du composite. Elle limite en général la température d'utilisation du composite. Il existe à l'heure actuelle, un grand nombre de résines pouvant servir de matrice aux matériaux composites. Les deux types de résines les plus couramment utilisées sont les résines thermodurcissables et thermoplastiques.

- Les résines thermodurcissables

Lorsque l'on soumet certains polymères constitués de substances organiques ou semi-organiques à une élévation de température, il se crée des réactions chimiques au cours desquelles les monomères s'associent pour former un réseau tridimensionnel rigide : cette réaction de polymérisation particulière est appelée réticulation. Le matériau final se présente sous la forme d'un corps solide et infusible. La polymérisation étant irréversible ces matériaux ne peuvent être mis en forme qu'une seule fois (non recyclable). En règle générale, ces résines possèdent une faible résistance à l'impact et une faible tenue en température.

Les quatre types de résines couramment utilisées dans l'industrie aérospatiale sont : les époxydes, les bismaléimides, les polyimides et les phénoliques.

Les époxydes sont les plus utilisées pour la fabrication de structures aéronautiques. Elles possèdent de bonnes propriétés thermomécaniques et d'adhésion avec la fibre. Leur facilité de traitement et de mise en oeuvre permet d'obtenir des coûts de fabrication acceptables. Cependant leur application est limitée par la température : 80°C à 120°C.

Les résines bismaléimides (BMI) offrent les mêmes avantages que les époxydes tels que par exemple de bonnes propriétés mécaniques. Leur température d'utilisation est plus élevée que celle des époxydes : 220°C. Malheureusement, elles sont fragiles et se caractérisent par une faible elongation à rupture.

Les résines Polyimides ont un procédé de fabrication différent des deux résines citées précédemment. Elles sont cuites par réaction de condensation. Ce procédé dégage des produits volatiles créant un risque de porosité dans le composites. Leur température d'utilisation est élevée : 250 à 300°C. Mais comme les résines BMI, les polyimides sont fragiles.

- Les résines thermoplastiques

Ce sont des matériaux semi-cristallins comportant une phase amorphe et une phase semi-cristalline. Pour les matrices thermoplastiques, ce sont les forces de Van der Waals et les forces polaires qui assurent la cohésion de polymères linéaires ramifiés. Cette constitution physico-chimique de la matrice permet à tout moment de modifier la forme du composite en effectuant un simple chauffage au-dessus de la température de fusion, suivi d'un refroidissement entraînant la cristallisation de la matrice. Dans ce cas, le recyclage et la modification de forme sont envisageables. La réparation de structures en thermoplastique est plus aisée que pour les thermodurcissables. De plus, elles offrent un faible coût de stockage (annexe 1) et de fabrication.

Ces résines possèdent des caractéristiques mécaniques améliorées, une meilleure tenue à l'impact, une bonne stabilité en température... etc.

Parmi les résines thermoplastiques, on peut citer la résine PEEK (Polyéther-éther-cétone, la PPS (Polysulfure de phénylène), la PEI (Polyéther imide) et la PA (Polyamide).

1.2.1.3 L'interface fibre-matrice

L'interface fibre-matrice peut être considérée comme un constituant du composite car elle possède des propriétés physiques et mécaniques différentes de celles de la fibre et de matrice. C'est l'interface fibre-matrice qui permet le transfert des charges de la matrice aux fibres. Un traitement de surface en deux temps est réalisé pour améliorer la qualité de l'interface :

- Enlèvement de la couche externe de la fibre (car fragile),

- Création de groupes fonctionnels à la surface de la fibre permettant de réagir avec la matrice.

La nature de l'adhésion fibre-matrice est mécanique (rugosité) et/ou physique (interaction moléculaire ou atomique), et/ou chimique (liaisons).

I.2.2 Les semi-produits

Les fournisseurs de matériaux composites, afin de faciliter la fabrication de pièces, commercialisent différents types de semi-produits. Parmi les produits les plus courants on peut citer :

- les unidirectionnels,
- les tissus,
- les mats.

Ces produits peuvent être fournis imprégnés de résine ou sec.

I.3 Fabrication des stratifiés

Dans cette étude, nous nous restreindrons à la description des procédés de fabrication des structures composites à partir d'unidirectionnels préimprégnés.

I.3.1 Les procédés de fabrication

La mise en oeuvre de composites à matrice thermodurcissable comporte deux phases principales :

- le drapage aux dimensions désirées,
- le durcissement par la cuisson (polymérisation).

Ces procédés peuvent être manuels ou automatisés.

Le procédé manuel est décrit en annexe 1 et, est celui utilisé pour la fabrication de nos éprouvettes. Les procédés automatisés utilisent par exemple des machines d'enroulement filaire, des machines de découpe et de drapage... etc, et nécessitent un investissement lourd.

La mise en oeuvre de composites à matrice thermoplastique comporte deux phases :

- le drapage aux dimensions désirées,
- la cuisson (fusion et recristallisation).

I.3.2 La cuisson

Pour les composites thermodurcissables, la cuisson est appelée polymérisation. Elle a pour but d'amener la résine à un degré de réticulation suffisamment élevé pour lui conférer les propriétés mécaniques désirées. Le cycle de cuisson est piloté en fonction des paramètres de temps, de température et de pression.

La réaction de polymérisation doit s'effectuer en pratique sous haute pression à une température constante (supérieure ou égale à 100°C-180°C). Ceci favorise un bon mélange des fibres et de la résine, diminue la porosité et favorise une bonne cohésion des plis du stratifié.

Dans le cas des composites thermoplastiques, la cuisson consiste à "liquéfier" la résine thermoplastique afin de permettre une bonne imprégnation des fibres par la résine. Le refroidissement lent du mélange permet alors de durcir la résine autour des fibres.

De même que pour les thermodurcissables, au cycle de température est couplé un cycle de pression afin de créer une bonne cohésion des plis lors du refroidissement.

I.4 Utilisation des matériaux composites décrits

Les premiers composites utilisés en aéronautique remontent aux années 1930 où ils étaient utilisés sous forme de sandwich avec âme en bois et peaux en alliage léger. De nos jours, ils sont très utilisés autant en aviation civile (Airbus série 300 et ATR) que militaire (Rafale) et même en automobile et aéronavale de compétition (formule 1, Catamaran).

Le carbone époxy est principalement utilisé dans le domaine aéronautique pour les structures primaire suivantes (quelques exemples) :

- pales d'hélicoptère
- voilure ATR 72
- dérive A300
- fuselage, voilure Rafale
- volet d'aérofrein A320

Le carbone Peek est moins employé mais la spécificité de la résine le rend plus propice à certaines utilisations et notamment pour des structures devant subir des chocs mécaniques et des températures élevées. Ce matériau, du fait de la structure de la résine Peek, simplifie le stockage.

Actuellement, aucune pièce primaire n'est réalisée en carbone Peek mais ce matériau est utilisé pour les structures suivantes :

- Carénage du fuselage moteur de l'avion militaire RAFALE

I.5 Conclusions

Parmi les matériaux composites décrits, nous avons utilisé un thermodurcissable appelé T300/914. La fibre T300 est une fibre de carbone dite de première génération. La résine 914 est une résine époxyde.

Le deuxième type de matériau utilisé est un thermoplastique appelé AS4/PEEK. La fibre AS4 est une fibre de carbone. La résine PEEK est une résine thermoplastique.

Ces deux matériaux nous ont été fournis sous forme de plis unidirectionnels préimprégnés. Toutes les caractéristiques (fournisseurs, caractéristiques mécaniques, caractéristiques physico-chimiques...) de ces deux matériaux sont données en détail en annexes 1 et 4.

CHAPITRE II

ENDOMMAGEMENT DES COMPOSITES ET DELAMINAGE PAR FLAMBAGE LOCAL

II.1 Généralités sur l'endommagement des matériaux composites stratifiés

L'endommagement des matériaux composites fait l'objet de nombreuses études depuis plus de 20 ans. Le but de ces études est de permettre un dimensionnement plus fin des structures en tenant compte des phénomènes d'endommagement amenant à la ruine du matériau. La théorie des stratifiés classiques permet de dimensionner les structures de façon fiable mais surdimensionnante. En effet les critères de rupture basés sur cette théorie prévoient la rupture d'un stratifié par le premier endommagement. Il n'est donc pas tenu compte de la multitude des phénomènes endommageants qui aboutissent à la rupture du stratifié.

Phénoménologiquement, la rupture totale d'un stratifié, soumis à un chargement monotone croissant passe par différents types d'endommagement. Une manière simple de les classer chronologiquement est la suivante :

- Microfissuration de la matrice
- Rupture de l'interface fibre matrice
- Délaminage
- Rupture de fibres

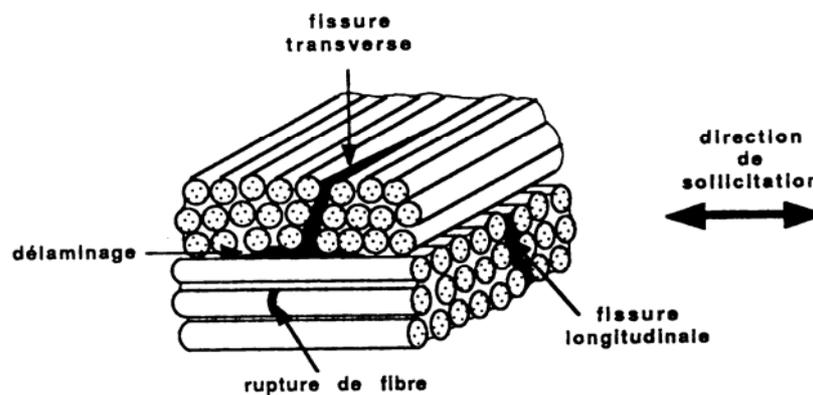


Figure A.II. 1. Les différents modes d'endommagement d'un composite stratifié

II.1.1 Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est le premier mode d'endommagement survenant lors d'un chargement d'une structure composite. Ce type d'endommagement est essentiellement dû aux contraintes de traction transverse σ_{22} qui créent une rupture de la matrice. Les fissures apparaissent alors dans un pli, parallèlement et/ou perpendiculairement aux fibres du stratifié (Figure A.II.1). L'évolution de cet endommagement est en général stable.

II.1.2 Rupture de l'interface fibre-matrice

Lorsque la fissuration matricielle progresse, elle peut être bloquée par les fibres. Alors si l'interface fibre-matrice possède une faible résistance, la fissuration peut évoluer le long des fibres par rupture de cette interface (Figure A.II.1) sollicitée en traction et/ou en cisaillement.

II.1.3 Délaminage

Le délaminage est créé par une accumulation importante de fissures dans la matrice. C'est pourquoi ce mode d'endommagement intervient en général plus tardivement dans l'historique de l'endommagement du stratifié.

La fissuration matricielle transverse, lorsqu'elle se propage, peut parvenir à l'interface entre deux plis d'orientation différente. Soit elle est stoppée, soit, pour un état important de fissuration, l'interface entre deux plis d'orientation différente peut se rompre sous des contraintes d'arrachement σ_{33} et/ou de cisaillement σ_{13} et σ_{23} . Il se crée alors un décollement des plis d'orientation différente appelé délaminage (Figure A.II.1).

L'évolution de ce type d'endommagement est souvent instable et provoque la ruine du matériau.

II.1.4 Rupture de fibres

La rupture de fibres est l'endommagement ultime d'un stratifié. En effet, la contrainte à rupture des fibres est plus importante que celles de tous les autres constituants d'un composite stratifié. Ce type d'endommagement est catastrophique pour la structure et entraîne souvent la rupture totale du stratifié.

II.1.5 Méthodes non destructives de suivi de l'endommagement

L'étude et la compréhension du comportement des matériaux composites font appel à des moyens de suivi de l'endommagement survenant lors des essais expérimentaux permettant de visualiser ou de mesurer tous les dommages.

Parmi les moyens de contrôle non destructif, les plus couramment employés sont : les Ultrasons, les Rayons X, l'holographie, la thermographie infra-rouge, les courants de Foucault, la potentiométrie, l'émission acoustique, le ressuage.

Chacune de ces techniques possède des atouts importants pour la détection des défauts. Les unes sont plus appropriées à la détection du délaminage (Ultra-sons, thermographie infra-rouge, holographie), les autres, plus adaptées à la détection de la fissuration transverse (émission acoustique, ressuage, potentiométrie). Il est évident qu'il est souvent nécessaire d'utiliser plusieurs de ces moyens. Les Rayons X sont bien adaptés à la détection du délaminage et à la fissuration transverse, cependant, dans le cas de la détection de la fissuration, il est souvent conseillé d'imprégner le matériau d'un opacifiant (Iodure de Zinc).

La plupart de ces techniques sont lourdes à mettre en œuvre c'est-à-dire qu'il est difficile de les utiliser sur les machines d'essais ou sur des sites industriels (certaines études ont tout de même été menées avec ces techniques utilisées in situ). De plus il n'est souvent possible par ces techniques, que de réaliser des clichés ou des cartographies à un instant donné (Rayons X, ultra-sons, thermographie...).

Seules quelques méthodes permettent de réaliser un suivi continu dans le temps de l'endommagement. L'une d'entre elles est l'émission acoustique. Cette technique consiste à enregistrer les bruits créés par le matériau lors de sa mise en contrainte. Le défaut n'est ni visualisable ni facilement identifiable, mais l'intérêt de l'émission acoustique réside dans sa finesse de détection.

Nous allons par la suite décrire cette technique appliquée à l'étude de l'endommagement des matériaux composites.

II.2 Suivi de l'endommagement des composites par émission acoustique (EA)

II.2.1 Généralités

L'émission acoustique est une méthode de contrôle non destructif qui a été développée ces vingt dernières années, principalement pour les enceintes sous pression [Cherfaoui²⁸, Hervé⁵⁹] et pour la certification de structures aérospatiales. Pour le milieu industriel, il a été nécessaire de mettre en place des procédures de contrôle : les codes CARP (Committee on Acoustic Emission from Reinforced Plastics). Ces procédures ont donné lieu à des normes et spécifications : SPI, ASTM, ASME, AFNOR [Cherfaoui²⁸, Hervé⁵⁹].

Par ailleurs de nombreux laboratoires l'utilisent comme moyen d'obtenir simplement une information supplémentaire sur l'état et l'évolution de l'endommagement. La méthode consiste à "écouter" les ondes élastiques transitoires émises par les déformations permanentes et la croissance de défauts (libération d'énergie) qui ont lieu au sein d'une structure sous contraintes. Ces ondes ou émissions acoustiques (EA) peuvent être détectées et interprétées en fonction de l'état d'endommagement du matériau. De plus la localisation des ondes acoustiques permet de situer le lieu des parties endommagées.

L'émission acoustique apparaît donc comme une technique intéressante pour suivre et étudier le processus d'endommagement des matériaux composites, car elle donne une indication en temps réel de la création et de l'existence des mécanismes d'endommagement microscopique [Benzeggagh¹⁷]. Les informations peuvent être aussi bien quantitatives que qualitatives. Cette technique est de plus très intéressante pour l'étude des matériaux composites car ils sont dits "criants". En effet, tous les mécanismes d'endommagement entraînant la rupture d'un composite (fissuration, délaminage, rupture de fibres...) génèrent des bruits d'amplitudes plus importantes au sein des matériaux composites qu'au sein des matériaux métalliques.

II.2.2 Chaîne de mesure d'émission acoustique

L'ensemble de la chaîne d'émission acoustique (EA) permettant de suivre l'endommagement d'une structure, est schématisée figure A.II.2. Elle comprend des capteurs, des préamplificateurs et une unité d'acquisition et de traitement du signal reçu.

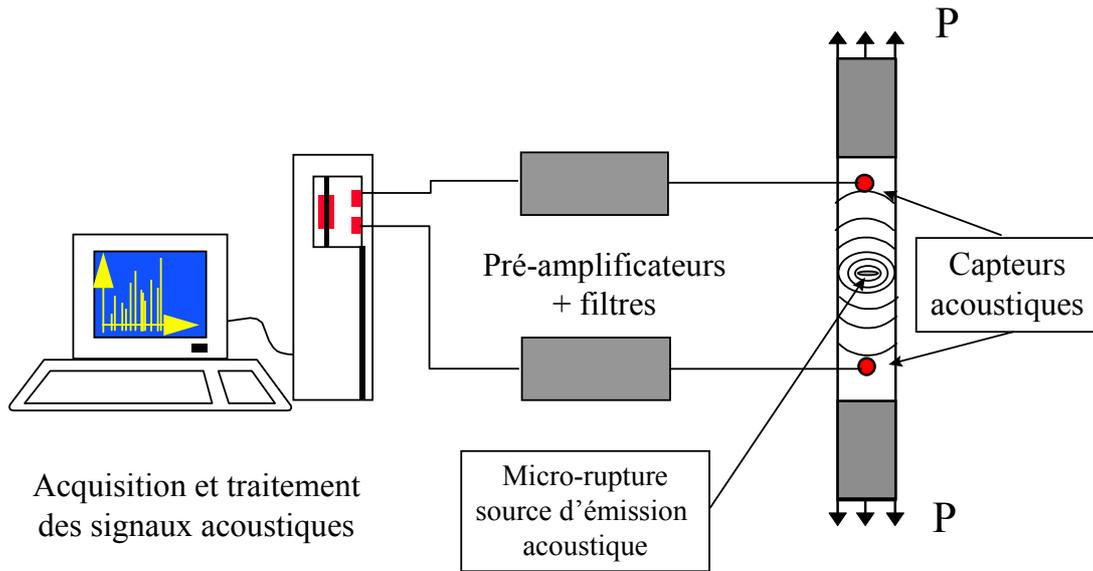


Figure A.II. 2. Synoptique d'une chaîne d'émission acoustique

Pour leur sensibilité, leur fiabilité et leur stabilité dans le temps, les capteurs les plus utilisés sont des capteurs piézo-électriques résonnants. Cependant leur fonction de transfert est mal connue et leur caractère résonnant peut déformer le signal. Le signal (sinusoïdale amortie) est conditionné par des préamplificateurs et des filtres puis il est traité par une chaîne d'acquisition qui exploite le signal sous forme de paramètres acoustiques (figure A.II.3) : son amplitude (dB), sa durée (μ s), le nombre de coups (nombre de pics d'un signal dépassant un seuil de détection), l'énergie du signal, la fréquence de la salve (définie entre le premier et le dernier dépassement de seuil).

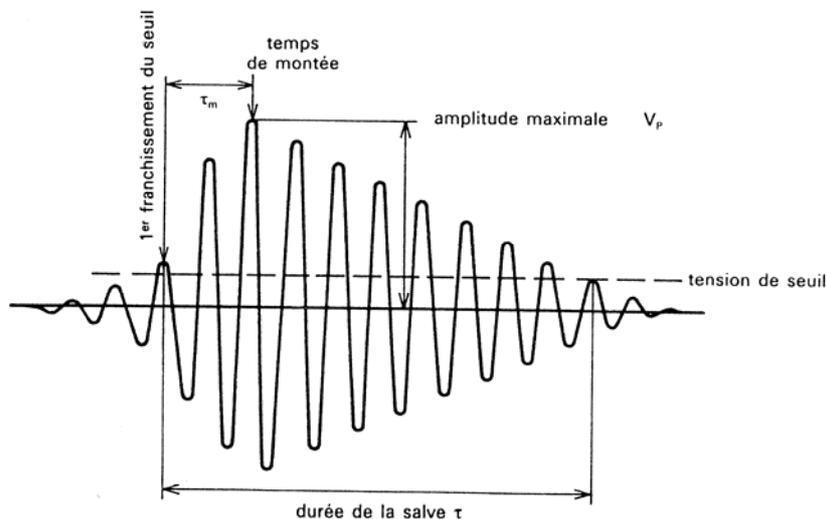


Figure A.II. 3. Paramètres acoustiques du signal

Tous ces paramètres sont décrits plus précisément en annexe 3.

II.2.3 Application de l'émission acoustique en laboratoire

L'émission acoustique est essentiellement utilisée en laboratoire comme un outil permettant une meilleure compréhension des mécanismes d'endommagement des matériaux composites. A cet effet, chaque laboratoire l'utilise de manière diverse mais quelques utilisations communes émergent tout de même.

II.2.3.1 Seuil d'endommagement

L'émission acoustique est principalement utilisée en corrélation avec des paramètres d'essai et/ou du matériau comme aide à la détermination de la contrainte (ou effort) du premier endommagement. On parle alors de seuil d'endommagement.

Par exemple lors d'un essai de traction simple sur un verre/polyester tissé, Krawczak⁶⁶ détermine le seuil d'endommagement par émission acoustique avant même la perte de linéarité du comportement du matériau. Cette détermination du seuil d'endommagement semble plus juste, car elle correspond à un phénomène plus physique.

La détermination du seuil d'endommagement est toujours réalisée par le tracé de l'évolution du nombre cumulé des salves (d'événements) ou du nombre cumulé de "coups" (figure A.II.4).

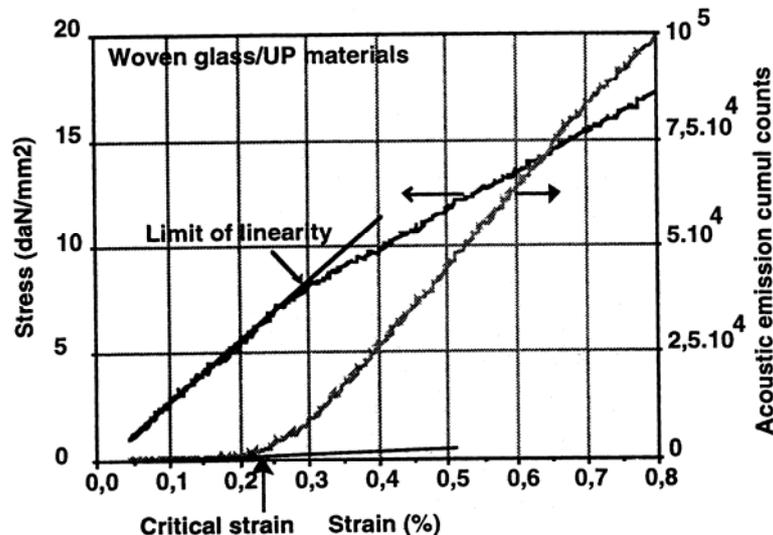


Figure A.II. 4. Détermination du seuil d'endommagement par EA d'après Krawczak [66]

Ce type de paramètre est largement utilisé pour sa facilité de mise en oeuvre.

L'une des utilisations la plus importante est aussi la détermination expérimentale de l'initiation microscopique du délaminage en mode I et II. A cet effet, Benzeggagh²⁰ et Gong⁵¹ ont utilisé l'EA comme moyen de détection du premier endommagement de l'interface délaminée. Lors d'essais (en mode I, II et mode mixte I+II) sur un composite unidirectionnel verre/époxy (par exemple), si l'on détermine (figure A.II.5) l'effort critique d'initiation du délaminage en mode I par la chute de la charge relevée sur la courbe effort-déplacement, le taux de restitution d'énergie critique est surestimé de près de 20% mesures d'EA.

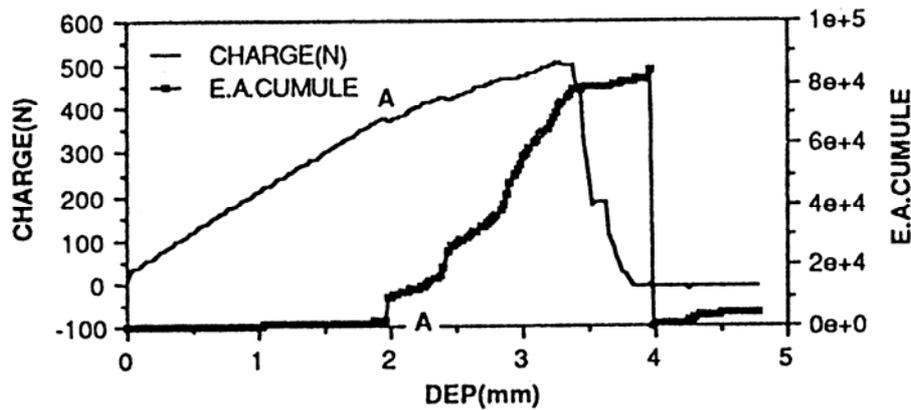


Figure A.II. 5. Détermination de l'effort d'initiation du délaminage en mode mixte I+II (ALDCB) par émission acoustique d'après Benzeggagh [20]

Nous verrons dans la partie C de notre étude que l'utilisation de l'émission acoustique en mécanique de la rupture est primordiale sous peine de commettre des erreurs importantes sur la détermination des énergies de propagation de fissure.

L'un des avantages de cette technique est la possibilité de travailler dans des conditions extrêmes (-50°C , $+250^{\circ}\text{C}$ par exemple [Favre⁴⁰, Raud⁹³]) pour le suivi de l'endommagement sous sollicitations thermiques.

II.2.3.2 Corrélation émission acoustique/fissuration

Des études [Raud⁹³, Favre³⁹⁻⁴¹] isotherme et/ou en température ont permis de montrer que le nombre d'événements acoustiques relevés lors d'essais de traction sur un composite à fibres de carbone T800 et T300, résine époxy (5208), bismaléimide (BMI) et bisnadimide (NAI), est équivalent au nombre de fissures relevées par RX.

II.2.3.3 Identification des mécanismes d'endommagement par EA

Identifier les mécanismes d'endommagement par émission acoustique, c'est associer aux signaux acoustiques créés par la fissuration, le délaminage et la rupture de fibres, des valeurs particulières des paramètres acoustiques (amplitude, temps de montée, durée, fréquence...). On parle alors de signature acoustique. Deux principes d'identification peuvent être alors utilisés :

- En règle générale, on réalise des essais de manière à connaître et à isoler un type d'endommagement apparaissant lors d'un chargement. Par exemple, Rouby⁹⁹ caractérise la signature de la rupture de l'interface fibre-matrice lors d'un essai de micro-indentation. Pour la signature acoustique de la rupture de fibre, le test de traction simple sur une fibre de carbone noyée dans une éprouvette de résine souple est utilisé [Rouby⁹⁹].

- Bien souvent, il est difficile de réaliser des essais mettant en jeu un seul type d'endommagement. L'étude de matériaux fait généralement intervenir plusieurs phénomènes d'endommagement. Afin d'identifier la signature acoustique de ces endommagements, les essais sont alors stoppés à plusieurs niveaux de charge afin de réaliser des observations microscopiques et d'associer ainsi l'EA aux endommagements relevés. Ainsi, Gong⁵¹ a proposé une identification des mécanismes d'endommagement d'une plaque trouée en verre/époxy sollicitée en traction, en corrélant la distribution d'amplitude d'EA et les observations effectuées au MEB (figure A.II.6).

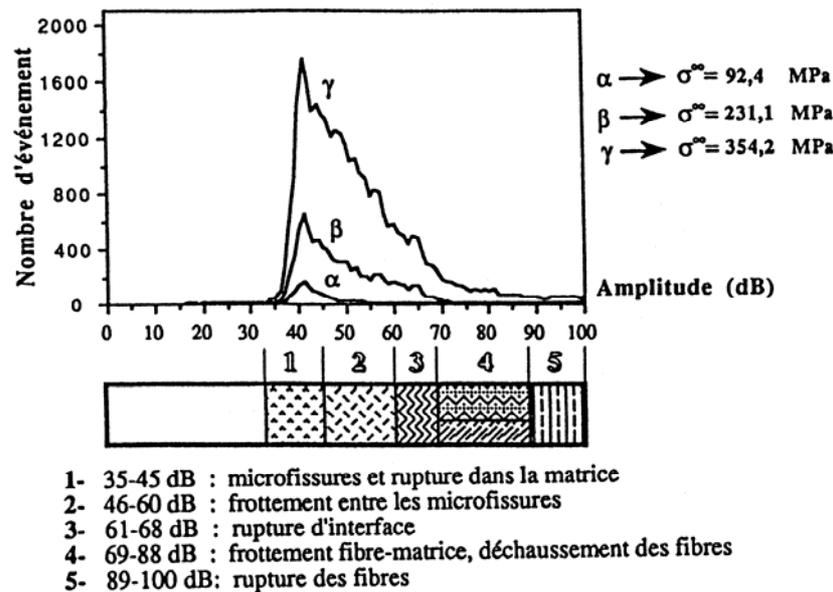


Figure A.II. 6. Identification par émission acoustique des mécanismes d'endommagement d'après Gong [51]

En règle générale, il est communément admis que :

- La fissuration matricielle génère des signaux de faibles amplitudes et de durées importantes.
- La rupture de fibres génère des signaux de fortes amplitudes et de faibles durées.

Cependant, l'amplitude des signaux est fonction de l'énergie libérée par l'endommagement et donc du niveau de chargement. Il n'est donc pas si facile d'obtenir une correspondance parfaite entre les phénomènes d'endommagement et les amplitudes.

II.3 Le délaminage par flambage local : cadre de l'étude

II.3.1 Introduction

Si les matériaux composites stratifiés à fibre de carbone et à matrice organique sont employés sur les structures primaires en aéronautique, il n'en reste pas moins deux problèmes majeurs limitant leur emploi massif :

- une faible tolérance aux dommages (tenue du stratifié incluant tous défauts de fabrication et/ou "accident" lors de son utilisation [Guedra-Degeorges⁵⁷, Tropis¹¹⁵]),
- une dissymétrie croissante entre la résistance des fibres en traction et en compression [Effendi^{37,38}, Grandidier⁵⁴] :

$$\sigma_{11}^{\text{TR}} \text{ T300} = 1600 \text{ MPa} \text{ et } \sigma_{11}^{\text{CR}} \text{ T300} = 1150 \text{ MPa} \text{ (fibre de première génération),}$$

$$\sigma_{11}^{\text{TR}} \text{ T800} = 2700 \text{ MPa} \text{ et } \sigma_{11}^{\text{CR}} \text{ T800} = 1200 \text{ MPa} \text{ (fibre de deuxième génération).}$$

La tenue de la fibre en compression est un critère dimensionnant des structures composites. Ce comportement en compression de la fibre fait l'objet de nombreuses études (étude du micro-flambage de la fibre) et devient de mieux en mieux connu.

Néanmoins, pour le calcul de la tenue d'un stratifié incluant la présence de défauts de fabrication, peut être prépondérante devant le comportement des fibres en compression. C'est pourquoi la prise en compte de tous les types de dommages fait l'objet, actuellement, de nombreuses études afin de valider les outils d'aide au dimensionnement des structures en matériaux composites à fibres de carbone.

Notre étude s'inscrit dans ce domaine et a pour but de comprendre les phénomènes de tenue des stratifiés (thermodurcissables et thermoplastiques) incluant des défauts, mais aussi de développer des outils numériques simples et fiables permettant de prévoir la tenue du stratifié.

II.3.2 Cadre de l'étude

Les structures composites stratifiées sont susceptibles de présenter des défauts localisés. Ces imperfections peuvent exister dès la fabrication (problème de polymérisation) ou apparaître en service suite à des chocs (chutes d'outils, impact d'oiseau par exemple) (figure A.II.7). Ces défauts peuvent conduire à des délaminages internes ayant tendance à se propager lorsque la structure est soumise à certaines sollicitations.

Lorsqu'ils se situent au voisinage de la surface de la structure, ils sont particulièrement néfastes si la structure travaille en compression. En effet, les parties situées de part et d'autre du délaminage sont susceptibles de flamber (cloquage) et d'entraîner par la suite une progression de la zone délaminée. Bien sur, ce cloquage modifie le comportement en compression et peut conduire à la ruine prématurée de la structure. C'est alors que l'on parle de dimensionnement en tolérance aux dommages permettant de prendre en compte dans le calcul des structures composites, ce type de défaut.

La prise en compte du délaminage par flambage local peut être un critère dimensionnant prépondérant avant même celui de la contrainte maximale en compression.

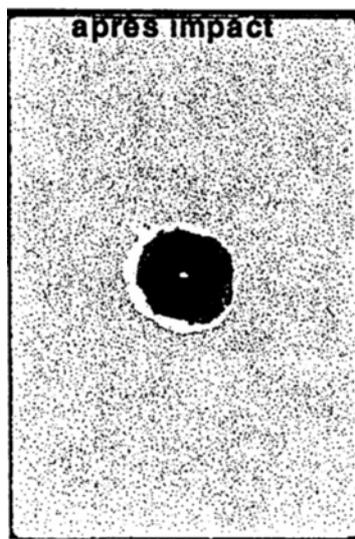


Figure A.II. 7a. IM7/977-2



Figure A.II. 7b. AS4/PEEK

Figure A.II. 7. Visualisation C-Scan du délaminage après impact à 18 J d'un stratifié $150 \times 100 \text{ mm}^2 [(45,0,-45,90)_4]_S$ d'après Guedra-Degeorges [56]

Les travaux les plus importants sur le flambage localisé ont essentiellement été menés en France : par l'Aérospatiale [Guedra-Degeorges^{56,57}], l'ONERA [Girard⁴⁷⁻⁵⁰, Gilletta^{44,45}] et l'Université de Metz [Cochelin^{29,30}], en Amérique : par la NASA [Whitcomb¹¹⁷⁻¹¹⁹, Peck⁹¹] au cours des années 1980. D'autres laboratoires ou groupes de recherches ont aussi mené des études sur le délaminage par flambage localisé : The Aeronautical Research Institute of Sweden [Thesken¹⁰⁸, Nilsson⁸⁶], Fraunhofer-Institut für Betriebsfestigkeit [Gerharz⁴³], National Tsing Hua University of Taiwan [Yeh¹²⁰]. Ces études portent essentiellement sur la

tenue en compression de stratifiés thermodurcissables. Quelques études récentes abordent la tenue de stratifiés thermoplastiques [Guedra-Degeorges⁵⁶].

De ces études, il résulte que la propagation du délaminage entraîne bien souvent la rupture du stratifié ; la propagation du délaminage se situant à un niveau de chargement très proche du niveau de charge à rupture. La contrainte de rupture du stratifié peut être diminuée de l'ordre de 65% [Guedra-Degeorges⁵⁶, Gerharz⁴³] dans les cas défavorables. Le critère de rupture en compression n'est plus la limite à rupture du pli élémentaire en compression mais l'effort limite de propagation du délaminage.

La plupart de ces études sont réalisées sous des sollicitations quasi statiques, cependant quelques études récentes ont été réalisées en fatigue après impact sur thermodurcissables [Tropis¹¹⁵] et sur thermoplastiques (figure A.II.7) [Guedra-Degeorges⁵⁶].

Bien que beaucoup d'essais aient été réalisés, le besoin d'affiner (optimisation) le dimensionnement des structures composites impactées doit passer par la mise en place d'outils de simulations fiables et applicables dans de nombreux cas.

II.3.3 Observations expérimentales du délaminage par flambage local

Les études expérimentales du délaminage par flambage localisé porte essentiellement sur l'étude d'un mono-délaminage [Guedra-Degeorges⁵⁷, Girard⁴⁷⁻⁵⁰, Gilletta^{44,45}, Thesken¹⁰⁸, Whitcomb¹¹⁷⁻¹¹⁹, Peck⁹¹] afin de simplifier les phénomènes. Le but de ces études est la recherche et la validation de critères d'initiation du délaminage. Les perspectives sont bien évidemment l'étude du multidélaminage caractéristique des dommages d'impacts.

Le mono-délaminage est créé lors de la fabrication du composite par l'introduction de pastilles de Téflon entre les plis du stratifié. Les plis étant alors séparés, ils sont susceptibles de flamber lorsque l'on soumet le stratifié à une sollicitation de compression.

II.3.3.1 Comportement des plis flambés

Le comportement charge-déflexion des plis flambés est un comportement non linéaire qui peut prendre plusieurs allures (figure A.II.8). Le flambage étant un phénomène d'instabilité, le comportement post-flambage local passe par une bifurcation du déplacement des plis flambés.

Par la suite, deux cas apparaissent :

- soit le flambage global de l'éprouvette se fait dans le même sens que le flambage local (figure A.II.8a),
- soit le flambage global de l'éprouvette se fait en opposition au flambage local (figure A.II.8b).

Le premier cas diminue l'ouverture entre les plis situés de part et d'autre du délaminage. Le deuxième cas (le plus critique) entraîne une ouverture supplémentaire entre les plis situés autour du délaminage.

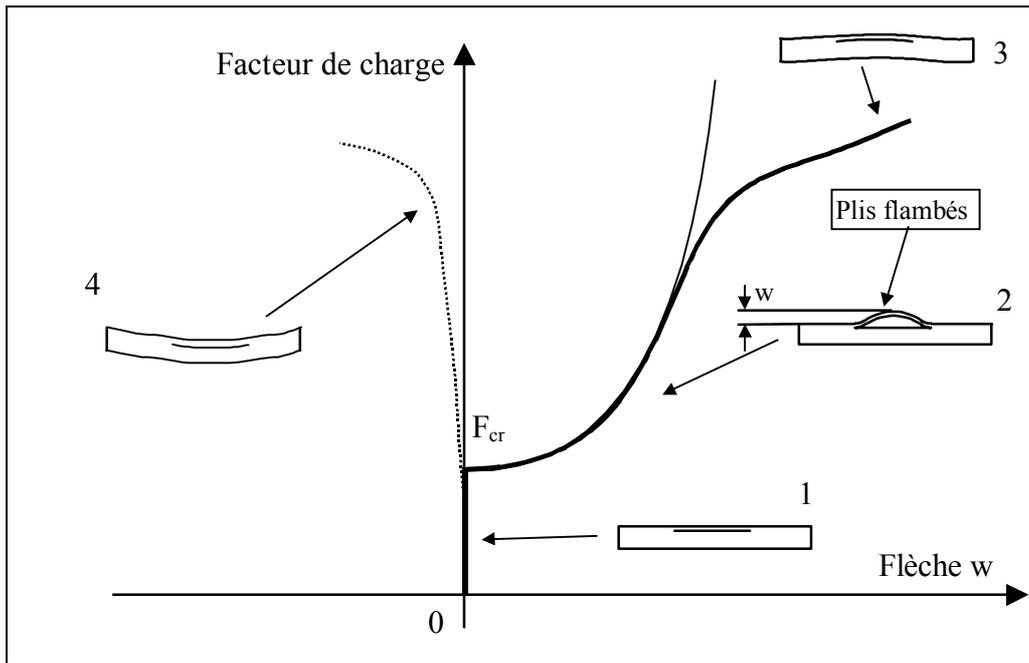


Figure A.II. 8a. Comportement en flambage local, 1^{ère} configuration

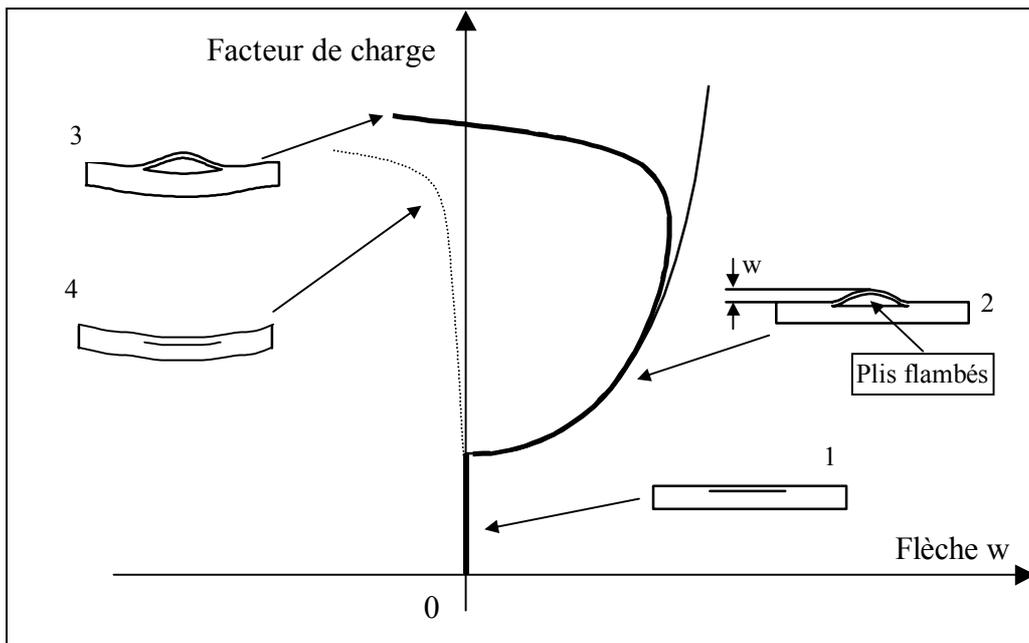


Figure A.II. 8b. Comportement en flambage local, 2^{ème} configuration

Figure A.II. 8. Les différents comportements au flambage localisé : représentation effort de compression/ flèche des plis flambés

Il peut intervenir encore un autre cas pour lequel les plis situés au-dessus du délaminage ne flambe pas (cas n°4 figure A.II.8).

Le flambage global de l'éprouvette peut être annulé par l'utilisation d'un guide anti-flambage souvent utilisé dans les études citées [Guedra-Degeorges⁵⁷, Girard^{47,50}].

Le problème du flambage global est éliminé mais le cas du comportement n°3 (figure A.II.8) ne peut pas être analysé correctement.

Remarque : la propagation du délaminage se traduit par une variation très rapide de la flèche w et ce dû à l'augmentation de la surface délaminée.

II.3.3.2 Taille et forme du délaminage initial

La taille et la forme du défaut influencent beaucoup la propagation du délaminage. La forme du défaut la plus couramment utilisée est une forme circulaire car plus simple à modéliser [Guedra-Degeorges⁵⁷, Cochelin^{29,30}, Whitcomb¹¹⁸, Peck⁹¹, Gerharz⁴³] et assez représentative d'un délaminage créé par un impact de faible énergie (figure A.II.7). Par la suite certains auteurs [Guedra-degeorges⁵⁷, Whitcomb¹¹⁷, Yeh¹²⁰] ont utilisé une forme elliptique car elle est plus représentative de la forme obtenue après impact.

II.3.3.3 Endommagement avant délaminage

Avant la propagation du délaminage, plusieurs phénomènes d'endommagement peuvent apparaître tels que la fissuration matricielle et des ruptures de fibres. L'initiation du délaminage est influencée par cet endommagement [Gilletta^{44,45}, Girard^{46,50}].

II.3.3.4 Effet de l'environnement

Aucune étude du délaminage par flambage localisé n'a été réalisée sous atmosphère humide ou en température.

II.3.3.5 Influence de l'orientation des fibres : stratifications étudiées

Peu d'études traitent de l'influence de l'orientation des fibres sur la propagation du délaminage par flambage localisé. Chaque étude fait intervenir un seul empilement correspondant à une utilisation spécifique. Les stratifications étudiées sont les suivantes :

- [(45,-45,0/,90)₃]_s [Guedra-Degeorges^{56,57}]
- [±45,0,90]_s, [0,90₂,0/, (0,90₂,0)₁₀] [Whitcomb¹¹⁷⁻¹¹⁹]
- [(90,0,90)/(90,0,90)₁₅] [Nilsson⁸⁶, Thesken¹⁰⁸]
- [(±45)_s,0/,90,(±45)_s,0,90]_s [Gerharz⁴³]
- [0,-0/,45,0₂,-45,0,90]_s [Cochelin^{29,30}, Girard⁴⁷⁻⁵⁰, Gilletta^{44,45}]
- [15,-15,15,/, -15]_s [Yeh¹²⁰]

où le signe / représente la position (non symétrique) du défaut artificiel dans l'épaisseur du stratifié.

II.3.3.6 Influence du matériau

La plupart des matériaux composites étudiés en flambage localisé sont des thermdurcissables et plus particulièrement des stratifiés à fibres de carbone et à matrice époxy du type T300/914 [Guedra-Degeorges^{56,57}, Girard⁴⁷⁻⁵⁰, Cochelin^{29,30}, Withcomb¹¹⁷⁻¹¹⁹]. Peu de comparaisons de l'influence du matériau sur la propagation du délaminage par flambage localisé ont été effectuées.

Certaines études récentes [Guedra-Degeorges⁵⁶, Ishikawa^{62,63}] ont été réalisées sur matériaux composites à matrice thermoplastique du type AS4/PEEK. Mais ces études restent très ponctuelles. Il est pourtant "évident" que le délaminage par flambage localisé suit les mêmes

"lois" que le délaminage en mode I, II ou III, c'est à dire que la nature de la résine est primordiale dans le processus de délaminage [Gerharz⁴³].

II.3.3.7 Méthode de suivi du délaminage par flambage local

La localisation et la quantification de l'éventuelle propagation du délaminage par flambage local passe par l'utilisation de différentes techniques expérimentales de suivi de l'endommagement. Les techniques les plus couramment employées dans les études citées sont : la technique de Moiré [Girard^{47,50}], la shearographie, les rayons X et les ultra-sons [Guedra-Degeorges^{56,57}]. Les deux premières techniques sont limitées pour la détermination de la propagation du délaminage parce qu'elles mesurent des effets induits (flambage local). Les deux autres techniques sont adaptables au suivi du délaminage mais leur utilisation (surtout les Rayons X) est lourde pour une installation in situ. Bien sur, pour visualiser la taille du délaminage (défaut macroscopique), la technique des ultrasons est très souvent utilisée.

La détermination des courbes de comportement effort-déplacement des plis flambés est primordiale pour une bonne comparaison avec une étude numérique. Les solutions employées sont multiples :

- Capteur Laser [Guedra-Dégeorges^{56,57}]
- Capteur mutuelle à inductance [Gilletta^{44,45}, Girard⁴⁷⁻⁵⁰]
- Capteur de déplacement par contact [Ishikawa^{62,63}, Yeh¹²⁰]

II.3.4 Etudes numériques du délaminage par flambage local

II.3.4.1 Modélisation du défaut initial

Afin d'introduire un macro-défaut dans le stratifié étudié, tous les auteurs créent lors de la modélisation numérique une duplication des noeuds du maillage à l'endroit du défaut (figure A.II.9). Cette méthode permet de simuler le non-collage des plis situés de part et d'autre du délaminage. L'épaisseur des pastilles introduites lors de la fabrication n'est cependant pas prise en compte.

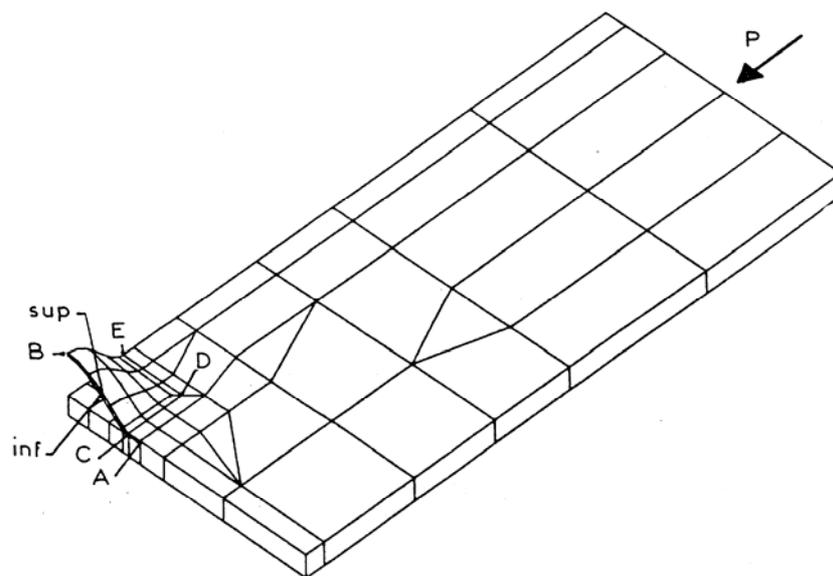


Figure A.II. 9. Exemple de maillage pour l'étude du flambage localisé
ONERA Gilletta [44,45], Girard [47-50]

II.3.4.2 Méthodes numériques de traitement du flambage localisé

Nous avons vu dans les études expérimentales que le comportement des plis flambés est fortement non linéaire. C'est pourquoi, toutes les études numériques employées par l'Aérospatiale, l'ONERA et la NASA sont des études non linéaires géométriques c'est à dire en grands déplacements, avec mise en charge incrémentale.

II.3.4.3 Critères de propagation du délaminage

La plupart des critères permettant de prédire l'initiation et/ou la propagation du délaminage établi sont basés sur la mécanique de la rupture [Cochelin^{29,30}, Guedra-Degeorges⁵⁷, Nilsson⁸⁶, Peck⁹¹, Thesken¹⁰⁸, Whitcomb^{117,118}]. Certains modèles basés sur la mécanique de l'endommagement sont en cours de recherche à l'ENS Cachan par exemple [Allix¹⁰].

II.3.4.3.1 Critères basés sur la mécanique de la rupture

La détermination de la propagation d'un délaminage établi est réalisée par l'étude en front de fissure, du taux de restitution d'énergie. Une étude numérique simulant une avancée de fissure permet de déterminer l'énergie nécessaire à cette avancée. Le critère d'initiation du délaminage est alors une comparaison de cette énergie à une énergie critique calculée à partir des caractéristiques du matériau étudié (critère de Griffith⁵⁵). Plusieurs approches sont utilisées dans la littérature.

La méthode la plus simple et la moins coûteuse en temps de calcul est de déterminer numériquement le taux de restitution d'énergie total en front de fissure [Girard⁴⁷⁻⁵⁰, Cochelin^{29,30}, Thesken¹⁰⁸]. Si le taux de restitution d'énergie calculé est égal au taux de restitution d'énergie critique en mode I du matériau, on considère qu'il y a risque d'initiation du délaminage. Ce critère simple permet dans de nombreux cas de décider si l'on tolère ou non le délaminage (Cochelin²⁹).

Les approches les plus complexes utilisent la décomposition du taux de restitution d'énergie total en mode I, II et III. En effet, lorsque l'on est en présence d'un front de fissure de forme quelconque et de sollicitations complexes, l'état de contraintes en front de fissure est tridimensionnel. Il est donc nécessaire d'étudier l'état local de contraintes en front de fissure. L'établissement alors d'un critère mixte linéaire ou quadratique en mode I, II et III permet une détermination plus précise des efforts de propagation du délaminage [Guedra-Degeorges⁵⁷, Whitcomb¹¹⁷].

Un de ces critères, couramment employé, s'écrit de la manière suivante :

$$\boxed{\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\beta + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right)^\gamma = 1} \quad (\text{A.II.1})$$

Avec $G_{\text{Total}} = G_I + G_{II} + G_{III}$

Les variables α , β et γ sont obtenues par essais. Elles sont souvent prises égales à 1.

Les études permettant d'établir des critères de propagation du délaminage font intervenir différentes éprouvettes de la mécanique de la rupture (DCB : Double Cantilever Beam,

MMF : Mixed Mode Flexure, CLS : Crack Lap Shear, ENF : End Notched Flexure) où la répartition des modes I et II (G_I/G_{II}) varie. Le mode III est souvent tenue comme négligeable. De nombreux auteurs (Allix¹⁰, Ducept³⁶, Davies³³, Kenane⁶⁵) utilisent plutôt l'essai MMB (Mixed Mode Bending) qui semble plus approprié pour établir ce type de critère. L'évolution du taux de restitution d'énergie critique est relativement similaire.

On peut alors déterminer expérimentalement une évolution du taux de restitution d'énergie total en fonction de la répartition des modes I et II. Par exemple, Brunel²⁵ et Guedra-Degeorges⁵⁷ sur une étude de critère de mécanique de la rupture, déduisent une expression de l'évolution de G_c total en fonction simplement de G_{IC} et de G_{IIC} de la manière suivante :

$$G_c^T = \frac{(1 + \text{tg}\alpha)G_{IC} \cdot G_{IIC}}{(G_{IC} + \text{tg}\alpha \cdot G_{IIC})} \quad \text{où} \quad \begin{cases} \text{tg}\alpha = \frac{G_I}{G_{II}} \\ G = G_I + G_{II} \end{cases} \quad (\text{A.II.2})$$

L'évolution de G_c^T pour un matériau T300/914 est représentée figure A.II.10.

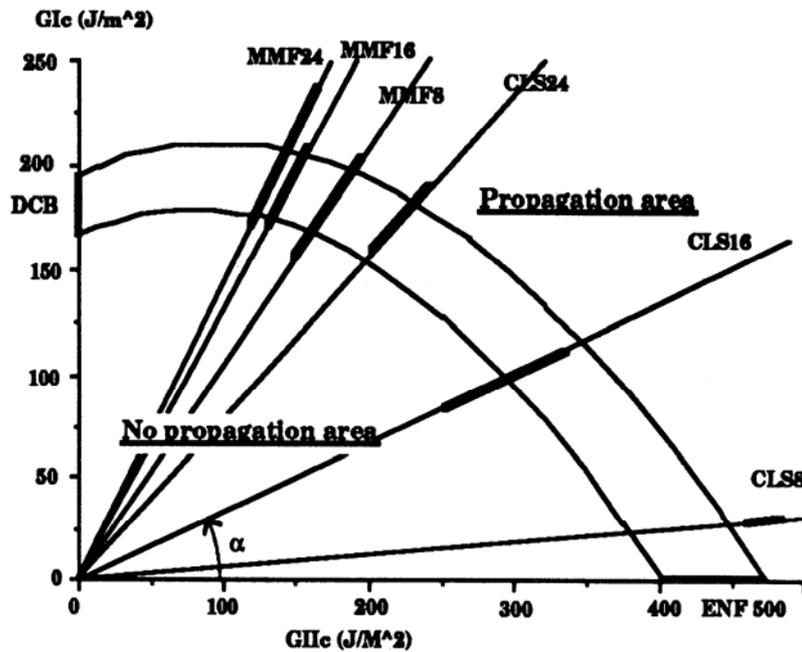


Figure A.II. 10. Evolution expérimentale du taux de restitution d'énergie en mode mixte pour une carbone/époxy T300/914 d'après Guedra-Degeorges [57]

La répartition des modes ainsi que le taux de restitution d'énergie total permet de déterminer le risque de propagation du délaminage pour un état de contrainte donné en vérifiant le long du front de fissure que : $G_{calculé}^T \geq G_c^T$.

II.3.4.3.2 Critères basés sur la mécanique de l'endommagement

Les modèles basés sur la mécanique de l'endommagement [Allix⁵, Ladevèze⁶⁷] proposent de décrire le stratifié comme un assemblage de couches et d'interfaces (figure A.II.11) susceptibles de se dégrader.

Si le pli possède des variables d'endommagement liées à la chute de rigidité ($d_i=1-E_i/E_0$) en traction transverse et en cisaillement, l'interface possède aussi trois variables d'endommagement pilotant sa perte de rigidité.

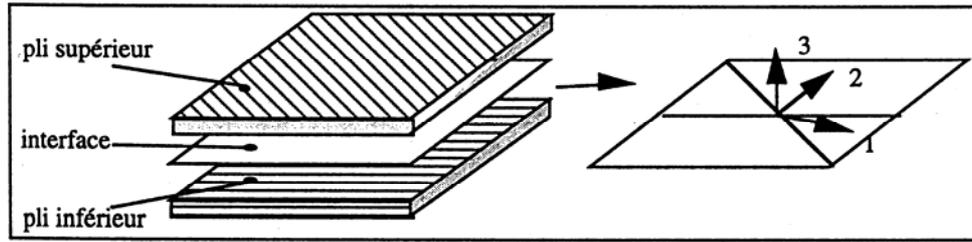


Figure A.II. 11. Décomposition méso-modèle d'après Allix [4,5,10]

L'énergie surfacique de l'interface endommagée est :

$$E = \frac{1}{2} \left[\frac{\langle -\sigma_{33} \rangle_+^2}{k^0} + \frac{\langle \sigma_{33} \rangle_+^2}{k^0(1-d_{33})} + \frac{\sigma_{32}^2}{k_{32}^0(1-d_{32})} + \frac{\sigma_{31}^2}{k_{31}^0(1-d_{31})} \right] \quad (\text{A.II.3})$$

où k^0 , k_{32}^0 et k_{31}^0 sont les raideurs initiales (non endommagées) de l'interface. Les variables d'endommagement interlaminaire d_{33} , d_{31} et d_{32} sont respectivement associées aux modes I, II et III de la théorie de la mécanique de la rupture. L'interface est supposée ne pas s'endommager en compression.

Comme dans le cas du pli, on introduit les variables thermodynamiques Y_{33} , Y_{31} et Y_{32} . Allix¹⁰ détermine alors un taux de restitution d'énergie équivalent Y comme étant une fonction des Y_{ij} .

La détermination expérimentale de Y_c (Y critique) permet de connaître l'énergie critique d'endommagement de l'interface en mode I, II et III.

II.3.4.4 Influence du contact entre les plis

Whitcomb¹¹⁹ et Peck⁹¹ ont introduit une condition de contact entre les plis situés de part et d'autre du délaminage. En effet, pour certaines tailles de défauts initiaux, il y a contact des plis situés autour du délaminage. L'introduction d'une condition de contact permet la non pénétration numérique des plis entre eux.

Whitcomb met en évidence l'influence de l'introduction du contact sur l'évolution des taux de restitution d'énergie en mode I et II le long du front de fissure (figure A.II.12) pour différents niveaux de déformations.

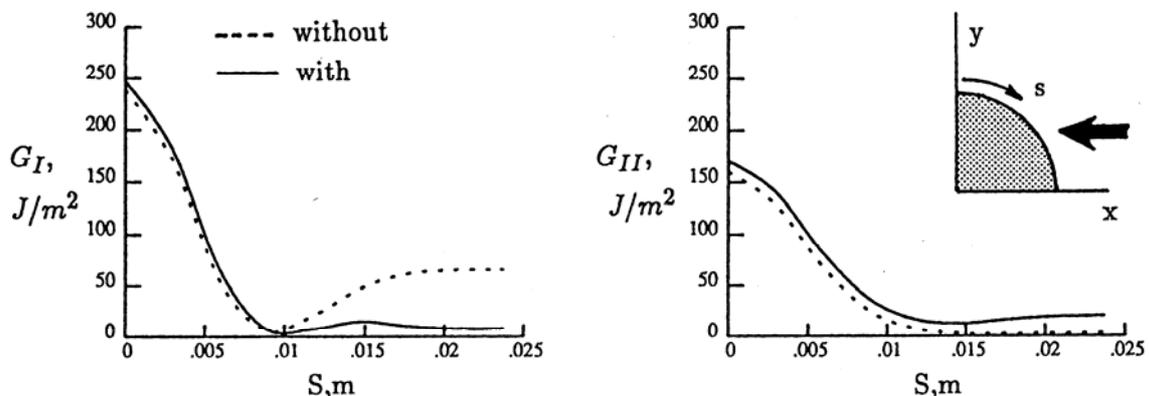


Figure A.II. 12a. Evolution de G_I et G_{II} le long du front de fissure, $\varepsilon_x = -0.05$

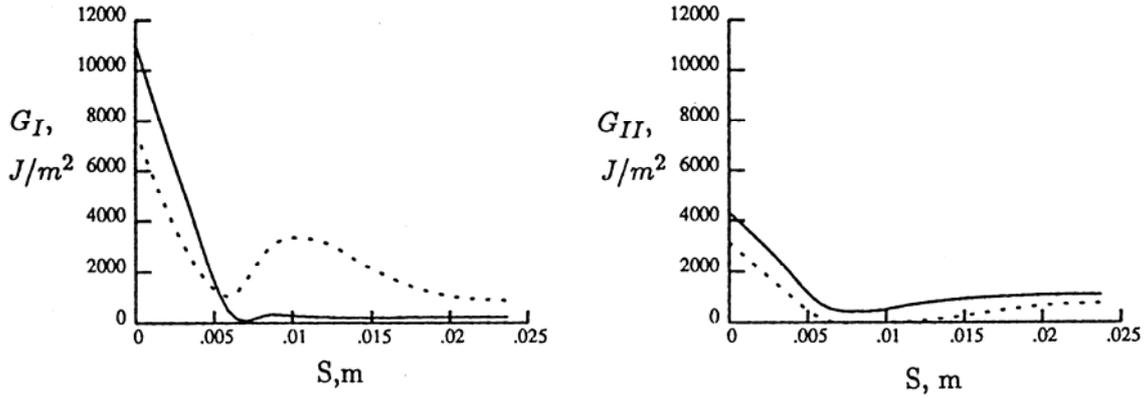


Figure A.II. 12b. Evolution de G_I et G_{II} le long du front de fissure, $\varepsilon_x = -0.02$

Figure A.II. 12. Influence du contact sur l'évolution des taux de restitution d'énergie en front de fissure d'après Whitcomb [119]

L'erreur commise sur les valeurs maximales de G_I et G_{II} peut atteindre 40 % (figure A.II.12b). Bien sûr, la taille du défaut grandissant, l'introduction de la condition de contact devient indispensable.

Outre l'influence sur les taux de restitution d'énergie, Whitcomb¹¹⁹ remarque que les conditions de contact jouent un rôle sur la flèche maximale des plis flambés. Nous étudierons plus en détail les conditions de contact dans la partie D.

II.3.4.5 Influence de l'endommagement sur la propagation du délaminage

Si le critère de propagation du délaminage est basé sur la théorie de la mécanique de la rupture, le calcul du taux de restitution d'énergie doit tenir compte de l'endommagement des plis entourant la fissure. A l'heure actuelle, seule l'équipe de recherche de l'ONERA a introduit un modèle d'endommagement couplé à l'étude du délaminage par flambage localisé [Gilletta^{44,45}] et [Girard⁵⁶⁻⁵⁰]. Ce modèle de prise en compte de l'endommagement par fissuration transverse a été introduit en France par Ladevèze⁶⁷ et repris par la suite par Allix³⁻¹⁰ et Le Dantec⁷³.

Pour un matériau en état plan de contraintes, cet endommagement affecte le module de cisaillement G_{12} et le module d'Young transversal E_{22} du composite (les fibres sont orientées dans la direction 1) et est décrit par deux variables d_{12} et d_{22} telles que :

$$\begin{cases} G_{12} = G_{12}^0(1 - d_{12}) \\ \begin{cases} E_{22} = E_{22}^0(1 - d_{22}) & \text{si } \varepsilon_{22} > 0 \\ E_{22} = E_{22}^0 & \text{si } \varepsilon_{22} < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (\text{A.II.4})$$

Où E_{22}^0 et G_{12}^0 sont les valeurs des modules du matériau non endommagé.

L'endommagement du module E_{22} n'est pas affecté en compression transverse car ce type de sollicitation a tendance à refermer les fissures créées en traction.

Au deux variables d_{12} et d_{22} sont associées par l'expression de l'énergie de déformation élastique endommagée $2E = \text{Tr}[\sigma \cdot \varepsilon]$ prise comme potentiel thermodynamique, deux variables thermodynamiques Yd_{12} et Yd_{22} .

Sur la base des résultats expérimentaux décrits par Le Dantec⁷³ et, Ladevèze⁶⁷ les lois physiques d'endommagement reliant d_{12} et d_{22} à Yd_{12} et Yd_{22} sont choisies comme des fonctions linéaires d'une variable \underline{Y} de la manière suivante :

$$\begin{cases} d_{12} = \frac{\langle \underline{Y} - Y_0 \rangle_+}{Y_c} \\ d_{22} = \begin{cases} \frac{\langle \underline{Y} - Y_0 \rangle_+}{Y_c} & \text{si } \varepsilon_{22} > 0 \\ 0 & \text{si } \varepsilon_{22} < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (\text{A.II.5})$$

La variable \underline{Y} est définie par : $\underline{Y} = \sup_{\tau \leq t} Y|_{\tau} = \sqrt{Y_{d12}^2 + bY_{d22}^2}$.

\underline{Y} définit l'endommagement total de la matrice dû au couplage de l'endommagement en cisaillement et en traction transverse. Les termes Y_0 , Y_c , Y_0' , Y_c' sont des coefficients intrinsèques au matériau. Le terme de couplage entre les endommagements est noté $b = E_{22}^0 / G_{12}^0$.

La rupture de la matrice est atteinte par un critère d'instabilité sur $\langle \varepsilon_{22} \rangle_+$ s'écrivant [Girard⁴⁹]:

$$\frac{4G_{12}^0 \varepsilon_{12}^2}{\underline{Y}(Y_0 + Y_c - \underline{Y})} + \frac{bE_{22}^0 \varepsilon_{22}^2}{\underline{Y}(Y_0' + Y_c' - \underline{Y})} = 1 \quad \text{si } \varepsilon_{22} > 0 \quad (\text{A.II.6})$$

Les autres modes de rupture (traction sens fibres, compression transverse) sont donnés par les limites à rupture en déformation ε_{11}^R et ε_{22}^R .

Une simulation de l'influence de l'endommagement sur la détermination du taux de restitution d'énergie a été réalisée par Gilletta^{44,45} sur une éprouvette O'Brien en traction. L'endommagement crée une augmentation significative du taux de restitution d'énergie (figure A.II.13).

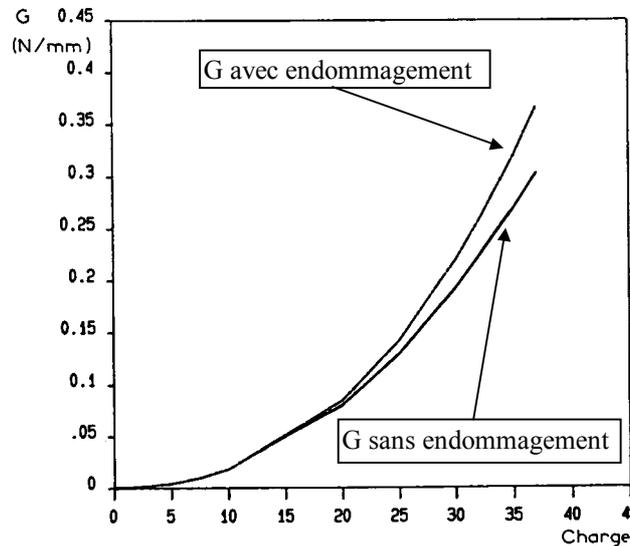


Figure A.II. 13. Evolution du taux de restitution d'énergie total sur une éprouvette O'Brien : $[\pm 35, 0, / 90, 90, 0, \pm 35]$ d'après Gilletta [44,45]

La comparaison entre la détection de la propagation du délaminage par flambage localisé par une théorie linéaire matériau et non linéaire matériau n'a pas été publiée.

II.4 Conclusions

Pour des raisons de simplification, notre étude sera basée sur l'étude d'un mono-délaminage situé à proximité de la surface d'un stratifié soumis à des sollicitations quasi statiques. Une seule forme (circulaire) et une seule taille du défaut a été envisagée.

Suite à l'analyse des différentes études réalisées sur le délaminage par flambage local, les points qu'il nous a paru souhaitable d'aborder sont :

- l'influence du matériau. Nous avons choisi des matériaux couramment utilisés en aéronautique le T300/914, et l'AS4/PEEK qui, selon quelques études, apparaît comme un matériau très résistant à la propagation de fissure.

- l'influence de l'orientation des fibres qui flambent. L'influence de l'orientation des fibres apparaît comme un paramètre important dans le processus de délaminage. Aucun des critères utilisés ne prend en compte l'évolution de l'orientation des fibres sur les valeurs critiques des taux de restitution d'énergie. En effet, les taux de restitution d'énergie critique sont déterminés pour une interface délaminiée du type $0^\circ/0^\circ$ qui devrait être l'interface la plus critique.

- prise en compte de l'endommagement des plis flambés. Les études de l'Onera ont introduit l'endommagement des plis flambés, mais ces études se sont limitées à une orientation de fibres.

- l'utilisation systématique de l'émission acoustique n'a pas été exploitée pour l'étude de l'endommagement par flambage localisé. La seule utilisation de l'EA réside actuellement dans la détermination du seuil d'endommagement.

PARTIE B

ETUDE DE L'ENDOMMAGEMENT DU T300/914 ET DE L'AS4/PEEK

Introduction	35
I : Endommagement des matériaux composites étudiés	37
<i>I.1 Introduction</i>	37
<i>I.2 Théorie de la mécanique de l'endommagement</i>	37
<i>I.3 Eprouvettes et instrumentation</i>	43
<i>I.4 Comportement et endommagement du pli</i>	45
<i>I.5 Identification des lois d'endommagement : modèle du LMT Cachan</i>	60
<i>I.6 Couplage endommagement-émission acoustique</i>	70
<i>I.7 Conclusions</i>	81
II : Etude numérique de l'endommagement	83
<i>II.1 Introduction</i>	83
<i>II.2 Le modèle numérique</i>	83
<i>II.3 Validation du modèle sur un exemple simple</i>	93
<i>II.4 Application à l'étude de l'endommagement du T300/914 et de l'AS4/PEEK</i>	96
<i>II.5 Conclusions</i>	105
Conclusions	106

Introduction de la partie B

Le comportement des structures composites n'est linéaire qu'en première approximation. En effet, de nombreux endommagements intervenant avant la rupture totale du composite modifient son comportement et le rende souvent non linéaire. L'une des principales causes du comportement non linéaire des stratifiés est l'apparition dans l'histoire du chargement, de micro-fissurations de la matrice. Cet endommagement peut apparaître très tôt lors de l'historique du chargement sans pour autant entraîner une rupture catastrophique de la structure.

L'étude de l'endommagement des stratifiés a fait l'objet de nombreux travaux depuis 20 ans [Allix³⁻¹⁰, Favre⁴¹, Girard⁴⁶, Ladevèze^{67,68}, Thionnet¹⁰⁹⁻¹¹²]. Le besoin d'optimiser le dimensionnement des structures composites aéronautiques a poussé la recherche de modèles plus réalistes du comportement expérimental des stratifiés.

La plupart des études sur l'endommagement portent sur l'endommagement de matériaux composites à matrice thermodurcissable (Ladevèze^{67,68}, Le Dantec⁷³, Renard^{95,96}). Ces matériaux composites sont très utilisés dans le milieu aéronautique pour les structures primaires. Les composites à matrice thermoplastique apparaissent comme des matériaux beaucoup plus résistants en terme de résistance à l'endommagement (Benzeggagh¹⁹, Daniels³¹).

On propose donc dans cette étude, d'étudier le comportement d'un matériau thermodurcissable couramment utilisé (T300/914) et d'un matériau composite thermoplastique (AS4/PEEK).

Le premier objectif de cette étude a été de déterminer les caractéristiques mécaniques des matériaux étudiés nécessaires aux études numériques. En effet, malgré le nombre important de données dans la littérature, les valeurs des modules, des contraintes et des déformations à rupture sont très différentes selon les auteurs.

Par la suite, l'étude de l'évolution et de la quantification de l'endommagement des deux matériaux sont analysées et comparées.

Le suivi expérimental par émission acoustique de l'endommagement a permis de mettre en place une corrélation entre l'endommagement et l'activité acoustique. Un critère acoustique de saturation de l'endommagement des plis en traction transverse et en cisaillement est identifié.

Enfin, une analyse numérique non linéaire géométrique et matériau a été effectuée sur les stratifications étudiées et les résultats comparés aux résultats expérimentaux. La prise en compte dans le modèle des déformations résiduelles, de la dégradation en traction transverse et en cisaillement des plis, permet une simulation fiable des phénomènes d'endommagement conduisant à la rupture complète du stratifié.

CHAPITRE I

ENDOMMAGEMENT DES MATERIAUX COMPOSITES T300/914 ET AS4/PEEK

I.1 Introduction

L'objectif de cette étude expérimentale est de déterminer le comportement de chaque matériau sous des sollicitations de traction statique. En effet, pour les simulations numériques de structures composites il est nécessaire de connaître les caractéristiques mécaniques des plis (E_{ij} , G_{ij} , ν_{ij}) et les contraintes et déformations à rupture (σ_{ij}^R et ε_{ij}^R). Par la suite, l'endommagement du pli élémentaire a été mesuré et quantifié pour chaque matériau à partir d'un modèle particulier d'endommagement. Enfin, le suivi par émission acoustique de tous les essais a permis de corréler l'endommagement à un paramètre acoustique. Un critère de rupture déterminé à partir de ce paramètre a été défini.

I.2 Théorie de la mécanique de l'endommagement

Dans cette partie, on présente la théorie de la mécanique de l'endommagement. Pour des raisons de simplicité d'écriture, on se restreint à une formulation des lois en état plan de contrainte.

I.2.1 Principe

L'endommagement désigne la détérioration irréversible d'un matériau due à l'apparition et au développement de micro-fissures. En milieu industriel les calculs de dimensionnement sont basés généralement sur des critères de rupture linéaire. Les plus utilisés sont le critère de Tsai-Hill, Tsai-Wu [Auriel¹³]. Ces critères sont du type fragile c'est à dire que la rupture est brutale. Lorsque le critère est atteint, le pli est rompu, sinon il est sain. L'approche par la mécanique de l'endommagement permet de modéliser l'apparition et l'évolution de l'endommagement.

La théorie de la mécanique de l'endommagement couplée aux lois de comportement a été introduite par L.M. Katchanov et Y.N. Rabotnov en 1958. Postulant que l'endommagement d'un matériau peut être décrit par ses effets sur les caractéristiques mécaniques du matériau, ils ont introduit la notion de contrainte effective. Soit un solide endommagé dans lequel on a isolé un élément de volume fini représentatif (figure B.I.1).

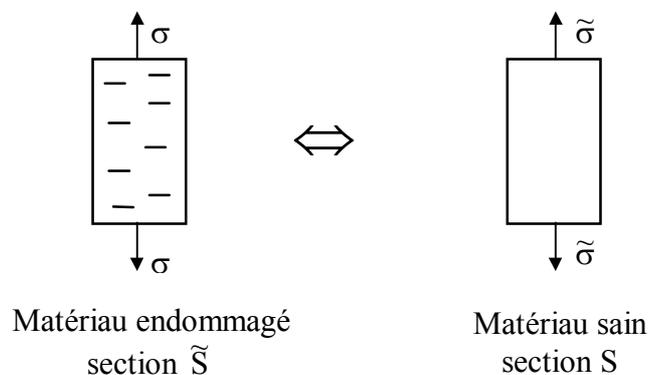


Figure B.I. 1. Schématisation de l'endommagement par fissuration

Une section du matériau sain est notée S . La présence de fissure diminue la section réelle notée \tilde{S} qui est la section résistant effectivement à l'effort appliqué.

Cette section peut s'exprimer en fonction d'une variable d'endommagement D définissant la perte de section du matériau due à l'apparition de micro-fissures. La section fissurée est alors notée :

$$\tilde{S} = S (1-D) \quad (\text{B.I.1})$$

D'un point de vue physique la variable D est la surface corrigée des fissures d'une section du volume.

Dans le cas où les fissures ont une distribution uniforme dans toutes les directions, la variable D ne dépend pas de l'orientation de la section et la variable scalaire caractéristique de l'endommagement est notée d .

La contrainte usuelle unidimensionnelle appliquée au matériau endommagé est $\sigma=F/S$. En présence d'un endommagement, et donc d'une section \tilde{S} , on peut définir la contrainte effective par :

$$\tilde{\sigma} = \frac{F}{\tilde{S}} = \frac{F}{S(1-d)} = \frac{\sigma}{1-d} \quad (\text{B.I.2})$$

La loi d'élasticité linéaire unidimensionnelle d'un matériau endommagé s'écrit alors :

$$\varepsilon = \frac{\tilde{\sigma}}{E} = \frac{\sigma}{(1-d)E} \quad (\text{B.I.3})$$

On introduit alors la notion de module endommagé $E_d=(1-d)E$ qui caractérise la perte de rigidité du matériau due à la présence de fissures.

I.2.2 Variables d'endommagement utilisées

La mécanique de l'endommagement basée sur la notion de contrainte effective a été appliquée aux matériaux composites par Ladevèze⁶⁷. L'anisotropie de ces matériaux fait intervenir plusieurs variables d'endommagement attachées aux différents modules intervenant dans la matrice de rigidité. L'endommagement des composites apparaissant essentiellement en traction transverse et en cisaillement par fissuration de la matrice, déchaussement des fibres ou rupture de l'interface fibre-matrice, les variables d'endommagement sont attribuées aux modules E_{22} et G_{12} de la manière suivante :

$$\begin{cases} G_{12} = G_{12}^0 (1 - d_{12}) \\ E_{22} = E_{22}^0 (1 - d_{22}) \end{cases} \quad (\text{B.I.4})$$

Où G_{12}^0 et E_{22}^0 sont respectivement les modules initiaux (non endommagés) en cisaillement et en traction transverse. Les fissures se refermant en compression transverse, le module en compression transverse E_{22}^C n'est pas affecté par l'endommagement.

Dans la plupart des études, le module dans le sens des fibres est supposé constant (non endommageable). Le comportement en compression sens fibres est non linéaire élastique à cause du microflambage des fibres. La non-linéarité de ce comportement peut être caractérisée par une constante définissant le module instantané tangent [Le Dantec⁷³, Ladevèze⁶⁷].

L'endommagement de cisaillement transverse 1-3 est supposé identique au cisaillement transverse 1-2 c'est à dire que $G_{13} = G_{12} = G_{12}^0(1 - d_{12})$. Le comportement en cisaillement transverse 2-3 est supposé négligeable. Le comportement de la couche élémentaire est modélisé comme élastoplastique endommageable [Allix⁵, Le Dantec⁷³, Ladevèze⁶⁷, Hurez⁶⁰].

Les variables d_{22} et d_{12} définissent la perte de rigidité respectivement en traction transverse et en cisaillement. Le matériau est vierge si la variable $d_i=0$. Le matériau est rompu si $d_i=1$. $0 < d_i < 1$ caractérise donc l'état d'endommagement du matériau.

Une fois l'état d'endommagement défini, le comportement macroscopique du matériau est calculé en fonction de d_i par l'intermédiaire de sa rigidité $C_{ijkl}(d_i)$. L'évolution de l'endommagement est décrit par une approche thermodynamique dans le cadre des processus irréversibles. Le potentiel thermodynamique choisi est la densité volumique d'énergie libre $\rho\phi$ [Asundi¹², Ladevèze⁶⁷, Lemaitre⁷⁴] dépendant des variables internes :

$$\rho\phi = \phi(\varepsilon_e, d_i, T, V_k) = \frac{1}{2} C_{ijkl}(d_i) \cdot \varepsilon_e \cdot \varepsilon_e \quad (\text{B.I.5})$$

- où
- ε_e est le tenseur des déformations élastiques,
 - d_i représente les variables d'endommagement,
 - T est la température,
 - V_k représente les autres variables internes telles que les variables d'écroutissage,
 - C_{ijkl} est la matrice de rigidité du matériau.

La définition des variables associées σ et Y_{di} est alors à température constante :

$$\begin{cases} \sigma(\varepsilon_e, d_i) = \rho \frac{\partial \phi}{\partial \varepsilon_e} \\ Y_{di}(\varepsilon_e, d_i) = \rho \frac{\partial \phi}{\partial d_i} \end{cases} \quad (\text{B.I.6})$$

où Y_{di} est le taux de restitution d'énergie élastique.

L'identification de l'évolution des variables d_i et Y_{di} permet de connaître l'évolution de l'endommagement.

D'autres approches [Thionnet¹⁰⁹⁻¹¹², Renard^{95,96}] décrivant l'endommagement par une variable α définissant la densité de fissure et non par la perte de rigidité, sont aussi utilisées. Le potentiel thermodynamique est identique. L'identification des variables d'endommagement est cependant différente.

1.2.3 Lois de comportement du pli

Pour les matériaux composites l'énergie volumique de déformation élastique de la couche élémentaire prise comme potentiel thermodynamique s'écrit pour un état plan de contrainte :

$$E_D = \frac{1}{2} \left[\frac{\sigma_{11}^2}{E_{11}^0} - 2 \frac{\nu_{12}^0}{E_{11}^0} \sigma_{11} \sigma_{22} + \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{E_{22}^0(1 - d_{22})} + \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_-^2}{E_{22}^0} + \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0(1 - d_{12})} \right] \quad (\text{B.I.7})$$

où :

$$\langle \sigma_{22} \rangle_+ = \begin{cases} \sigma_{22} & \text{si } \sigma_{22} \geq 0 \\ 0 & \text{si } \sigma_{22} < 0 \end{cases}$$

$$\langle \sigma_{22} \rangle_- \begin{cases} = \sigma_{22} & \text{si } \sigma_{22} \leq 0 \\ = 0 & \text{si } \sigma_{22} > 0 \end{cases}$$

La loi de comportement de la couche élémentaire du matériau composite isotrope transverse non-endommagé s'écrit de la manière suivante :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0} & \frac{-\nu_{21}^0}{E_{22}^0} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^0}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{B.I.8})$$

Où : $E_{22}^0 = E_{33}^0$, $G_{12}^0 = G_{13}^0$, $\nu_{12}^0 = \nu_{13}^0$, $\nu_{12}^0/E_{11}^0 = \nu_{21}^0/E_{22}^0$, $G_{23}^0 = E_{33}^0/(2(1+\nu_{23}))$, $\nu_{23} \cong \nu$ matrice pour un état tridimensionnel de contrainte.

La loi de comportement de la couche élémentaire élastique endommageable est :

Si $\sigma_{22} \geq 0$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0} & \frac{-\nu_{21}^0}{E_{22}^0} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^0}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0(1-d_{22})} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{B.I.9})$$

Si $\sigma_{22} < 0$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^0} & \frac{-\nu_{21}^0}{E_{22}^0} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}^0}{E_{11}^0} & \frac{1}{E_{22}^0} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{12})} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{B.I.10})$$

Les contraintes effectives sont définies par les équations suivantes :

$$\begin{cases} \tilde{\sigma}_{11} = \sigma_{11} \\ \tilde{\sigma}_{22} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+}{(1-d_{22})} + \langle \sigma_{22} \rangle_- \\ \tilde{\sigma}_{12} = \frac{\sigma_{12}}{1-d_{12}} = \tilde{\sigma}_{13} \end{cases} \quad (\text{B.I.11})$$

I.2.4 Plasticité et endommagement

La plasticité dans les matériaux composites se développe essentiellement dans la résine qui possède un comportement plus ou moins ductile. De plus, au vu du comportement des stratifiés croisés qui est assimilable à un comportement élastoplastique écouissable, certains auteurs ont utilisé les lois de comportement des matériaux homogènes, appliquées au comportement des composites stratifiés. La prise en compte de la plasticité de la résine permet de connaître son influence sur l'endommagement par fissuration.

Le couplage plasticité-endommagement est réalisé [Chaboche²⁷, Lemaitre⁷⁴] en introduisant la contrainte effective dans le critère d'écoulement. Le cadre est celui de la plasticité associée.

La partition de la déformation totale est donnée en petites perturbations par :

$$\varepsilon_{\text{totale}} = \varepsilon_e + \varepsilon_p \quad (\text{B.I.12})$$

Dans le cas simple et souvent utilisé de la plasticité à écouissage isotrope, l'énergie libre s'écrit :

$$\rho\varphi = \rho\varphi(\varepsilon_e, p) \quad (\text{B.I.13})$$

où p est la déformation plastique cumulée et représente la seule variable d'écouissage.

Le critère de plasticité le plus couramment employée (et le plus simple) est un critère d'écoulement anisotrope à écouissage isotrope pour lequel la surface de charge reste centrée dans le domaine des contraintes. Il s'écrit de la manière suivante :

$$f = f(\tilde{\sigma}, R) = f(\tilde{\sigma}) - \Gamma(R) = 0 \quad (\text{B.I.14})$$

où R est la force thermodynamique définie par : $R = \rho \frac{\partial \varphi}{\partial p}$ et Γ est une fonction introduisant l'écouissage par l'intermédiaire de la relation entre R et la variable d'écouissage.

Les lois complémentaires d'écoulement s'écrivent :

$$\dot{\varepsilon}^p = \dot{\lambda} \frac{\partial f}{\partial \sigma}; \quad \dot{p} = -\dot{\lambda} \frac{\partial f}{\partial R}$$

où $\dot{\lambda}$ est le multiplicateur de plasticité déterminée par la résolution de l'équation $f = \dot{f} = 0$

Certains auteurs ont récemment utilisé pour modéliser le couplage plasticité-endommagement un modèle à écouissage cinématique non linéaire [Linhom⁷⁶]. Le plus représentatif des résultats expérimentaux étant un modèle combiné (écouissage cinématique non linéaire + écouissage isotrope).

I.2.5 Le modèle d'endommagement du LMT Cachan

Le modèle utilisé pour l'analyse de nos résultats expérimentaux est celui développé par Ladevèze⁶⁷ au début des années 80. Par la suite Allix⁵ et Le Dantec⁷³ ont identifié des lois d'endommagement sur les matériaux T300/914 et IM6/914. Après avoir exposé la théorie du modèle, on propose l'identification des paramètres d'endommagement des matériaux utilisés dans cette étude : T300/914 et AS4/PEEK.

Le modèle exposé est formulé selon la théorie de l'endommagement et de la plasticité couplée à l'endommagement définie au paragraphe I.2.

I.2.5.1 Evolution de l'endommagement

Les variables thermodynamiques Yd_{12} et Yd_{22} associées aux endommagements d_{12} et d_{22} sont définies par :

$$\begin{cases} Yd_{12} = Yd_{13} = \frac{\partial E_D}{\partial d_{12}} \Big|_{\sigma, d_{22}} = \frac{1}{2} \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0 (1-d_{12})^2} = \frac{1}{2} G_{12}^0 \cdot \gamma_{12}^2 \\ Yd_{22} = \frac{\partial E_D}{\partial d_{22}} \Big|_{\sigma, d_{12}} = \frac{1}{2} \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{E_{22}^0 (1-d_{22})^2} = \frac{1}{2} E_{22}^0 \langle \varepsilon_{22} + \nu_{12}^0 \varepsilon_{11} \rangle_+^2 \end{cases} \quad (B.I.15)$$

Les variables seuils définissant les domaines de non-endommagement de la couche élémentaire sont données par Ladevèze⁶⁷ sous la forme :

$$- Y_m(d_{12}) = \sup_{\tau \leq t} \sqrt{Yd_{12}} \quad \text{endommagement en cisaillement} \quad (B.I.16)$$

$$- Y_m(d_{22}) = \sup_{\tau \leq t} \sqrt{Yd_{22}} \quad \text{endommagement en traction transverse} \quad (B.I.17)$$

$$- Y_m = \sup_{\tau \leq t} \sqrt{Yd_{12} + bYd_{22}} \quad \text{endommagement de la matrice} \quad (B.I.18)$$

L'écriture "sup" décrit l'irréversibilité de l'endommagement. b est un terme de couplage entre l'endommagement en traction transverse et en cisaillement. Il est égal au rapport du module de traction transverse sur le module de cisaillement.

1.2.5.2 Couplage plasticité-endommagement

Pour les matériaux composites, la plasticité se développe au niveau de la matrice qui possède un comportement plus ou moins ductile. L'écoulement plastique est bloqué dans le sens des fibres. Le critère de plasticité (Cf. I.2.4) ne fait intervenir que les quantités de cisaillement et de traction transverse. Le couplage plasticité-endommagement est réalisé en exprimant ce critère en termes de contraintes effectives.

Le critère de plasticité à écrouissage isotrope [Allix³] basé sur le critère de Von-Mises anisotrope généralisé [Le Dantec⁷³] s'écrit :

$$f = f(\tilde{\sigma}, R) = \sqrt{2 \left(\int_0^t \text{Tr}[\sigma \tilde{H} \dot{\sigma}] dt \right)} - (R + R_0) = 0 \quad (B.I.19)$$

avec : $\tilde{H} = L^T H L$ et $H = \text{diag}\left(0, a^2, \frac{1}{2}\right)$, $L = \text{diag}\left(0, \frac{1}{1-d_{22}}, \frac{1}{1-d_{12}}\right)$

Le critère s'écrit alors :

$$R + R_0 = \sqrt{\tilde{\sigma}_{12}^2 + a^2 \tilde{\sigma}_{22}^2} \quad (B.I.20)$$

- a^2 est le coefficient de pondération représentant le poids relatif de la contrainte transverse par rapport à la contrainte de cisaillement.
- R_0 est la limite élastique initiale du matériau
- $R+R_0$ est la nouvelle limite élastique atteinte après écrouissage
- l'expression des contraintes effectives est donnée au paragraphe I.2.3

Les équations complémentaires d'écoulement s'écrivent :

$$\left\{ \begin{array}{l} \tilde{\varepsilon}_{11}^p = 0 \\ \tilde{\varepsilon}_{22}^p = \frac{a^2 \tilde{\sigma}_{22} \dot{p}}{(1 - d_{22})(R + R_0)} \\ \tilde{\varepsilon}_{12}^p = \frac{\tilde{\sigma}_{12} \dot{p}}{2(1 - d_{12})(R + R_0)} \\ \dot{p} = \sqrt{4(\tilde{\varepsilon}_{12}^p)^2 + a^2(\tilde{\varepsilon}_{22}^p)^2} \end{array} \right. \quad (\text{B.I.21})$$

Dans le cas d'un cisaillement pur, la fonction f est aisément identifiable ; les contraintes σ_{22} sont négligeables et l'équation du critère f se simplifie.

I.2.5.3 Essais d'identification de l'endommagement

Des essais sur plusieurs stratifications et les deux matériaux ont été réalisés afin de connaître toutes leurs caractéristiques mécaniques mais aussi connaître l'évolution de l'endommagement.

Les essais permettant de déterminer ces caractéristiques [Bahlouli¹⁴, Casari²⁶, Ladevèze⁶⁹] sont les suivants :

- Traction à 0° sur [0]₈
- Traction à 0° sur [90]₁₆
- Traction à 0° sur [±45]_{2S}
- Traction à 0° sur [+45]₈
- Traction à 0° sur [±67.5]_{2S}

Ces stratifications ont été choisies car le comportement de chacune est bien différent des autres et que chacune permet d'identifier les paramètres recherchés.

Les stratifications [90]₁₆ et [45]₈ ne sont pas nécessaires à l'identification des paramètres d'endommagement, mais permettent une comparaison avec les résultats des autres stratifications.

I.3 Eprouvettes et instrumentation

I.3.1 Eprouvettes

Les éprouvettes utilisées dans cette étude ont une partie utile de 150x20 mm² (figure B.I.2). Des talons en aluminium de 50 mm de long sont collés aux extrémités pour la prise entre mors et le passage de la charge.

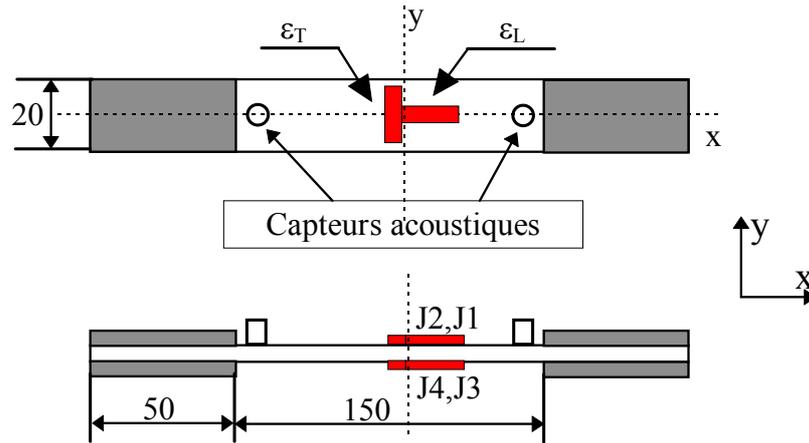


Figure B.I. 2. Schéma des éprouvettes utilisées dans cette étude

Chaque éprouvette est instrumentée de quatre jauges de contraintes (deux paires, chaque paire étant située de part et d'autre de l'éprouvette) afin de suivre l'évolution de la déformation longitudinale et transversale au cours des essais. Un suivi par émission acoustique est également réalisé à l'aide de deux capteurs piézo-électriques collés sur la partie utile de l'éprouvette. La description du collage des jauges est donnée en annexe 2. La procédure de réglage de la chaîne d'acquisition acoustique est détaillée en annexe 3.

I.3.2 Instrumentation

Les essais sont exécutés à l'aide d'une machine de traction-compression hydraulique MTS (figure B.I.3).

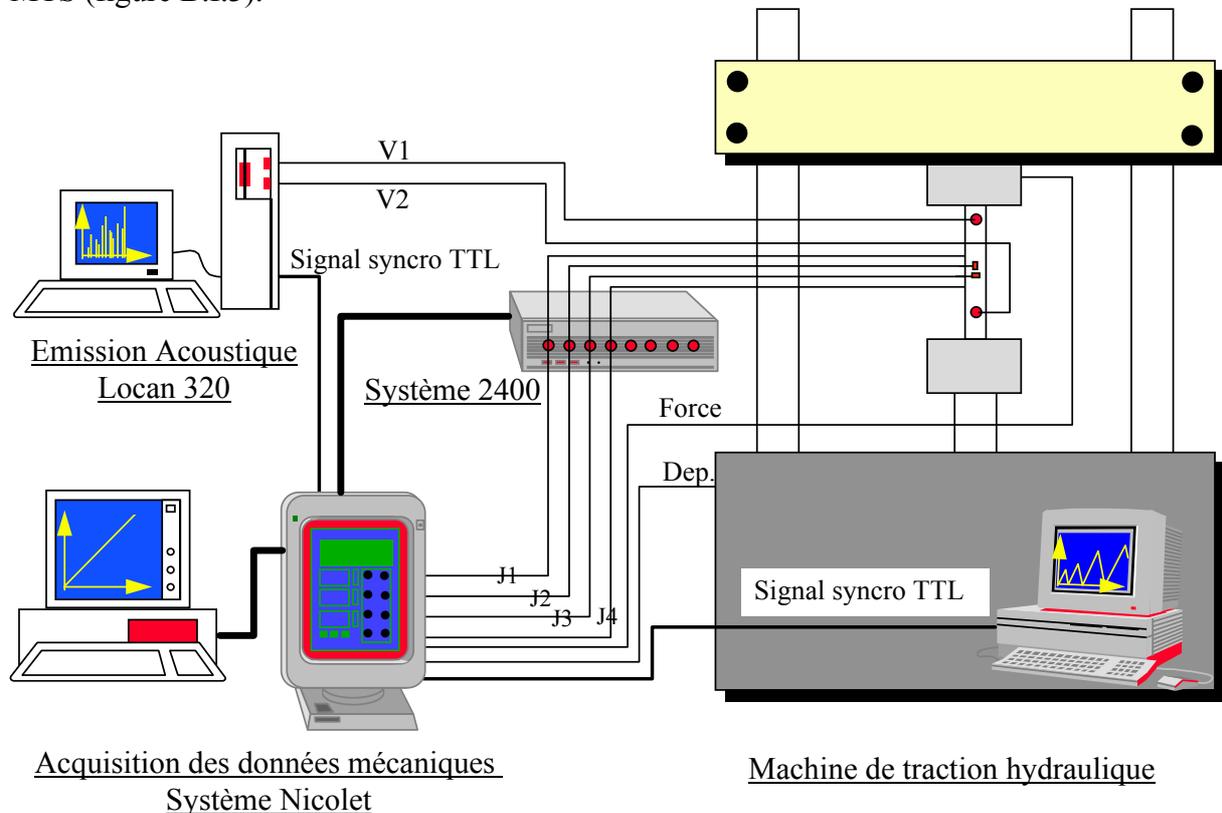


Figure B.I. 3. Synoptique de l'instrumentation d'essais

L'enregistrement des données mécaniques (effort F_L , déplacement d_L , déformations ε_L et ε_T) est réalisé par un système d'acquisition Nicolet. L'enregistrement des données acoustiques est effectué par une chaîne d'acquisition LOCAN 320.

I.3.3 Procédure expérimentale

Toutes les éprouvettes sont soumises à un cycle de charge-décharge (7 à 8 cycles) à déplacement imposé (2 mm/min) jusqu'à rupture. Ce type de sollicitation permet de déterminer pour chaque cycle de charge-décharge le module endommagé de chaque éprouvette ainsi que les déformations résiduelles.

Remarque: L'acquisition des données présentées par la suite sous forme de graphes est faite pour un échantillonnage de 1/30^{ème} de seconde, suivie d'un lissage sur 5 points.

I.4 Comportement et endommagement du pli

Cinq essais ont été réalisés par stratification et par matériaux. On présente en annexe 4 les tableaux récapitulatifs des caractéristiques mécaniques obtenues. Les modules initiaux sont déterminés par la pente à l'origine des courbes de comportement (figure B.I.4).

Les paramètres d'endommagement sont déterminés comme indiqué figure B.I.4. Pour chaque cycle de charge-décharge, on détermine le module E_i , le paramètre d'endommagement d_i , les contraintes σ_i et les déformations ε_i , ε_i^e , ε_i^p . On relève aussi les valeurs des contraintes et des déformations à rupture σ_i^R et ε_i^R .

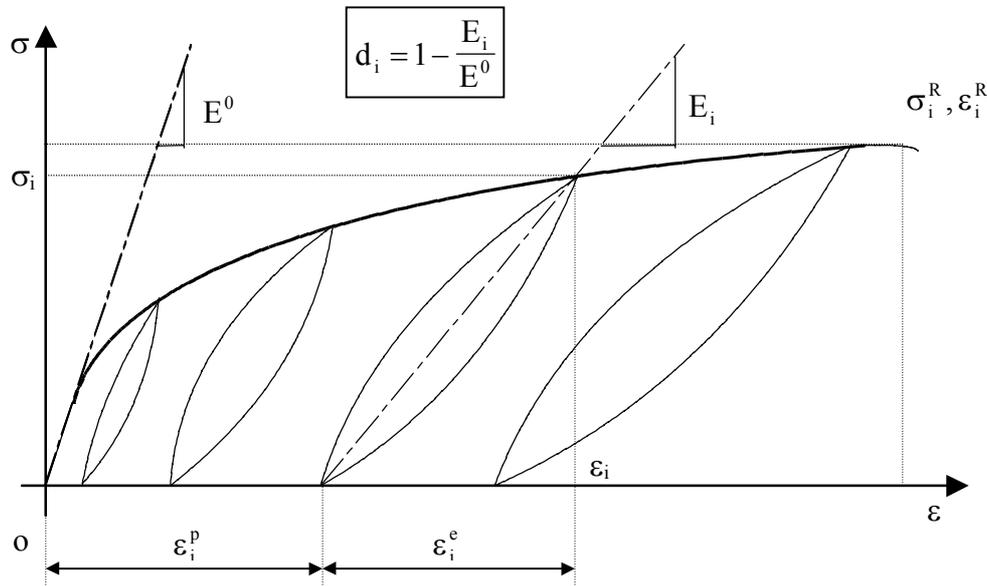


Figure B.I. 4. Exemple de calcul de la variable d'endommagement d_i sur une courbe de comportement typique

I.4.1 Traction sur stratifiés $[0]_8$

Cet essai permet d'identifier les constantes élastiques E_{11}^0 , ν_{12}^0 , la déformation et la contrainte maximale admissibles par les fibres ε_{11}^R et σ_{11}^R .

D'après la loi de comportement du pli donnée en annexe 5, l'essai de traction réalisé à 0° permet d'accéder à E_{11}^0 et ν_{12}^0 par les relations suivantes :

$$\begin{cases} \sigma_L = \sigma_{11} = E_{11}^0 \varepsilon_{11} = E_{11}^0 \varepsilon_L \\ \sigma_L = \sigma_{11} = -\frac{E_{11}^0}{\nu_{12}} \varepsilon_{22} = -\frac{E_{11}^0}{\nu_{12}} \varepsilon_T \end{cases} \text{ avec } \begin{cases} \sigma_L = \sigma_{11} \\ \varepsilon_L = \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_T = \varepsilon_{22} \end{cases} \quad (\text{B.I.22})$$

Les caractéristiques E_{11}^0 et ν_{12}^0 s'obtiennent donc à partir des courbes $\sigma_L = f(\varepsilon_L)$ et $\sigma_L = f(\varepsilon_T)$. ε_{11}^R et σ_{11}^R sont déterminées par les valeurs de ε_L et σ_L à rupture.

Les courbes expérimentales sont données figures B.I.5 et B.I.6.

Le comportement des deux matériaux est similaire : linéaire élastique. Le module E_{11}^0 de l'AS4/PEEK est un peu plus élevé que celui du T300/914 [Henaff-Gardin⁵⁸, Valentin¹¹⁶].

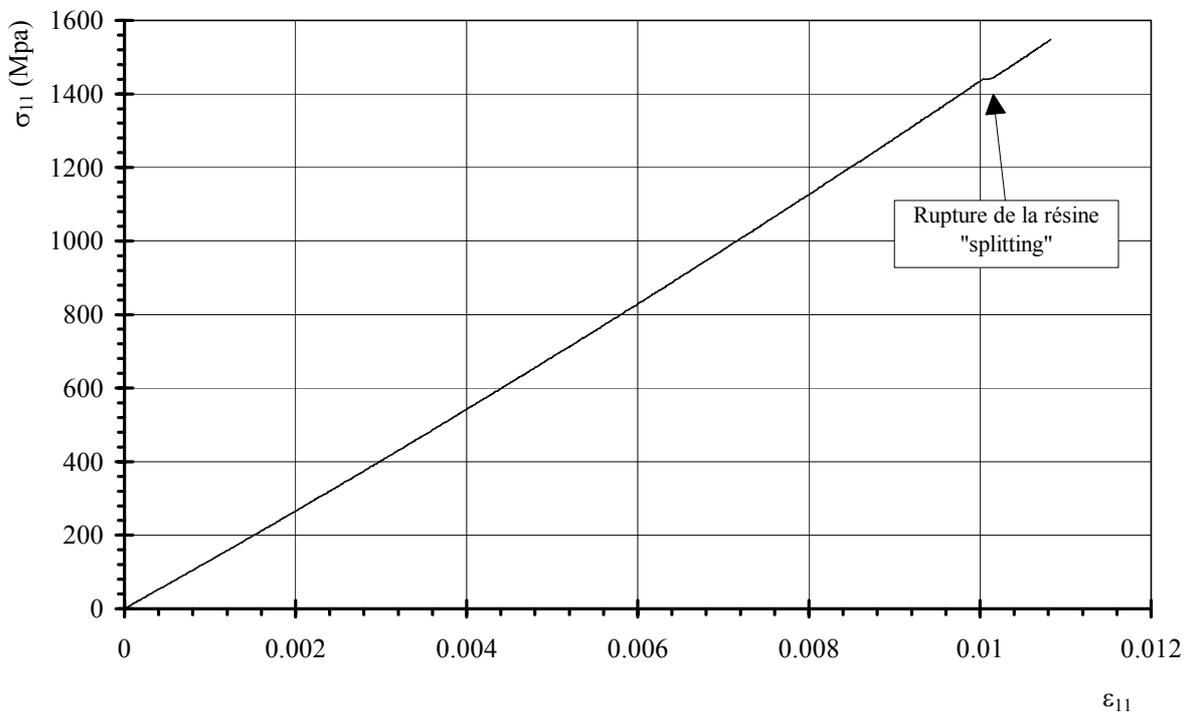


Figure B.I. 5. Courbe expérimentale $\sigma_{11} = f(\varepsilon_{11})$ du T300/914

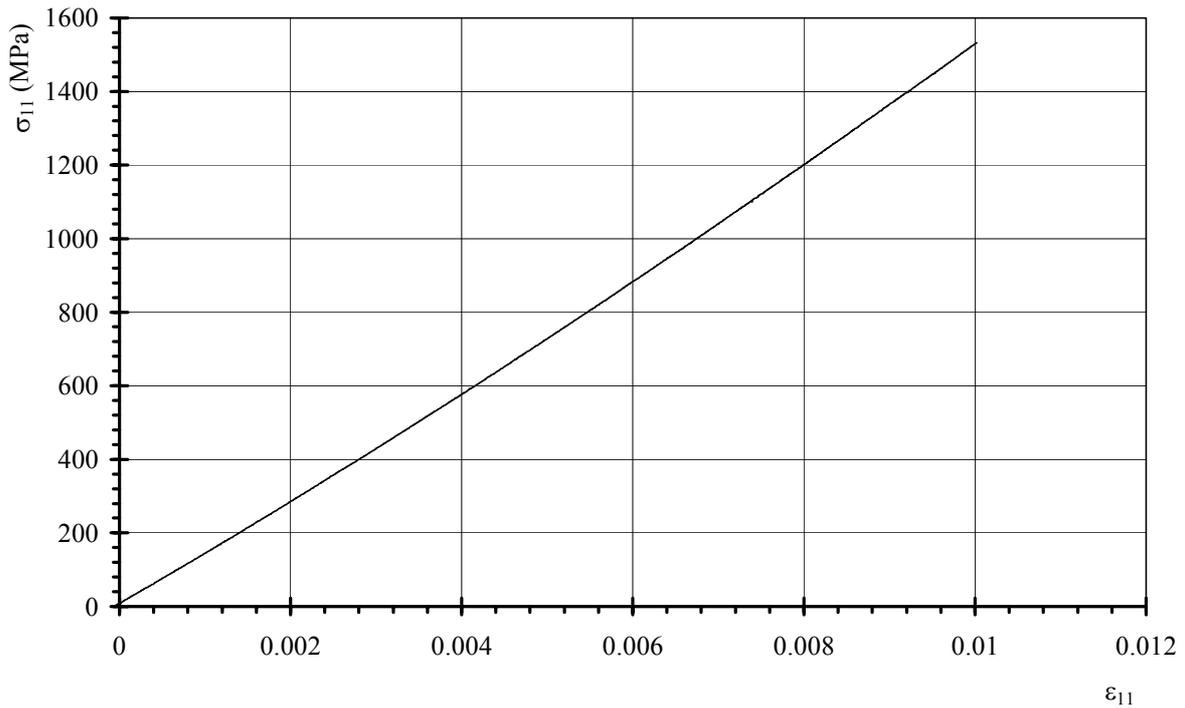


Figure B.I. 6. Courbe expérimentale $\sigma_{11} = f(\epsilon_{11})$ de l'AS4/PEEK

Les courbes obtenues n'étant pas parfaitement linéaires (la rigidité augmente légèrement), le module E_{11}^0 est calculé entre deux points situés à 10% et 50% de la contrainte à rupture. La détermination de ν_{12}^0 est réalisée en traçant l'évolution de ϵ_{22} en fonction de ϵ_{11} (figures B.I.7 et B.I.8). La valeur retenue pour ν_{12}^0 est la valeur de la pente de la droite déterminée par approximation linéaire.

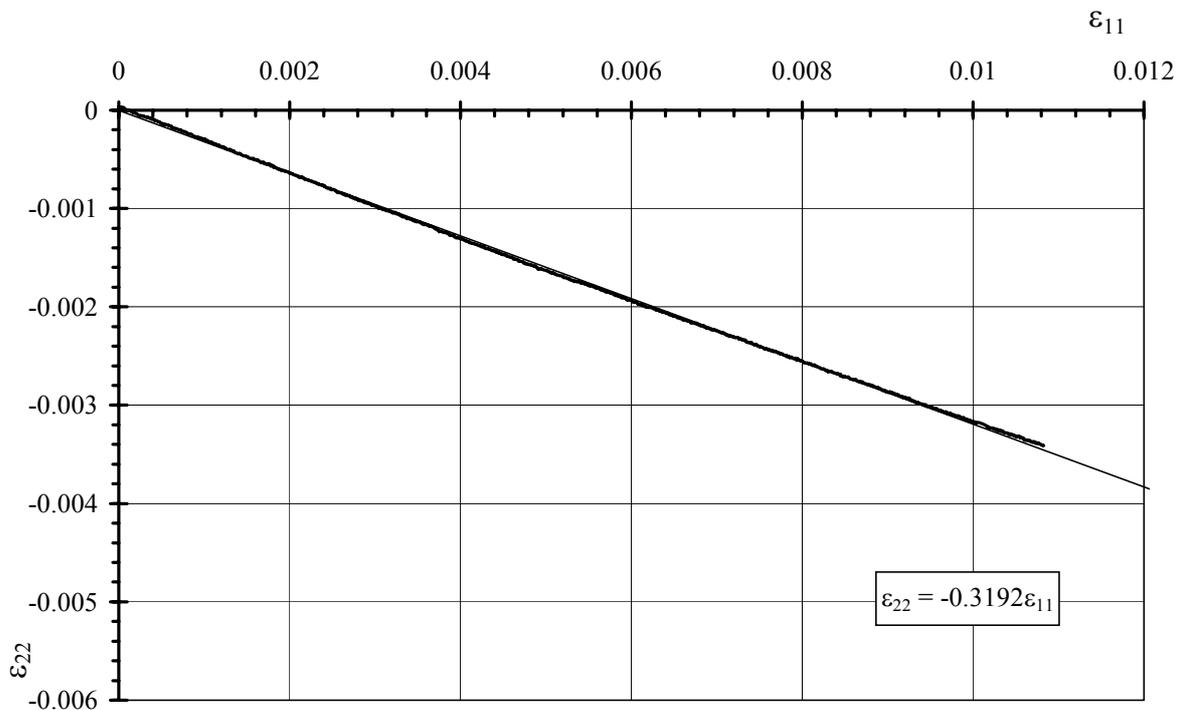


Figure B.I. 7. Calcul de ν_{12} pour T300/914

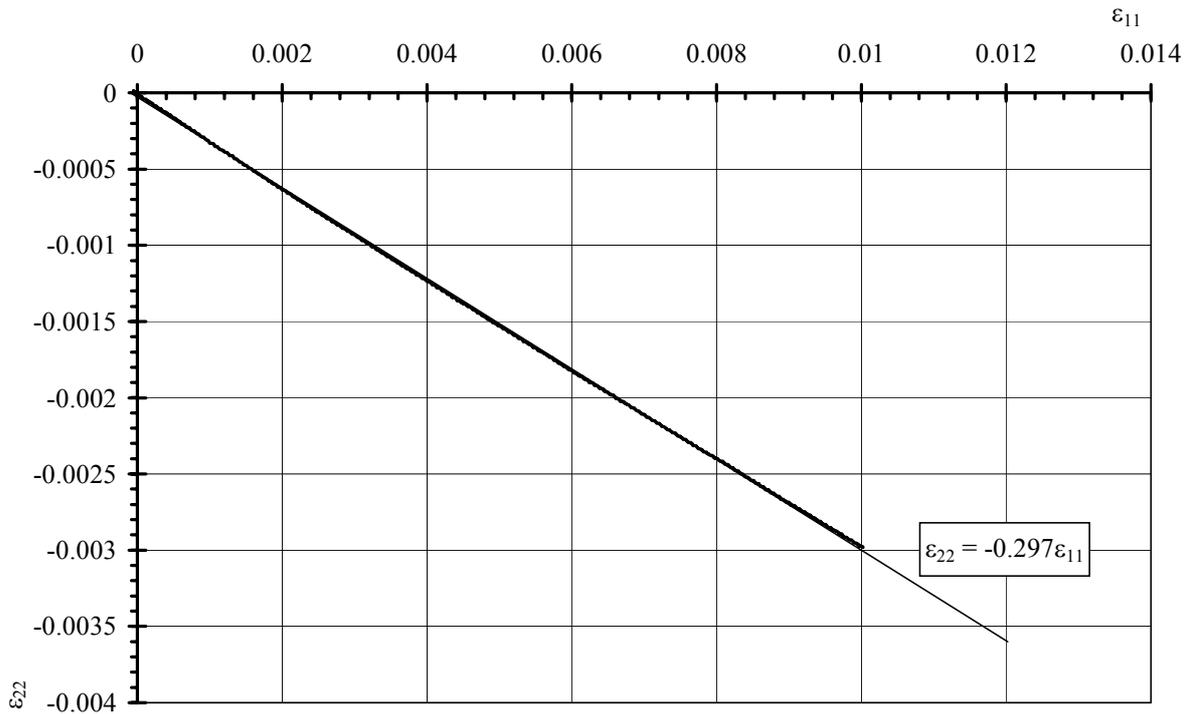


Figure B.I. 8. Calcul de ν_{12} pour l'AS4/PEEK

I.4.2 Traction sur stratifiés $[90]_{16}$

Le comportement de ce stratifié est faiblement non linéaire pour les deux matériaux. Le module E_{22}^0 est relevé sur la partie linéaire des courbes figures B.I.9 et B.I.10.

$$\begin{cases} \sigma_L = \sigma_{22} = E_{22}^0 \epsilon_{22} = E_{22}^0 \epsilon_L \\ \sigma_L = \sigma_{22} = -\frac{E_{22}^0}{\nu_{21}} \epsilon_{11} = -\frac{E_{22}^0}{\nu_{21}} \epsilon_T \end{cases} \text{ avec } \begin{cases} \sigma_L = \sigma_{22} \\ \epsilon_L = \epsilon_{22} \\ \epsilon_T = \epsilon_{11} \end{cases} \quad (\text{B.I.23})$$

Le comportement du stratifié T300/914 (figure B.I.9) est caractérisé par une rupture brutale. La présence de fibres uniquement dans la direction à 90° , génère une instabilité de la propagation de l'endommagement dès l'apparition d'une fissure. Une observation microscopique du bord de l'éprouvette après la rupture ne montre aucune fissuration des plis. Les déformations et les contraintes à rupture sont donc ici "sous estimées".

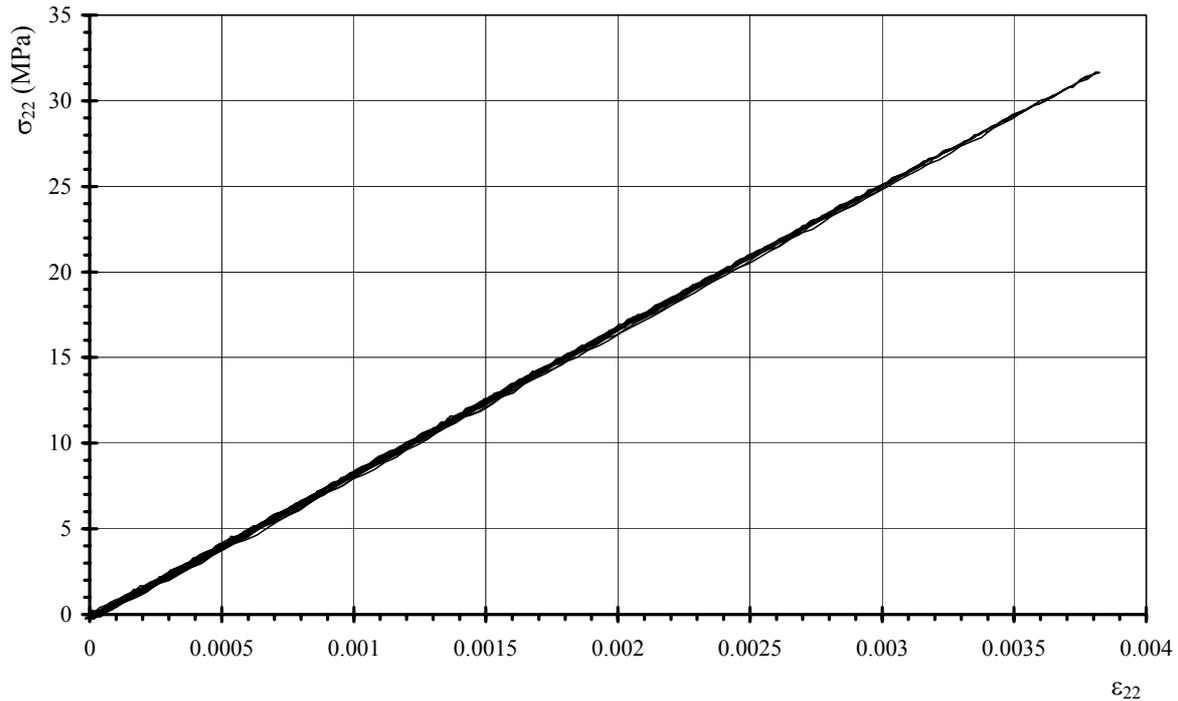


Figure B.I. 9. Courbe expérimentale $\sigma_{22} = f(\epsilon_{22})$ du T300/914

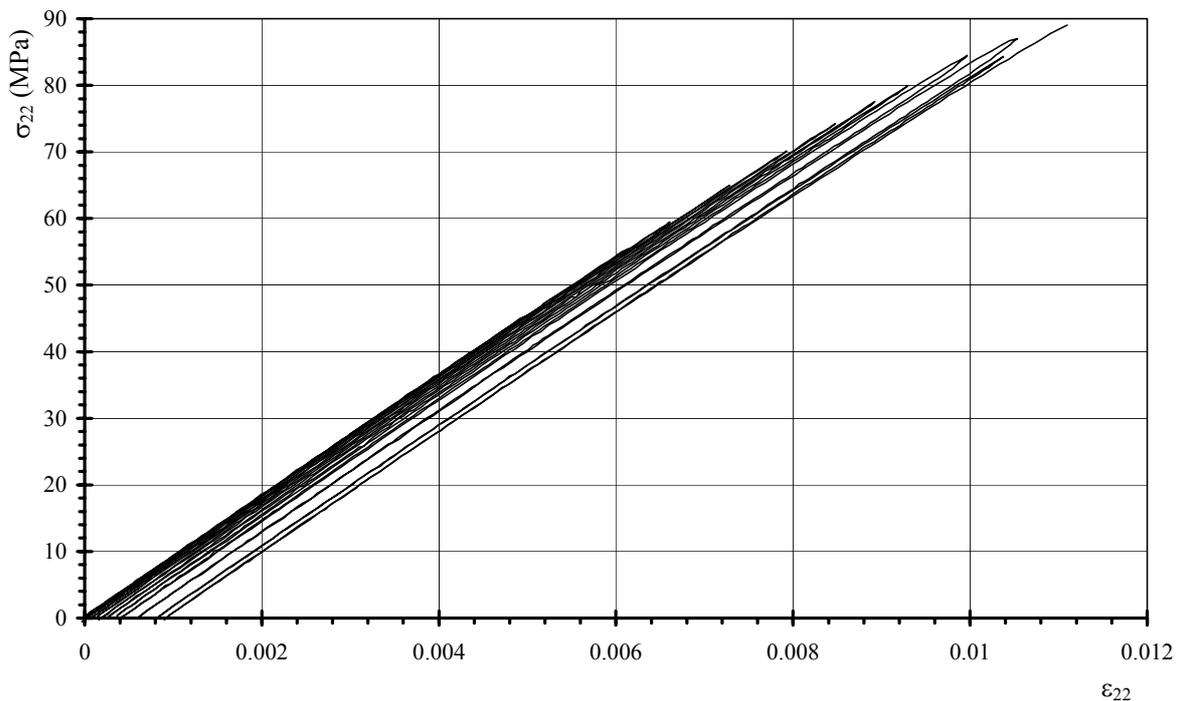


Figure B.I. 10. Courbe expérimentale $\sigma_{22} = f(\epsilon_{22})$ de l'AS4/PEEK

Les déformations et les contraintes à rupture de l'AS4/PEEK sont très nettement supérieures à celles du T300/914. La présence de déformations permanentes importantes par rapport à celles du T300/914 (figure B.I.10) montre le caractère très plastique de la résine PEEK. Ceci a pour effet de rendre moins instable la rupture de ce stratifié.

La variation du module sécant est très faible. La variable d'endommagement d_{22} varie de 0 à 0.01. Comme pour le T300/914, il y a peu d'endommagement par fissuration. Les déformations permanentes sont donc essentiellement dues à la plasticité de la résine. En effet, comme pour le T300/914, aucune fissure n'est relevée sur l'éprouvette après rupture.

I.4.3 Traction sur stratifiés $[\pm 45]_{2s}$

Cet essai permet de déterminer le module de cisaillement G_{12}^0 et l'évolution de l'endommagement par la connaissance de la perte de rigidité du stratifié c'est à dire par l'évolution du module sécant G_{12} .

La contrainte σ_{12}^R et la déformation ε_{12}^R sont déterminées par les valeurs maximales de la contrainte σ_{12} et de la déformation ε_{12} .

I.4.3.1 Détermination du module G_{12}^0

D'après les relations de changement de repère présentées en annexe 5, les déformations dans le repère d'orthotropie des plis à $+45^\circ$ et à -45° s'obtiennent par :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix}^{-45^\circ} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ 1 & -1 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ 2\varepsilon_{LT} \end{bmatrix}^{-45^\circ}$$

$$\text{Alors } \varepsilon_{12}^{-45^\circ} = \frac{\varepsilon_L - \varepsilon_T}{2} \text{ et } \varepsilon_{12}^{45^\circ} = \frac{\varepsilon_T - \varepsilon_L}{2}$$

La loi de comportement non endommagé du pli à -45° s'écrit alors :

$$\sigma_{12}^{-45^\circ} = G_{12}^0 (\varepsilon_L - \varepsilon_T) = -\sigma_{12}^{45^\circ} \quad (\text{B.I.24})$$

Les contraintes dans les plis peuvent s'exprimer dans le repère de l'éprouvette par :

$$\sigma_L = 2 \cdot \sigma_{12}^{45^\circ} = -2 \cdot \sigma_{12}^{-45^\circ}$$

La contrainte moyenne mesurée lors de l'essai est :

$$\sigma_L = \frac{1}{h} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_L dz = \frac{1}{2} (\sigma_{12}^{45^\circ} + \sigma_{12}^{-45^\circ}) \quad (\text{B.I.25})$$

On obtient finalement la relation entre la contrainte σ_L et les déformations moyennes appliquées à l'éprouvette, permettant d'identifier le module de cisaillement G_{12}^0 .

$$\sigma_L = 2 \cdot G_{12}^0 (\varepsilon_L - \varepsilon_T) \quad (\text{B.I.26})$$

Le tracé de la courbe $\sigma_{12}=f(\gamma_{12})$ permet de déterminer G_{12}^0 sur la partie linéaire du comportement. Comme pour l'essai précédent, la linéarité en début du comportement n'est pas

parfaite. Le module G_{12}^0 est déterminé entre deux points situés à 0.01% et 0.2% de la contrainte à rupture (Figures B.I.11 et B.I.12).

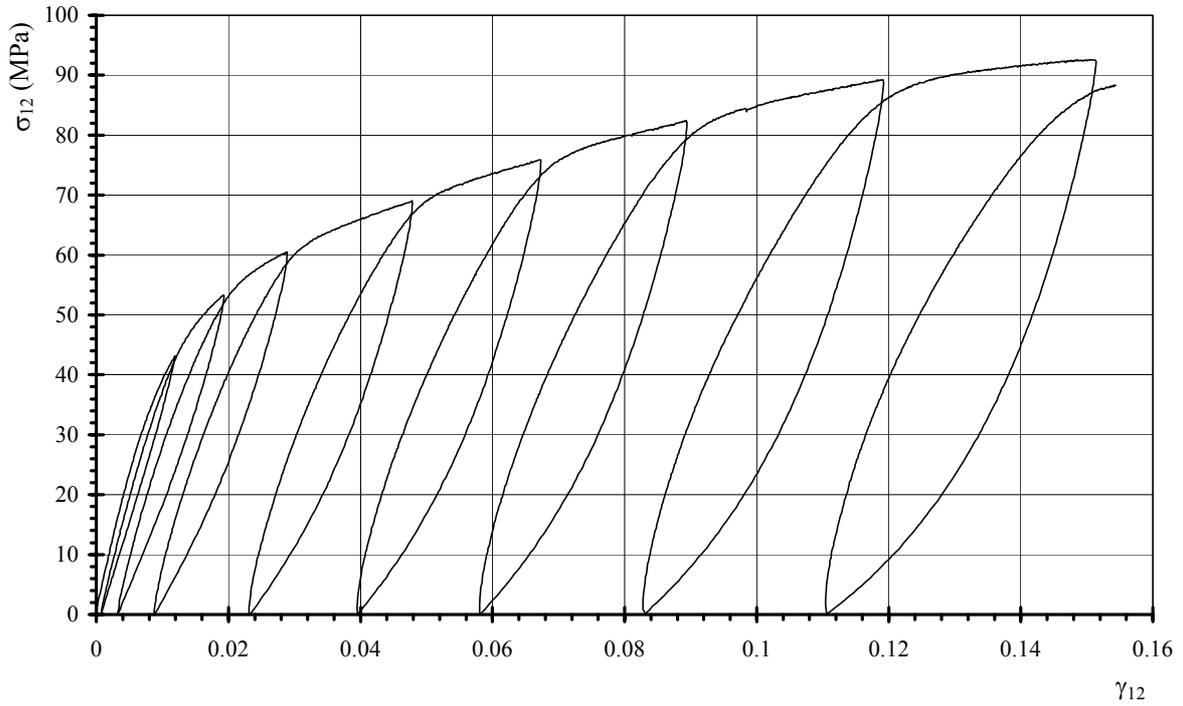


Figure B.I. 11. Courbe expérimentale $\sigma_{12} = f(2.\varepsilon_{12})$ du T300/914

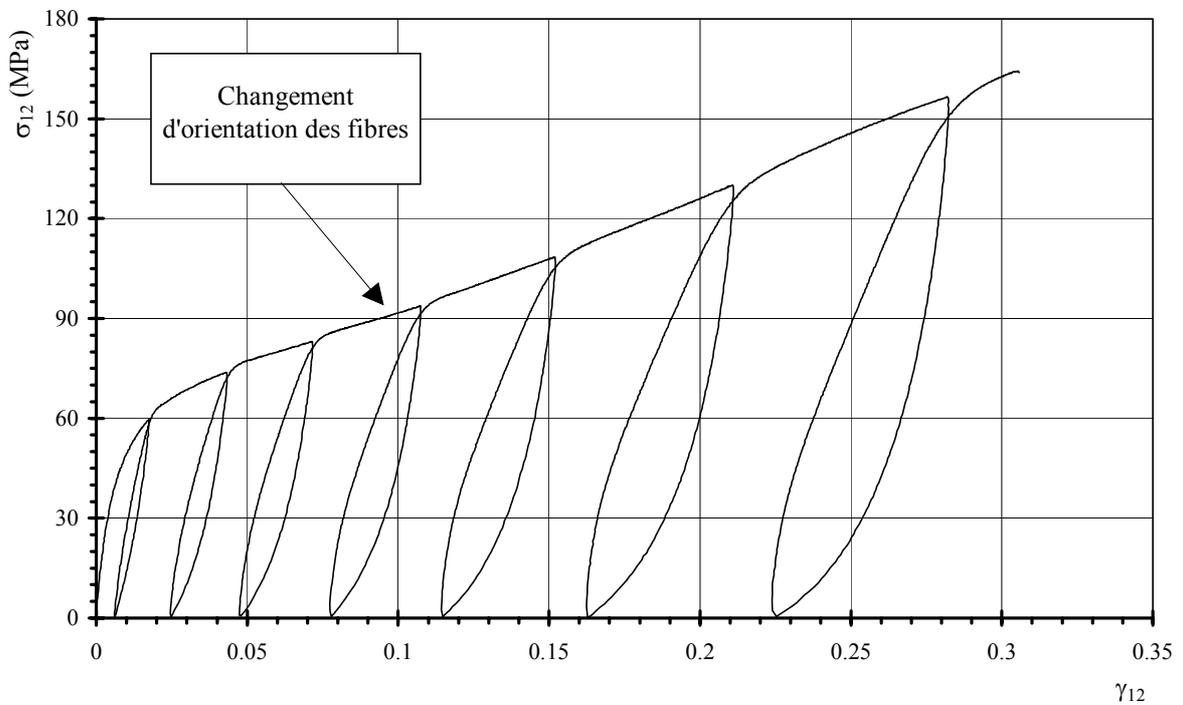


Figure B.I. 12. Courbe expérimentale $\sigma_{12} = f(2.\varepsilon_{12})$ de l'AS4/PEEK

Le comportement de ce type de stratifié est fortement non-linéaire. Les valeurs de déformées à rupture sont importantes (de l'ordre de 6 à 7 % pour le T300/914 et de l'ordre de 18 à 21 % pour l'AS4/PEEK). Il est donc recommandé d'employer des jauges dites à grandes déformations (allongement supérieur à 15 %). La technique de collage et de préparation des éprouvettes est de ce fait particulière et est détaillée en annexe 2.

I.4.3.2 Expressions des contraintes et des déformations selon la formulation Lagrangienne

L'exploitation des déformations et des contraintes à partir des données expérimentales des essais (effort, déformations des jauges) est généralement réalisée selon les hypothèses de Cauchy. Cependant, afin de respecter la formulation des contraintes et des déformations implantée dans le logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF, en vu de l'introduction du comportement expérimental dans un modèle numérique, l'exploitation des essais est réalisée selon un formalisme différent.

En effet, toutes les équations donnant les contraintes et les déformations dans les plis du stratifié en fonction de l'effort de sollicitation et des déformations des jauges sont basées sur les hypothèses de Lagrange [Barbe¹⁵, Blanlot²³, Sidoroff^{105,106}]. On décrit plus en détail cette formulation en annexe 6.

Le tenseur de Green-Lagrange E s'écrit :

$$[E] = \frac{1}{2}(F \cdot F^T - 1) = \begin{bmatrix} \varepsilon_L + \frac{1}{2}\varepsilon_L^2 & 0 \\ 0 & \varepsilon_T + \frac{1}{2}\varepsilon_T^2 \end{bmatrix}$$

Dans notre cas un changement de repère permet d'exprimer la déformation en cisaillement dans les plis à 45° en fonction de ε_L et ε_T :

$$\varepsilon_{12} = \frac{1}{2} \left[\left(\varepsilon_L + \frac{1}{2}\varepsilon_L^2 \right) - \left(\varepsilon_T + \frac{1}{2}\varepsilon_T^2 \right) \right] \quad (B.I.27)$$

On peut alors obtenir les relations tensorielles permettant de relier le second tenseur de Piola-Kirchhoff ou de Piola-Lagrange S au tenseur de Cauchy T de la manière suivante :

$$S = \det(F) \cdot [F^{-1} \cdot T \cdot F^{-1T}]$$

On obtient pour l'expression de S_{12} :

$$S_{12} = \frac{F}{2S_0} \cdot \frac{1}{(1 + \varepsilon_L)} \quad (B.I.28)$$

Nous avons tracé figure B.I.13 l'évolution de la contrainte de cisaillement en fonction de la déformation γ_{12} pour le T300/914 dans le cas d'une description Lagrangienne (S_{12}) et Eulérienne (σ_{12}).

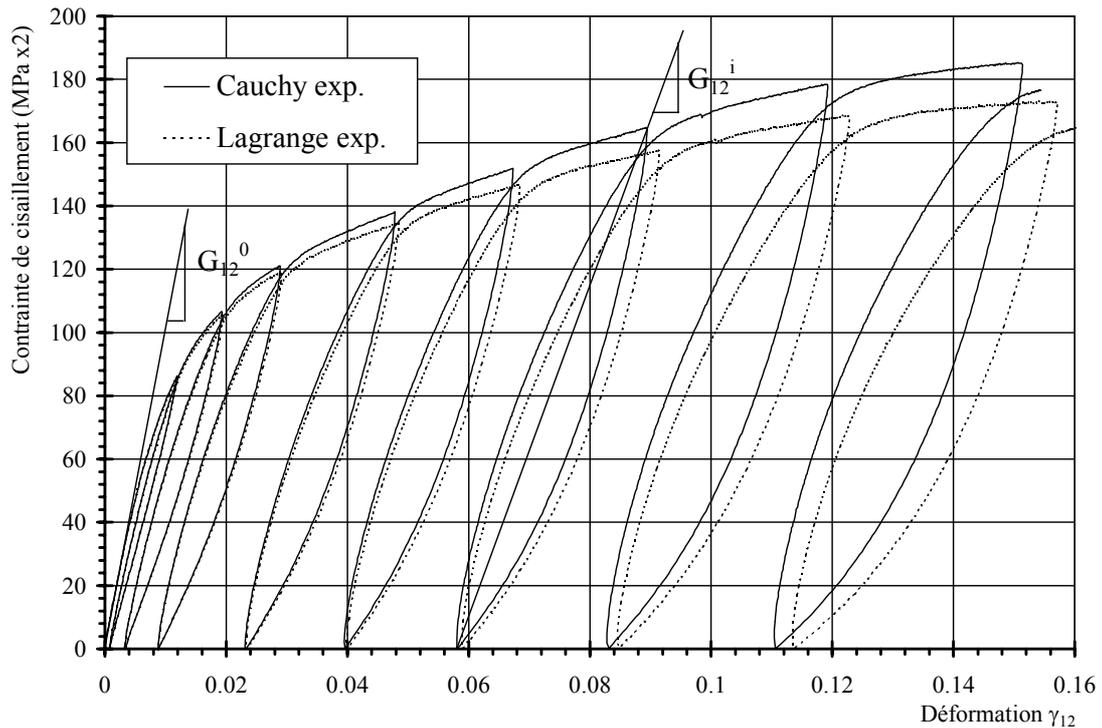
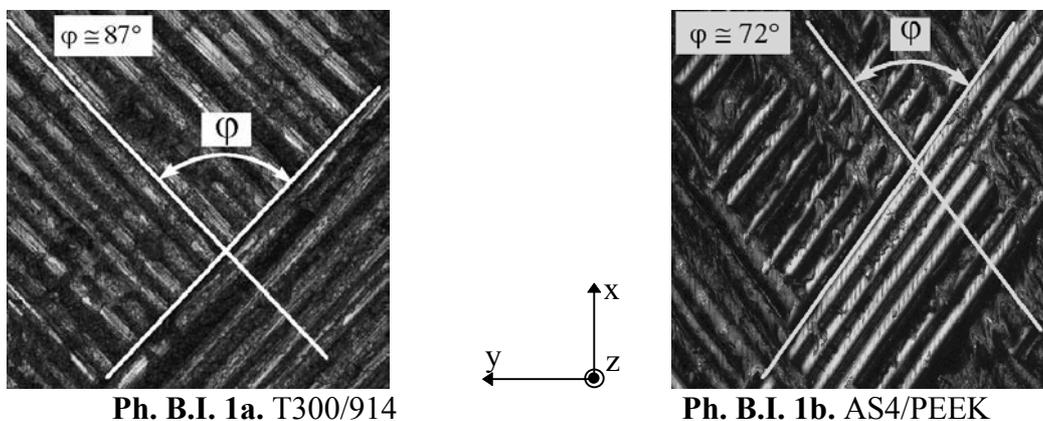


Figure B.I. 13. Cycles de charge-décharge sur $[\pm 45]_{2s}$ T300/914 : comparaison du comportement en cisaillement selon les formulations Eulérienne et Lagrangienne

Le comportement est identique pour les deux hypothèses jusqu'à une déformation γ_{12} de l'ordre de 3%. Par la suite l'écart entre les deux comportements devient important. On remarque aussi que le module courant est plus faible (pour un même cycle) pour l'hypothèse de Lagrange que pour l'hypothèse de Cauchy.

I.4.3.3 Analyse microscopique de l'endommagement

Les éprouvettes en AS4/PEEK présentent une forte diminution de section en fin d'essai. De ce fait, on peut observer sur l'éprouvette une réorientation des fibres à ± 45 vers une orientation dirigée dans le sens de traction [Touchard^{113,114}, Martin⁸¹]. Sur la photographie B.I.1 ci-dessous, on peut remarquer l'angle des fibres après essai dans le cas du T300/914 et de l'AS4/PEEK.



Ph. B.I. 1a. T300/914 **Ph. B.I. 1b.** AS4/PEEK
Photographie B.I. 1. Visualisation de la réorientation des fibres du stratifié $[\pm 45]_{2s}$ pour le T300/914 et l'AS4/PEEK, $128 \times 128 \mu\text{m}^2$

L'angle entre les fibres à 45 et -45 du T300/914 est de l'ordre de 85° à 88° tandis que celui de l'AS4/PEEK est de l'ordre de 70° à 75° (Ph. B.I.1).

Dans le cas du thermodurcissable, l'angle ne varie pratiquement pas alors que pour le thermoplastique la variation est importante. Il apparaît alors que la contrainte et la déformation à rupture calculées par les relations $\sigma_{12} = \sigma_L/2$ et $\varepsilon_{12} = (\varepsilon_L + \varepsilon_T)/2$ sont surestimées.

En supposant que la variation de l'angle des plis à 45 et à -45, est égale à deux fois celle de l'angle θ des plis à ± 45 par rapport à l'axe de sollicitation, la variation de l'angle θ est donnée en fonction des déformations des jauges par la relation suivante exprimée en grandes déformations (annexe 7) :

$$\cos(2\theta) = \left[(\varepsilon_L + 0.5\varepsilon_L^2) - (\varepsilon_T + 0.5\varepsilon_T^2) \right] \quad (\text{B.I.29})$$

L'évolution de θ en fonction de la charge appliquée est donnée pour les deux matériaux figure B.I.14. On remarque donc la différence importante entre l'évolution de θ pour les deux matériaux. L'angle déterminé à contrainte maximale (figure B.I.14) est un peu plus important que l'angle déterminé sur la photographie B.I.1 à cause de la relaxation de ce dernier après rupture.

L'évolution de θ est négligeable pour le T300/914. Par contre, dans le cas de l'AS4/PEEK, la détermination des contraintes et des déformations dans les plis à partir des données expérimentales (effort, ε_L et ε_T) devrait prendre en compte l'évolution de cet angle. Ceci n'a pas été réalisé pour notre étude et pourrait faire partie d'une étude supplémentaire.

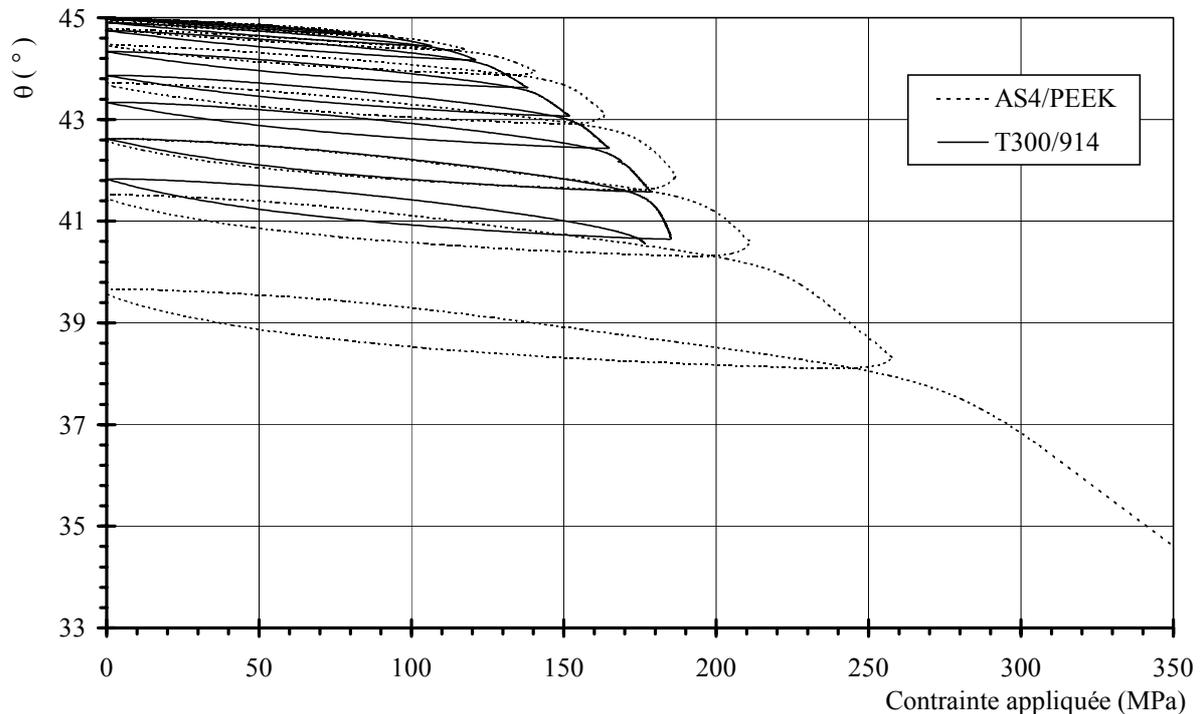
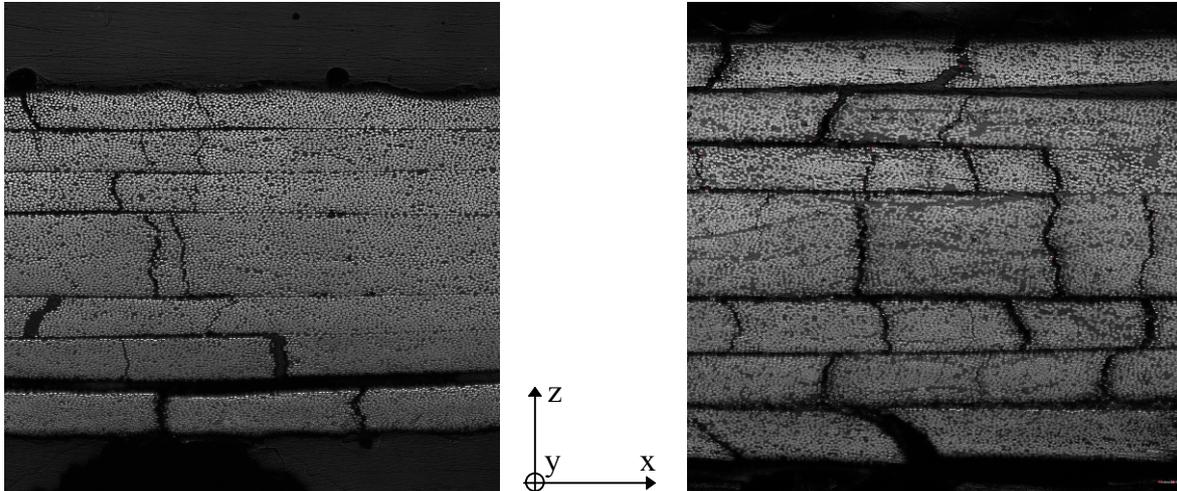


Figure B.I. 14. Evolution de l'angle entre les plis à ± 45 et l'axe de sollicitation dans le cas du T300/914 et de l'AS4/PEEK

Sur les photographies B.I.2 nous avons visualisé l'aspect de la fissuration en bord d'éprouvette après la rupture, ceci sur une zone proche de la rupture bien que la fissuration

soit tout de même présente sur une grande longueur de la partie utile de l'éprouvette. Les plis de chaque matériau sont fissurés sur toute leur épaisseur. On peut remarquer que l'endommagement est plus important pour l'AS4/PEEK pour lequel les fissures sont plus proches les unes des autres. Dans les deux cas, des délaminages apparaissent entre les plis. Cependant, ils sont là aussi plus nombreux pour l'AS4/PEEK.



Ph. B.I. 2a. T300/914

Ph. B.I. 2b. AS4/PEEK

Photographie B.I. 2. Visualisation de l'endommagement du stratifié $[\pm 45]_{2S}$ des deux matériaux, $1.267 \times 1.267 \text{mm}^2$

I.4.4 Traction sur stratifiés $[45]_8$

Cet essai permet de déterminer les modules élastiques G_{12}^0 et E_{22}^0 . Ce qui permet de confirmer la valeur de G_{12}^0 déterminée lors de l'essai $[\pm 45]_{2S}$ et le module E_{22}^0 déterminé sur l'essai $[90]_{16}$.

L'évolution de la contrainte appliquée en fonction des déformations des jauges est donnée comme pour l'essai précédent, en fonction du module G_{12}^0 par :

$$\sigma_L = 2G_{12}^0 (\varepsilon_L - \varepsilon_T)$$

Le module G_{12}^0 est directement la pente à l'origine de la courbe $\sigma_{12}=f(\gamma_{12})$.

- Détermination de E_{22}^0 -

Les relations des déformations donnent :

$$\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} = \varepsilon_L + \varepsilon_T \quad (\text{B.I.30})$$

La loi de comportement du pli élémentaire est :

$$\begin{cases} \sigma_{11} = \frac{E_{11}^0}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \varepsilon_{11} + \frac{\nu_{12}E_{22}^0}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \varepsilon_{22} \\ \sigma_{22} = \frac{\nu_{12}E_{22}^0}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \varepsilon_{11} + \frac{E_{22}^0}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \varepsilon_{22} \end{cases}$$

Avec : $\sigma_{11} = \sigma_{22} = \frac{\sigma_L}{2}$

On obtient alors pour expression de la contrainte sens travers : $\sigma_{22} = \frac{E_{22}^0}{1 - \nu_{12}} \varepsilon_{22}$

D'après la loi de comportement et en utilisant $\sigma_{11} = \sigma_{22}$ on obtient l'expression suivante :

$$\varepsilon_{22} = \frac{(1 - \nu_{21})E_{11}^0}{(1 - \nu_{12})E_{22}^0} \varepsilon_{11}$$

Dans le cas du T300/914 on obtient $\varepsilon_{22} \approx 23\varepsilon_{11}$ ($\varepsilon_{22} \approx 20\varepsilon_{11}$ pour l'AS4/PEEK). ε_{11} est considéré négligeable devant ε_{22} et on obtient pour l'expression de ε_{22} :

$$\varepsilon_{22} = (\varepsilon_L + \varepsilon_T) \tag{B.I.31}$$

Finalement on obtient la relation suivante permettant de déterminer le module E_{22}^0 :

$$\frac{\sigma_L}{2} = \frac{E_{22}^0}{1 - \nu_{21}} (\varepsilon_L + \varepsilon_T) \tag{B.I.32}$$

La mesure de la pente à l'origine de la courbe $\sigma_{22} = f(\varepsilon_{22})$ permet de déterminer E_{22}^0

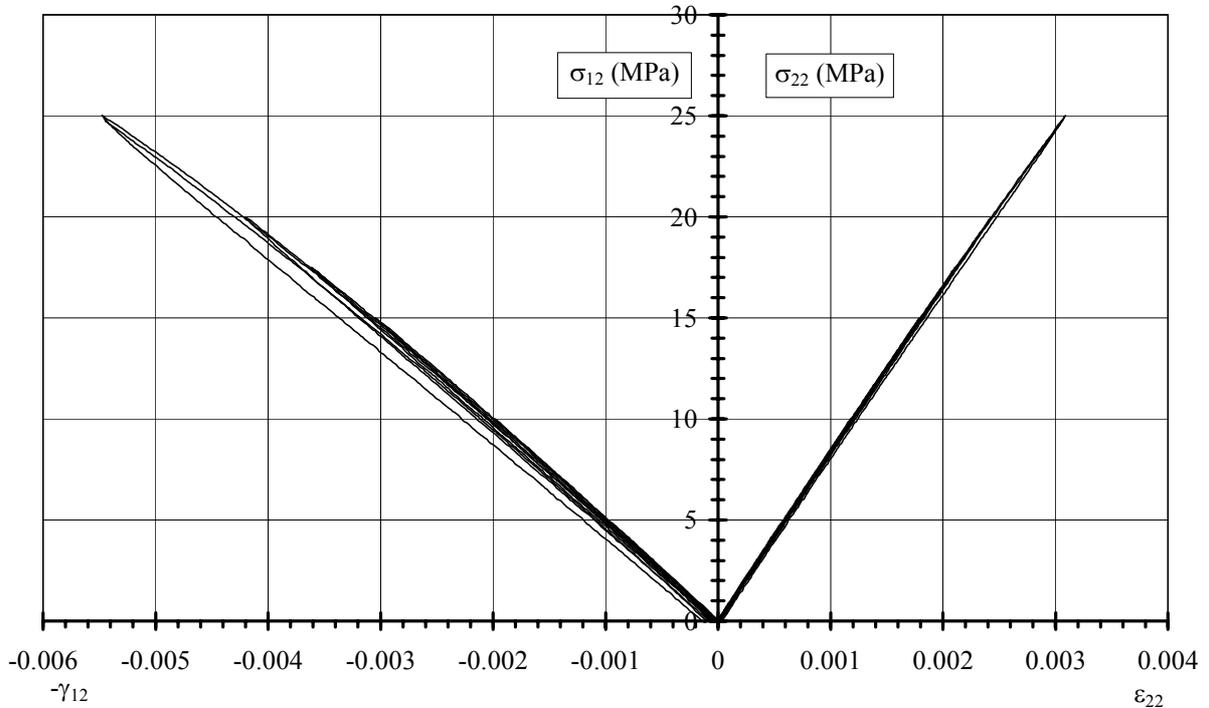


Figure B.I. 15. Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(\varepsilon_{22})$ pour le T300/914

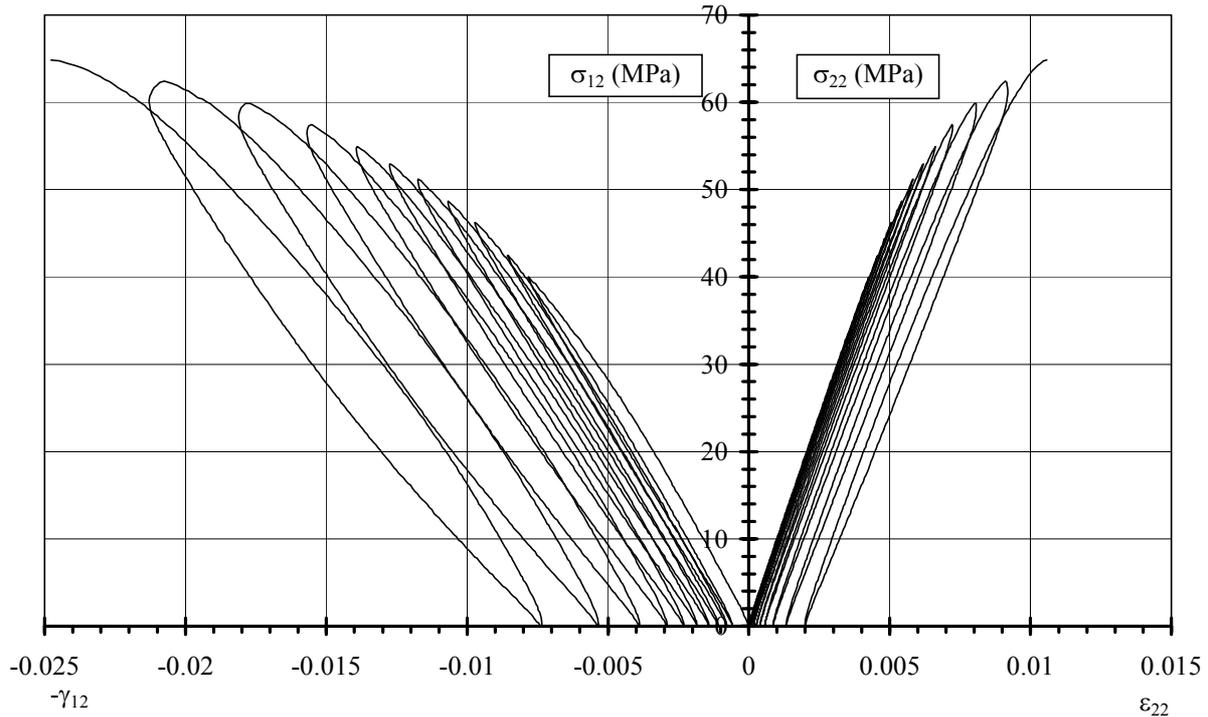


Figure B.I. 16. Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(\varepsilon_{22})$ pour l'AS4/PEEK

On présente figures B.I.15 et B.I.16 un exemple des courbes de comportement du stratifié [45]₈. Comme pour les essais sur le stratifié [90]₁₆, le comportement du T300/914 est caractérisé par une rupture prématurée de l'éprouvette due à la présence d'une seule orientation de fibre. Les contraintes et les déformations à rupture sont donc sous-estimées [Le Dantec⁷³].

Les essais sur le T300/914 sont inexploitable, mais le comportement de l'AS4/PEEK est lui fortement non linéaire endommageable (figure B.I.16).

Les modules initiaux déterminés sur cette stratification sont légèrement supérieurs aux modules déterminés sur les essais [90]₁₆.

I.4.5 Traction sur stratifiés $[\pm 67.5]_{2s}$

Cet essai est réalisé pour une orientation telle que les deux endommagements (d_{22} et d_{12}) sont présents. Il permet de déterminer de façon fiable la loi d'évolution de l'endommagement d_{22} . La stratification étant croisée, l'endommagement est plus progressif et stable.

I.4.5.1 Comportement contraintes-déformations

Les contraintes et les déformations dans les plis à 67.5° sont données en fonction de la contraintes appliquée σ_L et des déformations des jauges ε_L et ε_T , en annexe 5.

La loi de comportement du pli élémentaire permet d'écrire :

$$\begin{cases} \sigma_{22} = \frac{E_{11}E_{22}}{E_{11} - (v_{12}^0)^2 E_{22}} (v_{12}^0 \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}) \\ \sigma_{12} = G_{12} \cdot 2\varepsilon_{12} \end{cases} \quad (\text{B.I.33})$$

Le module E_{22}^0 est déduit de la pente à l'origine de la courbe $\sigma_{22}=f(v_{12}^0 \cdot \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22})$. Le module G_{12}^0 est directement égal à la pente à l'origine de la courbe $\sigma_{12}=f(\gamma_{12})$.

Les figures B.I.17 et B.I.18 montrent un exemple de courbes de comportement $\sigma_{12}=f(\gamma_{12})$ et $\sigma_{22}=f(v_{12}\varepsilon_{11}+\varepsilon_{22})$ données par les équations (B.I.33).

La rupture de ce stratifié est atteinte en traction transverse. On remarque que la contrainte σ_{22} (environ 60 MPa) à rupture dans le cas du T300/914 est bien supérieure à la contrainte à rupture donnée par les essais sur stratifié $[90]_{16}$ et $[45]_8$. L'endommagement progressif de ce stratifié due à une stratification de plis croisés, permet d'atteindre des valeurs σ_{22} plus importantes que lors des essais précédents.

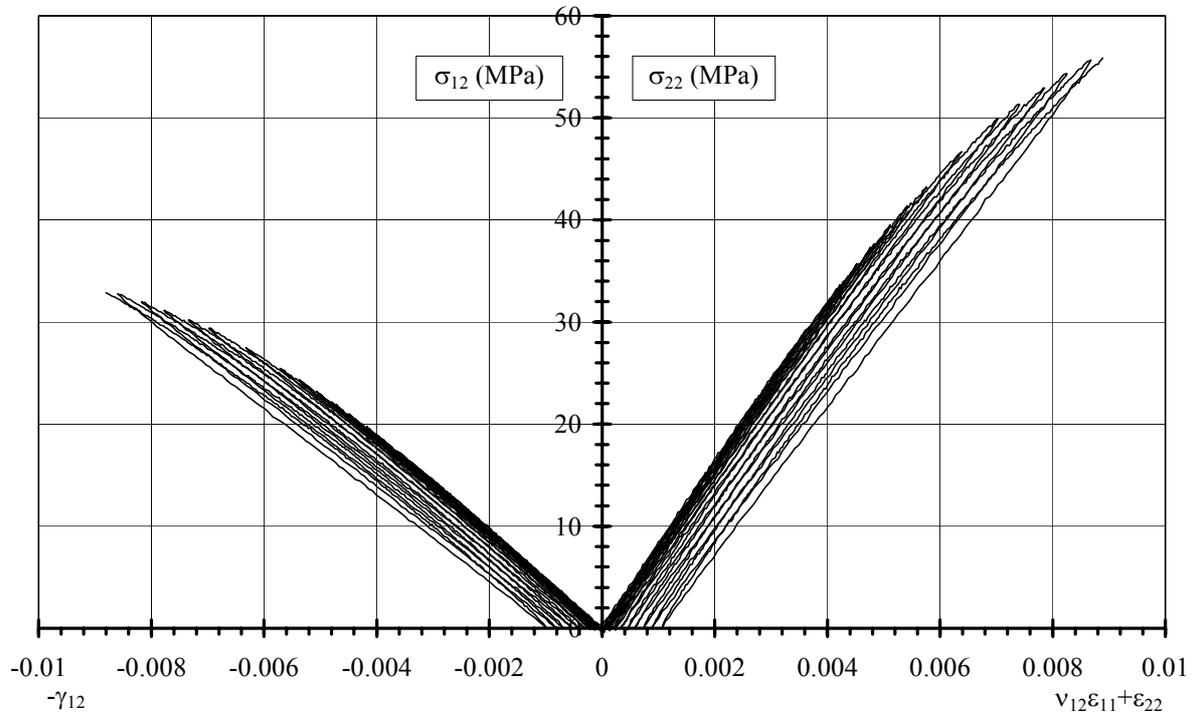


Figure B.I. 17. Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(v_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22})$ pour le T300/914

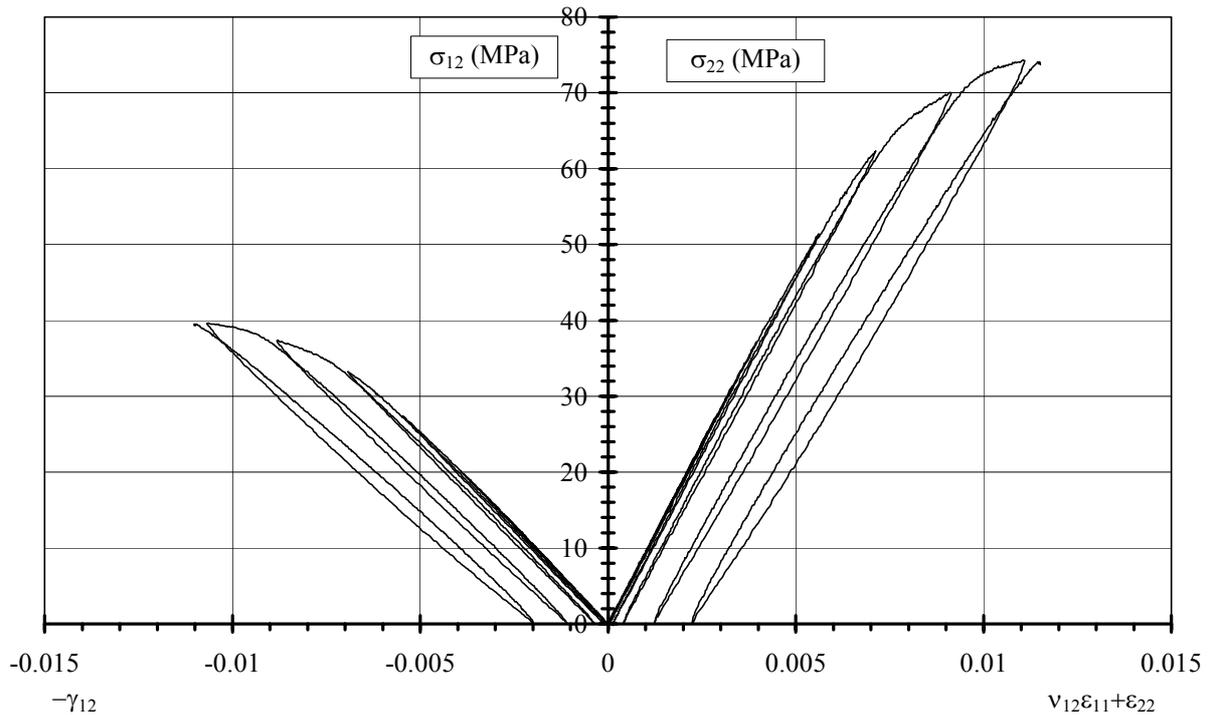
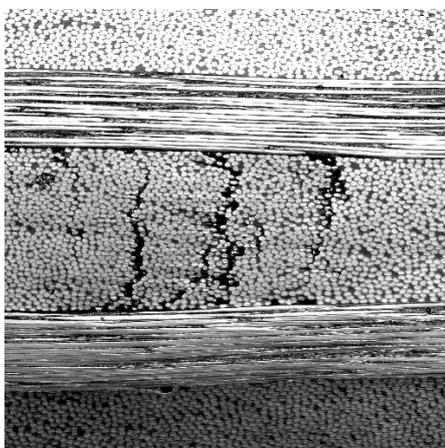


Figure B.I. 18. Courbes expérimentales $\sigma_{12} = f(2\varepsilon_{12})$ et $\sigma_{22} = f(\nu_{12}\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22})$ pour l'AS4/PEEK

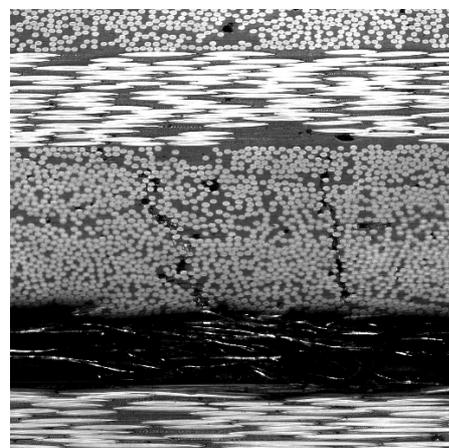
La rupture du stratifié en AS4/PEEK est occasionnée par l'apparition d'un délaminage entre les deux plis centraux orientés à -67.5° et le pli à 67.5° . La contrainte à rupture σ_{22} limite n'est donc pas atteinte. La valeur de σ_{22} à la rupture est donc plus faible que pour l'essai sur la stratification $[90]_{16}$. Par contre la fissuration des plis apparaît nettement.

I.4.5.2 Visualisation de l'endommagement

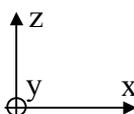
Sur les photographies B.I.3 on peut remarquer que l'endommagement de ce stratifié est essentiellement localisé dans les deux plis centraux. Les autres plis sont très peu fissurés. Pour l'AS4/PEEK, un délaminage apparaît avant la rupture totale de l'éprouvette (Photo. B.I.3b).



Ph. B.I. 3a. T300/914



Ph. B.I. 3b. AS4/PEEK



Photographie B.I. 3. Visualisation de l'endommagement du stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$ pour les deux matériaux, $624 \times 624 \mu m^2$

I.5 Identification des lois d'endommagement : modèle du LMT Cachan

L'identification des lois d'endommagement formulées au paragraphe I.2.5 est réalisée pour les deux matériaux.

I.5.1 Evolution de l'endommagement en cisaillement

L'endommagement en cisaillement est relevé sur l'essai $[\pm 45]_{2S}$. Cet essai permet d'obtenir des valeurs d'endommagement très importantes. Mais on peut aussi utiliser les valeurs obtenues sur les essais $[45]_8$ et $[\pm 67.5]_{2S}$.

$$\text{La perte de rigidité à chaque cycle est donnée par } d_{12}^i = 1 - \frac{G_{12}^i}{G_{12}^0} \quad (\text{B.I.34})$$

Pour cet essai, l'endommagement par cisaillement est prépondérant, c'est à dire que le terme Yd_{22} est faible (donc négligeable) devant le terme Yd_{12} . En effet si l'on calcule les contraintes σ_{22} et σ_{12} à l'aide de la loi de comportement et des relations de changement de repère, on obtient pour chaque type de matériau :

$$\begin{cases} \sigma_{22}^{+45} = \frac{(1 + \nu_{12}^0)E_{22}}{1 - \nu_{12}^0 \cdot \nu_{21}^0} \cdot \frac{(\varepsilon_L + \varepsilon_T)}{2} = \sigma_{22}^{-45} \\ \sigma_{12}^{+45} = G_{12}(\varepsilon_L - \varepsilon_T) = -\sigma_{12}^{-45} \end{cases}$$

On a alors pour les deux matériaux :

$$\begin{cases} \sigma_{22}^{+45} \approx 0.073 \cdot \sigma_{12}^{+45} \text{ pour le T300 / 914} \\ \sigma_{22}^{+45} \approx 0.078 \cdot \sigma_{12}^{+45} \text{ pour l' AS4 / PEEK} \end{cases}$$

L'expression de $Y_m = \sup_{\tau \leq t} (\sqrt{Yd_{12} + bYd_{22}})$ peut alors être simplifiée :

$$Y_m = \sup_{\tau \leq t} (\sqrt{Yd_{12}})$$

Avec :

$$Yd_{12} = \frac{1}{2} G_{12}^0 (2 \cdot \varepsilon_{12}^e)^2$$

En introduisant dans cette expression les valeurs mesurées, on obtient finalement pour chaque cycle i de charge/décharge :

$$Y_m^i(d_{12}) = \sqrt{\frac{1}{2} G_{12}^0 ((\varepsilon_L^e)^i - (\varepsilon_T^e)^i)^2} \quad (\text{B.I.35})$$

Pour chaque cycle de charge-décharge il est donc possible de déterminer $Y_m(d_{12})$ et l'endommagement d_{12} correspondant. La courbe $d_{12}=f(Y_m)$ (Figures B.I.19 et B.I.20) permet de déterminer le seuil d'endommagement Y_0 et la loi d'évolution de l'endommagement en

cisaillement. Dans le cas de l'AS4/PEEK, les valeurs de d_{12} et de $Y_m(d_{12})$ sont calculées pour une contrainte σ_{12} inférieure à 120 MPa (variation assez faible de l'angle des plis).

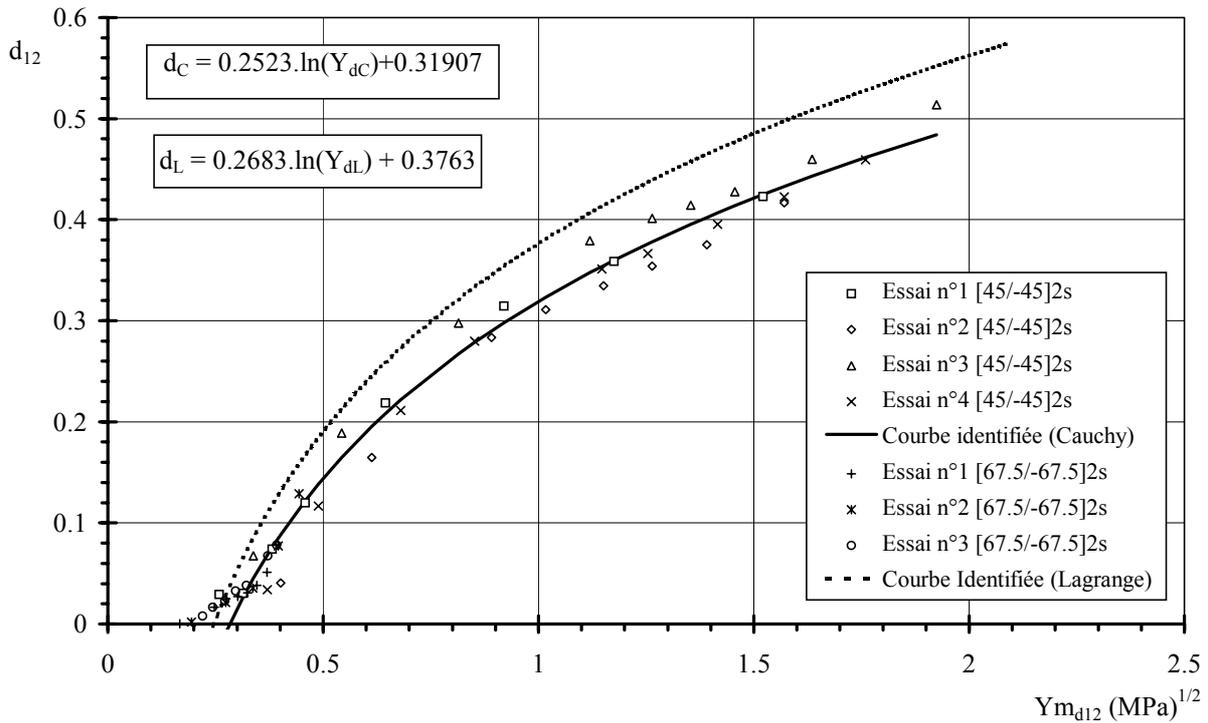


Figure B.I. 19. Courbe $d_{12} = f(Y_m(d_{12}))$ pour le T300/914

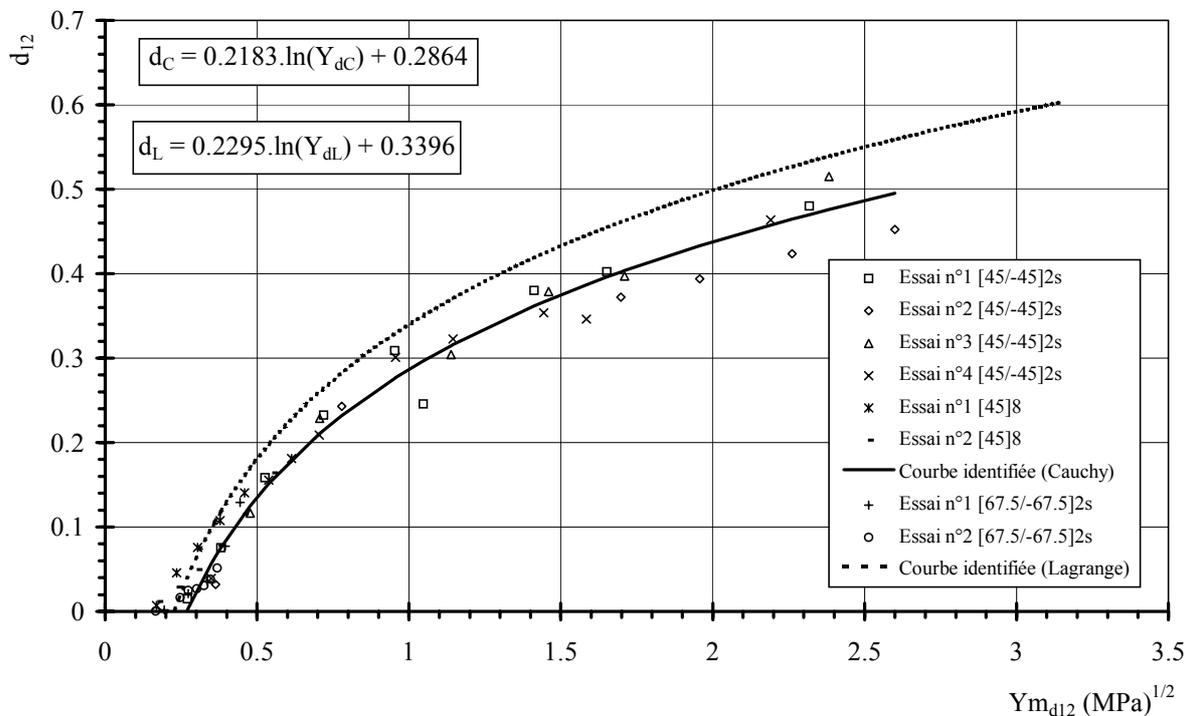


Figure B.I. 20. Courbe $d_{12} = f(Y_m(d_{12}))$ pour l'AS4/PEEK

L'évolution de d_{12} en fonction de $Y_m(d_{12})$ est non linéaire pour les deux matériaux. Ladevèze^{67,68} et Le Dantec⁷³ ont identifié cette évolution sur le T300/914 par une loi linéaire.

Dans notre cas il est à remarquer que l'emploi de jauges à grandes déformations nous permet d'accéder à des valeurs de d_{12} plus importantes que celles obtenues par les auteurs précédents. De plus la cuisson de la résine doit avoir une influence sur cette évolution. Malheureusement le cycle de cuisson du T300/914 n'a pas été présenté par Le Dantec⁷³.

Nous avons aussi indiqué l'évolution de d_{12} en fonction de Y_m en description Lagrangienne. L'évolution est identique et le seuil d'endommagement un peu plus faible. Cependant, pour une valeur de $Y_m(d_{12})$ identique, l'endommagement est plus important en Lagrangien.

La courbe d'évolution de l'endommagement est identifiée par : $d_{12} = A \cdot \ln(Y_m(d_{12})) + B$. Les valeurs des coefficients A et B sont données dans le tableau ci-dessous.

	T300/914	AS4/PEEK
$Y_{m0} \text{ (MPa)}^{1/2}$	0.28	0.27
A	0.2523	0.2183
B	0.31907	0.2864

Tableau B.I. 1. Récapitulatif des coefficients d'endommagement en cisaillement exprimés en petites déformations

Le seuil d'endommagement en cisaillement est quasiment identique pour les deux matériaux. Cependant, pour une valeur de $Y_m(d_{12})$ donnée, l'évolution de l'endommagement est plus faible pour l'AS4/PEEK. L'équation B.I.15 permet de déterminer la contrainte de non endommagement en cisaillement à partir de Y_{m0} . On obtient 27.2 MPa pour le T300/914 et 29.15 MPa pour l'AS4/PEEK.

I.5.2 Evolution de l'endommagement en traction transverse

Les essais utilisés pour caractériser l'endommagement en traction transverse sont ceux des stratifications $[45]_8$ et $[\pm 67.5]_{2S}$. Pour le T300/914, seuls les essais sur stratifiés $[\pm 67.5]_{2S}$ ont pu être exploités.

Les pertes de rigidité en traction transverse et en cisaillement sont données pour chaque cycle par :

$$d_{22}^i = 1 - \frac{E_{22}^i}{E_{22}^0} \text{ et } d_{12}^i = 1 - \frac{G_{12}^i}{G_{12}^0}$$

L'endommagement total de la matrice est donné par :

$$Y_m = \sqrt{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0(1-d_{12})^2} + b \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{2E_{22}^0(1-d_{22})^2}}$$

En écrivant cette équation en fonction des déformations des jauges on obtient pour chaque cycle i de charge-décharge :

$$Y_m^i = \sqrt{\frac{1}{2} G_{12}^0 \left((\varepsilon_L^e)^i - (\varepsilon_T^e)^i \right)^2 + b^i \cdot E_{22}^0 \frac{(1 + \nu_{12}^0)}{2(1 - \nu_{12}^0 \cdot \nu_{21}^0)} \left((\varepsilon_L^e)^i + (\varepsilon_T^e)^i \right)^2} \quad (\text{B.I.36})$$

L'endommagement en traction transverse est donné pour chaque cycle i de charge-décharge par :

$$Y_m^i(d_{22}) = \sqrt{\frac{1}{2} E_{22}^0 \frac{(1 + \nu_{12}^0)}{(1 - \nu_{12}^0 \cdot \nu_{21}^0)} ((\varepsilon_L^e)^i + (\varepsilon_T^e)^i)^2} \quad (\text{B.I.37})$$

Le coefficient b varie de 1.65 à 1.85 pour les stratifications $[\pm 67.5]_{2s}$ et $[45]_8$.

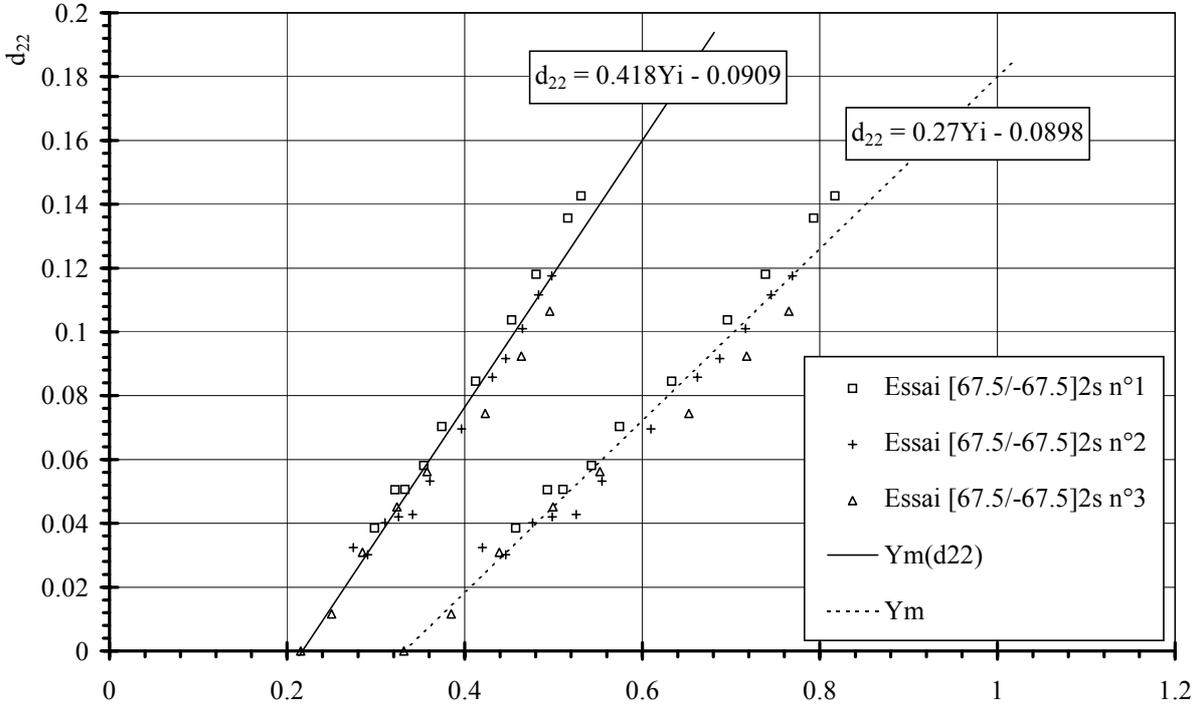


Figure B.I. 21. Courbes $d_{22} = f(Y_{m_{d22}})$ et $d_{22} = f(Y_m)$ pour le T300/914

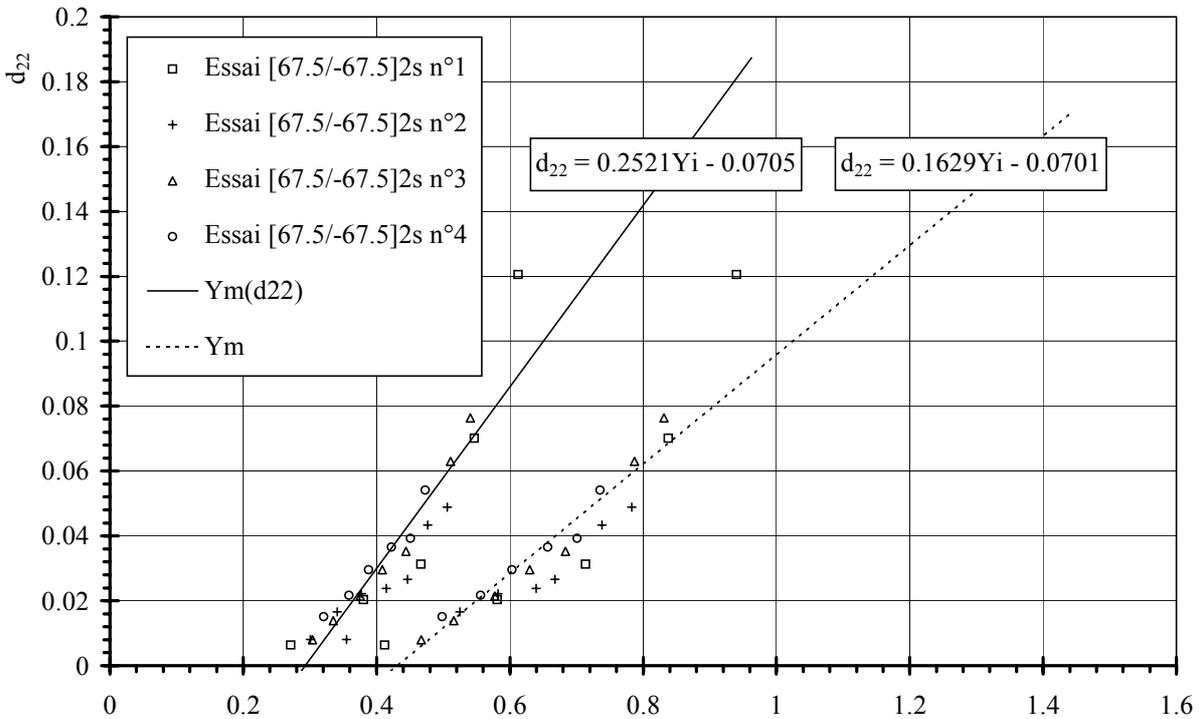


Figure B.I. 22. Courbes $d_{22} = f(Y_{m_{d22}})$ et $d_{22} = f(Y_m)$ pour l'AS4/PEEK

L'évolution de l'endommagement est linéaire pour le T300/914. Dans le cas de l'AS4/PEEK, la linéarité de la courbe $d_{22}=f(Y_m)$ est plus discutable. En effet, quelques points ont tendance à être en dehors de la courbe linéaire identifiée pour des valeurs d'endommagement important.

Les valeurs des coefficients identifiés sont données tableau B.I.2.

	T300/914	AS4/PEEK
$Y_{m0} \text{ (MPa)}^{1/2}$	0.3326	0.4303
$Y_{m0}(d_{22}) \text{ (MPa)}^{1/2}$	0.2175	0.28
$Y_{mc} \text{ (MPa)}^{1/2}$	0.27	0.1629
$Y_{mc}(d_{22})^{1/2}$	0.418	0.2521

Tableau B.I. 2. Récapitulatif des coefficients d'endommagement en traction transverse

On remarque que les seuils d'endommagement $Y_{m0}(d_{22})$ en traction transverse de l'AS4/PEEK sont nettement supérieurs aux seuils d'endommagement du T300/914. L'endommagement en traction transverse débute donc plus tôt pour le T300/914. La plus grande ductilité de la résine PEEK retarde l'apparition des fissures [Henaff-Gardin⁵⁸, Valentin¹¹⁶, Sigety¹⁰⁷].

L'évolution de l'endommagement est aussi très différente. La pente $Y_{mc}(d_{22})$ des droites identifiées est plus faible pour l'AS4/PEEK. L'évolution de l'endommagement est donc moins rapide. La plasticité de la résine PEEK retarde donc l'apparition des fissures et leur évolution.

I.5.3 Plasticité

La fonction d'évolution du seuil de plasticité R en fonction de la variable d'écroutissage isotrope p est identifiée sur les essais $[\pm 45]_{2S}$. En effet, cet essai, par son comportement très plastique, permet de représenter au mieux le comportement du pli du matériau. La fonction seuil de plasticité s'écrit de façon simple pour cet essai.

Dans l'hypothèse des petites déformations, le rayon de la surface de charge $R+R_0$ s'écrit :

$$R_i + R_0 = \sqrt{2 \int_0^{\sigma_{12 \max}} \frac{\sigma_{12}}{(1 - d_{12}^i)^2} d\sigma_{12}} = \frac{\sigma_{12}^i}{(1 - d_{12}^i)} \quad (\text{B.I.38})$$

Les déformations plastiques cumulées sont :

$$p_i = \int_0^{\varepsilon_{12}^{p(i)}} 2(R_i + R_0) \frac{(1 - d_{12}^i)^2}{\sigma_{12}^i} d\varepsilon_{12}^p = 2(1 - d_{12}^i) \cdot (\varepsilon_{12}^p)^i \quad (\text{B.I.39})$$

Le terme de couplage plastique a^2 est donné par : $a^2 = \frac{\tilde{\varepsilon}_{22}^p (1 - d_{22})^2}{2 \tilde{\varepsilon}_{12}^p (1 - d_{12})^2}$ (B.I.40)

Les vitesses de déformations $\tilde{\varepsilon}_{ij}^p$ sont calculées à partir des valeurs expérimentales sur l'essai $[\pm 67.5]_{2S}$ connaissant l'échantillonnage de l'acquisition des données (1/30^{ème} de seconde). Dans notre étude, ce coefficient évolue légèrement au cours du cyclage (0.31 à 0.4).

L'évolution de $R+R_0$ en fonction de p est donnée pour les deux matériaux figures (B.I.23 et B.I.24). Les courbes $R+R_0=f(p)$ sont identifiées sous la forme $R+R_0=k.p^\alpha$. Le premier seuil d'élasticité R_0 est identifié pour une déformation plastique nulle.

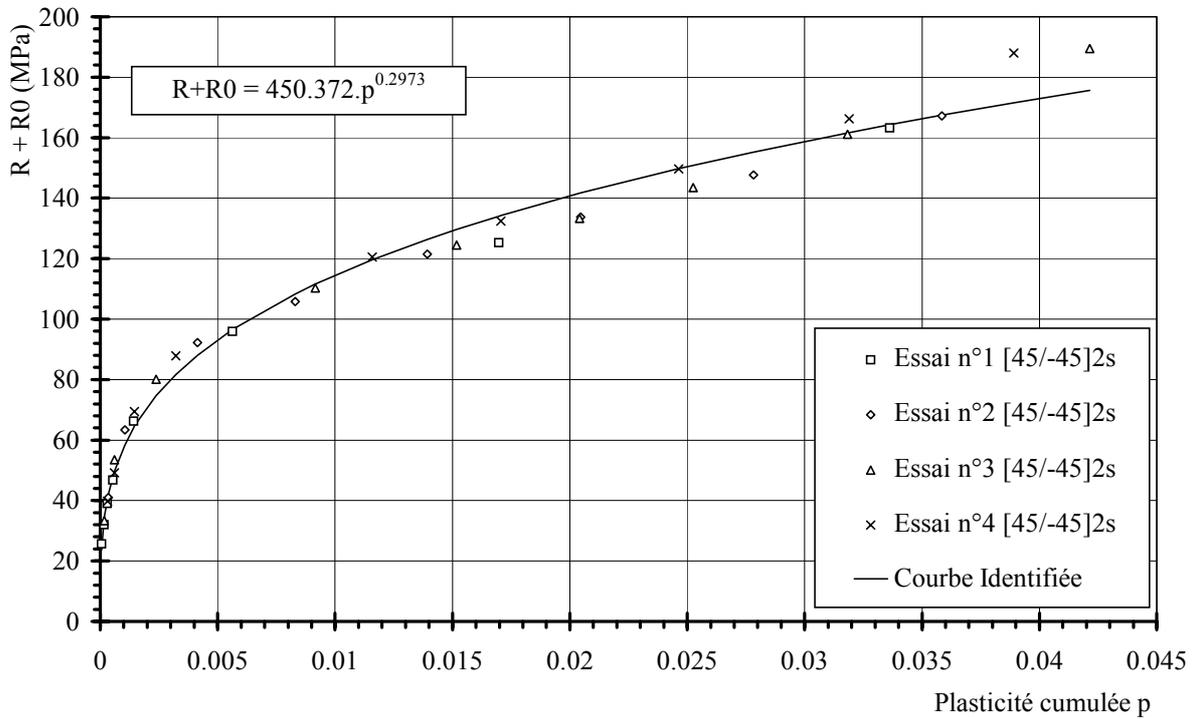


Figure B.I. 23. Courbe $R+R_0 = f(p)$ du T300/914

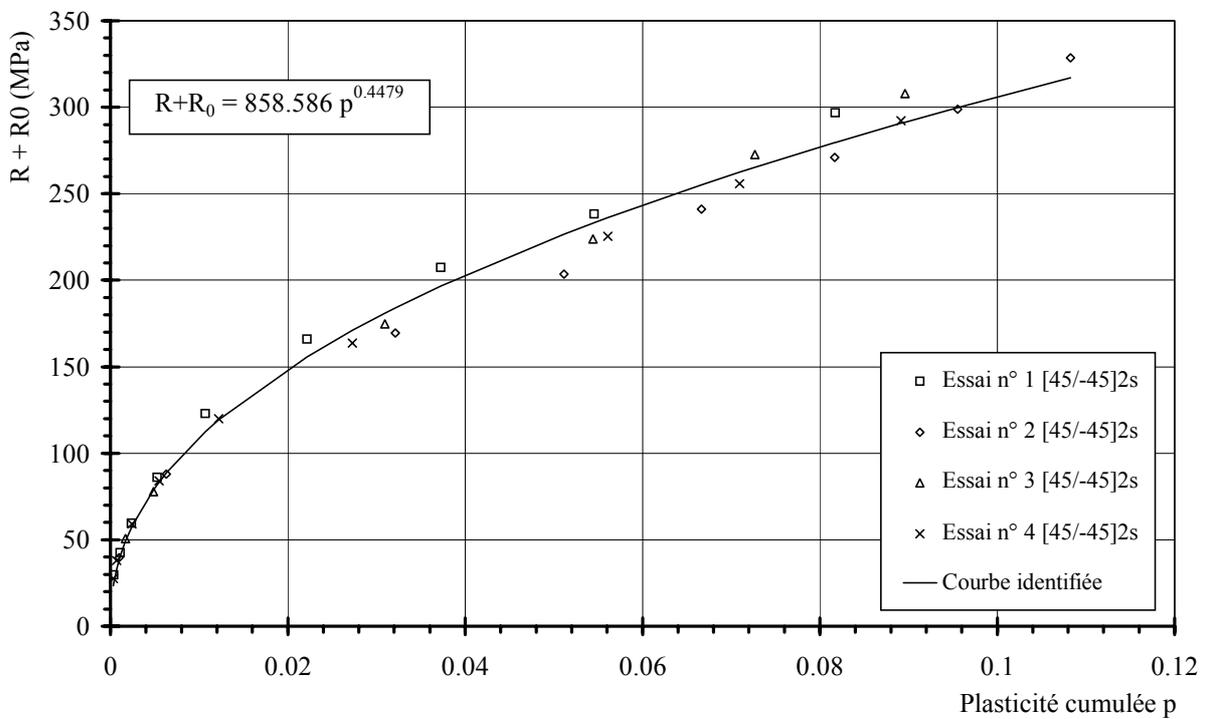


Figure B.I. 24. Courbe $R+R_0 = f(p)$ de l'AS4/PEEK

Les valeurs des paramètres identifiés sont données dans le tableau B.I.3.

	T300/914	AS4/PEEK
R_0 (MPa)	25	27
α	0.2973	0.4479
k	450.37	858.58
a^2	0.33	0.37

Tableau B.I. 3. Récapitulatifs des coefficients de plasticité identifiés

Les valeurs de R_0 sont très voisines pour les deux matériaux. Elles sont tout de même toujours plus élevées de quelques MPa pour l'AS4/PEEK. On peut aussi remarquer que les valeurs de R_0 sont inférieures aux contraintes limites d'endommagement en cisaillement déterminées au paragraphe I.5.1.

Bien que R_0 soit pratiquement identique, le comportement plastique de l'AS4/PEEK est cependant beaucoup plus marqué que pour le T300/914. La valeur de l'exposant α de la fonction de plasticité est bien plus importante.

I.5.4 Evolution de la contrainte en fonction de l'endommagement

I.5.4.1 Comportement en cisaillement

Dans le cas du cisaillement pur (essais sur $[\pm 45]_{2S}$), la contrainte de Cauchy peut être formulée de manière théorique grâce à l'identification de l'endommagement (figure B.I.19 et B.I.20).

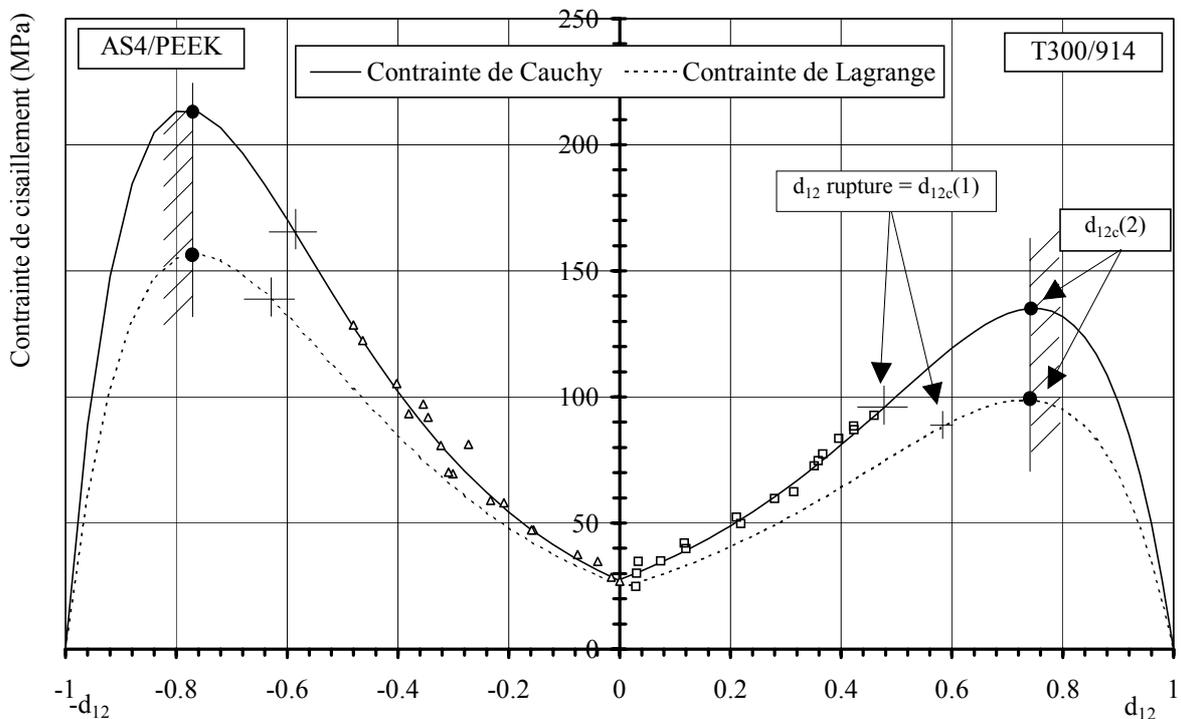


Figure B.I. 25. Evolution de la contrainte de cisaillement en fonction de d_{12}

pour le T300/914 et l'AS4/PEEK

- Expressions de la contrainte σ_{12} en fonction de l'endommagement

L'évolution de l'endommagement a été identifiée par l'équation :

$$d_{12} = A \cdot \ln(\sqrt{Y} d_{12}) + B \quad (\text{B.I.41})$$

Recherchons l'extremum de cette fonction.

La dérivée temporelle de cette fonction est :

$$\dot{d}_{12} = \frac{\partial d_{12}}{\partial t} = \frac{A}{2} \cdot \frac{\dot{Y}_{d_{12}}}{Y_{d_{12}}} \quad (\text{B.I.42})$$

$$\text{Avec : } Y_{d_{12}} = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0 (1-d_{12})^2} \Rightarrow \dot{Y}_{d_{12}} = \frac{\partial Y_{d_{12}}}{\partial t} = \frac{1}{G_{12}^0 (1-d_{12})} \left(\frac{\sigma_{12} \cdot \dot{\sigma}_{12}}{(1-d_{12})} + \frac{\sigma_{12}^2 \cdot \dot{d}_{12}}{(1-d_{12})^2} \right)$$

On obtient finalement pour \dot{d}_{12} l'expression suivante :

$$\dot{d}_{12} = \frac{A \cdot \dot{\sigma}_{12} \cdot (1-d_{12})^2}{\sigma_{12} \left(1 - \frac{A}{(1-d_{12})} \right)} \quad (\text{B.I.43})$$

Alors, on définit la valeur limite d'endommagement en cisaillement d_{12C} à une vitesse d'endommagement infinie c'est à dire :

$$\left(1 - \frac{A}{(1-d_{12C})} \right) = 0$$

La valeur théorique de d_{12C} est donc :

$$d_{12C}(2) = 1 - A \quad (\text{B.I.44})$$

L'identification de l'endommagement nous permet d'explicitier l'équation de σ_{12} :

L'équation B.I.41 peut se mettre sous la forme :

$$\sqrt{Y}_{d_{12}} = e^{\left(\frac{d_{12}-B}{A} \right)}$$

L'équation donne alors :

$$\sigma_{12} = \sqrt{2G_{12}^0} \cdot (1-d_{12}) \cdot e^{\left(\frac{d_{12}-B}{A} \right)} \quad (\text{B.I.45})$$

Nous avons tracé cette fonction figure B.I.25 pour les deux matériaux et les deux hypothèses avec les points expérimentaux.

L'évolution est du type exponentiel jusqu'au premier point d'inflexion, puis passe par un maximum défini par $d_{12C}(1)$ et s'annule pour $d_{12}=1$.

Le premier point d'inflexion correspond à la recherche de l'asymptote de la dérivée seconde \ddot{d} .

Si l'on reprend l'expression de \dot{d}_{12} , en dérivant une seconde fois, on obtient pour la valeur de d :

$$d_{12C}(1) = 1 - 2 \cdot A \quad (\text{B.I.46})$$

On peut alors définir deux domaines d'endommagement (représentés figure B.I.25) de la manière suivante :

- $0 < d_{12} < 1 - 2A$, on peut considérer que l'endommagement est stable, la courbure de $\sigma_{12}=f(d_{12})$ est positive. Le comportement de σ_{12} en fonction de d_{12} peut être simplement décrit par une exponentielle.

- $1 - 2A < d_{12} < 1 - A$, la courbure de $\sigma_{12}=f(d_{12})$ change de signe. On peut considérer que l'endommagement devient instable. La rupture peut intervenir de façon catastrophique.

Les valeurs de $d_{12c}(1)$ et de $d_{12c}(2)$ des deux matériaux sont données tableau B.I.4. On a indiqué dans ce tableau les contraintes correspondantes et la contrainte expérimentale à rupture.

	$d_{12c}(1)$	$d_{12c}(2)$	$\sigma_{12}[d_{12c}(1)]$	$\sigma_{12}[d_{12c}(2)]$	σ_{12}^R (exp.)	Ecart
T300/914	0.4954	0.7477	98.6	135.1	95.3	3.4 %
AS4/PEEK	0.5634	0.7817	167.25	227.3	164.6	1.7%

Tableau B.I.4. Valeurs des endommagements critiques en cisaillement

On obtient une bonne correspondance entre la contrainte déterminée par la valeur de $d_{12c}(1)$ et la contrainte expérimentale à rupture. Ladevèze⁶⁸ a déterminé une valeur critique de l'ordre de 0.5 en identifiant l'endommagement en cisaillement par une droite. Par contre, la valeur de la contrainte correspondant à la valeur de $d_{12c}(2)$ est nettement supérieure à la contrainte à rupture.

En regardant plus finement l'identification de l'endommagement (figures B.I.19 et B.I.20), on constate une augmentation rapide de d_{12} pour des valeurs de $Y_m(d_{12})$ importantes. L'identification de cet endommagement pourrait être améliorée et prendre en compte cette évolution de d_{12} (figure B.I.26).

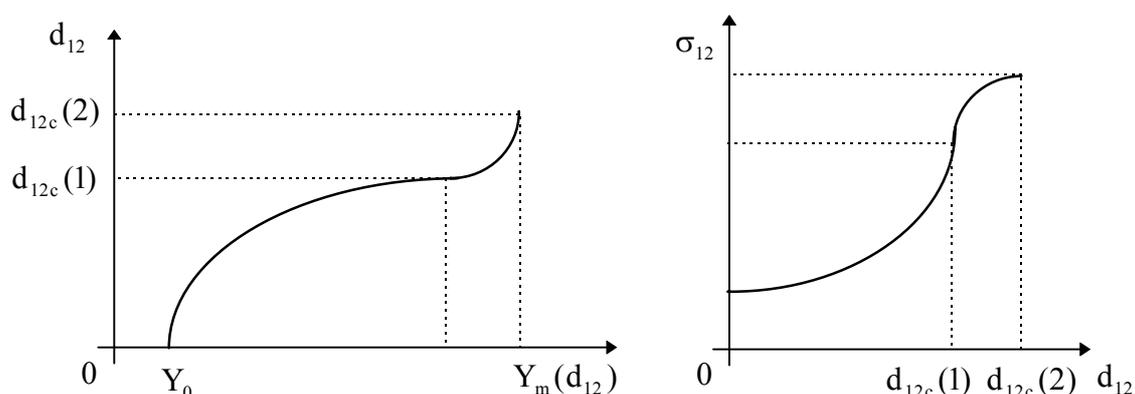


Figure B.I. 26. Schématisation de l'endommagement en cisaillement

Les deux domaines définis respectivement sur $[0, d_{12c}(1)]$ et $[d_{12c}(1), d_{12c}(2)]$ doivent toujours être présents. La contrainte à rupture devrait être identifiée pour $d_{12}=d_{12c}(2)$. Le deuxième domaine est caractéristique d'une instabilité de l'endommagement ou d'une nature différente de l'endommagement (délaminage). Pour vérifier toutes ces hypothèses, l'expérimentation doit être réalisée de manière à soumettre les éprouvettes à des cycles de déformations proches de la rupture.

Remarque :

L'évolution de l'endommagement est différente selon que la stratification étudiée est une stratification croisée ou non. En effet, nous avons remarqué que la rupture des stratifications $[90]_{16}$ et $[45]_8$ est brutale et prématurée. Cette remarque est confirmée par une évolution différente des variables d'endommagement d_{12} et d_{22} en fonction de Y_m .

I.5.4.2 Comportement en traction transverse

L'évolution de la contrainte en fonction de l'endommagement en traction transverse est donnée pour les deux matériaux figure B.I.27. De la même manière que pour le comportement en cisaillement, on peut formuler la contrainte transverse σ_{22} en fonction de l'endommagement d_{22} pour chaque matériau à partir de la loi d'identification de l'endommagement donnée figures B.I.21 et B.I.22 et des équations B.I.15.

L'évolution de $\sigma_{22}=f(d_{22})$ représentée figure B.I.27 est du type parabolique et est conforme à l'évolution expérimentale. Cette évolution permet de situer les contraintes à rupture de chaque matériau aux environs de 58 MPa pour le T300/914 et 84 MPa pour l'AS4/PEEK.

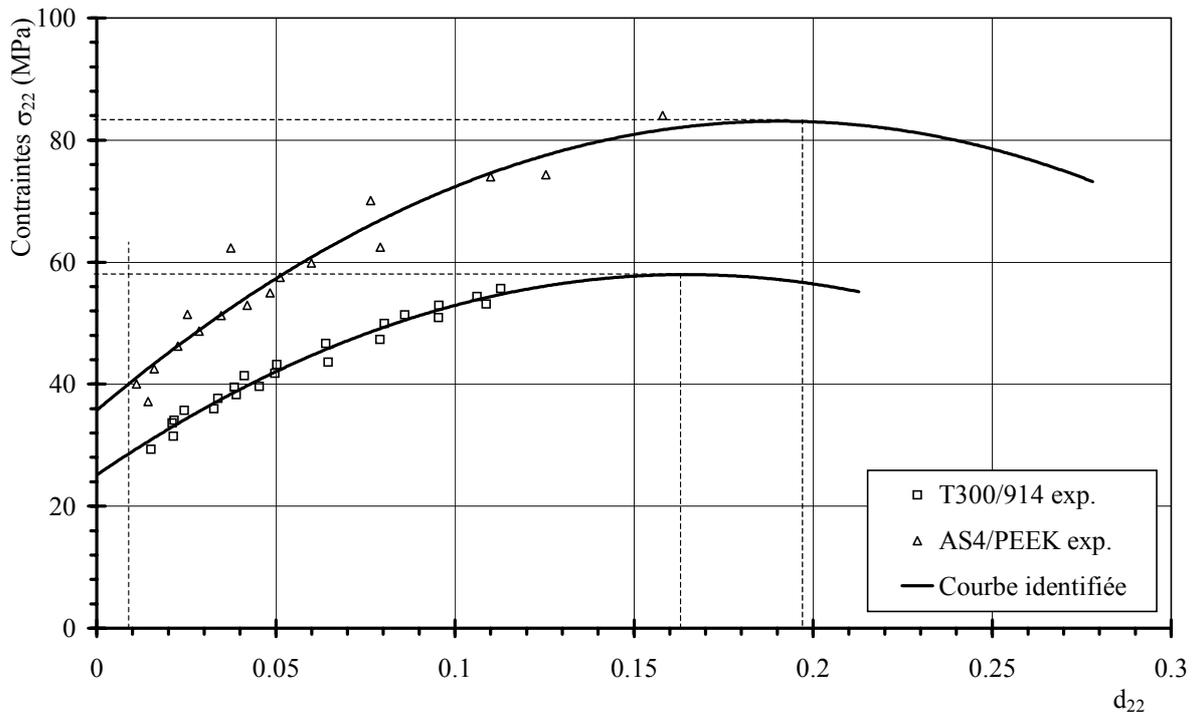


Figure B.I. 27. Evolution de la contrainte σ_{22} en fonction de d_{22} pour le T300/914 et l'AS4/PEEK

Les contraintes limites de non-endommagement en traction transverse sont fixées pour les deux matériaux à un endommagement de 0.01. On obtient alors une contrainte limite de l'ordre de 25 MPa pour le T300/914 et de 35 MPa pour l'AS4/PEEK (figure B.I.27). Ce seuil d'endommagement peut être déterminé aussi par la loi d'endommagement représentée figures B.I.21 et B.I.22. En effet ces contraintes correspondent aux $Y_{m_0}(d_{22})$: elles s'écrivent d'après l'équation B.I.15 :

$$\sigma_{22}^L = Y_{m_0}(d_{22})\sqrt{2 \cdot E_{22}^0} \quad (\text{B.I.47})$$

Les valeurs des contraintes limites ainsi déterminées sont quasiment identiques (28 MPa pour 25 MPa et 38 MPa pour 35 MPa) aux valeurs relevées sur le graphique B.I.27.

I.6 Couplage endommagement-émission acoustique

I.6.1 Introduction

Tous les essais ont été suivis par émission acoustique (figure B.I.3) afin de relier la perte de rigidité à l'émission acoustique. Pour cette étude outre l'acquisition du nombre de coups, du nombre de salves et de l'amplitude des signaux d'émission acoustique, le paramètre rapport Félicity est calculé. Tous ces paramètres sont décrits en annexe 3. Les valeurs données sont une moyenne des valeurs données par deux capteurs d'émission acoustique.

L'introduction des lois d'endommagement du pli élémentaire (détermination de la perte de rigidité) dans les calculs numériques permet de prévoir au mieux la rupture d'une structure complète.

Le couplage de l'émission acoustique aux lois d'endommagement devrait permettre de quantifier l'endommagement en temps réel et de prévoir la rupture du stratifié.

Le paramètre acoustique qui a été couplé à l'endommagement est le rapport Félicity.

I.6.2 Paramètres de suivi d'endommagement

I.6.2.1 Analyse qualitative

- Amplitudes d'EA

La distribution d'amplitude permet d'identifier les mécanismes d'endommagement présents lors des essais. Par exemple Benzeggagh¹⁷ a déterminé la distribution d'amplitude en fonction des endommagements figure B.I.28.

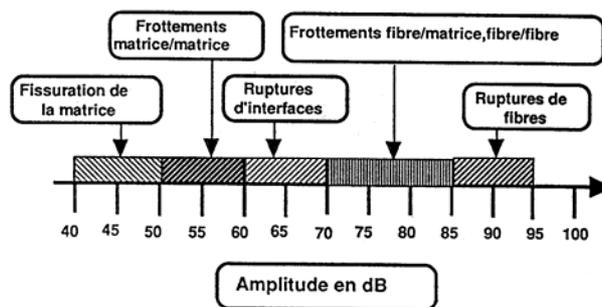


Figure B.I. 28. Signature acoustique des endommagements sur Verre/époxy d'après Benzeggagh [17]

Sur une autre étude portant sur l'endommagement de matériau composite à matrice thermoplastique PP, Benzeggagh¹⁹ a identifié la même distribution d'amplitude fonction des différents endommagements comme indiqué figure B.I.28.

Cette distribution d'amplitude sera donc utilisée dans notre étude.

- Comptage cumulé de salves

Le comptage cumulé de salves et/ou de coups d'émission acoustique est systématiquement relevé lors des essais de charge-décharge. Son utilisation est simple et

l'information déduite est immédiate (seuil d'endommagement, saturation de l'endommagement...). Le comptage cumulé sera utilisé pour le calcul du rapport Félicity décrit ci-dessous.

I.6.2.2 Analyse quantitative

- Rapport Félicity

Lorsqu'une structure est soumise à un cycle de charge/décharge, si cette structure s'endommage, les signaux acoustiques apparaissent pour un effort plus faible que celui précédemment atteint (figure B.I.29). Ce phénomène est directement lié à la perte de rigidité créée par un endommagement. La surface utile \tilde{S} d'un cycle (i+1) est plus faible que la surface utile du cycle (i) de par la création de fissures au cycle (i).

Le rapport Félicity exprime le rapport entre la charge à laquelle réapparaît l'EA lors d'une seconde sollicitation et la charge précédemment atteinte (figure B.I.29) [Gong^{51,52}].

Ce paramètre, est calculé sur deux cycles de chargement/déchargement successifs de la manière suivante :

$$F_i = \frac{P_{(i+1)}}{P_i} \tag{B.I.48}$$

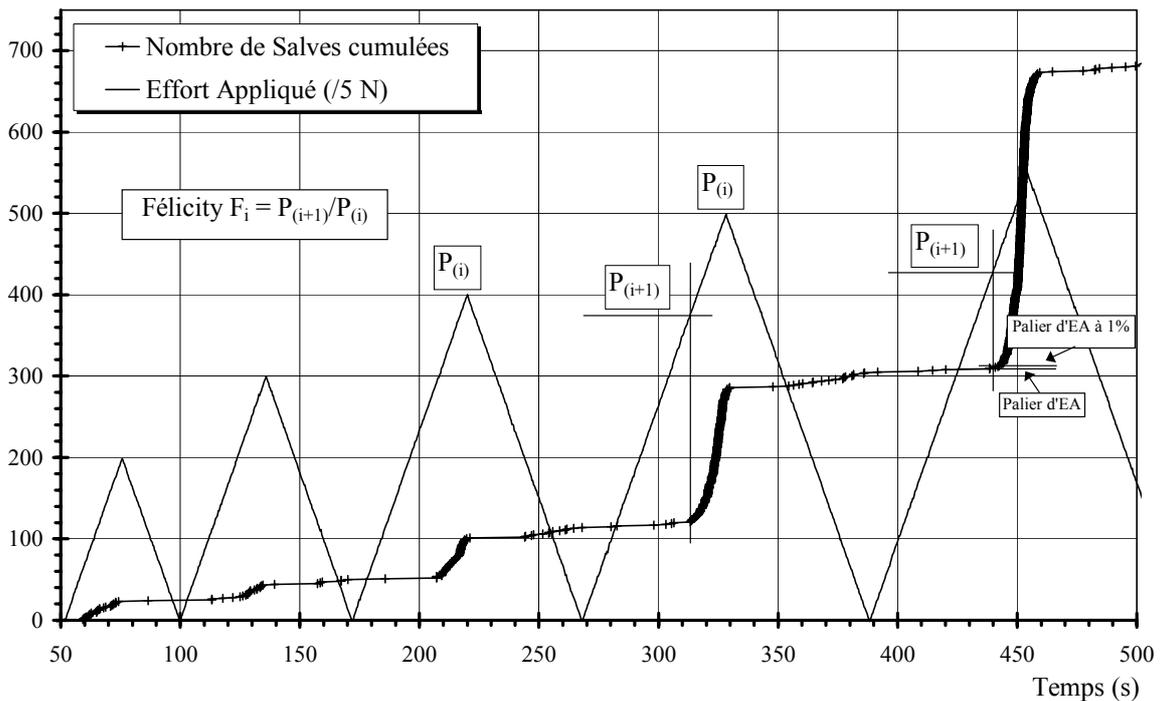


Figure B.I. 29. Exemple du calcul du rapport Félicity sur T300/914 [± 45]_{2s}.

Il est schématiquement égal ou inférieur à 1. On peut alors proposer le schéma d'indication de l'endommagement par émission acoustique de la manière suivante :

- $F = 1$ → matériau vierge
- $0 < F < 1$ → matériau endommagé
- $F = 0$ → matériau rompu

Par analogie avec la mesure de la perte de rigidité caractérisant l'endommagement d'un stratifié ($d = 1 - E_i/E_0$), le rapport Félicity sera écrit de la manière suivante :

$$f = 1 - F \quad (B.I.49)$$

L'acquisition des paramètres d'émission acoustique étant synchronisée avec les paramètres mécaniques (σ, ϵ), nous avons placé sur le même graphe l'effort et le nombre de salves et/ou le nombre de coups. Le calcul du rapport F est réalisé pour chaque cycle.

La difficulté liée à la recherche du rapport Félicity est la détection de l'activité acoustique significative associée à l'effort $P(i+1)$. La procédure CARP donne quelques indications pour la détermination de cette activité et donc de la charge de réapparition de l'EA [Charfaoui²⁸, Herve⁵⁹, Lemasçon⁷⁵].

Selon la procédure CARP, la charge est déterminée de la manière suivante :

- s'il y a plus de 5 salves d'émission acoustique pendant un accroissement de 10% de la charge,

- s'il y a plus de $N_c/25$ coups pendant un accroissement de 10% de la charge, où N_c est le nombre de coups critique déterminé comme étant cinq fois le nombre de coups correspondant à treize cassés de mine de crayon (annexe 3).

Dans notre cas, afin d'obtenir une procédure de recherche de F fiable, reproductible et simple, l'activité significative est déterminée comme étant l'activité supérieure à 1% du nombre de salves donnés par le palier des salves cumulées du cycle courant. Ce palier est déterminé par l'activité acoustique quasi nulle durant le début de la montée en charge (figure B.I.29). Un programme en C nous permet de déterminer de manière systématique l'effort correspondant au palier à 1%.

Bien que F_i ne soit pas calculé en temps réel sur le LOCAN 320, il est facilement programmable, et peut être introduit comme paramètre acoustique lors de l'acquisition.

- Taux de participation

Le taux de participation a été utilisé par Gong^{51,52} sur des études d'endommagement de plaque trouée et sur l'étude du délaminage par la mécanique de la rupture. Connaissant la distribution d'amplitude corrélée avec les phénomènes d'endommagement (figure B.I.28), le taux de participation est le rapport entre le nombre d'événements (salves) pour une amplitude donnée, et le nombre total d'événements.

$$T = \frac{\text{Nb.d'événements(dB)}}{\text{Nb.d'événements total}} \quad (B.I.50)$$

T permet de différencier les différents mécanismes d'endommagement présents lors des essais.

I.6.3 Application à l'étude de l'endommagement

I.6.3.1 Décomposition du rapport Félicity total

Le rapport Félicity est déterminé sur chaque stratification étudiée. Dans le cas des stratifications $[90]_{16}$ et $[\pm 45]_{2S}$, les rapports sont respectivement identifiés comme étant le rapport Félicity en traction transverse f_{22} (où $f_{22}=1-F_{22}$) et en cisaillement f_{12} (où $f_{12}=1-F_{12}$). Par contre dans le cas des stratifications $[45]_8$ et $[\pm 67.5]_{2S}$, le rapport Félicity déterminé

représente une valeur globale tenant compte de l'endommagement en traction transverse et en cisaillement. Afin de déterminer f_{22} et f_{12} pour ces stratifications, nous proposons de formuler le rapport Félicity total de la même manière que la variable d'endommagement global de la matrice définie au paragraphe I.2.5 c'est à dire :

$$f_{\text{totale}}(\sigma_{\text{totale}}) = \sqrt{f_{12}^2(\sigma_{12}) + b \cdot f_{22}^2(\sigma_{22})} \quad (\text{B.I.51})$$

où $f_{12}(\sigma_{12})$ et $f_{22}(\sigma_{22})$ indiquent respectivement la dépendance de f_{12} et f_{22} à la contrainte de cisaillement et de traction transverse. b est le terme de couplage entre l'endommagement en traction transverse et de cisaillement.

Ainsi, pour les essais sur les stratifiés $[\pm 45]_8$ et $[\pm 67.5]_{2S}$, connaissant le rapport Félicity total f_{tot} et l'évolution de $f_{12}(\sigma_{12})$ à partir des essais sur stratifiés $[\pm 45]_{2S}$, on peut déduire l'évolution de $f_{22}(\sigma_{22})$.

I.6.3.2 Distribution d'amplitude acoustique

La distribution d'amplitude est donnée figures B.I.30 et B.II.31 pour les deux matériaux et les stratifications $[\pm 45]_{2S}$ et $[\pm 67.5]_{2S}$.

Un pic d'amplitude est relevé pour le T300/914 et l'AS4/PEEK respectivement à 43 dB et 47 dB pour les essais sur stratification $[\pm 45]_{2S}$. Ce pic est caractéristique d'un endommagement par fissuration de la matrice [Aboura^{1,2}, Benzeggagh^{17,19}].

Au cours du chargement, on remarque pour les deux matériaux que le nombre d'événements d'amplitude situés entre 55 et 70 dB augmente de façon significative. Cette augmentation est plus marquée pour l'AS4/PEEK où la part des événements situés à une amplitude au dessus de 60 dB par rapport à la part des événements d'amplitude entre 40 et 50 dB, est plus importante. La plage d'amplitude (55-70 dB) peut être attribuée à l'apparition de micro-délaminages observés lors de l'analyse des éprouvettes.

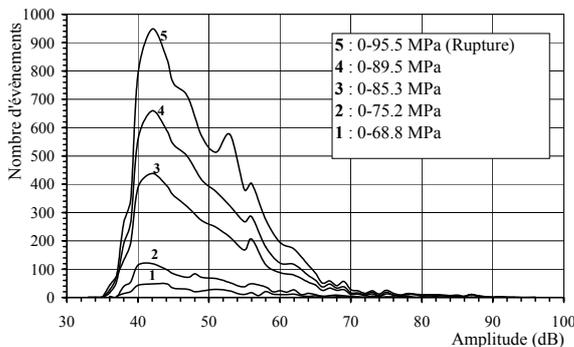


Fig. B.I.30a. T300/914

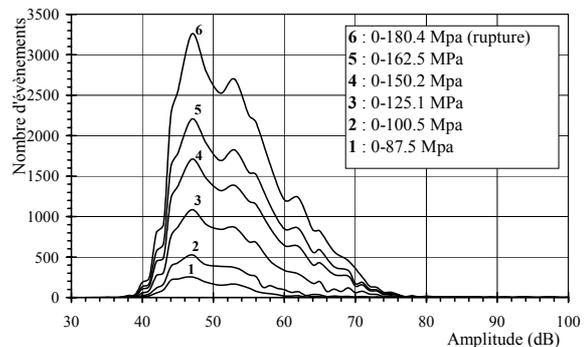


Fig. B.I.30b. AS4/PEEK

Figure B.I. 30. Distribution d'amplitude pour les deux matériaux et le stratifié $[\pm 45]_{2S}$

En ce qui concerne la distribution d'amplitude obtenue lors des essais sur la stratification $[\pm 67.5]_{2S}$ (figures B.I.31), on relève toujours pour les deux matériaux un pic d'amplitude situé entre 40 et 50 dB, dû essentiellement à la fissuration matricielle. On remarque cependant pour l'AS4/PEEK, l'apparition d'un pic d'amplitude situé entre 50 et 60 dB et une augmentation des amplitudes situées entre 60 et 80 dB. Au vu du mode de rupture de cette stratification dans le cas de l'AS4/PEEK, la plage d'amplitudes située entre 50 et 80 dB est associée au processus de délaminage comportant du frottement fibre-matrice et des ruptures d'interfaces fibre-matrice.

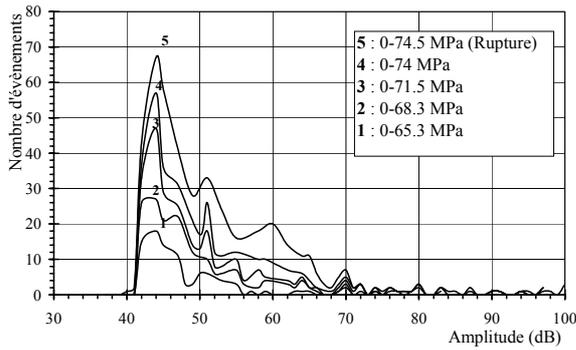


Fig. B.I.31a. T300/914

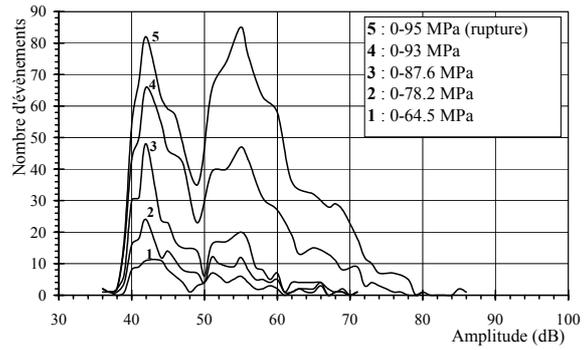


Fig. B.I.31b. AS4/PEEK

Figure B.I. 31. Distribution d'amplitude pour les deux matériaux et le stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$

1.6.3.3 Taux de participation

Le taux de participation est défini comme le rapport entre le nombre d'événements à amplitude donnée sur le nombre total d'événements. Il a été utilisé pour traiter les données acoustiques des essais sur la stratification $[\pm 45]_{2S}$ (surtout pour l'AS4/PEEK qui nous a posé quelques problèmes de détermination du rapport Félicity) à partir de la signature acoustique déterminée par Gong^{51,52} (figure B.I.28). En effet, pour l'AS4/PEEK, l'activité acoustique débute très tôt pour un cycle de charge-décharge donné. Cette activité acoustique n'est pas caractérisée par un palier bien marqué lors du comptage cumulé d'événements, avant une montée rapide des événements cumulés (figure B.I.29), mais plutôt par une augmentation lente de pente. Cette activité acoustique est attribuée aux frottements dans le matériau. Nous avons donc recherché les signaux dus au frottement en s'aidant de la distribution d'amplitude définie par Benzeggagh^{17,19} et aussi par Aboura^{1,2}.

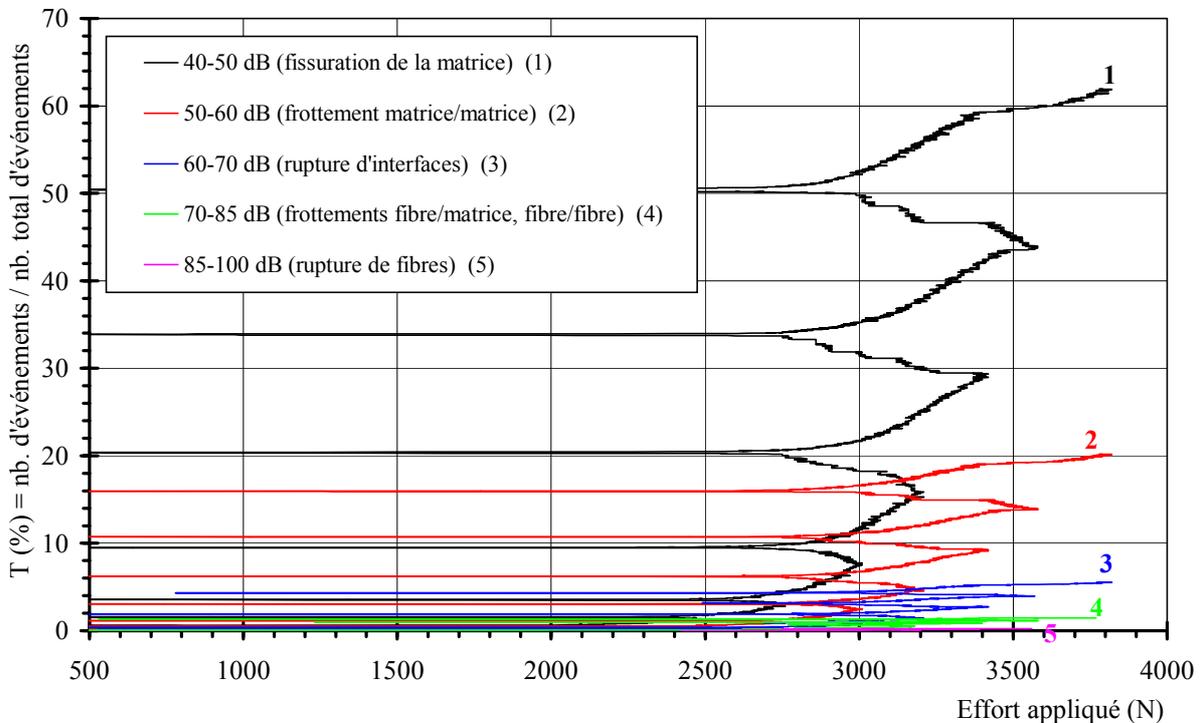


Figure B.I. 32. Taux de participation des différents modes de rupture pour le T300/914 $[\pm 45]_{2S}$.

L'analyse des données acoustiques montre qu'il y a beaucoup de bruits dus aux frottements qui pourraient être dus à la présence de micro délaminages (figure B.I.30 et B.I.31). Le frottement matrice-matrice représente 20% de l'activité acoustique contre 32% pour l'AS4/PEEK.

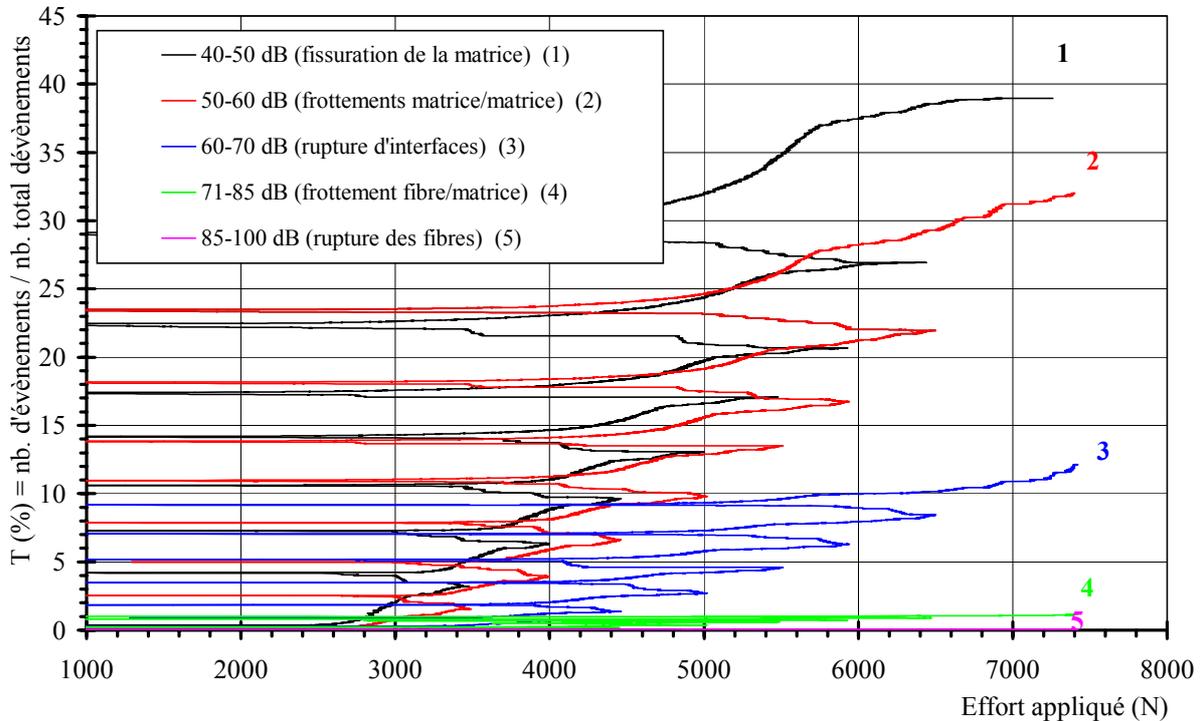


Figure B.I. 33. Taux de participation des différents modes de rupture pour l'AS4/PEEK $[\pm 45]_{2S}$

Cette activité acoustique, qui n'est donc pas reliée à l'endommagement, aurait pour effet de surestimer le rapport F. Pour que ce rapport F soit uniquement représentatif de l'endommagement, la participation des frottements (activité située entre 50 et 60 dB) a été supprimée à l'activité acoustique totale. Le palier avant la montée rapide d'activité acoustique est ainsi plus marqué mais les phénomènes de frottement interne étant complexes à identifier, il reste tout de même une activité acoustique prématurée.

Remarque : La méthode de détermination du rapport Félicity (détermination à 1% du palier des événements cumulés) a aussi pour effet d'éliminer les signaux acoustiques dus au frottement dans le matériau lors de la montée en charge.

1.6.3.4 Evolution du rapport Félicity en cisaillement

Les rapports Félicity déterminés sont issus des essais sur les stratifiés $[\pm 45]_{2S}$, $[\pm 67.5]_{2S}$ et $[45]_8$. La meilleure identification de l'évolution de la contrainte en fonction du rapport Félicity a été réalisée par une loi du type $K \cdot (f)^{\alpha}$ où K et α sont des constantes (figures B.I.34 et B.I.35).

L'évolution est non linéaire et les rapports Félicity critiques sont identifiés pour la contrainte à rupture de chaque essai.

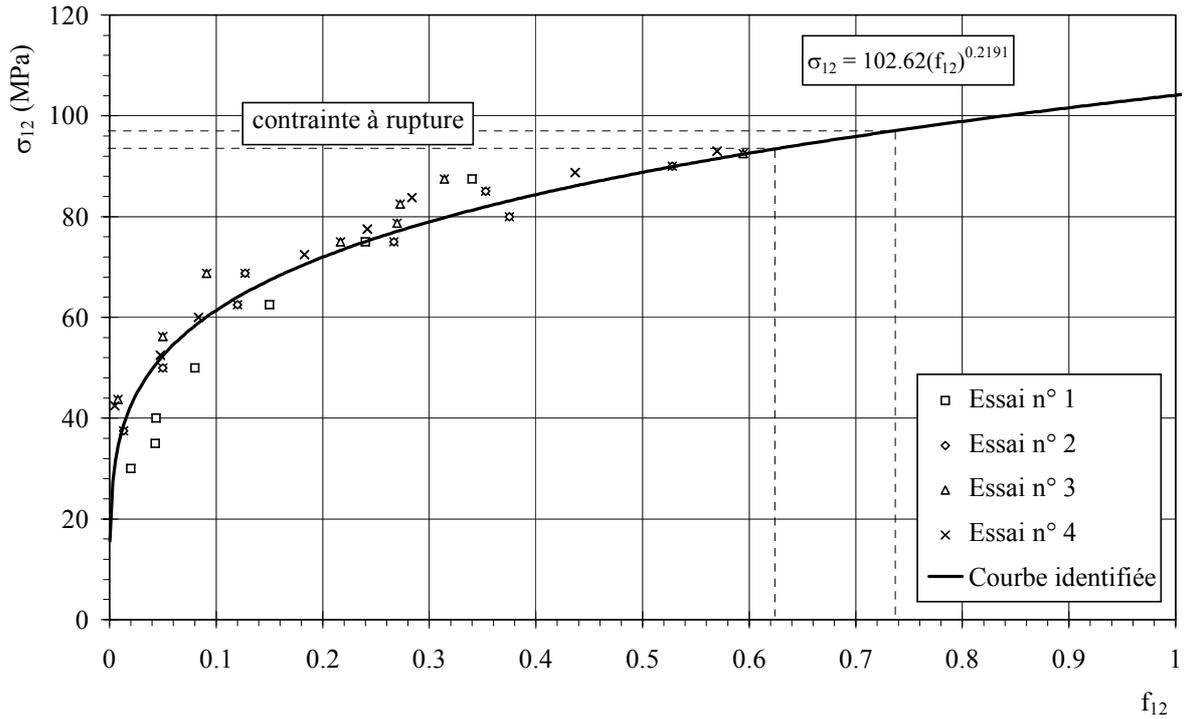


Figure B.I. 34. Evolution de la contrainte de cisaillement en fonction du rapport Félicity f_{12} pour le T300/914 $[\pm 45]_{2S}$.

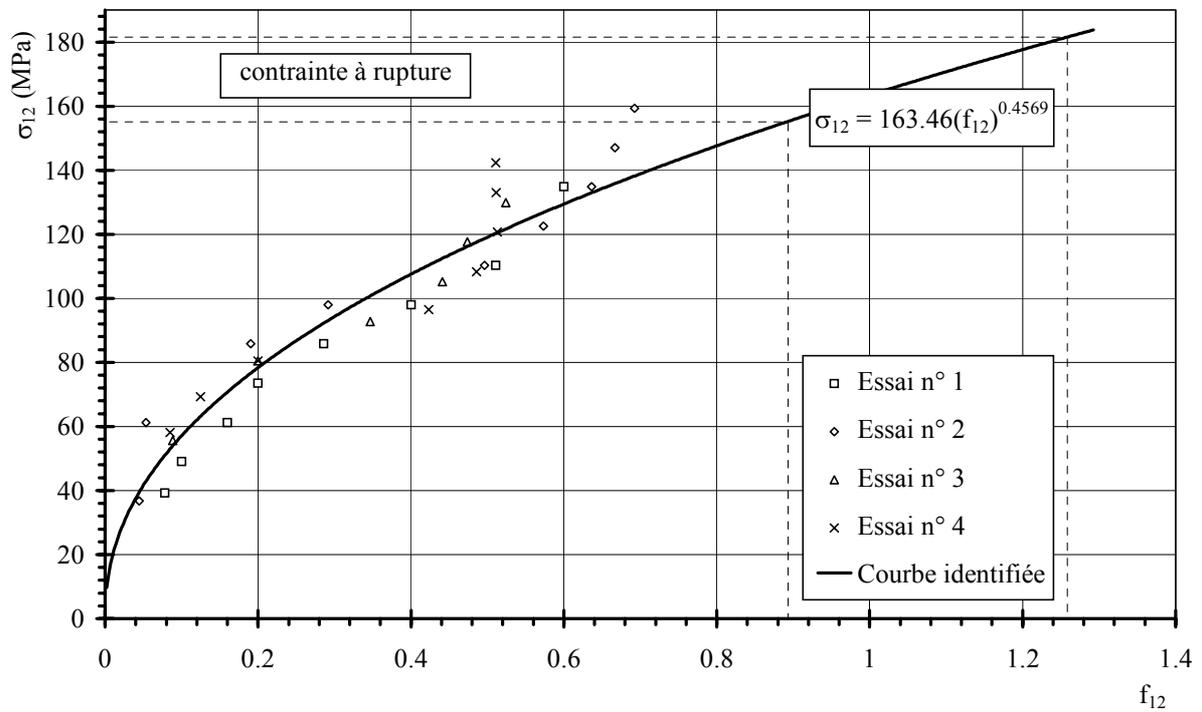


Figure B.I. 35. Evolution de la contrainte de cisaillement en fonction du rapport Félicity f_{12} pour l'AS4/PEEK $[\pm 45]_{2S}$.

Le seuil d'endommagement des deux matériaux est déterminé pour un rapport Félicity égal à zéro. Il est de l'ordre de 20 à 25 MPa comme nous l'avions déterminé par la loi d'évolution de l'endommagement $Y_m=f(d_{12})$.

Les valeurs des rapports f critiques sont données dans le tableau ci-dessous.

	T300/914	AS4/PEEK
f₁₂ critique	0.62 à 0.74	0.89 à 1.23

Tableau B.I.5. Valeurs des rapports Félicity critiques en cisaillement

I.6.3.5 Evolution du rapport Félicity en traction transverse

Le rapport Félicity déterminé est issu des essais des stratifications [90]₁₆, [45]₈ et [±67.5]_{2S}. Pour le T300/914, seuls les essais sur les stratifications [±67.5]_{2S} ont pu être exploités.

La meilleure identification de l'évolution de la contrainte transverse en fonction de f₂₂ a été déterminée par une fonction puissance comme pour le cisaillement. Cette évolution est non linéaire pour les deux matériaux (figures B.I.36 et B.I.37).

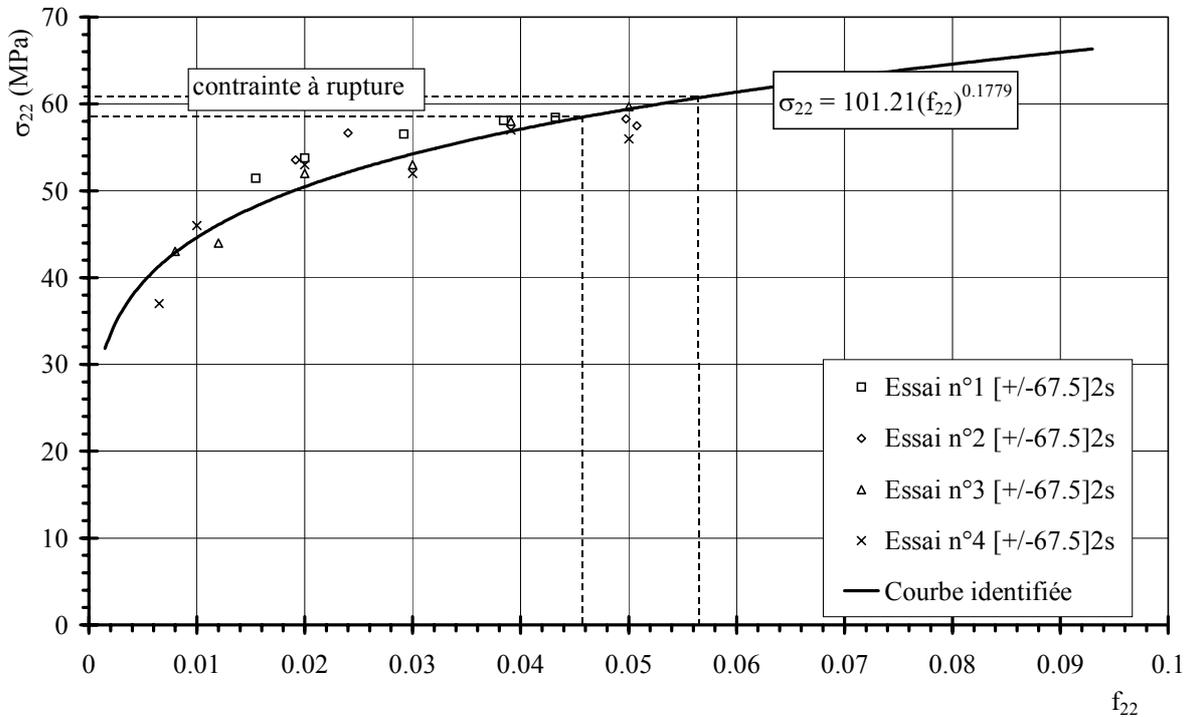


Figure B.I. 36. Evolution de la contrainte σ_{22} en fonction de f_{22} pour le T300/914

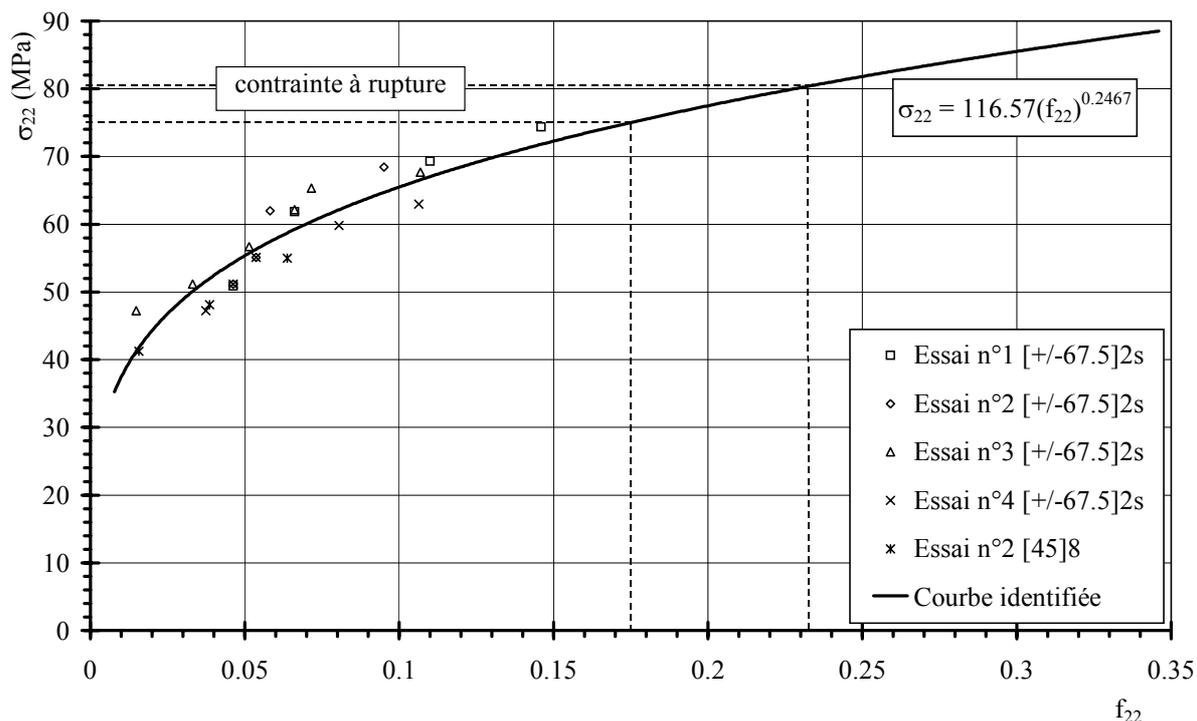


Figure B.I. 37. Evolution de la contrainte σ_{22} en fonction de f_{22} pour l'AS4/PEEK

	T300/914	AS4/PEEK
f_{22} critique	0.045 à 0.056	0.18 à 0.23

Tableau B.I.6. Valeurs des rapports Félicity critiques en traction transverse

I.6.4 Critère de rupture acoustique

Pour chaque stratification, le rapport Félicity total critique est déterminé comme étant le rapport Félicity obtenu à la contrainte à rupture lors des essais. Cette détermination est facilitée par l'identification de la courbe σ appliquée en fonction de f_{tot} . Ensuite, à partir de l'expression de f_{tot} (équation B.I.51), de la répartition de contrainte σ_{22} et σ_{12} dans les plis en fonction de la contrainte appliquée, on détermine f_{12} et f_{22} . Les rapports Félicity f_{22} et f_{12} ainsi déterminés sont tracés respectivement en ordonnée et en abscisse sur les figures B.I.38 et B.I.39.

On obtient alors en reliant les points correspondants aux valeurs minimales et les points correspondants aux valeurs maximales, une zone hachurée séparant deux domaines. Cette zone indique la limite de saturation de l'endommagement en traction transverse et en cisaillement.

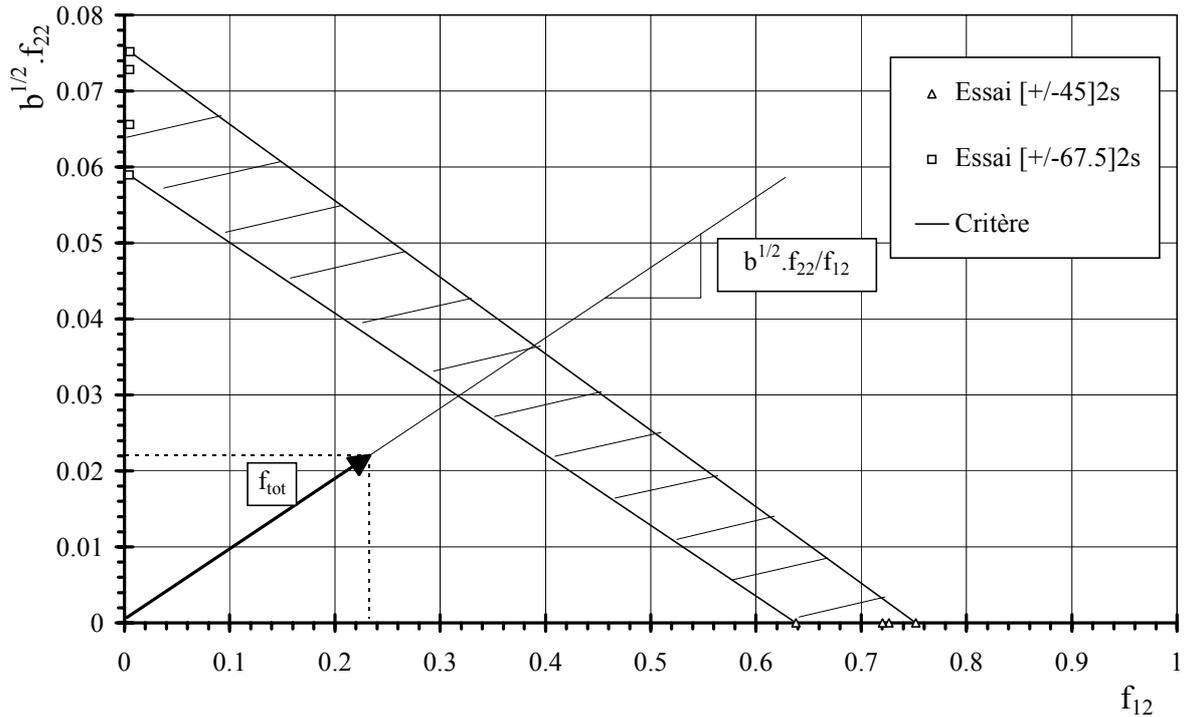


Figure B.I. 38. Evolution de f_{total} en fonction de f_{22} et f_{12} pour le T300/914

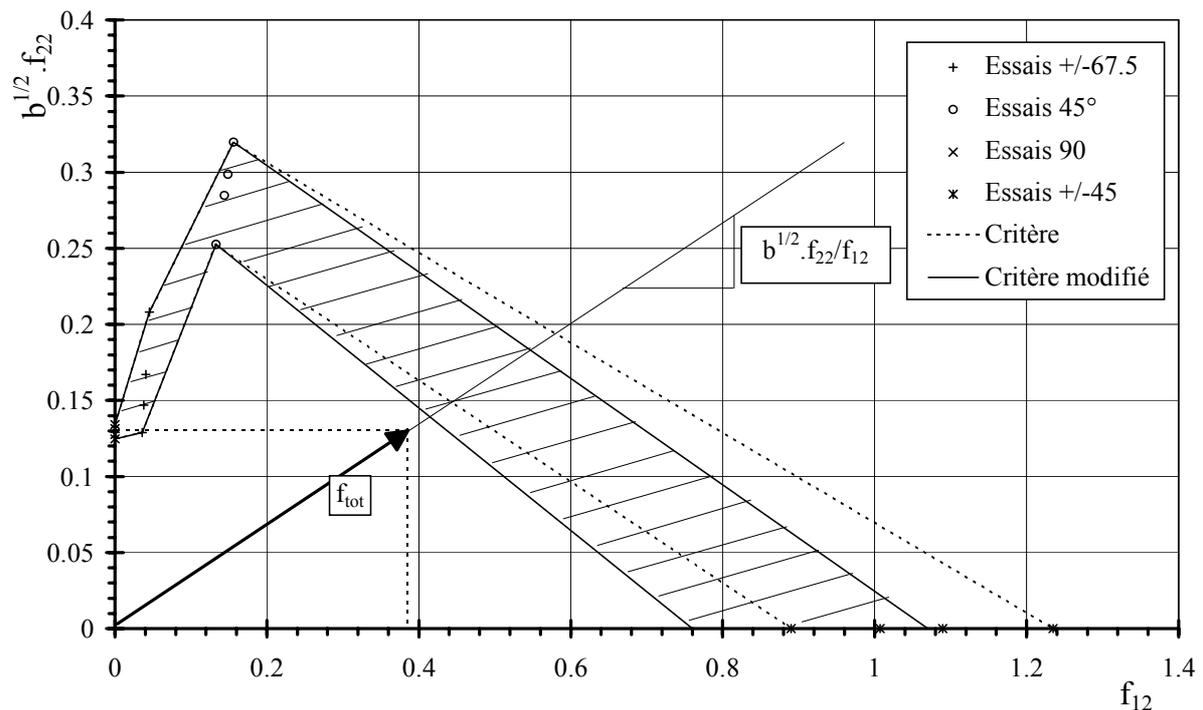


Figure B.I. 39. Evolution de f_{total} en fonction de f_{22} et f_{12} pour l'AS4/PEEK

Dans le cas de l'AS4/PEEK, on remarque figure B.I.39 que pour une sollicitation en cisaillement pur, le rapport Félicity critique identifié par la contrainte à rupture est supérieur à 1. Si pour identifier ce rapport, on utilise la variable d'endommagement critique d_{12} déterminée lors de l'identification du modèle d'endommagement du LMT Cahan

(figure B.I.25), on détermine alors un rapport Félicity critique correspondant à l'instabilité de l'évolution de l'endommagement (figures B.I.40 et B.I.41).

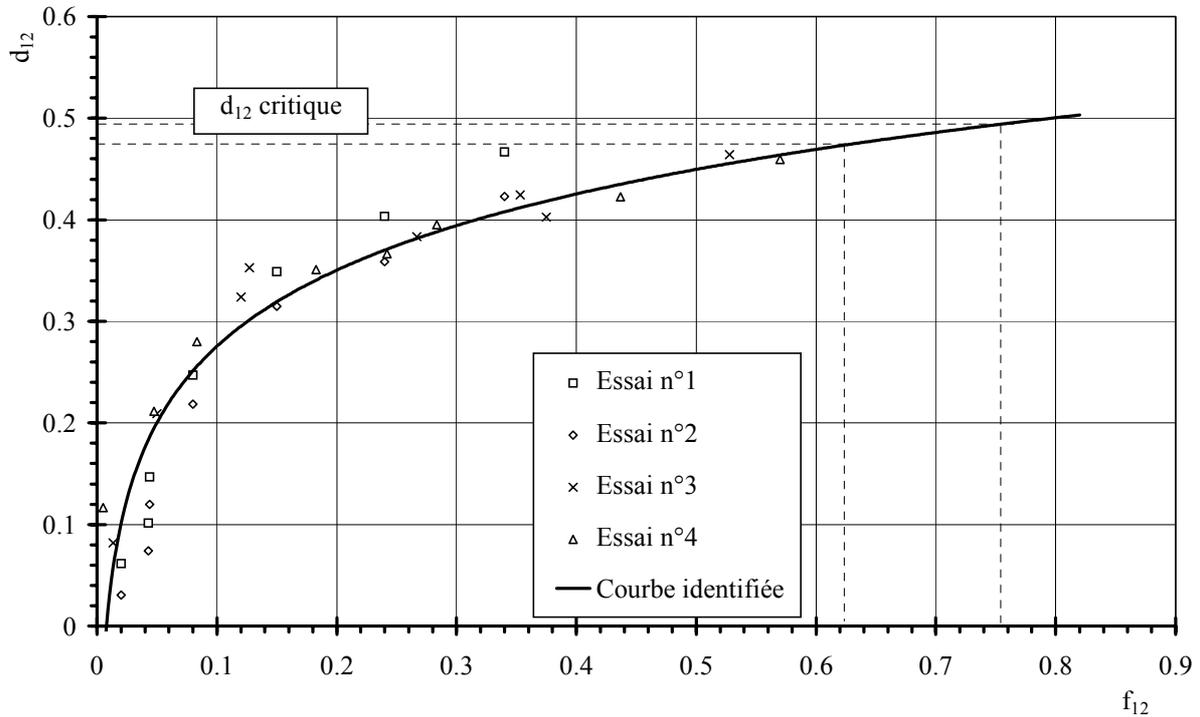


Figure B.I. 40. Evolution de f_{12} en fonction de d_{12} pour le T300/914

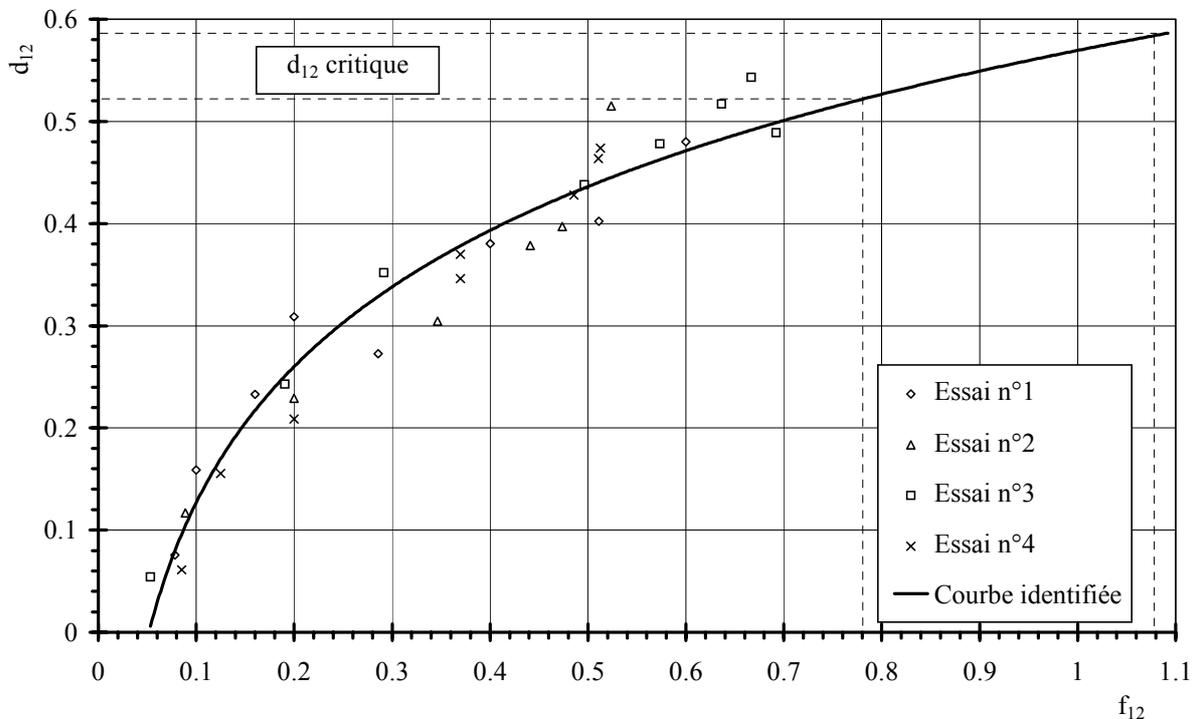


Figure B.I. 41. Evolution de f_{12} en fonction de d_{12} pour l'AS4/PEEK

Pour le T300/914 le rapport Félicity critique f_{12} déterminé par la courbe $d_{12}=f(f_{12})$ (figure B.I.40) est proche du rapport Félicity critique déterminé par la contrainte à rupture (figure

B.I.34). Ce n'est pas le cas pour l'AS4/PEEK pour lequel la courbe $d_{12}=f(f_{12})$ (figure B.I.41) fournit une valeur de f_{12} critique cohérente (<1) même si quelques valeurs sont supérieures à 1. Les contraintes à rupture étant surestimées pour les essais à $[\pm 45]_{2S}$ en AS4/PEEK, les rapports Félicity sont donc surestimés par la courbe $\sigma_{12}=f(f_{12})$ identifiée.

Ceci nous a donc amené à modifier les valeurs de f_{12} critiques déterminés par les essais à $[\pm 45]_{2S}$ et à définir un critère modifié pour l'AS4/PEEK.

I.6.5 Application du critère

Lors d'un contrôle de structure composite par émission acoustique, on ne peut déterminer qu'un rapport Félicity critique total. Pour savoir si l'on se situe ou non dans le domaine critique déterminé figures B.I.38 et B.I.39, il faut connaître le rapport f_{22}/f_{12} .

Pour cela nous avons déterminé l'évolution de σ_{22}/σ_{12} en fonction de f_{22}/f_{12} . Cette évolution a été choisie comme linéaire sur le domaine étudié. Connaissant le rapport σ_{22}/σ_{12} , le rapport f_{22}/f_{12} est calculé (figure B.I.42). Alors la droite de pente $\sqrt{b} \cdot f_{22}/f_{12}$ passant par l'origine peut être tracée sur les figures B.I.38 et B.I.39. La détermination expérimentale de f_{total} permet par la suite de se placer sur cette droite et de vérifier le critère déterminé.

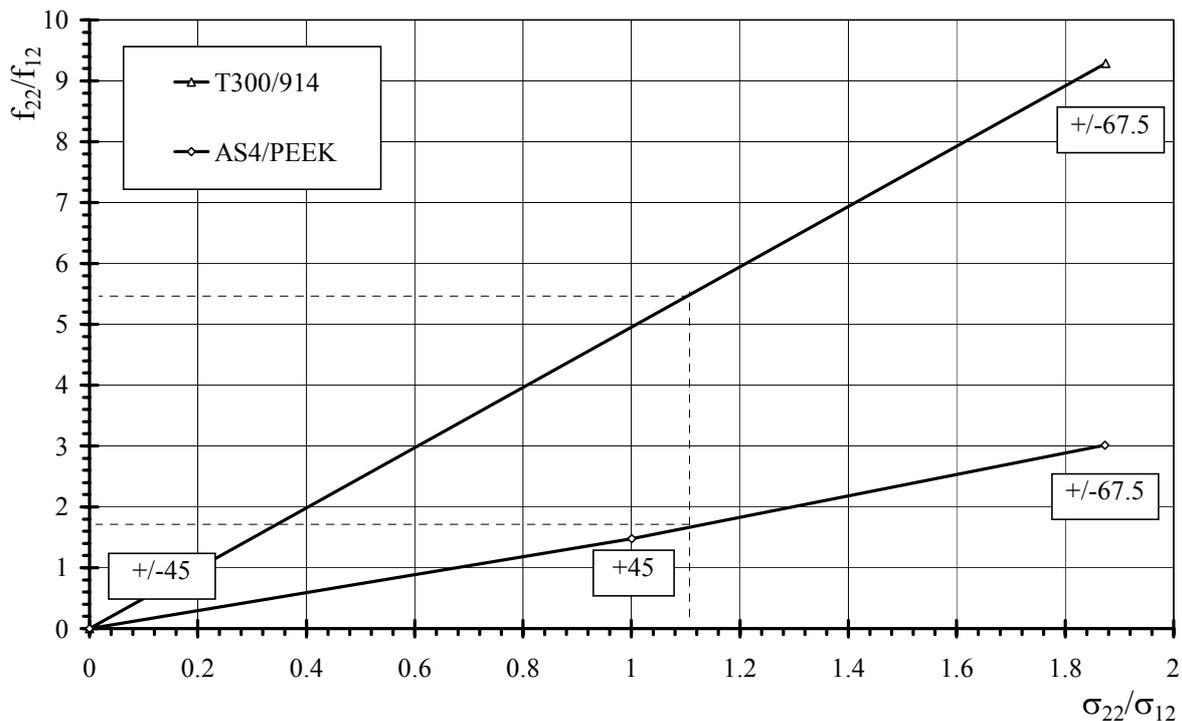


Figure B.I. 42. Evolution de f_{22}/f_{12} en fonction de σ_{22}/σ_{12}

I.7 Conclusions

L'étude expérimentale nous a permis de déterminer toutes les caractéristiques des matériaux étudiés (Cf. Annexe 5) afin de les introduire dans les études numériques.

Le comportement sens fibres est à peu près identique pour les deux matériaux. Par contre, la très grande tenue de la résine PEEK par rapport à la résine 914 augmente de façon

significative les caractéristiques en traction transverse et en cisaillement du pli de l'AS4/PEEK par rapport au T300/914 (Cf. annexe 5).

Le modèle d'endommagement appliqué nous a permis de comprendre et de décrire l'évolution de l'endommagement du T300/914 et de l'AS4/PEEK.

Le seuil d'endommagement des deux matériaux est quasiment le même en cisaillement mais plus important en traction transverse pour l'AS4/PEEK. L'évolution de l'endommagement est identifiée pour les deux matériaux comme non linéaire en cisaillement et linéaire en traction transverse. Cependant, pour une contrainte identique, le T300/914 s'endommage plus et plus rapidement. Ceci est associé à la grande plasticité de la résine PEEK qui retarde l'apparition de la fissuration des plis. Les contraintes et les déformations à rupture étant plus importantes pour l'AS4/PEEK, on obtient un endommagement final plus important que pour le T300/914. L'identification de l'évolution de l'endommagement en cisaillement a aussi été réalisée en grands déplacements. L'évolution est identique à celle obtenue dans le cadre des petites perturbations. Le seuil d'endommagement est légèrement plus faible et la perte de rigidité relevée est tout de même plus importante.

L'emploi de stratifications non équilibrées ($[\theta]_n$) plutôt qu'équilibrées ($[\theta, -\theta]_{2s}$) conduit à une identification légèrement différente des lois d'endommagement à cause du caractère instable de la propagation de la fissuration transverse dans ce type de stratification.

Dans le cas de l'étude de l'endommagement en cisaillement sur la stratification $[\pm 45]_{2s}$, une modification de l'angle entre plis a été remarquée. Cette variation angulaire est négligeable pour le T300/914 mais modifie le comportement en cisaillement de l'AS4/PEEK.

L'étude par émission acoustique de l'endommagement des stratifiés étudiés nous a permis de coupler la perte de rigidité du pli au paramètre acoustique étudié : le rapport Félicity.

Un critère acoustique d'endommagement a été mis en place.

Le rapport Félicity global (f_{tot}) a été découpé en deux termes représentant les rapports Félicity dus à l'endommagement en cisaillement (f_{12}) et en traction transverse (f_{22}) selon une fonction identique à celle découplant l'endommagement total de la matrice (Cf. I.2.5).

L'identification de l'évolution des rapports Félicity en cisaillement et en traction transverse a alors été effectuée sur les stratifications $[90]_{16}$ et $[\pm 45]_{2s}$. L'évolution des rapports Félicity globaux en état de contraintes mixtes σ_{12} et σ_{22} (stratifications $[45]_8$ et $[\pm 67.5]_{2s}$) nous a ensuite permis de mettre en place un critère acoustique de saturation de l'endommagement du pli. Cependant, il est nécessaire pour affiner la forme du critère, de réaliser des essais complémentaires sur des stratifications différentes et essentiellement équilibrées ($[\theta, -\theta]_{2s}$). Les stratifications non équilibrées se rompent en effet de manière trop brutale et ne permettent pas de définir un rapport Félicity critique fiable c'est à dire définissant la saturation de l'endommagement.

Enfin, ce critère doit être appliqué à des stratifications plus complexes afin d'en vérifier la validité.

CHAPITRE II

ETUDE NUMERIQUE DE L'ENDOMMAGEMENT

II.1 Introduction

Pour l'étude numérique de l'endommagement des matériaux étudiés, nous avons décidé d'utiliser le modèle implanté dans le logiciel de calcul par éléments finis SAMCEF. En effet, ne disposant pas des sources en Fortran de ce logiciel, le modèle d'endommagement utilisé dans l'étude expérimentale n'a pas pu être implanté dans SAMCEF (ce qui d'ailleurs n'était pas le but de cette étude).

Le modèle utilisé dans cette étude numérique permettant de rendre compte des non-linéarités géométriques et matériaux, est basé sur le modèle non linéaire de Sandhu¹⁰⁴ couplé à un processus itératif de Newton-Raphson. Ce modèle est proposé dans le module "MECANL" du logiciel de calcul par éléments finis SAMCEF Version 7. Il est basé sur le modèle d'analyse des résines armées développé par Nyssen⁸⁷ puis par Laschet⁷². La version actuelle du modèle, permettant de prendre en compte les déformations résiduelles lors de cycles de charge décharge, a été adaptée aux composites stratifiés par Nguyen⁸⁴. Cependant, il n'a pas été validé dans le cas de cycles de charge-décharge numérique, Nguyen^{83,84} ne disposant pas de résultats expérimentaux sur l'évolution des déformations résiduelles. De plus, les études numériques sur l'endommagement des stratifiés à fibres de carbone n'ont été réalisées que dans le cadre des petites déformations [Allix^{5,6}, Le Dantec⁷³, Linhome⁷⁶].

Notre but est donc de comparer le comportement expérimental de nos matériaux à la modélisation numérique réalisée à partir du modèle implanté dans SAMCEF. Après un rappel théorique sur le modèle numérique utilisé, une comparaison du comportement expérimental avec la simulation numérique sera réalisée pour quelques stratifications en T300/914 et AS4/PEEK.

II.2 Le modèle numérique

Le modèle numérique utilisé dans cette étude est un modèle non linéaire géométrique et matériau, c'est à dire qu'il est formulé en grands déplacements et permet de faire évoluer les caractéristiques mécaniques du pli élémentaire au cours du chargement. A cet effet, le comportement non linéaire du pli est réalisé grâce à l'introduction des courbes de comportement expérimental suivant les axes d'orthotropie. De plus, afin de prévoir la rupture matricielle d'un pli du composite, plusieurs critères de dégradation partielle sont disponibles. Le modèle permet alors une redistribution partielle des contraintes relaxées du pli dégradé, vers les plis adjacents. Enfin la rupture totale du stratifié est déterminée par la rupture sens fils des plis.

II.2.1 Modèle théorique de Sandhu

Dans ce modèle, les propriétés mécaniques s'expriment en fonction des déformations équivalentes définies dans les axes d'orthotropie du pli élémentaire [Sandhu¹⁰⁴]. Cette notion permet de tenir compte du caractère multiaxial de l'état de déformation et de son influence sur les propriétés mécaniques du pli.

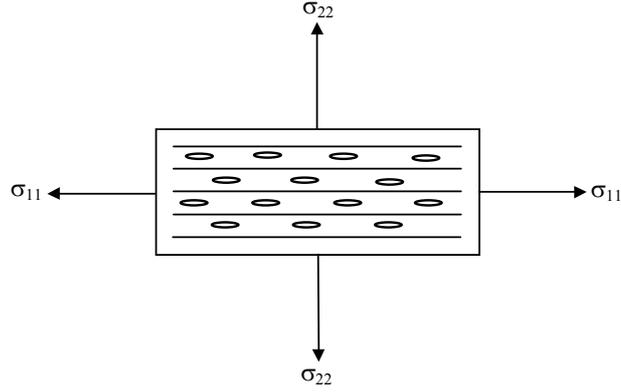


Figure B.II. 1. Etat biaxial de contrainte d'un pli unidirectionnel

Les déformations équivalentes sont définies dans les axes d'orthotropie comme suit :

Soit un pli unidirectionnel en état biaxial de contrainte (figure B.II.1). La relation déformation-contrainte s'écrit dans un état plan de contraintes :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}} & -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_{22}} & \frac{1}{E_{22}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix}$$

En développant on obtient :

$$\begin{cases} \varepsilon_{11} = \frac{\sigma_{11}}{E_{11}} \left(1 - \nu_{12} \frac{\sigma_{22}}{\sigma_{11}} \right) \\ \varepsilon_{22} = \frac{\sigma_{22}}{E_{22}} \left(1 - \nu_{21} \frac{\sigma_{11}}{\sigma_{22}} \right) \\ \varepsilon_{12} = \frac{1}{2G_{12}} \sigma_{12} \end{cases}$$

En posant :

$$\begin{cases} \varepsilon_{11}^{\text{éq}} = \frac{\sigma_{11}}{E_{11}} \\ \varepsilon_{22}^{\text{éq}} = \frac{\sigma_{22}}{E_{22}} \\ \gamma_{12}^{\text{éq}} = \frac{\sigma_{12}}{G_{12}} \end{cases}$$

On obtient finalement pour l'expression des déformations équivalentes formulées en termes d'incrément de déformations :

$$\begin{cases} \Delta \varepsilon_{11}^{\text{éq}} = \frac{\Delta \varepsilon_{11}}{1 - \nu_{12} \frac{\Delta \sigma_{22}}{\Delta \sigma_{11}}} \\ \Delta \varepsilon_{22}^{\text{éq}} = \frac{\Delta \varepsilon_{22}}{1 - \nu_{21} \frac{\Delta \sigma_{11}}{\Delta \sigma_{22}}} \\ \Delta \gamma_{12}^{\text{éq}} = \Delta \gamma_{12} \end{cases} \quad (\text{B.II.1})$$

II.2.2 Introduction implicite du comportement

Le modèle de Sandhu a été modifié par Nguyen⁸⁴ pour permettre la prise en compte des déformations résiduelles lors de décharges (figure B.II.2). Le module utilisé dans les relations des déformations équivalentes (équation B.II.1) est le module sécant. L'introduction de la perte de rigidité est, dans le modèle de Sandhu, implicite, et réside dans la connaissance de l'évolution de la déformation résiduelle en fonction de la déformation totale en cisaillement et en traction transverse, pour les deux matériaux (figures B.II.3 et B.II.4). Quatre courbes sont donc introduites dans la modélisation afin de connaître pour tout couple $(\sigma_{ij}, \varepsilon_{ij})$ de la courbe $\sigma_{ij}=f(\varepsilon_{ij})$ la valeur de la déformation résiduelle et le module sécant déduit par les équations B.II.3.

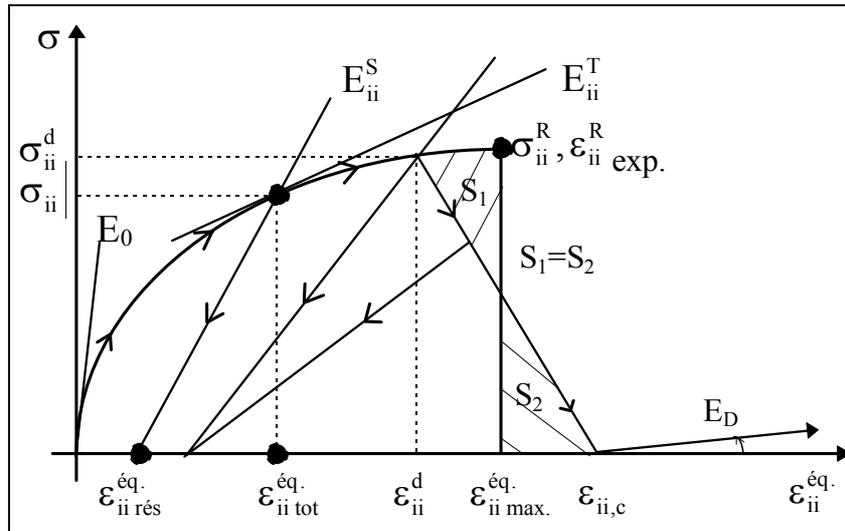


Figure B.II. 2. Schéma numérique de comportement non linéaire

Si $\Delta \sigma > 0$ (en phase de charge), le module tangent (figure B.II.2) est utilisé dans les équations B.II.1 et s'écrit :

$$\begin{cases} E_{ii}^T(\varepsilon_{ii}^{\text{éq.}}) = d\sigma_{ii}/d\varepsilon_{ii} \\ G_{ij}^T(\varepsilon_{ij}^{\text{éq.}}) = d\sigma_{ij}/d\varepsilon_{ij} \end{cases} \quad (\text{B.II.2})$$

Si $\Delta \sigma < 0$ (en phase de décharge), le module sécant (figure B.II.2) est utilisé dans les équations B.II.1 et est donné par la relation suivante :

$$\begin{cases} E_{ii}^S(\varepsilon_{ii}^{éq.}) = \frac{\sigma_{ii}}{\varepsilon_{ii}^{éq.} - \varepsilon_{ii}^{rés.}} \\ G_{ij}^S(\gamma_{ij}^{éq.}) = \frac{\sigma_{ij}}{\gamma_{ij}^{éq.} - \gamma_{ij}^{rés.}} \end{cases} \quad (B.II.3)$$

En état plan de contraintes, la matrice de Hooke s'écrit :

$$\begin{aligned} \text{- si } d\sigma > 0 \quad \begin{cases} \varepsilon_{11}^{éq.} \\ \varepsilon_{22}^{éq.} \\ 2\varepsilon_{12}^{éq.} \end{cases} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^S} & \frac{-\nu_{12}}{E_{11}^S} & 0 \\ \frac{-\nu_{21}}{E_{22}^S} & \frac{1}{E_{22}^S} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^S} \end{bmatrix} \cdot \begin{cases} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{cases} = [S_{ijkl}^S] \cdot [\sigma_{ij}] \\ \\ \text{- si } d\sigma < 0 \quad \begin{cases} \varepsilon_{11}^{éq.} \\ \varepsilon_{22}^{éq.} \\ 2\varepsilon_{12}^{éq.} \end{cases} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{E_{11}^T} & \frac{-\nu_{12}}{E_{11}^T} & 0 \\ \frac{-\nu_{21}}{E_{22}^T} & \frac{1}{E_{22}^T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^T} \end{bmatrix} \cdot \begin{cases} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{cases} = [S_{ijkl}^T] \cdot [\sigma_{ij}] \end{aligned}$$

Les propriétés matérielles de chaque matériau sont introduites par la donnée des courbes $\sigma_{ij} = f(\varepsilon_{ij})$ expérimentales et des courbes $\varepsilon_{ij}^{rés.} = f(\varepsilon_{ij}^{tot.})$.

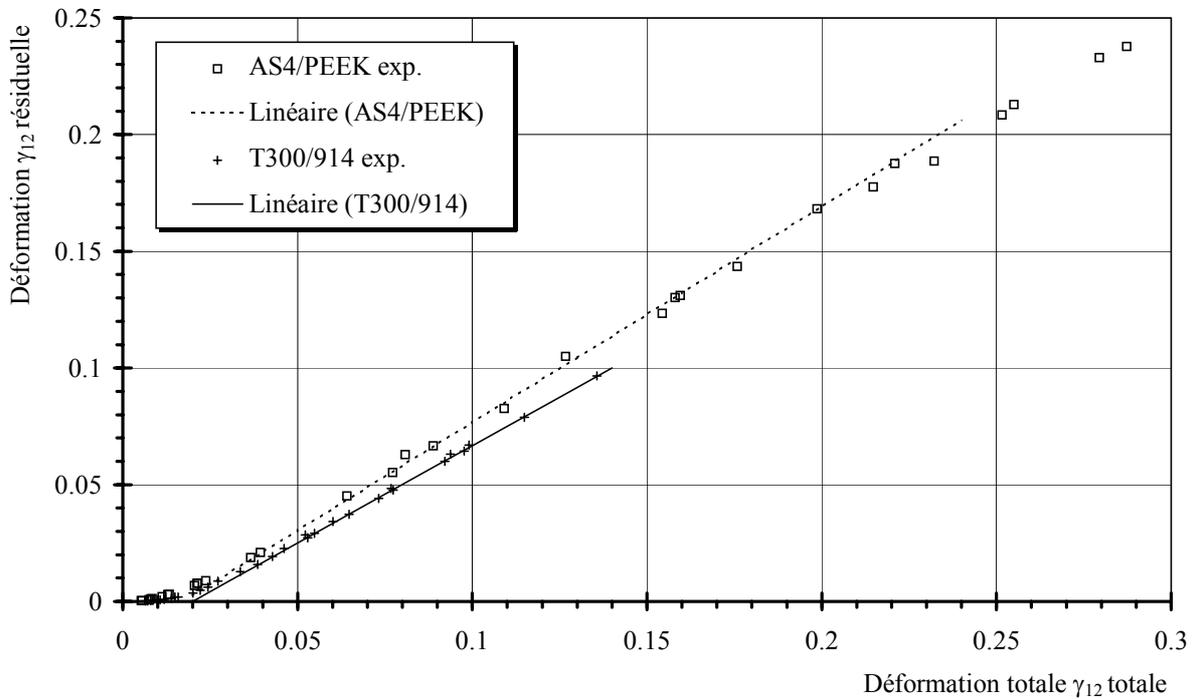


Figure B.II. 3. Courbes expérimentales $\gamma_{12}^{résiduelle} = f(\gamma_{12}^{totale})$ pour le T300/914 et l'AS4/PEEK

L'évolution de la déformation résiduelle en fonction de la déformation totale est similaire pour les deux matériaux. Cependant, pour une déformation totale identique, on remarque que la déformation résiduelle de l'AS4/PEEK est plus importante à cause de la grande plasticité de la résine PEEK (figures B.II.3 et B.II.4).

Le seuil d'endommagement en déformation γ_{12} (déformation totale pour laquelle il n'existe pas de déformation résiduelle) est de l'ordre de 1% pour les deux matériaux. A partir de 2 % de déformation totale on peut assimiler $\gamma_{12rés} = f(\gamma_{12tot})$ à une droite comme indiqué figure B.II.3. Ceci n'est pas le cas pour la déformation ε_{22} .

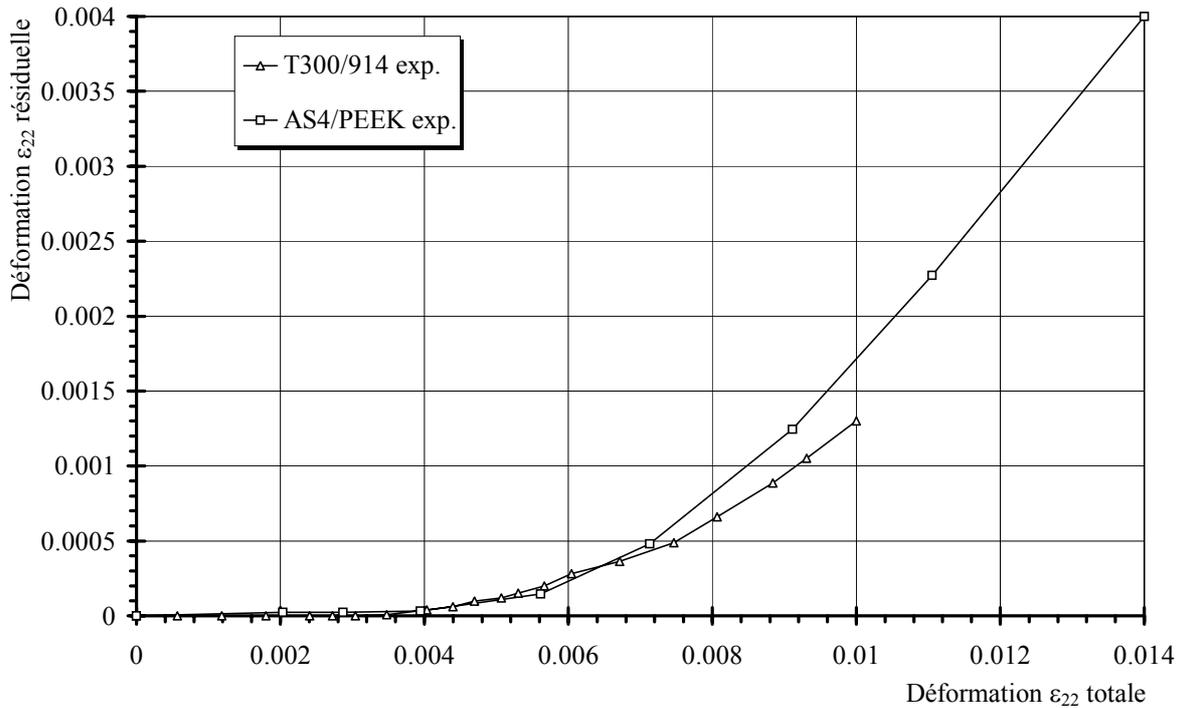


Figure B.II. 4. Courbes expérimentales $\varepsilon_{22résiduelle} = f(\varepsilon_{22totale})$ pour le T300/914 et l'AS4/PEEK

II.2.3 Critère de dégradation partielle

Conjointement avec le modèle non linéaire de Sandhu, plusieurs critères de dégradation partielle peuvent être utilisés [Marechal⁷⁹].

II.2.3.1 Critère de Tsai-Wu

Le critère de Tsai-Wu prédit que le domaine de rupture dans l'espace des contraintes est défini par une fonction invariante de la forme :

$$f(\sigma) = F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \quad (B.II.4)$$

Dans le cas d'un matériau orthotrope, le critère s'écrit dans les axes d'orthotropie :

$$TW = F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{33} \sigma_3^2 + F_{44} \tau_{23}^2 + F_{55} \tau_{13}^2 + F_{66} \tau_{12}^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{13} \sigma_1 \sigma_3 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 = 1$$

Où les valeurs des coefficients F_i et F_{ii} sont données par des essais expérimentaux. Ils s'écrivent :

$$\begin{cases} F_1 = \frac{1}{\sigma_{11t}^R} - \frac{1}{\sigma_{11c}^R}; F_2 = \frac{1}{\sigma_{22t}^R} - \frac{1}{\sigma_{22c}^R}; F_3 = \frac{1}{\sigma_{33t}^R} - \frac{1}{\sigma_{33c}^R} \\ F_{11} = \frac{1}{\sigma_{11t}^R \cdot \sigma_{11c}^R}; F_{22} = \frac{1}{\sigma_{22t}^R \cdot \sigma_{22c}^R}; F_{33} = \frac{1}{\sigma_{33t}^R \cdot \sigma_{33c}^R} \\ F_{44} = \frac{1}{(\sigma_{23}^R)^2}; F_{55} = \frac{1}{(\sigma_{13}^R)^2}; F_{66} = \frac{1}{(\sigma_{12}^R)^2} \end{cases}$$

Les termes de couplages F_{ij} doivent être déterminés par essais biaxiaux. La formulation de ces termes est la suivante :

$$\begin{cases} F_{12} = \frac{1}{2} \left(F_{11} + F_{22} - \frac{1}{W^2} \right) \\ F_{13} = \frac{1}{2} \left(F_{11} + F_{33} - \frac{1}{V^2} \right) \\ F_{23} = \frac{1}{2} \left(F_{22} + F_{33} - \frac{1}{U^2} \right) \end{cases}$$

Où U, V et W désigne les contraintes à rupture à 45° dans les plans 2-3, 1-3 et 1-2 respectivement.

Etant donné la difficulté pour déterminer ces valeurs, on approche les termes F_{ij} par :

$$F_{ij} = -\frac{1}{2} \sqrt{F_{ii} \cdot F_{jj}}$$

Le critère de Tsai-Wu permet de tenir compte des contraintes initiales à l'aide des coefficients F_i . La différence entre les limites à rupture en compression et en traction des contraintes normales est prise en considération également par les coefficients F_i . On suppose que les limites en cisaillement pur positif et négatif sont identiques.

II.2.3.2 Critère de Hashin

Hashin propose un critère de rupture basé sur l'étude des différents modes de dégradation du pli élémentaire.

Ce critère s'écrit de la manière suivante :

- fibres en traction : si $\sigma_{11} > 0$

$$\frac{\sigma_{11}^2}{(\sigma_{11t}^R)^2} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{(\tau_{12}^R)^2} = 1 \quad (\text{B.II.5})$$

- fibres en compression : si $\sigma_{11} < 0$

$$\frac{\sigma_{11}^2}{(\sigma_{11c}^R)^2} = 1 \quad (\text{B.II.6})$$

- matrice en traction : si $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$

$$\frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{(\sigma_{22t}^R)^2} + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{(\tau_{23}^R)^2} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{(\tau_{12}^R)^2} = 1 \quad (\text{B.II.7})$$

- matrice en compression : si $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$

$$\frac{1}{\sigma_{22c}^R} \left[\left(\frac{\sigma_{22c}^R}{2\tau_{23}^R} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_{22} + \sigma_{33}) + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4(\tau_{23}^R)^2} + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{(\tau_{23}^R)^2} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{(\tau_{12}^R)^2} = 1 \quad (\text{B.II.8})$$

II.2.4 Décharge après dégradation partielle

II.2.4.1 Conservation de l'énergie de déformation

Lorsque le critère de dégradation utilisé est vérifié, on impose une rupture matricielle de la couche considérée. Cette dégradation s'accompagne d'un découplage entre la matrice et les fibres. Une redistribution des efforts s'effectue alors dans le composite multicouche : une partie de la charge non reprise par la matrice dégradée est reportée sur les fibres de la couche dégradée par l'intermédiaire des couches voisines, qui reprennent le reste de la charge appliquée. Lorsque la charge se poursuit, il subsiste une résistance à la charge tant que les fibres peuvent reprendre des efforts.

Dans notre cas, la non-linéarité du comportement avant la dégradation partielle correspond à une évolution stable de l'endommagement. La décharge linéaire faite selon l'hypothèse de conservation de l'énergie de déformation, correspond à une évolution instable de l'endommagement.

La déformation à l'annulation de la contrainte pour les composantes transverses et de cisaillement est donnée par (figure B.II.2) :

$$\varepsilon_{ij,c} = \varepsilon_{ij}^d + \frac{2 \left[K_L - \int_0^{\varepsilon_{ij}^d} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \right]}{\sigma_{ij}^d} \quad (\text{B.II.9})$$

Où K_L est l'énergie de déformation limite déterminée à partir des courbes de comportement expérimentales $\sigma_{ij}=f(\varepsilon_{ij})$.

II.2.4.2 Comportement après dégradation partielle

Lorsque la déformation au cours du chargement dépasse celle à l'annulation $\varepsilon_{ij,c}$ (du comportement en traction transverse et/ou en cisaillement), afin d'éviter une raideur nulle, nous supposons que la composante de contrainte correspondante augmente légèrement suivant une pente égale à un module dégradé (figure B.II.2). Dans notre étude les modules appelés "dégradés" sont les plus faibles possibles et de l'ordre de 1/100 des modules initiaux (pour les modules transversaux et de cisaillement).

Les valeurs des raideurs peuvent toutefois être significatives par exemple lorsque les fibres se croisent comme dans le cas des composites bobinés.

On introduit donc après dégradation partielle du pli considéré, lorsque la déformation courante atteint la valeur $\varepsilon_{ij,c}$, une matrice de raideur dégradée, de la manière suivante :

$$\left[H_{ij}^d \right] = \begin{bmatrix} E_{11}^d & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & E_{22}^d & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & E_{33}^d & 0 & 0 & 0 \\ & & & G_{23}^d & 0 & 0 \\ \text{Sym.} & & & & G_{13}^d & 0 \\ & & & & & G_{12}^d \end{bmatrix}$$

Dans notre étude, les coefficients de Poisson dégradés sont nuls. La matrice $[H_{ij}^d]$ est donc diagonale. Lors de la dégradation partielle, le comportement est différent en traction et en compression pour les fibres. Le comportement en traction transverse et en compression transverse est aussi différent. Le comportement d'une couche dégradée (figure B.II.2) est alors :

$$[\sigma_{ij}] = [H_{ij}^d] \cdot [\varepsilon_{ij}^{eq.}] \quad (\text{B.II.10})$$

II.2.5 Critère de dégradation totale

Après dégradation des plis en cisaillement et en traction transverse, la rupture des fibres est donnée soit par :

$$\frac{\varepsilon_{11}^{eq.}}{\varepsilon_{11}^R} = 1 \quad \text{Déformation maximale} \quad (\text{B.II.11})$$

ou :

$$\frac{\sigma_{11}^{eq.}}{\sigma_{11}^R} = 1 \quad \text{Contrainte maximale} \quad (\text{B.II.12})$$

II.2.6 Méthode d'analyse

II.2.6.1 Discrétisation du champ des déplacements

L'élément multicouche est exprimé selon la formulation Lagrangienne totale afin de prendre en compte les grands déplacements (annexe 6). La formulation dans le module non-linéaire de SAMCEF [Laschet⁷², Marechal⁷⁹] utilise donc le tenseur de Green-Lagrange (annexe 6) comme tenseur des déformations et le tenseur de Kirchhoff-Trefftz (second tenseur de Piola-Lagrange, annexe 6) comme tenseur des contraintes. Tous les critères de dégradation sont donc exprimés en fonction de ces contraintes.

Considérons une structure en matériau composite en équilibre dans l'état de déformation ε^* , défini par les coordonnées généralisées q^* , sous un état de contrainte σ^* et à laquelle on applique un incrément de charge Δg .

La discrétisation par éléments finis multicouches cinématiquement admissibles fournit l'expression de l'accroissement des déformations de Green-Lagrange $\Delta \varepsilon$. $\Delta \varepsilon$ est induit par les déplacements Δq à chaque itération k du processus itératif de Newton-Raphson :

$$\Delta \varepsilon = [B_0 + B_m(q)] \cdot \Delta q + \frac{1}{2} \cdot \Delta q^T \cdot [N] \cdot \Delta q \quad (\text{B.II.13})$$

B_0 et $B_{nl} = q^T [N]$ sont respectivement les matrices de passage de Δq à $\Delta \varepsilon$ linéaire et non linéaire exprimées en terme de dérivées des fonctions d'interpolation. N est la matrice de passage de Δq à $\Delta \varepsilon$ des termes de couplage.

L'accroissement de contrainte de Kirchhoff-Trefftz $\Delta \sigma$ s'écrit en fonction de $\Delta \varepsilon$ par les relations constitutives suivantes :

$$\Delta \sigma = C_{ijkl} \cdot [B_0 + B_{nl}(q)] \cdot \Delta q = C_{ijkl} \cdot \Delta \varepsilon \quad (B.II.14)$$

Les équations d'équilibre s'obtiennent par l'application du principe des travaux virtuels. En introduisant les relations constitutives dans ces équations, on obtient :

$$\int_V [B_0 + B_{nl}(q^* + \Delta q)]^T \cdot (\sigma^* + \Delta \sigma) \cdot dV = K \cdot \Delta q = g^* + \Delta g \quad (B.II.15)$$

K est la matrice de raideur structurale (tangente ou sécante).

II.2.6.2 Schéma itératif général de Newton-Raphson

L'intérêt d'une approche incrémentale est la possibilité d'utiliser des incréments finis de mise en charge. Pour obtenir la solution en accroissement de déplacement Δq pour un incrément donné, on est amené à intégrer l'équation B.II.14 et à résoudre le système non linéaire donné par l'équation B.II.15 par la méthode itérative de Newton-Raphson (ou Newton-Raphson modifiée).

Soit $q^{(k-1)}$ une estimation des déplacements et $\varepsilon^{(k-1)}$ la déformation de Green-Lagrange correspondant à cette estimation, on a :

$$q = q^* + \Delta q = q^{(k-1)} + \Delta q^k \quad (B.II.16)$$

où $\Delta q^{(k)}$ est l'erreur commise par l'estimation $q^{(k-1)}$.

La contrainte de Kirchhoff-Trefftz s'obtient par l'équation B.II.14. En introduisant l'équation B.II.16 puis l'équation B.II.14 dans l'équation d'équilibre B.II.15, on obtient :

$$(K_0 + K_u) \cdot \Delta q^{(k)} + K_\sigma \cdot \Delta q^{(k)} = R^{(k)} \quad (B.II.17)$$

$$\text{où : } \begin{cases} K_0 + K_u = \int_V [B_0 + B_{nl}(q^{(k-1)} + \Delta q^{(k)})]^T \cdot C_{ijkl}(q^{(k-1)}) \cdot [B_0 + B_{nl}(q^{(k-1)})] dV \\ K_\sigma \cdot \Delta q^{(k)} = \int_V [B_{nl}(\Delta q^{(k)})]^T \cdot \sigma^{(k-1)} \cdot dV \\ R^{(k)} = g^* + \Delta g - \int_V [B_0 + B_{nl}(q^{(k-1)})]^T \cdot \sigma^{(k-1)} \cdot dV \end{cases}$$

En introduisant la matrice de raideur structurale (tangente) $K^{(k)}$ on obtient finalement en ne conservant que le premier ordre en $\Delta q^{(k)}$, le système linéarisé :

$$[K]^{(k)} \cdot \Delta q^{(k)} = R^{(k)} \quad (B.II.18)$$

La résolution de cette l'équation fournit une nouvelle valeur de q :

$$q^{(k)} = q^{(k-1)} + \Delta q^{(k)} \quad (B.II.19)$$

Le processus itératif s'arrête si toutes les charges résiduelles $R^{(k)}$ sont inférieures à une précision donnée. Les charges résiduelles $R^{(k)}$ caractérisent la différence entre les forces

externes appliquées ($g^* + \Delta g$) et les forces internes $F^{(k-1)}$ pour chaque élément de l'itération ($k-1$). Un autre incrément de charge n peut alors être appliqué à la structure.

Remarque : En présence de non-linéarités géométriques et matérielles, les itérations du processus de Newton-Raphson sont réalisées séparément et successivement sur les non-linéarités d'origine matérielle et d'origine géométrique. En effet, si le découplage n'est pas réalisé, on peut localement dépasser les limites à rupture d'un pli par un raidissement de la structure dû aux non-linéarités géométriques.

II.2.6.3 Déformations équivalentes

Comme le modèle s'exprime en fonction des déformations équivalentes ε^{eq} dans les axes d'orthotropie, on détermine d'abord l'accroissement des déformations équivalentes associées à l'accroissement des déformations totales de l'itération.

L'accroissement de contraintes approchées est : $\Delta\sigma^a = C_{ijkl}^{(k-1)} \cdot \Delta\varepsilon$ où $C^{(k-1)}$ est la matrice de Hooke en début d'itération.

Chaque composante des déformations équivalentes est déduite par intégration des équations B.I.1 :

$$\begin{cases} \Delta\varepsilon_{ii}^{eq(k)} = \int_{\Delta\sigma} \frac{1}{E_{ii}^{T(S)}(\varepsilon_{ii}^{eq})} \cdot d\sigma_{ii} \\ \Delta\gamma_{ij}^{eq(k)} = \int_{\Delta\sigma} \frac{1}{G_{ij}^{T(S)}(\gamma_{ij}^{eq})} \cdot d\sigma_{ij} \end{cases} \quad (B.II.20)$$

avec ($i,j = 1,2$)

Pour cela, une procédure d'intégration explicite d'Euler [Laschet⁷²] est adoptée car il faut savoir en chaque point de Gauss si le pli est dégradé ou non. On décompose alors $\Delta\sigma^a$ en un nombre m d'intervalles égaux et on estime $\Delta\varepsilon_{ii}^{eq(k)}$ et $\Delta\gamma_{ij}^{eq(k)}$ par :

$$\begin{cases} \Delta\varepsilon_{ii}^{eq(k)} = \sum_{t=1}^m \frac{1}{E_{ii}^{T(S)}(\varepsilon_{ii}^{eq,t-1})} \frac{\Delta\sigma_{ii}^a}{m} \\ \Delta\gamma_{ij}^{eq(k)} = \sum_{t=1}^m \frac{1}{G_{ij}^{T(S)}(\gamma_{ij}^{eq,t-1})} \frac{\Delta\sigma_{ij}^a}{m} \end{cases} \quad (B.II.21)$$

Les contraintes vraies correspondantes sont déduites des courbes de comportement expérimental $\sigma_{ij}=f(\varepsilon_{ij})$ en début de l'incrément en cours. On détermine aussi les modules tangents ou sécants et l'énergie de déformation associée afin de réévaluer les propriétés matérielles (correction de la matrice de raideur C_{ijkl}) et de calculer si le facteur de dégradation est vérifié, $\varepsilon_{ij,c}$ (déformation équivalente à l'annulation de contrainte après dégradation partielle).

Le comportement différent en traction et en compression est pris en compte par le signe des déformations équivalentes. Ainsi, pour une déformation courante totale négative, le calcul des contraintes vraies sera réalisé à l'aide de la courbe expérimentale correspondante (si elle est définie).

II.2.6.4 Facteur de dégradation

$f(\sigma^* + r \cdot \Delta\sigma) = 1$ où f est le critère de dégradation partielle ou totale choisi.

Si $r > 1$ l'incrément de contraintes courant ne provoque pas de dégradation partielle

Si $r \leq 1$ la dégradation partielle se produit au niveau de contrainte $(\sigma^* + r \cdot \Delta\sigma)$

La dégradation partielle est donnée par maille par un indicateur égal à 1. La dégradation totale par un indicateur égal à 2.

Remarque :

- Les calculs des déformations et des contraintes sont réalisés aux différents points de Gauss pour chaque couche de chaque élément en début d'incrément.

- Les coefficients de Poisson peuvent varier avec l'état de déformation. Les relations B.II.1 généralisées s'écrivent alors :

$$\Delta\varepsilon_{ii}^{éq.} = \frac{\Delta\varepsilon_{ii}}{1 - \nu_{ij} \frac{\Delta\sigma_{jj}}{\Delta\sigma_{ii}} - \nu_{ik} \frac{\Delta\sigma_{kk}}{\Delta\sigma_{ii}} - \sigma_{jj} \frac{\Delta\nu_{ij}}{\Delta\sigma_{ii}} - \sigma_{kk} \frac{\Delta\nu_{ik}}{\Delta\sigma_{ii}}} \quad \text{où } (i,j,k=1,2,3; i \neq j \neq k)$$

Cette option du code de calcul permet aussi de définir des coefficients de Poisson dégradés (coefficient de Poisson après validation du critère de dégradation partielle).

II.3 Validation du modèle sur un exemple simple

II.3.1 Etude expérimentale du stratifié [0,90₃]_S

Pour valider ce modèle et vérifier le comportement numérique après la relaxation des contraintes transverses et de cisaillement, nous avons comparé le comportement expérimental et la simulation numérique d'un stratifié [0,90₃]_S en T300/914.

Pour cette stratification, les plis à 90° s'endommagent par fissuration transverse de la résine, puis la rupture totale du stratifié intervient quand les plis à 0° se rompent.

Des essais expérimentaux ont été réalisés sur une éprouvette soumise à une traction monotone jusqu'à rupture. Un suivi par émission acoustique nous a permis de détecter l'évolution de l'endommagement des plis à 90° et de corrélérer avec l'étude numérique, les efforts d'apparition des dommages.

L'évolution des salves cumulées augmente de façon très significative dès 3200 N (figure B.II.5) et de manière exponentielle puis par la suite, l'augmentation des signaux acoustiques atteint un palier à partir de 6300 N. La saturation de l'endommagement des plis à 90° est donc déterminée aux environs de 6300 N.

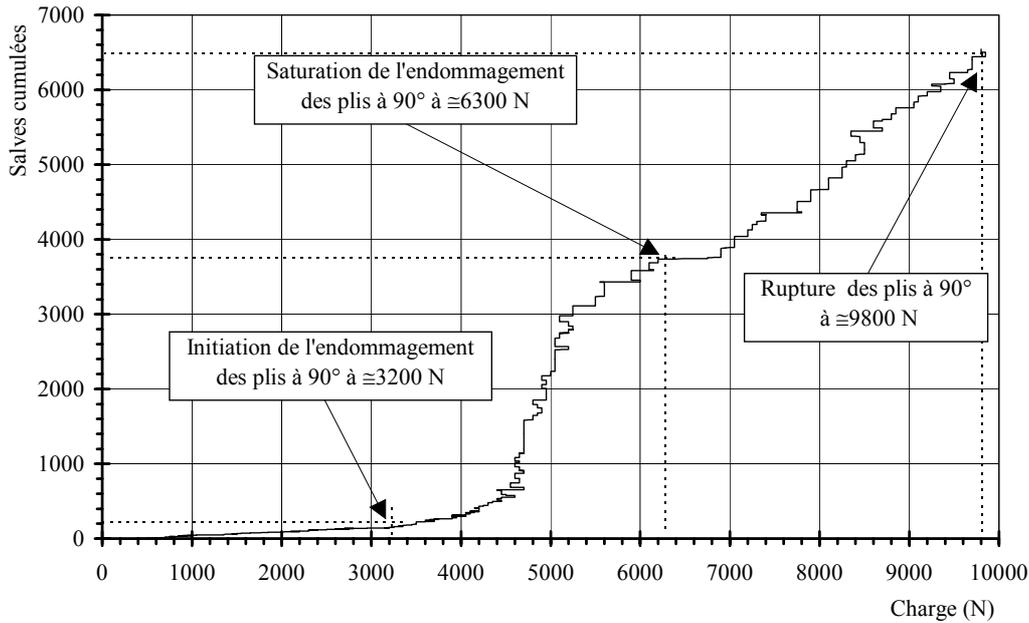


Figure B.II. 5. Evolution des salves cumulées en fonction de l'effort appliqué, T300/914 [0,90₃]_S en traction monotone

II.3.2 Etude numérique du stratifié [0,90₃]_S

Le maillage utilise des éléments de coque introduisant les effets de cisaillement transverse (hypothèses de Mindlin). Il sera décrit plus en détail dans l'étude numérique de l'endommagement du T300/914 et de l'AS4/PEEK. Le chargement incrémental (20 incréments) est réalisé à charge imposée jusqu'à l'effort maximal relevé expérimentalement.

Les lois de comportement $\sigma_{ij}=f(\varepsilon_{ij})$, les courbes définissant les coefficients de Poisson $\varepsilon_{ij}=f(\varepsilon_{ii})$ et les courbes définissant les déformations résiduelles $\varepsilon_{ij}(\text{totale})=f(\varepsilon_{ij}(\text{résiduelle}))$ sont introduites point par point (50 points) à partir des courbes expérimentales données au chapitre I. Les modules dégradés sont tous pris égaux à 1/100 de leur valeur initiale. Les coefficients de Poisson dégradés sont nuls.

L'hypothèse d'isotropie transverse est respectée c'est-à-dire que le comportement $\sigma_{12}=f(\varepsilon_{12})$ est égal au comportement $\sigma_{13}=f(\varepsilon_{13})$. Le comportement $\sigma_{22}=f(\varepsilon_{22})$ est identique au comportement $\sigma_{33}=f(\varepsilon_{33})$. Le comportement en compression sens fils est introduit comme non linéaire élastique à l'aide des données déterminées par Le Dantec⁷³. Le module de cisaillement hors plan est donné par : $G_{23}=E_{33}/(2(1+\nu_{23}))$.

Nous avons représenté figure B.II.6 l'évolution de la contrainte transverse dans les plis à 90° en fonction de la charge appliquée afin de relever la chute de contrainte lors de la dégradation partielle. Ne pouvant pas dans l'état actuel du Module MECANL V.7 avoir accès aux contraintes aux points de Gauss, la contrainte donnée est une moyenne par maille par pli.

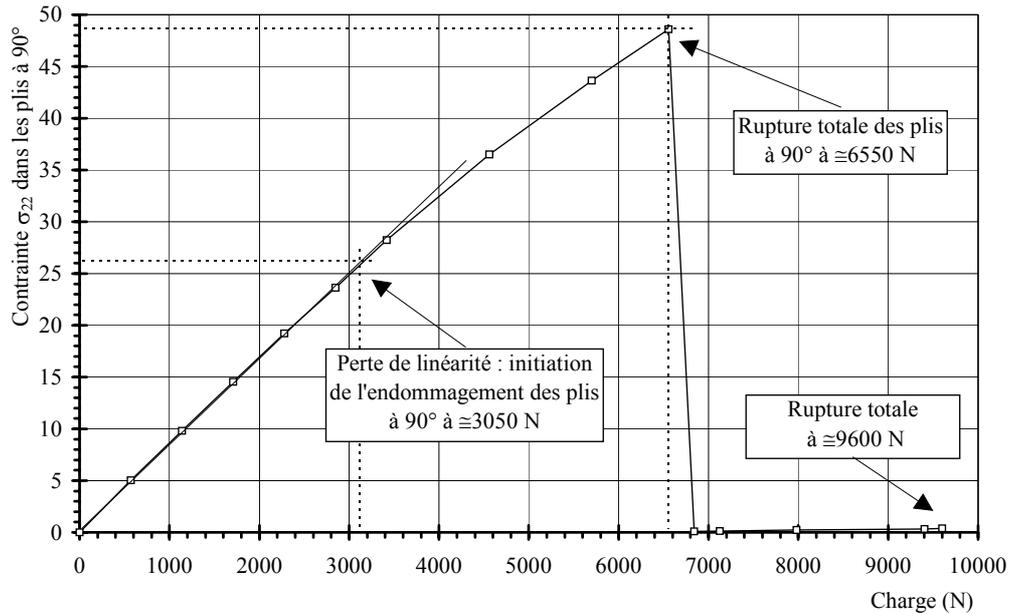


Figure B.II. 6. Evolution numérique de la contrainte σ_{22} dans les plis à 90° en fonction de la charge appliquée (critère de Hashin)

La chute de rigidité des plis à 90° est relevée pour un effort d'environ 6550 N (figure B.II.6) et est donc relativement proche de l'effort relevé expérimentalement. La contrainte de rupture des plis à 90° est donnée par le critère de Hashin aux environs de 49 MPa contre 51 MPa pour le critère de Tsai-Wu. Ceci entraîne dans le cas de l'utilisation du critère de Tsai-Wu un effort de rupture des plis à 90° de l'ordre de 6680 N. La contrainte de rupture en traction transverse introduite par la donnée de la courbe $\sigma_{22}=f(\varepsilon_{22})$ est de 53 MPa. Les deux premiers critères de dégradation partielle prédisent donc mieux la saturation de l'endommagement que le critère de contrainte maximale.

On peut remarquer que le point déterminé numériquement par la perte de linéarité de la courbe contrainte/effort situe l'initiation de l'endommagement aux environs de 3050 N (figure B.II.6) contre 3200 N expérimentalement (figure B.II.5).

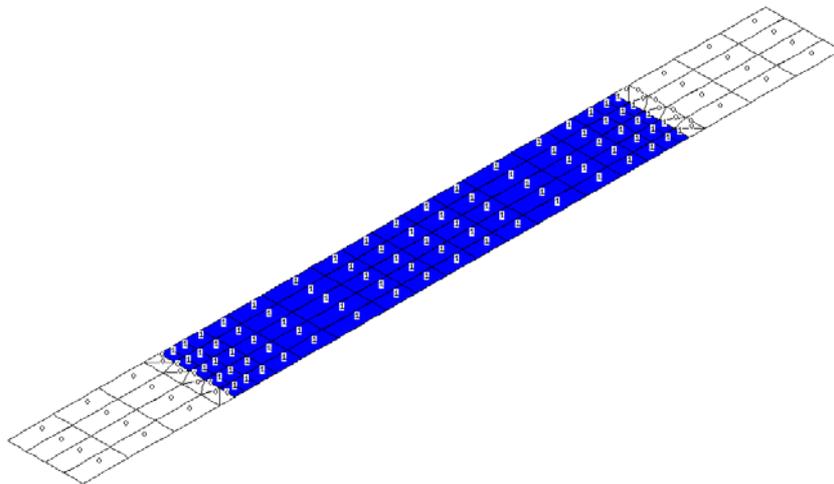


Figure B.II. 7. Visualisation du critère de dégradation partielle pour 1 pli à 90°

Le critère de dégradation partielle peut être visualisé par l'intermédiaire d'un indicateur qui prend la valeur 1 pour les mailles dégradées. Sur la figure B.II.7 on peut donc visualiser la dégradation partielle des plis à 90° qui débute près des talons (sur une maille) de l'éprouvette pour s'étendre à l'incrément de charge suivant, sur toute la longueur de l'éprouvette.

II.4 Application à l'étude de l'endommagement du T300/914 et de l'AS4/PEEK

Le modèle de Sandhu est disponible dans le code éléments finis SAMCEF en analyse non linéaire matériau pour des éléments de coque du type Mindlin mais aussi dans le cas d'éléments de volume multicouche isoparamétrique.

II.4.1 Hypothèses, maillages et conditions aux limites

II.4.1.1 L'élément de coque de Mindlin

L'élément de Mindlin est un élément de coque à 4 noeuds incluant les effets de cisaillement transverse. Le champ de déplacement est représenté figure B.II.8.

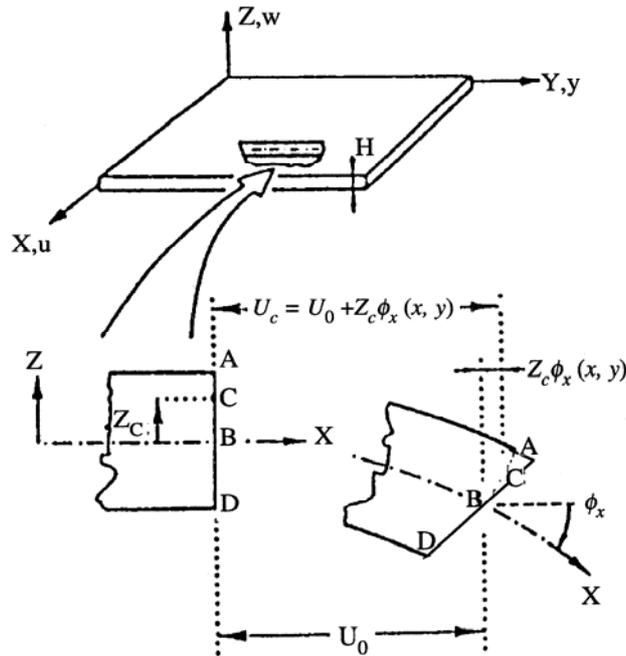


Figure B.II. 8. Champ de déplacement de l'élément de Mindlin

Le champ des déplacements d'un point de coordonnées (x, y, z) s'écrit à partir de la figure B.II.8 :

$$\begin{cases} u(x, y, z) = u_0(x, y) + z \cdot \phi_x(x, y) \\ v(x, y, z) = v_0(x, y) + z \cdot \phi_y(x, y) \\ w(x, y, z) = w_0(x, y) \end{cases}$$

u_0, v_0, w_0 sont les déplacements du plan moyen et $\phi_x(x, y) = \gamma_{xz} - \frac{\partial w}{\partial x}$, $\phi_y(x, y) = \gamma_{yz} - \frac{\partial w}{\partial y}$

Dans le cas de la théorie de Kirchhoff, les rotations de section sont égales aux dérivées du déplacement transversal. Pour la prise en compte de l'effort tranchant, un coefficient de

correction analogue au coefficient de section réduite des poutres est calculé pli par pli. Cet élément possède 6 d.d.l par noeuds (3 déplacements et 3 rotations).

II.4.1.2 L'élément de volume multicouche

L'élément de volume est un élément tridimensionnel dont toutes les dimensions sont du même ordre de grandeur. Aucune hypothèse n'est faite à priori sur le champ de contrainte ni sur le champ de déformation : c'est de l'élasticité tridimensionnelle. C'est un élément à définition volumique dont la géométrie est décrite explicitement.

L'élément de volume multicouche utilisé est un élément à 20 noeuds possédant chacun 3 d.d.l (3 déplacements). C'est donc un élément volumique utilisé au degré 2. Il est plus coûteux en temps de calcul mais son utilisation au degré 1 est à proscrire (rigidité de l'élément).

Cet élément est en général sous intégré. Le nombre de points de Gauss sera donc modifié dans notre étude.

II.4.1.3 Maillage et conditions aux limites

Le maillage de l'éprouvette présenté figure B.II.9 est identique pour les deux hypothèses. Il comporte 540 éléments (1000 d.d.l pour l'hypothèse Mindlin et 30000 d.d.l pour l'hypothèse Volume Composite). Le nombre de points de Gauss par pli est de 3x3x3 pour chaque hypothèse.

Les talons sont modélisés afin de diminuer les concentrations de contraintes dues à l'application du chargement.

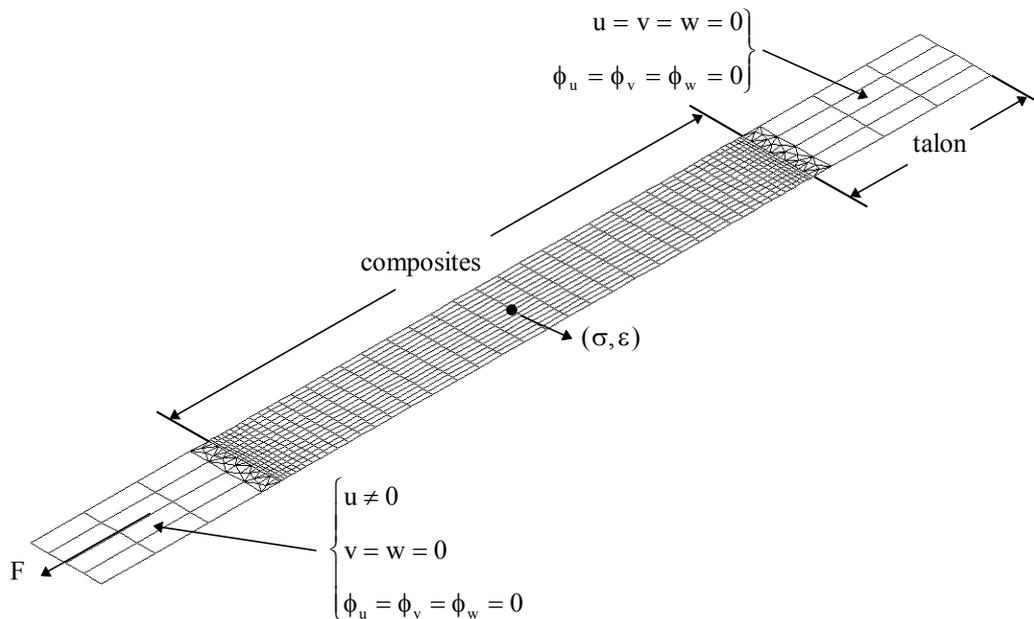


Figure B.II. 9. Maillage de l'éprouvette et condition aux limites

Un maillage moins raffiné (comme par exemple celui représenté figure B.II.7) a aussi été utilisé. Le comportement numérique contrainte-déformation au centre de l'éprouvette est identique. Cependant, le raffinement de maillage permet de faire apparaître des concentrations de contraintes près des talons et des contraintes résiduelles lors des décharges numériques.

Le chargement est réalisé à charge imposée au niveau des talons de l'éprouvette. Ce chargement est constant suivant la largeur de l'éprouvette et linéaire croissant sur la longueur

du talon. Il est décomposé en 30 à 45 incréments selon la stratification étudiée. Les contraintes et les déformations sont déterminées au centre de l'éprouvette pour la comparaison avec les jauges de déformations.

II.4.2 Comparaison du comportement numérique-expérimental

II.4.2.1 Etude numérique du stratifié $[\pm 45]_{2S}$

Cet essai caractérise le matériau en cisaillement pur. Il est caractérisé par un comportement contrainte-déformation fortement non linéaire (figures B.II.10 et B.II.11).

La charge appliquée numériquement correspond à la charge expérimentale. Nous avons comparé le comportement effort-déformation pour les deux hypothèses et au centre de l'éprouvette. Le calcul se termine dans tous les cas après la vérification du critère de dégradation partielle au centre de l'éprouvette, par divergence numérique c'est à dire par rupture brutale de l'éprouvette. En effet, le stratifié ne comportant que des plis à 45° , la dégradation partielle intervient simultanément sur tous les plis. Il n'y a donc pas la possibilité de reprise d'efforts par des plis adjacents.

Dans les deux cas le comportement non linéaire est bien retranscrit mais seule la prise en compte des grands déplacements permet pour une charge donnée, de bien restituer le comportement expérimental.

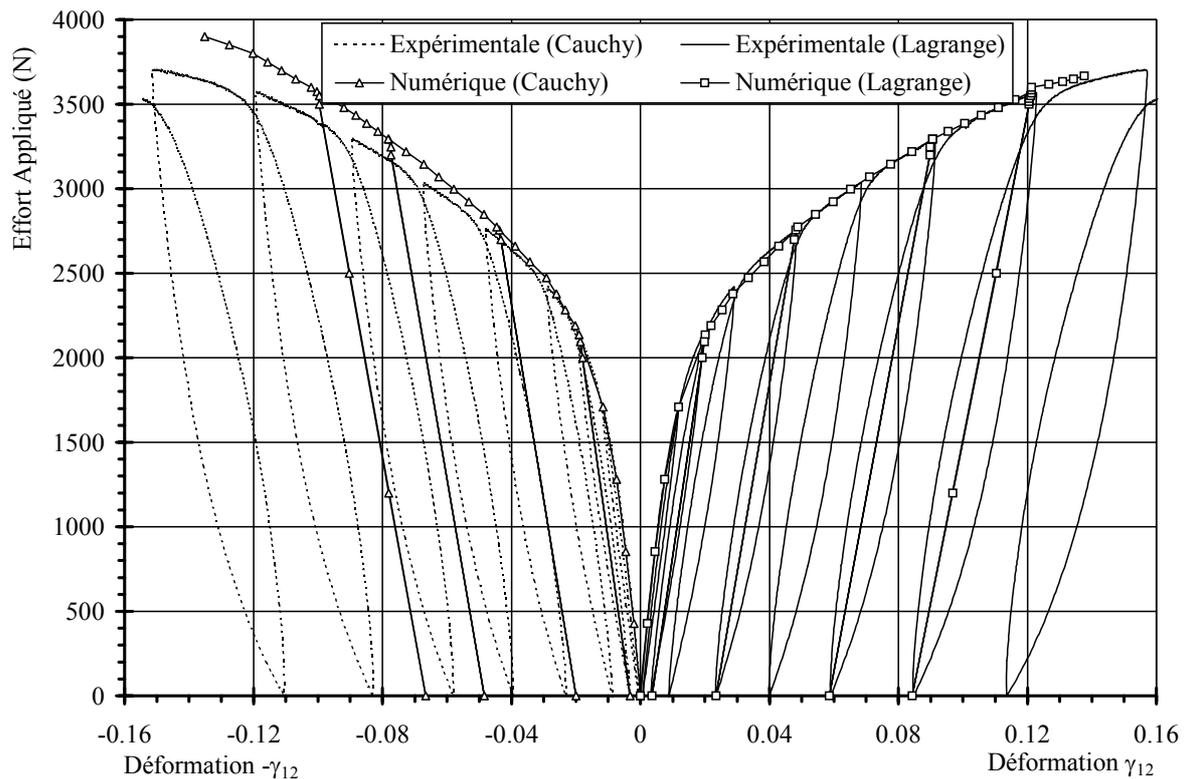


Figure B.II. 10. Comparaison numérique-expérimentale du comportement en cisaillement du T300/914

Pour la même raison, les déformations résiduelles obtenues dans le cas de l'hypothèse de Lagrange sont très proches de celles relevées expérimentalement et ce jusqu'à des déformations très importantes.

Le critère de Hashin utilisé pour prédire la rupture est conservatif dans le cas de l'hypothèse des grandes déformations. La charge maximale est estimée numériquement à environ 3666 N (172 MPa) contre 3706 N (175 MPa) expérimentalement. Dans le cas de l'hypothèse des petites déformations la charge maximale atteinte numériquement (3900 N) est bien plus importante que la charge maximale expérimentale.

L'utilisation du critère de dégradation de Tsai-Wu conduit dans tous les cas à une charge à rupture un peu plus élevée que la charge déterminée par le critère de Hashin.

L'étude numérique du cisaillement pur dans le cas de l'AS4/PEEK est plus délicate. En effet, lors des essais, il y a une réorientation des fibres à $\pm 45^\circ$ dans le sens de l'effort. Ce phénomène [Touchard-Lagattu¹¹⁴, Daniels³¹] entraîne une diminution de l'angle entre les plis qui passe de 90° à environ 70° à la rupture de l'éprouvette. Cette caractéristique affecte le comportement contrainte-déformation relevé expérimentalement (figure B.II.11) et entraîne un effort à rupture de l'éprouvette bien plus élevé. Comme la courbe contrainte-déformation introduite est influencée par la réorientation des fibres, on retrouve ce phénomène sur le comportement numérique.

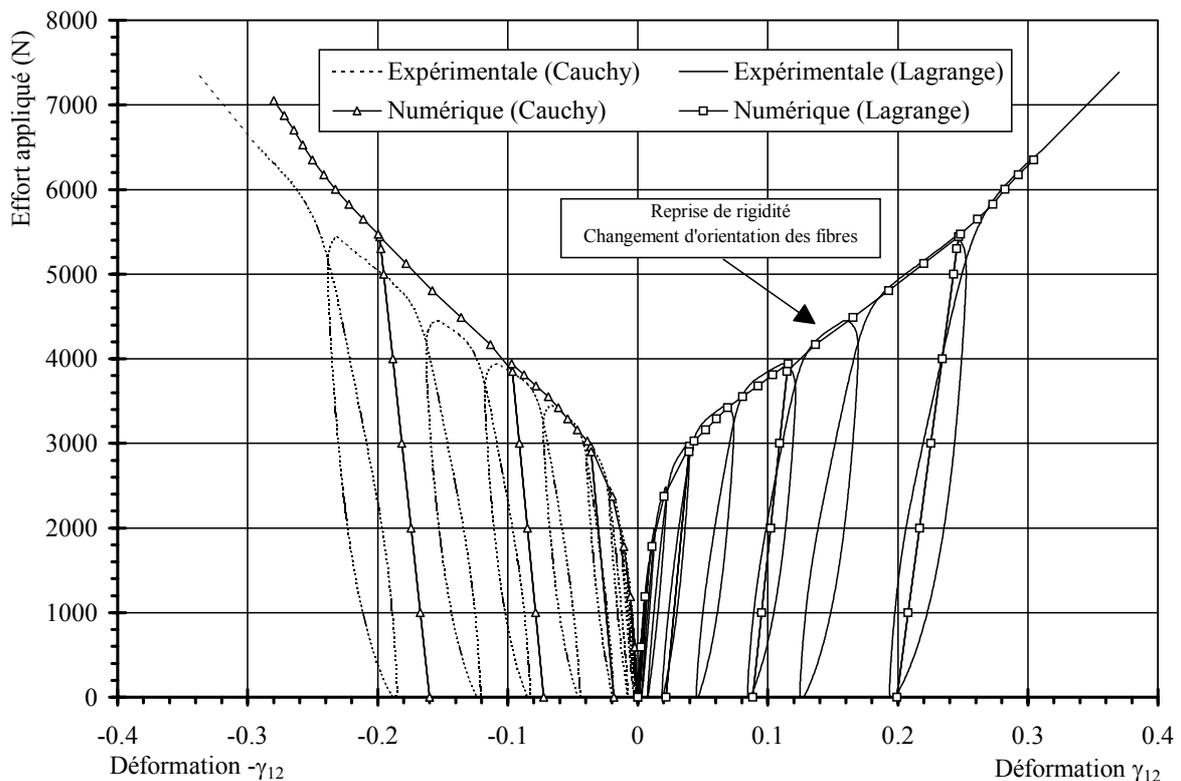


Figure B.II. 11. Comparaison numérique/expérimentale du comportement en cisaillement de l'AS4/PEEK

Ce phénomène ne peut intervenir de façon importante que pour le type de stratification étudiée. La présence de fibres dans des directions autres qu'à 45° diminuerait fortement la réorientation des fibres. Le comportement expérimental n'étant valide que jusqu'aux environs de 5000 N (125 MPa) (variation de l'angle des plis négligeable), la simulation numérique au-delà de cet effort n'a pas de sens.

Comme dans le cas du T300/914, la prise en compte des grandes déformations permet de mieux rendre compte du comportement fortement non linéaire de l'AS4/PEEK. Les

déformations résiduelles sont là aussi bien corrélées avec l'étude expérimentale pour l'hypothèse de Lagrange et ce jusqu'à un état de déformations très importantes.

La distribution de contraintes de cisaillement visualisée figure B.II.12 pour le T300/914 est uniforme sur la partie utile de l'éprouvette. Cependant, on peut remarquer figure B.II.13, qu'il existe un état de contraintes résiduelles après décharge, près des talons de l'éprouvette. Ces contraintes de traction sont de l'ordre de 7 à 10 MPa. Elles sont la cause pour certains essais, de la rupture expérimentale de l'éprouvette près des talons. Par contre, les contraintes résiduelles de cisaillement sont quasiment nulles au centre de l'éprouvette. La prise en compte de la réorientation des fibres au cours du chargement introduirait des contraintes résiduelles non nulles [Touchard-Lagattu¹¹⁴].

Bien que ce type d'éprouvettes soit très souvent utilisé, il serait plus judicieux d'employer une éprouvette en forme d'haltère.

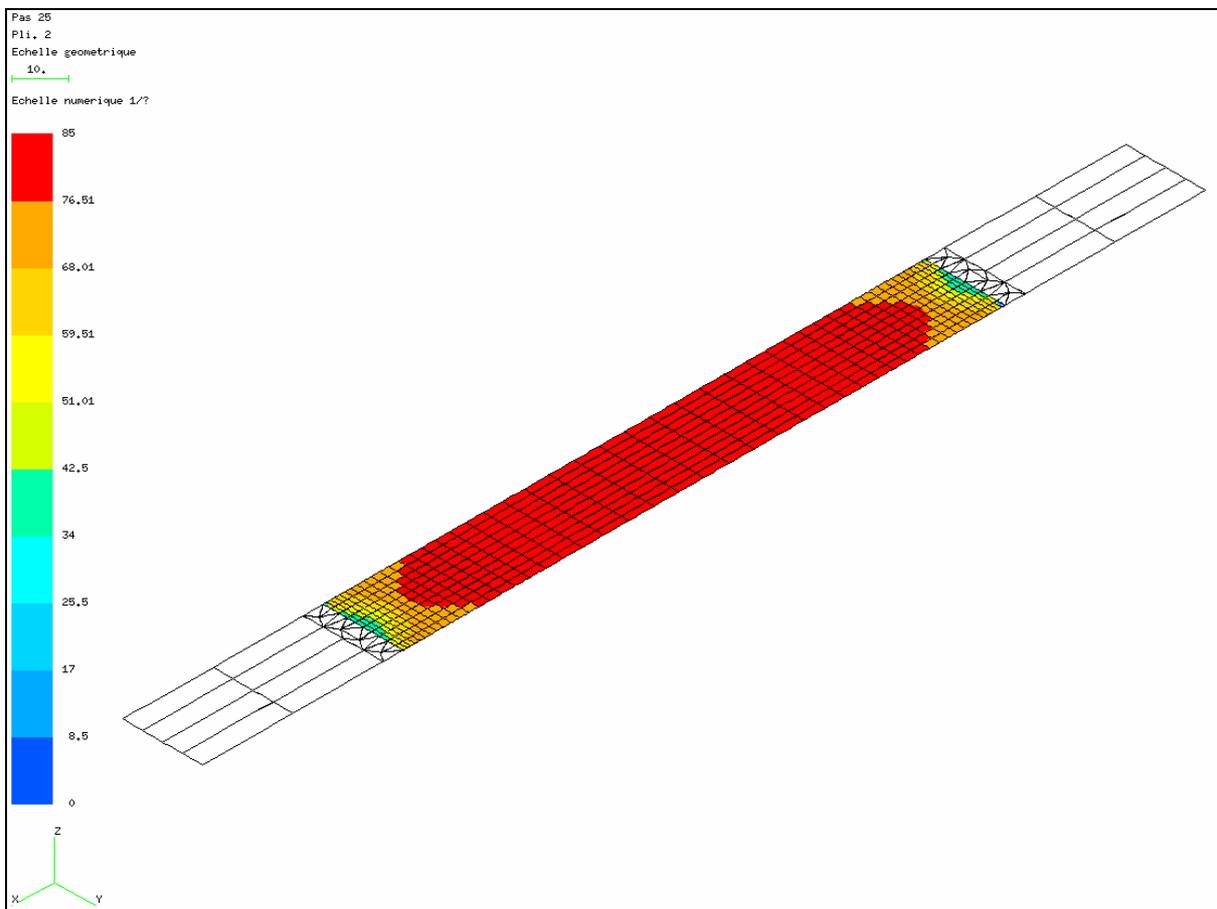


Figure B.II. 12. Distribution de la contrainte σ_{12} du T300/914 à 3300 N pour la stratification $[\pm 45]_{2S}$

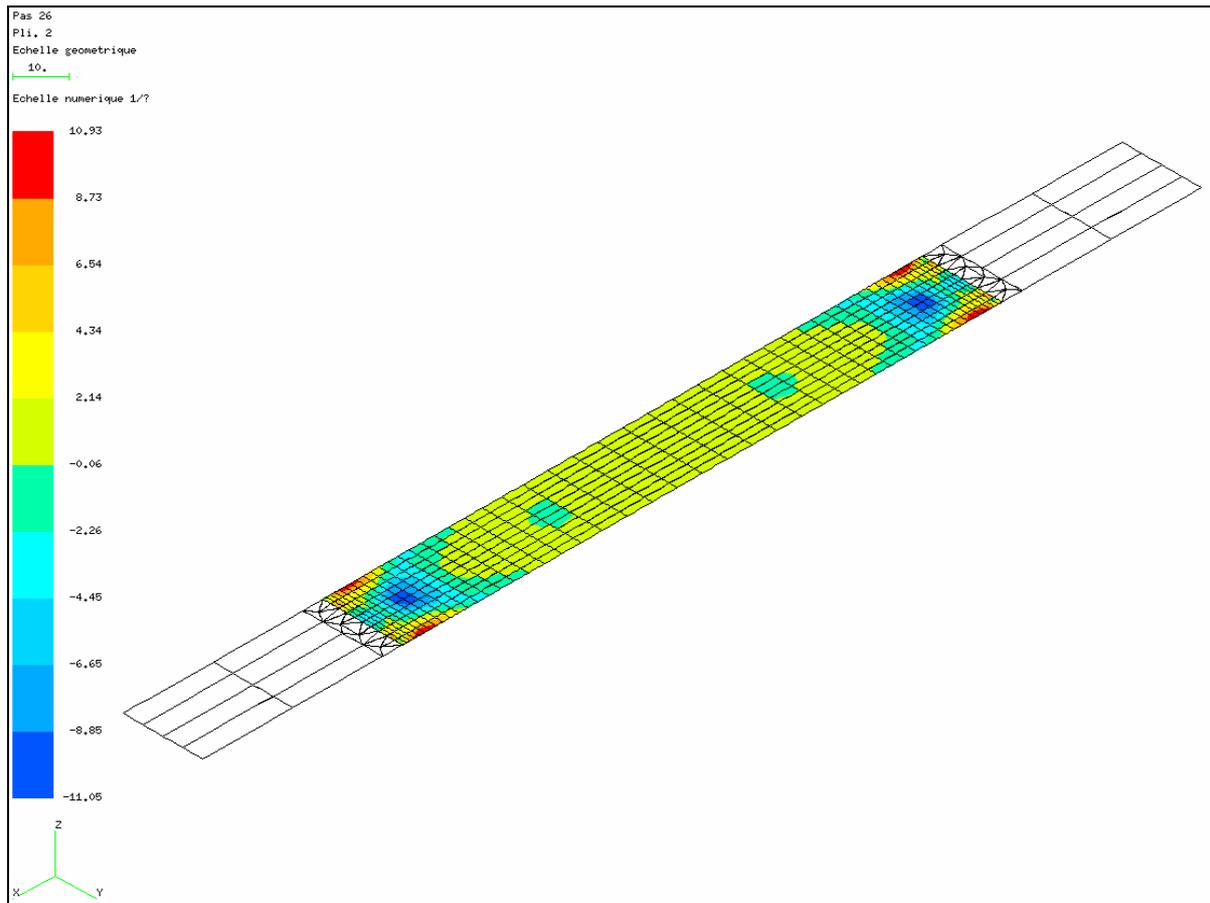


Figure B.II. 13. Distribution de la contrainte résiduelle σ_{12} du T300/914 pour un effort nul après décharge à partir de 3300 N pour la stratification $[\pm 45]_{2S}$

II.4.2.2 Etude numérique du stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$

L'étude de ce stratifié équilibré permet de s'affranchir de l'importance du couplage entre l'endommagement sens travers et de cisaillement sur la prédiction de la rupture totale du stratifié. Il est évident que chaque type d'endommagement interfère l'un sur l'autre pour créer l'endommagement total de la matrice. Ladevèze⁶⁸ détermine le terme de couplage entre l'endommagement en traction transverse et cisaillement par le rapport entre E_{22} et G_{12} qui est dans notre cas de l'ordre de 1.7. Le modèle numérique ne tient pas compte du couplage de l'endommagement en cisaillement et traction transverse.

Le modèle numérique conduit à une évolution plus faible de l'endommagement autant pour le cas du T300/914 que pour l'AS4/PEEK (figures B.II.14 et B.II.15).

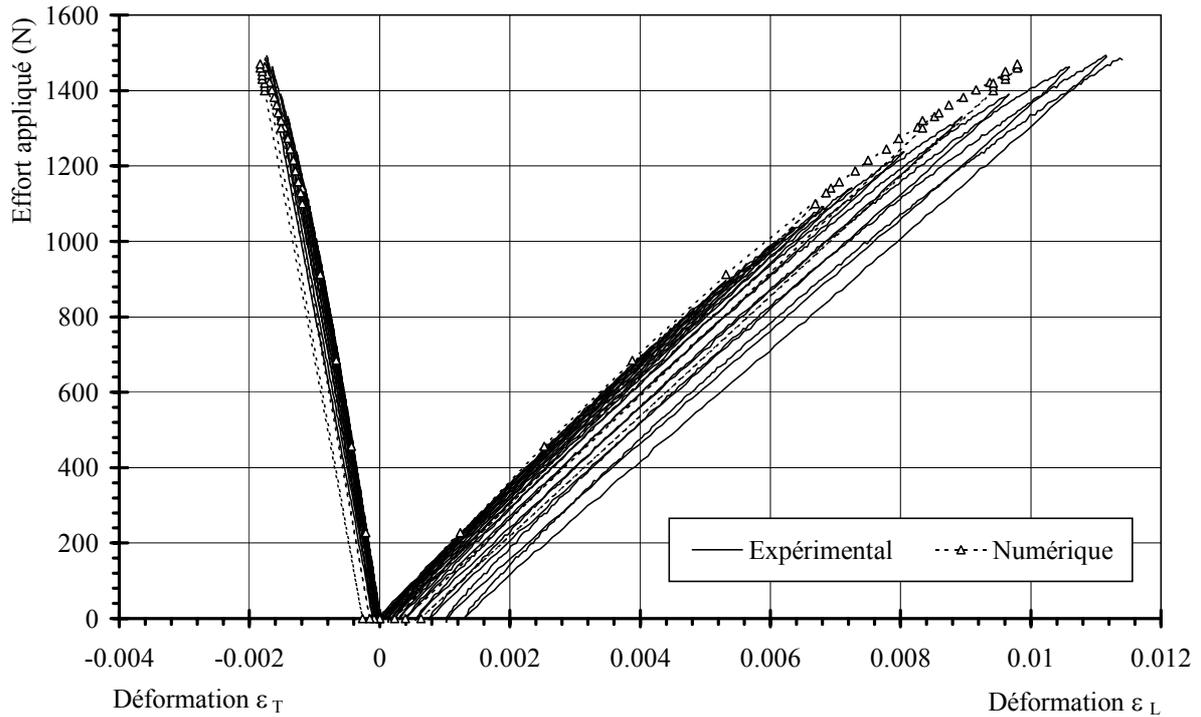


Figure B.II. 14. Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$ T300/914

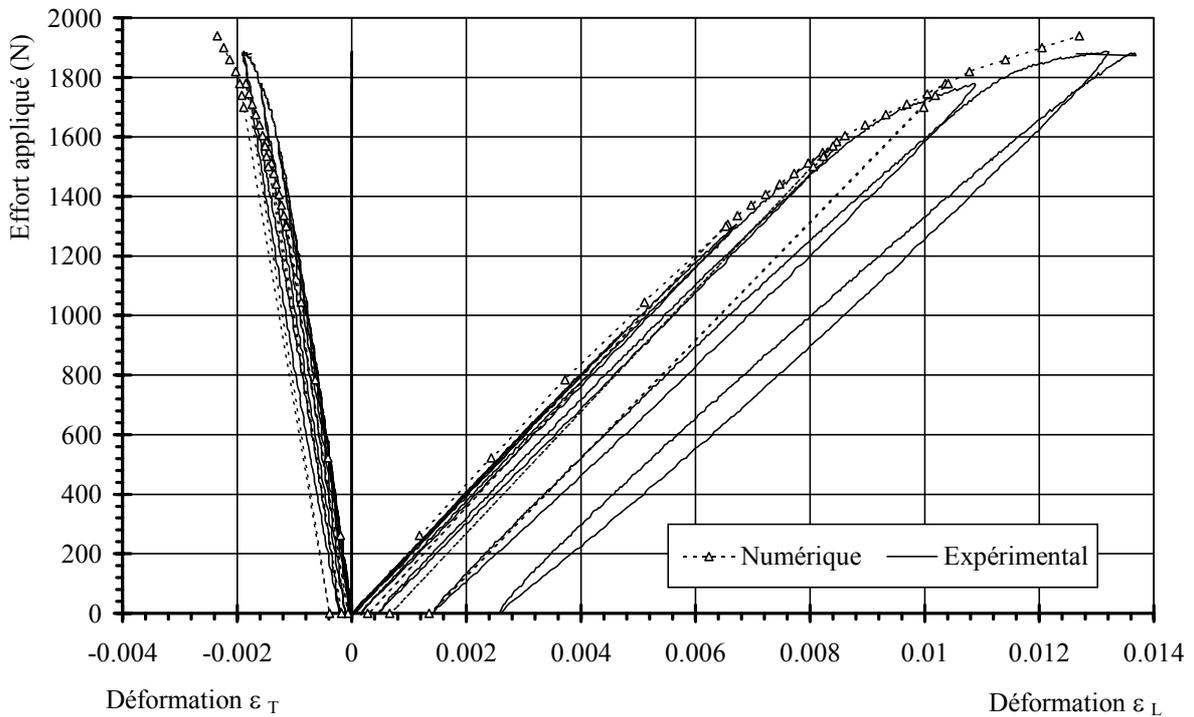


Figure B.II. 15. Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[\pm 67.5]_{2S}$ AS4/PEEK

La rupture de l'éprouvette est estimée par l'étude numérique dans le cas du T300/914 aux environs de 1470 N (73.5 MPa) contre 1496 N (74.8 MPa) expérimentalement

(figure B.II.14). Pour l'AS4/PEEK le critère de Hashin prévoit une rupture aux environs de 1920 N (96 MPa) contre 1886 N (94.3 MPa) expérimentalement (figure B.II.15).

II.4.2.3 Etude numérique du stratifié $[45]_8$

Cet essai caractérise le couplage entre l'endommagement en traction transverse et en cisaillement pour un rapport σ_{22}/σ_{12} égal à 1.

Le comportement numérique est assez proche du comportement expérimental dans le cas du comportement effort appliqué en fonction de la déformation longitudinale (figures B.II.16 et B.II.17).

La différence de comportement effort-déformation sens travers relevée pour les deux matériaux est essentiellement due à la différence de comportement $\sigma_{12}=f(\varepsilon_{12})$ entre les deux stratifications $[\pm 67.5]_{2s}$ et $[\pm 45]_{2s}$. En effet, la courbe $\sigma_{12}=f(\varepsilon_{12})$ introduite dans SAMCEF est celle donnée par l'essai en cisaillement pur sur la stratification $[\pm 45]_{2s}$.

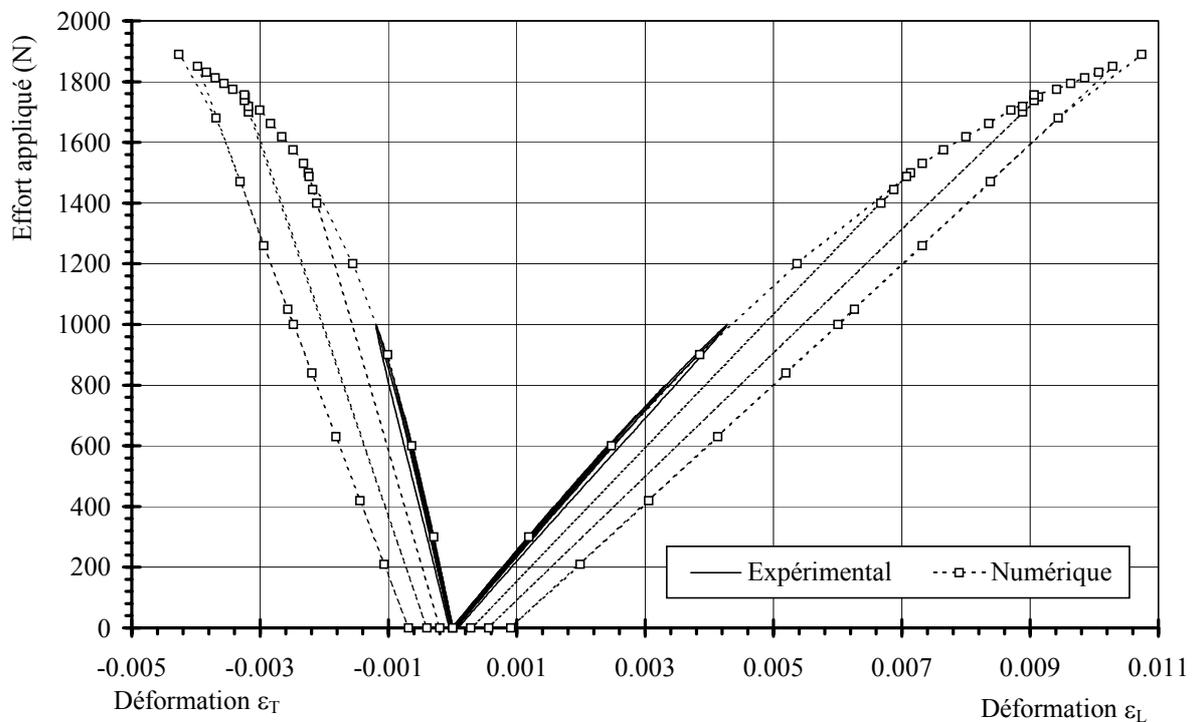


Figure B.II. 16. Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[45]_8$ T300/914

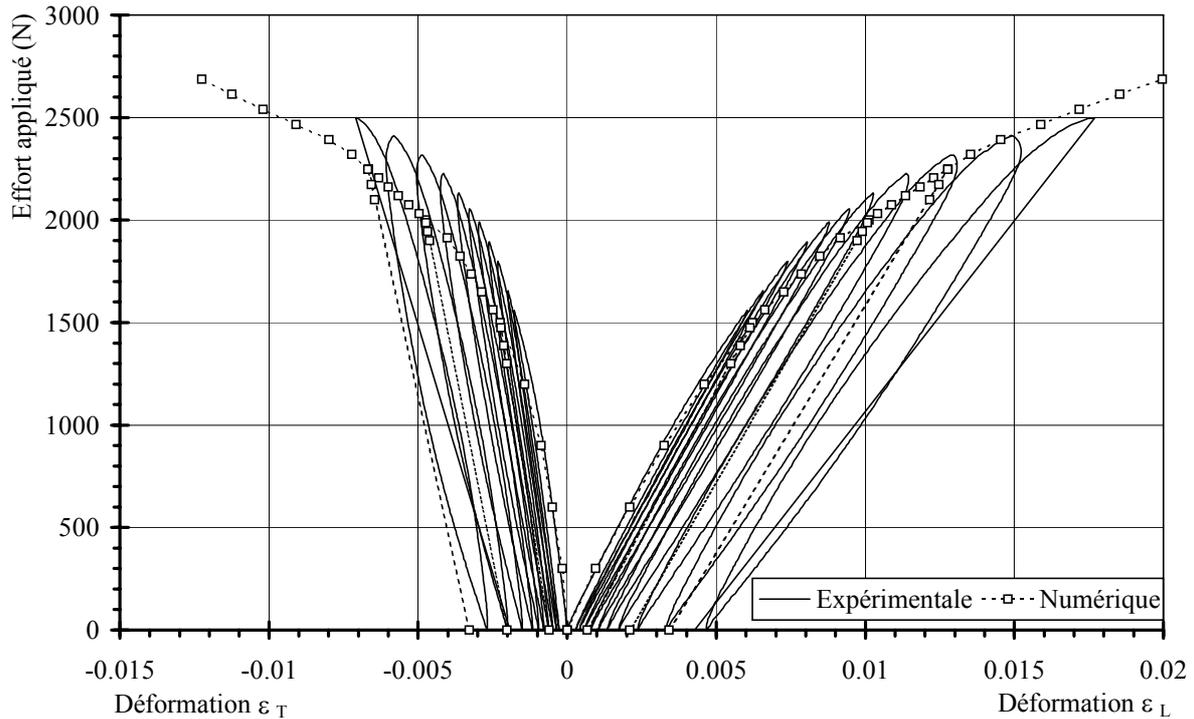


Figure B.II. 17. Comparaison numérique/expérimentale du comportement en traction du stratifié $[45]_8$ AS4/PEEK

La rupture déterminée numériquement par le critère de Hashin est bien supérieure à celle relevée expérimentalement ($\cong 1000$ N expérimentalement contre $\cong 1950$ N numériquement pour le T300/914 figure B.II.14 et $\cong 2500$ N expérimentalement contre $\cong 2800$ N numériquement pour l'AS4/PEEK figure B.II.15, pour l'essai choisi). Ceci est très marqué pour le T300/914 à cause de la relative fragilité de la résine 914 [Le Dantec⁷³]. Par contre l'effort à rupture relevé numériquement pour l'AS4/PEEK correspond à peu près à l'effort de rupture maximale relevé expérimentalement lors d'autres essais (annexe 5).

Ce type de stratifié (non croisé) se rompt prématurément lors des essais. Expérimentalement, dès qu'une fissure apparaît, elle se propage très rapidement (instabilité) et entraîne la rupture totale de l'éprouvette. En effet, lors d'analyses au MEB de l'éprouvette rompue en T300/914, aucune fissure n'a été relevée, ce qui indique le caractère très instable de ce stratifié lors de l'apparition d'une fissure. Dans le cas de l'AS4/PEEK, la grande plasticité de la résine diminue l'effet d'instabilité.

II.4.3 Récapitulatif des efforts de rupture

En conclusion, pour les stratifications équilibrées, le critère de Hashin utilisé comme critère de dégradation partielle est fiable et donne des valeurs numériques d'efforts à rupture très proches des valeurs expérimentales (Tableau B.II.1). De plus, il a l'avantage de donner une indication sur le mode de dégradation.

Le critère de Tsai-Wu prévoit un effort de rupture qui en général est plus élevé que celui donné par le critère de Hashin.

En ce qui concerne les résultats de la modélisation volumique, le comportement numérique est identique à celui relevé sur l'étude en hypothèse Mindlin. Cependant, la rupture prédite par les deux critères intervient de manière un peu plus précoce en raison de la présence des

contraintes σ_{33} , σ_{13} et σ_{23} qui sont de l'ordre de quelques MPa (de 1 à 6 MPa). Ces contraintes sont localisées le plus souvent en bord d'éprouvette ou proche des talons.

	Stratification	F (Tsai-Wu) (N)	F (Hashin) (N)	F (expérimentale) (N)
T300/914	$[\pm 45]_{2S}$	3760	3667	3706
	$[\pm 67.5]_{2S}$	1520	1470	1482
	$[45]_8$	2060	1950	1000
AS4/PEEK	$[\pm 45]_{2S}$	7012	6350	7349
	$[\pm 67.5]_{2S}$	1986	1920	1886
	$[45]_8$	2892	2800	2500

Tableau B.II.1. Récapitulatifs des valeurs des efforts à rupture

II.5 Conclusions

Le modèle numérique non linéaire géométrique et matériau utilisé, implanté dans SAMCEF, couplé au multi-critère de dégradation partielle de Hashin est un modèle fiable et simple pour la prédiction de l'endommagement. Ce modèle nécessite la connaissance de toutes les lois de comportement du pli ($\sigma_{ij}=f(\epsilon_{ij})$), les lois définissant les coefficients de Poisson ($\epsilon_{jj}=f(\epsilon_{ii})$) et les lois définissant les déformations résiduelles en fonction des déformations totales du pli ($\epsilon_{ijres}=f(\epsilon_{ij})$), dans les axes d'orthotropie. Ces lois ont été déterminées lors de l'étude expérimentale au chapitre I.

L'étude numérique a été réalisée et comparée aux résultats expérimentaux sur les stratifications $[\pm 45]_{2S}$, $[\pm 67.5]_{2S}$ et $[45]_8$ et pour les deux matériaux.

La prise en compte des déformations résiduelles est un atout important pour une simulation réelle du comportement. On obtient pour les deux matériaux étudiés, une bonne corrélation entre le comportement numérique et expérimental sur des cycles de charge-décharge jusqu'à des déformations très importantes. La rupture de la matrice est prédite par le multi-critère de Hashin qui semble mieux adapté que le critère de Tsai-Wu. La rupture des fibres est donnée par le critère de la contrainte maximale.

Ce modèle étant formulé en théorie des grands déplacements, il est impératif pour une approche correcte du comportement réel des stratifiés étudiés jusqu'à des déformations importantes, de lui introduire les lois de comportement exprimées en grands déplacements.

Cependant, le couplage entre l'endommagement en traction transverse et en cisaillement n'est pas pris en compte. Ceci a pour effet de minimiser l'endommagement total des stratifiés étudiés quand l'état de sollicitation en membrane devient complexe. Une manière simple d'introduire le couplage serait d'intégrer dans le modèle l'évolution de la déformation résiduelle en traction transverse en fonction de celle en cisaillement.

CONCLUSIONS DE LA PARTIE B

Une étude expérimentale et numérique a permis de caractériser le comportement et l'endommagement de deux matériaux composites unidirectionnels : T300/914 (thermodurcissable) et AS4/PEEK (thermoplastique).

Pour cela, des essais avec cyclage mécanique sur cinq stratifications, instrumentés de jauges de déformations et de capteurs acoustiques, ont été réalisés afin de relever la perte de rigidité et l'activité acoustique.

Le comportement des deux matériaux est linéaire élastique en traction sens fibres et non linéaire endommageable en traction transverse et en cisaillement. La différence essentielle entre le comportement en traction transverse et en cisaillement des deux matériaux est dominée par le comportement de la matrice. En effet, la grande plasticité de la matrice PEEK semble retarder l'apparition de la fissuration.

L'étude de l'évolution de l'endommagement de chaque matériau en traction transverse et en cisaillement, a été réalisée à l'aide d'un modèle d'endommagement particulier, développé au LMT de Cachan. L'évolution de l'endommagement est non linéaire en cisaillement et linéaire en traction transverse. Il en ressort que l'endommagement du T300/914 est plus rapide et plus important à contrainte identique que pour l'AS4/PEEK.

Cependant, l'identification de l'évolution de l'endommagement est incomplète. En effet, au vu des essais réalisés, il apparaît que proche de la rupture l'évolution de l'endommagement n'est pas identifiée correctement ce qui influence l'identification théorique. Des nouveaux essais permettant de mieux identifier l'évolution de l'endommagement sont donc nécessaires.

Il serait aussi intéressant au vu des déformations importantes obtenues lors des essais en cisaillement, d'appliquer le modèle dans le cadre des grands déplacements.

Le suivi des essais par émission acoustique nous a permis de corréler l'endommagement par perte de rigidité et le rapport Félicity. Ce paramètre acoustique s'avère un paramètre très efficace pour la quantification de l'endommagement par EA. Il retranscrit très bien son évolution. Un critère basé sur les rapports Félicity critiques (déterminés à rupture) a été mis en place en vue d'une utilisation sur stratifications élémentaires. Des essais complémentaires doivent être réalisés pour affiner l'évolution de ce critère.

Le modèle numérique non linéaire et formulé en grands déplacements implanté dans SAMCEF nous a permis de modéliser l'endommagement de nos stratifiés par la prise en compte des déformations résiduelles. Les critères de Hashin et de Tsai-Wu ont été utilisés dans cette étude pour prédire la limite d'endommagement en traction transverse et en cisaillement. Le critère de Hashin est mieux adapté à la prédiction de la rupture d'un pli car il a l'avantage d'indiquer le mode de rupture. Cependant, il serait intéressant de prendre en compte dans le modèle le couplage entre l'endommagement en traction transverse et en cisaillement ainsi que la réorientation des fibres, relevée expérimentalement, dans le cas des essais en cisaillement.

Ce modèle sera utilisé pour l'analyse du délaminage par flambage localisé dans la partie D de cette étude.

PARTIE C

ETUDE DU DÉLAMINAGE EN MODE I ET II DU T300/914 ET DE L'AS4/PEEK

Introduction	109
I : Etude expérimentale des modes I et II	111
<i>I.1 Introduction</i>	111
<i>I.2 Expérimentation</i>	111
<i>I.3 Théorie de la mécanique de la rupture</i>	113
<i>I.4 Etude du mode I</i>	117
<i>I.5 Etude du mode II</i>	136
<i>I.6 Conclusions</i>	144
II : Etude numérique des modes I et II	145
<i>II.1 Introduction</i>	145
<i>II.2 Méthodes numériques de détermination du taux de restitution d'énergie</i>	145
<i>II.3 Etude numérique du délaminage en mode I et II</i>	160
<i>II.4 Conclusions</i>	169
Conclusions	171

Introduction de la partie C

L'étude de la fissuration des matériaux par la mécanique de la rupture fait appel à la détermination des facteurs d'intensité de contraintes critiques pour les matériaux métalliques et des taux de restitution d'énergie critiques pour les composites.

Dans le cas d'un délaminage quelconque établi, la détermination des efforts critiques de propagation et/ou d'initiation est souvent réalisée par la recherche des taux de restitution d'énergie en mode I, II ou III [Guedra-Degeorges⁵⁷, Whitcomb^{117,118}].

Dans la plupart des travaux sur l'étude de la propagation du délaminage, les taux de restitution d'énergie sont obtenus sur des éprouvettes dont l'interface délaminante se situe entre des plis d'orientation à 0°. Or, dans des cas réels, le délaminage ne se crée pratiquement jamais dans ce type d'interface. En effet, le délaminage est créé par le changement de propagation de la fissuration transverse lorsqu'elle "débouche" entre deux plis d'orientation différente.

Le taux de restitution d'énergie déterminé pour ce type d'interface étant normalement la valeur la plus faible des énergies critiques, son utilisation dans les critères de propagation d'un délaminage permet d'obtenir une marge de sécurité suffisante pour le dimensionnement des structures composites. Cependant, l'optimisation des structures rend de plus en plus nécessaire, l'emploi de valeurs fiables fonction de l'orientation des fibres situées autour du délaminage.

Quelques études ont été menées sur le sujet par Favre³⁹ et plus récemment par Allix¹⁰ par exemple. L'étude menée par Favre³⁹, a permis de déterminer l'influence de l'orientation des fibres sur la propagation du délaminage pour une stratification [+θ/-θ]₅₀ en T300/5028. L'étude de Allix¹⁰ sur le matériau T300/914 a aussi montré une influence importante de l'orientation des fibres situées autour du délaminage.

L'objet de notre étude est donc la détermination expérimentale des taux de restitution d'énergie en mode I et II pour une interface 0°/0°. De plus, afin d'affiner l'utilisation de critères de propagation du délaminage par flambage localisé, l'influence de l'orientation des fibres sur les valeurs de taux de restitution d'énergie critique sera caractérisée pour les deux matériaux de notre étude.

Les méthodes numériques permettant de déterminer les taux de restitution d'énergie seront ensuite exposées. Plusieurs méthodes numériques appliquées à l'étude du délaminage, sont disponibles pour le calcul du taux de restitution d'énergie total ou sa décomposition en mode I, II et III. Parmi les plus utilisées pour l'étude de la fissuration des composites, on peut citer la méthode virtuelle d'avancée de fissure [Benzeggagh^{18,20,21}, Brunel²⁵, Girard⁴⁷⁻⁵⁰, Guedra-Degeorges⁵⁷, Prel⁹²], la méthode de fermeture de fissure [Anquez¹¹, Guedra-Degeorges⁵⁷, Gilletta^{44,45}, Rybicki¹⁰², Jih⁶⁴], l'intégrale de J [Benzeggagh²⁰] et la méthode θ [Roudolff^{100,101}]. La méthode d'avancée virtuelle de fissure et la méthode θ permettent de calculer le taux de restitution totale. Les autres méthodes permettent d'obtenir la décomposition du taux de restitution d'énergie total en mode I, II et III.

Le logiciel d'élément finis SAMCEF dispose de deux méthodes automatisées dans le cas de matériaux homogènes :

- l'avancée virtuelle de fissure
- l'intégrale de J

Cependant ces méthodes ne sont pas automatisées dans le cas des matériaux composites. C'est pourquoi il a été nécessaire de développer cette automatisation pour notre étude. Les résultats

expérimentaux seront donc comparés aux résultats numériques afin de juger de la validité des modèles, en vue d'une application à l'étude numérique du délaminage par flambage localisé.

CHAPITRE I

ETUDE EXPERIMENTALE DES MODES I ET II

I.1 Introduction

L'objet de cette étude est la détermination expérimentale des taux de restitution d'énergie en mode I et II des matériaux de notre étude, c'est-à-dire du T300/914 et de l'AS4/PEEK à température ambiante et à l'état neuf.

Les méthodes employées sont ici classiques et sont celles couramment utilisées lorsque l'on étudie la propagation du délaminage de matériaux composites [Bathias¹⁶, Grady⁵³, Marais^{77,78}, Martin⁸⁰]. On se place dans cette étude dans le cas d'éprouvettes de faible épaisseur.

I.2 Expérimentation

I.2.1 Epreuves

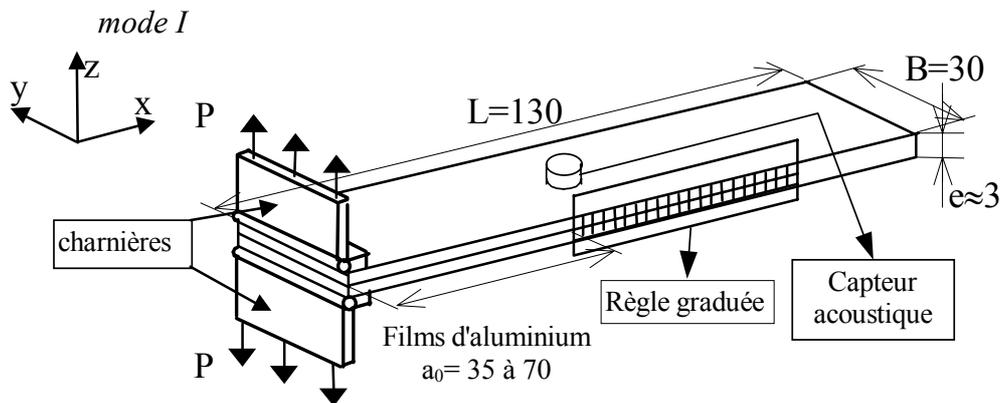


Figure C.I. 1. Epreuve de mode I (DCB) et conditions de chargement

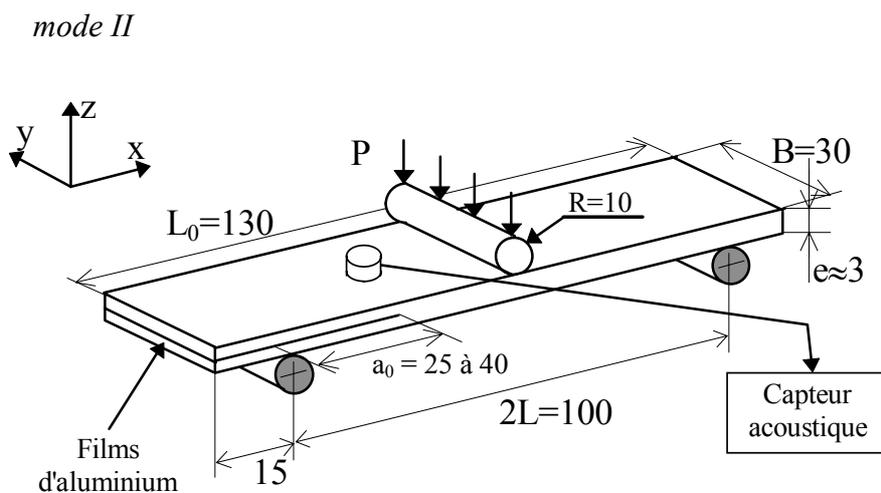


Figure C.I. 2. Epreuve de mode II (ENF) et conditions de chargement

L'éprouvette est composée de 24 plis unidirectionnels. Elle est identique pour le mode I et pour le mode II. La fabrication de ce type d'éprouvette est détaillée en annexe 1. La longueur minimale (35 mm en mode I et 45 mm en mode II) de la préfissure est choisie de façon à obtenir un déplacement des lèvres de la fissure suffisant (mode I) mais aussi afin de respecter l'hypothèse des poutres. La longueur maximale de la préfissure est choisie de manière à ne pas obtenir de déplacement des lèvres de la fissure trop importante (pour rester dans l'hypothèse des petits déplacements).

La charge est appliquée par l'intermédiaire de charnières (Figure C.I. 1) afin de ne pas introduire de moment fléchissant opposé à celui introduit par l'effort. De plus, la partie de la charnière collée sur l'éprouvette a été coupée afin de ne pas rigidifier les lèvres de la fissure.

Dans le cas du mode II, la charge est introduite par l'intermédiaire d'un rouleau (diminution de l'effet de poinçonnement) au centre de l'éprouvette (Figure C.I. 2). Une butée est introduite sur le montage afin de positionner les éprouvettes toujours de la même manière.

I.2.2 Instrumentation

Les essais en mode I et II sont réalisés à l'aide d'une machine statique Adamel (Figure C.I. 3). Les capteurs de charges utilisés ont une capacité maximale la plus proche possible des efforts maxima de propagation du délaminage (100 daN en mode I et 500 daN en mode II) afin d'obtenir une précision suffisante sur la valeur de la charge. Tous les essais sont pilotés en déplacement à la vitesse de 2 mm/min. Un capteur de déplacement est positionné entre les mors de la machine. Le capteur d'émission acoustique est placé juste en avant du front de fissure afin de détecter l'initiation du délaminage. Toute la procédure de réglage de la chaîne d'acquisition acoustique (ainsi que le collage du capteur) est indiquée en annexe 3.

La mesure de l'avancée de fissure est réalisée de deux manières complémentaires. Une règle graduée (pas de 0.2 mm) est collée sur un côté de l'éprouvette (Figure C.I. 1). La règle est filmée avec un grossissement suffisant, permettant de mesurer l'avancée de fissure. De l'autre côté, le bord de l'éprouvette est peint en blanc et la longueur de la fissure est relevée à chaque avancée par marquage au crayon.

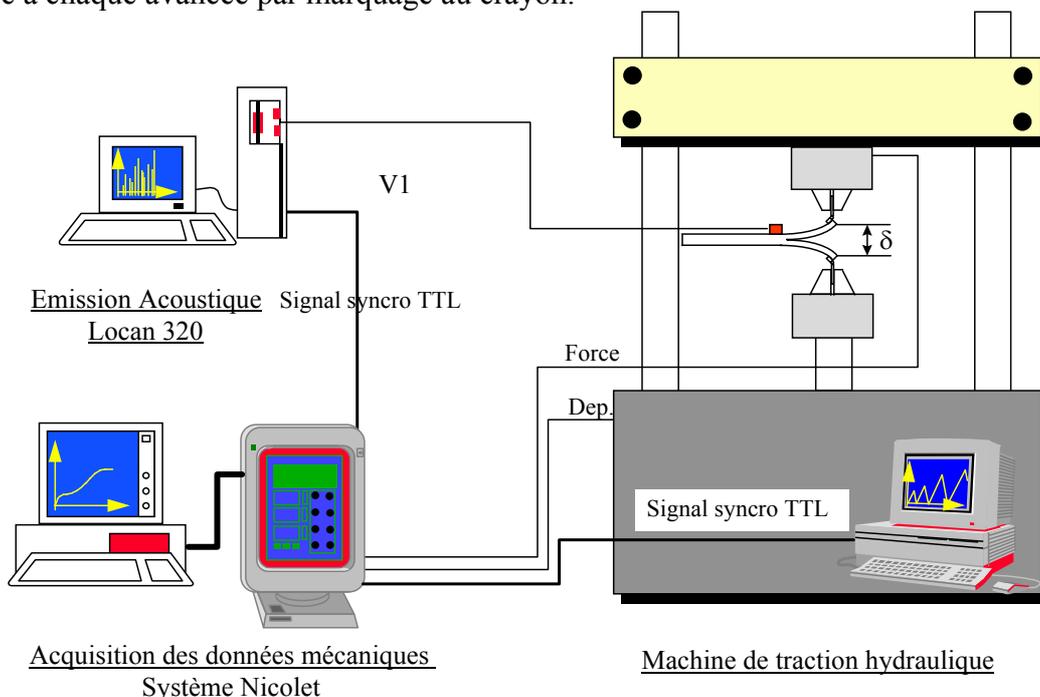


Figure C.I. 3. Synoptique de l'instrumentation d'essais

I.2.3 Choix de la stratification

Les stratifications étudiées ont été choisies selon le but de notre étude (influence de l'orientation des fibres autour du front de fissure) et en respectant les quelques points suivants :

- chaque lèvres entourant le délaminage doit être d'une stratification identique (symétrie miroir de chaque lèvre)
- les lèvres de la fissure doivent comporter le plus grand nombre possible de plis orientés à 0° afin de diminuer les endommagements possibles et d'obtenir des déplacements δ assez faibles (hypothèse des petits déplacements) mais suffisamment grands pour être significatifs (erreurs de mesure).

La stratification étudiée a donc été définie de la manière suivante :

$$- [\theta, -\theta, 0_8, -\theta, \theta, //, -\theta, \theta, 0_8, \theta, -\theta] \quad \text{où } \theta = (0^\circ, 22.5^\circ, 45^\circ)$$

Le symbole // représente la position du film d'aluminium introduit afin de créer une pré-fissure (annexe 1). La variation de θ (0° , 22.5° et 45°) permet d'obtenir à l'interface délaminée un angle total de 0° , 45° et 90° .

On remarque que la stratification totale n'est pas symétrique et que seule chaque lèvre de la fissure l'est.

I.3 Théorie de la mécanique de la rupture

I.3.1 Généralités

La mécanique de la rupture est utilisée quand on veut étudier l'influence de fissures sur le comportement des matériaux. Le problème de base est l'analyse du champ des contraintes au voisinage de la fissure.

La mécanique de la rupture classique est adaptée au matériau homogène fragile élastique. Pour les matériaux composites fissurés, la difficulté de connaître le champ de contrainte en front de fissure a poussé de nombreux auteurs à appliquer cette mécanique de la rupture classique. Elle est donc souvent employée avec succès pour l'analyse des fissures sur matériaux composites. De plus, par souci de simplicité, on applique souvent la théorie élastique linéaire de la mécanique de la rupture, quitte à mettre en place des facteurs correcteurs par la suite.

Modes de sollicitations

La propagation des fissures peut se développer sous divers type de chargement. Irwin⁶¹ a mis en évidence trois modes cinématiques (trois déplacements relatifs des lèvres de la fissure) indépendant de la propagation de fissure (Figure C.I. 4) :

- Le mode I ou mode d'ouverture sollicitant l'interface fissurée en traction (σ_{33}),
- Le mode II ou mode de cisaillement plan sollicitant l'interface fissurée en cisaillement (σ_{13}),
- Le mode III ou mode de cisaillement anti-plan sollicitant l'interface fissurée en cisaillement hors plan (σ_{23}).

La superposition de ces trois modes décrit le cas général.

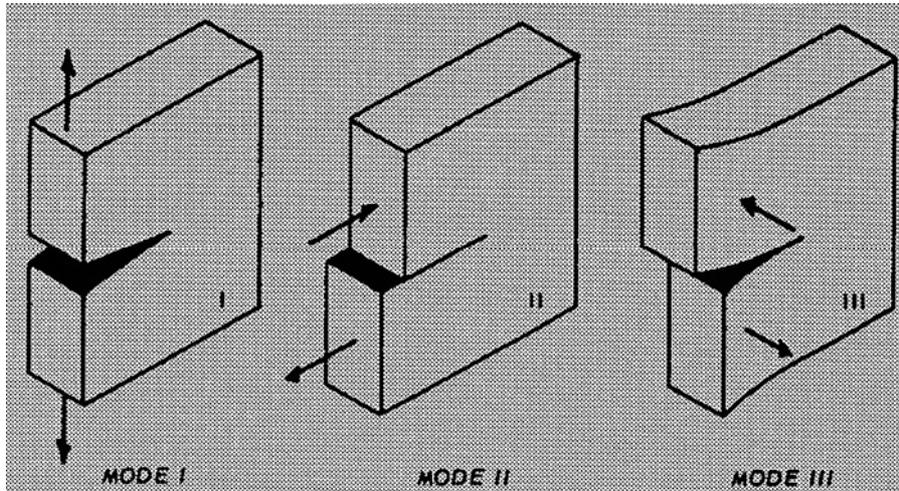


Figure C.I. 4. Modes de sollicitations d'une fissure

I.3.2 Critère d'instabilité

Griffith⁵⁵ en 1921 indique qu'une fissure se propage si l'énergie totale emmagasinée W_r est supérieure à l'énergie de création d'une nouvelle surface U_s .

La conservation de l'énergie potentielle totale U d'une structure fissurée en équilibre s'écrit :

$$dU = dU_c - dU_s + dW_r = 0 \quad (C.I.1)$$

où :

- $dW_r = (dW_{ext} - dU_e)$ est l'énergie disponible pour la propagation de fissure : le travail des forces extérieures moins l'énergie élastique et/ou plastique emmagasinée.
- $dU_s = 2 \cdot dA \cdot \gamma_s$ est l'énergie de création de la surface dA , avec γ_s est l'énergie spécifique de création de surface.
- dU_c est l'énergie cinétique du système (négligeable en quasi-statique).

Le critère énergétique de Griffith⁵⁵ s'écrit alors :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dU}{dA} < 0 \text{ la fissure est stable} \\ \frac{dU}{dA} = 0 \text{ la fissure est en équilibre} \\ \frac{dU}{dA} > 0 \text{ la fissure est instable} \end{array} \right.$$

Si l'on définit la résistance à la fissuration comme l'énergie nécessaire à la création d'une nouvelle surface, on a :

$$R = \frac{dU_s}{dA} = 2\gamma_s$$

et le taux de restitution d'énergie comme l'énergie dissipée lors de l'avancée de la fissure :

$$G = \left(\frac{dW_{ext}}{dA} - \frac{dU_e}{dA} \right) \quad (C.I.2)$$

L'équation C.I.1 devient :

$$G - R = \frac{dU_c}{dA}$$

L'énergie cinétique due à la propagation de fissure étant négligeable dans le cas de sollicitations statique on obtient finalement :

$$G - R = 0 \quad (C.I.3)$$

La propagation de fissure peut donc intervenir quand l'énergie accumulée est supérieure ou égale à l'énergie de création d'une fissure du matériau étudié.

La valeur de G à la propagation de la fissure est appelée taux de restitution d'énergie critique et est notée Gc (où Gc=R).

I.3.3 Méthode de la complaisance

I.3.3.1 Chargement à effort constant

Le taux de restitution d'énergie par unité de largeur est donné par la différence de variation entre le travail des forces extérieures à force constante P et du travail des efforts intérieurs lors de l'accroissement de fissure dA.

$$G = \left. \frac{dW_{\text{ext}}}{dA} \right|_F - \frac{dU_e}{dA} = \int_s \bar{P} \cdot \frac{d\bar{u}}{dA} dS - \frac{1}{2} \frac{d}{dA} \int_s \left(\frac{d\bar{P}}{dA} \cdot \bar{u} + \bar{P} \cdot \frac{d\bar{u}}{dA} \right) dS$$

Où :

- Wext. est l'énergie des forces extérieures
- Ue est l'énergie interne

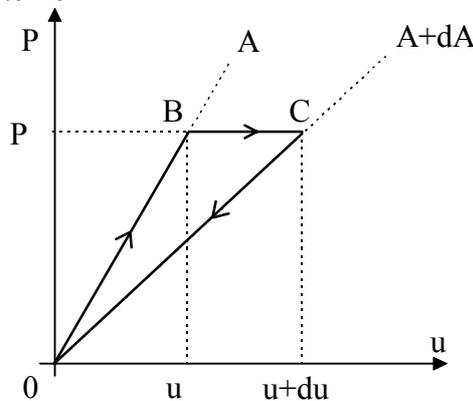


Figure C.I. 5. Comportement effort-déplacement des lèvres de la fissure à effort constant

La figure C.I.5 montre le comportement effort-déplacement avant et après la propagation de fissure à effort constant. Le bilan énergétique avant propagation est le suivant :

- L'énergie de déformation accumulée (pour une surface fissurée A) est $1/2.Pu$ (l'aire du triangle OBU). De la même manière, l'énergie de déformation accumulée (pour une surface fissurée après propagation A+dA) est $1/2.P(u+du)$ (l'aire du triangle OCu). L'énergie qui a été nécessaire à l'avancée de fissure est donc : $\frac{1}{2}P \cdot du = dU_e$.

- L'effort appliqué s'est déplacé d'une distance de (du) pendant l'avancée de fissure. Le travail des forces extérieures lors de l'avancée de fissure est $P \cdot du = dW_{\text{ext}}$.

Alors l'expression de G s'écrit :

$$G = -\frac{1}{2} P \frac{du}{dA} + P \frac{du}{dA} = \frac{1}{2} P \frac{du}{dA}$$

Si l'on exprime le déplacement u par la relation $u = C.P$ où C est la complaisance du système, on obtient :

$$G = \frac{1}{2} P \frac{d(CP)}{dA} = \frac{1}{2} \frac{P}{dA} (P.dC + C.dP)$$

La propagation s'effectuant à effort constant $\frac{dP}{dA} = 0$, on obtient finalement pour l'expression de G par unité de largeur :

$$G = \frac{1}{2} P^2 \frac{dC}{dA} \quad (C.I.4)$$

1.3.3.2 Chargement à déplacement constant

$$G = \frac{dW_{\text{ext}}}{dA} \Big|_u - \frac{dUe}{dA}$$

Ici $dW_{\text{ext}} = 0$ car il n'y a pas de déplacement de l'effort pour une avancée de fissure à déplacement constant.

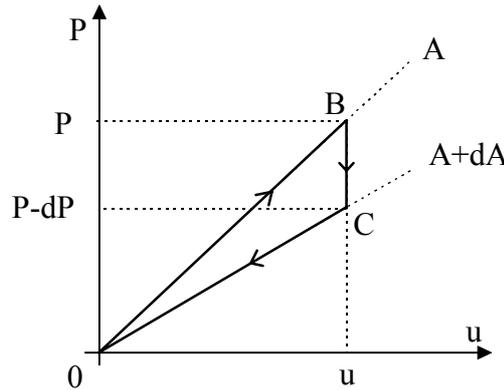


Figure C.I. 6. Comportement effort-déplacement des lèvres de la fissure à déplacement constant

L'énergie de déformation accumulée pour un effort P (figure C.I.6) est égale à (avant propagation) $1/2.P.u$ (aire du triangle OBu). L'énergie accumulée après propagation (surface $A+dA$) est égale à $1/2.(P-dP).u$ (aire du triangle OCu). Alors l'énergie élastique nécessaire à l'avancée de la fissure est : $dUe = \left[\frac{1}{2} Pu - \frac{1}{2} (P - dP)u \right] = \frac{1}{2} dP . u .$

Alors l'expression de G s'écrit :

$$G = -\frac{1}{2} \cdot \frac{(CP).dP}{dA} = -\frac{1}{2} \cdot CP \left(\frac{d\left(\frac{u}{C}\right)}{dA} \right) = -\frac{1}{2} \frac{u}{C.dA} (C.du - u.dC)$$

Comme la propagation se fait à déplacement constant $\frac{du}{dA} = 0$, on obtient finalement pour l'expression de G par unité de largeur :

$$G = \frac{1}{2} \frac{u^2}{C^2} \frac{dC}{dA} \quad (\text{C.I.5})$$

Les équations C.I.4 et C.I.5 sont identiques et indiquent que l'énergie libérée lors d'une avancée de fissure est indépendante des conditions de chargement.

Dans le cas où l'éprouvette considérée possède une largeur constante notée B, la surface fissurée dépend de la largeur B et de la longueur fissurée a c'est à dire : $dA=B.da$.

Le taux de restitution d'énergie critique G_c est calculé pour l'effort critique P_c de propagation (noté G_c^P) ou d'initiation (noté G_c^I ou G_c^A) du délaminage.

I.4 Etude du mode I

I.4.1 Méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie en mode I

I.4.1.1 Méthodes des poutres

Si les deux lèvres de la fissure sont assimilées à des poutres encastées (en front de fissure) de longueur a, de largeur B, d'épaisseur h et de module de flexion E, alors la complaisance devient :

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{8a^3}{EBh^3} \quad (\text{C.I.6})$$

En introduisant l'expression de C dans l'équation C.I.4, on obtient :

$$G_1 = \frac{12P^2a^2}{EB^2h^3} \quad (\text{C.I.7})$$

Cette formule peut donc être directement appliquée pour le calcul de G_1 , mais nécessite (lors du calcul du taux de restitution d'énergie) la connaissance (exacte) de E (module de flexion) qui pour un composite stratifié n'est pas immédiate. C'est pourquoi, divers auteurs [Bathias¹⁶, Favre³⁹, Martin⁸⁰, Marais^{77,78}] proposent de déterminer expérimentalement la complaisance par l'équation suivante :

$$C = \alpha a^3 + \beta a + \gamma = \frac{\delta}{P} \quad (\text{C.I.8})$$

Où α , β , γ sont des constantes du matériau étudié, déterminées par identification à partir de la courbe expérimentale de $C=f(a)$.

Le taux de restitution d'énergie en mode I s'écrit alors :

$$G_1 = \frac{P^2}{2B} (3\alpha a^2 + \beta) \quad (\text{C.I.9})$$

I.4.1.2 Méthode de Berry

Berry²² propose d'approcher l'évolution expérimentale de C en fonction de a par une courbe d'équation :

$$C = \frac{a^n}{K} = \frac{\delta}{P} \quad (C.I.10)$$

Où n et K sont des paramètres intrinsèques au matériau, déterminés par la courbe théorique la plus proche de la courbe expérimentale $\ln(C)=f(\ln(a))$.

Alors le taux de restitution d'énergie en mode I est donné par l'équation C.I.4 :

$$G_1 = \frac{nP^2 a^{(n-1)}}{2BK} \quad (C.I.11)$$

1.4.1.3 Facteurs de correction

- rotation de section

L'hypothèse de la théorie des poutres implique qu'il n'y ait pas de rotation de la section droite au front de fissure (encastrement parfait). Or il existe une rotation de cette section plus ou moins faible. Williams (1989) a montré expérimentalement que ces effets peuvent être pris en compte par la modification de la longueur réelle a de la fissure. La longueur de fissure corrigée est alors donnée par :

$$a^* = a + \xi h \quad (C.I.12)$$

où ξ est une constante dépendant des propriétés élastiques du matériau et h l'épaisseur d'un pli du matériau.

Cette correction s'applique au calcul direct de G par la méthode des poutres et la complaisance devient :

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{8(a + \xi h)^3}{EBh^3} \quad (C.I.13)$$

- cisaillement

Si l'on prend en compte les effets de cisaillement (qui peuvent être importants pour de faibles longueurs de fissures et pour les matériaux composites) la complaisance devient alors :

$$C = \frac{8a^3}{EBh^3} \left[\left(\frac{a}{h} \right)^2 + \frac{1}{10} \frac{E}{G_{13}} \right] \quad (C.I.14)$$

Le taux de restitution d'énergie s'écrit alors :

$$G_1 = \frac{12P^2}{EB^2h} \left[\left(\frac{a}{h} \right)^2 + \frac{1}{10} \frac{E}{G_{13}} \right] \quad (C.I.15)$$

En hypothèse d'isotropie transverse, on adopte $G_{13}=G_{12}$.

Les méthodes de détermination expérimentale de la complaisance ont pour avantage de tenir compte des effets de déformations en cisaillement, de grand déplacement. Ainsi la détermination des constantes expérimentales α , β , γ , n, et K permet de tenir compte de ces effets.

Remarque : - L'énergie nécessaire à l'avancée de fissure peut être directement relevée sur le graphe Effort/déplacement si après la propagation on décharge l'éprouvette. L'énergie libérée par l'avancée de fissure est égale à l'aire sous la courbe comme représentée Figure C.I. 7.

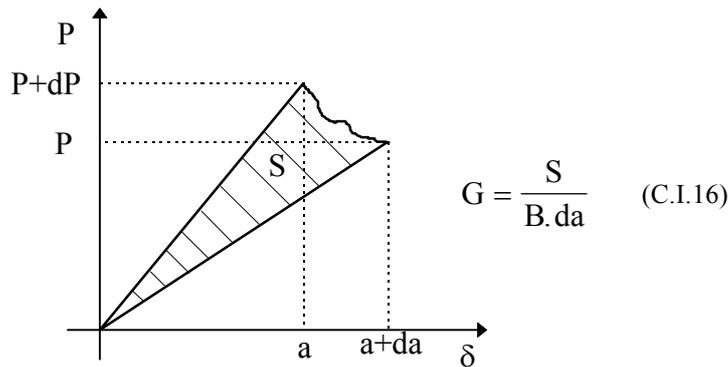


Figure C.I. 7. Calcul de l'énergie de propagation par la méthode de la surface

Cette méthode permet de déterminer le taux de restitution d'énergie dans le cas où le comportement Effort-Déplacement est non linéaire élastique [Grady⁵³].

- Lorsque le chargement introduit des déformations permanentes (Figure C.I. 8), la méthode des aires surestime l'énergie calculée, alors on utilise la méthode de l'intégrale de J [Grady⁵³].

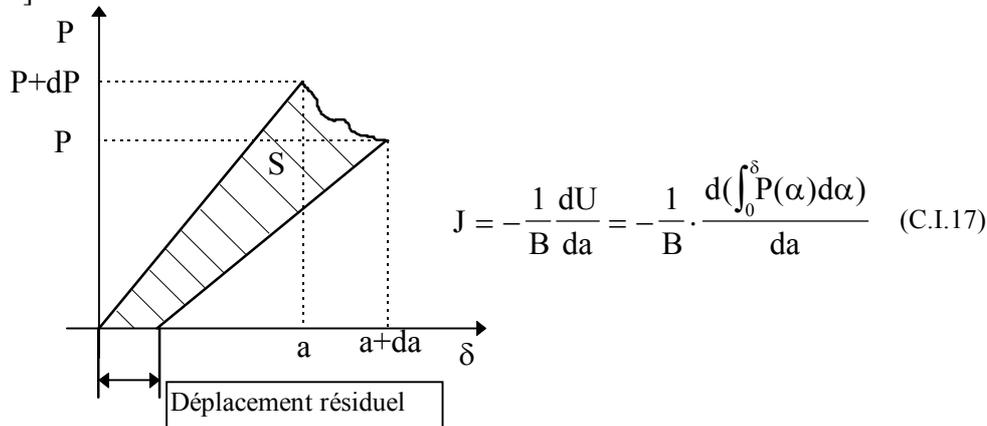


Figure C.I. 8. Comportement Effort-Déplacement des lèvres avec déplacement résiduel

Une méthode expérimentale pour calculer $\int_0^{\delta} P(\alpha) d\alpha$ [Grady⁵³] est réalisée en traçant les courbes effort-déplacement pour plusieurs longueurs de fissure a et en intégrant celles-ci pour différents déplacements δ . L'énergie critique J_c est alors égale à l'énergie calculée pour le déplacement critique δ_c . Dans le cas élastique, $J=G$.

1.4.1.4 Détermination de l'avancée de fissure

L'avancée de fissure est le paramètre expérimental le plus délicat à suivre. Pour obtenir une valeur de a suffisamment précise, une règle graduée par pas de 0.2 mm a été collée sur le côté de l'éprouvette. Un suivi par caméra permet de mesurer la longueur de fissure a , après chaque essai. Le grossissement de la caméra (x10) facilite la visualisation de la fin de propagation.

Du côté opposé à la règle graduée, le bord de l'éprouvette est peint en blanc afin de faire ressortir le front de fissure. En cours d'essai, dès qu'il y a propagation du délaminage un repère est marqué et permet par la suite à l'aide d'une loupe, de mesurer la longueur de fissure a . On peut ainsi comparer les deux valeurs de a mesurées et obtenir alors une indication fiable des valeurs de a .

I.4.1.5 Détermination de l'effort critique de propagation du délaminage

La détermination de l'effort critique pour lequel la fissure progresse est relativement difficile à effectuer. Cependant la détermination de cet effort doit être précise afin d'obtenir des valeurs fiables et répétitives de G_{IC} . Plusieurs définitions de l'amorçage sont proposées en utilisant la courbe effort-déplacement ($P(\delta)$) ou effort-temps (à déplacements imposés) (Figure C.I. 9).

La première méthode consiste à faire l'hypothèse que la propagation du délaminage introduit une perte de linéarité de la courbe $P(\delta)$. On choisit alors le point de fin de linéarité comme point d'amorçage de la fissure (effort repéré P2(NL) sur la Figure C.I. 9).

Lorsque l'on pilote les essais en déplacement, la propagation du délaminage crée une chute de l'effort. Cependant, pour certains matériaux (verre/époxy par exemple), il n'y a pas de chute d'effort mais plutôt une évolution quasi horizontale de celui-ci. C'est pourquoi, on détermine ce point par l'intersection de la courbe $P(\delta)$ avec une droite dont la pente est de 5% [Davies³³] inférieure à la pente à l'origine de la courbe $P(\delta)$ (effort repéré P4(5%) sur la Figure C.I. 9).

Ces deux méthodes graphiques sont simples et ne nécessitent que la courbe effort-déplacement. Cependant elles sont difficiles à utiliser quand le comportement $P(\delta)$ est perturbé.

On choisit alors une méthode plus physique c'est à dire reliée au phénomène de propagation. En effet, la propagation du délaminage crée une rupture de l'interface et donc peut être identifiée par émission acoustique. On place donc un capteur d'émission acoustique sur l'éprouvette afin d'enregistrer l'évolution de l'EA. A l'aide de l'EA, le point d'amorçage (effort critique) le plus souvent relevé [Benzeggagh¹⁷, Allix¹⁰, Ducept³⁶] est celui correspondant au début de l'EA (effort repéré P1(EA)). Bien sur, ceci impose une synchronisation parfaite des paramètres effort, déplacement et EA. Cet effort ainsi déterminé, définit l'initiation de la propagation du délaminage (amorçage) [Benzeggagh¹⁷, ...].

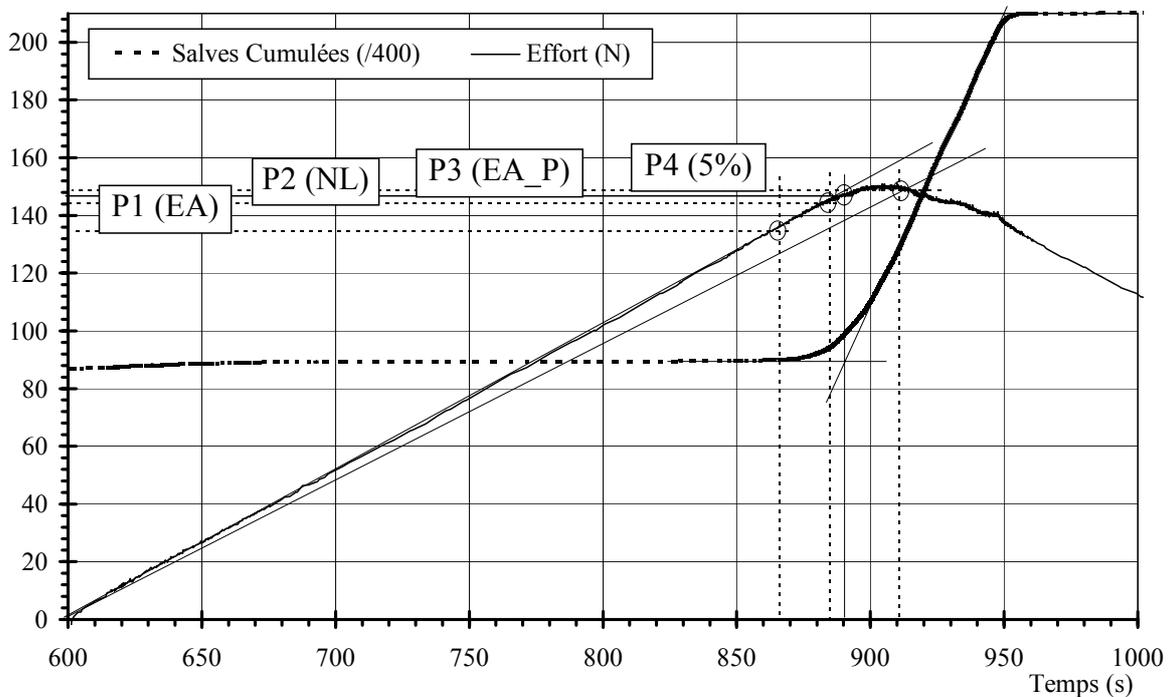


Figure C.I. 9. Méthodes de détermination de l'effort critique de propagation du délaminage, Exemple sur l'AS4/PEEK interface 0/0, deuxième cycle, $a_0=40$ mm.

Cependant, s'il existe un endommagement (même faible) des plis avant la propagation du délaminage, l'effort ainsi déterminé est très faible. De plus, le seuil de détection influence la valeur de cet effort critique.

Un autre point caractéristique de la courbe d'EA est le point d'inflexion de la courbe de salves (d'événements) cumulées indiquant un changement de mode d'endommagement (effort repéré P3(EA_P) Figure C.I. 9). Ce point peut donc servir à la détermination de l'effort de propagation du délaminage. Pour l'AS4/PEEK, la plasticité de la résine en front de fissure introduisant une non-linéarité de la charge, le point P3 est proche du point P2. Pour le T300/914, tous les points sont pratiquement confondus.

Dans cette étude on prendra donc l'effort P3(EA_P) déterminé par émission acoustique comme l'effort critique de propagation du délaminage.

1.4.1.6 Critère de qualification de l'interface délaminée

Les essais sur les interfaces 22.5/-22.5 et 45/-45, sont caractérisés par rapport aux essais sur l'interface 0/0, par la présence de pontage de fibres. Ces pontages sont formés de fibres liant les deux lèvres de la fissure. Dans la plupart des cas, et surtout pour de faibles longueurs de propagation de fissures, ce pontage n'est constitué que de quelques fibres. Ce phénomène peut s'amplifier au cours de la propagation et comprend de larges bandes croisées de fibres. Les observations microscopiques de la surface délaminée, montrent qu'il n'y a pas de changement du plan de la fissure (la propagation s'établit donc à l'interface initiale et y reste tout au long de la propagation).

Mais lorsqu'il y a pontage par bande de largeur importante, on ne sait pas exactement qu'elle est la surface créée lors de l'avancée du délaminage. Le taux de restitution d'énergie calculé à partir de cette surface n'est certainement pas exact.

Pour valider les propagations comportant le moins possible de pontage par bandes, nous nous sommes intéressés à l'évolution des salves cumulées. Pour cela, nous avons tracé par exemple figure C.I.10, l'évolution des salves cumulées en fonction du temps pour les trois interfaces du T300/914 pour lesquels la propagation s'est faite sans pontage important. Un exemple d'évolution des salves cumulées pour une interface 22.5/-22.5 avec pontage important (pontage par bandes vérifié à posteriori) est aussi indiqué.

On remarque que lorsqu'il se crée un pontage par bande, l'évolution du taux de salves (nombre de salves cumulées par seconde) est différente des autres évolutions.

Dans les cas favorables (pas de pontage important), le taux de salves croît légèrement en fonction de l'interface :

$$P(0) < P(22.5) < P(45)$$

Ainsi, le critère proposé de validation des propagations sans pontages par bandes, est donc la détermination et la constance (pente linéaire) du taux de salves pour chaque cycle.

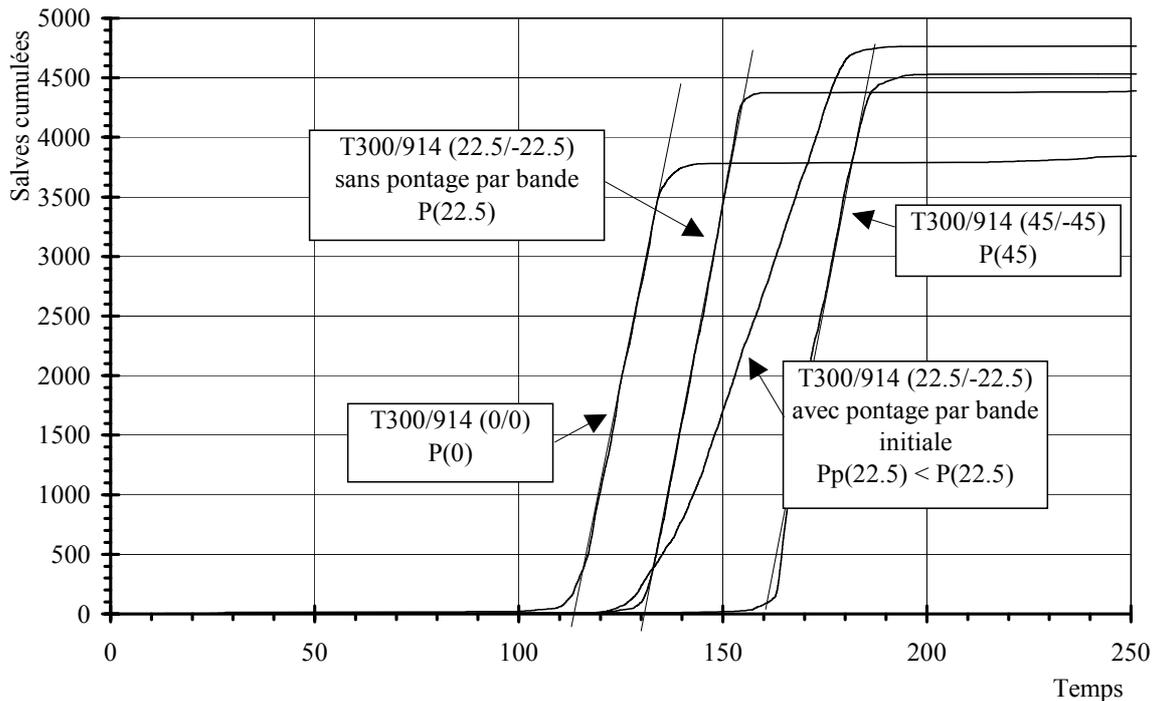


Figure C.I. 10. Exemple de validation des essais par EA : mesure du taux de salves pour chaque essai et chaque cycle sur le T300/914

Les valeurs du taux de salves étant proches, la pente de référence est celle de l'interface 0/0 compte tenu qu'il n'y a aucun pontage de fibres pour cette interface.

Le phénomène de pontage de fibres intervient souvent sur les interfaces 45/-45.

Il est bien entendu que cette méthode n'élimine que les pontages de fibres les plus importants.

I.4.2 Comportement effort-déplacement des lèvres de la fissure

On présente le comportement effort-déplacement de chaque matériau (T300/914 et AS4/PEEK), pour chaque stratification étudiée (interface 0/0, 22.5/-22.5, 45/-45) et pour une longueur de délaminage initial donnée.

I.4.2.1 Interface 0/0

La propagation du délaminage se traduit par une chute de l'effort au cours du chargement en déplacement (figure C.I.11). Le comportement est linéaire jusqu'à l'initiation du délaminage. Il n'existe pas de déformations permanentes après décharge. La détermination de la complaisance est donc facilitée. Les efforts de propagation sont bien plus faibles (environ 4 fois moins) dans le cas du T300/914 que dans le cas de l'AS4/PEEK. Les fibres de ces deux composites étant de résistance quasi identique (module E_{11} quasi identique), on remarque donc la meilleure ténacité de la résine et/ou de l'interface fibre/matrice de l'AS4/PEEK.

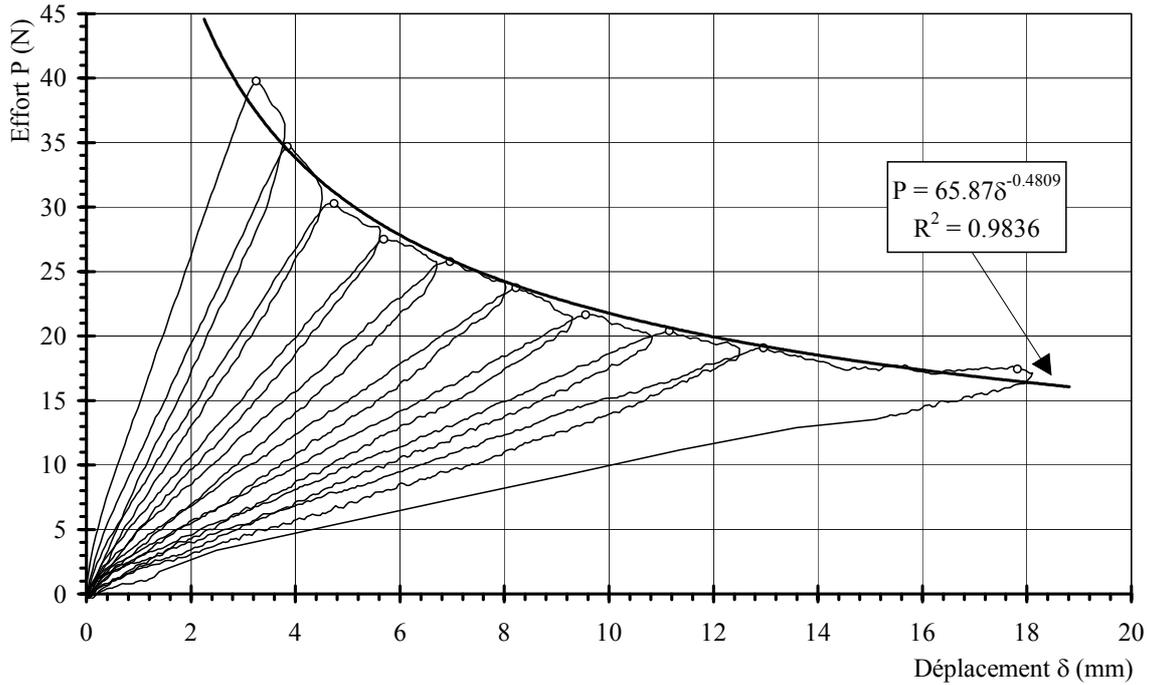


Figure C.I. 11. Comportement effort/déplacement en mode I du T300/914 et l'interface 0/0, $a_0 = 40$ mm

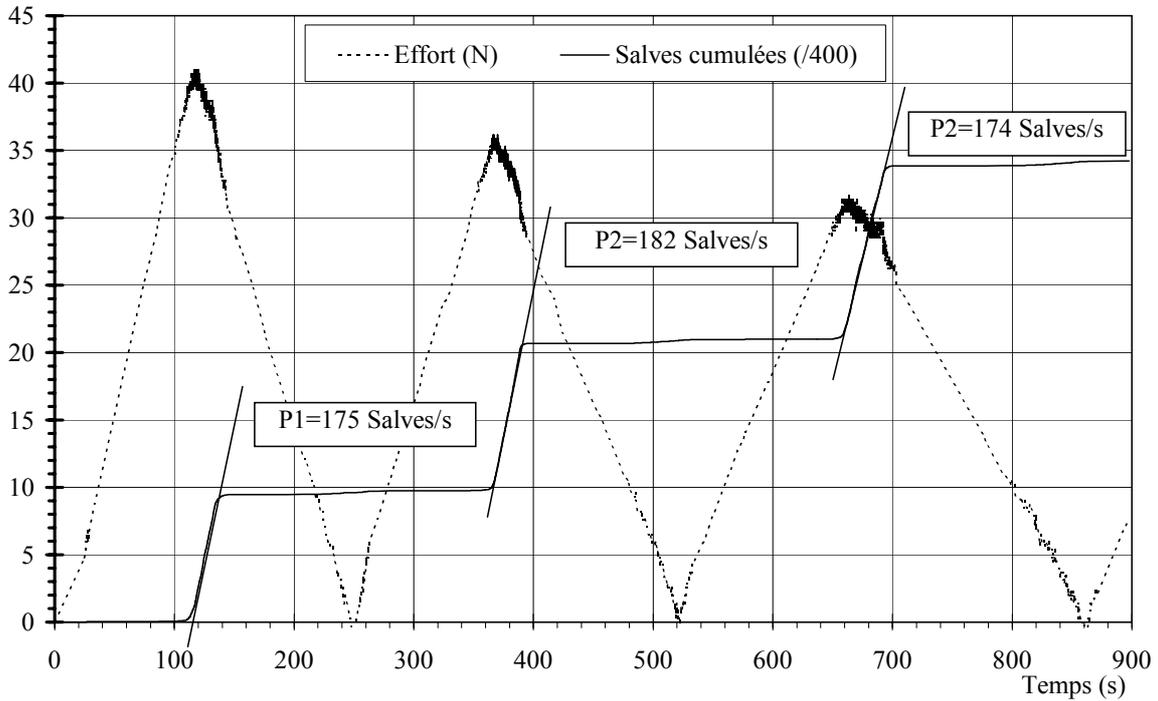


Figure C.I. 12. Evolution des salves cumulées du T300/914, interface 0/0, $a_0 = 40$ mm

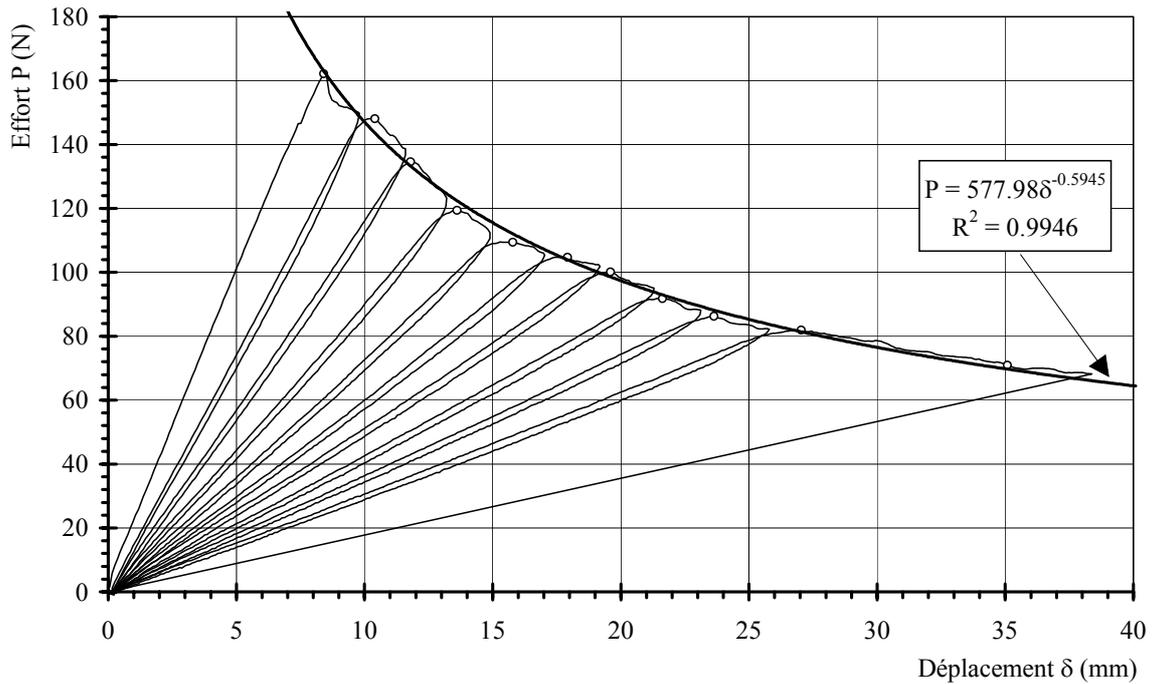


Figure C.I. 13. Comportement effort/déplacement en mode I de l'AS4/PEEK et l'interface 0/0, $a_0 = 40 \text{ mm}$

La propagation en mode I des deux matériaux pour l'interface 0/0 est donc "relativement" stable. La courbe effort-déplacement δ est peu perturbée (pas d'oscillations importantes de P) et la décroissance de l'effort (à déplacement imposé) au cours de la propagation est régulière (figure C.I.11 et C.I.13) pour les deux matériaux indiquant le caractère stable du phénomène de propagation.

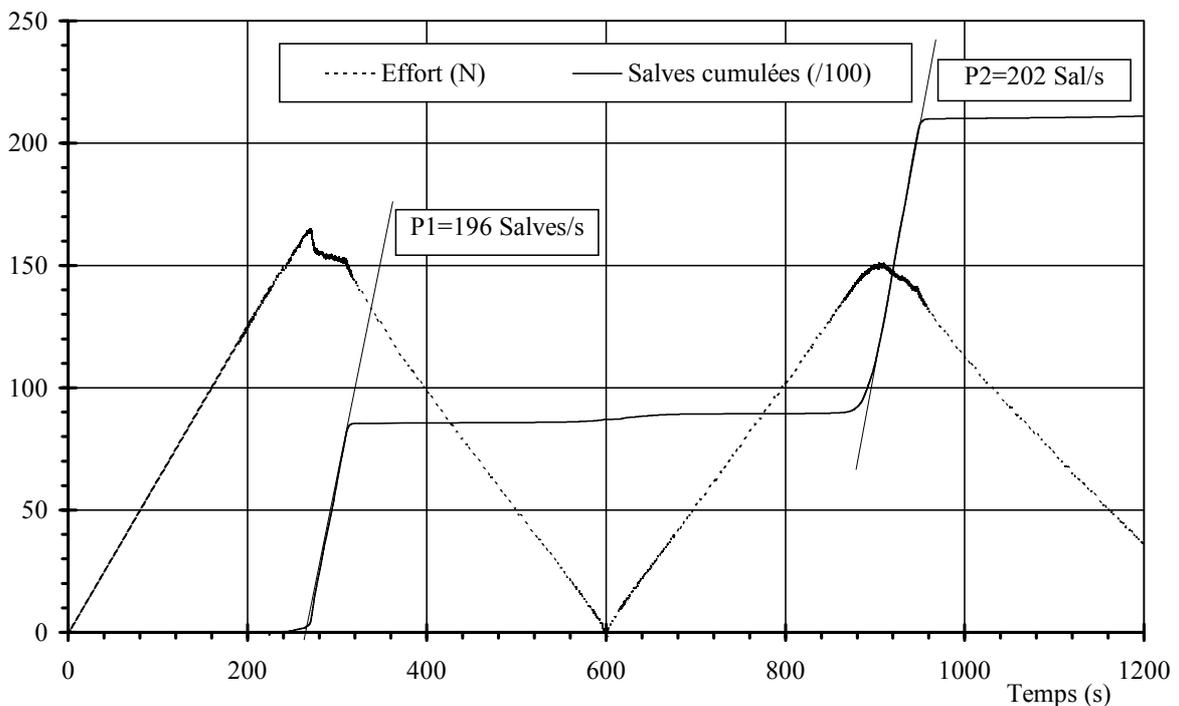


Figure C.I. 14. Evolution des salves cumulées de l'AS4/PEEK, interface 0/0, $a_0 = 40 \text{ mm}$

La propagation stable du délaminage est aussi indiquée par l'allure de la courbe du nombre de salves cumulées en fonction du temps (figure C.I.12 et C.I.14). On peut voir que lorsqu'il y a propagation du délaminage, la pente est constante. On obtient un taux de salves de l'ordre de 160 à 180 Salves/s pour le T300/914 et de l'ordre de 195 à 210 Salves/s pour l'AS4/PEEK. L'observation de la surface délaminée permet d'attribuer la différence du taux de salves aux ruptures d'interface fibre-matrice plus importantes dans le cas de l'AS4/PEEK (Ph. C.I.1).

Vitesse de propagation

Compte tenu de la courbe identifiée pour l'enveloppe des efforts critiques en fonction du déplacement des lèvres de la fissure (figures C.I.11 et C.I.13) et de l'expression théorique de la complaisance, la vitesse de propagation de la fissure peut être calculée de la manière suivante :

La courbe $P_c = f(\delta)$ a été identifiée par l'équation : $P_c = \frac{k}{\delta^n}$ où k et n sont des constantes données figures C.I.11 et C.I.13.

L'expression de la complaisance théorique est : $C = \frac{\delta}{P} = \frac{8a^3}{EBh^3}$

L'avancée de fissure est alors donnée par : $a = \delta^{\left(\frac{1+n}{3}\right)} \cdot \left(\frac{EBh^3}{8k}\right)^{\frac{1}{3}}$ (C.I.18)

La vitesse de propagation de fissure s'exprime de la manière suivante :

$$\frac{da}{dt} = \frac{d\delta}{dt} \cdot \left(\frac{1+n}{3}\right) \delta^{\left(\frac{n-2}{3}\right)} \cdot \left(\frac{EBh^3}{8k}\right)^{\frac{1}{3}} \quad (C.I.19)$$

Pour le T300/914 on obtient : $\dot{a} = 13.15 \frac{\dot{\delta}}{\delta^{0.5063}}$

Dans le cas de l'AS4/PEEK on a : $\dot{a} = 7.98 \frac{\dot{\delta}}{\delta^{0.4685}}$

Les vitesses de propagation varient en fonction de δ ($\dot{\delta} = \text{cst} = 2 \text{ mm/min}$) et sont de l'ordre de 15 mm/min à 7.5 mm/min pour le T300/914 et de l'ordre de 6 mm/min à 3.5 mm/min pour l'AS4/PEEK. La vitesse de propagation n'est pas constante et diminue au cours du chargement, le taux de salves augmente donc aux cours des essais comme cela a été relevé ci-dessus.

1.4.2.2 Interface 22.5/-22.5

Pour cette interface, il apparaît des ponts de fibres par bandes, souvent associés à une augmentation de l'effort au cours d'un cycle donné par rapport au précédent (figure C.I.15 et C.I.16). La chute de l'effort au cours de la propagation indique la rupture du pont de fibres ou la propagation brutale de ce dernier. Un pontage faible entraîne peu de perturbation de la courbe effort-déplacement.

Ce pontage intervient au cours de la propagation du délaminage. Il est d'autant plus important que la longueur de la pré-fissure est importante [Grady⁵³].

Si l'on introduit cet effort dans le calcul du taux de restitution d'énergie, il s'en suit une surestimation du taux de restitution d'énergie. C'est pourquoi seuls les efforts critiques déterminés lors de propagations sans pontage par bandes sont utilisés lors du calcul de G_{IC}^p .

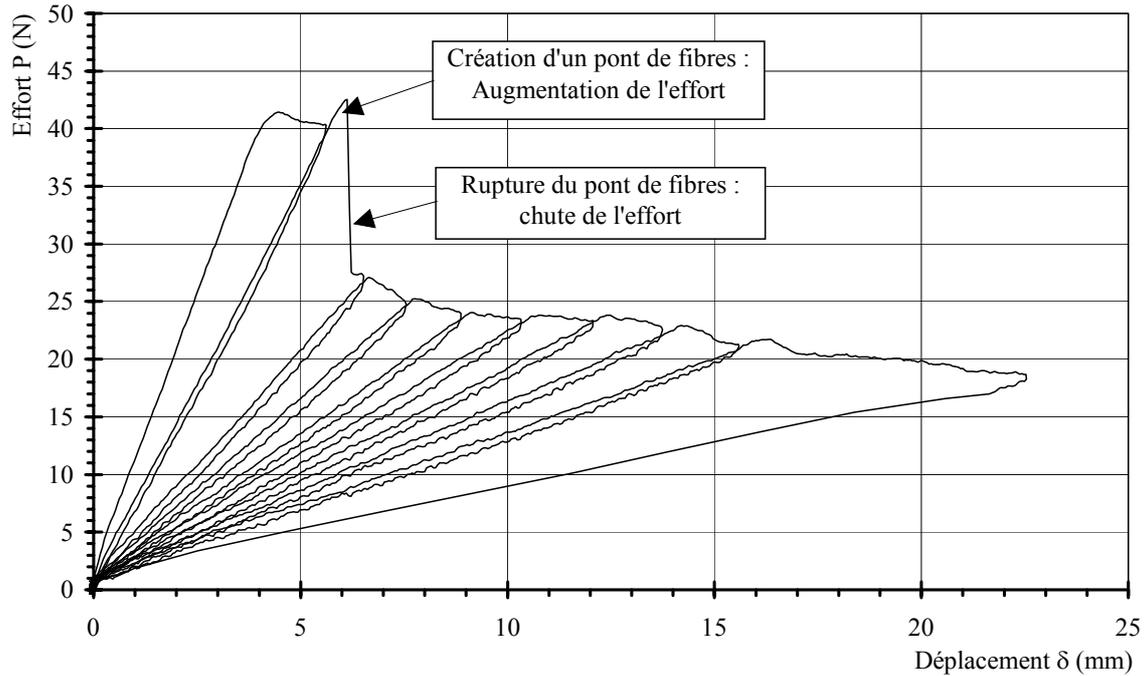


Figure C.I. 15. Comportement effort/déplacement avec pontage par bandes en mode I du T300/914 et l'interface 22.5/-22.5, $a_0=40$ mm

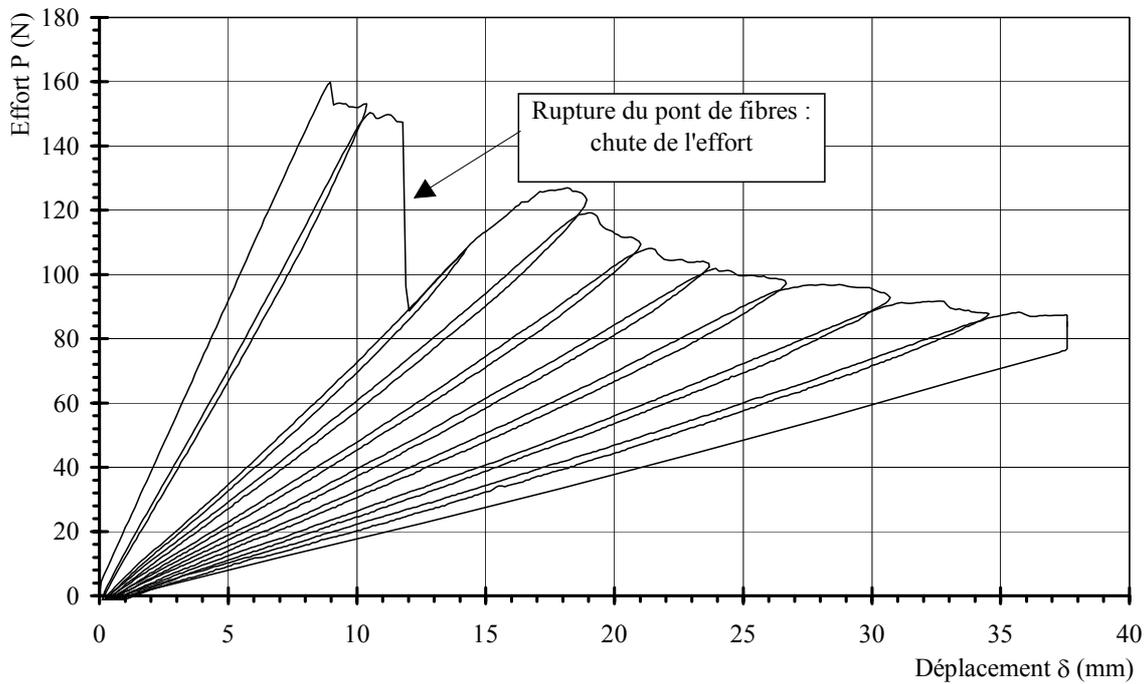


Figure C.I. 16. Comportement effort/déplacement avec pontage par bandes en mode I de l'AS4/PEEK et l'interface 22.5/-22.5, $a_0=40$ mm

Les efforts critiques sont pour cette interface, à peu près du même ordre de grandeur que pour l'interface 0/0. Comme la présence des fibres à 22.5 diminue la rigidité des lèvres de

la fissure, le déplacement δ à l'effort critique est supérieur. Le taux de restitution d'énergie calculé est donc supérieur pour l'interface 22.5/-22.5.

Le taux de salves est pour cette interface de 185 à 200 salves/s pour le T300/914 et de 200 à 230 salves/s pour l'AS4/PEEK. Ces valeurs, plus élevées que pour l'interface 0/0, indiquent la présence d'endommagements plus importants de l'interface délaminée. En effet, la désorientation des fibres à l'interface délaminée crée des ruptures de l'interface fibre-matrice (ph. C.I.2) et donc augmente l'activité acoustique.

La vitesse de propagation est plus faible que pour l'interface 0/0. En effet, la décroissance de l'effort au cours de la propagation est plus lente (figures C.I.15 et C.I.16) que pour l'interface 0/0 (figures C.I.11 et C.I.13).

I.4.2.3 Interface 45/-45

On fait les mêmes observations dans le cas de cette interface que pour l'interface 22.5/-22.5 mais avec des effets plus importants. Les efforts critiques sont dans ce cas plus faibles que pour les autres interfaces mais les déplacements à propagation sont très importants (rigidité des lèvres de la fissure encore plus faible, figures C.I.17 et C.I.18). Les taux de restitution d'énergie critique sont plus élevés.

La linéarité du comportement est modifiée au cours de la propagation. Cet effet est essentiellement dû à la plus grande présence de pont de fibres mais aussi aux effets des grands déplacements (comportement non linéaire géométrique). La complaisance est alors calculée entre deux points situés à 10% et 50% de l'effort critique.

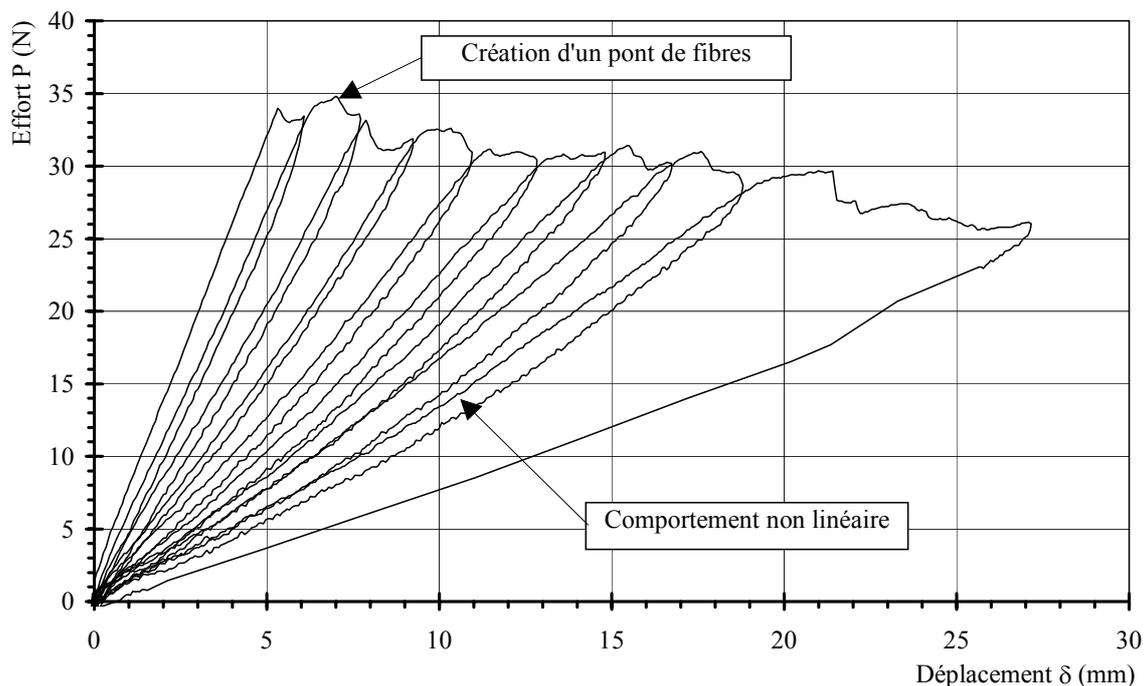


Figure C.I. 17. *Comportement effort/déplacement en mode I du T300/914 et l'interface 45/-45, $a_0=40$ mm*

Le taux de salves est pour cette interface de 200 à 225 salves/s pour le T300/914 et 220 à 260 salves/s. L'augmentation de ce taux est associée comme précédemment à un endommagement

des plis (situés autour du délaminage) plus important. La chute de l'effort au cours de la propagation est d'ailleurs très faible (figure C.I.17).

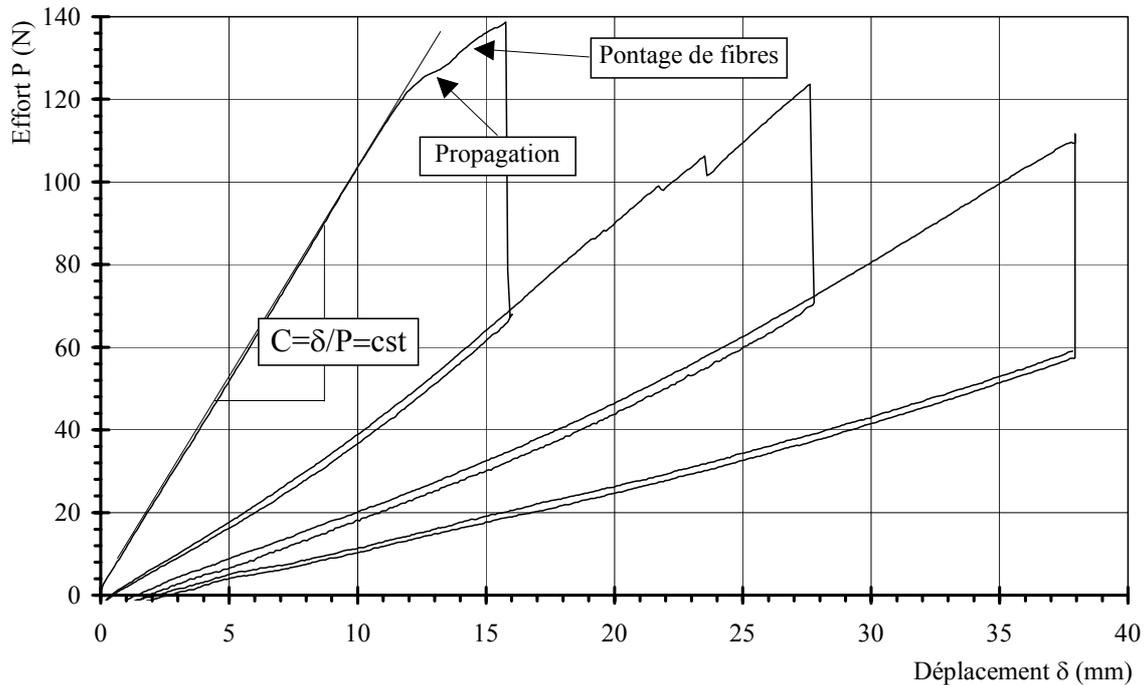
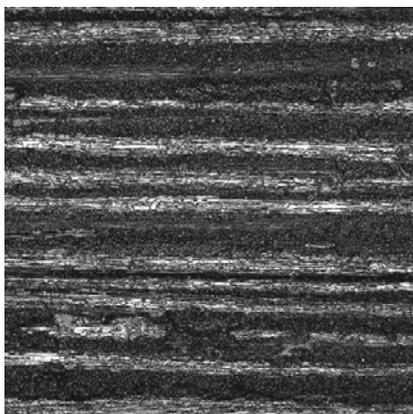


Figure C.I. 18. Comportement effort/déplacement en mode I de l'AS4/PEEK et l'interface 45/-45, $a_0=40$ mm

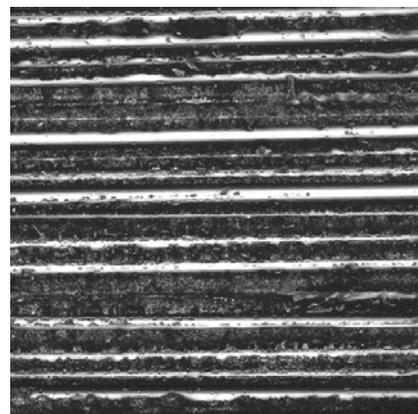
Les essais de l'AS4/PEEK sont très marqués par l'apparition de pont de fibres. En effet, l'ouverture des lèvres de la fissure est très importante et crée un endommagement des plis en front de fissure. Le pontage de fibre se crée alors souvent par bande. Cependant, la propagation du délaminage reste toujours à l'interface initiale.

I.4.3 Analyse de la surface délaminée

Les observations de la surface délaminée (Photographie. C.I.1) permettent de relever l'importance des ponts de fibres et de vérifier que le délaminage s'est propagé à l'interface étudiée. La forme du front de fissure est aussi observée.

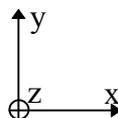


Ph. C.I.1a. T300/914

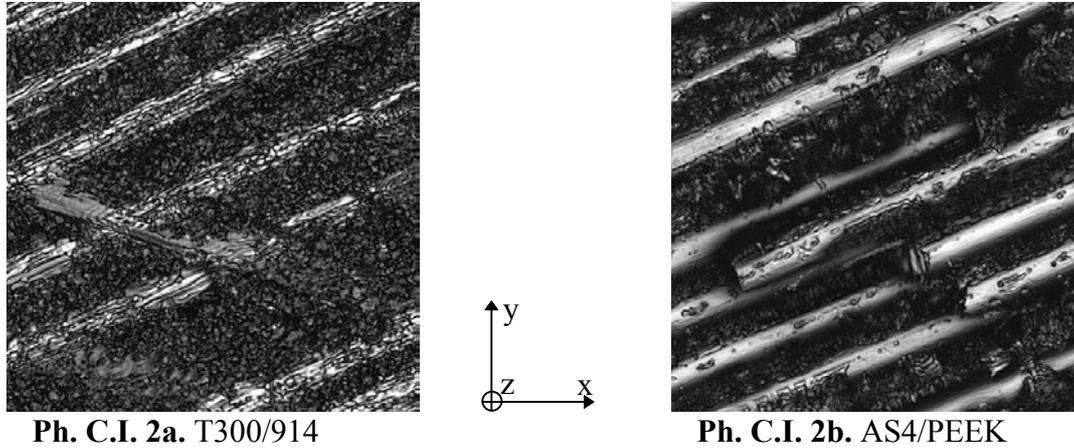


Ph. C.I.1b. AS4/PEEK

Photographie C.I. 1. Visualisation de la surface délaminée, interface 0/0, $128 \times 128 \mu\text{m}^2$



Pour l'interface 0/0, la matrice 914 possédant une faible rigidité, le délaminage propage dans la résine. Pour l'AS4/PEEK, la mise à nu de fibres (ph. C.I. 1b) lors de la propagation indique la rupture de l'interface fibre-matrice due à la meilleure ductilité de la résine PEEK par rapport à la résine 914.



Photographie C.I. 2. Visualisation de la surface délaminée, interface 22.5/-22.5, $51.2 \times 51.2 \mu\text{m}^2$

Pour l'interface 22.5/-22.5, la désorientation des fibres entraîne quelques ruptures de l'interface fibre-matrice dans le cas du T300/914 (Ph. C.I.2a). Pour l'AS4/PEEK, la forte rigidité et la grande ductilité de la résine conduit toujours à des ruptures de l'interface fibre-matrice mais aussi à quelques ruptures de fibres (Ph. C.I.2b).

I.4.4 Distribution d'amplitude acoustique

L'émission acoustique nous a permis de déterminer l'effort d'initiation et de propagation du délaminage. Nous avons aussi relevé la distribution des amplitudes au cours de la propagation du délaminage afin de connaître la signature acoustique pour chaque matériau et chaque interface. Pour cela, nous avons tracé : une première distribution avant l'effort critique de propagation, la deuxième distribution pendant la propagation et la troisième lors de la décharge.

Il apparaît que la propagation du délaminage crée des signaux d'amplitude de l'ordre de 55 à 65 dB pour le T300/914 contre 65 à 75 dB pour l'AS4/PEEK (figures C.I.19, C.I.20, C.I.21, C.I.22, C.I.23, C.I.24). Cette différence est attribuée à la rupture d'interfaces fibres-matrice observée lors d'analyse de la surface délaminée (Ph. C.I.1 et C.I.2) plus nombreuses dans le processus de délaminage de l'AS4/PEEK. En effet Benzeggagh^{17,19} a associé les amplitudes situées entre 60 dB et 80 dB sont essentiellement dues aux ruptures d'interface et aux déchaussements des fibres.

Interface 0/0

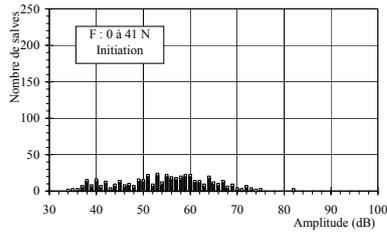


Fig. C.19a.

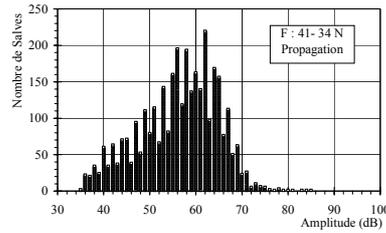


Fig. C.19b.

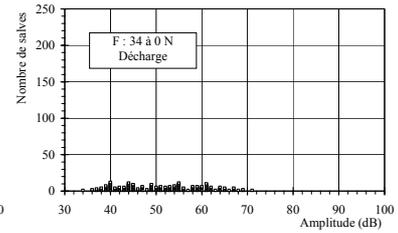


Fig. C.19c.

Figure C.I. 19. Distribution d'amplitude lors de la propagation du délaminage pour le T300/914 et l'interface 0/0

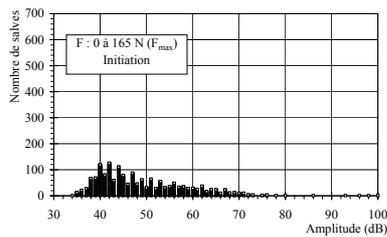


Fig. C.20a.

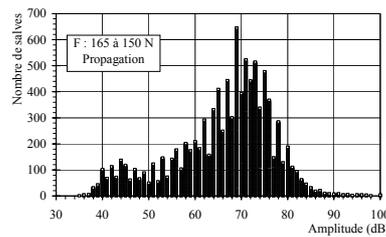


Fig. C.20b.

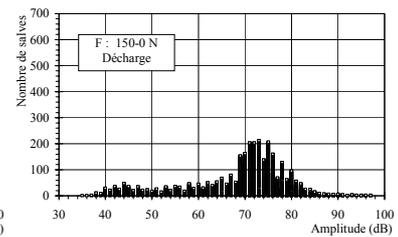


Fig. C.20c.

Figure C.I. 20. Distribution d'amplitude lors de la propagation du délaminage pour l'AS4/PEEK et l'interface 0/0

Interface 22.5/-22.5

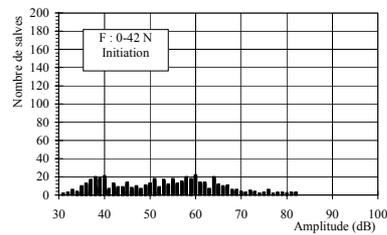


Fig. C.21a.

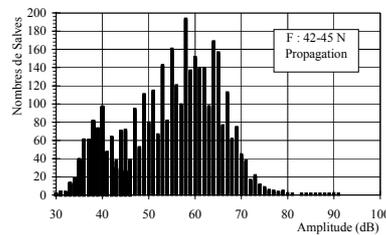


Fig. C.21b.

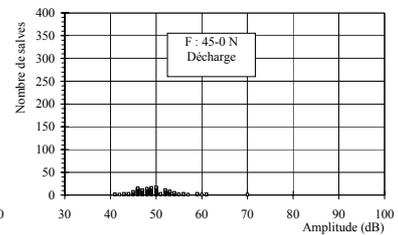


Fig. C.21c.

Figure C.I. 21. Distribution d'amplitude lors de la propagation du délaminage pour le T300/914 et l'interface 22.5/-22.5

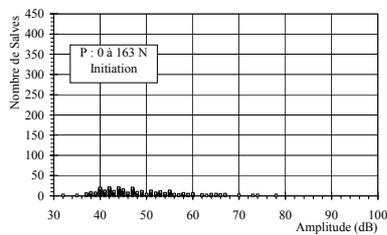


Fig. C.22a.

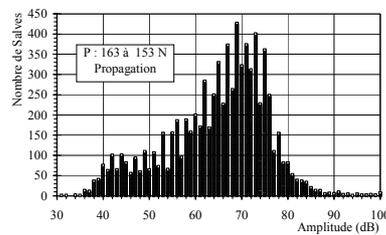


Fig. C.22b.

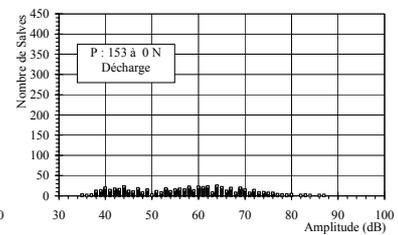


Fig. C.22c.

Figure C.I. 22. Distribution d'amplitude lors de la propagation du délaminage pour l'AS4/PEEK et l'interface 22.5/-22.5

Interface 45/-45

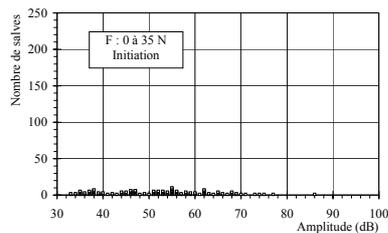


Fig. C.23a.

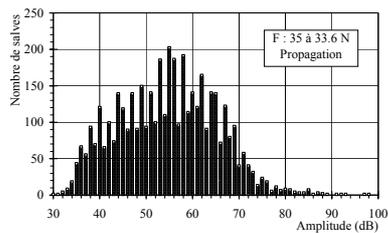


Fig. C.23b.

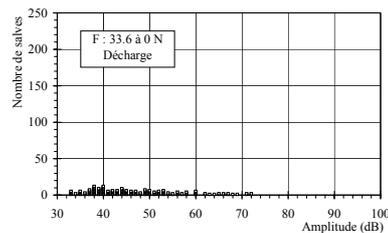


Fig. C.23c.

Figure C.I. 23. Distribution d'amplitude lors de la propagation du délaminage pour le T300/914 et l'interface 45/-45

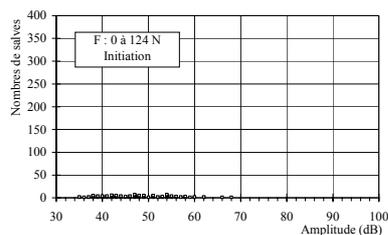


Fig. C.24a.

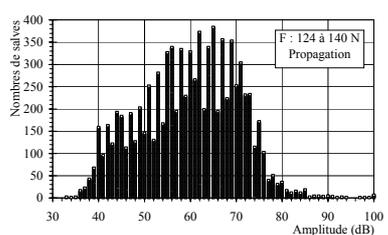


Fig. C.24b.

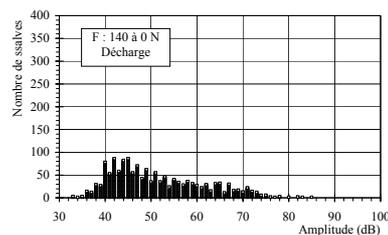


Fig. C.24c.

Figure C.I. 24. Distribution d'amplitude lors de la propagation du délaminage pour l'AS4/PEEK et l'interface 45/-45

On peut aussi remarquer l'importance croissante des amplitudes situées entre 45 dB et 55 dB quand l'angle θ augmente. Ce phénomène est plus sensible pour les essais sur l'interface 45/-45. On peut l'associer à un endommagement par fissuration transverse des plis [Favre³⁹, Allix¹⁰].

I.4.5 Complaisances expérimentales

La complaisance expérimentale ainsi que les courbes théoriques déduites sont tracées figures C.I.25 et C.I.26. Le tableau C.I.1 donne les valeurs des coefficients des courbes interpolées dans le cas de la méthode de Berry et de la méthode des poutres. La validité de ces valeurs dans le cas où $C = \alpha \cdot a^3 + \beta \cdot a + \gamma$, est donnée par le signe positif de la constante β . En effet si β est négatif, la dérivée de la complaisance s'annule pour une valeur de a positive. La valeur de γ donne une indication sur le décalage entre la complaisance expérimentale et la théorie des poutres.

Matériau	Interface	α	β	γ	n	K
T300/914	0/0	7.063^{E-07}	5.65^{E-04}	9.99^{E-04}	2.8583	642422
	22.5/-22.5	1.006^{E-06}	2.000^{E-04}	1.00^{E-05}	2.5297	150091
	45/-45	1.272^{E-06}	1.389^{E-03}	4.508^{E-04}	3.4125	3081725
AS4/PEEK	0/0	4.473^{E-07}	5.00^{E-04}	1.00^{E-04}	2.6633	445076
	22.5/-22.5	6.982^{E-07}	2.458^{E-04}	5.101^{E-06}	2.8274	700815.5
	45/-45	9.23^{E-07}	8.47^{E-04}	9.999^{E-04}	3.1639	1500036.5

Tableau C.I. 1. Valeurs des constantes de détermination de la complaisance

La complaisance est d'autant plus importante que l'angle des plis augmente. La différence est faible entre les stratifications d'interface 0/0 et 22.5/-22.5 et devient importante pour la stratification d'interface 45/-45 (la rigidité des plis diminue fortement lorsque l'on dépasse un angle d'environ 30°).

Le nombre de points permettant de déterminer ces courbes diminue pour les interfaces 22.5/-22.5 et 45/-45. En effet, pour ces interfaces, le nombre d'essais rejetés par la présence de ponts de fibres est croissant.

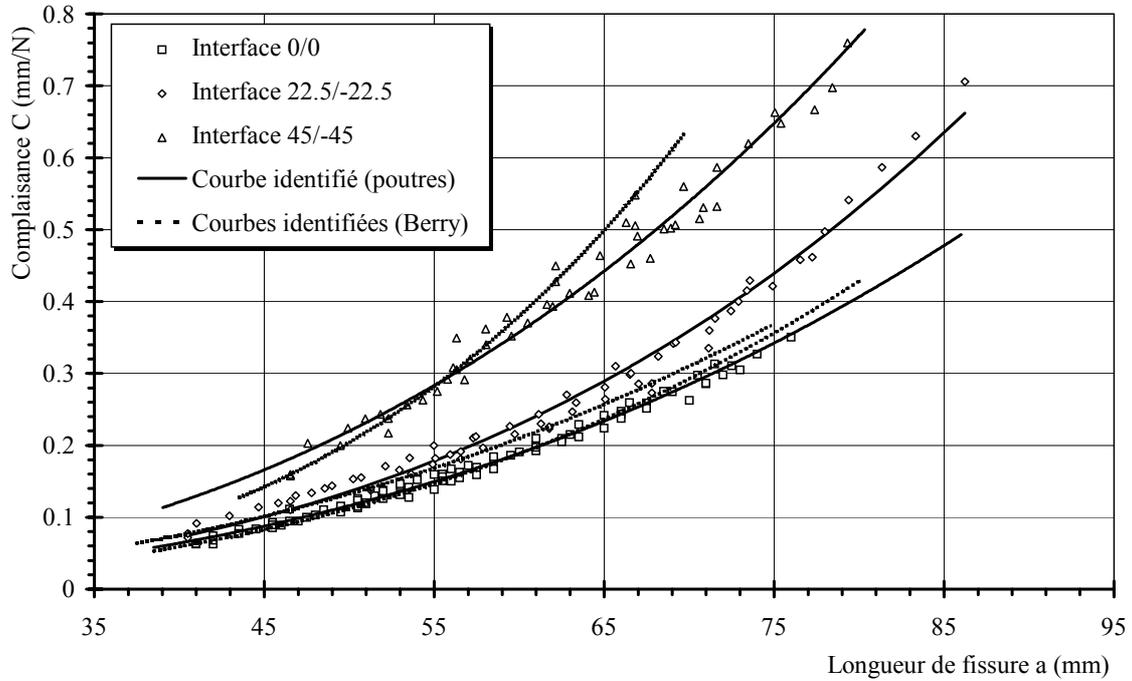


Figure C.I. 25. Evolution de la complaisance du T300/914

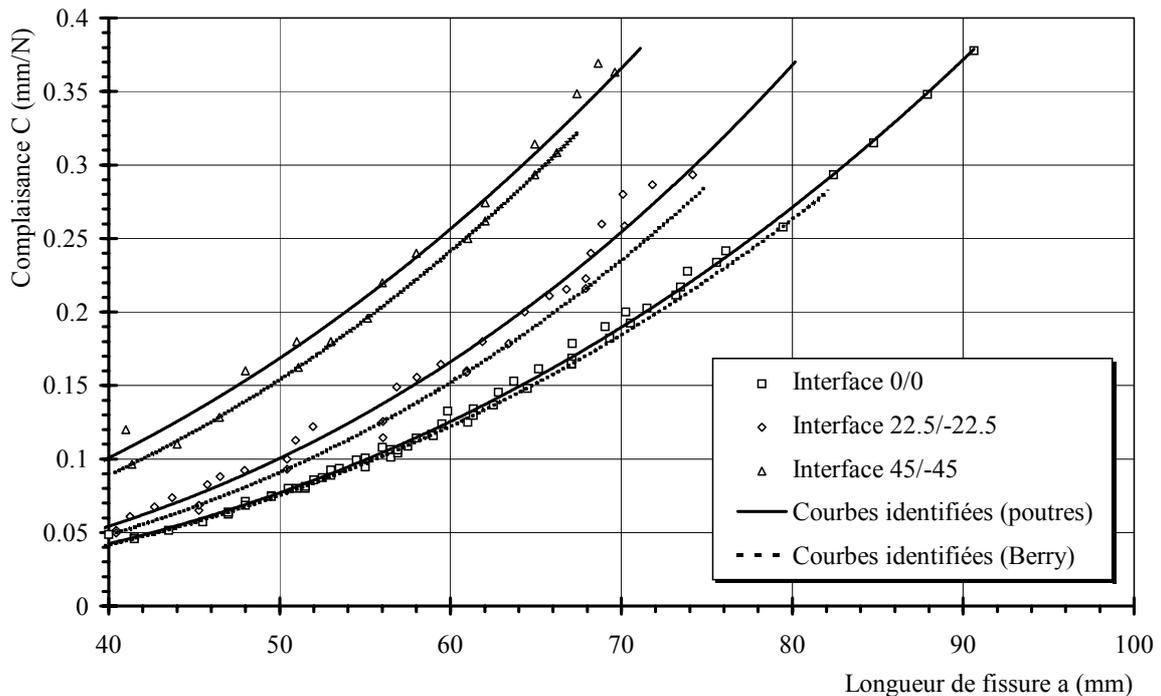


Figure C.I. 26. Evolution de la complaisance de l'AS4/PEEK

L'identification de la complaisance théorique à partir des points expérimentaux est correcte. La dispersion est assez faible.

On peut remarquer une différence assez faible entre la complaisance déterminée par la méthode des poutres et la méthode de Berry (figures C.I.25 et C.I.26). Cette différence s'accroît pour les interfaces 45/-45. La détermination de la complaisance par la méthode de Berry fait appel à moins de relevés expérimentaux.

I.4.6 Courbes R

Nous présentons dans la suite, l'évolution de G_{IC}^P en fonction de la longueur de fissure (courbe R) pour chaque matériau et chaque interface (figures C.I.27 et C.I.28). Les valeurs de G_{IC}^P sont données Tableaux C.I.2 et C.I.3.

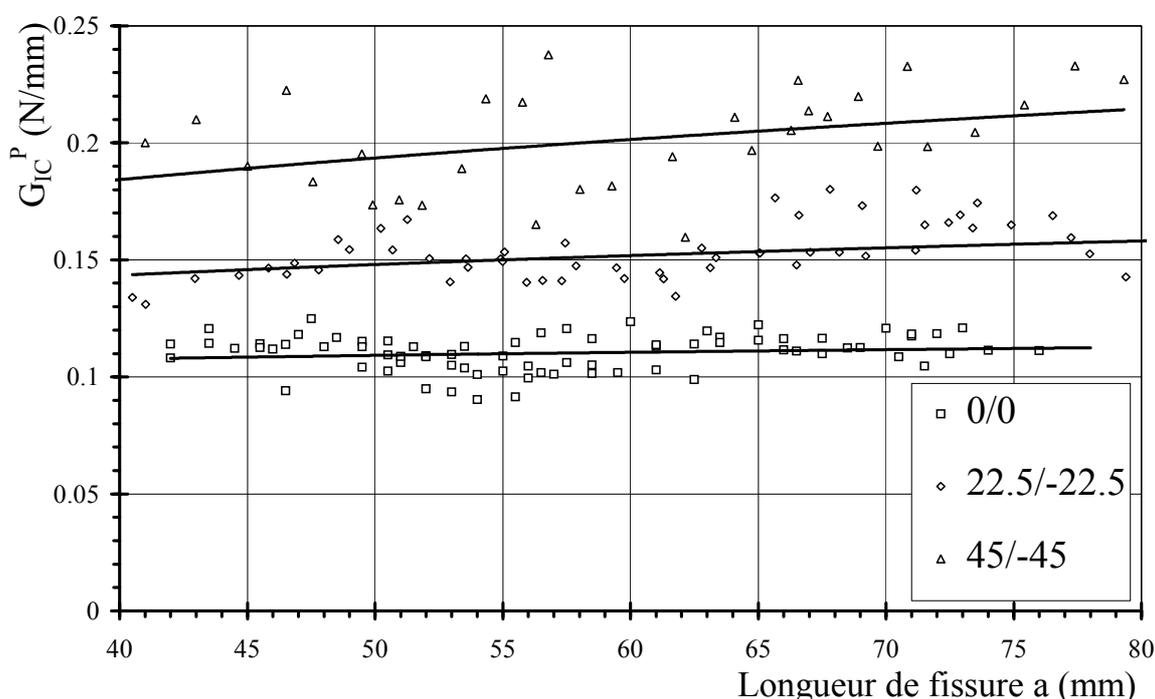


Figure C.I. 27. Evolution G_{IC}^P en fonction de la longueur de fissure, courbe R du T300/914

L'interface 0/0 est caractérisée par une évolution quasi constante de G_{IC} en fonction de a souvent indiquée dans la littérature [Davies³³]. Le pontage de fibre est en effet inexistant pour cette interface autant pour le T300/914 que pour l'AS4/PEEK.

L'effet de courbe R est plus prononcé pour les interfaces 22.5/-22.5 et 45/-45, à cause de la présence de micro-ponts de fibres. Cet effet reste tout de même assez faible (élimination des propagations avec pontages par bandes).

Le taux de restitution d'énergie critique de l'AS4/PEEK est à peu près dix fois supérieures au taux de restitution d'énergie critique du T300/914 ceci pour toutes les interfaces étudiées. Les valeurs de G_{IC}^P de l'AS4/PEEK sont un peu faibles par rapport à la littérature [Davies³⁴, Grady⁵³]. Il semble que le taux de cristallinité influence les valeurs du taux de restitution d'énergie [Davies³⁴]. Le taux de cristallinité est dans notre cas assez élevé (38%) et peut expliquer une matrice PEEK plus fragile.

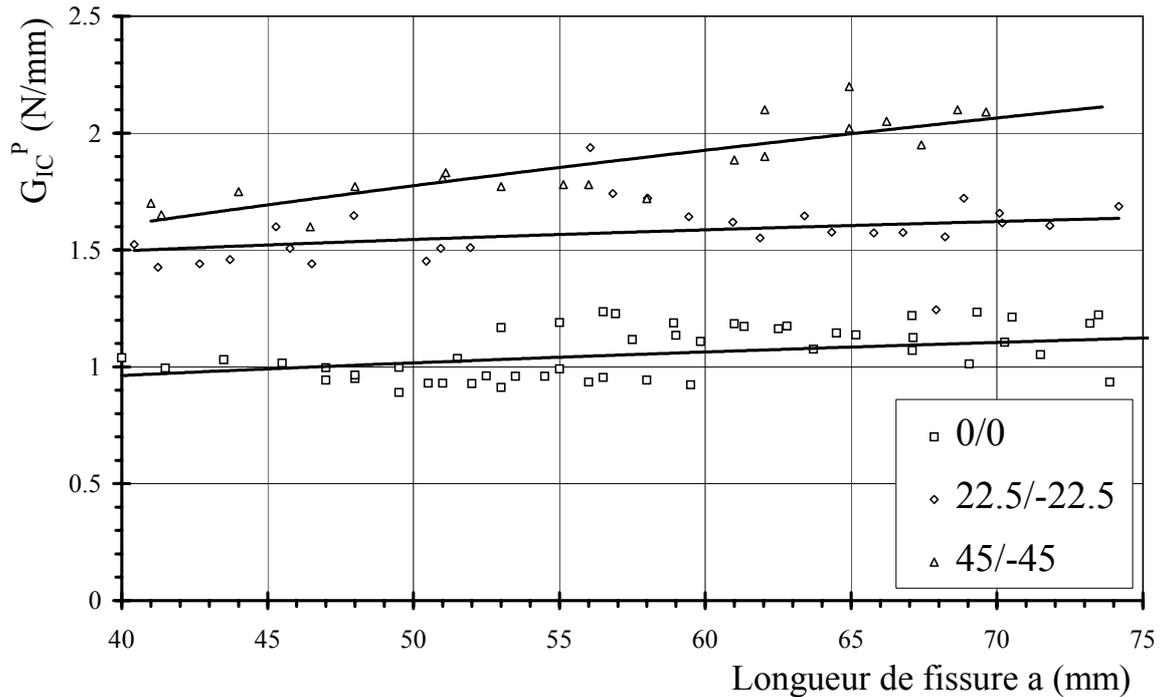


Figure C.I. 28. Evolution de G_{IC}^P en fonction de la longueur de fissure, courbe R de l'AS4/PEEK

La dispersion des résultats augmente avec l'évolution de l'angle à l'interface.

I.4.7 Influence de l'orientation des fibres

Si l'on récapitule les valeurs obtenues précédemment sous forme de graphique, on obtient pour $a_0=45$ mm, les évolutions données figures C.I.29 et C.I.30.

L'évolution de G_{IC}^P en fonction de θ est très marquée pour les deux matériaux. Le taux de restitution critique augmente avec l'angle des plis situés autour du délaminage. Cet effet remarqué aussi par Allix¹⁰, est attribué au rôle de l'interface délaminée. La désorientation des fibres sollicite plus l'interface délaminée et crée des ruptures de l'interface fibre-matrice visibles sur les photographies C.I.1 et C.I.2.

Cependant, dans le cas de l'interface 45/-45, l'énergie dissipée intervient aussi dans l'endommagement des plis, comme indiqué par Allix¹⁰ et Favre³⁹. En effet, bien que le délaminage propage à l'interface initiale, il existe un endommagement des deux plis situés de part et d'autre du délaminage. Notre étude ne tenant pas compte de cet endommagement, le taux de restitution d'énergie relevé est dans ce cas certainement surestimé. L'endommagement est tout de même localisé uniquement dans les deux plis entourant le front de fissure.

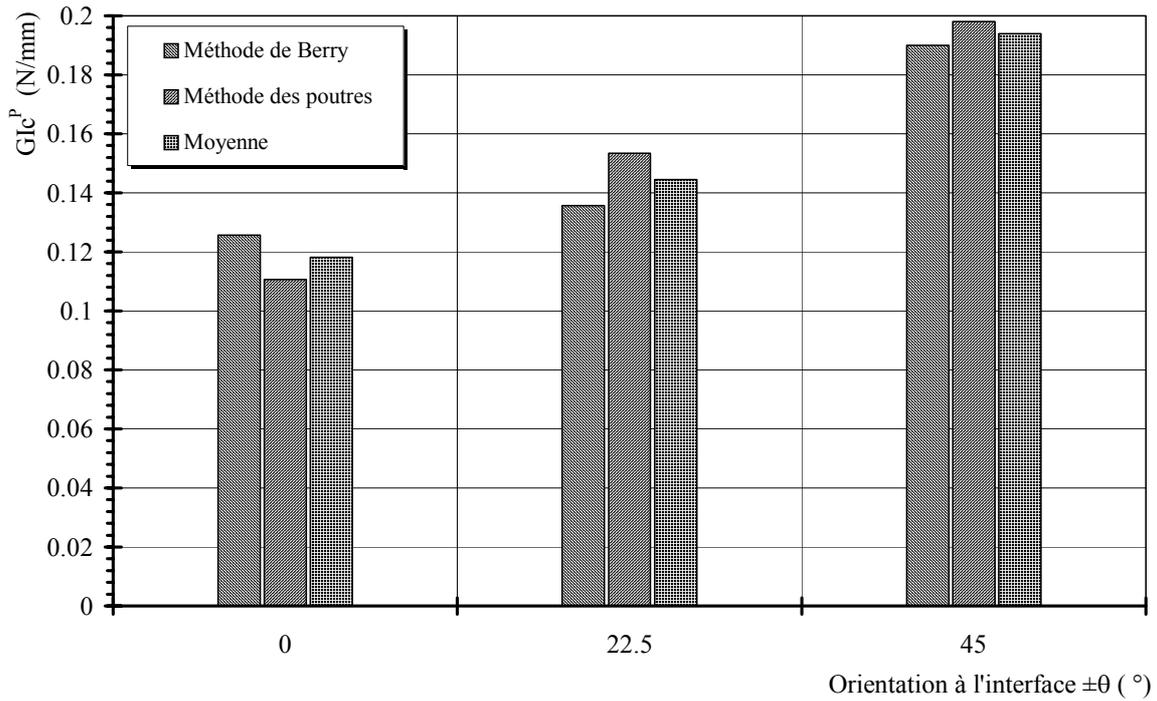


Figure C.I. 29. Evolution de G_{IC}^P moyen en fonction de $\pm\theta$ pour le T300/914, $a_0 = 45$ mm

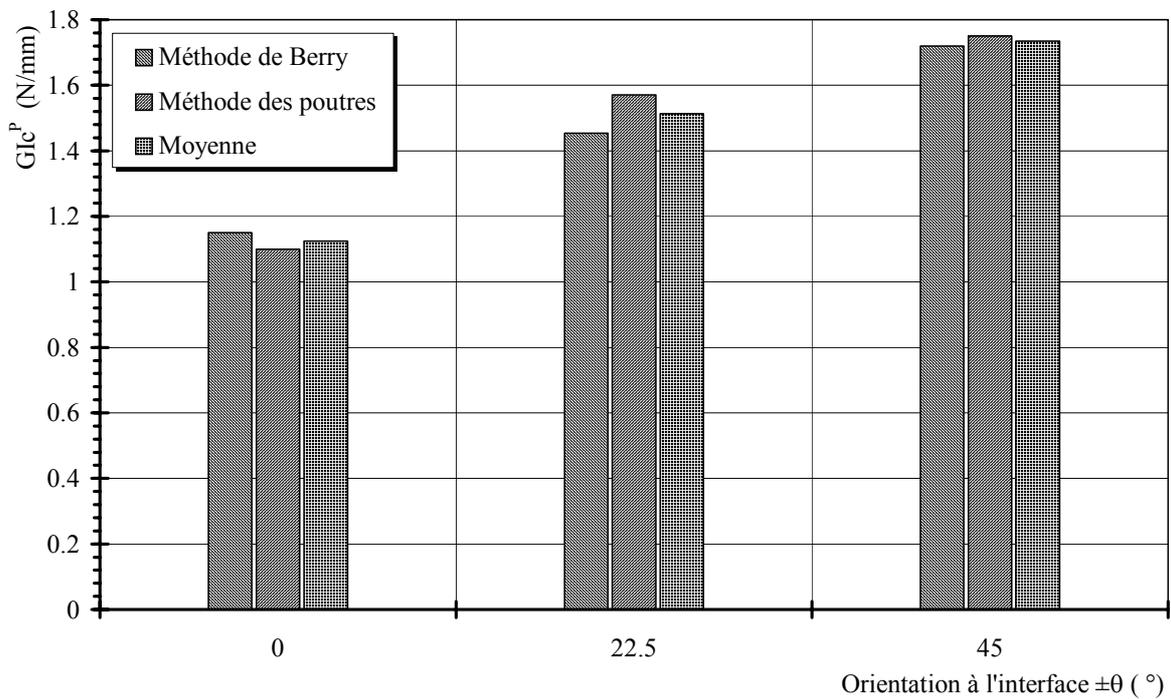


Figure C.I. 30. Evolution de G_{IC}^P moyen en fonction de $\pm\theta$ pour l'AS4/PEEK, $a_0 = 45$ mm

Les valeurs numériques sont données tableaux C.I.2 et C.I.3 pour deux longueurs de fissure initiales a_0 .

Matériau	Interface délaminée	G_{IC}^P (N/m) Poutres	G_{IC}^P (N/m) Berry
T300/914	0/0	112 ±11	125 ±12
	22.5/-22.5	153 ±20	137 ±20
	45/-45	196 ±32	191 ±30
AS4/PEEK	0/0	1156 ±100	1185 ±110
	22.5/-22.5	1565 ±202	1460 ±198
	45/-45	1833 ±260	1752 ±305

Tableau C.I. 2. Taux de restitution d'énergie critique moyens à propagation, $a_0=45$ mm

Matériau	Interface délaminée	G_{IC}^P (N/m) Poutres	G_{IC}^P (N/m) Berry
T300/914	0/0	115 ±15	127 ±18
	22.5/-22.5	155 ±23	148 ±25
	45/-45	207 ±34	210 ±33
AS4/PEEK	0/0	1103 ±103	1203 ±130
	22.5/-22.5	1610 ±200	1720 ±190
	45/-45	2101 ±278	2230 ±260

Tableau C.I. 3. Taux de restitution d'énergie critique moyens à propagation, $a_0=70$ mm

I.5 Etude du mode II

I.5.1 Généralités

L'étude de l'influence de l'orientation des fibres autour du front de fissure en mode II n'a été réalisée que sur trois éprouvettes par orientation (éprouvettes restantes de l'étude en mode I). Cette étude n'est donc pas suffisante mais permet d'estimer l'influence de l'orientation des fibres autour du délaminage sur les valeurs critiques de taux de restitution d'énergie.

L'évolution de la complaisance en fonction de a n'a pas pu être tracée. On ne donnera donc pas l'évolution de G_{IIC}^P en fonction de l'avancée de fissure.

La détermination de l'énergie critique de propagation du délaminage en mode I G_{IIC}^P est réalisée par des essais ENF (End Notched Flexure). Cet essai a l'avantage d'être simple à réaliser (flexion 3 points) par rapport aux essais du type ELS (End Loaded Split) par exemple.

I.5.2 Méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie en mode II

I.5.2.1 Méthode des poutres

De la même manière que pour le mode I, si l'on considère l'éprouvette comme une poutre de longueur $2L$, d'épaisseur $2h$, de largeur B et pour longueur de la fissure a , la complaisance est alors :

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{2L^3 + 3a^3}{8EBh^3} \quad (C.I.20)$$

où δ est la flèche au centre de l'éprouvette.

L'équation C.I.4 donne alors pour le taux de restitution d'énergie en mode II l'écriture suivante :

$$G_{II} = \frac{9P^2 a^2}{16EB^2 h^3} \quad (C.I.21)$$

De la même manière que pour les essais en mode I, la complaisance expérimentale s'écrit par analogie avec la théorie des poutres :

$$C = \frac{\delta}{P} = \alpha a^3 + \beta \quad (C.I.22)$$

Les valeurs des constantes α et β sont déterminées en traçant l'évolution de C en fonction de a (variation de la longueur de la pré-fissure initiale).

Le taux de restitution d'énergie en mode II est alors :

$$G_{II} = \frac{9P^2 a^2}{2B(2L^3 + 3a^3)} \cdot C(a) \quad (C.I.23)$$

Dans notre cas, ne disposant pas de suffisamment d'éprouvettes pour tracer $C=f(a)$, la valeur de C est obtenue ponctuellement par la pente de la courbe effort-déplacement.

1.5.2.2 Facteurs de correction

- cisaillement

Comme pour le mode I, de nombreux auteurs ont proposé d'écrire la complaisance de la manière suivante :

$$C = \frac{2L^3 + 3a^3}{8E_{11}Bh^3} \left[1 + 2h^2 \frac{E_{11}}{G_{13}} \left(\frac{1.2L + 0.9a}{2L^3 + 3a^3} \right) \right] \quad (C.I.24)$$

où $G_{13}=G_{12}$ pour l'hypothèse d'isotropie transverse.

Cette formulation découle de la prise en compte de l'effort tranchant dans l'écriture de la flèche d'une poutre en flexion 3 points.

Le taux de restitution d'énergie est alors :

$$G_{II} = \frac{9P^2 a^2}{16E_{11}B^2 h^3} \left[1 + 0.2 \frac{E_{11}}{G_{13}} \left(\frac{h}{a} \right)^2 \right] \quad (C.I.25)$$

D'autres effets peuvent modifier les valeurs de G_{II} comme par exemple le frottement entre les lèvres de la fissure [Grady⁵³].

1.5.3 Procédure expérimentale

1.5.3.1 Pré-craquage

Il est souvent conseillé dans la littérature [Grady⁵³, Davies³³] de créer un pré-craquage afin de rompre l'amas de résine créée en front de fissure par l'insertion des films de délaminage. Ces auteurs ont utilisé des films de pré-délaminage d'épaisseurs importantes (25 à 50 μm). Dans notre cas, l'utilisation d'un film de faible épaisseur (12 μm) permet de minimiser ce problème [Davies³³].

1.5.3.2 Détermination de l'effort critique

L'effort critique de propagation du délaminage est déterminé comme pour le mode I par émission acoustique. Pour le T300/914, la fragilité de la résine permet de relever cet effort critique (figure C.I.31) à l'aide du comptage des salves cumulées. Cependant, dans le cas de l'AS4/PEEK, l'évolution des salves cumulées est très progressive (figure C.I.32) et ne permet pas de relever l'effort critique. Dans ce cas et compte tenu des valeurs proches des efforts critiques P2 et P3 relevés dans le cas du mode I (Cf. I.4.1.5), l'effort critique sera ici déterminé par la perte de linéarité de l'effort (figure C.I.32).

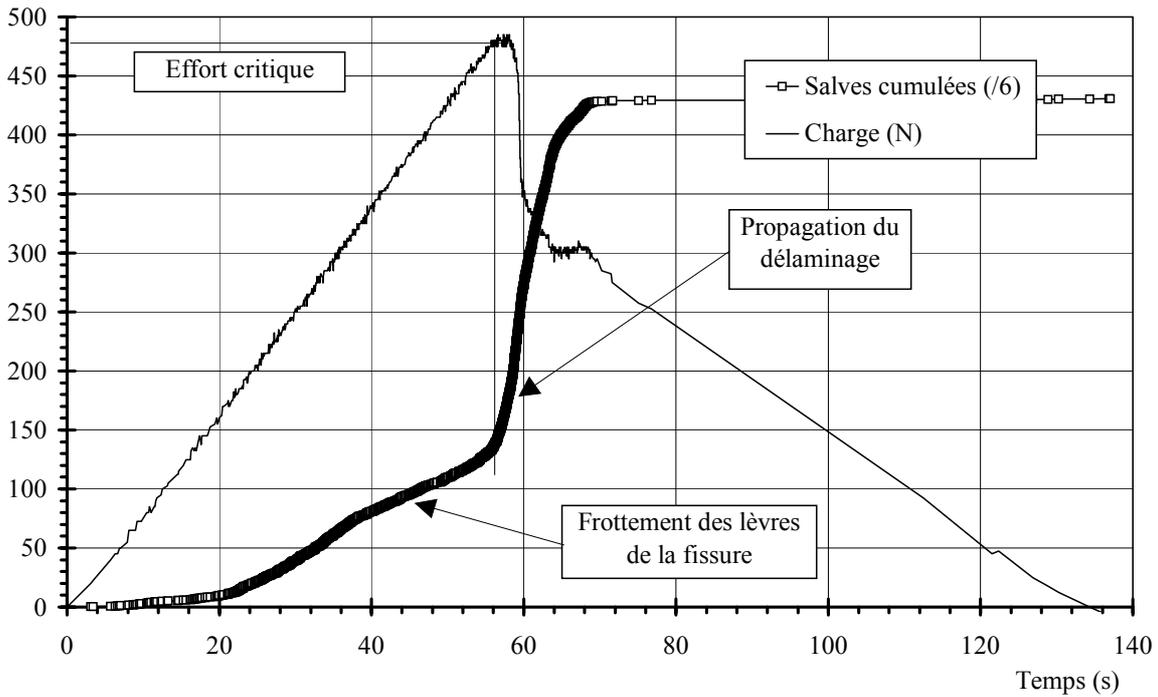


Figure C.I. 31. Détermination de l'effort critique de propagation du délaminage par émission acoustique, cas du T300/914, interface 0/0, $a_0 = 40$ mm

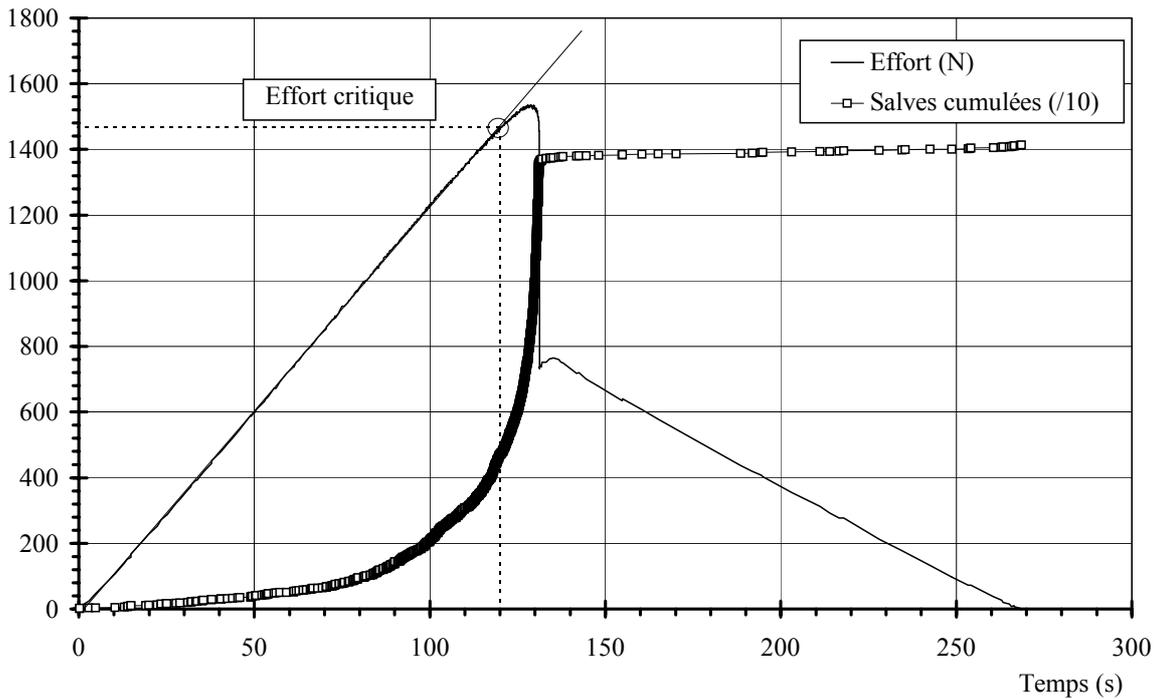


Figure C.I. 32. Détermination de l'effort critique de propagation du délaminage par émission acoustique, cas de l'AS4/PEEK, interface 0/0, $a_0 = 40$ mm

I.5.4 Comportement effort-déplacement

La propagation du délaminage est caractérisée par une chute brutale de l'effort (figures C.I.33 et C.I.34) caractéristique en mode II. En effet, la propagation du délaminage est instable et la fissure se propage jusqu'au centre de l'éprouvette. Elle est alors bloquée par le poinçonnement créé par la mise en charge. C'est pourquoi, sur ce type d'essais, on ne peut réaliser qu'une seule propagation de fissure. La variation de longueur de la fissure peut seulement être réalisée par variation de la longueur initiale a_0 de la pré-fissure.

Le comportement effort-déplacement est linéaire jusqu'à l'effort critique de propagation du délaminage pour les deux matériaux. Plus l'orientation des fibres augmente plus la déflexion δ est importante et les efforts critiques faibles.

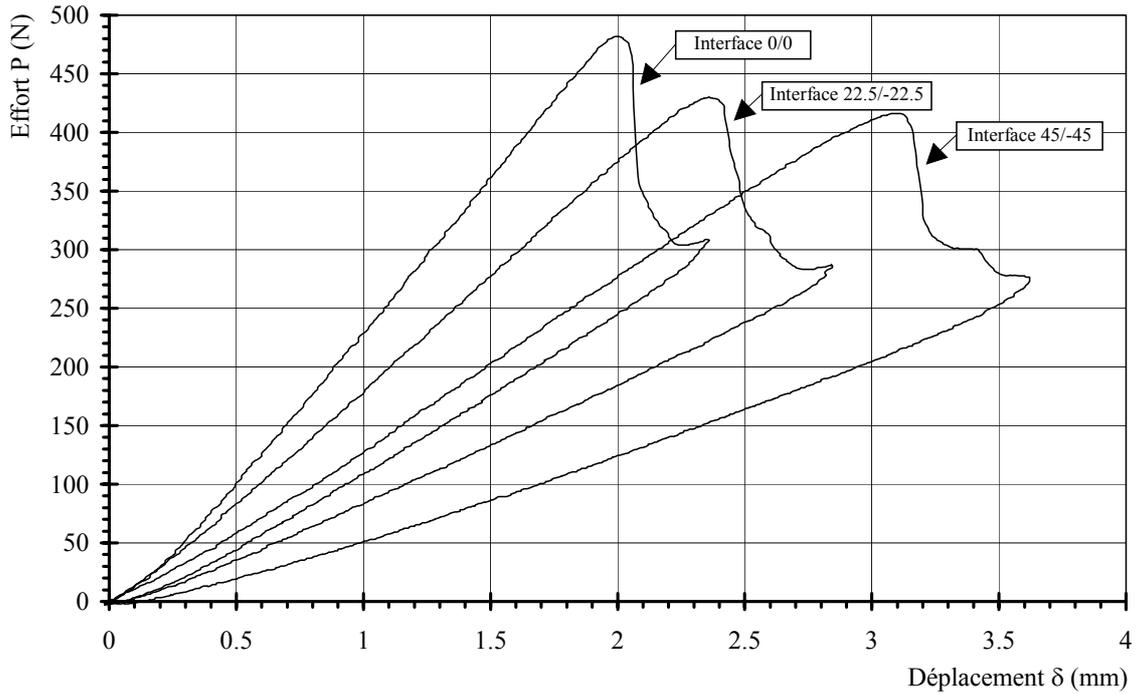


Figure C.I. 33. Comportement effort-déplacement en mode II du T300/914, interface 0/0, 22.5/-22.5, 45/-45, $a_0=40$ mm

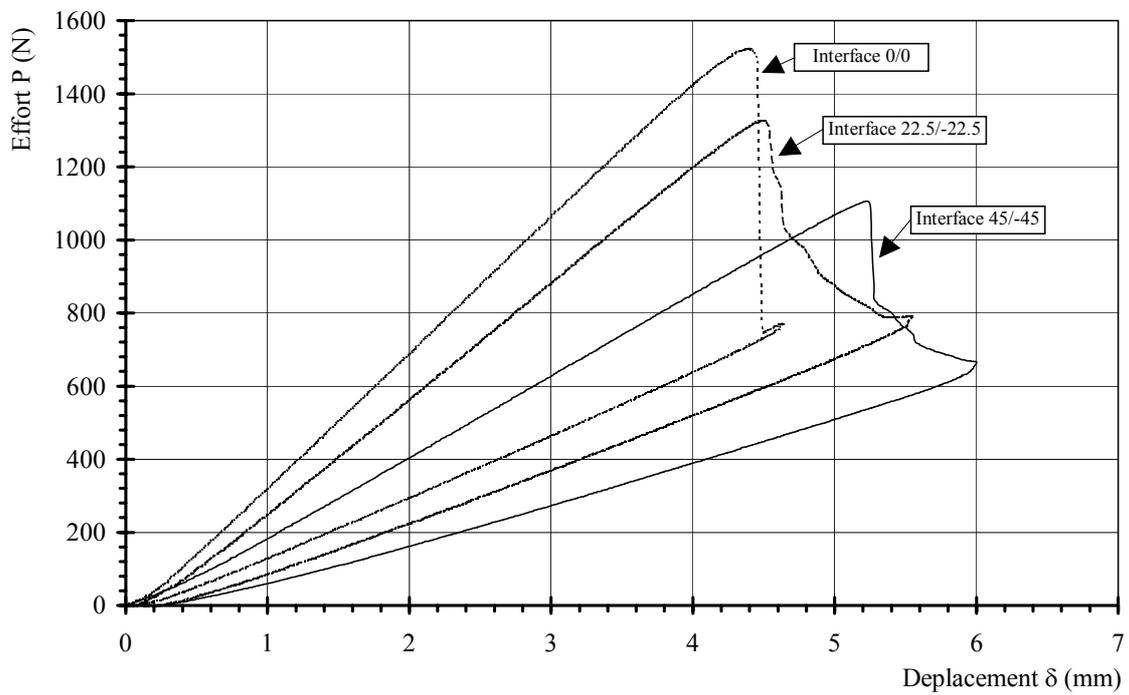


Figure C.I. 34. Comportement effort-déplacement en mode II de l'AS4/PEEK, interface 0/0, 22.5/-22.5, 45/-45, $a_0=40$ mm

I.5.5 Influence de l'orientation des fibres

Dans le cas du T300/914, l'évolution de G_{IIC}^P en fonction de l'angle des plis autour du délaminage est similaire, à l'évolution de G_{IC}^P . En effet, on remarque (figure C.I.35) une augmentation importante de G_{IIC}^P pour les interfaces 22.5/-22.5 et 45/-45 par rapport à l'interface 0/0.

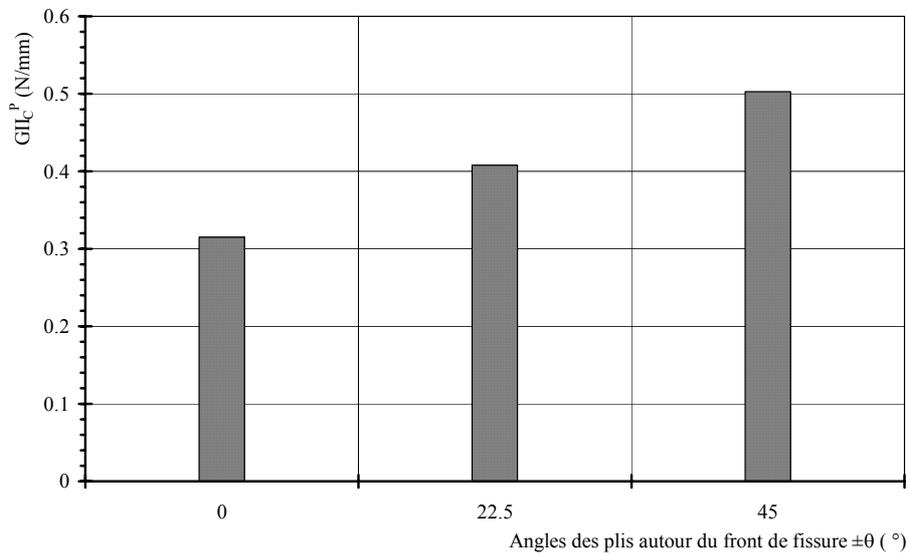


Figure C.I. 35. Evolution de G_{IIC}^P en fonction de l'angle des plis situés autour du délaminage pour le T300/914, $a_0 = 40$ mm

Pour l'AS4/PEEK (figure C.I.36), l'évolution est inversée. En effet, G_{IIC}^P diminue quand l'angle des plis autour de l'interface délaminée augmente. Cet effet est attribué au changement de plan de la fissure lors des essais sur l'interface 22.5/-22.5 et 45/-45. En effet, dès l'initiation du délaminage, la fissure se propage entre les plis d'orientation θ/θ (interface initiale), mais aussi entre les plis d'orientation $-\theta/\theta$ de l'interface située juste au-dessus de l'interface initiale (figure C.I.37).

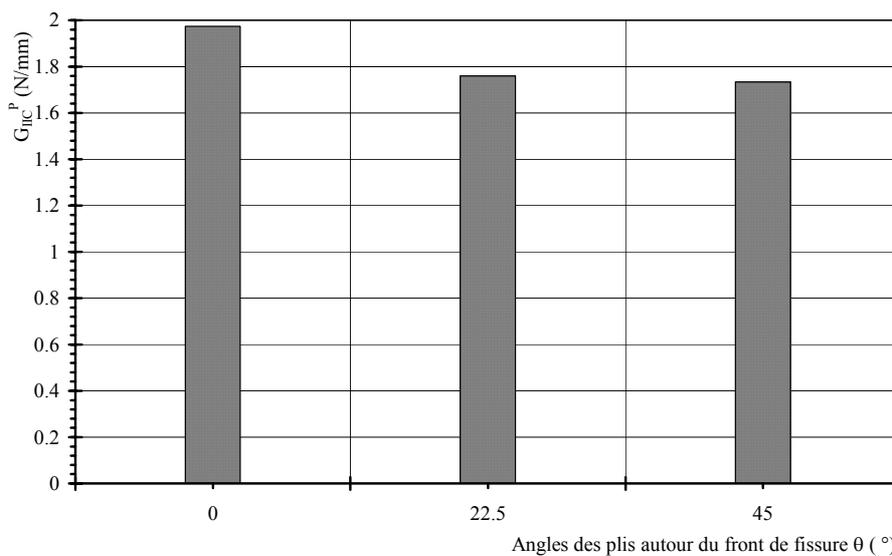


Figure C.I. 36. Evolution de G_{IIC}^P en fonction de l'angle des plis situés autour du délaminage pour l'AS4/PEEK, $a_0 = 40$ mm

Interface	G_{IIC}^P (N/m)	G_{IIC}^P (N/m)	E_{11}^f (MPa)	E_{11}^f (MPa)
	T300/914	AS4/PEEK	T300/914	AS4/PEEK
0°/0°	315 ±15	1980 ±60	110268.8	112010.9
22.5°/-22.5°	408 ±22	1760 ±78	82450.24	95342.71
45°/-45°	503 ±33	1730 ±160	62515.90	67248.37

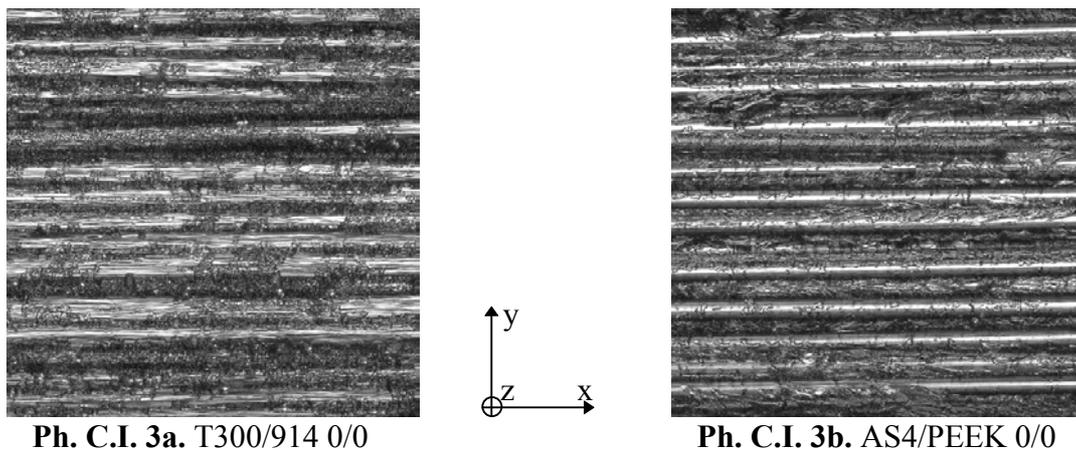
Tableau C.I. 4. Récapitulatifs des valeurs moyennes de G_{IIC}^P , $a_0=40$ mm

I.5.6 Distribution d'amplitude acoustique

La distribution d'amplitude des signaux acoustiques est difficile à exploiter sur ce type d'essais. En effet, le frottement des lèvres de la fissure est permanent jusqu'à la fin de la propagation du délaminage et crée des salves de même amplitude que celles créées par la propagation du délaminage.

I.5.7 Analyse de la surface délaminée

La visualisation de la surface délaminée permet de remarquer que pour le T300/914, la propagation en mode II crée des ruptures de l'interface fibre-matrice. En effet, contrairement au mode I, on peut constater sur la photographie C.I.3a, que beaucoup de fibres sont dénudées. Cette propagation du délaminage à l'interface fibre-matrice doit contribuer à l'augmentation du taux de restitution d'énergie en mode II par rapport au mode I ($G_{IIC}^P \cong 2$ à $3 G_{IC}^P$). La différence des faciès de rupture entre le mode I et le mode II pour un composite à matrice fragile est aussi attribuée au mode de rupture de la résine en front de fissure [Bradley²⁴]. Dans le cas du mode I, le délaminage apparaît par le développement d'une zone de fissuration très localisée en front de fissure alors que pour le mode II, le délaminage débute par la formation d'une zone d'endommagement cisailée plus importante ayant la forme de s. Pour l'AS4/PEEK, de nombreuses fibres sont dénudées (Photographie C.I.3b) comme pour la propagation en mode I. Ceci explique la faible différence entre G_{IIC}^P et G_{IC}^P . La ductilité de la matrice détermine donc la nature du processus de délaminage en mode II.

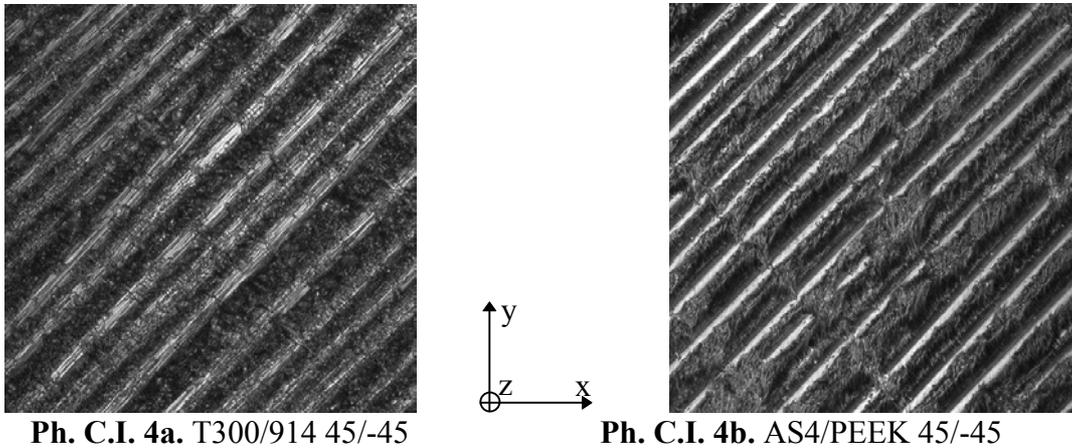


Ph. C.I. 3a. T300/914 0/0

Ph. C.I. 3b. AS4/PEEK 0/0

Photographie C.I. 3. Surface délaminée du T300/914 et de l'AS4/PEEK en mode II pour l'interface 0/0, 128x128 μ m²

Dans le cas des interfaces croisées, beaucoup de fibres sont à nu (photographie C.I.4) et surtout au contact entre les fibres croisées pour le T300/914 (Ph. C.I.4a). Pour l'AS4/PEEK, la rupture de l'interface fibre-matrice est orientée. Seul un côté des fibres est à nu (Ph. C.I.4b) et des bandes de cisaillements apparaissent.



Ph. C.I. 4a. T300/914 45/-45

Ph. C.I. 4b. AS4/PEEK 45/-45

Photographie C.I. 4. Surface délaminée du T300/914 et de l'AS4/PEEK en mode II pour l'interface 45/-45, $128 \times 128 \mu\text{m}^2$

Lors de la propagation du délaminage en mode II pour les interfaces croisées, il y a un changement du plan de la fissure dès le début de la propagation comme indiqué figure C.I.37. La diminution de G_{IIC}^P pour ces interfaces par rapport à l'interface 0/0 est attribuée à ce phénomène.

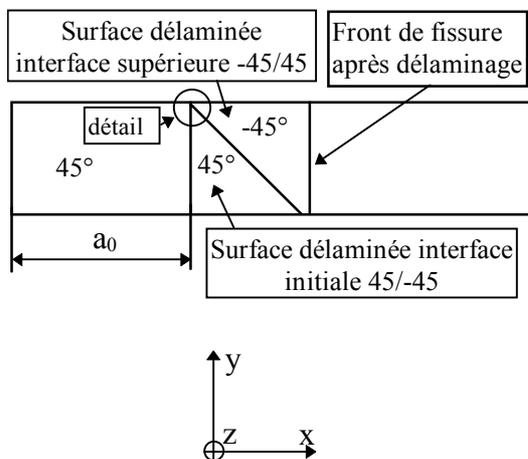


Fig. C.I. 37a. Schéma du Mécanisme du délaminage

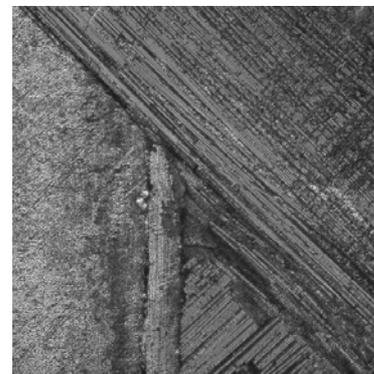


Fig. C.I. 37b. Détail de la figure C.I. 37a, $1.27 \times 1.27 \text{mm}^2$

Figure C.I. 37. Schéma et photographie du changement de plan de la fissure, AS4/PEEK interface 45/-45

I.6 Conclusions

Une étude expérimentale du délaminage en mode I et II a été menée sur les matériaux composites stratifiés T300/914 et AS4/PEEK. L'influence de l'angle situé autour du délaminage initial sur sa propagation a été réalisée pour trois orientations : 0/0, 22.5/-22.5 et 45/-45.

La détermination expérimentale de la complaisance a été réalisée par deux méthodes : la méthode de Berry et la méthode des poutres.

Le taux de restitution d'énergie en mode I est fortement influencé par l'orientation des fibres autour du délaminage. Les taux de restitution d'énergie critique G_{IC}^P sont de l'ordre de 125 J/m² pour le T300/914 et de 1200 J/m² pour l'AS4/PEEK dans le cas d'une interface 0/0, alors que pour une interface 45/-45, ils sont respectivement de 210 J/m² et 2200 J/m².

Cependant, l'étude ne prenant pas en compte l'endommagement des plis situés autour du délaminage, les taux de restitution d'énergie pour l'interface 45/-45 sont certainement surestimés. Il est à remarquer que la propagation du délaminage en mode I ne crée pas de pontage de fibres pour l'interface 0/0. Le pontage intervient lors de la propagation pour les interfaces 22.5/-22.5 et surtout pour l'interface 45/-45. Cependant, le délaminage reste à l'interface initiale (il ne change pas de plan) pour la stratification d'éprouvette que nous avons définie. La plupart des pontages sont formés de seulement quelques fibres.

Le délaminage en mode I du T300/914 se crée essentiellement dans la résine alors que pour l'AS4/PEEK, le délaminage crée des ruptures de l'interface fibre-résine.

Dans le cas du mode II, l'augmentation du taux de restitution d'énergie respecte la même évolution que celle du mode I dans le cas du T300/914 (de 320 J/m² pour l'interface 0/0 à 500 J/m² pour l'interface 45/-45). Mais pour l'AS4/PEEK, la stratification choisie n'a pas permis de relever une augmentation de G_{IIC}^P en fonction de l'orientation des plis situés de part et d'autre du délaminage. En effet un changement de plan du délaminage a été observé. Une étude de la séquence d'empilement doit être réalisée pour éliminer ce problème pour les interfaces 22.5/-22.5 et 45/-45.

A la différence du mode I, la propagation du délaminage en mode II du T300/914 crée des ruptures de l'interface fibre-matrice.

Le suivi par émission acoustique du mode I nous a permis de déterminer l'effort critique de propagation du délaminage en exploitant les salves cumulées. Un critère de détermination des efforts critiques de propagation du délaminage a pu être donné. L'étude des salves cumulées a permis d'éliminer les propagations avec pontage par bandes de l'analyse des données. L'étude de la distribution d'amplitude met bien en évidence les phénomènes d'endommagement intervenant lors de la propagation du délaminage. La propagation du délaminage pour l'AS4/PEEK est associée à des signaux de 10 dB supérieurs en moyenne à ceux obtenus lors de la propagation du délaminage du T300/914.

Pour le suivi par émission acoustique du mode II, la diminution du frottement des lèvres de la fissure doit être réalisée afin de permettre une meilleure exploitation des résultats. Une ouverture initiale des lèvres par une tige cylindrique de faible diamètre pourrait être une solution.

Enfin, la mesure de la longueur de fissure doit être réalisée par un moyen plus fiable afin de mieux exploiter les résultats exposés. Des premiers résultats ont été exploités à l'aide d'une jauge de fissure (de 0.01 mm de résolution). La synchronisation de l'effort, du déplacement des lèvres de la fissures, de l'émission acoustique et de la longueur de fissure est alors facilitée et permet une exploitation plus fiable des résultats. La vitesse de propagation du délaminage peut alors être déterminée de manière précise.

CHAPITRE II

ETUDE NUMERIQUE DES MODES I ET II

II.1 Introduction

L'objet de cette étude est d'utiliser les méthodes numériques nécessaires aux calculs des taux de restitution d'énergie en comparant les résultats de l'étude expérimentale aux résultats de l'étude numérique. Le but étant bien entendu d'utiliser ces méthodes dans le cas plus complexe du délaminage par flambage localisé.

On présente dans la première partie de l'exposé les méthodes numériques de calcul du taux de restitution d'énergie, employées dans notre étude. La deuxième partie est l'application de ces méthodes à l'étude du mode I et II.

II.2 Méthodes numériques de détermination du taux de restitution d'énergie

Dans notre étude, les deux méthodes employées et développées pour l'analyse des modes I, II et III en analyse linéaire et non linéaire, sont basées sur le calcul de l'énergie nécessaire pour créer une propagation de fissure de longueur ou de surface finies. La méthode d'avancée virtuelle de fissure et la méthode de fermeture de fissure ont été choisies, pour leur facilité de mise en œuvre.

Pour l'exposé des méthodes de calcul du taux de restitution d'énergie, nous ferons la distinction entre une étude numérique en 2D et en 3D.

II.2.1 Méthode virtuelle d'avancée de fissure

II.2.1.1 Principe général de la méthode

Cette méthode permet de déterminer le taux de restitution d'énergie total G_{tot} (où $G_{tot} = G_I + G_{II} + G_{III}$) en front de fissure. Le principe consiste à déplacer d'une quantité très faible (perturbation), un noeud du front de fissure afin de simuler une avancée de fissure (création d'une surface virtuelle ou infinitésimale ΔA). La variation d'énergie potentielle créée entre la structure non perturbée et perturbée est proportionnelle à l'énergie nécessaire à l'avancée de fissure [Laschet⁷¹, Murthy⁸², Rémy⁹⁴].

La détermination de G_{tot} nécessite donc deux calculs :

- un calcul donnant l'énergie potentielle pour la fissure de surface A , notée $E_p(A)$
- un calcul donnant l'énergie potentielle pour une fissure de surface $(A+\Delta A)$ après perturbation d'un noeud du front de fissure, notée $E_p(A+\Delta A)$.

où ΔA est la surface créée par l'avancée de fissure et ΔE_p est la variation d'énergie potentielle de la structure.

Le taux de restitution d'énergie est donné par :

$$G = \left(\frac{\partial W_{ext}}{\partial A} - \frac{\partial U_e}{\partial A} \right) = \frac{E_p(A + \Delta A) - E_p(A)}{\Delta A} = \frac{\Delta E_p}{\Delta A} \quad (C.II.1)$$

Cette méthode a l'avantage d'être facile d'utilisation dans les cas d'étude numérique 2D et 3D. Cependant, il faut un maillage relativement fin en front de fissure. L'étude de la convergence

du taux de restitution d'énergie en fonction de la variation de la perturbation doit aussi être réalisée.

En règle générale, la perturbation du noeud en front de fissure est suffisamment faible pour ne perturber que les mailles rattachées à ce noeud. La variation d'énergie entre la configuration perturbée et non perturbée peut donc être calculée sur les mailles considérées.

Cette méthode est appelée VCE pour "Virtual Crack Extension method".

II.2.1.2 Calcul du taux de restitution d'énergie en 2D

Dans le cas d'une étude numérique en 2D, la surface créée par l'avancée de fissure δa , est : $\Delta A = B \cdot \delta a$ où B est la largeur de l'éprouvette et δa est la valeur de la perturbation du noeud en front de fissure (figure C.II.1).

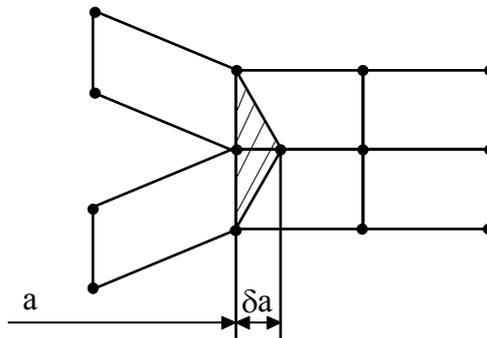


Figure C.II. 1. Perturbation d'un noeud en front de fissure en 2D sur un maillage au degré 1

L'expression de G_{tot} est alors définie de la manière suivante :

$$G_{tot} = \lim_{\delta a \rightarrow 0} \frac{E_p(a + \delta a) - E_p(a)}{B \cdot \delta a} \quad (C.II.2)$$

$E_p(a)$ désigne l'énergie potentielle de la structure pour une fissure de longueur a.

$E_p(a + \delta a)$ désigne l'énergie potentielle de la structure pour une fissure de longueur $(a + \delta a)$. δa représente l'avancée virtuelle de fissure.

Dans le cas d'un maillage au degré deux, le calcul de G_{tot} est identique mais la restitution du champ des déformations de la structure est meilleure.

II.2.1.3 Calcul du taux de restitution d'énergie en 3D

Dans le cas tridimensionnel, l'avancée de fissure δa crée une avancée de surface ΔA (figure C.II.2).

Le taux de restitution d'énergie s'écrit alors :

$$G_{tot} = \lim_{\delta a \rightarrow 0} \frac{E_p(a + \delta a) - E_p(a)}{\Delta A} \quad (C.II.3)$$

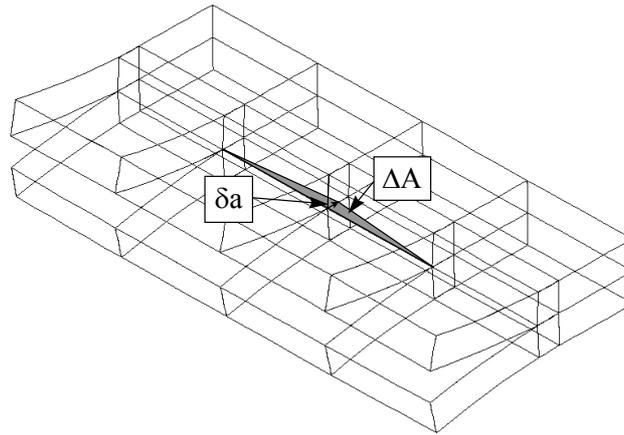


Figure C.II. 2. Création de l'avancée virtuelle de fissure (VCE) en 3D
(éléments de degré 1)

Le taux de restitution d'énergie ainsi calculé est appelé taux de restitution d'énergie total/local ($G_{tot/loc}$) en raison de la perturbation locale du maillage.

La modélisation numérique en 3D permet de déterminer ainsi l'évolution de G_{tot} le long du front de fissure. Dans le cas 2D, G_{tot} simule une avancée de tous les noeuds du front de fissure.

Le seul problème dans l'utilisation de la méthode virtuelle d'avancée de fissure est le calcul de l'avancée de surface ΔA en fonction de l'avancée de fissure δa . La surface créée est fonction du degré des éléments utilisés.

II.2.1.3.1 Surface créée pour des éléments de degré 1

L'élément utilisé est un élément volumique isoparamétrique et ne possède que des noeuds sommets comme dessiné en projection figure C.II.3.

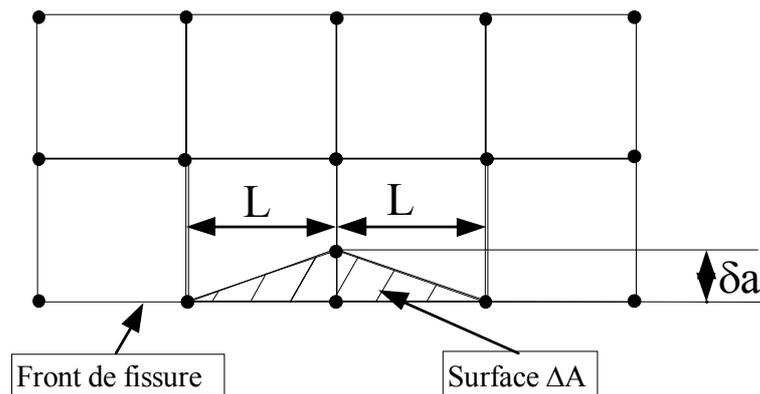


Figure C.II. 3. Plan de l'avancée de fissure, élément de degré 1

La surface créée par le déplacement δa d'un noeud du front de fissure est :

$$\Delta A = \frac{1}{2}(L + L) \cdot \delta a \quad (\text{C.II.4})$$

II.2.1.3.2 Surface créée pour des éléments de degré 2

L'élément utilisé est un élément volumique isoparamétrique de degré 2 (figure C.II.4)

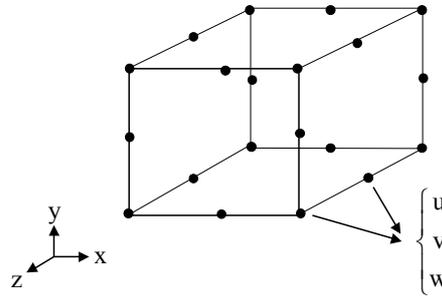


Figure C.II. 4. Elément volumique de degré 2

Au niveau du plan de fissure l'avancée de fissure se présente de la manière suivante :

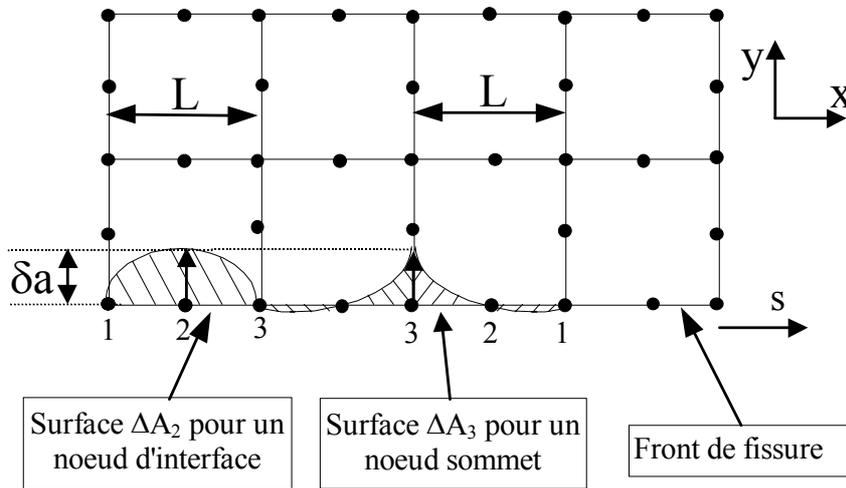


Figure C.II. 5. Représentation de la surface créée au noeud d'interface et sommet dans le cas de la méthode VCE

Pour des éléments de degré 2, la fonction d'interpolation en déplacement est de degré 2. La forme de la surface créée est bornée par le front de fissure et une fonction parabolique (figure C.II.5).

Delorenzi³⁵ donne dans le cas tridimensionnel l'expression générale analytique de la surface ΔA₂ et ΔA₃ dans le cas où le noeud d'interface est situé au milieu des noeuds sommets.

Les coordonnées d'un noeud quelconque du front de fissure s'écrivent :

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{vmatrix} x_1 & x_2 & x_3 \\ y_1 & y_2 & y_3 \\ z_1 & z_2 & z_3 \end{vmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} h_1(s) \\ h_2(s) \\ h_3(s) \end{Bmatrix}$$

Où x_i , y_i et z_i sont les coordonnées des 3 noeuds de l'élément considéré (noeuds 1, 2, 3 figure C.II.5) et s l'abscisse curviligne le long du front de fissure.

Les fonctions d'interpolation $h_i(s)$ sont données par :

$$\begin{cases} h_1(s) \\ h_2(s) \\ h_3(s) \end{cases} = \begin{cases} \frac{1}{2}s(s-1) \\ (1-s^2) \\ \frac{1}{2}s(s+1) \end{cases}$$

Alors l'augmentation des coordonnées globales dx, dy et dz pour une augmentation de l'abscisse ds est :

$$\begin{cases} dx \\ dy \\ dz \end{cases} = \begin{vmatrix} x_1 & x_2 & x_3 \\ y_1 & y_2 & y_3 \\ z_1 & z_2 & z_3 \end{vmatrix} \cdot \begin{cases} s - \frac{1}{2} \\ -2s \\ s + \frac{1}{2} \end{cases} \cdot ds$$

La longueur de l'arc créé est : $dl = \sqrt{dx^2 + dy^2 + dz^2} = K(s, x_i, y_i, z_i) \cdot ds$

où

$$K = \left\{ \left[s(x_1 + x_3 - 2x_2) + \frac{1}{2}(x_3 - x_1) \right]^2 \dots \right. \\ \left. \dots + \left[s(y_1 + y_3 - 2y_2) + \frac{1}{2}(y_3 - y_1) \right]^2 \dots \dots \right. \\ \left. \dots + \left[s(z_1 + z_3 - 2z_2) + \frac{1}{2}(z_3 - z_1) \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}}$$

Si par exemple le noeud sommet 3 (Figure C.II.5) est déplacé pour créer la surface ΔA_3 :

$$\begin{vmatrix} \bar{x}_3 \\ \bar{y}_3 \\ \bar{z}_3 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \Delta x_3 \\ \Delta y_3 \\ \Delta z_3 \end{vmatrix}$$

La courbe définie par les noeuds 1, 2 et le nouveau point 3 est donnée par :

$$\begin{vmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} x_1 & x_2 & x_3 \\ y_1 & y_2 & y_3 \\ z_1 & z_2 & z_3 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} h_1(s) \\ h_2(s) \\ h_3(s) \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \Delta x_3 \\ \Delta y_3 \\ \Delta z_3 \end{vmatrix}$$

Alors un point du front de fissure a été déplacé d'une distance :

$$\begin{vmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{vmatrix} = h_3(s) \cdot \begin{vmatrix} \Delta x_3 \\ \Delta y_3 \\ \Delta z_3 \end{vmatrix}$$

L'aire entre les deux courbes (front de fissure initiale et front de fissure modifié) est alors :

$$\Delta A_3 = \int \begin{vmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{vmatrix} \cdot dl = \sqrt{\Delta x_3^2 + \Delta y_3^2 + \Delta z_3^2} \int_{-1}^{+1} h_3(s) \cdot K \cdot ds$$

Dans le cas général (déplacement d'un noeud sommet ou d'interface) on a :

$$\Delta A_n = \int \begin{matrix} |\Delta x| \\ |\Delta y| \\ |\Delta z| \end{matrix} \cdot dl = \sqrt{\Delta x_n^2 + \Delta y_n^2 + \Delta z_n^2} \int_{-1}^{+1} h_n(s) \cdot K \cdot ds$$

Cette expression se simplifie si le point 2 est localisé au milieu du noeud 1 et 3. Dans ce cas, l'expression de K est égale à $1/2L$ (où L est la longueur de l'élément sur le front de fissure pour un front rectiligne ou la longueur de l'arc sur le front de fissure pour un front courbe). De plus dans notre cas, le noeud est déplacé suivant la normale au front de fissure et dans son plan. Il est alors simple d'intégrer l'expression de ΔA_n .

L'expression des aires ΔA_2 et ΔA_3 est alors :

$$\begin{cases} \Delta A_2 = \frac{2}{3} \cdot L \cdot \sqrt{(\delta a)^2} \\ \Delta A_3 = 2 \cdot \frac{1}{6} \cdot L \cdot \sqrt{(\delta a)^2} \end{cases} \quad (C.II.5)$$

Remarque : Pour une avancée de fissure donnée, on obtient le taux de restitution d'énergie dans la direction imposée par la direction de l'avancée de fissure.

II.2.1.4 Eléments en front de fissure

Pour une meilleure représentation du champ de déformations en front de fissure, on peut utiliser des éléments spéciaux.

Dans le cas d'une étude linéaire matériau, un des éléments représentant la singularité du champ des déformations en $1/\sqrt{r}$ en front de fissure est l'élément isoparamétrique de degré 2 de type "Barsoum". Cet élément possède des noeuds d'interfaces situés à une distance de $1/4$ de la longueur de l'élément par rapport au noeud sommet en front de fissure [Rémy⁹⁴].

Pour une étude non linéaire matériau (élastoplastique par exemple), un élément classique (noeud d'interface situé au milieu de deux noeuds sommet) peut être utilisé [Rémy⁹⁴].

Nous n'avons pas utilisé d'éléments de Barsoum dans notre étude. Nous verrons par la suite l'influence que cela peut avoir sur le taux de restitution d'énergie.

II.2.2 Méthode de fermeture de fissure

II.2.2.1 Principe de la méthode

La Méthode de fermeture de fissure repose sur le calcul de la décomposition du taux de restitution d'énergie total en taux de restitution d'énergie en mode I, II et III où :

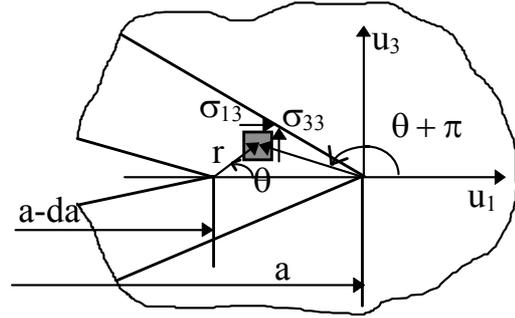
$$G_{\text{tot}} = G_I + G_{II} + G_{III} \quad (C.II.6)$$

Cette méthode a été proposée par Irwin⁶¹ et plus récemment appliquée par Rybicki¹⁰² et Jih⁶⁴.

S'il se crée une propagation de fissure de longueur infinitésimale δa , le taux de restitution d'énergie correspondant est égal à l'énergie nécessaire à la fermeture de cette fissure jusqu'à sa configuration initiale.

En utilisant un système de coordonnées polaires où l'origine est le front de fissure, G_I , G_{II} et G_{III} ont pour expression [Rybicki¹⁰², Jih⁶⁴, Lakshminarayana⁷⁰] :

$$\begin{cases} G_I = \lim_{\delta a \rightarrow 0} \frac{1}{2B\delta a} \int_0^{\delta a} \sigma_{33}(\delta a - r, 0) \cdot \Delta \bar{u}_3(r, \pi) dr \\ G_{II} = \lim_{\delta a \rightarrow 0} \frac{1}{2B\delta a} \int_0^{\delta a} \sigma_{13}(\delta a - r, 0) \cdot \Delta \bar{u}_1(r, \pi) dr \\ G_{III} = \lim_{\delta a \rightarrow 0} \frac{1}{2B\delta a} \int_0^{\delta a} \sigma_{23}(\delta a - r, 0) \cdot \Delta \bar{u}_2(r, \pi) dr \end{cases} \quad (C.II.7)$$



σ_{33} , σ_{13} , et σ_{23} sont les contraintes au niveau du front de fissure. $\Delta \bar{u}_3$, $\Delta \bar{u}_1$, et $\Delta \bar{u}_2$ sont les déplacements relatifs entre deux points séparant les lèvres du front de fissure. δa est l'extension de fissure.

Par la suite ces expressions vont être données dans le cas d'une étude par éléments finis en terme de forces et de déplacements.

Cette méthode est appelée dans la littérature MCC pour "Modified Crack Closure Intégral" ou VCCT pour "Virtual Crack Closure Technic".

II.2.2.2 Calculs en 2D (éléments surfaciques ou axisymétriques)

II.2.2.2.1 Eléments de degré 1

1^{ère} méthode : méthode nécessitant deux calculs éléments finis

L'avancée de fissure est dans ce cas, créée par une maille supplémentaire en avant du front de fissure de longueur faible δa . Le premier calcul permet d'obtenir les déplacements aux noeuds i et i' en détachant ces noeuds (figure C.II.6a).

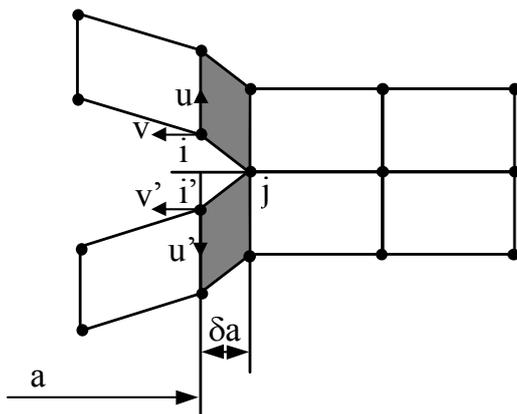


Fig. C.II.6a. Ouverture de fissure

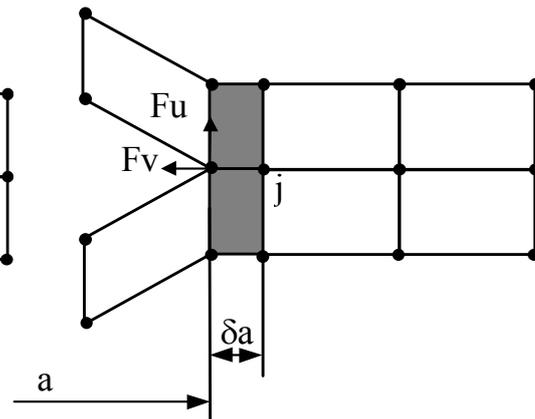


Fig. C.II.6b. Fermeture de fissure

Figure C.II. 6. Méthode de fermeture de fissure, étude 2D nécessitant 2 calculs

Lors du deuxième calcul (figure C.II.6b), les noeuds i et i' sont attachés selon toutes les composantes des degrés de liberté au noeud [O'Brien⁸⁸]. Ainsi, le calcul élément fini permet d'obtenir les efforts au noeud i (opposé au noeud i') nécessaire à la fermeture de fissure.

Les taux de restitution d'énergie sont donnés alors par les relations suivantes :

$$\begin{cases} G_I = \frac{F_u(u - u')}{2 \cdot B \cdot \delta a} \\ G_{II} = \frac{F_v(v - v')}{2 \cdot B \cdot \delta a} \end{cases} \quad (C.II.8)$$

2^{ème} méthode : méthode nécessitant un seul calcul par éléments finis

Cette méthode nécessite un maillage différent de la précédente [Zhang¹²¹] c'est à dire deux mailles de longueur δa de part et d'autre du front de fissure (figure C.II.7).

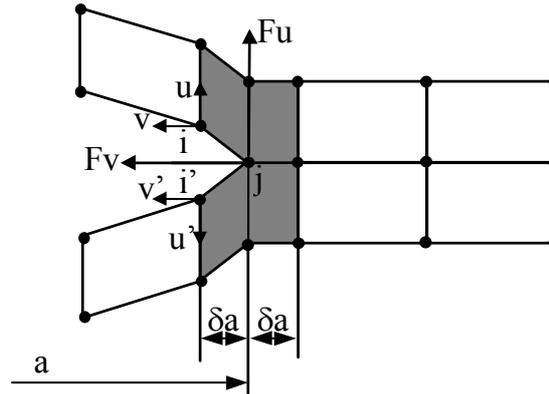


Figure C.II. 7. Méthode de fermeture de fissure, étude 2D nécessitant 1 calcul

Les taux de restitution d'énergie s'écrivent de la même manière :

$$\begin{cases} G_I = \frac{F_u(u - u')}{2 \cdot B \cdot \delta a} \\ G_{II} = \frac{F_v(v - v')}{2 \cdot B \cdot \delta a} \end{cases}$$

Cette méthode est très rapide et donne des résultats proches de la première méthode si la longueur δa est très faible [Rybicki¹⁰², Jih⁶⁴, Whitcomb¹¹⁷]. En effet, on peut alors identifier les déplacements des noeuds i et i' déterminés en amont du front de fissure à ceux déterminés au front de fissure (j et j').

II.2.2.2.2 Eléments de degré 2

Dans le cas où les éléments du front de fissure sont de degré 2, il faut tenir compte des efforts et des déplacements aux noeuds d'interface. On ne présente que la méthode nécessitant un calcul. La méthode utilisant deux calculs est facilement déductible.

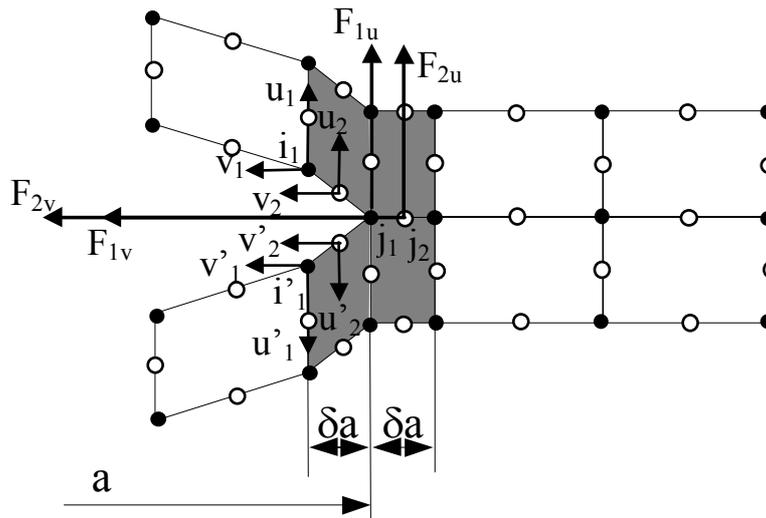


Figure C.II. 8. Méthode de fermeture de fissure, éléments 2D au degré 2

L'énergie nécessaire à la fermeture de fissure est la somme des énergies nécessaires à la fermeture de fissure, calculées aux noeuds sommets et aux noeuds d'interfaces (figure C.II.8). Il faut noter que l'effort donné aux noeuds d'interface par le calcul, dépend de la fonction d'interpolation de l'élément considéré. Dans le cas où l'on est en présence d'un noeud d'interface positionné au milieu de noeuds sommets, l'effort considéré est égal à deux fois l'effort réel.

Les taux de restitution d'énergie s'écrivent donc :

$$\begin{cases} G_I = \frac{F_{1u}(u_1 - u'_1)}{2 \cdot B \cdot \delta a} + \frac{F_{2u}(u_2 - u'_2)}{4 \cdot B \cdot \delta a} \\ G_{II} = \frac{F_{1v}(v_1 - v'_1)}{2 \cdot B \cdot \delta a} + \frac{F_{2v}(v_2 - v'_2)}{4 \cdot B \cdot \delta a} \end{cases} \quad (C.II.9)$$

II.2.2.3 Calculs en 3D (éléments volumiques)

L'étude volumique permet d'accéder au mode III, mais aussi à la décomposition du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure. Pour une étude volumique, les méthodes sont identiques aux cas surfaciques. Seule la surface créée par l'avancée de fissure change. De la même manière que pour le cas 2D, plusieurs méthodes sont proposées pour le calcul de la répartition des modes. La méthode nécessitant un seul calcul n'est pas indiquée mais est facilement exploitable à partir des méthodes citées ci-dessous.

II.2.2.3.1 Elément de degré 1

La surface créée est réalisée par la fermeture sur une maille complète (figure C.II.9). Au degré 1, un premier calcul (noeuds opposés liés) fournit les efforts F_i et F_j où :

$$F_i = \begin{cases} F_U^i \\ F_V^i \\ F_W^i \end{cases} \quad \text{et} \quad F_j = \begin{cases} F_U^j \\ F_V^j \\ F_W^j \end{cases}$$

Le deuxième calcul où tous les noeuds opposés sont détachés, fournit d'_i , d_i , d'_j , d_j où :

$$d'_i = \begin{Bmatrix} u'_i \\ v'_i \\ w'_i \end{Bmatrix}, \quad d_i = \begin{Bmatrix} u_i \\ v_i \\ w_i \end{Bmatrix}, \quad d'_j = \begin{Bmatrix} u'_j \\ v'_j \\ w'_j \end{Bmatrix}, \quad d_j = \begin{Bmatrix} u_j \\ v_j \\ w_j \end{Bmatrix}$$

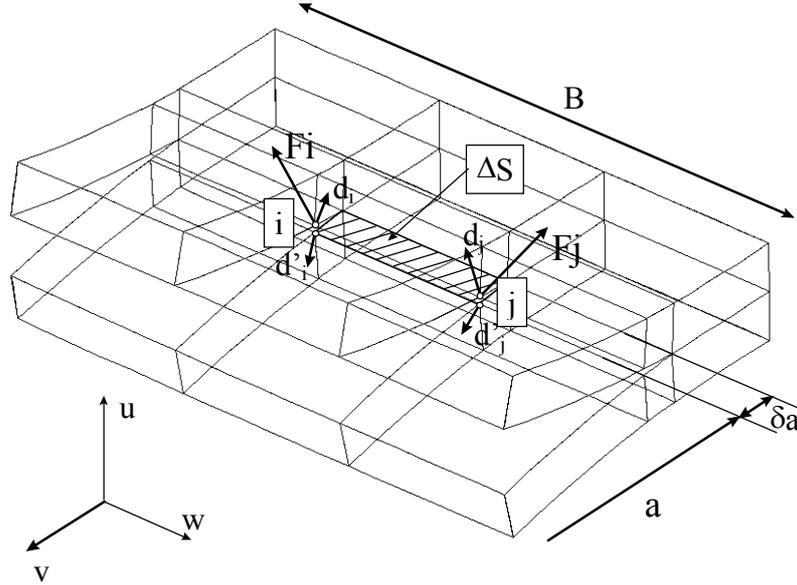


Figure C.II. 9. Méthode de fermeture de fissure en 3D, éléments de degré 1

Les taux de restitution d'énergie en mode I, II et III sont alors déterminés par :

$$\begin{cases} G_I = \frac{F_U^i(u_i - u'_i)}{2\Delta S} + \frac{F_U^j(u_j - u'_j)}{2\Delta S} \\ G_{II} = \frac{F_V^i(v_i - v'_i)}{2\Delta S} + \frac{F_V^j(v_j - v'_j)}{2\Delta S} \\ G_{III} = \frac{F_W^i(w_i - w'_i)}{2\Delta S} + \frac{F_W^j(w_j - w'_j)}{2\Delta S} \end{cases} \quad (C.II.10)$$

On obtient donc la décomposition en mode I, II, et III du taux de restitution d'énergie total suivant la direction de propagation v (perpendiculaire au front de fissure) et au milieu des noeuds sommets i et j .

II.2.2.3.2 Élément de degré 2

Deux cas sont à distinguer. La fermeture de fissure est réalisée en liant soit 10 noeuds pour un calcul au noeud d'interface j , soit 8 noeuds pour un calcul au noeud sommet i , du front de fissure (figure C.II.10). Les efforts relevés aux noeuds d'interface sont deux fois supérieurs aux efforts réels.

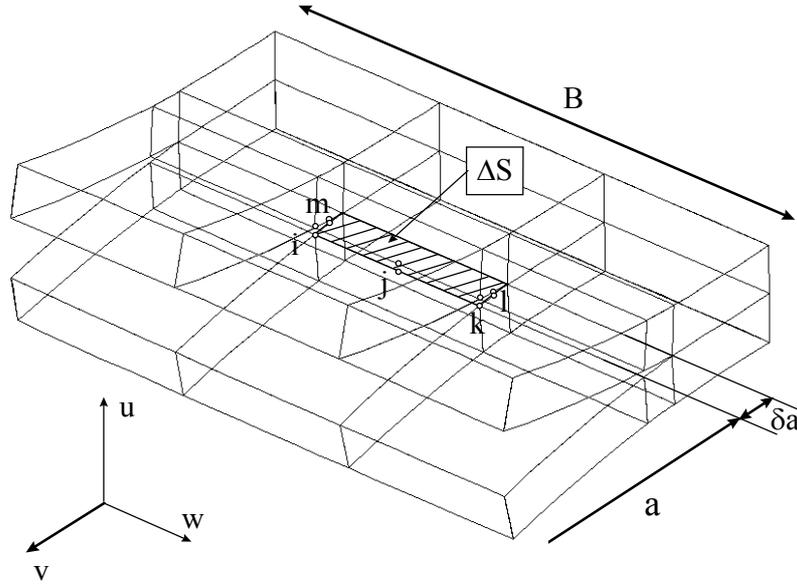


Figure C.II.10. Méthode de fermeture de fissure en 3D, éléments de degré 2

Avec les mêmes notations que pour le calcul avec des éléments au degré 1 on obtient pour les taux de restitution d'énergie au noeud d'interface j :

$$\begin{cases} G_I = \frac{F_U^i(u_i - u'_i)}{2\Delta S} + \frac{F_U^k(u_k - u'_k)}{2\Delta S} + \frac{F_U^m(u_m - u'_m)}{4\Delta S} + \frac{F_U^j(u_j - u'_j)}{4\Delta S} + \frac{F_U^l(u_l - u'_l)}{4\Delta S} \\ G_{II} = \frac{F_V^i(v_i - v'_i)}{2\Delta S} + \frac{F_V^k(v_k - v'_k)}{2\Delta S} + \frac{F_V^m(v_m - v'_m)}{4\Delta S} + \frac{F_V^j(v_j - v'_j)}{4\Delta S} + \frac{F_V^l(v_l - v'_l)}{4\Delta S} \\ G_{III} = \frac{F_W^i(w_i - w'_i)}{2\Delta S} + \frac{F_W^k(w_k - w'_k)}{2\Delta S} + \frac{F_W^m(w_m - w'_m)}{4\Delta S} + \frac{F_W^j(w_j - w'_j)}{4\Delta S} + \frac{F_W^l(w_l - w'_l)}{4\Delta S} \end{cases} \quad (C.II.11)$$

Remarques : Détermination du pourcentage des modes G_i/G_{tot} .

- Les deux méthodes de fermeture de fissure, donnent les valeurs des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III. La somme de ces valeurs représente le taux de restitution d'énergie total G_{tot} que l'on peut comparer aux résultats obtenus par la méthode virtuelle d'avancée de fissure.

- La méthode MCC utilise pour des éléments de degré deux, 8 ou 10 noeuds. L'exploitation des résultats aux noeuds est donc assez lourde. C'est pourquoi certains auteurs [Guedra-Degeorges⁵⁷] utilisent simplement 2 noeuds (d'interface ou sommets) du front de fissure afin d'obtenir le pourcentage de chacun des modes par rapport au G_{tot} . Cette méthode est plus simple à exploiter et, si le critère de propagation du délaminage est formulé en fonction des rapports des modes ($G=f(G_I/G_{II})$, Guedra-Degeorges⁵⁷), il n'est pas utile de rechercher la valeur des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III. La valeur du taux de restitution d'énergie total donnée par la méthode VCE est toute fois nécessaire.

II.2.3 Validation des méthodes sur un exemple simple

Nous avons voulu comparer les méthodes utilisées dans cette étude à la méthode VCE automatisée disponible dans SAMCEF. En effet, SAMCEF intègre la possibilité de calculer le taux de restitution d'énergie total (VCE : Virtual Crack Extension method et EDI : Equivalent

Domain Integral method) sur matériau isotrope fissuré. Ces méthodes ne sont pas disponibles actuellement dans SAMCEF pour l'utilisation sur matériaux composites. De plus les méthodes implantées sont des méthodes globales c'est à dire qu'elles ne permettent pas la décomposition du taux de restitution d'énergie total en taux de restitution d'énergie en mode I, II et III (VCE). C'est pourquoi, nous avons développé ces méthodes de façon manuelle.

Pour cette comparaison nous avons étudié la plaque fissurée représentée figure C.II.11 dite plaque d'Irwin.

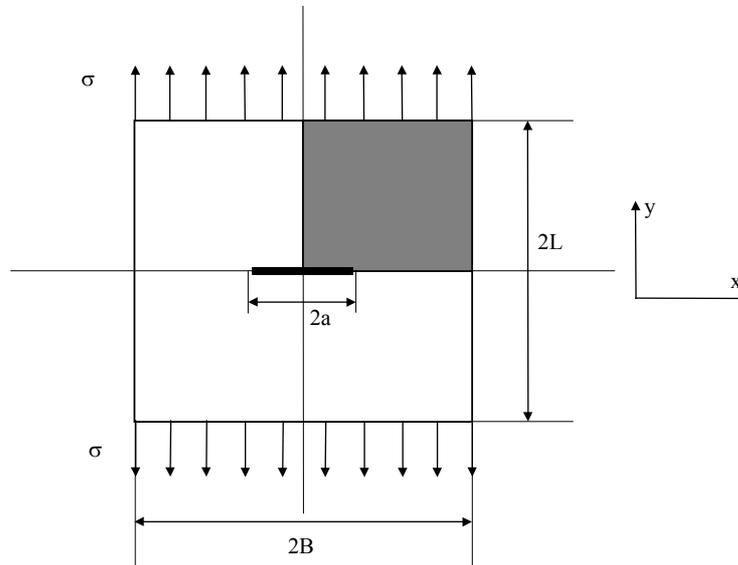


Figure C.II. 11. Plaque en traction avec fissure centrale traversante

Les caractéristiques de la plaque fissurée sont les suivantes :

- $L = 50 \text{ mm}$
- $B = 50 \text{ mm}$
- $a = 10 \text{ mm}$
- $e = 1 \text{ mm}$
- $E = 70000 \text{ Mpa}$
- $\nu = 0.3$
- $\sigma = 50 \text{ Mpa}$

Soit la plaque figure C.II.11 en état plan de contrainte, fissurée en son milieu, soumise à une contrainte de traction σ . Notre étude numérique du délaminage par flambage local étant une modélisation volumique, l'étude numérique de la plaque d'Irwin sera réalisée en analyse volumique.

La méthode automatique implantée dans SAMCEF, utilise des éléments de Barsoum (noeud d'interface situé à $\frac{1}{4}$ du noeud sommet) en front de fissure pour des analyses élastiques. Dans notre cas, le noeud d'interface est situé au milieu des noeuds sommets.

Le maillage utilisé est représenté figure C.II.12. L'élément utilisé est un élément volumique isoparamétrique de degré 2 (20 noeuds : 60 d.d.l en déplacement).

Afin de connaître la répartition du taux de restitution d'énergie sur la largeur de l'éprouvette, quatre éléments sont imposés dans l'épaisseur de la plaque. Pour des raisons de symétrie, seul le quart de la plaque est modélisé. L'éprouvette étant sollicitée suivant la direction y (perpendiculaire au plan de la fissure), seule le mode I est présent. Le taux de restitution d'énergie G_{tot} est égal à G_I .

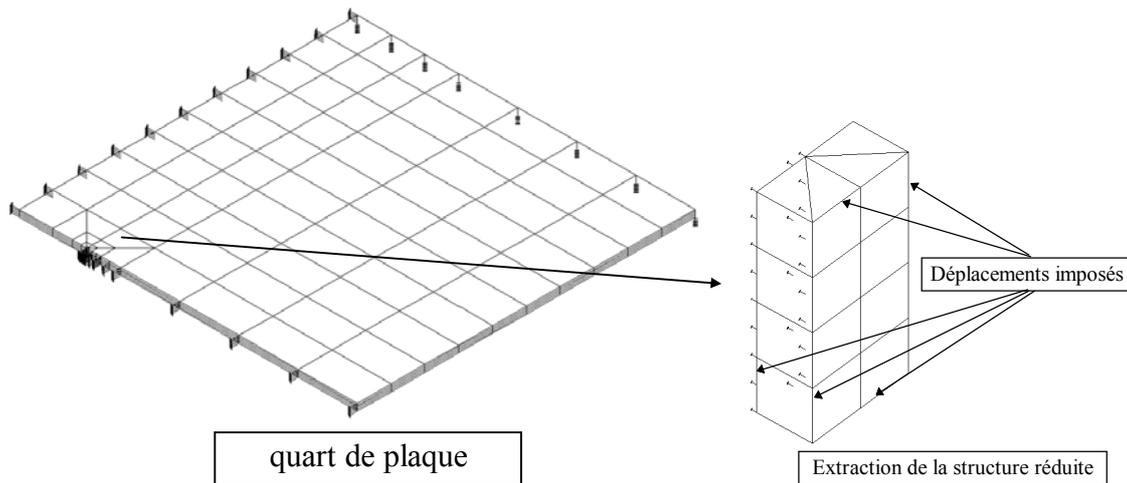


Figure C.II. 12. *Maillage volumique utilisé et structure réduite*

II.2.3.1 Méthode de résolution

L'utilisation de SAMCEF en mécanique de la rupture est détaillée dans le manuel n°M16 V6.1 intitulé : Fracture Mechanics.

Dans notre cas, pour la méthode VCE l'avancée de fissure δa est créée de façon manuelle soit sur un noeud du front de fissure (recherche de la distribution de G suivant la largeur de la plaque), soit sur l'ensemble des noeuds du front de fissure (équivalent à une étude 2D). Pour la méthode MCC, la fermeture de fissure est créée par la liaison des noeuds doubles situés de part et d'autre du front de fissure et en avant de ce front. De même que pour la méthode VCE, la fermeture d'une maille en avant du front de fissure autorise l'accès à l'évolution de G le long du front de fissure et la fermeture de toutes les mailles permet de déterminer une valeur moyenne de G .

Pour un gain de temps et de précision dans les calculs (surtout pour l'étude de la répartition de G le long du front de fissure), les méthodes sont utilisées sur une structure réduite c'est à dire sur les mailles entourant le front de fissure (figure C.II.12). Pour cela, un premier calcul de la structure complète est réalisé. Ensuite la structure réduite est extraite et les déplacements résultant du calcul de la structure complète lui sont appliqués (figure C.II.12). Alors le calcul du taux de restitution d'énergie est réalisé sur la structure réduite. Pour cela, l'automatisation de cette résolution a été réalisée et facilite le calcul de G . Cette automatisation sera décrite plus en détails dans l'étude du flambage localisé.

Afin d'obtenir des résultats les plus précis possibles, l'énergie potentielle (VCE) ainsi que les efforts et déplacements des noeuds en front de fissure (MCC) sont relevés à l'aide d'un programme Fortran, dans le fichier binaire du fichier résultat de calculs de SAMCEF, en double précision.

II.2.3.2 Résultats sur la plaque d'Irwin

- Calcul théorique

La solution analytique de Muskhelishvili déterminant le facteur d'intensité de contrainte K_I [Lemaitre⁷⁴] est donnée par l'équation suivante :

$$K_I = \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a} \cdot f(a, b) \quad (C.II.12)$$

Où σ est la contrainte appliquée (contrainte à l'infinie), a est la demi-largeur de la fissure, b la largeur de la plaque et f une fonction caractérisant la géométrie de la fissure.

$f(a,b)$ est donnée (d'après H. D. Bui, B. Barthelemy [Lemaitre⁷⁴]) pour quelques cas simples. Dans notre cas (fissure centrale dans une plaque de longueur finie), $f(a,b)$ est :

$$f(a, b) = \left[1 - 0.025 \left(\frac{a}{b} \right)^2 + 0.06 \left(\frac{a}{b} \right)^4 \right] \cdot \sqrt{\left[\cos \frac{\pi a}{2b} \right]} \quad (C.II.13)$$

Alors le taux de restitution d'énergie en état plan de contraintes est :

$$G_I = \frac{K_I^2}{E} \quad (C.II.14)$$

Application numérique : $K_I = 278.45 \text{ N/mm}^{3/2}$
 $G_I = 1.107 \text{ N/mm}$

Les résultats numériques sont comparés dans un premier temps à la valeur théorique (figure C.II.13 et C.II.14) dans le cas des méthodes VCE et MCC pour une avancée de fissure (fermeture de fissure) de tous les noeuds du front de fissure.

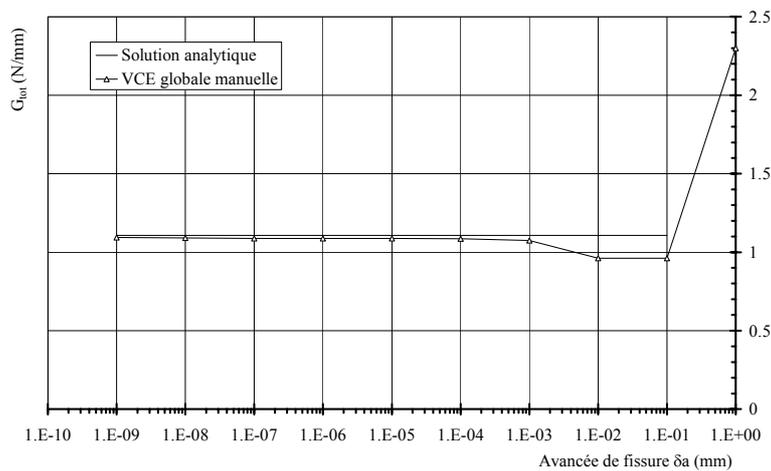


Figure C.II. 13. Evolution de G_{tot} en fonction de δa , méthode VCE

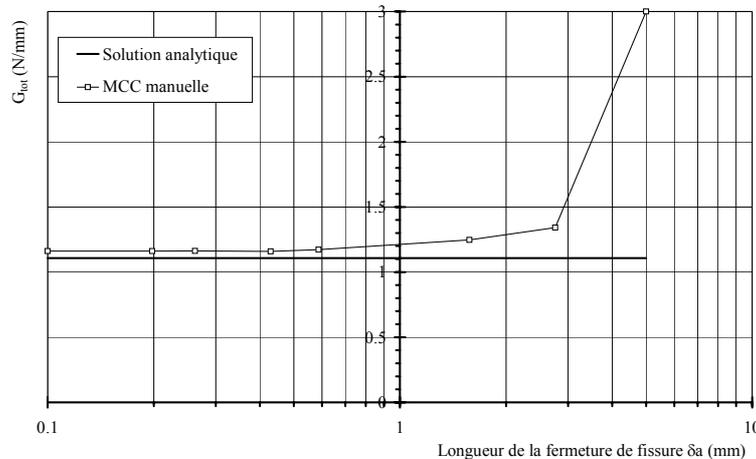


Figure C.II. 14. Evolution de G_{tot} en fonction de δa , méthode MCC

L'application des deux méthodes nécessite la recherche de la valeur de δa pour laquelle G_{tot} converge. Pour la méthode VCE, le δa optimal est de l'ordre de $1e^{-04}$ à $1e^{-08}$ mm. Pour la méthode MCC, le δa optimal est de l'ordre de 0.05 à 0.5 mm. Ces valeurs sont fonction de la longueur de fissure initiale a .

L'écart entre la solution analytique et la méthode MCC est plus grand que la solution donnée par la méthode VCE (5% contre 1.6 % pour la méthode VCE). Les valeurs obtenues par la méthode VCE convergent par valeurs inférieures tandis que les valeurs obtenues par la méthode MCC convergent par valeurs supérieures. On encadre donc par les deux méthodes la valeur analytique.

Une étude de convergence de G_{tot} montrerait que dans le cas de la méthode VCE, la taille de la maille en front de fissure influence la valeur du taux de restitution d'énergie. Plus la taille perturbée par l'avancée de fissure est faible et plus on converge vers la solution analytique. Dans le cas de la méthode MCC, la longueur de la maille en avant du front de fissure a aussi une influence sur les valeurs de taux de restitution d'énergie.

De plus nous avons voulu connaître l'évolution du taux de restitution d'énergie le long du front de fissure afin de valider les méthodes locales. La figure C.II.15 montre la comparaison de l'évolution du taux de restitution d'énergie suivant la largeur de l'éprouvette entre le méthode VCE automatique (SAMCEF), la méthode VCE manuelle, et la méthode MCC. Nous avons reporté sur ce graphique la valeur théorique de G_{tot} .

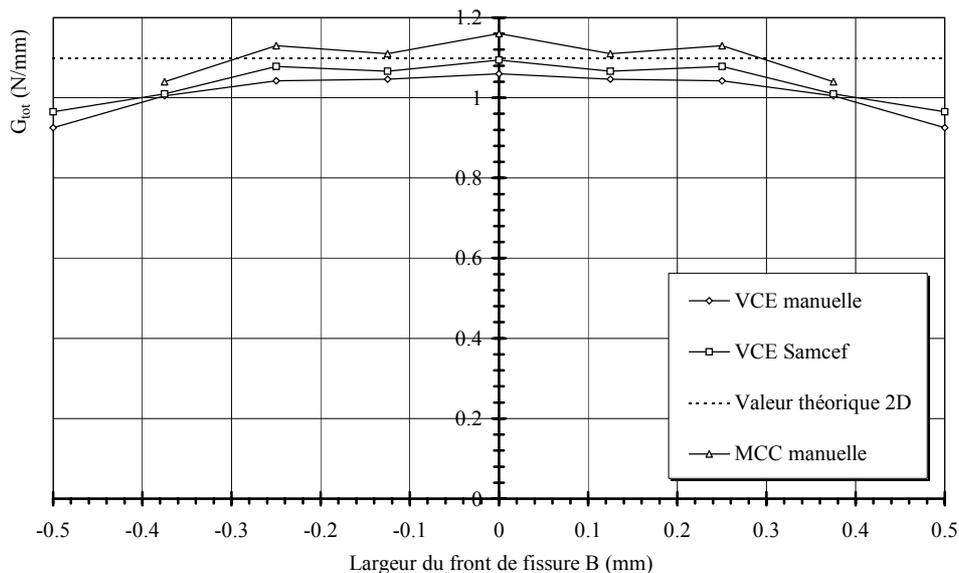


Figure C.II. 15. Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure, plaque d'Irwin

On remarque que les résolutions manuelles encadrent la solution donnée par SAMCEF. L'écart sur les noeuds d'interfaces est bien moins important que sur les noeuds sommets (1.3% contre 4% pour le méthode VCE) 4% contre 8% pour la méthode MCC). Ceci est certainement dû au fait que notre méthode manuelle ne comporte pas d'éléments de type "Barsoum" en front de fissure.

II.3 Etude numérique de la propagation du délaminage en Mode I et II

II.3.1 Maillages et conditions aux limites

Les maillages utilisés pour l'étude numérique en mode I et en mode II sont représentés figures C.II.16 et C.II.17. Le nombre de mailles dans la largeur de l'éprouvette est augmenté pour le calcul de la distribution des taux de restitution d'énergie suivant la largeur de l'éprouvette.

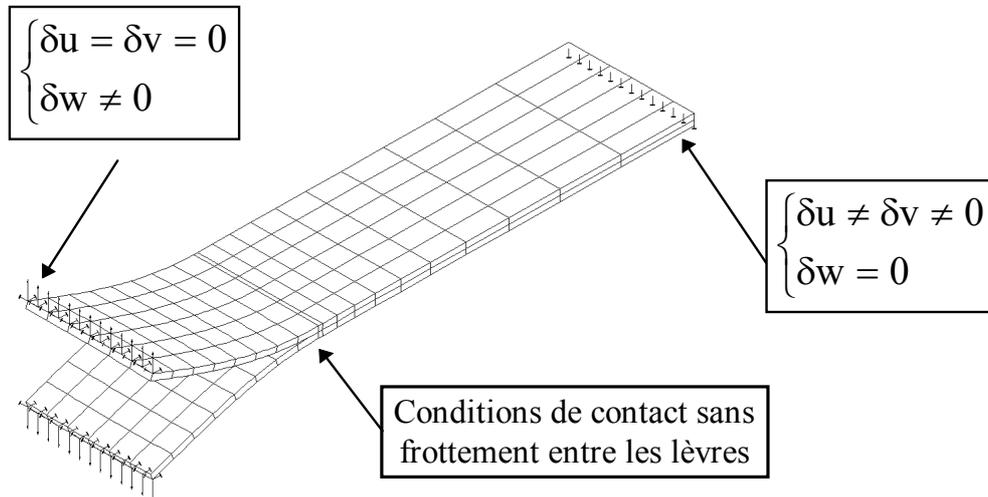


Figure C.II. 16. Maillage de l'éprouvette DCB

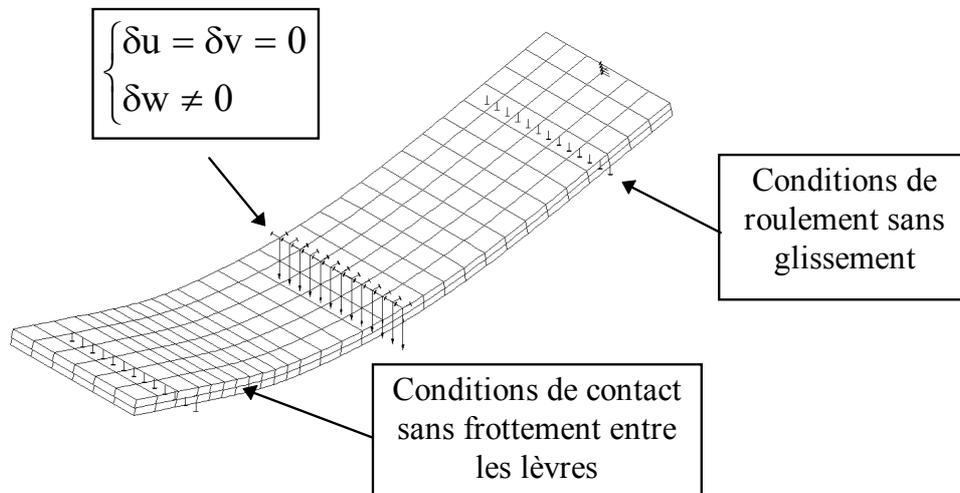


Figure C.II. 17. Maillage de l'éprouvette ENF

Le maillage utilisé est un maillage volumique de degré deux où les noeuds d'interface sont situés au milieu des noeuds sommets. Le chargement est réalisé par déplacements imposés.

Pour l'étude du mode II, il est nécessaire de réaliser une condition de contact entre les deux lèvres de la fissure pour respecter la non pénétration des plis situés de part et d'autre de la fissure. De plus, le roulement sans glissement de l'éprouvette sur les appuis est modélisé comme un contact plan/surface.

Pour le mode I, la gestion du contact entre les lèvres de la fissure n'est à priori pas nécessaire et jamais mentionnée dans la littérature. Cependant, nous avons remarqué que les lèvres de la fissures ont tendance à se refermer en bord d'éprouvette et même à s'interpénétrer

numériquement (figure C.II.19), notamment pour l'interface 45/-45. Un contact est donc introduit entre les lèvres de la fissure comme pour le mode II, mais sur une longueur plus faible.

La technique de résolution du contact est celle des multiplicateurs de Lagrange. Le contact est défini de la manière suivante (figure C.II.18) :

- pour chaque noeud esclave, on recherche selon l'élément utilisé, l'élément dit maître qui peut recevoir la projection normale du noeud : le contact est alors possible entre les deux entités. On génère alors une relation linéaire entre le noeud projeté, le noeud esclave et un noeud fictif suivant chaque direction (u,v,w).

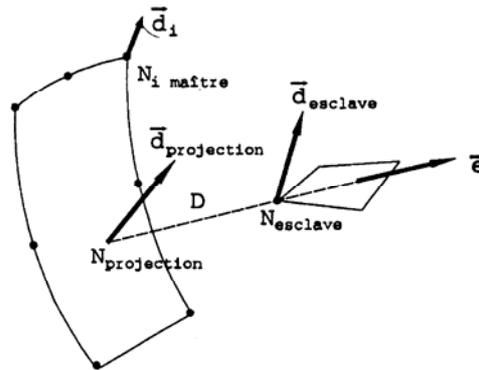


Figure C.II. 18. Schéma de principe du contact

- la relation linéaire s'écrit : $\vec{d}_{\text{fictif}} \cdot \vec{e} + \vec{d}_{\text{projeté}} \cdot \vec{e} + \vec{d}_{\text{esclave}} \cdot \vec{e} = 0$ (C.II.15)

Si D est la distance entre les noeuds N_{esclave} et $N_{\text{projeté}}$, la condition de contact est :

- $-D \leq \vec{d}_{\text{fictif}}$ (C.II.16)

Le calcul des taux de restitution d'énergie est réalisé comme pour la plaque d'Irwin c'est à dire sur une structure réduite (figure C.II.19) constituée des mailles entourant le front de fissure.

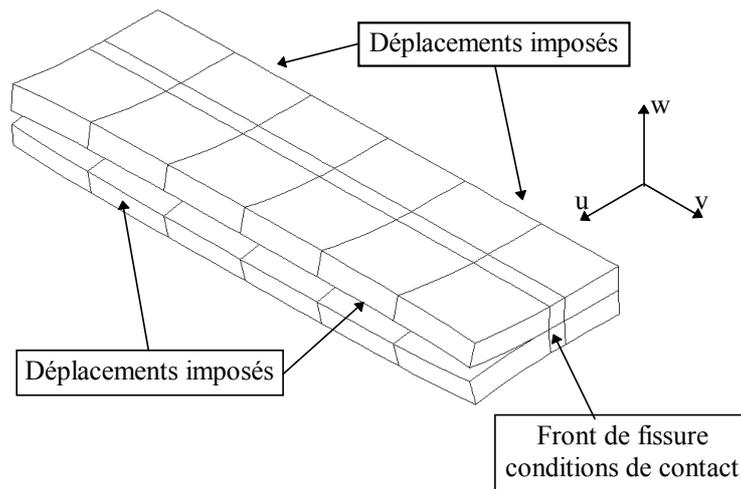


Figure C.II. 19. Extraction des mailles entourant le front de fissure, exemple sur le T300/914 en mode I, interface 45/-45 (déformation x10)

La structure réduite comprend trois éléments dans sa longueur. Un élément en arrière du front de fissure doit être rajouté (figure C.II.19) afin d'utiliser la méthode MCC.

II.3.2 Etude du mode I

II.3.2.1 Répartition de $G_{C\text{tot}}$ en mode I, II et III

Pour les stratifications croisées et surtout pour l'interface 45/-45, nous avons vérifié la distribution des modes le long du front de fissure. Notre but est de contrôler que sur l'éprouvette DCB, le mode I reste prépondérant dans le cas d'une interface de plis croisés. On présente donc figures C.II.20 et C.II.21 le pourcentage du mode II et du mode III pour le T300/914 et l'AS4/PEEK dans le cas des interfaces 22.5/-22.5 et 45/-45 calculés à l'effort critique de propagation du délaminage.

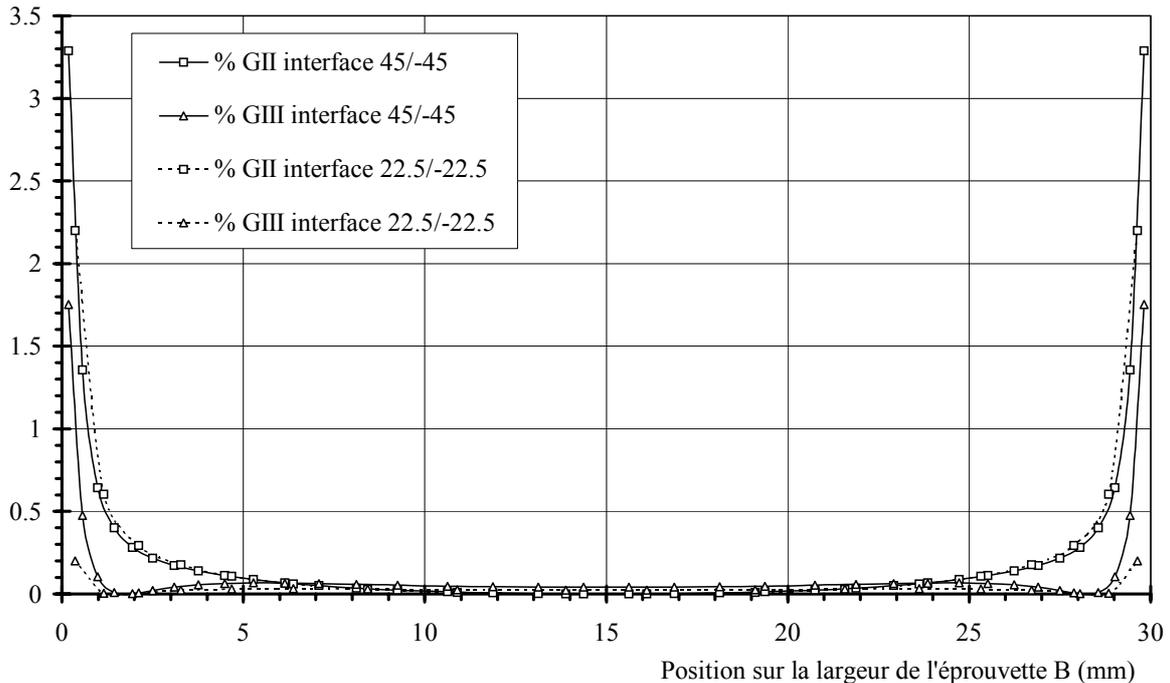


Figure C.II. 20. Evolution du pourcentage des Modes II et III sur l'éprouvette DCB le long du front de fissure pour le T300/914, $a_0=40$ mm

Le pourcentage des modes II et le mode III restent inférieures à 1% sur 95 % de la largeur de l'éprouvette (figures C.II.20 et C.II.21). Par contre, ces modes deviennent importants en bord d'éprouvette. La courbure de l'éprouvette en front de fissure déjà remarquée et qui nous a obligé à introduire une condition de contact entre les lèvres, contribue à l'apparition des modes II et III. Il semble aussi que le pourcentage de mode II et III augmente en fonction de l'ouverture des lèvres de la fissure. Pour l'AS4/PEEK l'ouverture des lèvres est plus importantes ($\cong 11$ mm contre $\cong 5$ mm) que pour le T300/914 et le pourcentage des modes II et III augmente.

Pour l'interface 0/0, les modes II et III sont inexistantes.

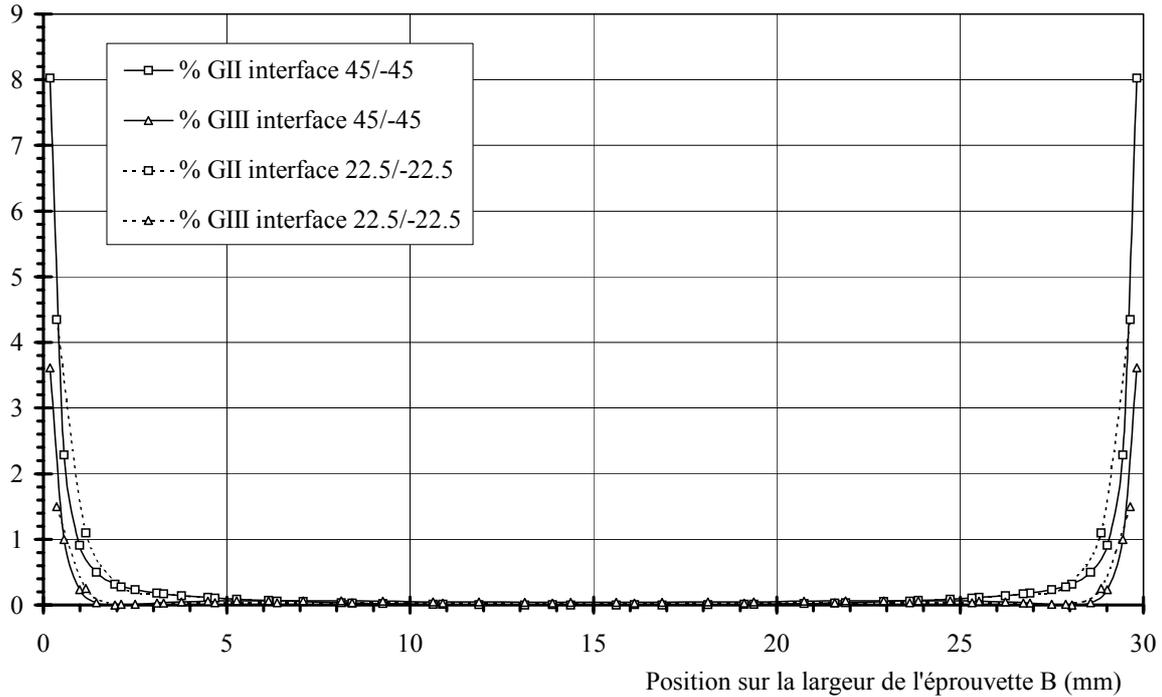


Figure C.II. 21. Evolution du pourcentage des Modes II et III sur l'éprouvette DCB le long du front de fissure pour l'AS4/PEEK, $a_0 = 40$ mm

II.3.2.2 Evolution de G_{IC} le long du front de fissure

La répartition de G_{ICtot} le long du front de fissure a été étudiée pour les deux matériaux et chaque stratification pour une longueur de fissure (figures C.II.22 et C.II.23) par la méthode VCE global/local. Chaque noeud du front de fissure est successivement perturbé.

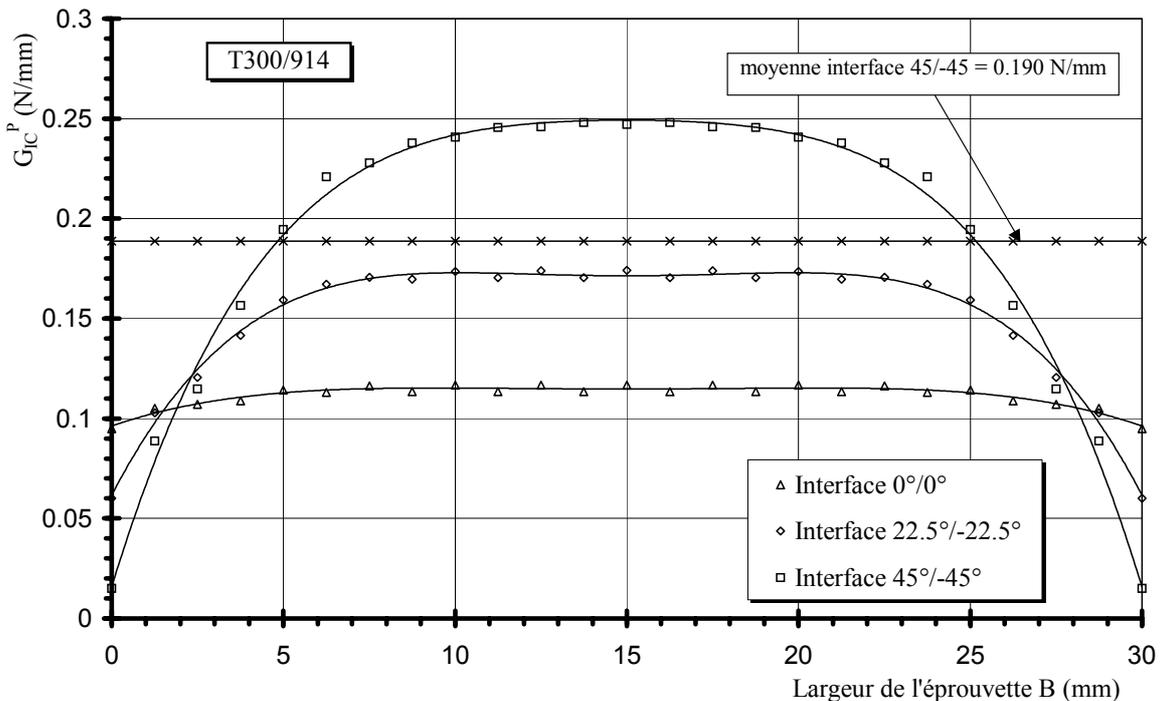


Figure C.II. 22. Evolution de G_{IC}^P le long du front de fissure pour le T300/914 12 éléments suivant la largeur de l'éprouvette, $a_0 = 40$ mm

L'évolution de G_{tot} le long du front de fissure est courbe pour toutes les interfaces, cependant la courbure est d'autant plus importante que l'angle des plis situés autour du délaminage augmente. Le taux de restitution d'énergie est pratiquement nul en bord d'éprouvette [Ousset^{89,90}] pour l'interface 45/-45 et augmente pour l'interface 22.5/-22.5 et 0/0. L'évolution de G_{tot} le long du front de fissure est similaire pour les deux matériaux. G_{tot} diminue en bord de l'éprouvette. Ceci est dû à la fermeture de la fissure en bord, remarquée sur le modèle numérique par un contact sur le noeud à l'extrémité de l'éprouvette. Un modèle plus raffiné en bord d'éprouvette s'avère tout de même nécessaire pour affiner l'évolution de G_{tot} proche des bords.

On peut remarquer en traçant la moyenne des $G_{tot}/local$ pour l'interface 45/-45 par exemple, qu'elle est proche de la valeur déterminée dans l'étude expérimentale.

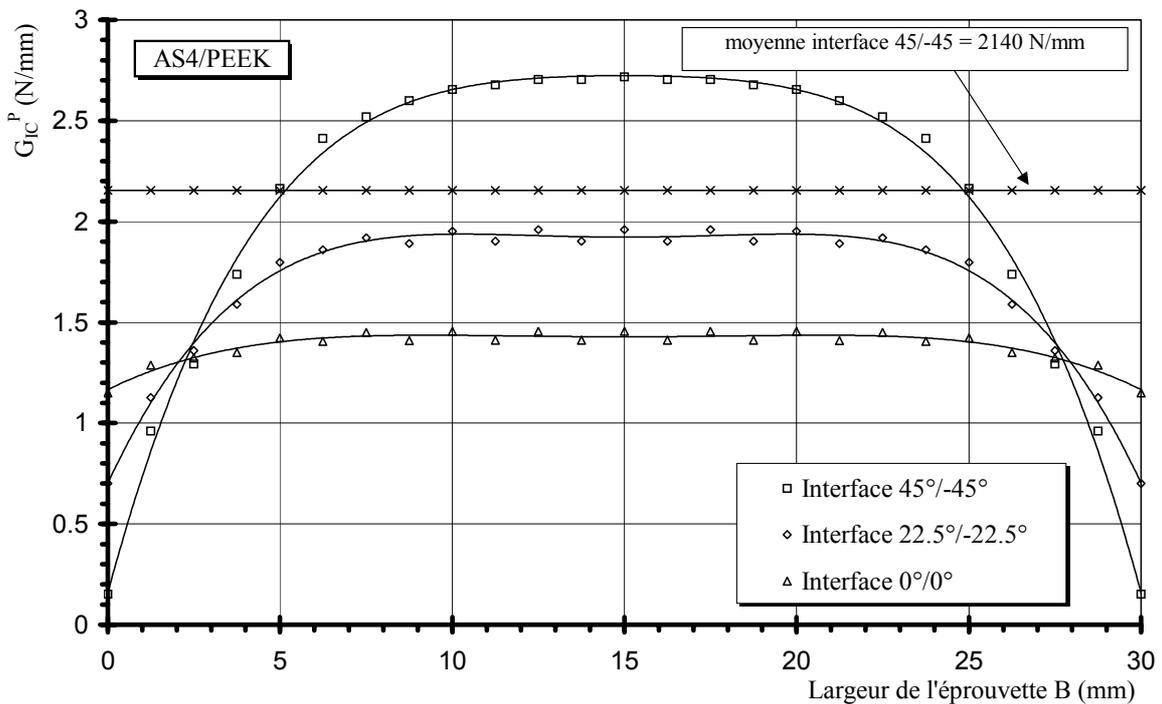


Figure C.II. 23. Evolution de G_{IC}^P le long du front de fissure pour l'AS4/PEEK
12 éléments suivant la largeur de l'éprouvette, $a_0=40$ mm

Expérimentalement le délaminage propage suivant un front de fissure courbe (figure C.II.24) comme relevé numériquement. A chaque propagation, le front reste courbe. Les figures C.II.22 et C.II.23 indiquent donc que la propagation s'effectue d'abord au centre de l'éprouvette. La mesure expérimentale de la longueur de fissure à partir d'un front initial rectiligne sous-estime donc la surface créée. La première valeur expérimentale de G_{IC}^P est donc surestimée. Par la suite le front courbe évoluant de façon identique entre chaque propagation, la mesure de la surface délaminée doit être plus fiable.

Figure C.II. 24. Photographie du front de fissure: T300/914, 22.5°/-22.5° en mode I

II.3.2.3 Comparaison de G_{IC}^P expérimental et G_{IC}^P numérique

Les calculs de G_{IC}^P sont réalisés par les méthodes VCE et MCC soit en déplaçant tous les noeuds du front de fissure (VCE) soit en fermant l'avancée de fissure sur toute la largeur de l'éprouvette. On détermine donc une valeur numérique moyenne de G_{IC}^P . Ces valeurs et les valeurs expérimentales sont données tableaux C.II.1 et C.II.2.

Interface	G_{IC}^P exp. moy. (N/m)	G_{IC}^P num. moy. (N/m)	Ecart (%)
0°/0°	118	115	2.6
22.5°/-22.5°	144	148	2.7
45°/-45°	194	202	4.12

Tableau C.II. 1. Comparaison expérimentale et numérique de l'évolution de G_{IC}^P en fonction de l'angle des plis autour du délaminage pour le T300/914, $a_0=45$ mm

Interface	G_{IC}^P exp. moy. (N/m)	G_{IC}^P num. moy.(N/m)	Ecart (%)
0°/0°	1170	1201	2.65
22.5°/-22.5°	1512	1580	4.5
45°/-45°	1792	1994	11.0

Tableau C.II. 2. Comparaison expérimentale et numérique de l'évolution de G_{IC}^P en fonction de l'angle des plis autour du délaminage, pour l'AS4/PEEK, $a_0=45$ mm

Les valeurs numériques sont assez proches pour les deux matériaux et pour chaque interface. On remarque que l'écart entre les résultats numériques et expérimentaux augmente pour l'interface 45/-45. Il devient important pour l'AS4/PEEK (11%). L'étude numérique est linéaire et une étude non linéaire géométrique minimiserait certainement cet écart. En effet, la propagation expérimentale du délaminage à l'interface 45/-45 intervient pour des déplacements importants.

II.3.3 Etude du mode II

II.3.3.1 Répartition de $G_{C\text{tot}}$ en mode I, II et III

Comme pour le mode I, nous avons tracé figures C.II.25 et C.II.26, les pourcentages de G_I , G_{II} et G_{III} calculés à l'effort critique de propagation, pour les deux matériaux, toutes les interfaces et $a_0=40$ mm.

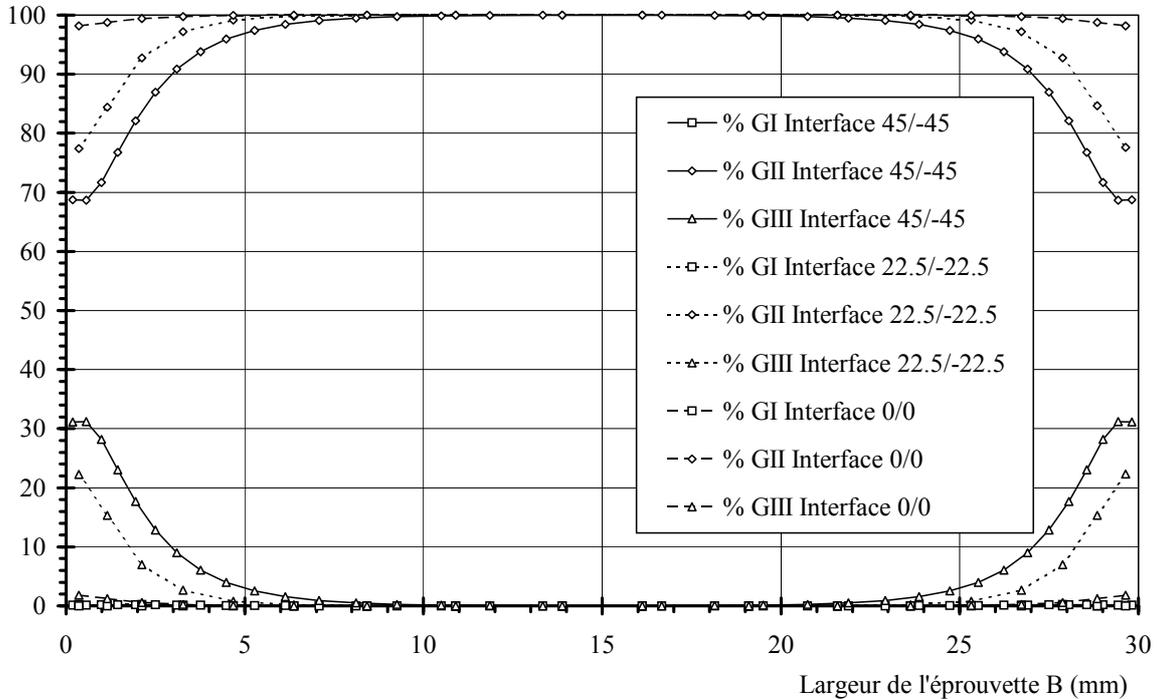


Figure C.II. 25. Evolution du pourcentage des modes I, II et III sur l'éprouvette ENF le long du front de fissure pour le T300/914, $a_0=40$ mm

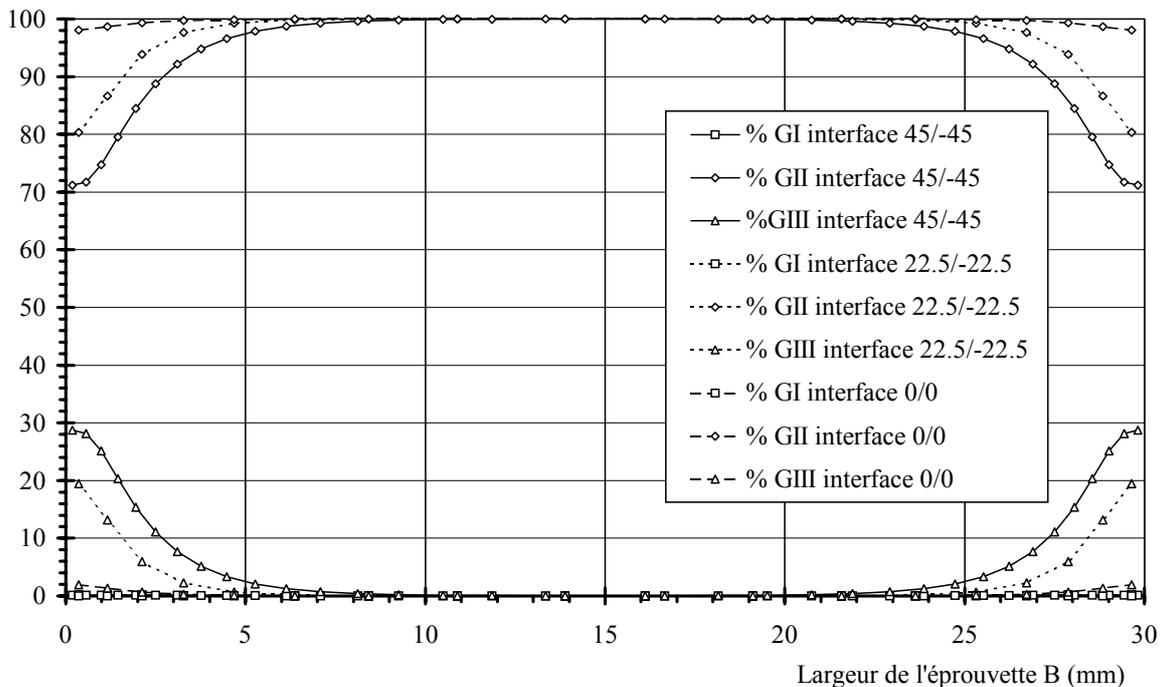


Figure C.II. 26. Evolution du pourcentage des modes I, II et III sur l'éprouvette ENF le long du front de fissure pour l'AS4/PEEK, $a_0=40$ mm

Si pour les interfaces 22.5/-22.5 et 45/-45, le mode I est présent à plus de 99% sur 95% de la largeur de l'éprouvette DCB, ce n'est pas le cas de la répartition du mode II sur l'éprouvette ENF. On peut remarquer que le mode III est très important. Il est supérieur à 10% sur 20% de la largeur de l'éprouvette. Cet effet décroît pour l'interface 22.5/-22.5. Pour l'interface 0/0, le mode II est supérieur à 98.5% sur toute la largeur de l'éprouvette (figure C.II.25). La présence du mode III est essentiellement due aux effets de Poisson. Le comportement sens travers de la partie non symétrique est différent du comportement sens travers des lèvres de la fissure. Les valeurs expérimentales sont donc surestimées.

L'évolution du pourcentage de G_I , G_{II} et G_{III} est quasiment identique pour le T300/914 et l'AS4/PEEK. Le coefficient de Poisson étant plus faible pour l'AS4/PEEK, les pourcentages du mode III sont légèrement plus faibles dans le cas de l'AS4/PEEK.

II.3.3.2 Evolution de G_{II}^P le long du front de fissure

L'évolution du taux de restitution d'énergie total prend (figures C.II.27 et C.II.28) une forme rectiligne pour l'interface 0/0. L'évolution devient ensuite courbe pour les autres interfaces.

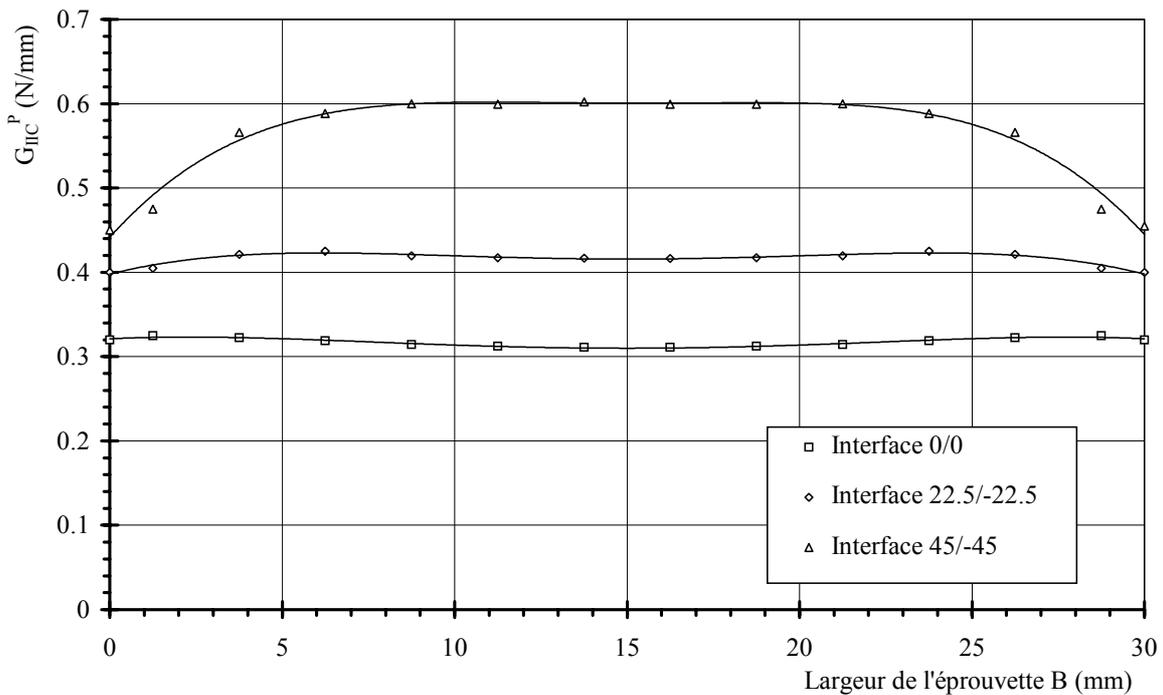


Figure C.II. 27. Evolution du taux de restitution d'énergie en mode II le long du front de fissure pour le T300/914, $a_0=40$ mm

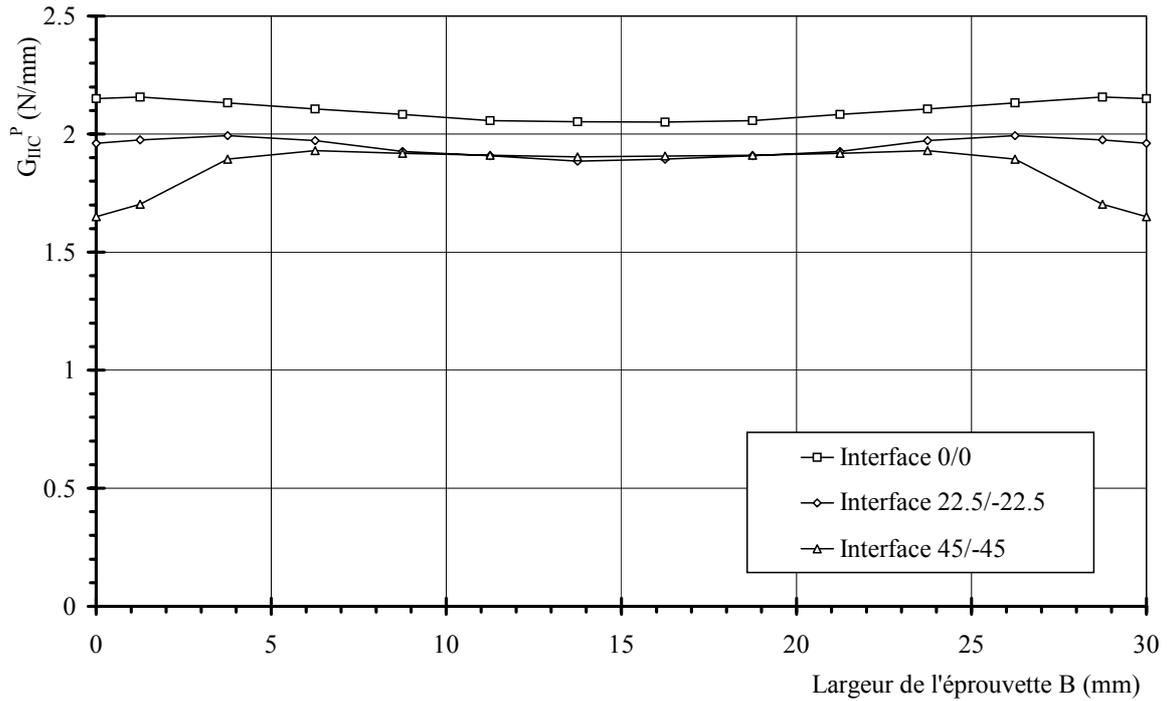


Figure C.II. 28. Evolution du taux de restitution d'énergie en mode II le long du front de fissure pour le l'AS4/PEEK, $a_0=40$ mm

La forme du front de fissure donnée numériquement est bien corrélée avec la forme relevée expérimentalement. On peut visualiser figure C.II.29 la forme expérimentale du front de fissure pour l'interface 0/0 et l'AS4/PEEK.

Figure C.II. 29. Photographie du front de fissure en mode II : AS4/PEEK 0/0, $a_0=40$ mm

II.3.3.3 Comparaison de G_{IIC}^P expérimental et G_{IIC}^P numérique

Les tableaux C.II.3 et C.II.4 indiquent les valeurs expérimentales et numériques de G_{IIC}^P pour les deux matériaux et une longueur initiale de fissure $a_0=40$ mm. Les valeurs expérimentales sont les moyennes des deux méthodes utilisées (Berry et Poutres). Les valeurs numériques sont les moyennes des méthodes VCE et MCC.

Interface	G_{IIC}^P exp. moy.(N/m)	G_{IIC}^P num. moy. (N/m)	Ecart (%)
0°/0°	315	318	1.0
22.5°/-22.5°	408	415	1.73
45°/-45°	503	530	5.3

Tableau C.II. 3. Comparaison numérique/expérimentale de G_{IIC}^P pour le T300/914, $a_0=40$ mm

Interface	G_{IIC}^P exp. moy. (N/m)	G_{IIC}^P num. moy. (N/m)	Ecart (%)
0°/0°	1980	2030	2.52
22.5°/-22.5°	1760	1930	9.65
45°/-45°	1730	1960	13.0

Tableau C.II. 4. Comparaison numérique/expérimentale de G_{IIC}^P pour l'AS4/PEEK, $a_0=40$ mm

Les valeurs numériques de G_{IIC}^P sont assez proches de celles relevées expérimentalement dans le cas du T300/914. Cependant on remarque un écart important entre les valeurs numériques et expérimentales pour l'interface 22.5/-22.5 et 45/-45 (supérieures à 10%) pour l'AS4/PEEK. La propagation expérimentale du délaminage n'étant pas validée pour l'interface 45/-45 et même pour l'interface 22.5/-22.5 (changement de plan de la fissure), on ne peut préjuger de la cohérence de ces résultats.

II.4 Conclusions

La détermination numérique des taux de restitution d'énergie sur les éprouvettes DCB et ENF de l'étude expérimentale a été réalisée en analyse linéaire volumique selon deux méthodes.

Le calcul du taux de restitution d'énergie total est réalisé selon la méthode d'avancée virtuelle de fissure, sa décomposition en mode I, II et III selon la méthode de fermeture de fissure. Chacune de ses méthodes permettent pour une analyse volumique de déterminer les taux de restitution d'énergie le long du front de fissure.

Ces méthodes ont été comparées aux résultats théoriques sur un cas simple (plaque isotrope avec fissure centrale) et il apparaît que la méthode VCE semble plus précise que la méthode MCC pour la détermination du taux de restitution.

Les méthodes numériques employées donnent des résultats très proches des résultats expérimentaux autant en mode I qu'en mode II.

Les déplacements des lèvres de la fissure à l'effort de propagation du délaminage étant importants pour les interfaces 45/-45 de l'AS4/PEEK (hypothèse des petits déplacements non valide), il serait intéressant de réaliser une étude numérique non linéaire géométrique. Même si l'endommagement des plis de la stratification définie reste faible, la prise en compte de l'endommagement comme il a été défini en partie B, conduirait à des valeurs d'énergies plus fiables.

CONCLUSIONS DE LA PARTIE C

Une étude expérimentale et numérique de la propagation du délaminage en mode I et II a été menée sur les matériaux composites stratifiés T300/914 et AS4/PEEK. Les éprouvettes utilisées en mode I et II sont respectivement les éprouvettes DCB et ENF.

L'étude expérimentale de la propagation du délaminage en mode I et II du T300/914 et de l'AS4/PEEK nous a permis de relever les points suivants :

- Les taux de restitution d'énergie critique en mode I de l'AS4/PEEK sont à peu près dix fois supérieurs ceux du T300/914,
- Les taux de restitution d'énergie critique en mode II de l'AS4/PEEK sont trois à quatre fois supérieurs à ceux du T300/914,
- L'étude de l'influence de l'orientation des fibres autour du délaminage en mode I fait apparaître pour des interfaces 45/-45, des taux de restitution d'énergie critique deux fois supérieurs à ceux des interfaces 0/0,
- Dans le cas du mode II et pour le T300/914, le taux de restitution d'énergie critique est deux à trois fois plus élevé pour une interface de 45/-45. L'influence de l'orientation des fibres autour du délaminage pour l'AS4/PEEK n'a pas pu être étudiée sur la stratification définie. Une stratification différente est à l'étude.

Enfin, la mesure de la longueur de fissure peut être améliorée. En effet, des premiers résultats ont été exploités à l'aide d'une jauge de fissure (de 0.01 mm de résolution). La synchronisation de l'effort, du déplacement des lèvres de la fissure, de l'émission acoustique ainsi que de la mesure de la longueur de fissure sont grandement facilités. Une vitesse de propagation peut être déterminée de manière très précise.

Les méthodes numériques (VCE et MCC) de calculs du taux de restitution d'énergie ont été utilisées pour l'étude du mode I et du mode II (et pour les deux matériaux) en analyse volumique linéaire.

La méthode VCE permet d'accéder au taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure. La méthode MCC conduit à la décomposition du taux de restitution d'énergie total en mode I et en mode II. Une bonne corrélation entre les valeurs expérimentales et numérique a été relevée pour les interfaces 0/0 et 22.5/-22.5. Cependant, l'étude numérique étant linéaire, elle conduit à des valeurs de taux de restitution d'énergie critique supérieures à celles déterminées par l'étude expérimentale dans le cas de l'interfaces 45/-45 et de l'AS4/PEEK.

La simplicité de leur utilisation nous a permis d'automatiser le calcul des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure et ainsi de l'adapter à l'étude du délaminage par flambage localisé pour lequel la recherche numérique des efforts critiques de propagation du délaminage passe par l'automatisation du calcul des taux de restitution d'énergie en front de fissure.

PARTIE D

ETUDE DU DELAMINAGE PAR FLAMBAGE LOCAL

Introduction	175
I : Etude expérimentale du délaminage par flambage local	177
<i>I.1 Introduction</i>	177
<i>I.2 Eprouvettes et moyen d'essais</i>	177
<i>I.3 Comportement et endommagement des plis flambés</i>	179
<i>I.4 Quantification et évolution de l'endommagement par émission acoustique</i>	188
<i>I.5 Conclusions</i>	190
II : Etude numérique du délaminage par flambage local	191
<i>II.1 Introduction</i>	191
<i>II.2 Etude non linéaire géométrique et linéaire matériau</i>	191
<i>II.3 Etude non linéaire géométrique et matériau</i>	210
<i>II.4 Conclusions</i>	219
Conclusions	220

Introduction de la partie D

De nombreuses études ont été menées sur le délaminage par flambage localisé de matériaux composites carbone à matrice thermdurcissable (Cochelin^{29,30}, Gerharz⁴³, Guedra-Degeorges⁵⁷, Gilletta^{44,45}, Girard⁴⁷⁻⁵⁰, Peck⁹¹, Renault⁹⁷, Whitcomb¹¹⁷⁻¹¹⁹). La plupart de ces études ont été réalisées sur un seul matériau et une stratification. Cependant l'utilisation de composites thermoplastiques est de plus en plus importante dans l'aéronautique. C'est pourquoi on se propose de comparer dans cette étude, la propagation du délaminage par flambage localisé dans le cas des matériaux T300/914 (thermodurcissable) et AS4/PEEK (thermoplastique). Notre but n'est pas de simuler la propagation du délaminage comme les études menées par Thesken¹⁰⁸ et Nilsson⁸⁶, mais de prédire sa propagation par l'utilisation d'un critère de la mécanique de la rupture formulé en fonction des énergies critiques en mode I, II et III (Cf. A.II).

Cette étude est composée de deux parties. L'étude expérimentale permet de déterminer les efforts critiques de propagation du délaminage mais aussi tous les phénomènes d'endommagements apparaissant lors du processus de délaminage. Les deux matériaux T300/914 et AS4/PEEK et trois stratifications par matériau sont étudiés. Une forme circulaire du défaut est étudiée. Une seule taille du défaut est réalisée.

La deuxième partie de cette étude est une étude numérique du délaminage par flambage local où le but est de déterminer les taux de restitution d'énergie en mode I, II et III le long du front de fissure afin d'utiliser les critères de mécanique de la rupture couramment employés dans l'étude de la propagation de la fissure. Nous avons donc réalisé des algorithmes de calcul automatisés et couplés au logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF. Plusieurs types d'études permettant de déterminer les taux de restitution d'énergie sont réalisés :

- une étude linéaire,
- une étude non linéaire géométrique,
- une étude non linéaire géométrique et matériau basée sur le modèle numérique exposé en partie B.

CHAPITRE I

ETUDE EXPERIMENTALE DU DELAMINAGE PAR FLAMBAGE LOCAL

I.1 Introduction

L'objet de cette étude expérimentale est de déterminer les efforts critiques de propagation du délaminage par flambage local pour les deux matériaux et les trois séquences d'empilements étudiés. Pour cela un défaut circulaire a été introduit lors de la fabrication des éprouvettes afin de simuler le flambage local de certains plis. Ainsi, une sollicitation de compression sur l'éprouvette doit permettre de créer un décollement des plis situés au-dessus du défaut créé. L'influence de l'orientation des plis flambés est étudiée pour chaque matériau.

I.2 Eprouvettes et moyens d'essais

I.2.1 Matériaux et stratifications

Les éprouvettes de compression sont découpées dans des plaques en Carbone Epoxy T300/914 et Carbone Peek AS4/PEEK. Lors de la fabrication, des pastilles circulaires (\varnothing 20 mm) de Téflon (aluminium pour le thermoplastique) de 18 μ m d'épaisseur (12 μ m pour l'aluminium) sont introduites entre des plis d'orientation différente afin de créer un macro-défaut.

Les stratifications étudiées sont les suivantes: $[0_2, //, 90_2, -45_2, 0_2, 45_2, 90_2]_S$, $[30_2, //, 0_2, -30_2, 90_2, 0_2, 90_2]_S$ et $[45_2, //, 0_2, -45_2, 90_2, 0_2, 90_2]_S$ notées n°1, n°2 et n°3. Le signe // donne la position du défaut dans l'épaisseur du stratifié. Leur fabrication est détaillée en annexe 1.

On appellera stratification n°1 la stratification d'interface 0/90, n°2 celle dont l'interface est 30/0 et n°3 celle dont l'interface est 45/0.

I.2.2 Eprouvettes et instrumentation

I.2.2.1 Eprouvettes

Les dimensions de la partie utile des éprouvettes sont de 60mmx40mm (Figure D.I.1). L'épaisseur est fonction du matériau et varie de 2.9 mm pour le T300/914 à 3.25 mm pour l'AS4/PEEK.

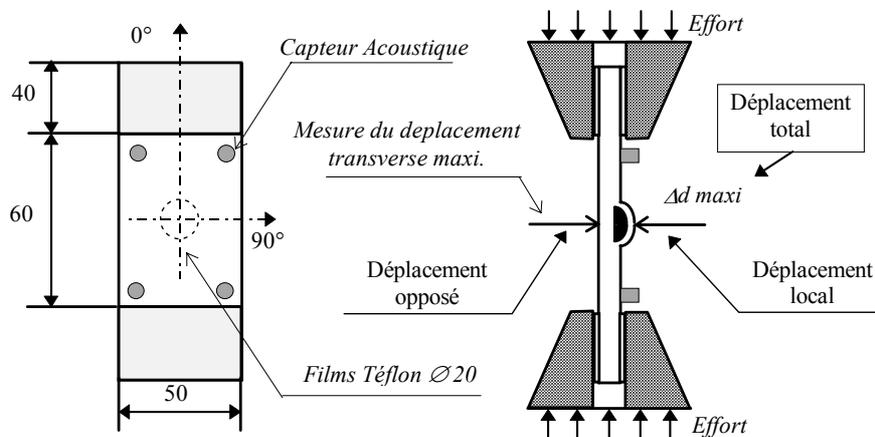


Figure D.I. 1. Schéma de l'éprouvette de flambage localisé

Des talons en aluminium sont collés sur les éprouvettes pour la prise entre mors mais aussi pour diminuer les bruits parasites (Annexe 3). La plupart des études menées sur le sujet [Guedra-Degeorges⁶¹, Whitcomb¹²⁴⁻¹²⁶] utilise un guide anti-flambage pour supprimer le flambage global de l'éprouvette. Notre dispositif expérimental n'en possède pas afin d'étudier l'influence du flambage global de l'éprouvette sur le comportement local de la zone délaminée [Girard⁵²].

I.2.2.2 Instrumentation

Les éprouvettes sont soumises à des sollicitations de compression uniaxiale. Certains essais sont réalisés en cyclage lent afin d'exploiter le rapport Félicity (Cf. B.I.6). Lors de la mise en charge, les plis situés au-dessus du défaut flambent (figure D.I.1). La mesure des déplacements transverses de l'éprouvette, c'est à dire du déplacement des plis flambés (flambage local) et du déplacement transverse opposé (flambage global) de l'éprouvette est réalisée par l'intermédiaire d'un capteur Laser (figure D.I.2). La somme de ces deux déplacements représente le "gonflement" transverse total de l'éprouvette. Il est noté Δd_{\max} . (figure D.I.1). Quatre capteurs d'émission acoustique sont collés sur l'éprouvette et entourent le défaut. L'utilisation de la localisation acoustique permet de localiser la détection des événements acoustiques à la zone interne à ces capteurs. Ceci permet de minimiser les bruits parasites induits par les mors et les systèmes hydrauliques de la machine d'essais.

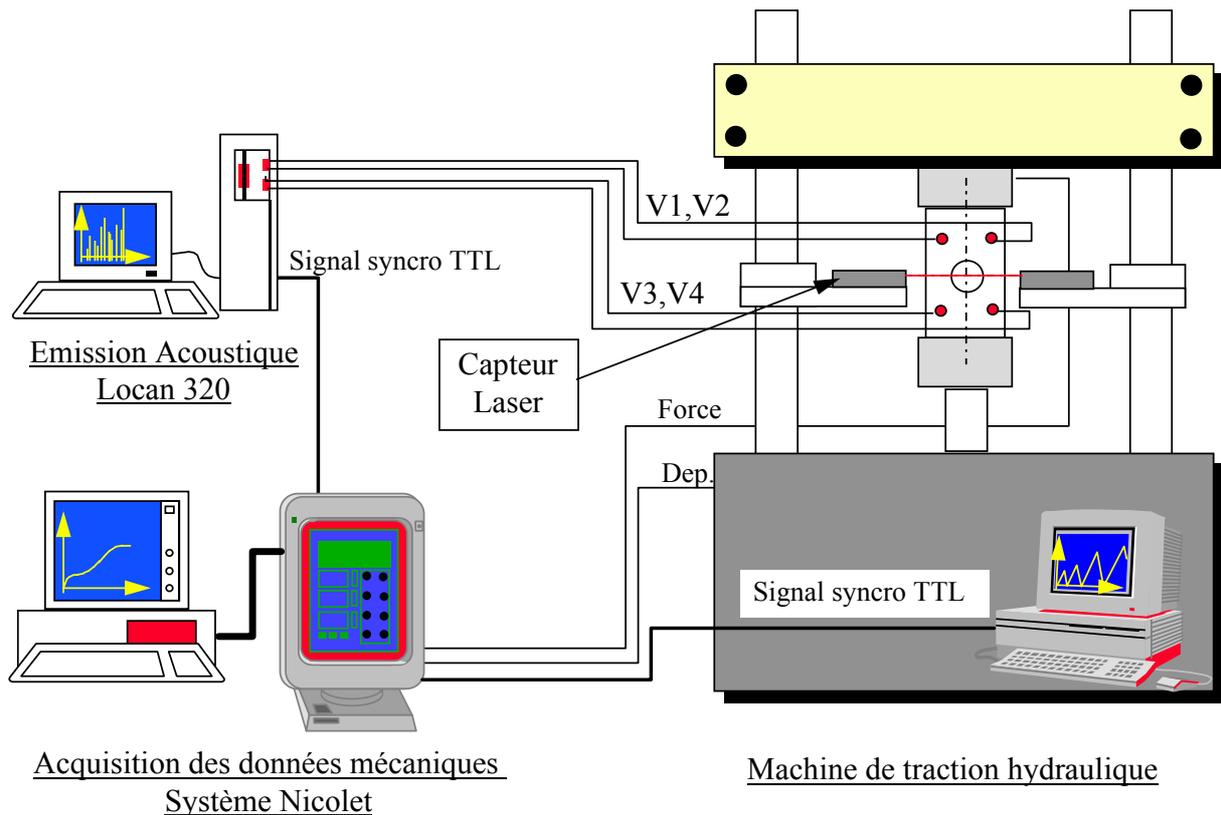


Figure D.I. 2. Schéma de l'instrumentation

Les données mécaniques (effort, déplacements longitudinal et transverse) sont enregistrées par l'intermédiaire d'un système Nicolet à la vitesse de 30 points par seconde. Les

données acoustiques sont enregistrées par le système d'acquisition LOCAN 320. Tous les systèmes d'acquisition sont synchronisés par la machine de traction.

I.2.3 Procédure expérimentale

Les éprouvettes sont soumises à des cycles de charge-décharge en compression uniaxiale jusqu'à propagation du délaminage et/ou rupture de l'éprouvette. Le chargement est réalisé à effort imposé à la vitesse de 5 kN/min.

Quelques essais sont réalisés sans cyclage et sont arrêtés en cours de chargement pour effectuer un contrôle par Ultrasons du délaminage.

I.3. Comportement et endommagement des plis flambés

I.3.1 Comportement effort-déplacement transverse

Le comportement en flambage localisé est caractérisé par un comportement non linéaire de la courbe effort-déplacement transverse. Un exemple de comportement pour les deux matériaux et une stratification donnée est représenté figures D.I.3 et D.I.4.

La première inflexion de la courbe effort-déplacement transverse local situe l'initiation du flambage local. Après cette instabilité marquée par un changement brutal du déplacement des plis flambés, le déplacement transverse local augmente fortement pour une augmentation faible d'effort. La seconde inflexion de la courbe effort-déplacement transverse local indique le flambage global de l'éprouvette (figure D.I.3). En effet, le déplacement transverse opposé augmente de manière importante.

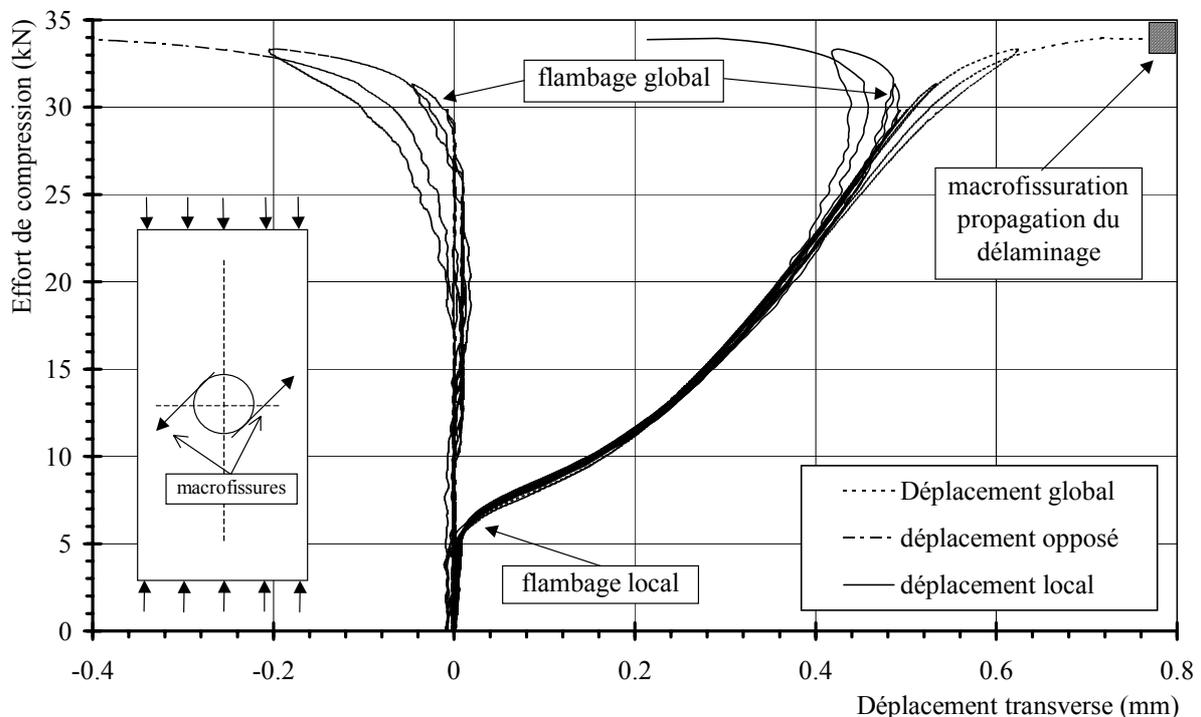


Figure D.I. 3. *Comportement effort-déplacement transverse des plis flambés pour le T300/914 et l'interface 45/0*

Pour toutes les stratifications étudiées, les déplacements résiduels des plis flambés sont quasiment nuls pour le T300/914 et très importants pour l'AS4/PEEK. Les déplacements résiduels opposés sont très faibles pour les deux matériaux indiquant un faible endommagement global de l'éprouvette. L'endommagement est essentiellement localisé dans les plis flambés.

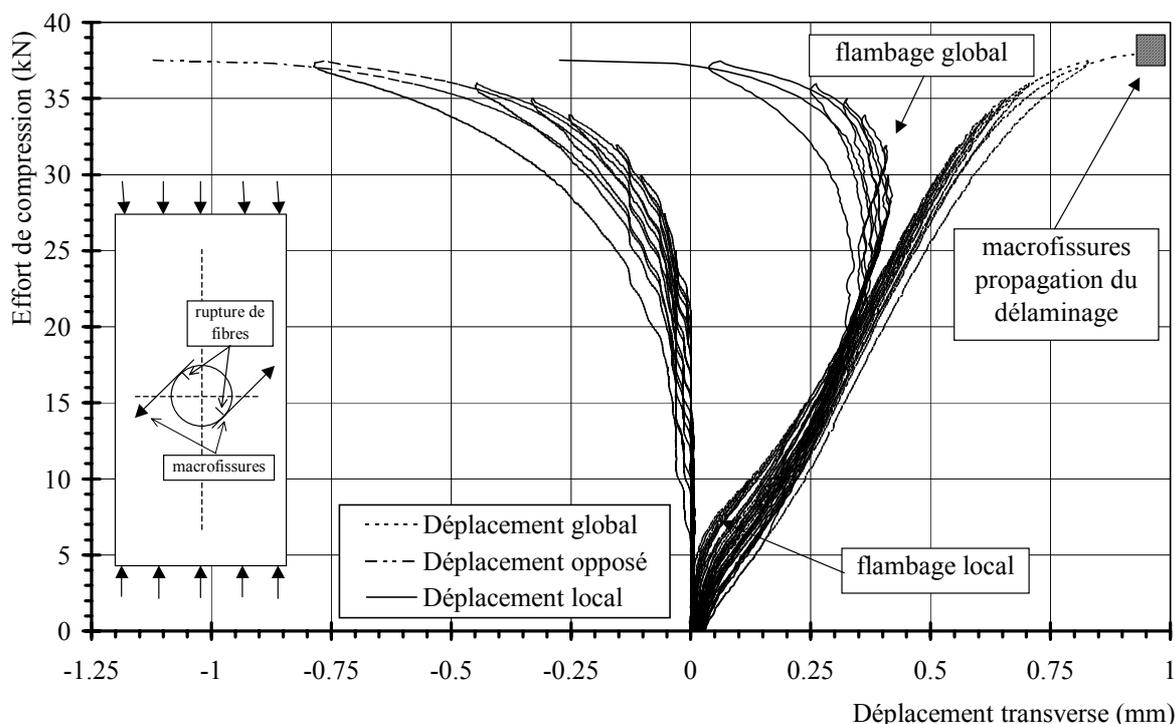
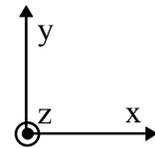


Figure D.I. 4 Comportement effort-déplacement transverse des plis flambés pour l'AS4/PEEK et l'interface 45/0

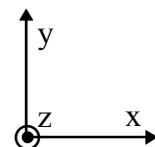
I.3.2 Endommagement et propagation du délaminage

Dans le cas du T300/914, la propagation du délaminage intervient après l'apparition de deux macrofissures [Girard⁴⁷⁻⁵⁰] situées de part et d'autre du défaut et orientées selon la direction des fibres des plis flambés (figure D.I.3). Un exemple de rupture après propagation du délaminage pour l'interface 45/0 est illustré par la photographie D.I.1 sur laquelle on peut remarquer l'orientation des macrofissures. Par la suite, la propagation du délaminage est stable pour les interfaces 0/90 et 30/0 tandis qu'elle est instable pour l'interface 45/0 où le délaminage propage instantanément à l'apparition des macrofissures et jusqu'au bord de l'éprouvette (photographie D.I.1).

Dans le cas de l'AS4/PEEK, la propagation du délaminage intervient pour des efforts plus importants que pour le T300/914 (figure D.I.4) et dans le domaine du flambage global de l'éprouvette. La propagation intervient aussi après l'apparition de deux macrofissures situées de part et d'autre du défaut. La différence entre le mode de rupture du T300/914 et de l'AS4/PEEK, est que pour ce dernier, il se crée une rupture de fibres très localisée en bord du défaut avant l'apparition des macrofissures (figure D.I.4). Comme nous l'avons vu en partie B, la résistance de la résine PEEK retarde l'apparition des deux macrofissures et donc entraîne une sollicitation locale des fibres plus importante. Nous verrons par la suite quel est l'état de contrainte local qui crée ces macrofissures.



Photographie D.I.1. *Visualisation de l'éprouvette après propagation du délaminage, T300/914, interface 45/0*



Photographie D.I.2. *Visualisation de l'éprouvette après propagation du délaminage, AS4/PEEK, interface 45/0*

Pour l'AS4/PEEK et pour les interfaces 0/90 et 45/0, la propagation du délaminage et la rupture de l'éprouvette interviennent au même instant. Seul dans le cas de l'interface 30/0, nous avons pu observer une propagation du délaminage avant rupture de l'éprouvette. Cette propagation intervient aussi pendant le flambage global de l'éprouvette.

I.3.3 Cinétique d'endommagement

La cinétique d'endommagement a été relevée par émission acoustique et par analyse aux ultrasons de certaines éprouvettes. Le problème est que la propagation du délaminage n'est pas forcément visible sur la courbe effort-déplacement (figures D.I.3 et D.I.4) quand la propagation du délaminage est stable. Dans le cas où la propagation est instable, la rupture totale et instantanée de l'éprouvette ne permet pas de relever l'apparition des macrofissures. Pour cela, l'émission acoustique, par ses indications en temps réel, permet de relever les différents événements apparaissant lors des essais.

La figure D.I.5 représente l'activité acoustique lors d'un essai de flambage local, sous forme d'un comptage cumulé de salves et de coups instantanés. Pour quelques essais, des observations aux ultrasons ont été réalisées pour différents cas de charge (figure D.I.6). Ainsi, différentes zones ont pu être déterminées comme indiqué figure D.I.5. On présente ici la cinétique d'endommagement pour un matériau et une stratification donnée sachant que la cinétique d'endommagement est quasiment identique pour les deux matériaux et les trois stratifications. Seuls varient les efforts et la rapidité d'apparition des endommagements.

La première zone (figure D.I.5) où il n'y a pas d'endommagement visible (figure D.I.6a) se termine par une activité acoustique importante sur cet exemple aux environs de 21000 N. Par la suite, l'activité acoustique croît légèrement en zone 2 pour se terminer par l'apparition d'événements acoustiques importants et la visualisation sur l'éprouvette de deux macro-fissures situées de part et d'autre du défaut et orientées selon la direction des fibres des plis flambés (figure D.I.6b). La figure D.I.6a montre la forme du défaut avant l'apparition des deux macro-fissures et on peut remarquer qu'il n'y a pas de propagation du délaminage, la forme du défaut restant circulaire. Par la suite l'activité acoustique augmente de manière importante et le délaminage propage comme indiqué figure D.I.6b. Le délaminage est borné par les deux macro-fissures qui guide sa propagation. Le front de fissure évolue pour être en fin de zone 3, parfaitement perpendiculaire à l'axe de sollicitation de l'éprouvette (figure D.I.6c). Le délaminage propage par la suite selon un front rectiligne et crée une activité acoustique significative donnée figure D.I.5 par la zone 4.

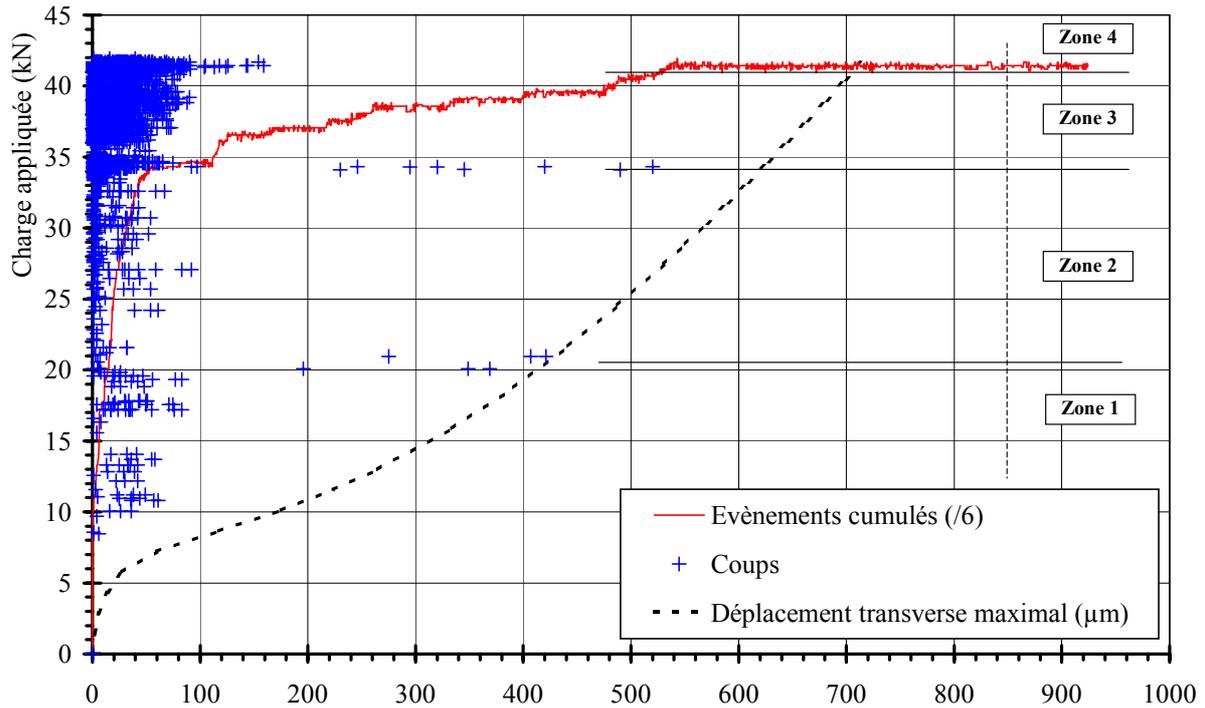


Figure D.I. 5. Evolution de l'activité acoustique : détermination de la cinétique d'endommagement (T300/914, interface 30/0)

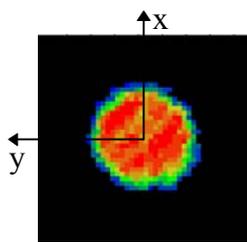


Fig. D.I.6a. $F \approx 33000$ N

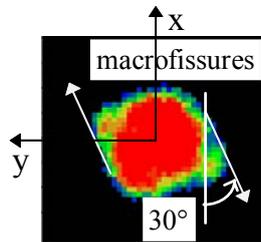


Fig. D.I.6b. $F \approx 37000$ N

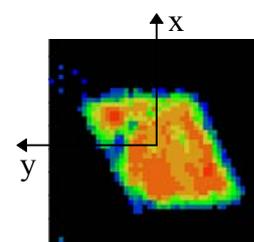


Fig. D.I.6c. $F \approx 43000$ N

Figure D.I. 6. Visualisation de la forme du délaminage pour différents efforts de compression, dans le cas du T300/914 et l'interface 30/0

La distribution d'amplitude indique aussi les phénomènes intervenant dans le processus d'endommagement. En effet, avant l'apparition des macrofissures, il n'y a pas de propagation du délaminage. On peut observer figure D.I.7 que les amplitudes des signaux acoustiques sont faibles et centrées aux environs de 50 dB (correspondant à la fissuration matricielle zone 1 et zone 2 figure D.I.5). La propagation du délaminage en front courbe (figure D.I.6b et zone 3 figure D.I.5) crée une augmentation significative des amplitudes situées entre 55 et 70 dB comme nous l'avons remarqué sur l'étude du délaminage en mode I. Bien sur, la propagation avec un front droit du délaminage (figure D.I.6c et zone 4 figure D.I.5) ne fait qu'augmenter les amplitudes entre 55 et 75 dB. On peut remarquer que l'apparition des macrofissures est fortement liée au délaminage. En effet, dès leur apparition, le délaminage propage faiblement (apparition d'un pic d'amplitude situé à 60 dB pour un effort de 35000 N figure D.I.7).

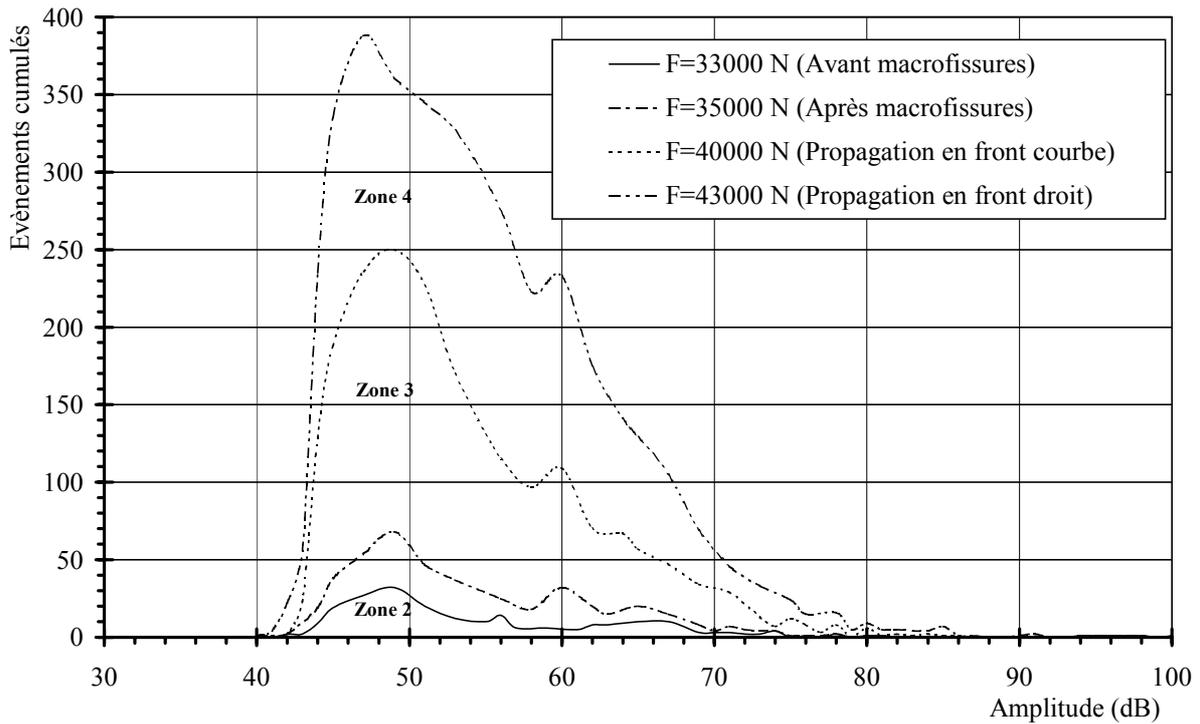


Figure D.I. 7. Distribution d'amplitude d'émission acoustique, T300/914 interface 30/0

I.3.4 Etat de contraintes dans les plis flambés

L'apparition des macro-fissures est due à l'état de contrainte local des plis flambés. Pour mieux comprendre cette apparition, nous indiquons figures D.I.8 et D.I.9, l'état plan de contraintes du pli flambé n°23 de la stratification n°2 (30/0), donnée par une étude numérique (détaillée au chapitre II de cette partie). Cet état de contrainte est donné approximativement à l'effort d'apparition de la fissuration.

L'état de contrainte des plis flambés est complexe. Les contraintes les plus importantes sont les contraintes σ_{11} , σ_{22} et σ_{12} .

Les contraintes σ_{22} maximales (figure D.I.8a) sont localisées en bord du défaut et pour un angle d'environ 70° , dans la direction proche de la perpendiculaire à la direction des fibres des plis flambés. Pour cette position angulaire, les plis flambés sont soumis à un état de flexion. Le pli interne (n°23) est en traction et le pli externe n°24 est en compression. La contrainte à rupture en traction étant faible par rapport à la contrainte de compression, c'est le pli n°23 qui s'endommage prématurément.

Les contraintes de cisaillement sont assez faibles (30 MPa) et ne sont pas localisées à l'endroit d'apparition des macrofissures. Les macrofissures sont donc essentiellement dues à l'état de traction transverse des plis flambés comme indiqué figure D.I.8a.

Les contraintes σ_{11} (figure D.I.9) montrent que proches du front de fissure les fibres sont en compression (en traction dans le pli n°24) pour une position angulaire perpendiculaire au sens fibres et en traction (en compression dans le pli n°24) pour une position angulaire parallèle à la direction des fibres des plis flambés. La rupture locale de fibres observées expérimentalement pour l'AS4/PEEK, est donc dû à l'état local de compression des fibres dans le pli n°23 (figure D.I.9) : la contrainte à rupture en compression sens fils étant plus faible que la contrainte à rupture en traction [Effendi^{37,38}]. Cet état de contrainte en

compression sens fils n'est atteint dans le cas de l'AS4/PEEK que parce l'apparition des macrofissures est retardée par la tenue de la résine PEEK. Pour le T300/914, l'apparition plus précoce des macrofissures relaxe la contrainte de compression dans les fibres (augmentation de la surface délaminée \Rightarrow diminution de la flexion).

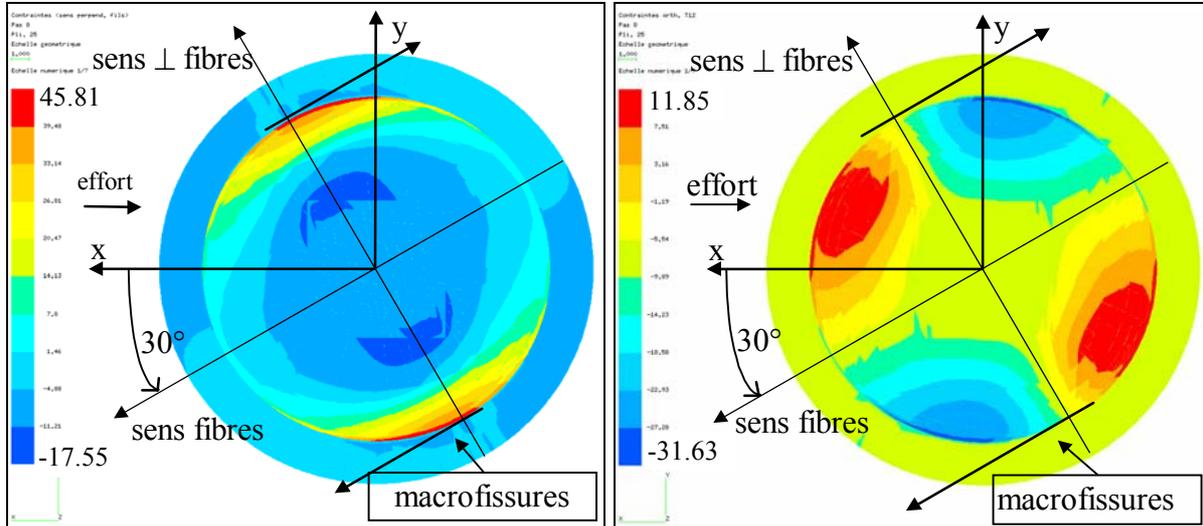


Fig. D.I.8a. Contraintes σ_{22}

Fig. D.I.8b. Contraintes σ_{12}

Figure D.I. 8. Visualisation des contraintes σ_{22} et σ_{12} dans les plis flambés, pli n°23 du T300/914 et de l'interface 30/0, vue suivant l'intérieur des plis flambés

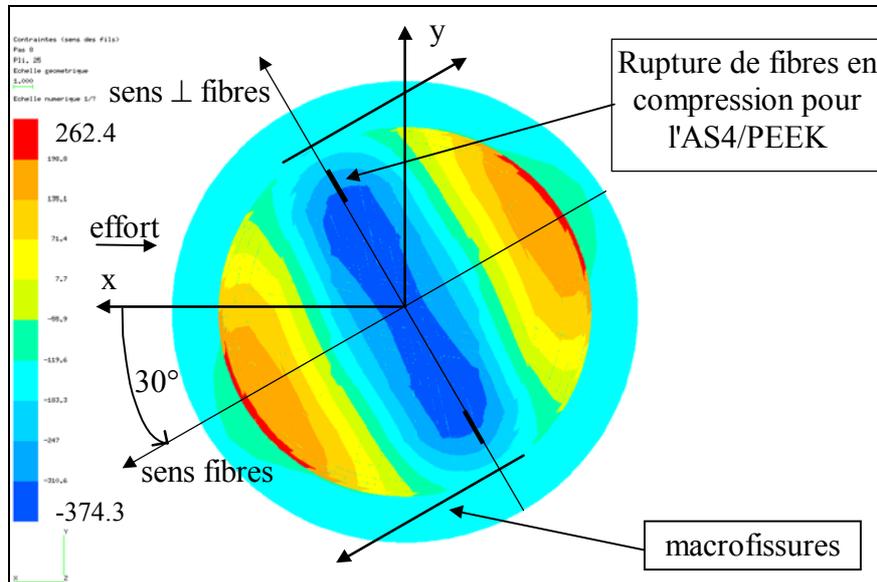


Figure D.I. 9. Visualisation de la contrainte σ_{11} dans les plis flambés, pli n°23 du T300/914 et de l'interface 30/0, vue suivant l'intérieur des plis flambés

I.3.5 Influence de l'orientation des fibres sur le comportement effort-déplacement

Δd_{max}

Le comportement effort- Δd_{max} des deux matériaux et des trois stratifications est donné figure D.I.10. Pour chaque matériau, plus l'orientation des fibres des plis flambés se rapproche

de la direction de l'effort (suivant x), et plus le déplacement transverse augmente à effort équivalent. Pour un même effort, le déplacement Δd_{\max} est plus important pour une interface 0/90 que pour une interface 45/0. L'initiation du flambage local débute aussi plus tôt quand l'orientation des fibres des plis flambés est proche de la direction de sollicitation. Les valeurs des efforts d'apparition du flambage local sont données tableau D.I.1.

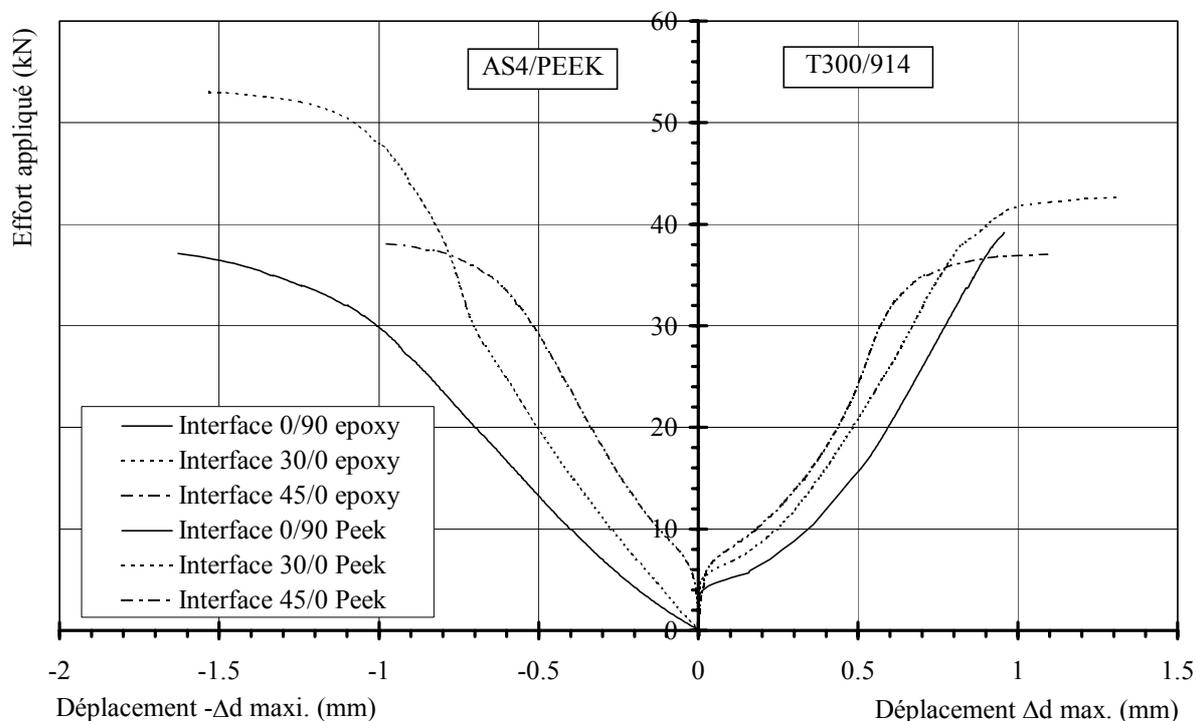


Figure D.I. 10. Comparaison du comportement effort-déplacement transverse des plis flambés pour les deux matériaux et les trois séquences d'empilement

Dans le cas de l'AS4/PEEK, le comportement est similaire. Le flambage local débute pour un effort légèrement plus important à cause de l'épaisseur plus importante des plis. Par la suite, le comportement est non linéaire et le flambage global intervient pour des efforts plus importants que pour le T300/914.

Pour l'interface 0/90 et 30/0, on ne remarque pas le premier point d'inflexion de la courbe effort-déplacement Δd_{\max} situant le flambage local. Ceci est simplement dû au flambage local initial relevé sur ces stratifications après fabrication. Les contraintes résiduelles de cuisson (température de fabrication élevée) sont la cause de ce flambage initial. Le flambage local étant initié avant la mise en contrainte, le déplacement transverse augmente rapidement dès la mise en charge (figure D.I.10).

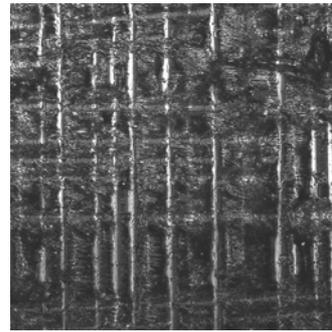
I.3.6 Observation de la surface délaminée

Les photographies D.I.3 et D.I.4 montrent la surface délaminée pour deux interfaces proches du front de fissure et dans le cas où il est rectiligne (figure D.I.6c). Dans ce cas, le mode d'ouverture est essentiellement le mode I. Comme dans le cas de l'étude du mode I en partie C, on remarque que dans le cas du T300/914, la propagation du délaminage se crée dans la résine. En effet, on observe peu de fibres mises à nu par la propagation du délaminage (Ph. D.I.3a) et seulement quelques fibres apparaissent pour l'interface 45/0 (Ph. D.I.4a) comme nous l'avons remarqué dans la partie C.I. Dans le cas de l'AS4/PEEK, des fibres sont

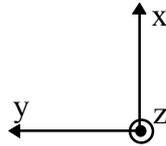
dénudées dans la matrice pour toutes les interfaces (Ph. D.I.3b à D.I.5b). Cependant, ce phénomène n'est pas aussi important que dans le cas de la propagation en mode I pur.



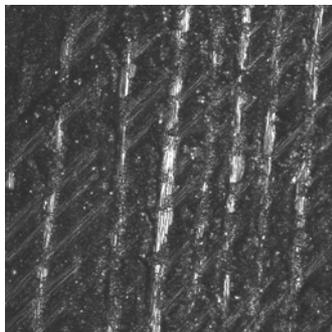
Ph. D.I.3a. T300/914



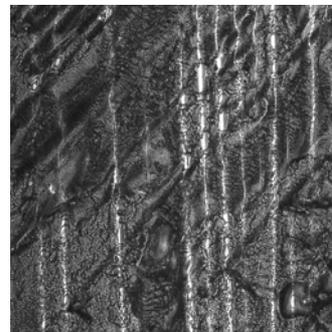
Ph. D.I.3b. AS4/PEEK



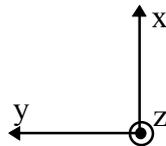
Photographie D.I.3. Visualisation de la surface délaminée pour l'interface 0/90 dans le cas d'un front droit ($128 \times 128 \mu\text{m}^2$)



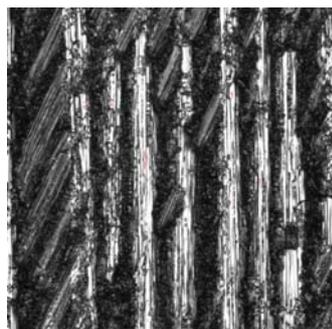
Ph. D.I.4a. T300/914



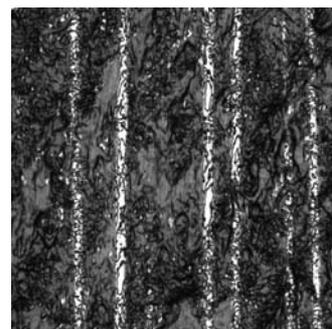
Ph. D.I.4b. AS4/PEEK



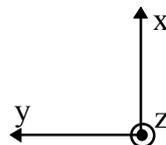
Photographie D.I.4. Visualisation de la surface délaminée pour l'interface 45/0 dans le cas d'un front droit ($128 \times 128 \mu\text{m}^2$)



Ph. D.I.5a. T300/914



Ph. D.I.5b. AS4/PEEK



Photographie D.I.5. Visualisation de la surface délaminée pour l'interface 30/0 dans le cas d'un front courbe à l'initiation du délaminage ($84 \times 84 \mu\text{m}^2$)

Si l'on observe la surface délaminée lors de la propagation du délaminage en front courbe (figure D.I.6b) pour lequel on déterminera dans l'étude numérique que l'on est en présence du mode I et II, on remarque dans le cas du T300/914 un grand nombre de fibres à nu (Ph. D.I.5a). Ceci avait déjà été noté lors de l'observation de la surface délaminée en mode II pur du T300/914. Dans le cas de l'AS4/PEEK, on n'observe pas un phénomène similaire.

I.3.7 Récapitulatifs des efforts et des déplacements transverses critiques

Le tableau D.I.1 donne les valeurs des efforts et des déplacements transverses Δd_{\max} d'apparition des macrofissures et/ou de propagation du délaminage. On indique aussi les efforts de flambage local donnés pour un déplacement transverse local de 0.01 mm.

Matériau	Interface	Flambage local (N)	Macro-fissuration et/ou délaminage (N)	Δd_{\max} (mm)
T300/914	0/90	3000	22000 ±2000	0.65
	30/0	4000	31000 ±1200	0.68
	45/0	5500	36500 ±1500	0.9
AS4/PEEK	0/90	-	37000 ±1800 *	1.4 *
	30/0	-	52000 ±2500	1.39
	45/0	6000	38000 ±1600 *	0.98 *

Tableau D.I.1. Efforts et déplacements transverses d'apparition des macrofissures

* Rupture de l'éprouvette en flambage global

I.4 Quantification et évolution de l'endommagement par émission acoustique

Le rapport Félicity (défini en partie B au paragraphe I.6) a été déterminé pour chaque matériau et chaque stratification, et son évolution est représentée figures D.I.11 et D.I.12. Le positionnement des quatre capteurs d'émission acoustique permet de limiter la zone d'écoute des éprouvettes à la zone du flambage local. L'endommagement étant principalement dû à l'apparition des macrofissures, l'évolution du rapport Félicity permet de quantifier cet endommagement.

Pour le T300/914 (figure D.I.11), si l'on se place à un effort donné, le rapport Félicity augmente avec l'angle des plis flambés. Les contraintes de cisaillement étant plus importantes dans le cas d'une forte désorientation des plis, le rapport Félicity traduit donc l'endommagement plus important des plis flambés pour les interfaces 30/0 et 45/0.

Pour l'AS4/PEEK (figure D.I.12), le flambage local initial prématuré pour les interfaces 0/90 et 30/0, ne permet pas de faire les mêmes remarques que pour le T300/914. En effet, le flambage local précoce entraîne un état de contraintes plus grand dans les plis flambés et donc un endommagement plus important. C'est pourquoi, on remarque figure D.I.12 qu'avant un effort de 20000 N, le rapport Félicity est plus important pour les interfaces 0/90 et 30/0 que pour l'interface 45/0. Par la suite, pour un effort identique, le rapport Félicity indique de nouveau un endommagement plus important des plis flambés lorsque l'orientation des fibres augmente par rapport à la direction de sollicitation.

Le critère de saturation de l'endommagement défini en partie B au paragraphe I.6 est difficile à exploiter pour ces essais. En effet, l'état de contraintes des plis flambés est complexe (figures D.I.8 et D.I.9). Il est donc difficile de déterminer le rapport σ_{22}/σ_{12} permettant d'exploiter le critère. On peut simplement remarquer que le rapport Félicity critique (déterminé à l'apparition des macrofissures) pour l'interface 0/90 par exemple et le T300/914, est proche de celui déterminé en traction transverse sur les éprouvettes définies en partie B (ou sur l'essai à $[\pm 67.5]_{2S}$ (Cf. B.I.6).

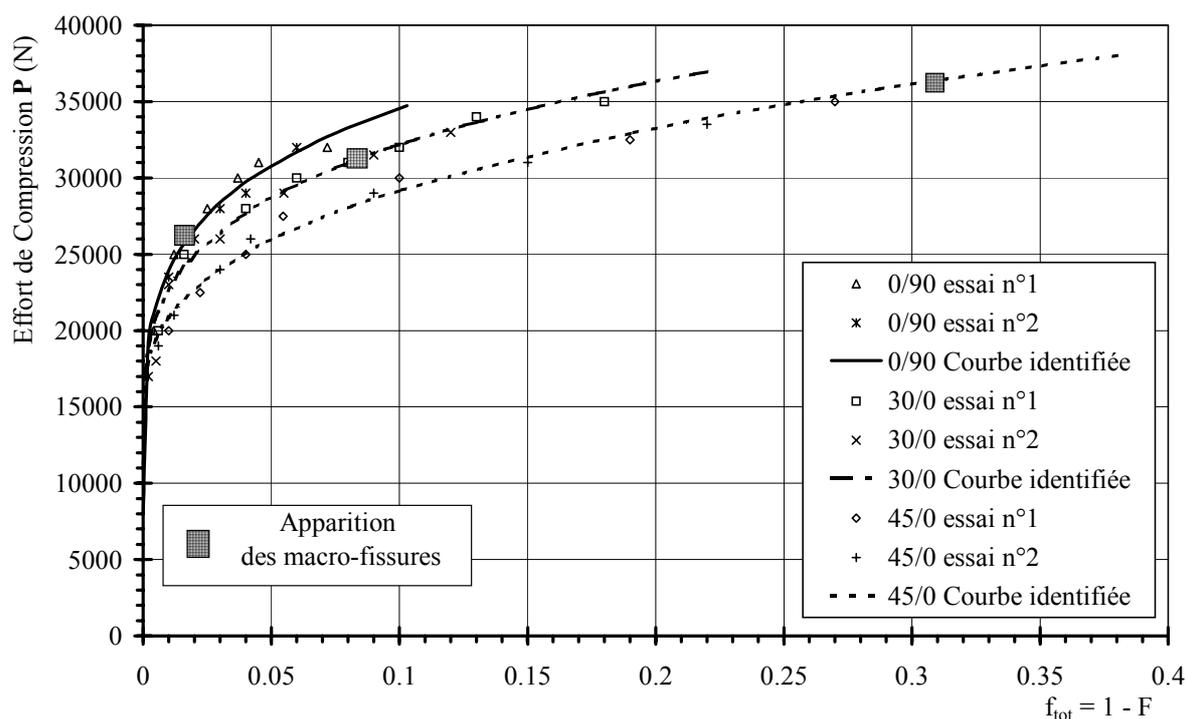


Figure D.I. 11. Evolution du rapport Félicity f_{tot} pour le T300/914 et les trois interfaces

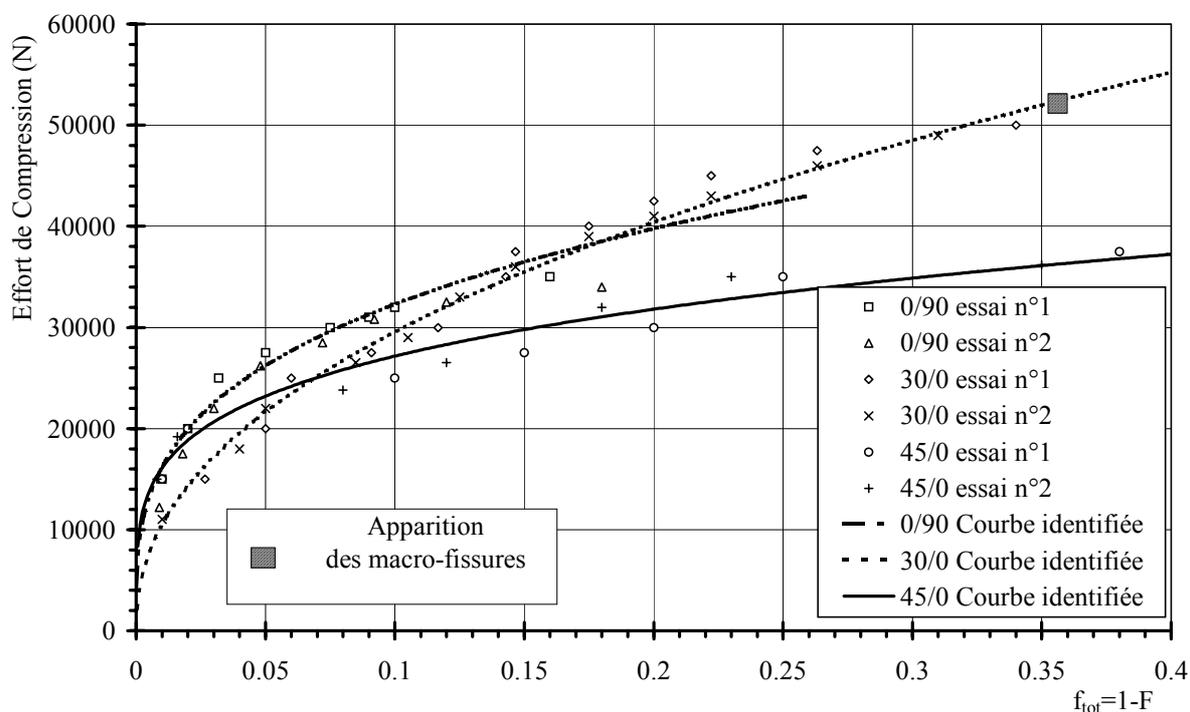


Figure D.I. 12. Evolution du rapport Félicity f_{tot} pour l'AS4/PEEK et les trois interfaces

1.5 Conclusions

Une étude expérimentale du délaminage par flambage localisé des matériaux T300/914 et AS4/PEEK pour trois stratifications a été réalisée sous sollicitations cycliques quasi-statiques de compression. Pour cela, un défaut artificiel circulaire de 20 mm de diamètre a été introduit lors de la fabrication des plaques stratifiées. L'introduction de ce défaut permet de rompre la symétrie dans l'épaisseur du stratifié et de créer un cloquage des plis situés de part et d'autre du défaut quand la structure est soumise à des sollicitations de compression.

Le comportement en flambage local des deux matériaux est quasiment similaire. Cependant, le flambage local débute plus précocement pour le T300/914 et la propagation du délaminage intervient pour des efforts plus faibles que pour l'AS4/PEEK.

Dans le cas de l'AS4/PEEK, la propagation intervient principalement dans le domaine du flambage global et pour certaines stratifications n'intervient pas avant la rupture totale du stratifié en compression. Ceci montre la meilleure tenue au délaminage par flambage localisé de l'AS4/PEEK par rapport au T300/914.

Dans le cas du T300/914 la propagation du délaminage intervient après l'apparition de deux macrofissures situées de part et d'autre du défaut artificiel et orientées dans la direction des fibres de plis flambés. La progression du délaminage évolue alors de manière plus ou moins stable en fonction de l'orientation des plis flambés et est guidée par les macrofissures. Lors de l'apparition de ces dernières, le front du délaminage est courbe. Sa propagation tend alors à modifier la forme du front jusqu'à ce qu'il soit perpendiculaire à la direction de sollicitation et rectiligne.

L'orientation des fibres joue un rôle important dans le processus de délaminage par flambage local. On remarque que plus l'orientation des fibres des plis flambés est proche de la direction de sollicitation, plus la propagation du délaminage intervient précocement.

Le suivi par émission acoustique des essais a permis de déterminer la cinétique d'endommagement. La quantification et l'évolution de l'endommagement des plis flambés ont été réalisés par l'exploitation du rapport Félicity.

CHAPITRE II

ETUDE NUMERIQUE DU DELAMINAGE PAR FLAMBAGE LOCAL

II.1 Introduction

L'étude expérimentale a fait apparaître que la propagation du délaminage par flambage localisé est fortement influencée par l'orientation des plis flambés. Pour certaines orientations, la propagation devient très instable et entraîne une instabilité du comportement global de l'éprouvette. Nous avons aussi remarqué que le matériau et surtout la résistance de la résine PEEK retarde l'apparition du délaminage.

Dans la première partie de l'étude, on présente une analyse numérique non linéaire géométrique du délaminage par flambage local. Le but est de mettre en place une méthodologie numérique de prédiction du délaminage par flambage local basée sur la détermination des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure. Cette étude doit permettre l'application d'un critère de propagation du délaminage dans le cas du T300/914 et de l'AS4/PEEK. Le comportement numérique du flambage local est réalisé en analyse non linéaire géométrique tandis que le calcul des taux de restitution d'énergie est réalisé en analyse linéaire. L'application des critères de mécanique de la rupture permettra de déterminer les efforts de propagation du délaminage.

Par la suite, le modèle d'endommagement décrit dans la partie B au chapitre II est appliqué à l'étude du délaminage par flambage localisé afin d'étudier l'influence de l'endommagement des plis flambés sur le calcul des taux de restitution d'énergie.

Toutes les caractéristiques mécaniques des matériaux étudiés ainsi que leur comportement sont déterminés par essais sur des éprouvettes de caractérisation pour les valeurs des modules et des résistances à rupture (Cf. partie B, annexe 4), et sur des essais DCB (Double Cantilever Beam) et ENF (End-Notched Flexure) pour les valeurs de taux de restitution d'énergie en mode I et II (partie C).

II.2 Etude non linéaire géométrique et linéaire matériau

II.2.1 Maillages, hypothèses

Le maillage volumique a été réalisé à partir des études précédentes de Guedra-Degeorges⁵⁷, Whitcomb¹¹⁷⁻¹¹⁹.

La figure D.II.1 montre le maillage volumique utilisé en analyse non linéaire géométrique. Le défaut circulaire est simulé par la duplication des noeuds du maillage dans l'épaisseur afin qu'il n'y ait pas de liaison entre les plis supérieurs et inférieurs entourant le défaut [Girard^{47,50}].

L'élément utilisé est l'élément volumique multicouche isoparamétrique utilisé dans l'étude numérique de l'endommagement (Cf. B.II). Il est utilisé au degré 2 (60 d.d.l en déplacement u,v,w) et sur-intégré en imposant 3x3x3 points de Gauss pour chaque pli du stratifié. Les talons de l'éprouvette ne sont pas modélisés.

Une condition de contact (comme décrite au paragraphe C.II.3.1) a été introduite au niveau du défaut afin d'éviter la pénétration des plis flambés dans la partie inférieure du stratifié, physiquement impossible (Peck⁹¹, Whitcomb¹¹⁹).

Un déplacement initial des plis situés au-dessus du défaut (conforme aux mesures d'épaisseurs réalisées sur les éprouvettes) est réalisé, favorisant ainsi le flambage initial. Même si on crée un décollement artificiel initial des plis flambés lors de la modélisation, et donc si on favorise le flambage local, la condition de contact est nécessaire en front de fissure comme nous l'avions déjà remarqué lors de l'étude du délaminage en mode I (paragraphe C.II.3.1).

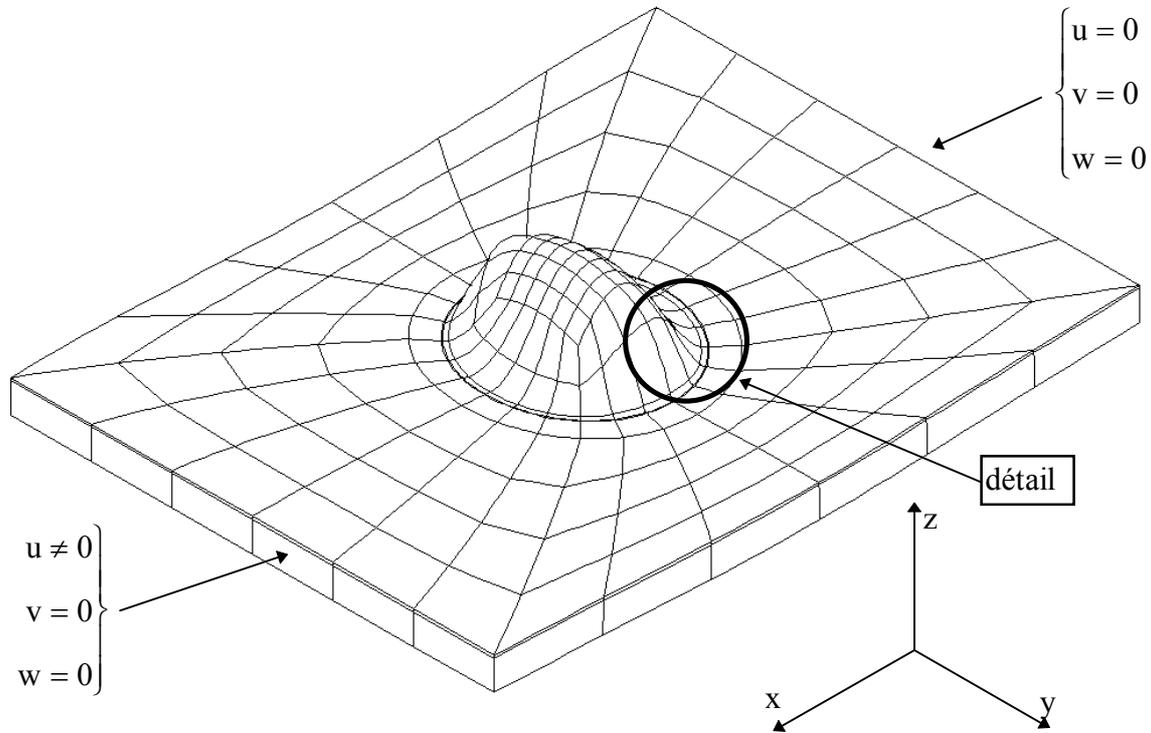


Figure D.II. 1. Maillages et conditions aux limites pour l'étude non linéaire géométrique : cas du T300/914, interface 0/90, déformée $\times 10$

Une maille en aval du front de fissure a été rajoutée afin d'utiliser la méthode de fermeture de fissure (figure D.II.2).

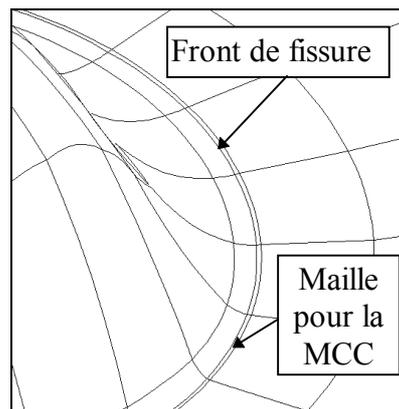


Figure D.II. 2. Détails du front de fissure

Le nombre de degrés de liberté est d'environ 10000 en déplacements u, v, w . Le temps de calcul pour un nombre d'incrément de charge égal à 30, est de l'ordre de 6 heures sur RISC 6000 (375H) pour un résidu de 10^{-4} .

Les calculs en analyse non linéaire géométrique de l'éprouvette représentée figure D.I.1 ont été réalisés à l'aide du module d'étude non linéaire SADYNL du code de calculs par éléments finis SAMCEF.

II.2.2 Méthodes de calcul du taux de restitution d'énergie

Les méthodes de calculs employées dans cette étude sont celles décrites dans la partie C au chapitre II.2, dans le cas tridimensionnel.

Pour des raisons de rapidité (surtout en analyse non linéaire), le calcul des taux de restitution d'énergie est réalisé sur une structure réduite formée des mailles entourant le front de fissure. La méthode est exposée dans la partie C au chapitre II.2.3.

II.2.2.1 Etude en analyse linéaire

II.2.2.1.1 Méthode VCE

La structure "réduite" est constituée pour cette étude comme pour l'étude des modes I et II, des mailles entourant le front de fissure. Le choix de la structure réduite est primordial pour une bonne fiabilité des résultats. En effet, pour cette étude, on ne peut identifier la solution en analyse non linéaire géométrique (calcul de la structure complète) et la solution en analyse linéaire (calcul de la structure réduite) que si l'on se place loin des non-linéarités géométriques. Le "découpage" de la structure réduite doit donc être réalisé sur une partie de la structure complète ayant, pendant tous les calculs, un comportement faiblement non linéaire géométrique (Whitcomb^{117,118}, Guedra-Degeorges⁵⁷). Nous verrons par la suite les écarts (sur l'évolution des taux de restitution d'énergie) qui existent sur entre une analyse linéaire et non linéaire géométrique de la structure réduite.

Le calcul linéaire de la structure réduite est réalisé à déplacements imposés correspondant aux déplacements résultants d'un incrément de charge de la structure complète (figure D.II.3).

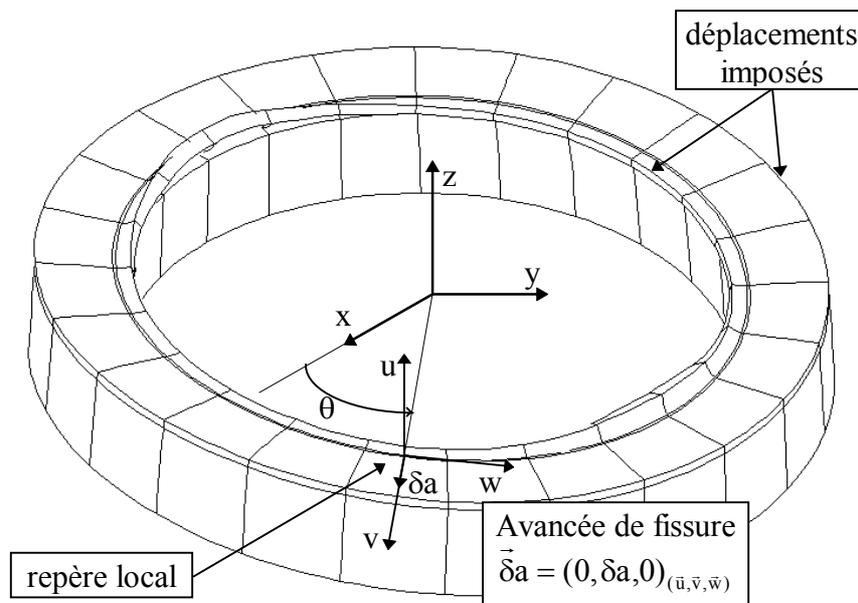


Figure D.II. 3. Structure réduite aux mailles entourant le front de fissure

Pour le calcul du taux de restitution d'énergie total/local, un repère local (u,v,w) positionné au noeud perturbé (figure D.II.3) est défini de manière à imposer la perturbation (avancée virtuelle de fissure) du noeud considéré perpendiculairement au front de fissure c'est à dire dans le cas d'un délaminage circulaire, suivant la direction du rayon. La perturbation δa est donc définie par le déplacement suivant la direction v (figure D.II.3) du repère local et dans le plan de la fissure. Le calcul de $G_{\text{total/local}}$ est réalisé sur chaque noeud d'interface du front de fissure (Cf. C.II.2.3.2). Le taux de restitution d'énergie total/local est alors pour un noeud i donné par l'équation :

$$G_{\text{tot/loc}}^i = \frac{(E_p(a) - E_p(a + \delta a))}{\Delta S}$$

où ΔS est la surface due à l'avancée virtuelle de fissure, calculée selon l'équation C.II.5. L'énergie potentielle nécessaire au calcul du taux de restitution d'énergie est l'énergie potentielle des mailles entourant le noeud perturbé (Lemaitre⁷⁴). Le déplacement d'un noeud du front de fissure a été choisi égal à 1^{-5} mm.

II.2.2.1.2 Méthode MCC

La méthode de calcul de la décomposition du taux de restitution d'énergie total en mode I, II et III est détaillée en partie C au paragraphe II.2.2 dans le cas 3D.

La méthode MCC utilisée est celle nécessitant deux calculs par élément finis. La structure réduite est identique celle utilisée pour la méthode VCE. Seulement, dans ce cas, les mailles situées à l'extérieur du front de fissure, sont détachées lors du premier calcul afin d'obtenir les déplacements des noeuds superposés i et i' : (u_i, v_i, w_i) et (u'_i, v'_i, w'_i) respectivement (figure D.II.4). Le deuxième calcul permet, en liant les noeuds superposés du front de fissure, de déterminer les efforts nécessaires à la fermeture de fissure (F_u^i, F_v^i, F_w^i). Tous ces résultats sont relevés dans le repère local (u,v,w) comme pour la méthode VCE. Dans le repère (u,v,w), la direction u définit le mode I, la direction v le mode II et la direction w le mode III.

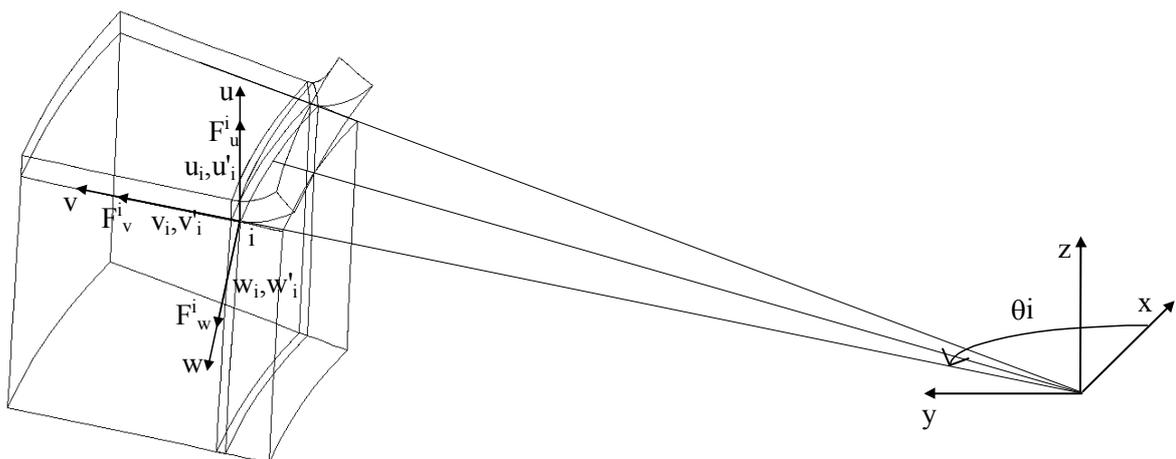


Figure D.II. 4. Détermination des efforts et des déplacements pour la méthode MCC

Les taux de restitution d'énergie en mode I, II et III sont alors donnés par l'équation C.II.11.

II.2.2.1 Etude en analyse non linéaire géométrique

Pour l'étude des taux de restitution d'énergie en analyse non linéaire, la structure réduite est identique à celle décrite pour l'étude linéaire. Le calcul de la structure réduite est simplement réalisé par analyse non linéaire géométrique. Le fait de travailler sur la structure réduite se justifie pour ce type d'analyse, par la diminution sensible du temps de calcul. En effet, l'étude non linéaire étant incrémentale, on obtient avec un seul calcul, l'évolution des taux de restitution d'énergie pour chaque incrément de charge. Nous exposerons par la suite la méthode de résolution.

II.2.3 Procédure numérique de calcul

II.2.3.1 Algorithmes de calculs

L'algorithme de calcul (figure D.II.5) est le même que celui utilisé pour l'étude numérique des modes I, et II (partie C.II.3).

Pour cette étude nous avons développé plusieurs algorithmes permettant d'automatiser le calcul des taux de restitution d'énergie par la méthode VCE et MCC le long du front de fissure selon le type d'analyse de la structure réduite souhaitée :

- Analyse linéaire (module de calculs ASEF),
- Analyse non linéaire géométrique (module de calculs SADYNL).

Dans le cas d'une analyse linéaire, la première étape consiste à réaliser le calcul non linéaire géométrique de la structure complète. Ensuite les déplacements résultants du calcul de la structure complète sont appliqués à la structure réduite de manière automatique. Enfin, parallèlement, on exécute deux calculs : l'un, itératif, permettant de déterminer l'énergie potentielle des mailles perturbées (respectivement les efforts de fermeture de fissure pour la méthode MCC), l'autre calculant l'énergie potentielle des mailles de la structure réduite non perturbée (respectivement les déplacements des noeuds superposés au niveau du front de fissure).

Remarque : Entre l'étape 2 et l'étape 3 de l'algorithme, le passage n'est pas automatique. La procédure est automatisée à partir de l'étape 3. En fait, le lancement du calcul non linéaire géométrique de la structure complète (figure D.II.1) est réalisé de façon manuelle. L'extraction de la structure réduite et l'extraction des déplacements de la structure complète bien qu'automatisés, sont exécutés séparément du calcul proprement dit des taux de restitution d'énergie. Ensuite, tout le processus est entièrement automatisé dès l'étape 3 pour obtenir un fichier de résultats directement lisible par un tableur. Cette procédure a été choisie par souplesse d'analyse des résultats. Cependant, nous avons développé un programme entièrement automatisé (pour une étude linéaire des taux de restitution d'énergie) permettant de déterminer l'effort critique de propagation du délaminage à partir d'un critère de mécanique de la rupture choisi. L'algorithme de résolution est donné en annexe 8.

L'exécution des différentes étapes est réalisée par un programme en C. La lecture des données en double précision dans les fichiers binaires de résultats des calculs donnés par SAMCEF est réalisée par un programme en Fortran.

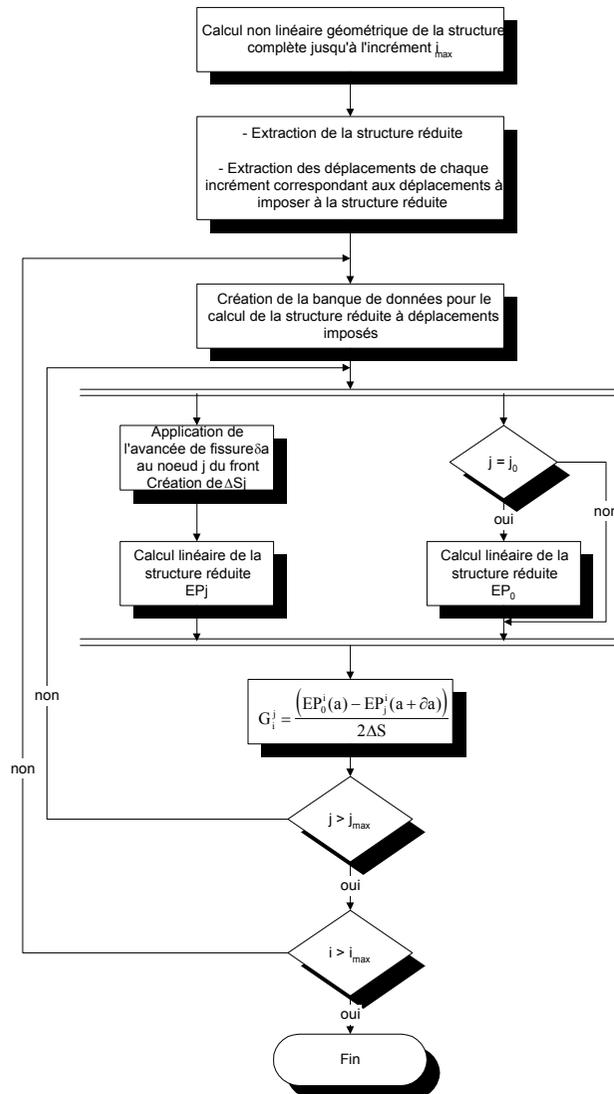


Fig. D.II.5a. Méthode VCE

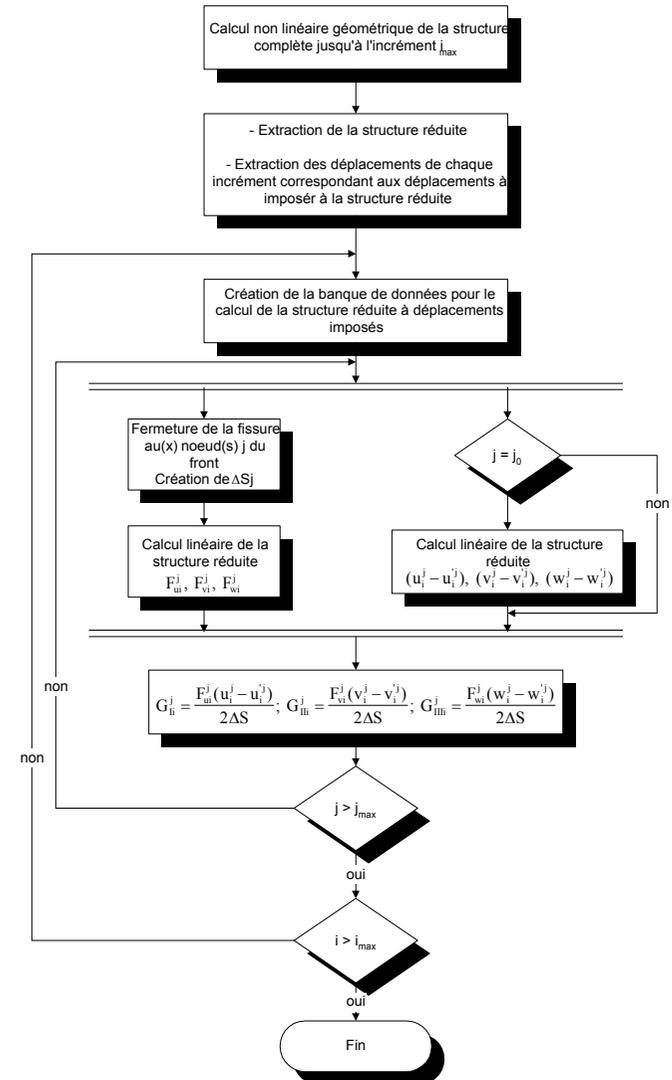


Fig. D.II.5b. Méthode MCC

Figure D.II. 5. Organigramme de calcul des taux de restitution d'énergie en analyse linéaire (VCE, MCC)

Dans le cas d'une analyse non linéaire géométrique, la seule différence (mis à part le programme d'automatisation des calculs) est que le calcul de la structure réduite est réalisé en analyse non linéaire géométrique. Le principe de la méthode est identique et l'algorithme de calcul quasi similaire (Figures D.II.5 et D.II.25). Cependant le calcul à déplacements imposés de la structure réduite n'est plus exécutée par le module de calcul par éléments finis ASEF (analyse linéaire) mais par le module de calcul utilisé pour l'analyse de la structure complète SADYNL (analyse non linéaire). Nous verrons par la suite une extension de cette analyse dans le cas d'un calcul non linéaire géométrique et matériau.

II.2.3.2 Paramétrages des calculs

Le maillage de l'éprouvette (figure D.I.1) pour l'analyse non linéaire est entièrement paramétré. On peut donc choisir pour chaque étude :

- l'épaisseur des deux laminés formant le stratifié,
- la longueur et la largeur du stratifié,
- le diamètre et la forme du défaut,
- le matériau,
- le raffinement de maillage c'est à dire le nombre de maille en front de fissure,

La création du maillage et du jeu de données nécessaire aux calculs du taux de restitution d'énergie (structure réduite) est réalisée automatiquement par suppression des mailles inutiles.

Le calcul des taux de restitution d'énergie est réalisé dans ce paragraphe par une analyse linéaire (Module ASEF du logiciel SAMCEF).

II.2.4 Comparaison du comportement numérique/expérimental

La comparaison du comportement effort-déplacement transverse Δd_{max} est donnée pour les trois stratifications et les deux matériaux figures D.II.6 et D.II.7.

Pour le T300/914 (figure D.II.6), le comportement numérique est bien restitué pour l'interface 0/90. Pour les autres interfaces (30/0 et 45/0), le comportement numérique diffère du comportement expérimental. La différence devient assez importante dans le cas de l'interface 45/0. Dans tous les cas, le déplacement Δd_{max} des plis flambés est plus important expérimentalement que numériquement. Plusieurs phénomènes peuvent être la cause de cette différence :

- L'endommagement des plis flambés est plus important dans le cas de l'interface 45/0. Les déplacements résultants sont donc plus importants expérimentalement que numériquement pour lequel l'endommagement des plis flambés n'est pas pris en compte. Cependant, l'endommagement est très localisé et ne doit pas influencer fortement le comportement.
- Le comportement non linéaire élastique en compression [Effendi^{37,38}, Ladevèze⁶⁸, Le Dantec⁷³] n'est pas pris en compte dans le modèle numérique. Or, Le Dantec⁷³ observe une chute de rigidité en compression sens fils de l'ordre de 20 à 30% par rapport au module initial (à peu près équivalent au module en traction sens fils).

Expérimentalement, le flambage local débute pour un effort légèrement plus faible et de façon plus brutale (instabilité) que numériquement. Cependant la modélisation situe bien le flambage local.

Le flambage global de l'éprouvette est surestimé pour chaque stratification. En effet, expérimentalement, de nombreuses imperfections géométriques telles que le mauvais alignement des mors de la machine, la dissymétrie de l'éprouvette par rapport aux talons, créent un flambage global prématuré des éprouvettes.

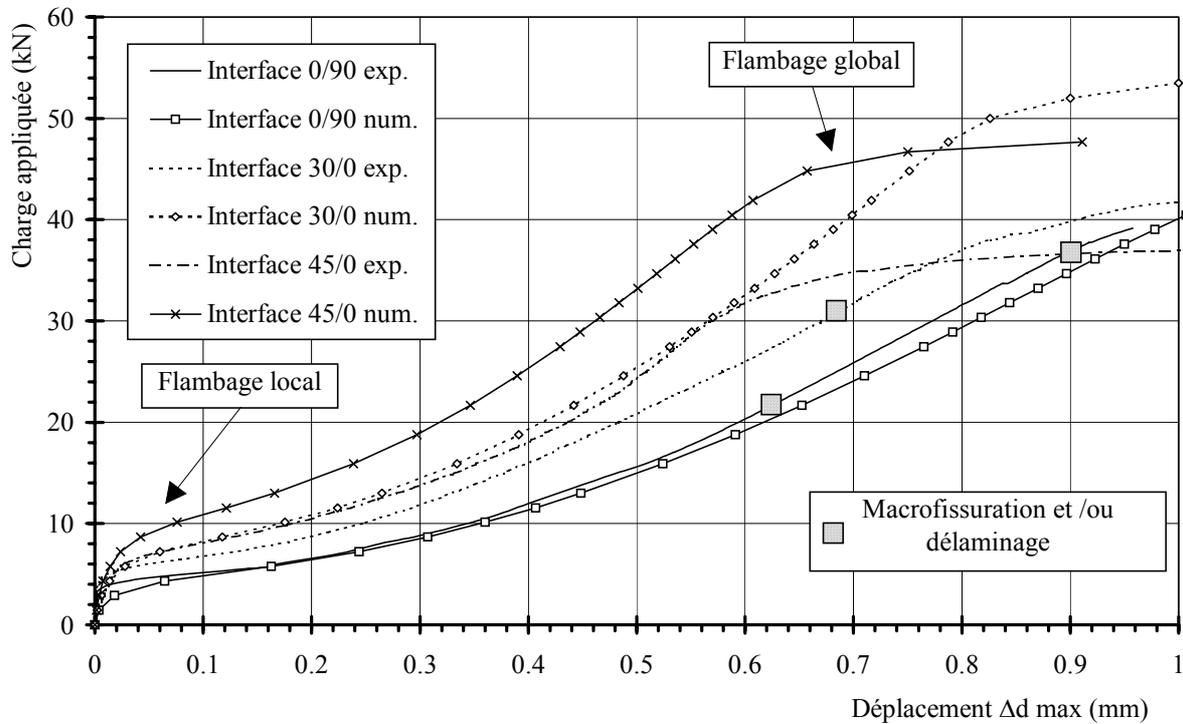


Figure D.II. 6. Comparaison du comportement numérique-expérimental des plis flambés pour le T300/914 et les trois interfaces

Dans le cas de l'AS4/PEEK, la comparaison numérique/expérimental du comportement effort-déplacement transverse Δd_{max} suit à peu près les mêmes règles que pour le T300/914. Cependant, la comparaison n'est pas si simple. En effet, nous avons remarqué par une vérification de l'insertion des pastilles d'aluminium, que les deux pastilles insérées ne se superposaient pas de façon très précise. Le positionnement des pastilles lors de la fabrication est en effet délicat pour l'AS4/PEEK (pas de pérosité des plis). Un décalage de 1 mm entre les deux pastilles apparaît sur l'éprouvette découpée et crée un défaut de forme plus ou moins elliptique. Le comportement des plis flambés est donc certainement modifié. Ceci peut expliquer que le décalage entre le comportement numérique et expérimental ne suit pas une logique identique à celle du T300/914.

On peut remarquer (figure D.II.7) que la première inflexion de la courbe est inexistante pour l'interface 0/90 et 30/0. Les contraintes internes résiduelles de cuisson créent un pré-flambage local (observé après la fabrication des plaques) qui initie le flambage local dès l'application de l'effort.

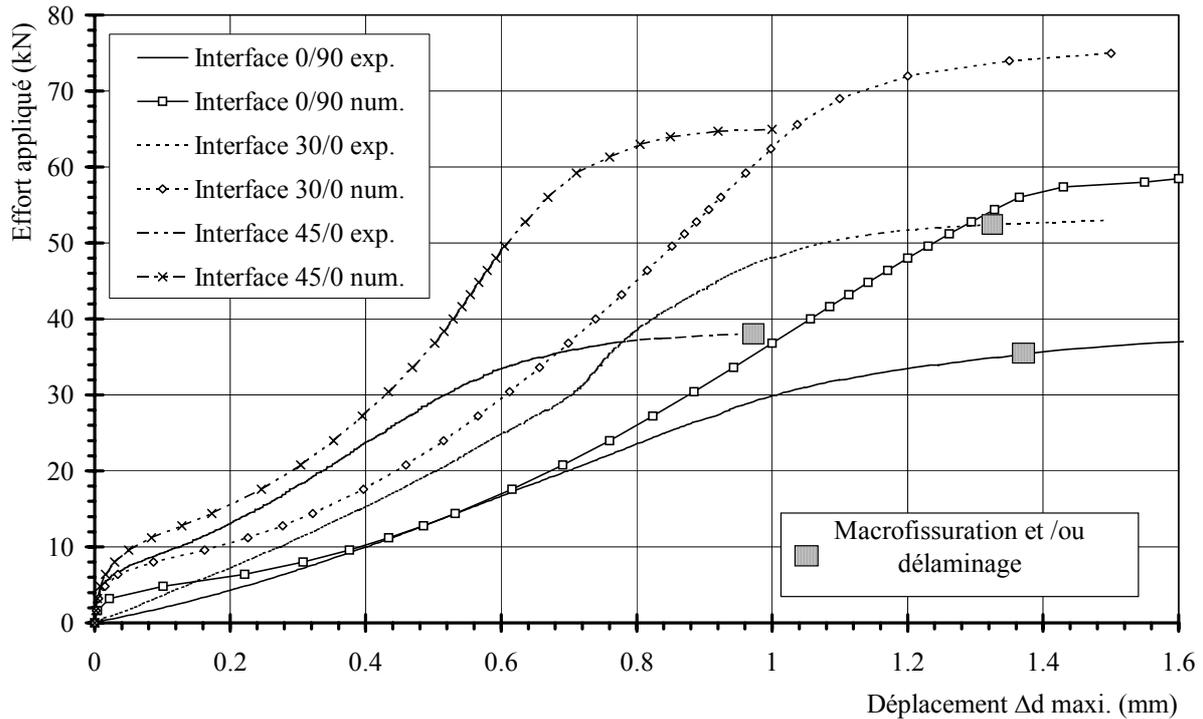


Figure D.II. 7. Comparaison du comportement numérique-expérimental des plis flambés pour l'AS4/PEEK et les trois interfaces

II.2.5 Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure

II.2.5.1 Influence du contact

Comme pour l'étude numérique des modes d'ouverture en partie C, on remarque que l'introduction du contact influence fortement l'évolution du taux de restitution d'énergie (Whitcomb¹¹⁹).

Les différences entre les deux calculs sont importantes (figure D.II.8). Le plus significatif est que la prise en compte du contact a même tendance à décaler le long du front de fissure, les valeurs maximales de G_{tot} .

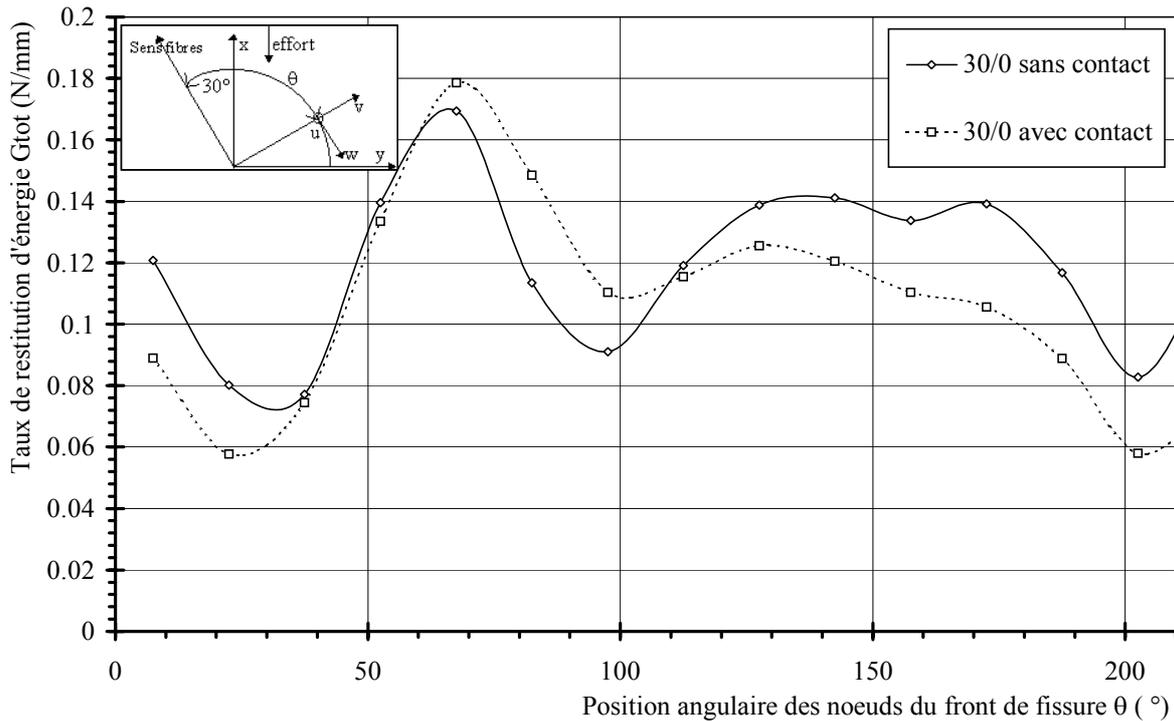


Figure D.II. 8. Etude de la prise en compte du contact sur l'évolution du taux de restitution d'énergie pour le T300/914 et l'interface 30/0 : $F = 39000\text{ N}$

II.2.5.2 Comparaison des méthodes VCE/MCC

Trois méthodes de calculs du taux de restitution d'énergie ont été comparées lors de l'analyse d'une stratification donnée (figure D.II.9) :

- la méthode VCE (Cf. partie C paragraphe II.2.1.3),
- la méthode MCC à 1 calcul (Cf. partie C paragraphe II.2.2.3),
- la méthode MCC à 2 calculs (Cf. partie C paragraphe II.2.2.3).

On observe une différence entre la méthode MCC et VCE de l'ordre de 10 à 15 % pour l'exemple traité.

La méthode MCC, par le fait qu'une maille complète est fermée, a tendance à lisser l'évolution des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure. La longueur de la maille fermée est d'environ 2.5 mm sur le front de fissure. Ceci a pour effet de moyennner le taux de restitution d'énergie.

Par contre la méthode VCE est plus locale. La perturbation d'un noeud du front de fissure ne modifie l'énergie potentielle que des mailles contenant ce noeud.

La différence d'évolution de G total entre la méthode MCC nécessitant 2 calculs et celle nécessitant 1 calcul est faible. L'écart maximal est de l'ordre de 3 à 4 % sur l'exemple traité.

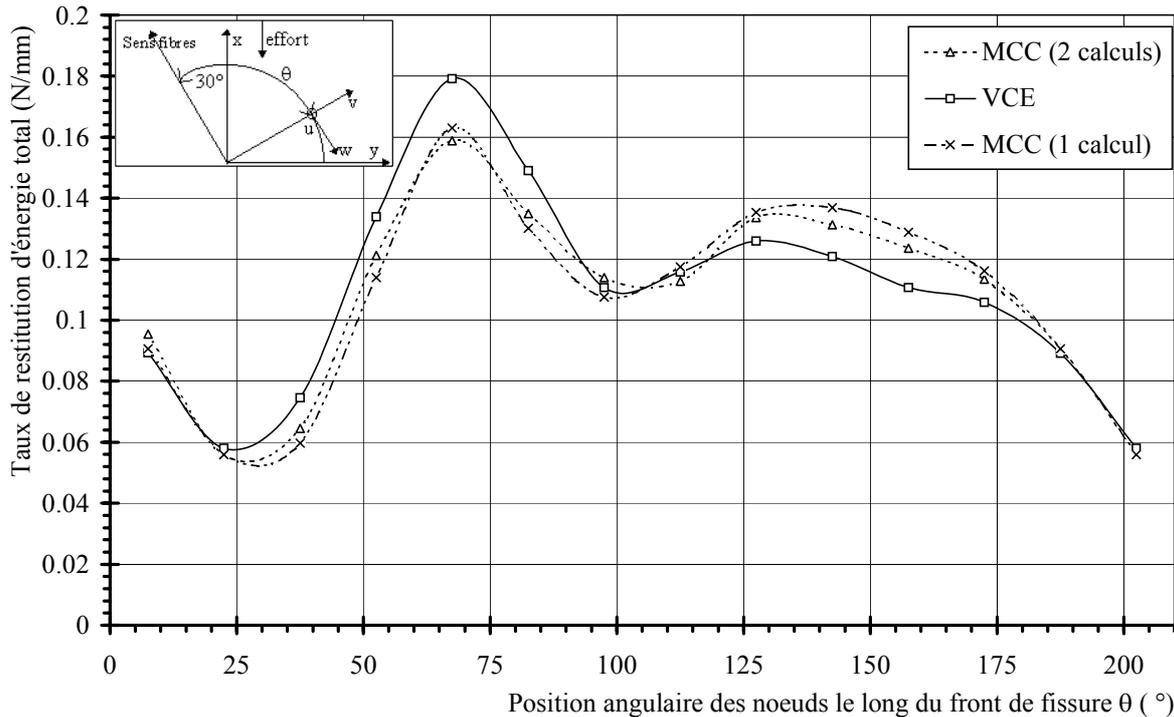


Figure D.II. 9. Comparaison des méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie pour le T300/914 et l'interface 30/0 : $F = 39000\text{ N}$

II.2.5.3 Influence de l'orientation des fibres

L'évolution du taux de restitution d'énergie total est présentée (figures D.II.11 à D.II.13) pour les trois stratifications et le matériau T300/914, pour différents efforts appliqués. On obtient une évolution similaire de G_{tot} pour l'AS4/PEEK à la différence que pour un même effort, G_{tot} est plus faible.

Pour chaque interface, on remarque l'apparition d'un pic de taux de restitution d'énergie qui augmente très rapidement. Ce pic situe l'ouverture maximale des lèvres de la fissure. Il est situé aux environs de 90° pour l'interface 0/90 (figure D.I.10), 67.5° pour l'interface 30/0 (figure D.I.11) et 70° pour l'interface 45/0 (figure D.I.12). L'apparition de ce pic est d'autant plus nette que l'orientation des fibres des plis flambés est proche de l'axe de sollicitation.

Nous avons aussi indiqué pour un effort et pour les trois stratifications, l'évolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure pour une analyse non linéaire géométrique. La différence sur l'évolution du taux de restitution d'énergie entre les deux analyses est surtout très marquée sur les valeurs maximales de G_{tot} et pour une position angulaire correspondant à l'ouverture maximale du front de fissure.

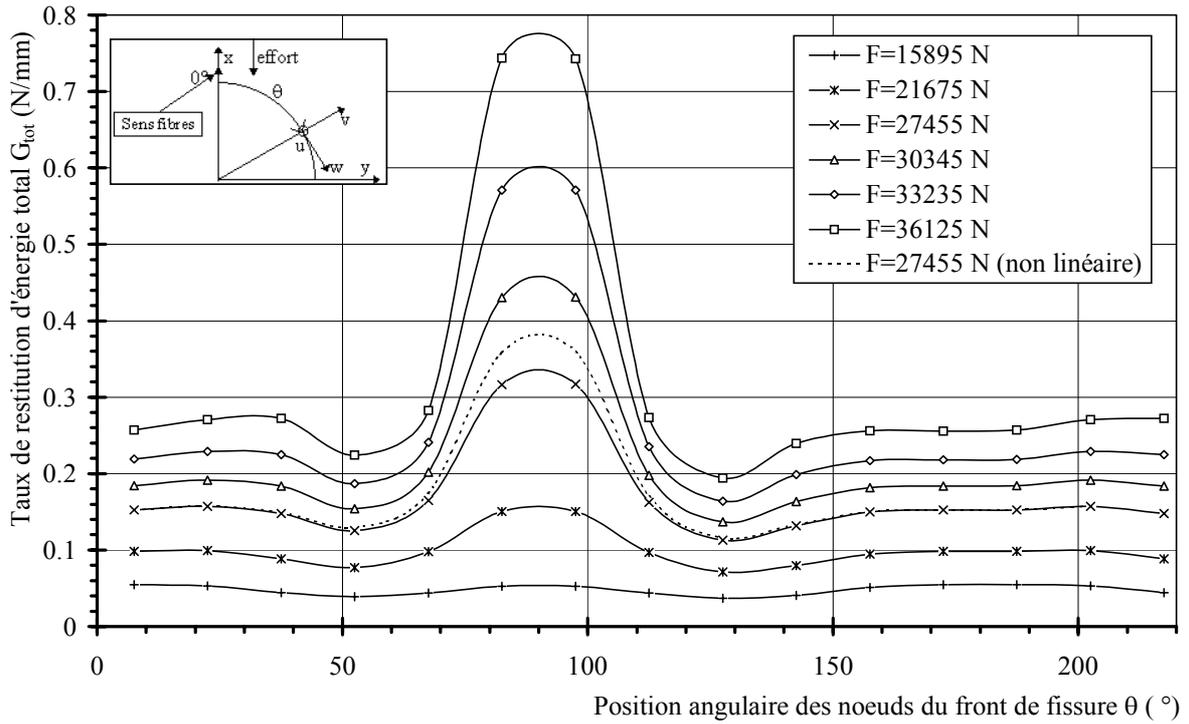


Figure D.II. 10. Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure pour le T300/914 et l'interface 0/90 en analyse linéaire matériau

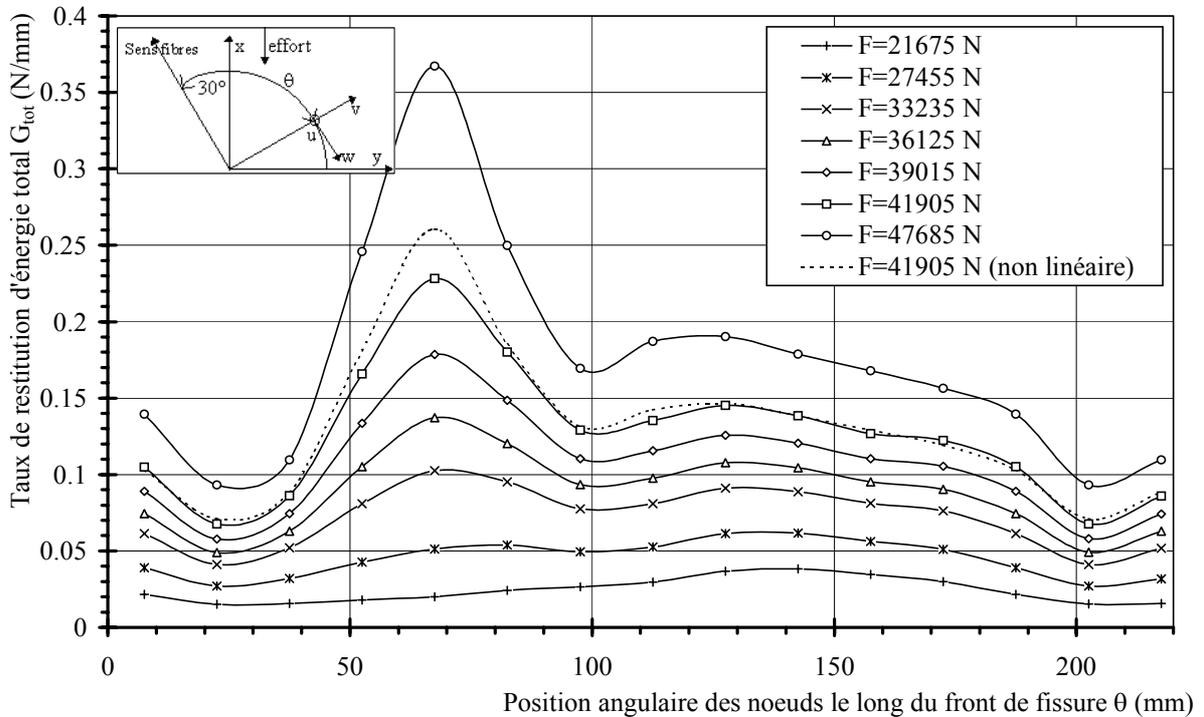


Figure D.II. 11. Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure pour le T300/914 et l'interface 30/0 en analyse linéaire matériau

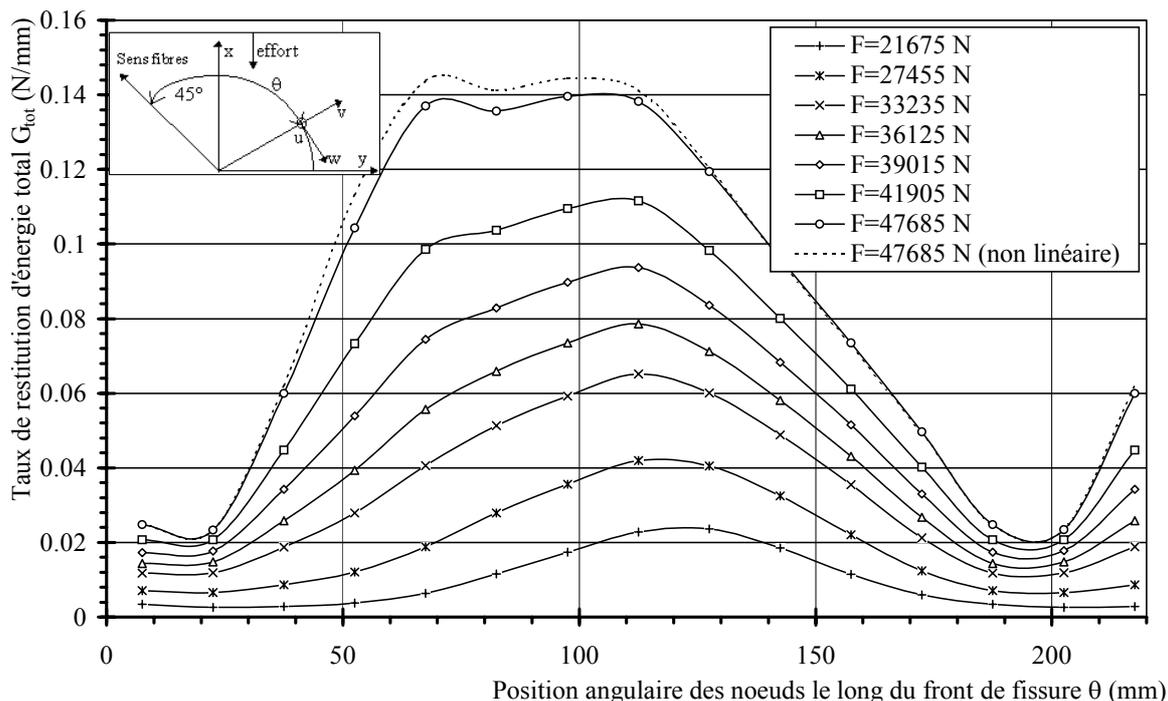


Figure D.II. 12. Evolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure pour le T300/914 et l'interface 45/0 en analyse linéaire matériau

II.2.5.4 Comparaison analyse linéaire/non linéaire

L'analyse non linéaire a pour effet d'augmenter sensiblement les valeurs des taux de restitution d'énergie (figure D.II.13).

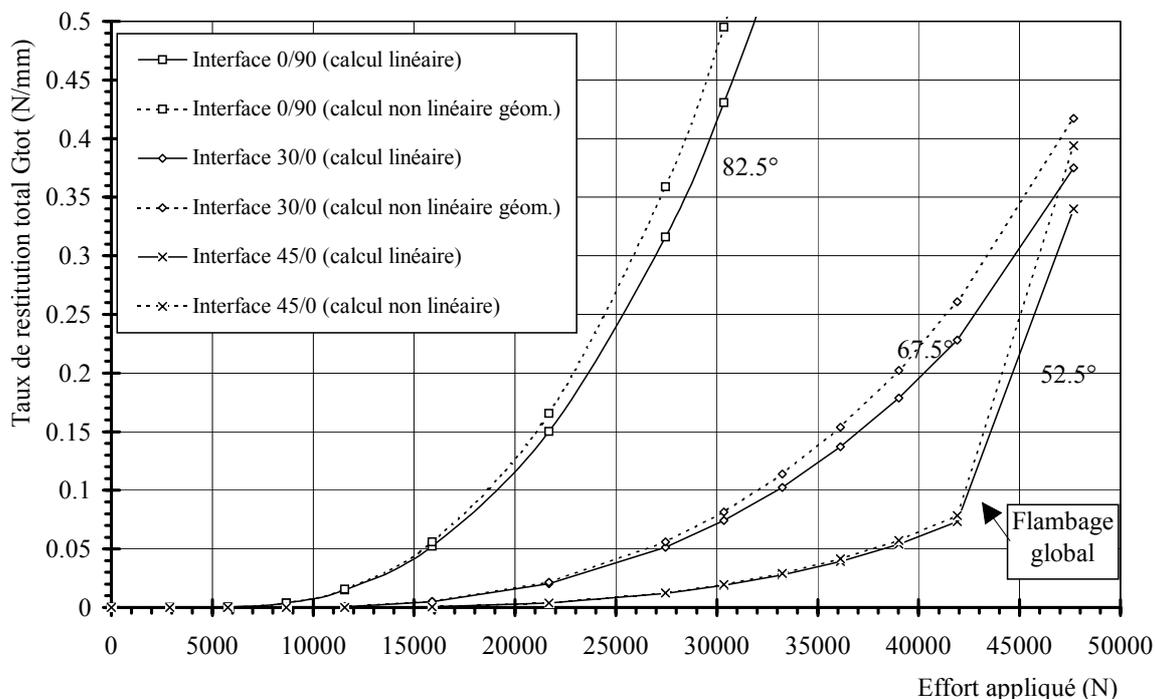


Figure D.II. 13. Evolution du taux de restitution d'énergie total maximal en fonction de l'effort appliqué pour le T300/914 en analyse linéaire matériau

La différence entre l'analyse linéaire et non linéaire sur les valeurs des taux de restitution d'énergie est surtout visible là où l'ouverture des lèvres de la fissure est maximale (figure D.II.13).

On peut remarquer dans le cas de l'interface 45/0, que le flambage global de l'éprouvette crée une augmentation rapide du taux de restitution d'énergie total. Pour une étude plus fiable en post-flambage global, une analyse non linéaire géométrique est alors primordiale.

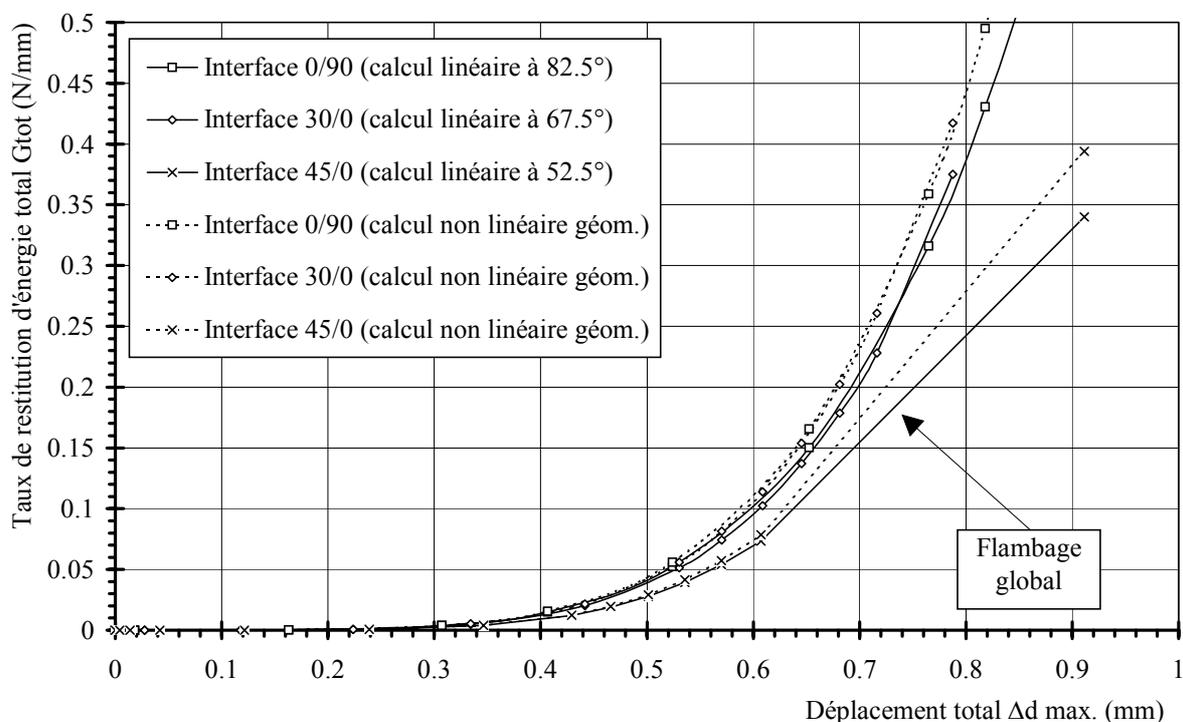


Figure D.II. 14. Evolution du taux de restitution d'énergie total maximal en fonction du déplacement total Δd_{max} pour le T300/914 en analyse linéaire matériau

Si l'on trace G_{tot} en fonction du déplacement Δd_{max} (figure D.II.14), on remarque que l'évolution de G_{tot} est quasiment similaire pour les trois stratifications, indiquant la correspondance entre le déplacement transverse Δd_{max} des plis flambés et G_{tot} .

Là encore, le flambage global de l'éprouvette d'interface 45/0 influence nettement l'évolution de G_{tot} .

II.2.6 Evolution des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III

II.2.6.1 Analyse linéaire

La décomposition du taux de restitution d'énergie total en mode I, II et III est donnée figures D.II.15 à D.II.17) pour le T300/914 et les trois stratifications pour différents efforts appliqués. Cette décomposition est similaire pour l'AS4/PEEK.

Les valeurs maximales de G_I sont situées respectivement aux environs de 90° pour l'interface 0/90, 67.5° pour l'interface 30/0 et 70° pour l'interface 45/0. Ces positions angulaires correspondent approximativement et pour chaque interface à une direction perpendiculaire à l'orientation des fibres des plis flambés. Cette position angulaire est proche de la position

angulaire d'apparition des macrofissures. Pour un effort appliqué identique, le mode I diminue avec l'orientation de fibres des plis flambés.

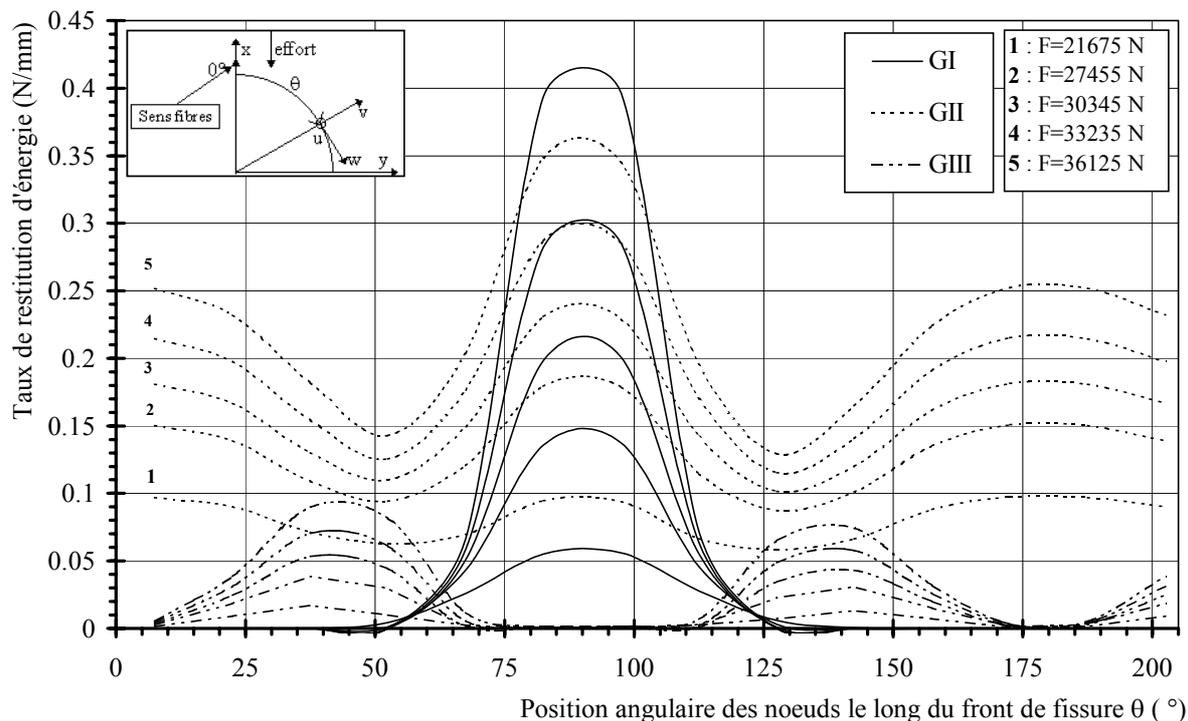


Figure D.II. 15. Répartition des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III pour le T300/914, l'interface 0/90 pour différents efforts

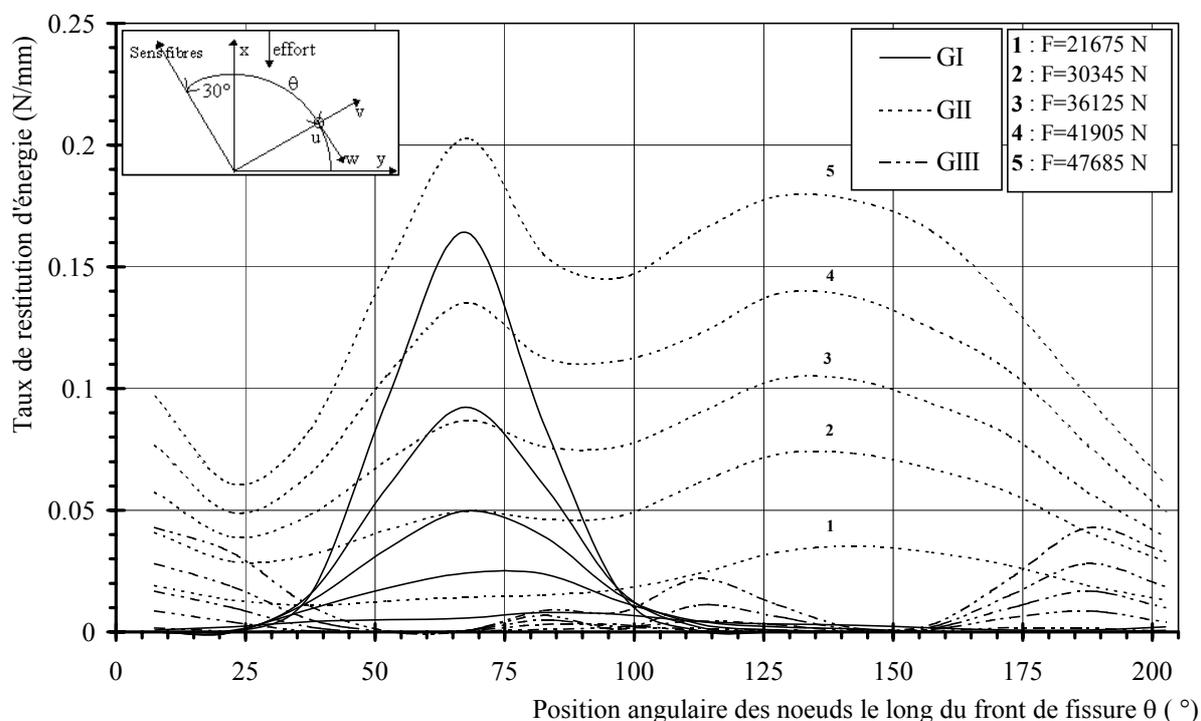


Figure D.II. 16. Répartition des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III pour le T300/914, l'interface 30/0 pour différents efforts

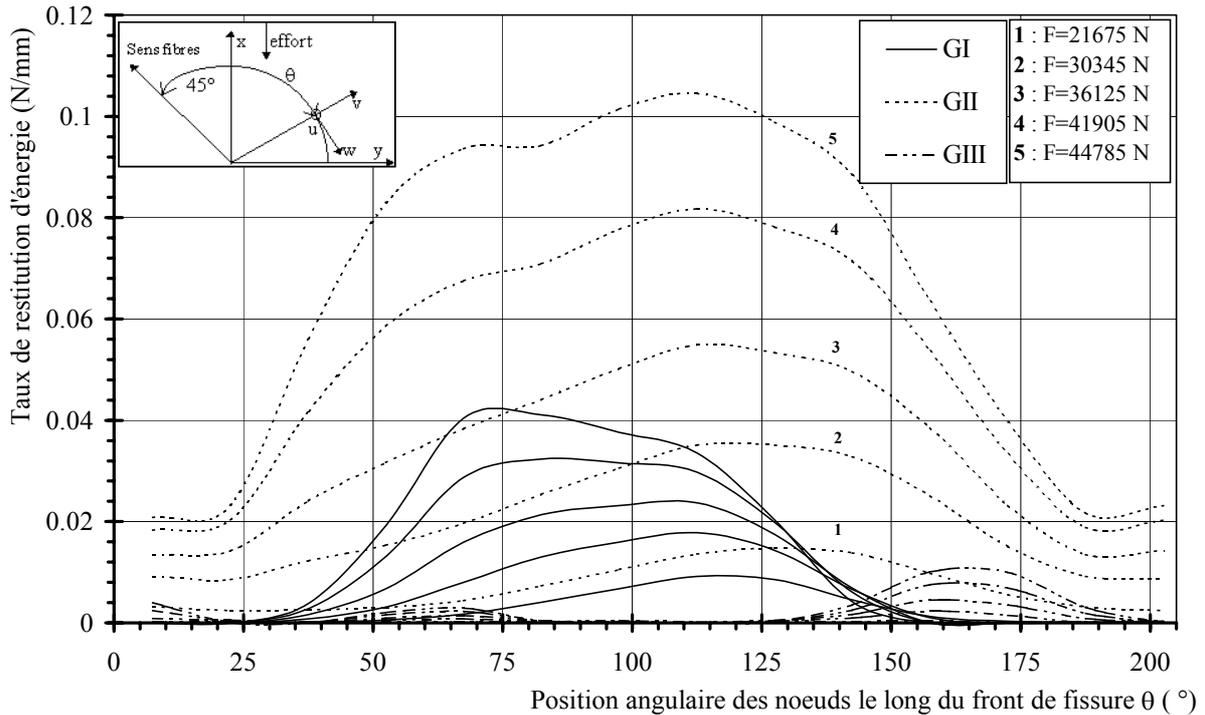


Figure D.II. 17. Répartition des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III pour le T300/914, l'interface 45/0 pour différents efforts

Le mode II est aussi très important aux mêmes positions angulaires que les valeurs maximales de G_I (figures D.II.15 à D.II.17).

Pour les stratifications étudiées, le mode III est faible et représente au maximum 10 % de G_{tot} . De plus, ses valeurs maximales n'étant pas situées à la position angulaire pour laquelle les valeurs de G_I et G_{II} sont maximales, elles ne doivent pas avoir d'influence sur les valeurs du critère de propagation choisi.

II.2.6.2 Analyse non linéaire géométrique

Comme pour l'évolution du taux de restitution d'énergie total le long du front de fissure, les valeurs des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III sont plus importantes dans le cas d'une analyse non linéaire géométrique. Ceci est plus marqué sur les valeurs des taux de restitution d'énergie en mode I (représentant l'ouverture des lèvres de la fissure).

II.2.7 Critère de propagation du délaminage

Comme nous avons vu en partie A, les critères de propagation du délaminage basés sur la mécanique de la rupture sont formulés suivant une fonction des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III. Le critère choisi dans notre étude et couramment employé par de nombreux auteurs (Guedra-Degeorges⁵⁷, Peck⁹¹, Grady⁵³) s'écrit de la manière suivante :

$$\frac{G_I}{G_{IC}^P} + \frac{G_{II}}{G_{IIC}^P} + \frac{G_{III}}{G_{IIIC}^P} \geq 1$$

Si ce critère est supérieur ou égal à 1, il y a propagation du délaminage. Ce critère peut être mis sous une forme différente c'est à dire fonction du rapport $\frac{G_I}{G_{II}}$ (dans le cas où G_{III} reste négligeable) comme indiqué en partie A au paragraphe II.3.4.3.1.

Pour appliquer ce critère, les valeurs des taux de restitution d'énergie en mode I, II sont données en partie C. Ne connaissant pas les valeurs des taux de restitution d'énergie en mode III pour nos matériaux (valeurs difficiles à déterminer : pas d'essai courant en mode III [Davies³³], le taux de restitution d'énergie en mode III est négligé. Cette hypothèse n'a que peu d'influence sur les valeurs maximales du critère. La présence du mode III n'est en effet pas positionnée là où les modes I et II sont maximum (figures D.II.15 à D.II.17).

Pour le T300/914 et l'interface 0/90, les valeurs des taux de restitution d'énergie critique sont les valeurs déterminées sur les éprouvettes DCB et ENF dans le cas de l'interface $\pm 45^\circ$. Pour les autres interfaces, les valeurs de G_{IC}^P et G_{IIC}^P sont celles déterminées pour l'interface ± 22.5 (Cf. Tableaux C.I.2 et C.I.4). Dans le cas de l'AS4/PEEK, les valeurs de G_{IC}^P sont aussi celles déterminées en mode I. Par contre, les valeurs de G_{IIC}^P sont toutes prises égales à celles obtenues pour l'interface 0/0 à cause des difficultés de propagation du délaminage observées sur les autres interfaces (Cf. partie C.I.5).

Pour chaque stratification, nous avons donc recherché l'effort et le déplacement transverse maximal (Δd_{max}) pour lequel le critère est égal à 1. Les figures D.II.18 et D.II.20 donnent l'évolution du critère pour les deux matériaux et les trois stratifications. Dans le cas de l'AS4/PEEK et des interfaces 0/90 et 45/0, la rupture de l'éprouvette intervenant avant la propagation du délaminage, on donne simplement l'évolution du critère calculé pour un déplacement Δd_{max} numérique équivalent au Δd_{max} expérimental à rupture. Les taux de restitution d'énergie sont calculés pour un demi-front de fissure. Par symétrie centrale, l'évolution du critère est donnée sur le front complet.

Des cartographies ultrasonores du délaminage sont données pour chaque matériau (figures D.II.19 et D.II.21).

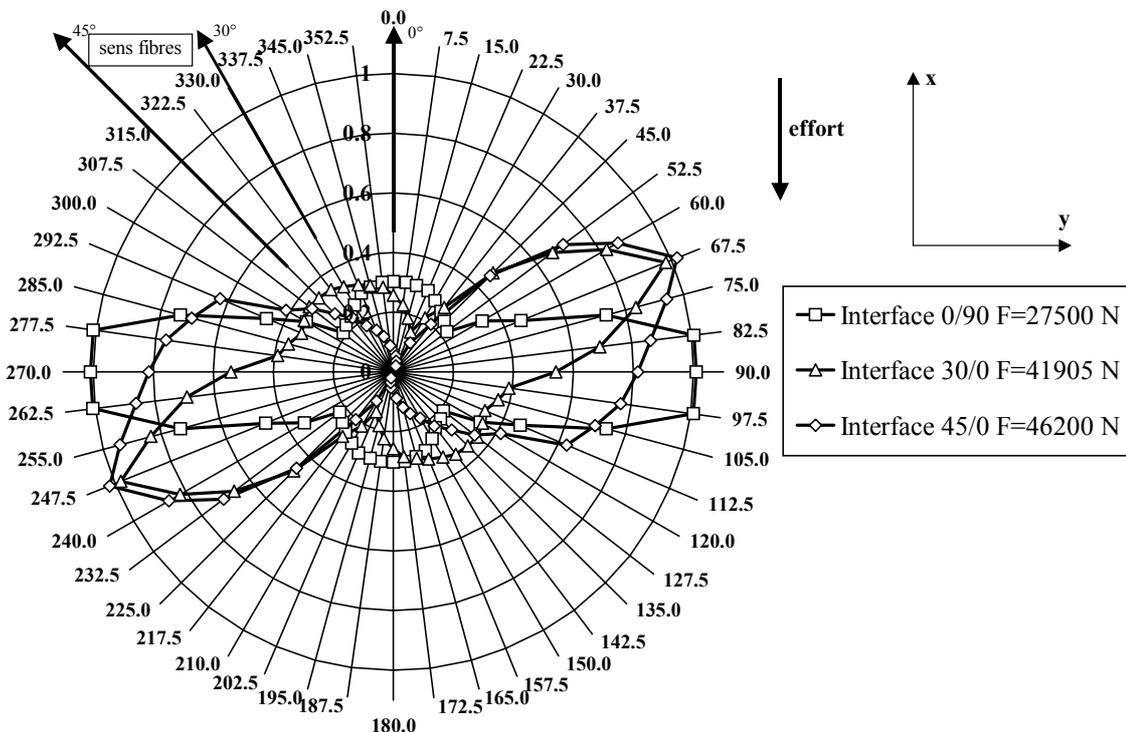


Figure D.II. 18. Evolution du critère de propagation du délaminage le long du front de fissure pour le T300/914 et les trois interfaces

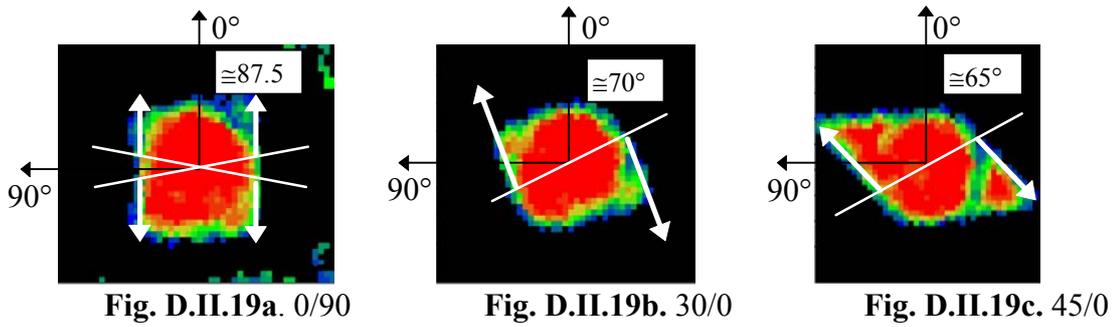


Figure D.II. 19. Cartographies Ultrasonores (C-Scan) du délaminage pour le T300/914 et les trois interfaces après l'apparition des macrofissures

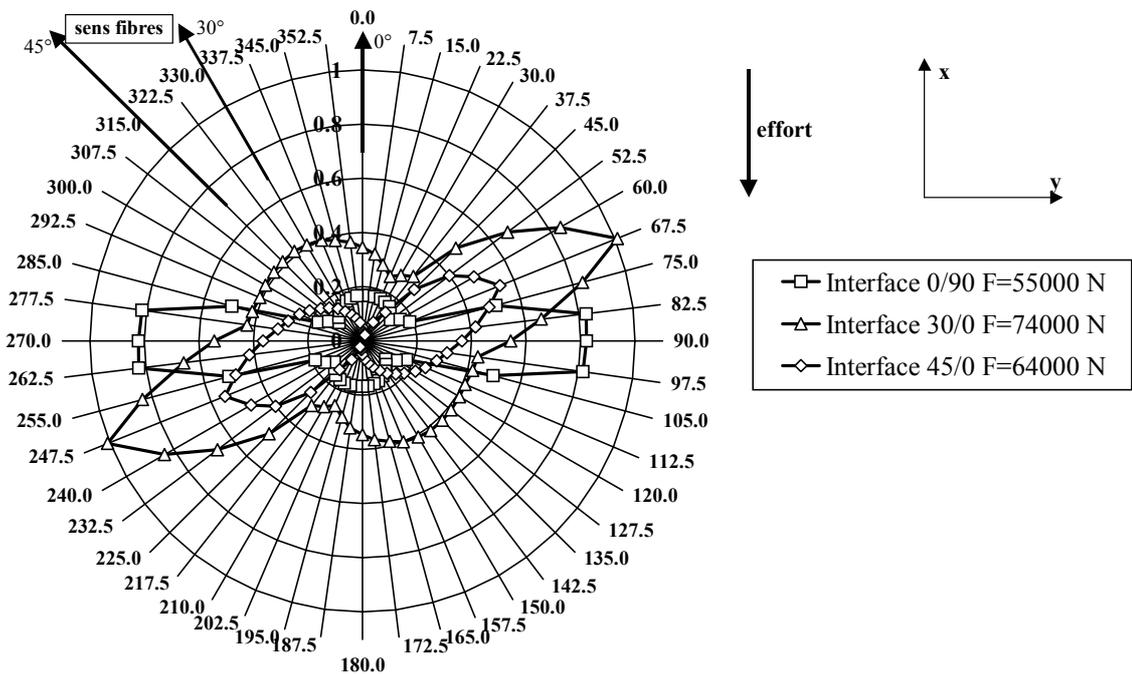


Figure D.II. 20. Evolution du critère de propagation du délaminage le long du front de fissure pour l'AS4/PEEK et les trois interfaces

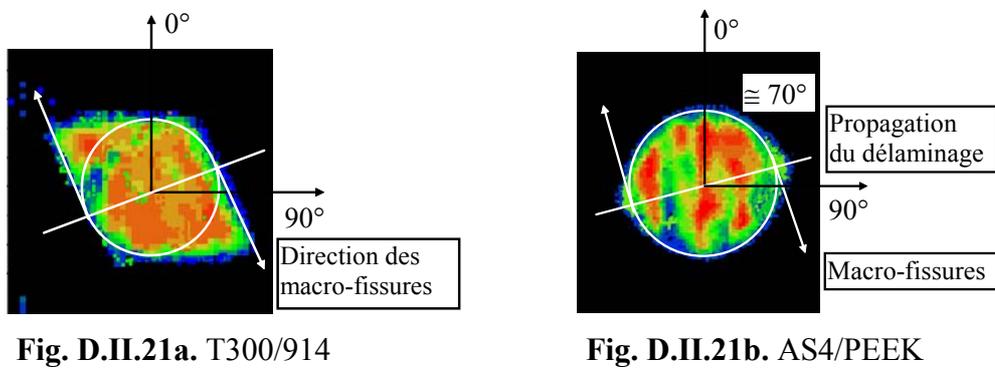


Figure D.II. 21. Cartographies Ultrasonores (C-Scan) du délaminage pour le T300/914 et l'AS4/PEEK, interface 30/0, après propagation du délaminage

Remarque : au vu de la correspondance directe entre le déplacement transverse Δd_{\max} et les taux de restitution d'énergie, la vérification du critère est comparée pour un Δd_{\max} numérique identique à celui relevé expérimentalement.

Pour le T300/914 et les interfaces 0/90 et 30/0, l'effort et le déplacement transverse maximal déterminés pour un critère égal à 1 sont supérieurs aux efforts et aux déplacements maximaux relevés expérimentalement (Tableau D.II.2). Le délaminage ne propage donc pas avant l'apparition des macrofissures comme indiqué dans l'étude expérimentale.

Dans le cas de l'interface 45/0 et du T300/914, le critère est égal à 1 pour un déplacement maximal équivalent à celui relevé expérimentalement. Le critère prévoit donc bien la propagation du délaminage. La présence importante du mode II (figure D.II.17) crée une propagation instable du délaminage. Les macrofissures intervenant pour un déplacement Δd_{\max} quasiment identique à celui prévu par le critère, le délaminage ne propage pas dans la direction prévue mais est borné par les macrofissures.

Matériau	Interface	Effort exp. (N)	Effort num. (N)	Δd_{\max} exp. (mm)	Δd_{\max} num. (mm)	θ (°)	Critère f(Gi)
T300/914	0/90	22000	27500	0.63	0.82	82.5	1.01
	30/0	31000	41905	0.68	0.73	67.5	0.98
	45/0	36500	46200	0.89	0.90	67.5	1.02
AS4/PEEK	0/90	37000	55000	1.37	1.35	82.5	0.81*
	30/0	52000	74000	1.31	1.34	67.5	1.03
	45/0	38000	64000	0.96	1	67.5	0.54*

Tableau D.II.2. Récapitulatifs des efforts et déplacements moyens obtenus pour la vérification du critère de propagation du délaminage

* Valeur pour le déplacement Δd_{\max} à rupture par flambage global de l'éprouvette

Pour l'AS4/PEEK, on vérifie bien qu'il n'y a pas de propagation du délaminage avant la rupture du stratifié en flambage global pour les interfaces 0/90 et 45/0. En effet, on obtient pour un Δd_{\max} identique à celui relevé expérimentalement lors de la rupture, un critère bien inférieur à 1.

Par contre, le flambage global de la stratification n°2 (interface 30/0) intervenant pour des efforts plus importants, on obtient une propagation du délaminage avant la rupture de l'éprouvette sous la forme indiquée figure D.II.21b. Le critère est alors proche de 1 pour un déplacement transverse Δd_{\max} numérique identique à celui relevé expérimentalement à la propagation.

La propagation du délaminage dans le cas du T300/914, ne se crée pas dans la direction prévue par le critère (Tableau D.II.2) à cause du guidage de la propagation par les macrofissures. Cependant, on remarque que le délaminage progresse après l'apparition des macrofissures à partir de la position angulaire prévue par le critère c'est à dire aux environs de 83° pour l'interface 0/90, 70° pour l'interface 30/0 et 65° pour l'interface 45/0.

Pour l'AS4/PEEK et l'interface 30/0, la propagation du délaminage s'initie pour une position angulaire d'environ 70° et est donc en bon accord avec la position angulaire donnée par le critère de propagation (tableau D.II.2).

II.3 Etude non linéaire géométrique et matériau

II.3.1 Généralités

Pour cette étude, toutes les données sur le comportement des matériaux étudiés déterminés en partie B.I sont introduites dans le modèle exposé en partie B.II. L'étude numérique volumique de l'endommagement des stratifiés étudiés en partie B, nous a permis de réaliser cette étude.

Le but de cette étude est de modéliser l'apparition des deux macrofissures relevées expérimentalement, et de prendre en compte l'évolution de l'endommagement dans le calcul des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure.

Il est bien évident que pour cette étude, les temps de calculs sont très importants (15 heures de temps CPU pour le calcul de la structure complète sur RISC 6000, et 2 jours pour le calcul des taux de restitution d'énergie sur un demi-front de fissure et pour tous les incréments de charge). C'est pourquoi, pour cette étude, on ne présentera les résultats que pour la stratification d'interface 45/0 et le T300/914.

II.3.2 Maillages, hypothèses et conditions aux limites

Le maillage utilisé dans cette étude est plus raffiné que pour l'étude précédente en raison de l'introduction des non-linéarités matériaux. En effet, afin d'étudier la progression de l'endommagement un maillage fin doit être réalisé près du front de fissure.

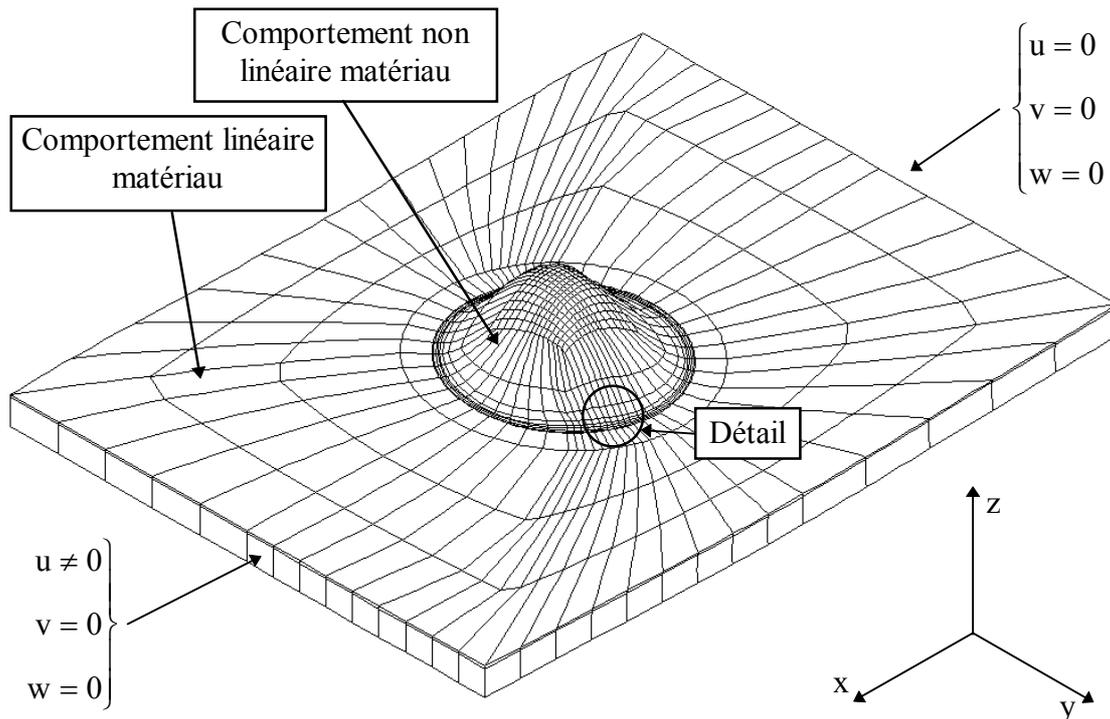


Figure D.II. 22. Maillage et conditions aux limites pour l'étude non linéaire matériau : cas du T300/914 [45/0], déformée x10

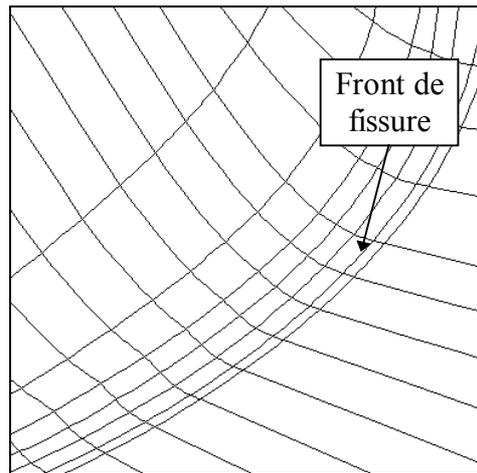


Figure D.II. 23. Détails du front de fissure en analyse non linéaire matériau, déformée x15

N'ayant pas les capacités machines nécessaires au calcul de la structure complète en analyse non linéaire matériau, seules les mailles des plis qui flambent ont un comportement non linéaire matériau. Ceci à pour effet de ne tenir compte dans l'étude numérique que de l'endommagement des plis flambés. L'endommagement des plis inférieurs n'est pas modélisé. Le nombre de degrés de liberté est d'environ 40000.

Le module de calcul utilisé dans cette étude est le module MECANL en version 7. Ce module est formulé différemment du module SADYNL utilisé pour les études non linéaires. Les algorithmes nécessaires aux calculs des taux de restitution d'énergie (figure D.II.5) ont été adaptés à ce module (le module SADYNL n'existant plus dans les versions actuelles de SAMCEF) dans le cas de la méthode VCE et MCC.

II.3.3 Méthode de calculs des taux de restitution d'énergie

II.3.3.1 Structure réduite

La structure réduite est différente de celle utilisée en analyse linéaire matériau. En effet, elle comprend plus de mailles en son centre afin de ne pas introduire de dégradation précoce des mailles par l'introduction des déplacements imposés. Le comportement est non linéaire matériau uniquement sur les mailles proches du front de fissure. Cette hypothèse est différente de l'analyse globale de la structure où toutes les mailles modélisant les plis flambés possèdent un comportement non linéaire matériau. Cependant, les contraintes transverses (σ_{22}) et de cisaillement (σ_{12}) étant relativement faibles au centre de la partie flambée, nous n'avons pas remarqué un nombre de mailles endommagées différent entre le calcul complet (structure complète figure D.II.22) et le calcul sur la structure réduite (figure D.II.24). Les efforts d'apparition de l'endommagement ne sont pas modifiés.

L'avantage de ce module de calcul est qu'il est basé sur l'étude non linéaire de phénomènes pour lesquels le temps est explicitement décrit. Nous verrons en conclusions les perspectives que cela peut apporter à notre étude.

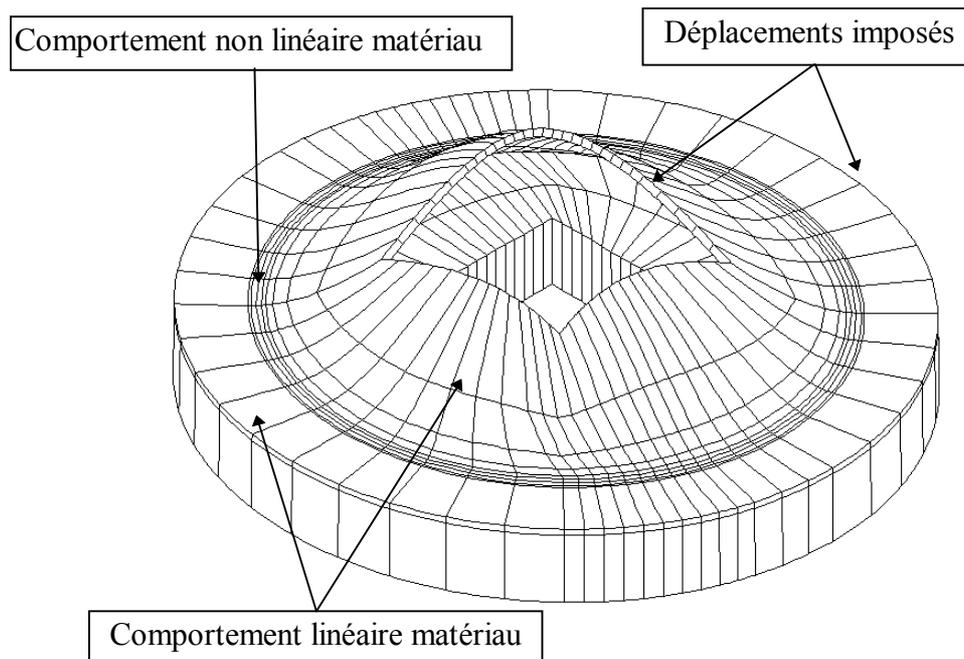


Figure D.II. 24. Structure réduite utilisée en analyse non linéaire géométrique et matériau, interface 45/0, T300,914, déformée x10

II.3.3.2 Méthode d'avancée virtuelle de fissure (VCE)

Pour notre étude cette méthode n'a pas pu être employée. En effet, l'exploitation de l'énergie potentielle par élément en analyse non linéaire matériau n'est à l'heure actuelle pas possible sur la version 7 de MECANL. Cependant, les algorithmes de calculs des taux de restitution d'énergie par cette méthode ont été développés et pourront être utilisés dans une étude ultérieure.

II.3.3.3 Méthode de fermeture de fissure (MCC)

La méthode employée dans cette étude est la méthode de fermeture de fissure nécessitant deux calculs (Cf. C.II).

Le problème de l'utilisation de la méthode MCC en analyse non linéaire matériau est que la liaison des noeuds opposés (détermination des efforts nodaux F_u , F_v et F_w figure D.II.4) permettant de fermer la fissure localement, ne doit pas modifier l'historique de la dégradation locale de la structure réduite. On peut faire la même remarque dans le cas où l'on relâche la liaison entre deux noeuds (détermination des déplacements nodaux u, v, w). Il est donc nécessaire d'utiliser une maille de largeur très faible en front de fissure (0.01 mm dans notre cas).

On observe donc peu de différence du nombre de mailles dégradées et des efforts d'apparition de l'endommagement local entre les deux calculs.

Le traitement des liaisons des noeuds superposés (fermeture de fissure) est différent pour cette analyse à cause de l'utilisation du module MECANL. En effet, ce module nécessite l'utilisation d'éléments spécifiques de liaison et de contact.

II.3.3.4 Algorithmes de calcul

Les algorithmes de calcul sont en grande partie identiques aux algorithmes de calcul utilisés pour l'analyse linéaire des taux de restitution d'énergie si ce n'est que le calcul de la structure réduite est non linéaire géométrique et matériau. Les éléments finis utilisés pour l'étude non linéaire matériau (éléments de contact, de liaison) sont différents dans le cadre du module de calcul MECANL. Le traitement des données est donc différent.

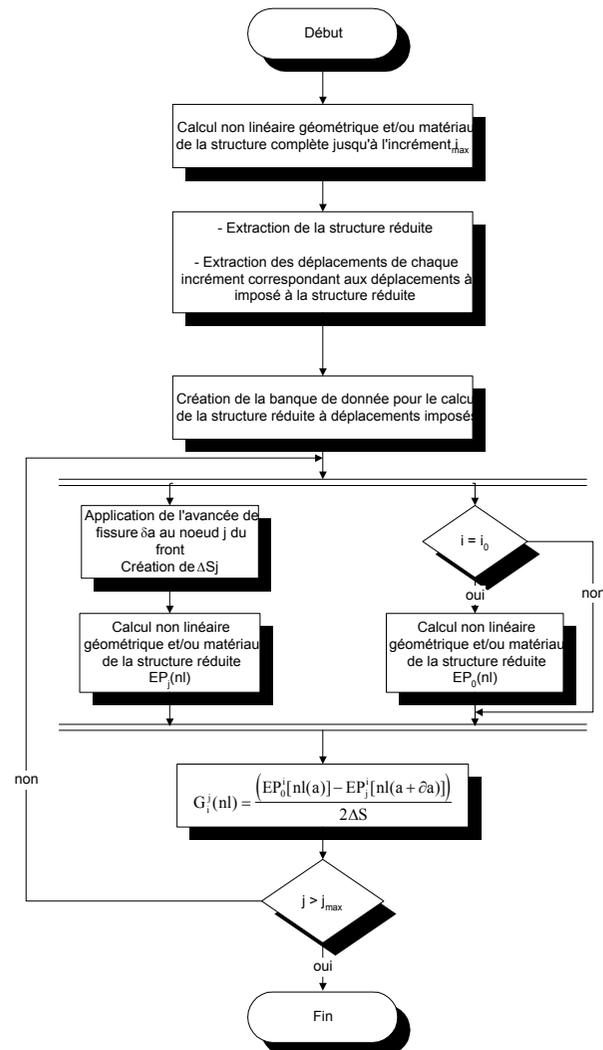


Fig. D.II.25a. Méthode VCE

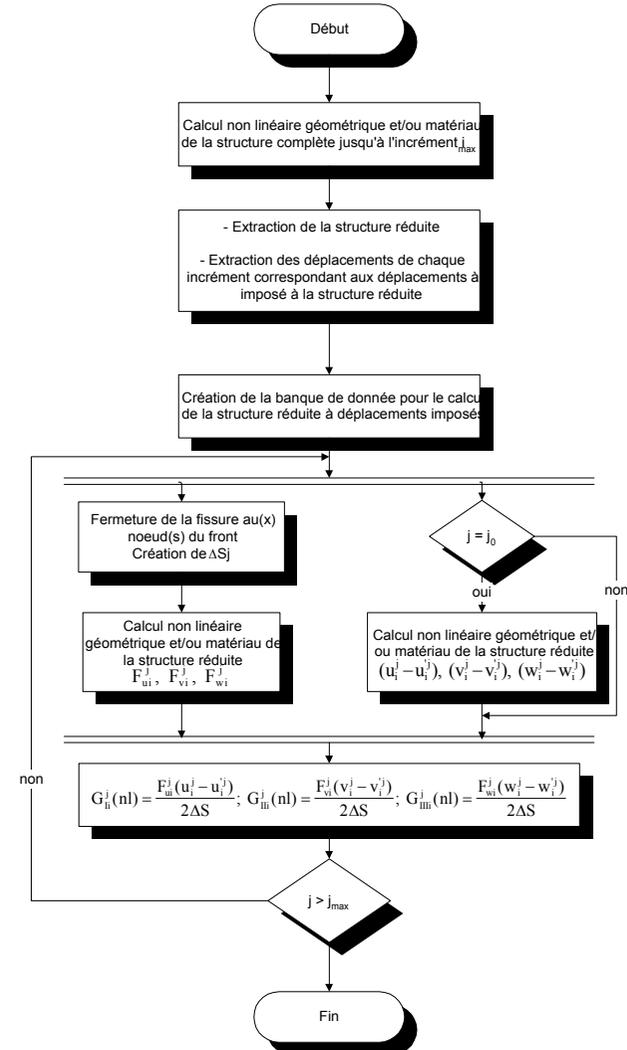


Fig. D.II.25b. Méthode MCC

Figure D.II. 25. Organigramme de calcul des G_i par la méthode VCE et MCC en analyse non linéaire géométrique et matériau

II.3.3.5 Procédure numérique

Le calcul de la structure complète (figure D.II.22) est réalisé en analyse non linéaire géométrique et matériau (Cf. Partie B chapitre II) à l'aide du module MECANL. Les déplacements de la structure complète résultant de chaque incrément de charge sont imposés à cette dernière. Le paramétrage des calculs est identique à l'étude en analyse linéaire matériau.

II.3.4 Application à l'étude d'un matériau et d'une stratification

II.3.4.1 Influence du contact

Nous avons déjà expliqué l'importance du contact dans l'étude non linéaire [Witcomb¹¹⁹]. Dans cette étude, le contact est primordial. En effet, si le contact n'est pas introduit entre les plis situés de part et d'autre du délaminage établi, l'endommagement des plis flambés est sous-estimé et il débute plus tardivement dans l'historique du chargement (Figure D.II.26a et D.II.27a).

On peut remarquer figure D.II.26b. et figure D.II.27b la différence du nombre de mailles endommagées entre une étude numérique sans contact et avec contact.

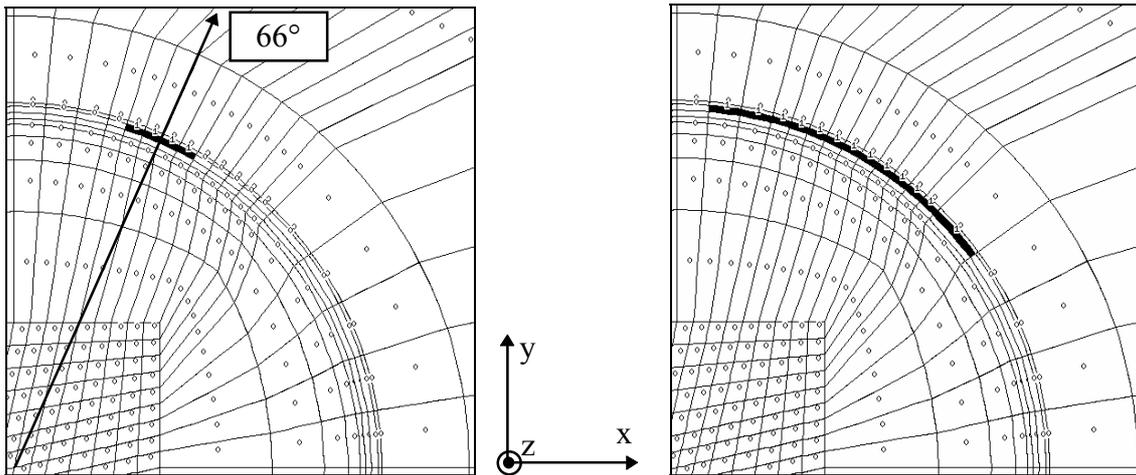


Fig. D.II.26a. $F=30345$, pli 23

Fig. D.II.26b. $F=36125$ N, pli 23

Figure D.II. 26. Visualisation de l'évolution de l'endommagement des plis flambés sans prise en compte du contact : cas du T300/914 $[45_2//0_2,-45_2,90_2,0_2,90_2]_{2s}$.

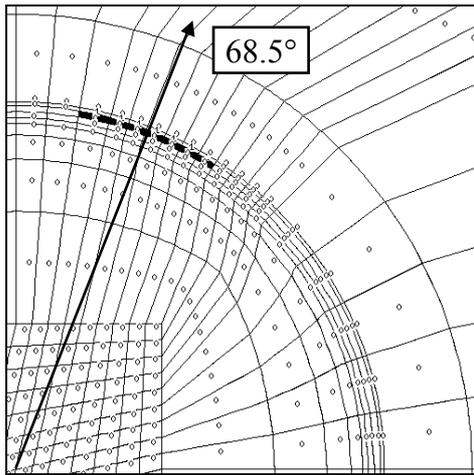


Fig. D.II.27.a. $F=29000\text{ N}$, pli 23

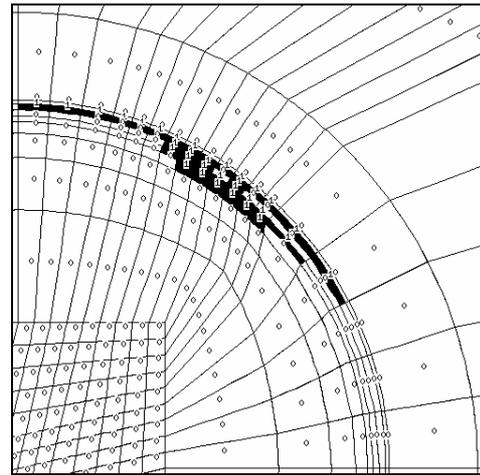


Fig. D.II.27.b. $F=36125\text{ N}$, pli 23

Figure D.II. 27. Visualisation de l'endommagement des plis flambés avec prise en compte du contact : cas du T300/914 $[45_2/0_2,-45_2,90_2,0_2,90_2]_{2S}$.

II.3.4.2 Evolution de l'endommagement

L'endommagement débute par la dégradation du pli n°23 (pli interne aux plis flambés) et progresse de l'intérieur vers l'extérieur pour créer les deux macrofissures relevées expérimentalement.

La figure D.II.29 montre l'évolution de la contrainte transverse σ_{22} maximale dans le pli n°23 dans la maille située en avant du front de fissure (figure D.II.28). La contrainte avant dégradation est en effet maximale à cette position angulaire (67.5°).

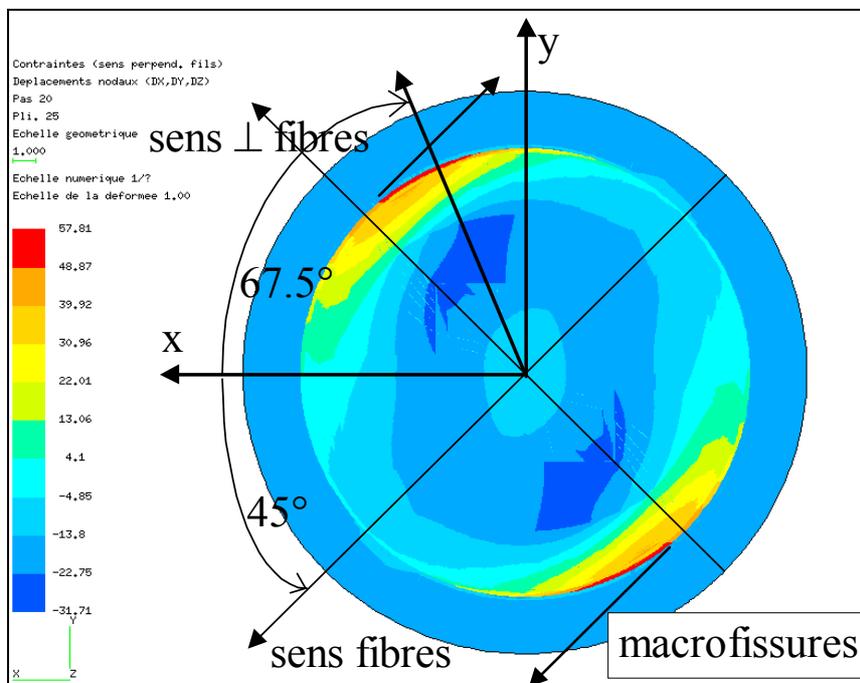


Figure D.II. 28. Position angulaire de la contrainte transverse σ_{22} maximale dans le pli n°23, visualisation selon l'intérieur des plis flambés

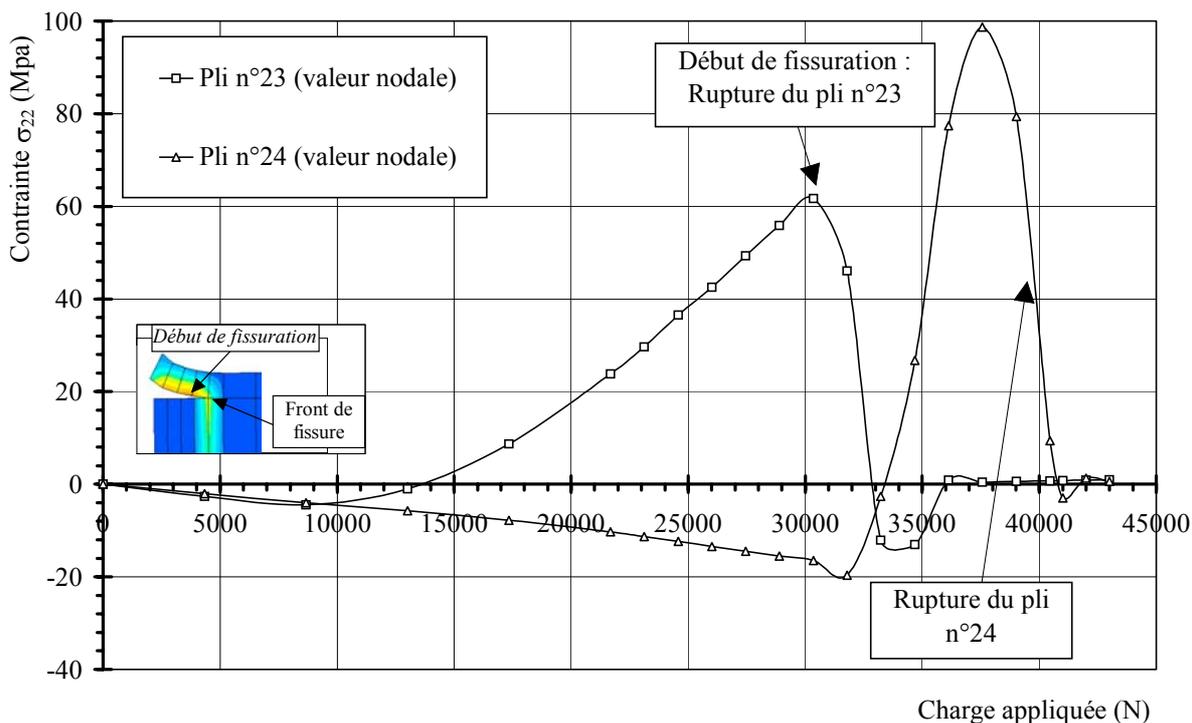


Figure D.II. 29. Evolution de la contrainte transverse σ_{22} maximale en fonction de la charge appliquée pour le T300/914 et l'interface 45/0, $\theta=67.5^\circ$

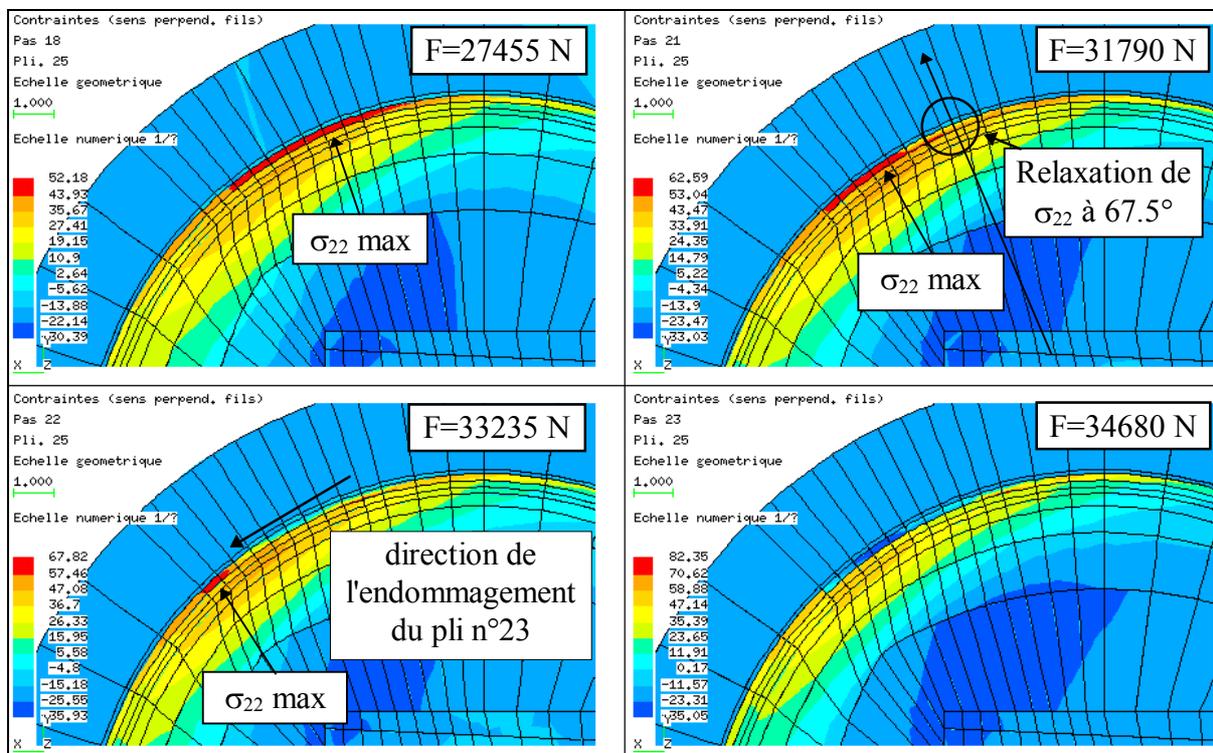


Figure D.II. 30. Visualisation de l'évolution de la contrainte transverse σ_{22} dans le pli 23 en front de fissure pour le T300/914 et l'interface 45/0, vue suivant l'intérieur des plis flambés

Après endommagement, la relaxation des contraintes transverses débute dans le pli n°23 aux environs de 67.5° selon le sens indiqué figure D.II.27a. La relaxation des contraintes transverses (après l'endommagement du pli n°23) débute dans le pli n°24 aux environs de 61.5° et progresse dans le sens opposé à celui du pli n°23. Pour cet angle, trois mailles sont totalement endommagées ce qui correspond à une longueur de fissure de l'ordre de 3 mm. Par la suite, 5 mailles puis 7 mailles sont dégradées augmentant ainsi la longueur de fissure. Le calcul non linéaire matériau ne converge plus à partir de 10 mailles complètement dégradées (bien que la valeur du résidu imposé soit de 10^{-2} pour les études en analyse non linéaire matériau).

Ainsi, cette relaxation progressive des contraintes simule l'apparition des macrofissures observées lors des essais. Il est évident que le phénomène est en réalité très rapide.

II.3.4.3 Critère de propagation du délaminage

L'évolution du critère de propagation du délaminage est donnée figure D.II.31 pour différentes charges avant et après la dégradation des mailles en front de fissure. Dans la partie endommagée, le maillage a été raffiné (figure D.II.22) pour obtenir une progression assez fine de l'endommagement. Les taux de restitution d'énergie sont calculés sur cette partie du front de fissure de 45° à 75° selon un pas angulaire de 3° .

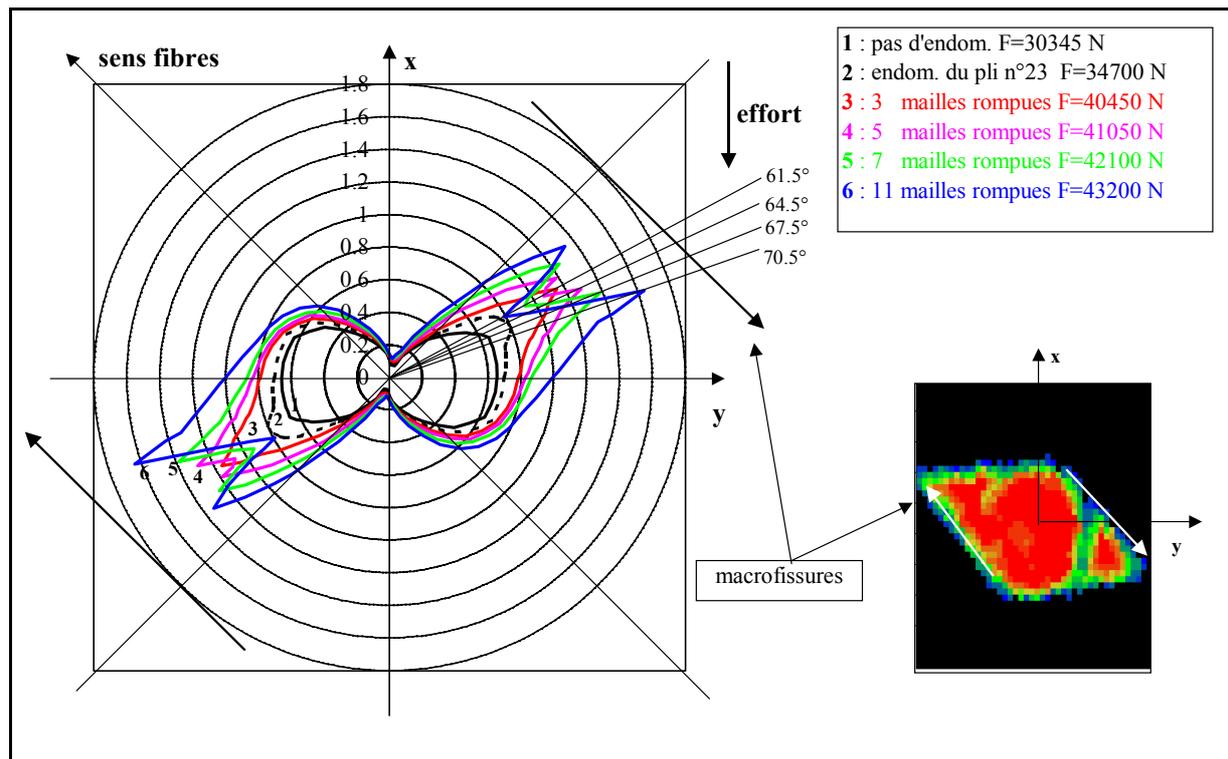


Figure D.II. 31. Evolution du critère de propagation du délaminage en analyse non linéaire matériau, T300/914 interface 45/0

L'évolution du critère est peu influencée par la rupture du pli n°23. Il reste inférieur à 1 dans ce cas (figure D.II.31). Par contre, dès la rupture du pli n°24 par 3 mailles dégradées et donc dès l'apparition des macrofissures, le critère croit sensiblement pour dépasser largement 1 et pour une position angulaire égale à 61.5° . On remarque que cet angle de direction est plus

faible que celui obtenu lors de l'analyse linéaire. En effet, pour l'étude précédente, on avait obtenu une direction théorique de propagation de 67.5° (obtenu en flambage global).

Par la suite, au cours de la dégradation du pli n°24 (5 mailles, 7 mailles...), la valeur maximale du critère augmente sensiblement et sa position se décale en suivant l'extrémité de la zone endommagée, dans le sens de propagation des macrofissures (figure D.II.31).

On observe donc un repositionnement de la direction de propagation du délaminage en fonction de l'apparition des macrofissures. Le critère augmentant en fonction de la dégradation, on remarque le caractère instable de la propagation.

Pour des angles inférieurs à 61.5° , le critère augmente aussi mais de manière moins marquée. Les macrofissures propagent aussi légèrement dans cette direction.

II.4 Conclusions

Une étude numérique du délaminage par flambage localisé a été réalisée en analyse volumique non linéaire géométrique puis non linéaire géométrique et matériau. Un critère classique de la mécanique de la rupture basé sur la décomposition des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III a été utilisé afin de déterminer le risque de propagation du délaminage pour les deux matériaux (T300/914 et AS4/PEEK) et trois stratifications (0/90, 30/0 et 45/0). Pour cela, plusieurs programmes de calcul couplé au logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF ont été réalisés afin d'automatiser le processus de calcul des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure. Les méthodes VCE et MCC ont été utilisées pour déterminer les taux de restitution d'énergie.

En analyse linéaire matériau, le comportement numérique effort-déplacement transverse des plis flambés est d'autant plus proche du comportement expérimental que l'orientation des fibres des plis flambés est proche de la direction de sollicitation. La différence du comportement effort-déplacement transverse entre l'étude numérique et l'étude expérimentale est essentiellement due à la non prise en compte du comportement non linéaire élastique des fibres en compression. Le flambage global des éprouvettes est donc surestimé. Cependant, comme les taux de restitution d'énergie sont directement corrélés au déplacement transverse, nous avons comparé les résultats expérimentaux aux résultats numériques pour des déplacements transverses identiques et non des efforts identiques. Alors, le critère utilisé est en assez bon accord avec les résultats expérimentaux, et la direction de propagation prévue numériquement est conforme aux relevés expérimentaux.

La propagation du délaminage par flambage local est d'autant plus aisée que l'orientation des fibres situées au-dessus du défaut initial est proche de la direction de sollicitation.

Dans le cadre d'un prédimensionnement, un calcul linéaire des taux de restitution d'énergie semble donc suffisant et permet une analyse rapide du risque de délaminage par flambage localisé. Par contre, pour une étude en post-flambage global, l'analyse des taux de restitution d'énergie en analyse non linéaire géométrique est nécessaire.

Enfin, le modèle d'endommagement détaillé en partie B.II a été appliqué à un matériau et une stratification. La prédiction de l'apparition des macrofissures est bien restituée. Le calcul des taux de restitution d'énergie en analyse non linéaire géométrique et matériau a été réalisé afin d'utiliser le critère de prédiction de propagation du délaminage. La fissuration transverse influence fortement l'évolution des taux de restitution d'énergie et la direction de la propagation du délaminage est assez bien déterminée par le critère. En effet, les valeurs maximales du critère suivent le front d'endommagement simulé numériquement.

CONCLUSIONS DE LA PARTIE D

Une étude expérimentale et numérique du délaminage par flambage local pour deux matériaux (T300/914 et AS4/PEEK) et trois stratifications comportant 24 plis a été réalisée afin de connaître l'influence du matériau et de l'orientation des fibres des plis flambés sur la propagation du délaminage. Pour cela, nous avons introduit lors de la fabrication des matériaux un défaut artificiel circulaire de 20 mm de diamètre entre le 2^{ème} et le 3^{ème} pli simulant un défaut du type impact ou défaut de fabrication. Alors, lorsque la structure est soumise à une sollicitation de compression, les plis situés au-dessus du défaut flambe, ce qui peut entraîner une propagation du délaminage initial.

Expérimentalement, le flambage local débute très tôt dans l'historique du chargement. Les efforts d'initiation du flambage local sont plus importants lorsque les fibres des plis situés au-dessus du défaut sont désorientées par rapport à l'axe de sollicitation.

Pour le T300/914, la propagation du délaminage intervient seulement après l'apparition de deux macrofissures situées de part et d'autre du défaut initial et orientées dans le sens des plis flambés. La propagation s'initie alors selon un front de fissure courbe qui par la suite devient perpendiculaire à l'axe de sollicitation et rectiligne. L'apparition de ces macrofissures est d'autant plus précoce que l'orientation des fibres des plis flambés est proche de la direction de sollicitation.

Pour l'AS4/PEEK, la propagation du délaminage intervient pour des efforts bien plus importants que pour le T300/914 et dans le domaine du flambage global. La cinétique d'endommagement est à peu près identique. La propagation du délaminage n'a toutefois été observée avant la rupture totale de l'éprouvette que pour une seule stratification.

L'historique de l'endommagement a été déterminé par émission acoustique couplée à des observations ultrasonores sur chaque éprouvette. Les différentes phases d'endommagement sont bien montrées par le comptage cumulé de salves. La phase de propagation du délaminage par flambage local est bien relevée comme pour l'étude de la propagation du délaminage en mode I et II, par la distribution d'amplitude. Un cinétique d'endommagement a donc été proposée.

L'étude numérique a été réalisée à l'aide du logiciel d'éléments finis SAMCEF. La modélisation utilisée est volumique. La détermination du taux de restitution d'énergie total et sa décomposition en mode I, II et III ont été réalisées le long du front de fissure par deux méthodes (VCE : Virtual Crack Extension et MCC : Modified Crack Closure) en analyse linéaire, non linéaire géométrique et non linéaire géométrique et matériau. Pour cela des programmes d'automatisation du calcul des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure ont été réalisés dans le but d'appliquer un critère de prédiction de la propagation du délaminage.

Pour une analyse linéaire des taux de restitution d'énergie, le critère utilisé permet de prévoir la propagation du délaminage et sa direction. Cependant, la mauvaise prédiction du flambage global des éprouvettes due vraisemblablement à la non prise en compte du comportement non linéaire en compression sens fils, surestime les efforts de propagation du délaminage. Néanmoins, au vu de la correspondance entre les taux de restitution d'énergie et le déplacement transverse des plis flambés, à déplacement transverse numérique/expérimental équivalent, la direction et la propagation du délaminage relevées expérimentalement sont conformes à celles indiquées par le critère.

Par la suite, une analyse numérique non linéaire matériau a permis de simuler l'apparition des macrofissures observées expérimentalement. L'évolution du critère de propagation du délaminage est fortement influencée par cet endommagement et montre une modification de la direction de propagation du délaminage.

La formulation du module de calcul MECANL du logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF peut permettre de simuler la propagation du délaminage par flambage localisé en introduisant l'endommagement des plis. Il existe alors plusieurs possibilités :

- soit par un remaillage de la forme du délaminage qui peut être réalisé dans la direction où le critère est vérifié (Nilsson⁸⁶, Thesken¹⁰⁸),
- soit par l'introduction d'un élément fini spécifique d'interface :
 - * ressort (élément 1D) de comportement linéaire (non linéaire) comme certaines études l'ont déjà réalisé pour l'étude du mode I [Daridon³²],
 - * élément 2D comme défini par Allix⁴.

CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES DE L'ETUDE

Une étude expérimentale et numérique du délaminage par flambage localisé a été réalisée pour deux matériaux à fibres de carbone et à matrice thermodurcissable (T300/914) ou thermoplastique (AS4/PEEK). Pour cela, expérimentalement un défaut artificiel circulaire, simulant un délaminage près de la surface du composite créé par un impact ou par un défaut de fabrication a été introduit lors de la fabrication des éprouvettes. Une sollicitation en compression des éprouvettes crée un flambage local des plis situés au-dessus du défaut artificiel. Le délaminage peut alors se propager et entraîner une rupture prématurée du composite. Le but de cette étude était de compléter les études précédentes par l'utilisation de matériaux et de stratifications différentes mais aussi d'améliorer les outils numériques à la simulation du flambage local (introduction de l'endommagement). Pour cela différentes études préalables sur l'endommagement et la détermination des taux de restitution d'énergie critique ont été réalisées.

Ce travail s'est décomposé en trois parties :

- l'étude expérimentale du comportement et de l'endommagement du pli élémentaire des deux matériaux (T300/914 et AS4/PEEK) a permis de déterminer les caractéristiques mécaniques des matériaux et leur comportement endommageable. Un modèle théorique d'endommagement développé au LMT de Cachan a été appliqué à nos résultats afin de caractériser l'évolution de l'endommagement. Une comparaison du comportement expérimental et numérique a été réalisée à l'aide d'un modèle implanté dans le logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF en analyse bidimensionnelle et tridimensionnelle.

- pour l'utilisation de critères de mécanique de la rupture, les énergies critiques de propagation du délaminage en mode I et II ont été déterminées expérimentalement. L'influence de l'orientation des fibres situées autour du délaminage ($0^\circ/0^\circ$, $22.5^\circ/-22.5^\circ$ et $45^\circ/-45^\circ$) a été étudiée. La comparaison des résultats expérimentaux à une étude numérique linéaire du mode I et II a permis de valider deux méthodes numériques de détermination des taux de restitution d'énergie et de réaliser un programme automatique de calcul des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure.

- l'étude du flambage local comporte deux parties, une analyse linéaire matériau et une analyse non linéaire matériau. L'étude linéaire matériau nous a permis de déterminer l'évolution des taux de restitution d'énergie le long du front de fissure et de prédire numériquement la propagation du délaminage à partir des résultats de la deuxième partie. L'étude non linéaire matériau basée sur les résultats de la première partie est réalisée sur le T300/914 et une stratification particulière. L'endommagement est alors introduit et le critère de propagation du délaminage est appliqué.

ENDOMMAGEMENT DU T300/914 et DE L'AS4/PEEK

L'étude expérimentale du comportement et de l'endommagement du T300/914 et de l'AS4/PEEK nous a permis de relever les points suivants :

- le comportement en traction sens fils est similaire pour les deux matériaux. Il est linéaire élastique. Les modules, les coefficients de Poisson ainsi que les contraintes à rupture sont du même ordre de grandeur.

- le comportement en traction transverse et en cisaillement est non linéaire pour les deux matériaux de par la présence de fissurations transverses et de ruptures de l'interface fibre-matrice. Les modules d'élasticité peuvent diminuer d'environ 50% au cours du chargement. Le comportement de l'AS4/PEEK est marqué par une plasticité très importante de la résine par rapport au T300/914. Les déformations à rupture sont pour ce matériau deux fois supérieures aux déformations à rupture du T300/914.

- l'identification de l'endommagement a été réalisée selon un modèle développé au LMT de Cachan. L'endommagement en cisaillement est identifié comme une fonction non linéaire de la perte de rigidité en fonction de l'énergie de fissuration. L'endommagement en traction transverse est identifié comme une fonction linéaire de la perte de rigidité en fonction de l'énergie de fissuration.

- l'endommagement en traction transverse et en cisaillement est plus rapide et débute plus tôt dans l'historique du chargement pour le T300/914 par rapport à l'AS4/PEEK, la grande plasticité de la résine PEEK retardant l'apparition de la fissuration.

- le suivi expérimental par émission acoustique des différents essais a permis de mettre en place un critère de saturation de l'endommagement. Pour cela, des rapports Félicity critiques extrapolés à rupture ont été recherchés sur chaque type de stratification ($[90]_{16}$, $[45]_8$, $[\pm 45]_{2S}$ et $[\pm 67.5]_{2S}$). Alors, le couplage entre le rapport Félicity total et les rapports Félicity en traction transverse et en cisaillement, nous a permis de déterminer un domaine de saturation de l'endommagement.

L'étude numérique nous a permis d'utiliser un modèle d'endommagement (modèle de Sandhu modifié, couplé à la prédiction de la rupture en traction transverse et en cisaillement par le critère de Hashin) afin de simuler le comportement non linéaire endommageable du T300/914 et de l'AS4/PEEK. Ce modèle, formulé en grands déplacements nous a permis par l'introduction des lois de comportement, d'obtenir une bonne corrélation entre les résultats expérimentaux et les résultats numériques jusqu'à des déformations très importantes. L'introduction des lois définissant les déformations résiduelles en fonction des déformations courantes nous a permis de simuler des cycles de charges/décharges numériques très proches des résultats expérimentaux.

Perspectives :

Les perspectives de cette partie peuvent être les suivantes :

L'étude expérimentale du comportement en compression sens fils du T300/914 et de l'AS4/PEEK doit être réalisée.

Le critère acoustique de saturation de l'endommagement doit être affiné par l'exploitation de multiples essais sur des stratifications croisées différentes de celles utilisées. La validation de ce critère doit être réalisée sur des stratifications plus complexes du type $[-\theta, \theta, 90_n]_{2S}$ par exemple.

Enfin, le modèle numérique utilisé pour la simulation de l'endommagement pourrait être amélioré par l'introduction du couplage entre l'endommagement en traction transverse et en cisaillement.

ETUDE DES MODES I et II

L'étude expérimentale du délamination en mode I (éprouvette DCB) et II (éprouvette ENF) du T300/914 et de l'AS4/PEEK a permis de déterminer les points suivants :

- le suivi des essais par émission acoustique nous a permis de définir un point caractéristique de la propagation du délamination aidant à la détermination de l'effort critique

de propagation du délamination. De plus, l'émission acoustique a contribué à différencier la propagation du délamination avec ou sans pontage de fibres.

- le taux de restitution d'énergie critique en mode I de l'AS4/PEEK est environ dix fois plus élevé que celui du T300/914 et ce pour toutes les interfaces étudiées. L'orientation de l'angle des fibres à l'interface délamination influence fortement le taux de restitution d'énergie critique en mode I. Il est environ deux fois plus élevé pour une interface à $45^\circ/-45^\circ$ que pour une interface à $0^\circ/0^\circ$.

- pour le mode II, les valeurs du taux de restitution d'énergie critique G_{IIC}^P sont aussi influencées par l'orientation des fibres situées autour du délamination établi. Pour le T300/914, le taux de restitution d'énergie critique pour une interface délamination $45^\circ/-45^\circ$ est environ 40% supérieur à celui d'une interface $0^\circ/0^\circ$. Dans le cas de l'AS4/PEEK, cette augmentation du taux de restitution d'énergie critique n'a pas pu être observée en raison d'un changement de plan lors de la propagation de fissure. Cependant les taux de restitution d'énergie critique en mode II de l'AS4/PEEK sont à peu près 5 fois supérieurs à ceux du T300/914.

L'étude numérique réalisée nous a permis de comparer les taux de restitution d'énergie critique déterminés expérimentalement, à ceux calculés numériquement selon deux méthodes (VCE : Virtual Crack Extension et MCC : Modified Crack Closure).

- la prise en compte du contact entre les lèvres de la fissure en mode I est déterminante pour obtenir une évolution du taux de restitution d'énergie réaliste le long du front de fissure. Cette évolution est conforme à celle relevée expérimentalement.

- les valeurs numériques de G_{IC}^P et G_{IIC}^P sont assez proches des valeurs expérimentales mais généralement plus élevées.

Perspectives :

L'étude expérimentale des modes I et II a permis de déterminer les énergies critiques de propagation du délamination en vue de l'utilisation d'un critère de propagation du délamination.

Au vu des grands déplacements des lèvres de la fissure en mode I obtenus à propagation, les calculs numériques doivent être réalisés en analyse non linéaire géométrique. De plus, l'introduction de l'endommagement matériau dans les simulations numériques devrait contribuer à définir des stratifications d'éprouvettes mieux adaptées à l'étude de la propagation du délamination en mode II (avec des orientations de fibres $\pm\theta$ à l'interface) dans le cas de l'AS4/PEEK.

ETUDE DU FLAMBAGE LOCAL

L'analyse expérimentale a permis de comparer la tenue des deux matériaux composites stratifiés comportant 24 plis. Les stratifiés incluent un défaut circulaire de 20 mm de diamètre situé entre le 2^{ème} et le 3^{ème} pli. L'influence de l'orientation des plis situés au-dessus du délamination a été étudiée.

Les résultats obtenus sont les suivants :

- pour le T300/914, le délamination ne propage qu'après l'apparition de deux macrofissures situées de part et d'autre du défaut initial et orientées dans la direction des fibres des plis flambés,

- pour l'AS4/PEEK, la propagation du délamination intervient pour un état de contrainte bien plus élevé que pour le T300/914 et n'apparaît que lors du flambage global de

l'éprouvette. Pour certaines orientations des plis flambés, la rupture de l'éprouvette est même obtenue avant la propagation du dé laminage,

- la propagation du dé laminage est d'autant plus précoce que l'orientation des fibres des plis flambés est proche de la direction de sollicitation,
- la cinétique d'endommagement a été relevée par émission acoustique et les différentes phases d'apparition des dommages ont pu être décrites.

L'étude numérique du flambage local a été réalisée en analyse volumique non linéaire géométrique et non linéaire géométrique et matériau à l'aide du logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF. La détermination des taux de restitution d'énergie en mode I, II et III a été réalisée le long du front de fissure à l'aide de programmes automatisés couplés à SAMCEF.

- le comportement effort-déplacement transverse des plis flambés est bien restitué. Cependant, l'effort de flambage global des éprouvettes est surestimé par le modèle numérique.

- le critère de propagation du dé laminage utilisé surestime l'effort d'apparition du dé laminage en raison de la différence entre le comportement effort-déplacement transverse des plis flambés numérique et expérimental. Cependant, pour un calcul à déplacement transverse identique, l'étude numérique prévoit bien la propagation et la direction du dé laminage observées dans l'étude expérimentale.

- l'application du modèle numérique d'endommagement sur une stratification donnée et un matériau a permis de simuler l'apparition des deux macrofissures observées expérimentalement. L'évolution du critère de propagation du dé laminage en fonction de l'endommagement des plis flambés montre le changement de la direction de propagation avec de l'apparition de l'endommagement des plis flambés.

Perspectives :

En ce qui concerne les perspectives, l'utilisation du module MECANL du logiciel de calculs par éléments finis SAMCEF devrait permettre de simuler la propagation du dé laminage par flambage local tout en introduisant l'endommagement des plis. Ceci pourrait être réalisé soit par un remaillage du défaut initial en fonction de la direction de propagation du dé laminage prévu par le critère, soit par l'utilisation d'éléments finis (1D ou 2D) d'interface. La mise au point de ces méthodes passe par la simulation au préalable de la propagation du dé laminage en mode I et II [Daridon³²].

Lors d'impact sur structures composites, il n'existe pas seulement un dé laminage mais un multi-dé laminage sous forme de cône dans l'épaisseur du composite [Renault⁹⁷]. Les méthodes numériques pourraient être étendues à ce type de défaut plus réaliste.

D'un point de vue général :

Les composites ne sont pas seulement utilisés à température ambiante. Leur utilisation en aéronautique à des températures très basses (-50°C) ou très élevés (120°C) est courante. On sait que le comportement de la résine 914 et surtout de la résine PEEK est différent en température. Quelques études sont actuellement en cours dans ce domaine. L'étude de la propagation du dé laminage en température doit être réalisée. Il faut cependant connaître le comportement des matériaux à des températures élevées ou faibles, mais aussi connaître les énergies critiques de propagation du dé laminage en mode I et II.

Enfin, la tenue des stratifiés au dé laminage en flambage local sous sollicitations de fatigue doit être abordée.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

Les références bibliographiques citées dans cette étude sont les suivantes :

- [1] **ABOURA Z. et BENZEGGAGH M. L.**
Méthodologie expérimentale d'identification des endommagements dans les matériaux composites à renfort tissé.
Comptes rendus des 9^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-9, pp. 255-264, 1994.
- [2] **ABOURA Z., BENZEGGAGH M., LASKIMI A.**
Délaminage en mode I et mode II à faibles et grandes vitesses de sollicitations des matériaux composites à renfort tissu et fibres courtes.
Comptes rendus des 7^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-7, pp. 453-464, 1990.
- [3] **ALLIX O.**
Délaminage: Approche par la mécanique de l'endommagement.
Calcul des structures et intelligence artificielle, Vol. 1, Ed. Pluradis, 1987.
- [4] **ALLIX O.**
Une nouvelle méthode d'analyse du délaminage.
Mémoire de soutenance d'Habilitation à Diriger les Recherches, 1992.
- [5] **ALLIX O.**
Modélisation du comportement des composites stratifiés : Application à l'analyse du délaminage.
Thèse de l'Université de Paris VI, 1989.
- [6] **ALLIX O.**
Délaminage et mécanique de l'endommagement : comparaisons essais/calculs.
Annales des composites. Délaminage : bilan et perspectives. Journée AMAC/CSMA, pp. 117-127, 1995.
- [7] **ALLIX O., BAHLOULI N., CLUZEL C. PERRET L.**
Modélisation et identification du comportement mécanique en température du pli élémentaire d'un stratifié carbone époxy.
Comptes rendus des 9^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-9, pp. 475-484, 1994.
- [8] **ALLIX O., DAUDEVILLE L., LADEVEZE P.**
Delamination and damage mechanics.
MECAMAT'89. Mechanics and mechanisms of damage in composites and multimaterials, pp. 107-118, 1989.
- [9] **ALLIX O., LADEVEZE P., VITTECOQ E.**
Composites 2D à fibres haute résistance : caractérisation du comportement de compression.
Comptes rendus des 6^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-6, pp. 515-526, 1998.
- [10] **ALLIX O., LEVEQUE D., PERRET L.**
Identification d'un modèle d'interface interlaminaire pour la prévision du délaminage dans les composites stratifiés.
Comptes rendus des 10^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-10, Vol. 3, pp. 1041-1052, 1996.
- [11] **ANQUEZ L., NATAF F.**
Délaminage d'un barreau composite soumis à une traction uniforme.
Journal de mécanique théorique et appliquée, Vol. 6, n°3, pp. 335-350, 1987.
- [12] **ASUNDI A., LIU Y.J., DU S. Y., CHOW C. L.**
Damage characterization on stiffness loss of multi-directional composite laminates with matrix cracks.
International Conference on Composite Materials, ICCM-9, Vol. 5, pp. 63-70, 1993.
- [13] **AURIEL C.**
PROGRAMME T-E-B-AL-DI. Critères de rupture des matériaux composites stratifiés : Etude bibliographique.
Aérospatiale, division systèmes stratégiques et spatiaux, 1988.
- [14] **BAHLOULI N., LE DANTEC E. et PERRET L.**
Application de la mécanique de l'endommagement des matériaux composites stratifiés dans un

- contexte industriel.
Comptes rendus des 8^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-8, pp. 605-616, 1992.
- [15] **BARBE J.**
Mécanique des structures. Tome I, II et III.
Cours de l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace. Département structures, matériaux et technologie. 1983.
- [16] **BATHIAS C.**
Une revue des méthodes de caractérisation du dé laminage des matériaux composites.
Annales des composites. Dé laminage : bilan et perspectives. Journée AMAC/CSMA, pp. 5-25, 1995.
- [17] **BENZE GAGH M. L.**
Détection et identification des endommagements lors d'un processus de dé laminage.
Annales des composites. Dé laminage : bilan et perspectives. Journée AMAC/CSMA, pp. 49-83, 1995.
- [18] **BENZE GAGH M. L., ABOURA Z.**
Dé laminage en mode I et II de composites à renfort tissu sollicités à faibles vitesses.
Journal de physique III, pp. 1927-1951. 1991.
- [19] **BENZE GAGH M. L., BARRE S., ECHALIER B., JACQUEMET R.**
Etude de l'endommagement de matériaux composites à fibres courtes et à matrice thermoplastique.
Comptes rendus des 8^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-8, pp. 107-118, 1992.
- [20] **BENZE GAGH M. L., GONG X. L., GONG X. J., ROELANDT J. M.**
Evolution de la participation du mode II dans le cas d'un dé laminage en mode mixte I+II d'un composite stratifié verre/époxy.
Comptes rendus des 7^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-7, pp. 509-518, 1990.
- [21] **BENZE GAGH M., GONG X. J., ROELANDT J. M.**
Rupture interlaminaire en mode mixte (I, II).
Comptes rendus des 6^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-6, pp.365-377, 1988.
- [22] **BERRY J. P.**
Détermination of fracture surface energies by cleavage technique.
J. Appl. Phys., Vol. 34, n°1, pp. 62-68, 1963.
- [23] **BLANLOT R., BILLOET J. L.**
Loi de comportement orthotrope évolutive pour la simulation de la mise en forme des tissus composites.
Comptes rendus des 10^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-10, Vol. 2, pp. 761-782, 1996.
- [24] **BRADLEY W. L.**
Composites materials series, volume 7 : Thermoplastic composite materials.
Ed. Leif A. Carlsson, pp. 295-329, 1991.
- [25] **BRUNEL J.E., LANG D., TRALLERO D.**
A criterion of mixed mode delamination propagation in composite materials.
EUROMECH 269, pp. 350-361, S¹-Etienne, 1990.
- [26] **CASARI P., ALLIX O., DE ROECK Y. H.**
Identification statique des propriétés mécaniques d'un stratifié verre-époxy.
Comptes rendus des 10^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, Vol. 1, pp. 429-440, 1996.
- [27] **CHABOCHE J. L.**
Formalisme général des lois de comportement : Applications aux métaux et polymères.
ONERA, Formation Avancée en Mécanique des Polymères, Cluny, 1993.
- [28] **CHERFAOUI M., LEMASCON A., ROGET J.**
Contrôle par émission acoustique des structures plastiques renforcées : réservoirs, capacités et tubes.
Composites, n°3, pp.89-97, 1987.
- [29] **COCHELIN B., POTIER-FERRY M.**
Un modèle de flambage pour les plaques stratifiées dé laminées.
Comptes rendus des 7^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-7, pp. 705-714, 1990.
- [30] **COCHELIN B., POTIER-FERRY M.**
Flambage et dé laminage dans les plaques composites stratifiées.
Comptes rendus des 6^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-6, pp. 527-538, 1988.
- [31] **DANIELS J. A., PALAZOTTO A. N., SANDHU R. S.**
Failure characteristics in thermoplastic composite laminates due to an eccentric circular discontinuity.
Journal of the American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA, Vol. 29, pp. 830-837, 1992.
- [32] **DARIDON L., COCHELIN B., POTIER FERRY M.**

- Modélisation d'un délamination avec pont de fibres dans différentes éprouvettes composites.
Annales des composites. Délamination : bilan et perspectives. Journée AMAC/CSMA, pp. 95-104, 1995.
- [33] **DAVIES P.**
Développement de normes d'essais de délamination.
Annales des composites. Délamination : bilan et perspectives. Journée AMAC/CSMA, pp. 27-36, 1995.
- [34] **DAVIES P., BENZEGGAGH M. L., DE CHARENTENAY F. X.**
Comportement en délamination des matériaux composites à matrice thermoplastique.
Comptes rendus des 5^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-5, pp.17-32, 1986.
- [35] **DELORENZI H. D.**
Energy release rate calculations by the finite element method.
Engineering Fracture Mechanics Vol. 21, No. 1, pp. 129-143, 1985.
- [36] **DUCEPT F., DAVIES P., GAMBY D.**
Critère de rupture en mode mixte pour un composite verre/époxy. Application aux assemblages collés.
Comptes rendus des 10^{èmes} Journées Nationales sur les composites, JNC-10, Vol. 2, pp. 621-631, 1996.
- [37] **EFFENDI R., GUEDRA-DEGEORGES D.**
Etude expérimentale de la dégradation en compression des composites unidirectionnels fibres de carbone matrice organique et simulation numérique associée.
Comptes rendus des 8^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-8, 1992.
- [38] **EFFENDI R.**
Analyse des mécanismes de dégradation en compression des composites unidirectionnels fibres de carbone-matrice organique et modélisation associée.
Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace. 1993.
- [39] **FAVRE J. P., MARAIS C., LAIZET J. C.**
Comportement mécanique des composites carbone/résine : délamination en mode I et multifissuration des couches transverses.
Rapport Technique ONERA n°46/7086 M, 1988.
- [40] **FAVRE J. P., RAUD C.**
Acoustic emission to monitor crack accumulation in cross-ply CFRP in conditions of mechanical loading or thermal cycling.
Fifth International Symposium on Acoustic Emission From Composite Material (AECM-5), pp. 33-42, Sweden, 1995.
- [41] **FAVRE J.P., LAIZET J.C.**
Analyse de l'accumulation de fissures au cours de l'essai de traction de composites carbone résine à couches croisées.
Rapport Technique ONERA, 1989.
- [42] **GAY D.**
Matériaux composites.
Traité des nouvelles technologies, série mécanique. Ed. Hermes, 3^{ème} édition, 1992.
- [43] **GERHARZ J. J., SCHÖPFEL A., HUTH H.**
Correlation between material properties and damage tolerance behavior of composite structures.
International Committee on Aeronautical Fatigue : Durability and structural integrity of airframes, pp. 733-758, Stockholm, 1993.
- [44] **GILLETTA D.**
Théories non linéaires des stratifiés composites en compression avec délamination.
Rapport technique ONERA n° 19/3542 RY 081 R, 1989.
- [45] **GILLETTA D.**
Théories non linéaires des stratifiés composites en compression avec délamination.
Rapport technique ONERA n° 18/3542 RY 071 R, 1988.
- [46] **GIRARD R.**
Un modèle de dégradation pour les structures composites.
Rapport technique ONERA n° 30/3043 RY 057 R, 1986.
- [47] **GIRARD R.**
Propagation d'un délamination dans un panneau composite soumis à un chargement de compression.
73th Meeting of the A.G.A.R.D., San Diego, CA (USA), 1991.
- [48] **GIRARD R., LOUIS D.**

- Flambage et endommagement de panneaux composites en compression.
Rapport technique ONERA n° 25/3542 RY 006 R, 1991.
- [49] **GIRARD R., LOUIS D.**
Propagation d'un délaminage dans un panneau composite sollicité en compression.
Rapport technique ONERA n° 23/3542 RY 093 R, 1990.
- [50] **GIRARD R., LOUIS D.**
Etude, dans le domaine non linéaire, des plaques composites stratifiées soumises à un chargement de compression.
Rapport technique ONERA n° 17/3542 RY 070 R, 1990.
- [51] **GONG X. L., LASKIMI A., BENZEGGAGH M. L.**
Méthodologie expérimentale d'analyse de l'endommagement de plaque trouée en verre/époxy.
Comptes-rendus des 8^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-8, Paris, pp. 425-436, 1992.
- [52] **GONG X.L., LASKIMI A., LAI D., BENZEGGAGH M.L.**
Analyse de l'endommagement dans une plaque trouée verre-époxy soumise à un couple de torsion.
Comptes rendus des 9^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-9, Vol. 2, pp. 687-697, 1994.
- [53] **GRADY J. E.**
Fracture toughness testing of polymer matrix composites.
NASA Technical Paper 3199, 1992.
- [54] **GRANDIDIER J. C.**
Compression et microflambage dans les matériaux composites à fibres longues.
Thèse de l'Université de Metz, 1991.
- [55] **GRIFFITH A. A.**
The phenomenon of rupture and flow in solids
Phil. Trus. Roy. Soc., London, 1921.
- [56] **GUEDRA-DEGEORGES D., MAISON S., GRIMAUULT B.**
Méthodologie d'essai adaptée à la détermination des mécanismes d'endommagement et de rupture d'éprouvettes composites impactées en compression statique ou cyclique.
Comptes rendus des 10^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-10, Vol. 1, pp. 299-305, 1996.
- [57] **GUEDRA-DEGEORGES D., MAISON S., TRALLERO D.**
Buckling and post-buckling behavior of a delamination in a carbon-epoxy laminated structure: Experiments and modelling.
74th Meeting of the A.G.A.R.D., Structures and Materials Panel, AGARD Conference Proceeding 530 : Debonding/Delamination of Composites, pp. 7-1 7-11, Greece, 1992.
- [58] **HENAFF-GARDIN C.**
Mécanismes d'endommagement par fatigue de stratifiés croisés de composites à fibres de carbone.
Soutien à la recherche CC/CdM n°89C0189, 1991.
- [59] **HERVE C., CHERFAOUI M., TRUCHON M., DUFOUR M.**
Une méthode globale pour le contrôle des composites : L'émission acoustique.
Composites, n°3, pp. 263-267, 1991.
- [60] **HUREZ A.**
Modélisation du comportement de stratifiés avec prise en compte de l'évolution de l'endommagement à l'aide d'un élément de plaque incluant les effets de cisaillement transversal.
Thèse de l'Université de Technologie de Compiègne, 1993.
- [61] **IRWIN J. R.**
Fracture dynamics, fracturing of metals.
ASM publication, Ohio, pp. 147-166, 1948.
- [62] **ISHIKAWA T., SUGIMOTO S., MATSUSHIMA M., HAYASHI Y.**
Mechanical behavior in compression after impact tests of CF/PEEK and conventional CF/EPOXY flat laminates.
International Conference on Composite Materials, ICCM-10, Vol. 5, pp. 687-694, Canada, 1995.
- [63] **ISHIKAWA T., SUGIMOTO S., MATSUSHIMA M., HAYASHI Y.**
Some experimental findings in compression after impact (CAI) tests of CF/PEEK (APC-2) and conventional CF/EPOXY flat plates.
Composites Science and Technology, Vol. 55, pp. 349-363, 1995.
- [64] **JIH C. J., SUN C. T.**
Evaluation of a finite element based crack-closure method for calculating static and dynamic strain energy release rates.
Engineering Fracture Mechanics, Vol. 37, No. 2, pp. 313-322, 1990.

- [65] **KENANE M., BENZEGGAGH M. L.**
Etude de la propagation d'un unidirectionnel verre/époxyde sous sollicitation statique et fatigue en mode mixte I+II.
Comptes rendus des 10^{èmes} Journées Nationales sur les composites, JNC-10, Vol. 2, pp. 665-675, 1996.
- [66] **KRAWCZAK P., PABIOT J.**
Acoustic emission characteristics of GFRP composites as a function of the interface quality and its aging.
Fifth International Symposium on Acoustic Emission From Composite Material, AECM-5, pp. 71-90, Sweden, 1995.
- [67] **LADEVEZE P.**
Sur la mécanique de l'endommagement des composites.
Comptes-rendus des 5^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-5, pp. 667-683, 1986.
- [68] **LADEVEZE P., Le DANTEC E.**
Damage modelling of elementary ply for laminated composites.
Composites Science and Technology, Vol. 43, pp. 257-267, 1992.
- [69] **LADEVEZE P., REMOND Y., VITTECOQ E.**
Essais mécaniques sur les composites à hautes performances : difficultés et critères de validité.
Revue Française de Mécanique, Vol. 2, pp. 219-227, 1989.
- [70] **LAKSHMINARAYANA H. V., BERNARD M., BUI-QUOC T.**
Finite element study of a penny-shaped crack along the interface in a bi-material cylinder.
Engineering Fracture Mechanics, Vol. 43, n°6, pp. 981-991, 1992.
- [71] **LASCHET G., REMY J.**
Mécanique linéaire de la fracture par éléments finis. Tome II : Manuel d'utilisation et applications.
Rapport Technique SF-137, Université de Liège, Laboratoire d'Aéronautique, 1986.
- [72] **LASCHET G.**
Description d'un élément multicouche pour l'analyse des résines armées.
Rapport Technique SF-98, Université de Liège, Laboratoire d'Aéronautique, 1980.
- [73] **LE DANTEC E.**
Contribution à la modélisation du comportement mécanique des composites stratifiés.
Thèse de l'Université Pierre et Marie Curie, Paris VI, 1989.
- [74] **LEMAITRE J., CHABOCHE J.L.**
Mécanique des matériaux solides.
Edition Dunod, 2^{ème} édition. 1988.
- [75] **LEMASCON A.**
Contrôle des matériaux composites par émission acoustique : Etude bibliographique.
Centre Technique des Industries Mécaniques, CETIM, 1985.
- [76] **LINHONE C.**
Un modèle de comportement élastoplastique endommageable pour les structures composites stratifiées.
La recherche aérospatiale, n°2, pp. 119-135, 1996.
- [77] **MARAIS C., SIGETY P.**
Ténacité des composites unidirectionnels en mode I.
22^{ème} Journées Européennes des Composites (JEC-87), Paris, 1987.
- [78] **MARAIS C., SIGETY P., FAVRE J. P.**
Energie de rupture en mode I des composites unidirectionnels.
Annales des composites. Délamination : bilan et perspectives. Journée AMAC/CSMA, pp. 105-113, 1995.
- [79] **MARECHAL E., DEMOULIN P.**
Amélioration du modèle de SANDHU et adaptation aux éléments de type 11 et 28/29.
Rapport Samtech SF-060/2. 1993.
- [80] **MARTIN Ch., MOREL E., TROTIGNON J. P., BELLENGER V., VERDU J., BIZOUARD N.**
Comportement en fatigue de matrice à hautes performances thermomécaniques et des composites correspondants.
Rapport DRET IRCHA n° 87/013, 1990.
- [81] **MARTIN R. J., SANDHU R. S., PALAZOTTO A. N.**
Experimental and analytical comparisons of failure in thermoplastic composite laminates.

- Journal of experimental mechanics*, pp. 53-65, 1994.
- [82] **MURTHY P. L. N., CHAMIS C. C.**
Composite interlaminar fracture toughness : three-dimensional finite-element modelling for fixed mode I, II and fracture.
Composites Materials : Testing and design, Vol. 8, ASTM STP 972, J. D. Whitcomb Ed., ASTM, Philadelphia, pp. 23-40, 1988.
- [83] **NGUYEN B. N.**
Prédiction de la résistance d'éprouvettes composites trouées soumises à une compression axiale.
Comptes rendus des 9^{èmes} Journées Nationales sur les composites, JNC-9, Vol. 2, pp. 721-730, 1994.
- [84] **NGUYEN B. N.**
Formulation du modèle constitutif non linéaire pour les matériaux composites stratifiés.
Rapport Technique SF-187, Université de Liège, L.T.A.S. Structures aérospatiales, 1993.
- [85] **NGUYEN H. D., MORELLE P., SAXCE G.**
Mécanique de la rupture, projet S.E.P-SAMTECH-M.S.M : Manuel d'utilisation du logiciel Samcef pour la résolution de problèmes tridimensionnels de mécanique de la rupture.
Rapport Technique Samtech SF-190, 1989.
- [86] **NILSSON K. F.**
Simulation of buckling-driven crack growth in layered materials.
International Council of Aeronautical Sciences, ICAS-94, pp. 322-332, Anaheim, 1994.
- [87] **NYSSSEN C.**
Modélisation du comportement mécanique des résines armées.
Rapport Technique SF-82, Université de Liège, L.T.A.S. Structures aérospatiales, 1978.
- [88] **O'BRIEN T. K.**
Mixed-mode strain-energy-release rate effects on edge delamination of composites.
NASA Technical Memorandum n° 84592, 1983.
- [89] **OUSSET Y., ROUDOLFF F.**
Calcul de la force de délamination dans les plaques multicouches.
2^{ème} Colloque National en Calcul des Structures, Giens, 1995.
- [90] **OUSSET Y., ROUDOLFF F.**
Calcul du taux de restitution d'énergie dans des plaques composites délaminées.
La recherche aérospatiale, n°2, pp. 137-147, 1996.
- [91] **PECK S., SPRINGER G. S.**
Compression behavior of delaminated composite plates.
Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, California 94305, 1989.
- [92] **PREL Y. J., DAVIES P., BENZEGGAGH M. L., De CHARENTENAY F. X.**
Mode I and Mode II delamination of thermosetting and thermoplastic composites.
Composite Materials : Fatigue and Fracture, Vol. 2, ASTM STP 1012, Paul A. Lagace Ed., ASTM, Philadelphia, pp. 251-269, 1989.
- [93] **RAUD C.**
Fissuration des composites carbone à matrice thermostable en traction isotherme et cyclage thermique.
Thèse de l'Ecole Normale Supérieure de Cachan, 1993.
- [94] **REMY J., LASCHET G., SANDER G.**
Mécanique linéaire de la fracture par éléments finis. Tome I : Etude théorique et numérique.
Rapport Technique Samtech SF-136, Université de Liège. Laboratoire d'Aéronautique, 1985.
- [95] **RENARD J.**
Study of matrix behaviour in a composite material by a homogenization method.
International Congress on Composite Materials, ICCM, Milan, 1988.
- [96] **RENARD J., ROUDOLFF F.**
Endommagement des matériaux composites. Fissuration transverse et délamination.
Rapport technique ONERA n° 6/7256 RY 080 R, 1989.
- [97] **RENAULT M., GUEDRA-DEGEORGES D., MAISON S.**
Modélisation des mécanismes de rupture de stratifiés fibres de carbone-époxy soumis à une compression après impact.
Annales des composites. Délamination : bilan et perspectives. Journée AMAC/CSMA, pp. 85-92, 1995.
- [98] **ROGET J.**
Essais non destructifs, l'émission acoustique : mise en œuvre et applications.
AFNOR, CETIM, 1988.
- [99] **ROUBY D.**

- Application de l'émission acoustique à la caractérisation micromécanique de l'interface fibre-matrice.
Comptes rendus des 6^{èmes} Journées Nationales des Composites, JNC-6, pp. 183-193, 1988.
- [100] **ROUDOLFF F.**
Study of delamination of a composite bar: Comparaison between an analytical and a computational analysis.
International Conference on Mixed-Mode Fracture and Fatigue MFF, Vienna (Austria), 1991.
- [101] **ROUDOLFF F.**
Développement d'un élément mixte de flexion de plaque mince sur ordinateur. Application à l'étude du délamination de plaques composites.
Rapport technique ONERA n° 20/7256 RY 013 R, 1993.
- [102] **RYBICKI E. F., KANNINEN M. F.**
A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral.
Engineering Fracture Mechanics, Vol. 9, pp. 931-938, 1977.
- [103] **SANDHU R. S., GALLO R. L., SENDECKYJ G. P.**
Initiation and accumulation of damage in composite laminates.
Composite Materials : Testing and design, Vol. 6, ASTM STP 787, I. M. Daniel Ed., ASTM, pp. 163-182, Philadelphia, 1982.
- [104] **SANDHU R.S.**
Nonlinear behavior of unidirectional and angle ply laminates.
Journal of Aircraft, Vol. 13, n° 2, pp. 104-111, 1976.
- [105] **SIDOROFF F.**
Formulations élastoplastiques en grandes déformations.
Rapport G.R.E.C.O. n° 29, 1981.
- [106] **SIDOROFF F.**
Cours sur les grandes déformations.
Rapport G.R.E.C.O. n° 51, 1982.
- [107] **SIGETY P., COTTENOT C.**
Comparaison des modes d'endommagement élémentaires des composites à matrice thermodurcissable et thermoplastique.
Rapport technique ONERA n°48/7086 M, 1990.
- [108] **THESKEN J. C., BRANDT F., NILSSON S.**
Investigation of delamination growth rates and criticality along heterogeneous interfaces.
International Council of Aeronautical Sciences, ICAS-94, pp. 995-1014, California, 1994.
- [109] **THIONNET A., LESNE P. M., RENARD J.**
Délamination de bord libre dans un composite stratifié : Interaction avec fissuration transverse.
Rapport technique ONERA n° 13/7256 RY 006 R, 1991.
- [110] **THIONNET A., LESNE P.M., RENARD J.**
Using characteristic damage variables to simulate degradations and their evolutions in composite materials: Comparison between experimental and numerical simulations.
Composite Materials Symposium – ASME - ETCE, Houston (USA), 1991.
- [111] **THIONNET A., LESNE P.M., RENARD J.**
Endommagement dans les matériaux composites stratifiés : Interaction fissuration transverse/délamination.
Comptes rendus des 7^{èmes} Journées Internationales sur les Composites, pp. 443-451, Lyon, 1990.
- [112] **THIONNET A., LESNE P.M., RENARD J.**
Pour une approche globale du délamination dans les composites stratifiés.
Journées Européennes des Composites, JEC-90, Paris, 1990.
- [113] **TOUCHARD F., LAFARIE-FRENOT M.C., GUEDRA-DEGEORGES D.**
Spécificités de comportement d'un composite thermoplastique pour applications structurales.
Comptes rendus des 9^{èmes} Journées Nationales sur les Composites, JNC-9, Vol. 1, pp. 495-504, 1994.
- [114] **TOUCHARD-LAGATTU F.**
Spécificités du comportement mécanique de composites stratifiés à fibres longues et à matrice thermoplastique.
Thèse de l'université de Poitiers. 1994
- [115] **TROPIS A., CONTZEN T.**
Comportement en fatigue des composites impactés.
Actes du 16^{ème} colloque : Matériaux pour l'Aéronautique et l'Espace, pp. 81-95, 1995.

- [116] **VALENTIN A.**
Composites à fibres longues carbone et matrice thermoplastique PEEK : Comportement sous grandes vitesses de déformation/fissuration transverse.
Rapport DRET SDCE n°86/1438, 1989.
- [117] **WHITCOMB J. D.**
Three dimensional analysis of a postbuckled embedded delamination
NASA Technical Paper 2823, 1988.
- [118] **WHITCOMB J. D.**
Mechanics of instability-related delamination growth.
Composite Materials, testing and design, Vol. 9, pp. 215-230, 1988.
- [119] **WHITCOMB J. D.**
Analysis of laminate with a postbuckled embedded delamination including contact effects.
Journal of Composite Materials, Vol. 26, n° 10, pp. 1523-1535, 1992.
- [120] **YEH M. K., TAN C. M.**
Buckling of elliptically delaminated composite plates.
Journal of Composite Materials, Vol. 28, n° 1, pp. 36-52, 1994.
- [121] **ZHANG J., SOUTIS, FAN J.**
Strain energy release rate associated with local delamination in cracked composite laminates.
Composites, Vol. 25, n° 9, pp. 851-862, 1994.

Cette étude a donné lieu aux publications et travaux suivants :

- F.LACHAUD, B.LORRAIN, L.MICHEL et R. BARRIOL
Acoustic analysis of delamination propagation in CFRP cross-ply laminates under static and cyclic loadings.
Fifth International Symposium on Acoustic Emission from Composite Material, (AECM-5), pp. 23-31, 10-14th July 1995, SUEDE.
- F.LACHAUD, L.MICHEL et R. BARRIOL
Etude numérique du délaminage par flambage localisé de composites Carbone à matrices organiques.
STRUCOME-95, pp. 545-557, 20-22 Octobre 1995, Paris.
- F.LACHAUD, B.LORRAIN, L.MICHEL et R. BARRIOL
Etude expérimentale et numérique du délaminage par flambage localisé de matériaux composites à matrices thermoplastiques et thermodurcissables.
Comptes Rendus des 10^{èmes} Journées Nationales sur les Composites (JNC-10), pp. 167-178, 28-30 octobre 1996, Paris.

F. LACHAUD, N. KHEMIRI, Y. GOURINAT et L. MICHEL

Influence de l'orientation des fibres sur la propagation du délamination en mode I de matériaux composites carbone à matrice thermoplastique et thermodurcissable.

16^{èmes} Congrès Canadien de Mécanique Appliquée, CANCAM-97, pp. 55-56, juin 1997.

F. LACHAUD et L. MICHEL

Etude de l'endommagement de matériaux composites carbonés à matrice thermodurcissable et thermoplastique.

Revue de mécanique industrielle et matériaux, Revue du GAMI, Vol. 50, n°2, pp. 52-57, Juin 1997.

F. LACHAUD, B. LORRAIN, L. MICHEL et R. BARRIOL

Experimental and numerical study of delamination caused by local buckling of thermoplastic and thermoset composites.

Composites Science and Technology (à paraître : mars 1998).

F. LACHAUD, N. KHEMIRI, L. MICHEL

Modélisation de l'endommagement de stratifiés croisés. Application aux stratifiés T300/914 et AS4/PEEK.

Revue des composites et des matériaux avancés (à paraître : décembre 1997)

Rapports Internes ENSICA

F.LACHAUD

Procédure expérimentale de détermination des caractéristiques mécaniques de matériaux composites unidirectionnels par mesures extensométriques.

Rapport Interne ENSICA-DFR/GM N° D97 NT 2, pp. 1-20, 1997.

F. LACHAUD

Sur l'utilisation de SAMCEF en analyse non linéaire géométrique et matériau : Exemples d'application sur le T300/914 et l'AS4/PEEK.

Rapport Interne ENSICA -DFR/GM N° D97 NT 3 , pp. 1-30, 1997

F. LACHAUD

Suivi par émission acoustique de l'endommagement des matériaux composites : revue bibliographique.

Rapport Interne ENSICA-DFR/GM N° D97 , pp. 1-33, 1993.

PARTIE E

ANNEXES

ANNEXE 1	A-239
<i>Fabrication et contrôles des plaques composites T300/914 et AS4/PEEK</i>	
ANNEXE 2	A-247
<i>Technique de collage des jauges à grandes déformations et contrôle de l'uniformité des déformations de l'éprouvette de traction</i>	
ANNEXE 3	A-249
<i>Emission acoustique : paramètres de réglages de la chaîne d'acquisition</i>	
ANNEXE 4	A-254
<i>Propriétés mécaniques des composites utilisés</i>	
ANNEXE 5	A-257
<i>Expressions des contraintes et des déformations dans les plis</i>	
ANNEXE 6	A-261
<i>Relations entre les contraintes (déformations) de Cauchy et les contraintes (déformations) de Lagrange</i>	
ANNEXE 7	A-266
<i>Détermination de la variation angulaire des plis unidirectionnels d'un stratifié $[\pm\theta]_{2S}$</i>	
ANNEXE 8	A-268
<i>Algorithme de calcul du taux de restitution d'énergie pour le flambage local : processus itératif de recherche de l'effort critique de propagation du délaminage en compression</i>	

ANNEXE 1 : Fabrication et contrôles des plaques composites T300/914 et AS4/PEEK

1. Désignation du fabricant

Le matériau est fourni par le fabricant sous la forme de rouleaux de 300 mm de largeur.

Le thermodurcissable T300/914 est fourni par la société BROCHIER SA - CIBA COMPOSITES, le thermoplastique AS4/PEEK par la société ICI FIBERITE EUROPE GMBH.

- Désignation T300/914

Produit :	VICOTEX NCHR 914/34%/132/T300
Désignation :	NAPPE CARBONE F6K EPOXY 300 MM
No. Lot :	50524G01
Spécific. :	ASN A4 101 Ind. A
No. Roul. :	5144G002A

- Désignation AS4/PEEK

Produit :	APC-2/AS4/12''
Lot-No. :	53991
Roll-No. :	50
Order-No. :	891945/0001
Customer-Order-No. :	1095
Ident-No. :	101005
Specification :	Fiberite

2. Fabrication des plaques

Le thermoplastique se conserve à l'ambiante et n'a pas de date de péremption. Le thermodurcissable se conserve 18 mois à -18°C.

Toutes les éprouvettes sont découpées dans des plaques de 300x200 mm².

La fabrication des plaques comprend trois étapes :

Le drapage

Il consiste à découper le préimprégné à l'aide d'un cutter, puis à superposer les différentes couches découpées selon différentes orientations. Le drapage des plis se fait sur un support (plaque d'aluminium) munie d'une équerre, afin d'avoir une référence connue pour la découpe des éprouvettes.

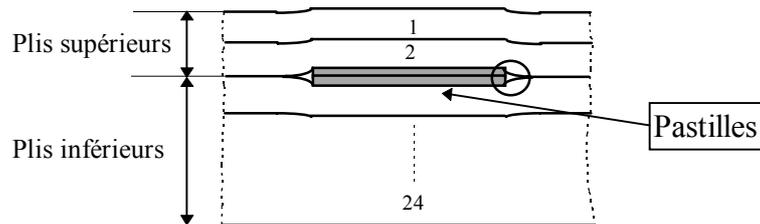
Le drapage du thermodurcissable ne pose aucun problème. Après dépose de son film protecteur, le pli étant collant, il se positionne facilement sur le précédent.

Dans le cas du thermoplastique le pli n'étant pas collant, il est donc nécessaire avant la cuisson, d'assembler les plis les uns aux autres en faisant fondre la résine PEEK sur les bords du pli à l'aide d'une pince chauffante.

Insertion des défauts lors de la fabrication

Deux types de défaut sont créés lors de la fabrication des plaques de composites. Pour créer le flambage localisé, des pastilles circulaires de Téflon pour le thermodurcissable et d'aluminium pour le thermoplastique sont introduites pendant le drapage. Deux pastilles

sont superposées comme indiqué sur le schéma ci-dessous, afin d'être sûr du décollement des plis supérieurs. Un canevas est utilisé pour positionner toutes les pastilles.



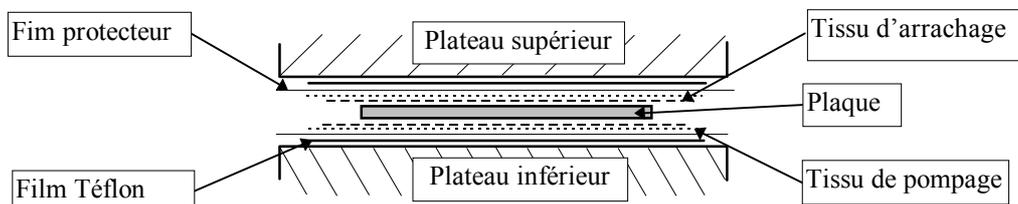
L'épaisseur d'une pastille de Téflon ou d'aluminium est respectivement de 15 μm ou de 12 μm . Elles doivent être fines afin de n'introduire aucun endommagement lors de leur insertion. En effet, lors de premiers essais avec des pastilles de 25 μm chacune, nous avons remarqué une légère fissuration des plis situés au-dessus du défaut.

Pour les éprouvettes de mécanique de la rupture, seule une couche de Téflon (ou d'aluminium) est utilisée.

La préparation à la cuisson

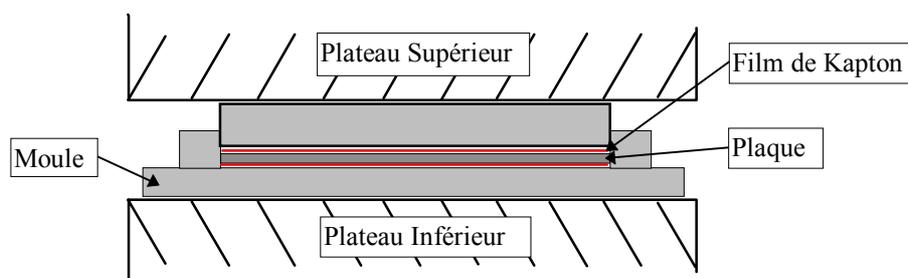
Cette étape consiste à la mise en place de la plaque drapée dans la presse pour y être cuite. La plaque est entourée de films de protection, d'aide au démoulage et de drainage de l'excédent de résine.

Pour le thermodurcissable, la plaque est disposée entre les plateaux de la presse comme indiquée sur le schéma suivant :



Le tissu d'arrachage est un tissu de Téflon permettant de démouler facilement la plaque. Le tissu de pompage est un tissu équilibré de verre, permettant de drainer la résine en excès. Pour des plaques de 1 à 2 mm d'épaisseur on utilisera deux tissus de 100g/m², tandis que pour des plaques de plus de 2 mm et jusqu'à 5 mm d'épaisseur, on utilisera deux tissus de 200g/m².

Contrairement au thermodurcissables, la cuisson du thermoplastique se fait dans un moule. En effet, lors de la montée en température, la résine PEEK est très fluide. La pression évacuerait toute la résine vers l'extérieur s'il n'y avait pas de bordurage du composite.



Le moule utilisé est en acier traité. Cependant afin de réduire le plus possible les contraintes résiduelles de cuisson dus à la différence de dilatation de la plaque en AS4/PEEK et du

moule, il serait nécessaire de concevoir le moule en titane (dont le coefficient de dilatation plus proche de celui de la résine). Le démoulage est facilité par l'emploi de films de Kapton, déposés de part et d'autre de la plaque, résistant à 400°C. Le moule est aussi enduit 2 heures avant la cuisson, d'un démoulant (FRIKOTE 44).

La cuisson

Tous les cycles de cuisson ont été fournis par le CEAT (Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse). Les plaques thermodurcissables sont polymérisées à l'aide d'une presse selon un cycle thermique qui dépend de la résine utilisée. Pour le T300/914 le cycle de polymérisation est le suivant :

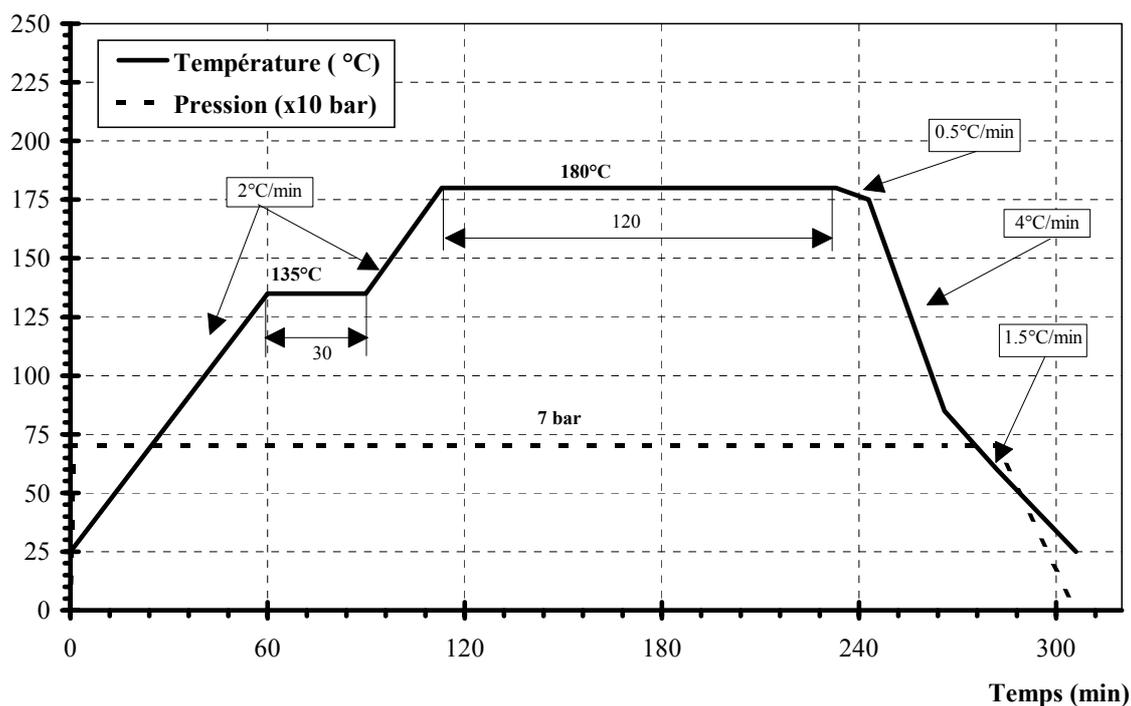


Figure E.1. Cycle de Polymérisation du T300/914

Pour le thermoplastique le cycle de cuisson est le suivant :

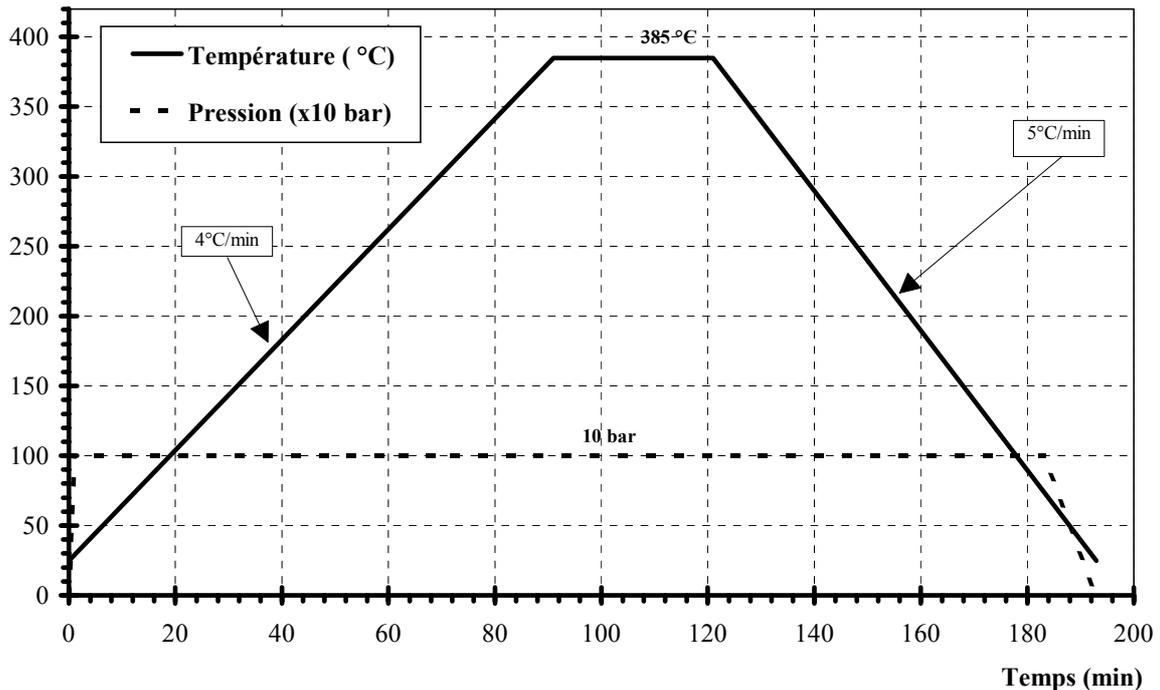


Figure E.2. Cycle de cuisson de l'AS4/PEEK

La pression est imposée dès le début du cycle afin de diminuer les porosités des stratifiés réalisés.

3. Contrôle de la fabrication

Lorsque les plaques sont polymérisées (T300/914) ou cristallisées (AS4/PEEK), elles sont soumises à un contrôle de qualité.

3.1 Analyses par Ultrasons

L'analyse par ultrasons permet de connaître la zone de découpe des plaques mais aussi la taille et la forme du défaut avant sa propagation.

- Eprouvettes de flambage local

Pour les éprouvettes de flambage localisé en AS4/PEEK, un très léger point de colle est appliqué sur chaque pastille avant le positionnement. Malgré cette précaution, (et à cause de la fluidité importante de la résine Peek à 385°C) nous avons relevé sur certaines plaques d'AS4/PEEK, un mauvais alignement des deux pastilles après cuisson, rendant non circulaire la forme du macro-défaut. Après découpe et observation au microscope, le déplacement d'une pastille par rapport à l'autre est au maximum de l'ordre de 0.5 à 1 mm pour l'AS4/PEEK et de l'ordre de 0.1 à 0.3 mm pour le T300/914.

Bien entendu, le défaut créé expérimentalement diffère légèrement de celui créé lors de l'étude numérique.

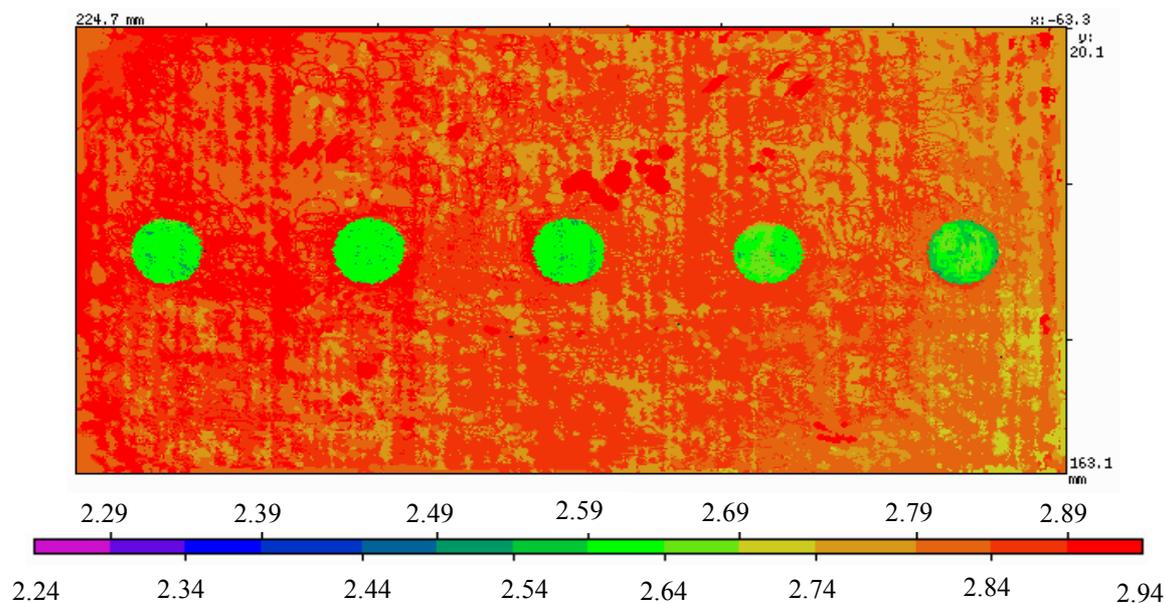


Figure E.3. Exemple de cartographie ultrasonore CScan (pas $0.5 \times 0.5 \text{ mm}^2$) en mode amplitude (écho max.) d'une plaque composite après insertion des pastilles circulaires

- Eprouvettes de mécanique de la rupture

L'observation aux Ultrasons des plaques pour l'étude de la propagation du délaminage en mode I et II (Figure E.4), nous a permis de vérifier l'uniformité du front de fissure créé par insertion d'un film d'aluminium. Le front de fissure obtenu est relativement rectiligne sur une grande partie de la plaque (270 mm sur 300 mm).

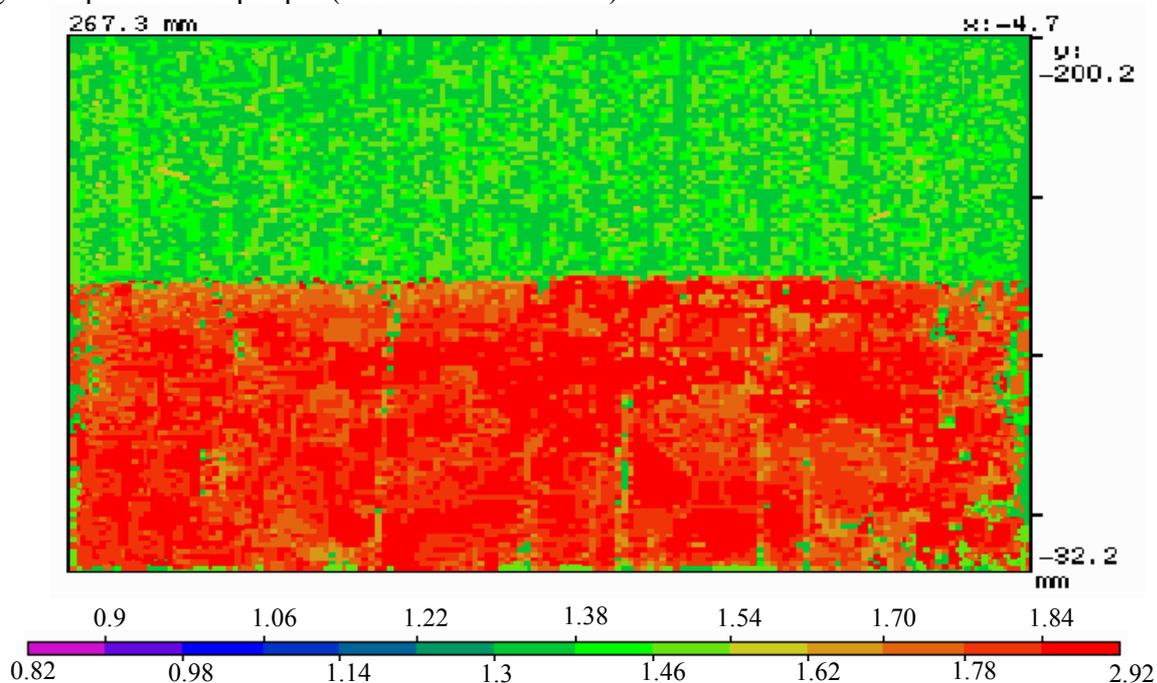


Figure E.4. Exemple de cartographie ultrasonore CScan (pas $1 \times 1 \text{ mm}^2$) en mode amplitude (écho max.) d'une plaque composite pour la mécanique de la rupture

Après le contrôle des plaques, des plaques d'aluminium servant de talons sont collées (colle époxy à 120°C réf. 2016 CIBA) avant découpes dans le cas des éprouvettes de flambage localisé et de caractérisations. Pour les éprouvettes de mécanique de la rupture, des charnières en acier (30mm x 30mm) sont collées à chaud (colle époxy à 120°C réf. 2016 CIBA).

3.2 Analyses physico-chimiques

Ces analyses ont été réalisées au CEAT (Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse), en découpant des échantillons répartis sur un stratifié [0,90]_{14S}.(200x300mm²), selon les normes AQ-PS-SM3/AN-211 et AQ-PS-SM3-210.

- T300/914

Fraction volumique de fibre :	64.62 %
Fraction pondérale de la matrice :	28.46 %
Masse volumique des fibres :	1760 kg/m ³
Masse volumique de la résine :	1270 kg/m ³
Masse volumique du composite :	1589.7 kg/m ³
Epaisseur du pli :	0.1186 mm
Fraction de porosité :	0.26 %
Température de transition vitreuse :	DMA=156°C
Taux résiduel de réticulation :	43 J/g soit 6%

- AS4/PEEK

Fraction volumique de fibre :	60.0 %
Fraction pondérale de la matrice :	31.79 %
Masse volumique des fibres :	1800 kg/m ³
Masse volumique de la résine :	1270 kg/m ³
Masse volumique du composite :	1588.8 kg/m ³
Epaisseur du pli :	0.1278 mm
Fraction de porosité :	0.05 %
Température de transition vitreuse :	DAM Tg=141°C
Température de fusion :	Tf=350 °C
Taux de cristallinité :	38.10%

On remarque que la masse volumique de chaque matériau est pratiquement identique. La porosité de chaque matériau est faible. La fraction volumique de fibre est plus importante pour le T300/914 que pour l'AS4/PEEK à cause de l'utilisation de tissus de pompage pour la cuisson du T300/914.

4. Découpe des plaques

Les éprouvettes sont découpées selon les dimensions suivantes :

La découpe est fonction des cartographies ultrasons. En effet, la limite de découpe des éprouvettes est donnée par la visualisation du bon compactage des plaques sur une cartographie C-CSAN.

4.1 Cas des éprouvettes de caractérisations (Partie B)

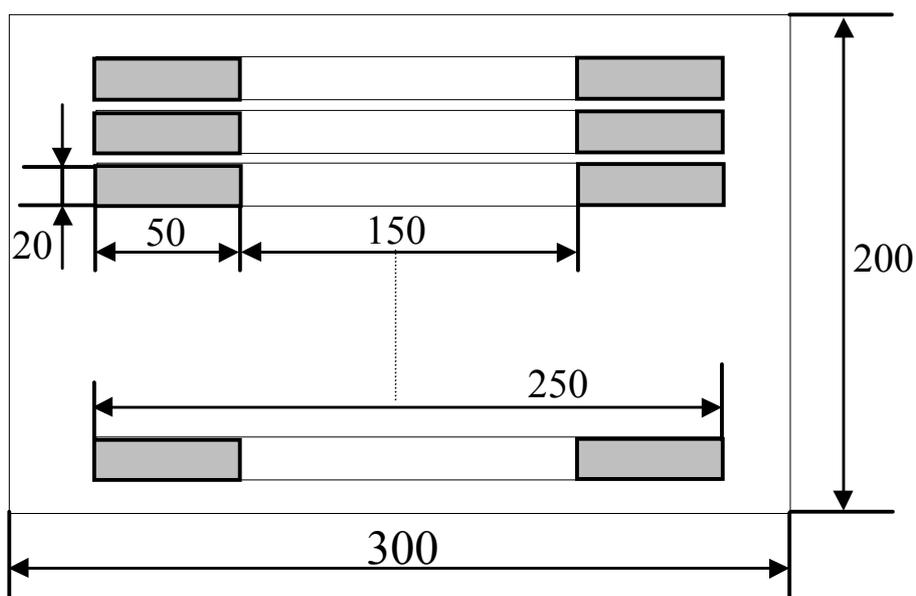


Figure E.5. Schéma des dimensions des éprouvettes de caractérisation des composites

Les dimensions des éprouvettes sont identiques pour chaque type de stratification.

4.2 Cas des éprouvettes de mécanique de la rupture (Partie C)

La longueur de la pré-fissure de ces éprouvettes est déterminée par la découpe. Six longueurs ont été réalisées (Figure E.6) pour l'étude du mode I. Les éprouvettes restantes ont été utilisées pour l'étude du mode II.

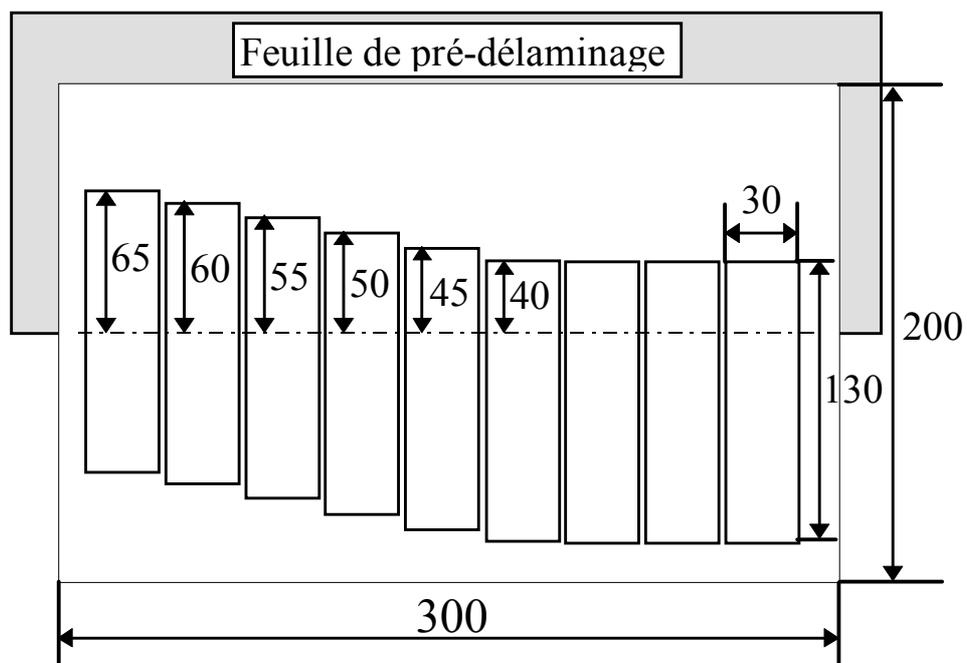


Figure E.6. Schéma des dimensions des éprouvettes pour l'étude de la propagation du délaminage en mode I et II.

4.3 Eprouvettes de flambage localisé (Partie D)

Le tracé du découpage de ces échantillons nécessite de positionner le même gabarit (position des pastilles) que celui utilisé lors du drapage du stratifié.

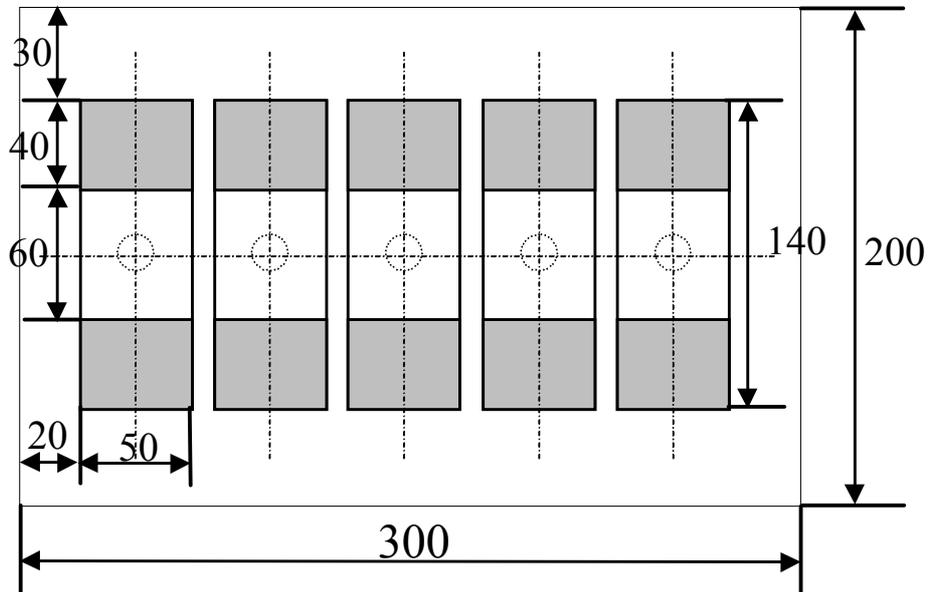


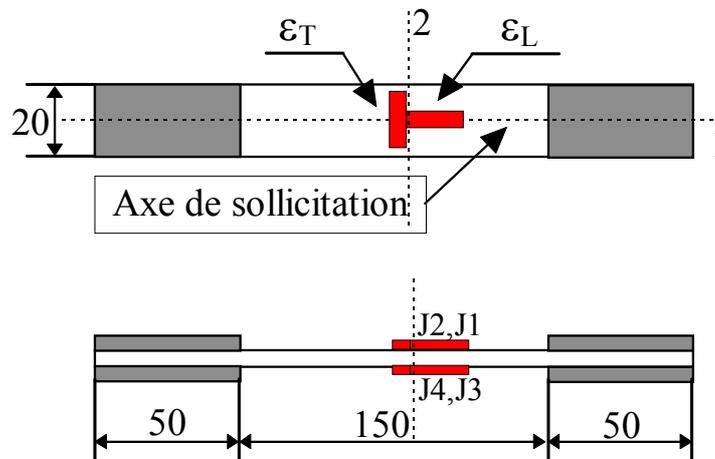
Figure E.7. Schéma des dimensions des échantillons de flambage localisé

ANNEXE 2 : Technique de collage des jauges à grandes déformations et contrôle de l'uniformité des déformations de l'éprouvette de traction.

Le collage des jauges ne pose pas de problèmes particuliers pour une utilisation classique c'est à dire pour des jauges dont la déformation ne dépasse pas 5 %. Dans notre cas, pour déterminer les valeurs d'endommagements proches de la rupture dans le cas de la traction d'un stratifié $[\pm 45]_{2s}$ les déformations à atteindre sont de l'ordre de 5 à 7 % pour le thermodurcissable et de l'ordre de 15 à 20 % pour le thermoplastique. Seule l'emploi de jauges dites à grandes déformations peut être utilisé.

1. Type de jauges

Schéma de positionnement



Les jauges grands allongements fournies par VISHAY MICROMESURES ont pour références EP-08-125BB-120.

Il est important de noter que la longueur de la grille de la jauge a une importance sur la détermination de l'endommagement. En effet, l'endommagement étant souvent local, la longueur de la grille de la jauge ne doit pas être trop importante afin de ne pas prendre en compte les effets de bords. La longueur de la grille des jauges utilisées est de 3.175 mm.

2. Préparation des éprouvettes

Afin de coller correctement les jauges au matériau, il est nécessaire de préparer l'éprouvette par polissage et dégraissage.

- Préparation de la surface de l'éprouvette
 - Ponçage au papier de verre jusqu'à obtention de la fibre à nu (finesse du grain ≥ 320).
 - Nettoyage au trichloréthane 1-1-1 avec ouate jusqu'à enlèvement de toute particule et obtention d'une ouate blanche et propre, et/ou, nettoyage au trichloréthane 1-1-1 par ultrasons pendant 20 min.
 - Repérage des axes principaux (1,2) sur l'éprouvette par traçage léger afin de préparer le positionnement des jauges.

Il est nécessaire de procéder à la vérification de la bonne orientation des jauges par rapport aux fibres du matériau composite. Ceci se fait grâce à un projecteur de profil. Nous avons toléré entre l'axe de la jauge et l'axe de l'éprouvette un angle maximal de 1° .

3. Collage des jauges

Deux types de colle (VISHAY MICROMESURES) sont utilisés : la AE 10 pour des allongements maxima de 10% et la AE 15 pour des allongements maxima de 15%. Le durcissement de la colle est réalisé par la mise en présence de deux produits, une résine (époxy) et un durcisseur. Le durcissement de la colle est obtenu par un chauffage à 60°C pendant 3 heures sous une pression de 0.2 MPa.

4. Symétrie des déformées

Pour obtenir des valeurs d'endommagement fiables, il est nécessaire de contrôler lors des essais l'évolution des déformées sur chaque face de l'éprouvette. Si la différence est trop importante (fixée supérieure à 2%), on effectue une correction sur les valeurs acquises. Proche de la rupture cette erreur peu devenir importante.

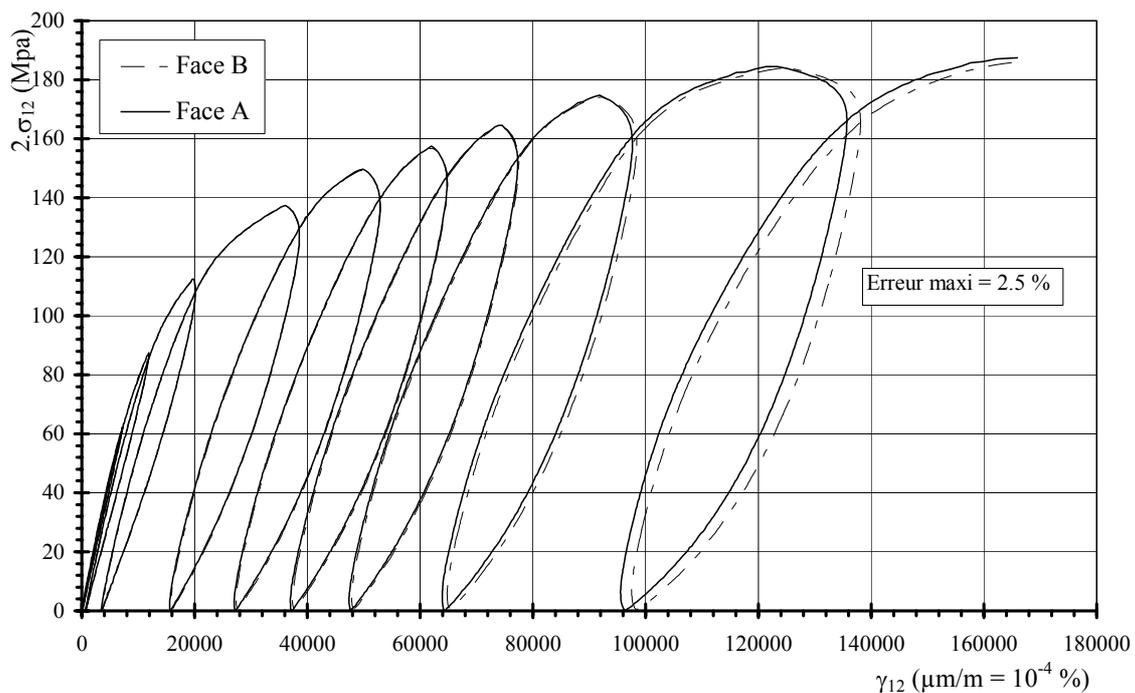


Figure E.8. Exemple de différence de déformation en cisaillement pour le T300/914 :
Pilote à effort imposé

Ainsi, on s'affranchit de plusieurs problèmes :

- mauvais alignement des mors de la machine de traction
- mauvais collage des talons des éprouvettes

ANNEXE 3 : EMISSION ACOUSTIQUE : Paramètres et réglages de la chaîne d'acquisition

1. Généralités

L'émission acoustique appelée EA désigne la création spontanée d'ondes élastiques transitoires résultant de micro-déplacements locaux internes dans une structure soumise à une contrainte d'origine mécanique, thermique ou chimique. Ses origines sont très variées: endommagement, rupture, déformation plastique, transformation de phases, oxydation...

Cette technique non destructive, est très employée pour le suivi d'essais sur matériaux composites car les phénomènes d'endommagement et/ ou de rupture de ce type de matériau sont très générateurs d'ondes acoustiques. Son intérêt réside dans le fait qu'à tout endommagement correspond une onde acoustique, mais aussi que cette technique restitue en temps réel l'évolution de l'endommagement des structures étudiées.

Dans la plupart des matériaux les signaux d'EA sont impulsionnels. Chaque impulsion appelée "salve" quand on parle des signaux émis et "événement" quand on parle de l'endommagement initiateur, possède une forme sinusoïdale amortie (figure E.9). Chaque salve contient les informations relatives à la nature de la source de l'émission. L'analyse de leurs paramètres devrait permettre en règle générale de déterminer la nature des dommages créés lors des sollicitations de la structure.

2. Instrumentation

L'acquisition et le traitement des signaux d'EA sont effectués à l'aide d'une chaîne d'émission acoustique du type LOCAN 320 à quatre voies constituée de quatre capteurs, quatre préamplificateurs, quatre filtres et d'une unité de traitement des signaux acoustiques.

L'onde acoustique émise par la libération d'énergie, est transformée en un signal électrique par un capteur piézo-électrique différentiel résonnant du type Nano 30 (Euro Physical Acoustic). Le signal à la sortie du capteur étant de faible amplitude (10 μ V à qq mV), de haute impédance, donc sensible aux parasites électromagnétiques, la liaison au préamplificateur sera courte (\cong 50cm), de façon à limiter la perturbation et l'atténuation du signal. Le préamplificateur permet d'amplifier le signal, de le filtrer en fréquence (filtrage passe bande ou passe haut), et de l'adapter en basse impédance (impédance de sortie=50 Ω). Les filtres interchangeable disponibles sont des filtres passe-bande 100 kHz-300 kHz et passe-haut 20 kHz. La plupart de nos essais ont été réalisés avec des filtres passe-haut. Le filtre passe bande est plutôt recommandé pour les études en fatigue (générateur de nombreux bruits parasites).

Le gain de chaque amplificateur est fixé à 40 dB. Le gain logarithmique logiciel est fixé selon le type d'essai et varie entre 15 et 20 dB.

Le collage des capteurs est réalisé à l'aide d'une patte silicone du type "Silastic". Une pression identique sur chaque capteur pendant le collage, permet de garder un film de colle régulier pour chaque type d'essai. Le capteur est donc maintenu sur l'éprouvette sans système mécanique lors des essais et le décollage du capteur reste tout de même facile.

3. Paramètres d'émission acoustique

Plusieurs types de paramètres permettent de définir la salve d'EA dont un exemple type est représenté figure E.9.

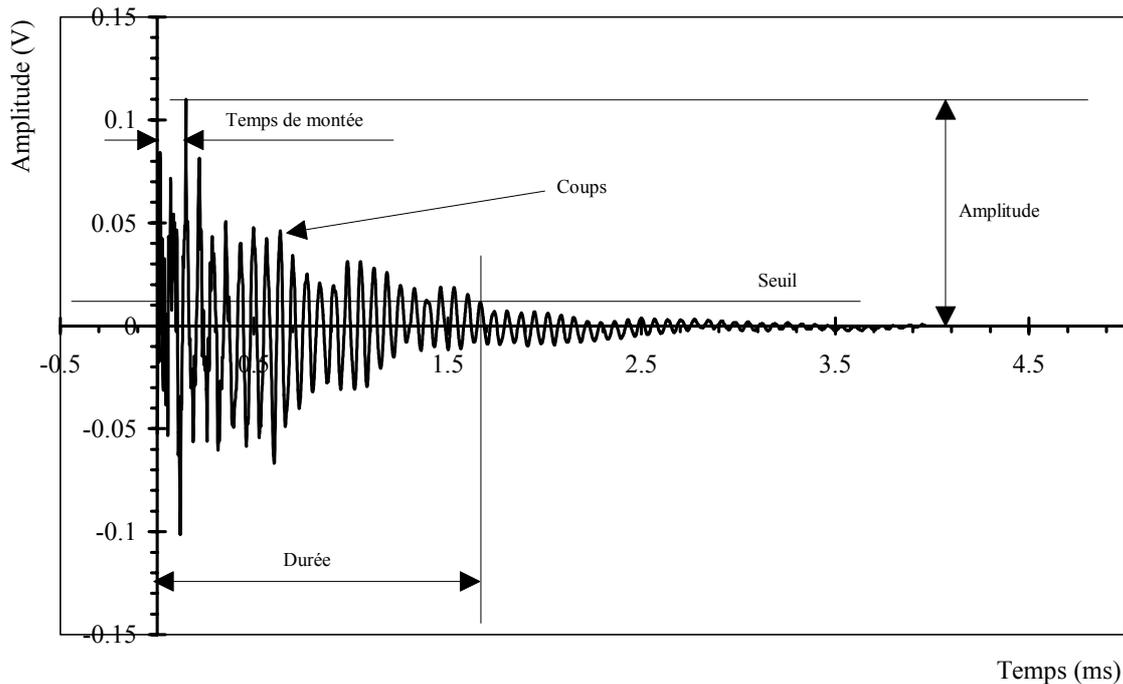


Figure E.9. Signal d'EA en sortie capteur (Cassé de mine)

- Le signal électrique transitoire de forme oscillatoire amortie est appelé **Salve**.
- L'apparition d'un micro-déplacement engendrant des ondes élastiques transitoires est appelée **Événement**. L'événement acoustique crée la salve acoustique.
- Chaque dépassement par le signal du seuil électrique fixé a priori est appelé "**coups**" (nombre).
- L'amplitude maximale de la salve est appelée "**amplitude**" (dB).
- "**Durée**" de la salve (μ s).
- "**Temps de montée**" à l'amplitude maximale de la salve (μ s).
- "**Coups au Pic Max.**" (nombre de coups jusqu'au pic d'amplitude maximale)
- L'**énergie** est la valeur mesurée à la sortie de l'amplificateur linéaire. Elle est proportionnelle à la surface définie par l'enveloppe du signal sinusoïdal redressé.
- La **fréquence moyenne** est le rapport entre le nombre de coups de la salve et sa durée.

Le traitement des données effectuées par le système LOCAN 320 considère un ensemble de salves sur lequel les paramètres cités précédemment sont tracés. Cet ensemble est appelé "Bin". Les graphiques sont représentés par moyenne ou par maximum ou par somme des données sur le "Bin". Dans le cas où la durée des essais est faible, le "Bin" représente un temps court et est donc assez représentatif de l'évolution temporelle des signaux. Cependant, pour des essais de durée importante (fatigue, cyclage statique...), ce "Bin" peut inclure des variations des données non visualisées. C'est pourquoi, afin de représenter au mieux et surtout sans perte de données les évolutions des différents paramètres, toutes les acquisitions sont traitées à l'aide d'un tableur à partir des fichiers de données acoustiques. Ces fichiers se présentent sous forme de colonnes.

4. Paramètres de réglage de la chaîne d'acquisition d'EA

Le réglage de ces paramètres est réalisé sur chaque type d'éprouvette utilisée dans les études expérimentales par la méthode du cassé de mine (ou source de HSU-NIELSEN figure E.10).

Réglage du gain

Le gain des pré-amplificateurs est fixe. Le réglage du gain logiciel est réalisé par le cassé de mine (figure E.10) selon la norme NF-A09-351. Le cassé de mine simulant une rupture de fibre et donc étant très énergétique, la chaîne d'acquisition ne doit pas saturer en amplitude (< 100 dB). Dans notre cas le gain est réglé de manière à obtenir une amplitude de 95 à 98 dB.

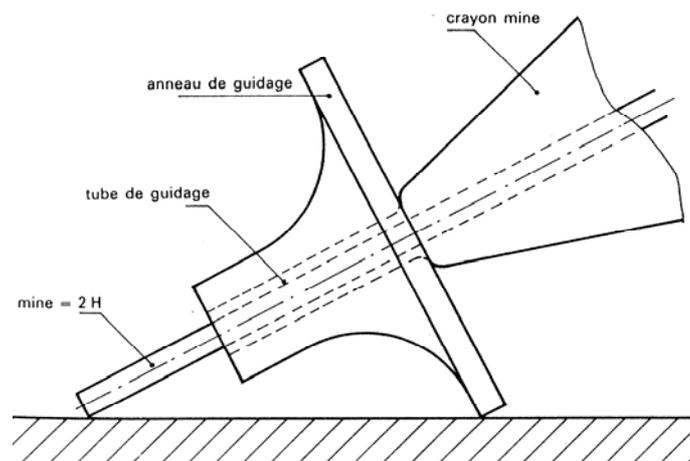


Figure E.10. Cassé de mine : source de HSU-NIELSEN

On peut aussi utiliser un capteur comme émetteur afin de simuler des sources d'émission acoustique.

Réglage du seuil de détection

La détermination du seuil de détection (en amplitude) est primordiale afin d'obtenir des informations judicieuses sur la nature et la croissance des endommagements. En effet, les nombreux signaux relevés, peuvent venir de phénomènes parasites dissociés de l'endommagement.

Le seuil de détection doit donc être fixé de manière à éliminer les bruits parasites sans pour autant être trop élevé. Un seuil trop bas crée une augmentation très importante du nombre d'acquisition de signaux et donc introduit une exploitation difficile des résultats. Un seuil trop élevé peut supprimer des signaux dus à un endommagement de la structure.

Le réglage du seuil est réalisé sur la machine d'essai, éprouvette positionnée pour l'essai. Dans une plage de sollicitations mécaniques où l'on est certain de n'obtenir aucun endommagement, on règle le seuil à une amplitude juste supérieure à celle des premiers bruits parasites (bruits hydrauliques, frottements, glissements dans les mors...).

Trois paramètres régissent l'acquisition des données acoustiques sur chacune des voies.

PDT : Peak Definition Time (Figure E.11)

Cette constante de temps permet de déterminer l'amplitude maximale d'une salve et d'éviter les fausses mesures faites sur les propagations rapides, de faibles amplitudes, qui ne sont pas représentatives de l'événement (figure E.11).

Le PDT est déclenché par tout dépassement du seuil apparaissant au cours de la valeur de temps choisie. Si le temps entre le premier dépassement du seuil et l'amplitude maximale de la salve est inférieure au PDT, la salve est rejetée.

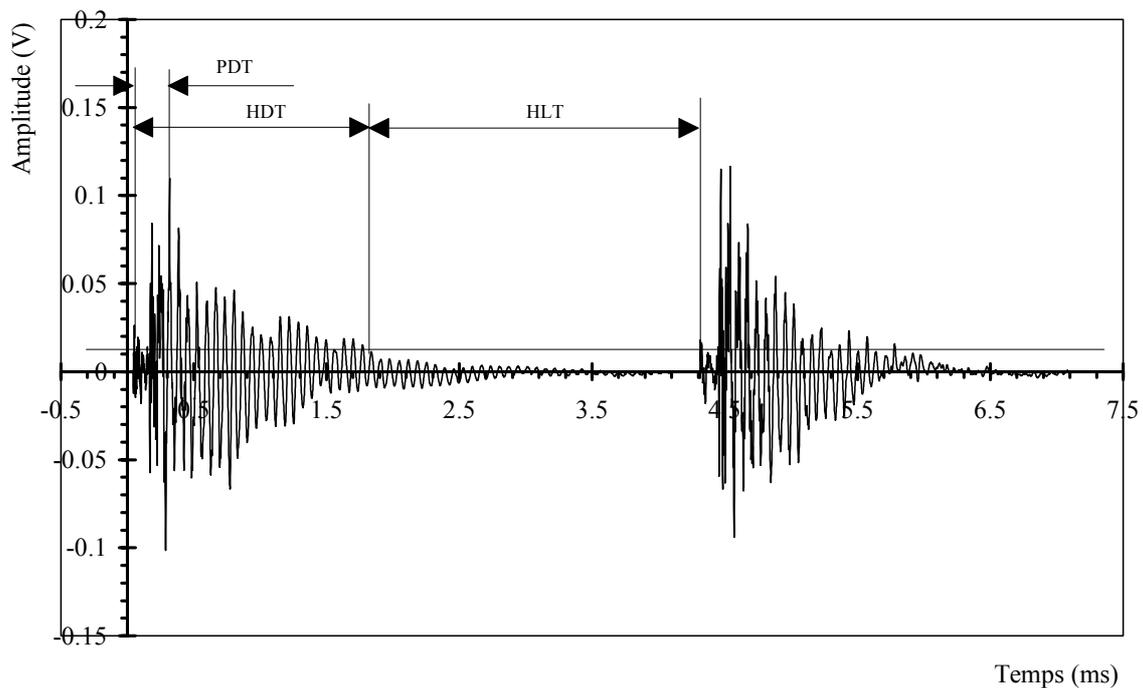


Figure E.11. Paramètres de réglage de l'acquisition acoustique

Le PDT déterminé est de l'ordre de $50\mu\text{s}$.

HDT : Hit Definition Time (Figure E.11)

Le HDT est une constante de temps qui permet à chaque voie d'acquisition de déterminer la fin d'une salve et donc d'arrêter les mesures faites sur celle-ci. C'est grâce à lui que l'on obtiendra une bonne identification ainsi qu'une bonne description des événements.

Le HDT est déclenché par tout dépassement de seuil du signal et redéclenchable par tout autre dépassement survenant avant son terme.

Le HDT est de l'ordre de $200\mu\text{s}$.

HLT : Hit Lockout Time (Figure E.11)

Le HLT est une constante de temps qui correspond à une plage d'inhibition de l'acquisition permettant d'éliminer les échos secondaires. Il est déclenché par la fin du HDT.

Le HLT est de l'ordre de $500\mu\text{s}$.

5. Recommandation pour l'acquisition en émission acoustique

Lors des essais, il existe en général d'autres sources d'EA étrangères aux phénomènes à observer. Il ne faut donc pas les enregistrer. Ces sources peuvent provenir :

- de la structure étudiée, mais dans le cas où l'endommagement ne provient pas de la zone à observer.
- des contacts mécaniques (fixations mécaniques, introduction d'efforts...).
- du bruit de fond (bruits hydrauliques, frottements, vibrations...).
- des champs magnétiques extérieurs.

Pour éviter d'enregistrer ces sources, plusieurs méthodes peuvent être utilisées :

- utilisation d'un ou de plusieurs capteurs de garde.
- utilisation de filtres spécifiques
- bon positionnement des capteurs
- utilisation du programme de localisation
- interposition de matériaux absorbants entre la zone à surveiller et les sources de pollution.

Pour ce dernier point, on recommande [Rouby] d'utiliser des talons en aluminium pour le serrage des éprouvettes entre les mors. En effet l'aluminium étant très peu générateur d'ondes d'EA, il isole l'éprouvette du reste de la machine de traction.

6. Localisation

Le type de chaîne d'acquisition utilisée permet de localiser les sources d'événements. Pour cela il faut disposer de deux capteurs au moins. La localisation se fait alors par la connaissance du temps d'arrivée de chaque salve, de la vitesse de propagation des ondes dans le matériau et de la position géométrique des capteurs d'EA. La localisation peut être linéaire (deux capteurs) ou surfacique (3, 4, n capteurs).

Dans notre cas l'utilisation de plusieurs capteurs n'a pas été réalisée pour localiser les événements mais pour éliminer les bruits parasites d'origine mécanique (glissements entre les mors de la machine de traction, bruits hydrauliques...). En effet, une discrimination spatiale permet d'éliminer les bruits émis en dehors de la zone formée par les capteurs. Les conditions pour que cette technique soit applicable sont :

- connaître la zone d'emplacement critique où va se produire la fissuration,
- les sources de bruits parasites ne doivent pas se situer dans la zone à surveiller.

Pour les essais de détermination de l'endommagement (Partie B) deux capteurs ont été utilisés. Dans le cas du flambage local, quatre capteurs entourant le macro-défaut ont été utilisés.

7. Normes

Enfin, il faut savoir qu'il existe des normes sur l'émission acoustique. On cite ici les normes françaises les plus importantes.

Le vocabulaire d'émission acoustique est régi par la norme : NF A-09-350

Le couplage des capteurs piézo-électriques par la norme : NF A-09-355

Les désignations du matériel employé par les normes : NF A-09-354 et NF A-09-353

L'examen de pièces et structures en matériaux composites par la norme : NF A-09-360

La technique de localisation par EA par la norme : NF A-09-351

ANNEXE 4 : Propriétés mécaniques des composites étudiés

Les modules, les déformations à ruptures et les contraintes à ruptures sont donnés pour chaque matériau et pour chaque stratification étudiée.

Toutes les propriétés déterminées dans la partie B sont supérieures aux spécifications de la norme ASN-A4101 concernant la réception des nappes.

Stratification $[0]_8$

T300/914

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	E_{11} (MPa)	σ_{11}^R (MPa)	ϵ_{11}^R (%)
1	1.00	19.980	138461.000	1550.400	1.084
2	1.02	20.000	141673.000	1604.200	1.135
3	1.00	19.960	139628.000	1516.700	1.046
4	1.02	19.980	142882.000	1580.300	1.110
5	1.02	20.020	138143.000	1530.200	1.063
Moyenne	1.01	19.988	140157.400	1556.360	1.088
Ecart type	0.0098	0.020	1840.453	32.108	0.032
Ecart type/moyenne (%)	0.9682	0.102	1.313	2.063	2.936

AS4/PEEK

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	E_{11} (MPa)	σ_{11}^R (MPa)	ϵ_{11}^R (%)
1	1.08	19.980	144265.000	1573.200	1.002
2	1.02	20.020	141398.000	1630.600	1.126
3	1.06	19.960	143606.000	1596.500	1.010
4	1.04	20.000	142068.000	1583.200	1.114
5	1.04	20.020	145982.000	1625.200	1.110
Moyenne	1.05	19.996	143463.800	1601.740	1.072
Ecart type	0.0204	0.023	1625.993	22.667	0.055
Ecart type/moyenne (%)	1.9462	0.117	1.133	1.415	5.090

Stratification $[90]_{16}$

T300/914

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	E_{22}^0 (MPa)	σ_{22}^R (MPa)	ϵ_{22}^R (%)
1	1.90	20.020	8202.300	32.300	0.039
2	1.92	20.000	8442.600	36.100	0.043
3	1.92	20.000	8591.000	38.060	0.045
4	1.94	20.000	8323.000	34.800	0.042
5	1.92	19.980	8400.000	35.300	0.044
Moyenne	1.92	20.000	8391.780	35.312	0.043
Ecart type	0.0139	0.013	128.819	1.871	0.002
Ecart type/moyenne (%)	0.7268	0.063	1.535	5.299	4.666

AS4/PEEK

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	E_{22}^0 (MPa)	σ_{22}^R (MPa)	ε_{22}^R (%)
1	2.06	20.040	9207.100	85.200	1.037
2	2.10	20.020	9403.300	78.000	0.962
3	2.08	20.000	9336.000	82.300	1.012
4	2.10	20.000	9521.200	80.800	1.000
5	2.10	20.000	9620.200	77.600	0.973
Moyenne	2.09	20.012	9417.560	80.780	0.997
Ecart type	0.0174	0.016	143.494	2.817	0.027
Ecart type/moyenne (%)	0.8345	0.080	1.524	3.488	2.702

Stratification [± 45]_{2S}

T300/914

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	G_{12}^0 (MPa)	σ_{12}^R (MPa)	ε_{12}^R (%)	σ_{12}^R Lag. (MPa)
1	0.98	19.980	4904.000	95.680	7.146	89.298
2	1.02	20.020	4723.000	96.480	7.565	89.694
3	1.00	19.960	4892.000	93.540	8.115	86.519
4	1.00	19.980	4760.000	96.480	7.661	89.615
5	1.02	20.000	4803.000	94.200	7.200	87.873
Moyenne	1.00	19.988	4816.400	95.276	7.537	88.600
Ecart type	0.0150	0.020	71.377	1.203	0.351	1.231
Ecart type/moy. (%)	1.4907	0.102	1.482	1.262	4.658	1.389

AS4/PEEK

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	G_{12}^0 (MPa)	σ_{12}^R (MPa)	ε_{12}^R (%)	σ_{12}^R Lag. (MPa)
1	1.10	20.000	5768.000	181.100	22.600	147.716
2	1.08	20.020	5820.000	164.300	19.200	137.836
3	1.06	19.960	5740.000	152.500	17.600	129.677
4	1.10	20.000	5802.000	155.100	18.000	131.441
5	1.12	20.000	5842.000	170.000	20.100	141.549
Moyenne	1.092	19.996	5794.400	164.600	19.500	137.644
Ecart type	0.0204	0.020	36.429	10.375	1.784	6.613
Ecart type/moy. (%)	1.8678	0.098	0.629	6.303	9.151	4.805

On remarque une différence importante des valeurs à rupture entre la contrainte de Cauchy et de Lagrange (de l'ordre de 9 % pour le T300/914 et 25 % pour l'AS4/PEEK). Cette différence est plus marquée pour l'AS4/PEEK à cause des grandes déformations à rupture.

Stratification [45]₈

Les valeurs des déformations et des contraintes de chaque essai sont celles calculées pour l'effort à rupture.

T300/914

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	G_{12}^0 (MPa)	E_{22}^0 (MPa)	σ_{12} (MPa)	ϵ_{12} (%)	σ_{22} (MPa)	ϵ_{22} (%)	F rupture (N)
1	1.020	20.000	5001.200	8202.000	25.000	0.520	25.000	0.310	1005.000
2	1.000	20.020	4902.300	8323.100	31.200	0.610	31.200	0.350	1248.000
3	1.000	20.000	5035.100	8502.700	34.500	0.702	34.500	0.372	1380.000
4	1.000	20.040	5123.200	8435.300	30.200	0.550	30.200	0.330	1208.000
5	0.980	20.020	4963.300	8709.400	37.300	0.720	37.300	0.460	1492.000
Moyenne	1.000	20.016	5005.020	8434.500	31.640	0.620	31.640	0.364	1266.600
Ecart type	0.012	0.014	67.303	156.359	3.799	0.073	3.799	0.048	150.488
Ecart type/moy. (%)	1.155	0.068	1.345	1.854	12.005	11.720	12.005	13.040	11.881

AS4/PEEK

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	G_{12}^0 (MPa)	E_{22}^0 (MPa)	σ_{12} (MPa)	ϵ_{12} (%)	σ_{22} (MPa)	ϵ_{22} (%)	F rupture (N)
1	1.040	20.000	5670.440	9200.950	57.350	1.713	57.350	0.770	2408.7
2	1.040	20.020	6073.800	9740.200	59.630	1.860	59.630	0.803	2504.46
3	1.060	19.960	6250.060	9528.010	67.290	3.291	67.290	1.452	2826.18
4	1.020	19.980	5898.900	9569.370	64.860	2.477	64.860	1.058	2724.12
5	1.020	20.000	5928.500	9303.300	60.200	2.100	60.200	0.936	2528.4
Moyenne	1.036	19.992	5964.340	9468.366	61.866	2.288	61.866	1.004	2598.372
Ecart type	0.014	0.019	175.861	176.263	3.330	0.515	3.330	0.225	139.881
Ecart type/moy. (%)	1.319	0.093	2.949	1.862	5.383	22.508	5.383	22.405	5.383

Stratification [± 67.5]_{2S}

T300/914

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	G_{12}^0 (MPa)	E_{22}^0 (MPa)	σ_{12} (MPa)	ϵ_{12} (%)	σ_{22} (MPa)	ϵ_{22} (%)	F rupture (N)
1	1.020	19.980	4402.930	8271.880	32.560	0.946	61.046	0.958	1548.3
2	1.000	20.000	4390.630	8257.700	31.910	0.903	59.820	0.913	1496.4
3	1.000	20.000	4426.560	8328.500	31.360	0.911	58.330	0.953	1440.3
4	1.000	20.020	4456.310	8489.700	30.570	0.880	58.600	0.898	1367.3
5	1.020	20.020	4410.630	8302.200	30.870	0.923	62.010	0.936	1451.6
Moyenne	1.008	20.004	4417.412	8329.996	31.454	0.913	59.961	0.932	1460.780
Ecart type	0.009	0.014	20.695	76.250	0.654	0.020	1.285	0.021	55.031
Ecart type/moy. (%)	0.887	0.068	0.468	0.915	2.078	2.201	2.143	2.251	3.767

AS4/PEEK

N° ep	Epaisseur (mm)	Largeur (mm)	G_{12}^0 (MPa)	E_{22}^0 (MPa)	σ_{12} (MPa)	γ_{12} (%)	σ_{22} (MPa)	ϵ_{22} (%)	F rupture (N)
1	1.020	19.980	5300.300	9510.200	39.470	0.571	74.200	0.833	1780.600
2	1.020	20.020	5416.900	9895.000	36.800	0.846	75.900	0.810	1715.400
3	1.040	20.020	5425.000	10250.300	37.000	0.687	72.300	0.793	1612.300
4	1.040	20.020	5644.270	10951.200	34.890	0.652	77.300	0.886	1792.000
5	1.040	20.020	5602.300	9782.400	38.200	0.792	80.200	0.920	1886.200
Moyenne	1.032	20.000	5477.754	10077.820	37.272	0.710	75.980	0.848	1757.300
Ecart type	0.009	0.015	116.344	453.768	1.394	0.090	2.459	0.043	82.808
Ecart type/moy. (%)	0.867	0.076	2.124	4.503	3.741	12.683	3.236	5.120	4.712

ANNEXE 5 : Expressions des contraintes et des déformations dans les plis.

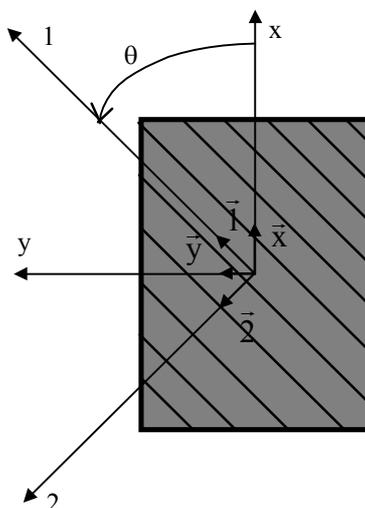
1. Relations de changement de repère dans la couche élémentaire du composite

Figure E.12. Repère local et structural du pli élémentaire

$$\begin{cases} \bar{x} = \cos\theta \cdot \bar{1} - \sin\theta \cdot \bar{2} \\ \bar{y} = \sin\theta \cdot \bar{1} + \cos\theta \cdot \bar{2} \end{cases}$$

Le vecteur \vec{V} dans le repère (x,y) s'exprime par :

$$\{\mathbf{V}\}_{(x,y)} = \begin{Bmatrix} V_x \\ V_y \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C & -S \\ S & C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_1 \\ V_2 \end{Bmatrix} = [\mathbf{T}]^T \begin{Bmatrix} V_1 \\ V_2 \end{Bmatrix} \quad (\text{A5.1})$$

Le vecteur \vec{V} dans le repère (1,2) s'exprime par :

$$\{\mathbf{V}\}_{(1,2)} = \begin{Bmatrix} V_1 \\ V_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C & S \\ -S & C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_x \\ V_y \end{Bmatrix} = [\mathbf{T}] \begin{Bmatrix} V_x \\ V_y \end{Bmatrix} \quad (\text{A5.2})$$

La matrice des contraintes dans le repère (1,2) est donnée par :

$$[\sigma_{ij}]_{(1,2)} = [\mathbf{T}] [\sigma_{ij}]_{(x,y)} [\mathbf{T}]^T \quad (\text{A5.3})$$

Exprimons les contraintes et les déformations sous forme vectorielle :

Les contraintes et déformations dans le repère (x,y) s'expriment sous la forme suivante :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C^2 & S^2 & -2CS \\ S^2 & C^2 & 2CS \\ CS & -CS & (C^2 - S^2) \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = [\mathbf{T}_1]^T \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{A5.4})$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ 2\varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C^2 & S^2 & -CS \\ S^2 & C^2 & CS \\ 2CS & -2CS & (C^2 - S^2) \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = [T_2]^T \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (A5.5)$$

Les contraintes et déformations dans le repère (1,2) s'expriment sous la forme suivante :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C^2 & S^2 & 2CS \\ S^2 & C^2 & -2CS \\ -CS & CS & (C^2 - S^2) \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = [T_2] \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (A5.6)$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C^2 & S^2 & CS \\ S^2 & C^2 & -CS \\ -2CS & 2CS & (C^2 - S^2) \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ 2\varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} = [T_1] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ 2\varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} \quad (A5.7)$$

Le comportement du pli élémentaire dans le repère (1,2) est donné par l'expression :

$$\{\sigma_{ij}\}_{(1,2)} = [H]\{\varepsilon_{ij}\}_{(1,2)} \quad (A5.8)$$

L'expression des contraintes en fonction des déformations dans le repère (x,y) est alors :

$$\{\sigma_{ij}\}_{(x,y)} = [T_1]^T [H] [T_1] \{\varepsilon_{ij}\}_{(x,y)} \quad (A5.9)$$

Remarque : le repère (x,y) est ici identique au repère (L,T) défini par l'orientation des jauges sens long et sens travers.

2. Expressions des contraintes et des déformations dans les plis (stratifiés $\pm\theta$)

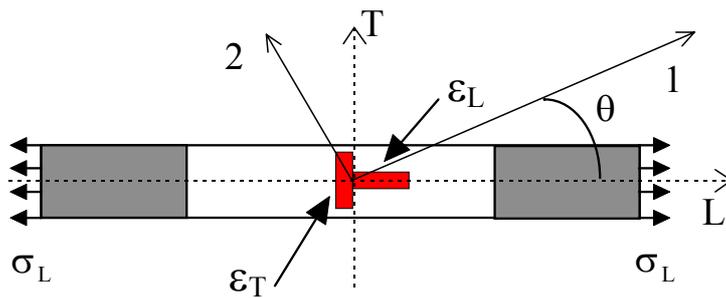


Figure E.13. Repère jauge (L,T) et repère local du pli (1,2)

D'après la relation A5.7, on obtient pour les déformations de la couche élémentaire :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = [T_1]^* \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ 2\varepsilon_{LT} \end{Bmatrix}$$

Cherchons maintenant à exprimer les contraintes dans le repère d'orthotropie en fonction de la contrainte mesurée.

La loi de comportement en membrane du pli élémentaire s'écrit :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = [H] * \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix}$$

Les contraintes dans les plis sont exprimées dans le repère de l'éprouvette de la manière suivante :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \sigma_{LT} \end{Bmatrix} = [T_1]^T * \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix}$$

La contrainte moyenne de traction est : $\sigma_L = \frac{1}{2}(\sigma_L^{+\theta^\circ} + \sigma_L^{-\theta^\circ})$ (A5.10)

Elle s'écrit donc :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_L \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \left([T_1]^{T+\theta^\circ} [H] [T_1]^{+\theta^\circ} + [T_1]^{T-\theta^\circ} [H] [T_1]^{-\theta^\circ} \right) \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ 2\varepsilon_{LT} \end{Bmatrix} \quad (A5.11)$$

C'est à dire :
$$\begin{Bmatrix} \sigma_L \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = [A_1] * \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ 2\varepsilon_{LT} \end{Bmatrix} \quad (A5.12)$$

La relation inverse donne les déformations en fonction de la contrainte appliquée.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ 2\varepsilon_{LT} \end{Bmatrix} = [A_1]^{-1} * \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{33} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (A5.13)$$

$$\begin{cases} \varepsilon_L = A_{11} \cdot \sigma_L \\ \varepsilon_T = A_{12} \cdot \sigma_L \\ 2\varepsilon_{LT} = 0 \end{cases}$$

L'introduction de (A5.13) et (A5.7) dans (A5.8) permet de connaître les contraintes dans les plis d'orientation θ en fonction de la contrainte appliquée à l'éprouvette.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = [H] \cdot [T_1] \cdot [A_1]^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{A5.14})$$

Pour la stratification $[\pm 67.5]_{2S}$ on obtient :

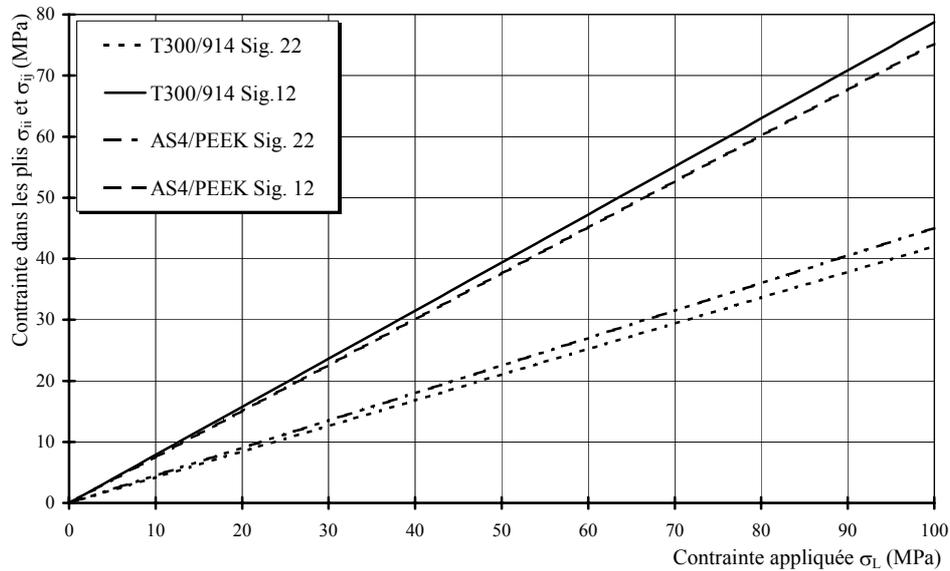


Figure E.14. Evolution de la contrainte σ_{22} et σ_{12} en fonction de la contrainte appliquée σ_L pour le T300/914 et l'AS4/PEEK à $[\pm 67.5]_{2S}$.

Les déformations sont données par la relation (A5.7) :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C^2 & S^2 & CS \\ S^2 & C^2 & -CS \\ -2CS & 2CS & (C^2 - S^2) \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Un programme en langage C nous permet de connaître les coefficients multiplicatifs entre la contrainte (les déformations des jauges) appliquée à l'éprouvette et les contraintes (les déformations) dans les plis d'orientation θ .

ANNEXE 6 : Relations entre les contraintes (déformations) de Cauchy et les contraintes (déformations) de Lagrange

On propose ici de décrire simplement le passage du tenseur de contraintes (respectivement tenseur des déformations) de Cauchy (description Eulerienne) au tenseur de contraintes (respectivement des déformations) de Lagrange (description Lagrangienne).

1. Description du mouvement

Le mouvement d'un solide entre un instant t_0 et un instant t peut être décrit par la fonction :

$$\bar{x} = \bar{x}(\bar{X}, t), \quad x_i = x_i(X_j, t)$$

donnant la position x à l'instant t de la particule qui avant déformation occupait la position X . Pour un instant t fixé, cette fonction définit la déformation du solide entre sa configuration de référence C_0 (initiale) et sa configuration actuelle $C(t)$ (figure E.15).

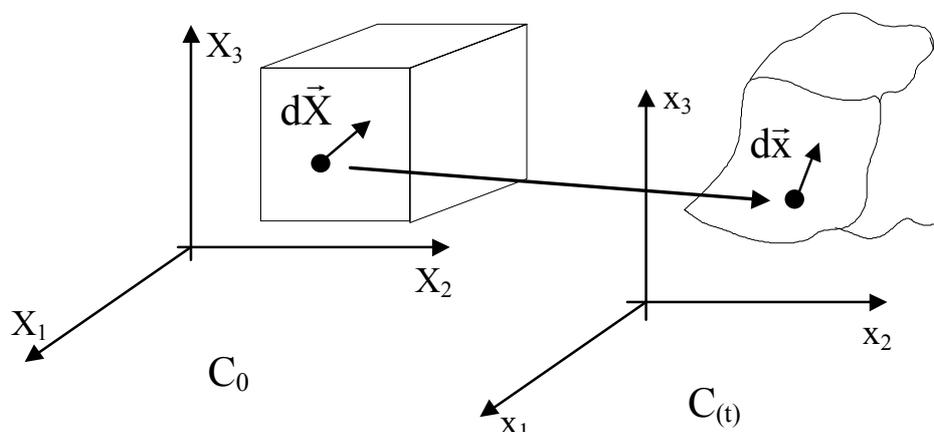


Figure E.15. Configuration initiale et instantanée d'un solide déformé

La configuration du mouvement est dite :

- Lagrangienne si elle est exprimée par rapport à la configuration initiale C_0 ;
- Eulérienne si elle est exprimée par rapport à la configuration actuelle $C(t)$.

Soit le vecteur déplacement $\bar{u}(X, t)$, on peut écrire : $\bar{x}(X, t) = \bar{X} + \bar{u}(X, t)$

En petites déformations, on peut identifier la configuration de référence et la configuration actuelle. En grandes déformations, ce n'est pas le cas.

La fonction $x(X, t)$ définit le mouvement global du solide. Localement, (pour décrire ce qui se passe au voisinage d'un point X) on introduit le tenseur gradient F :

$$d\bar{x} = F(X, t) \cdot d\bar{X}, \quad F_{ij} = \frac{\partial x_i}{\partial X_j} \quad (A6.1)$$

On peut également obtenir les lois de transformation de l'élément de surface puis de l'élément de volume (figure E.16) par :

$$\begin{cases} \bar{N}dS_0 \rightarrow \bar{n}dS = \det(F) \cdot ([F^{-1}]^T) \bar{N}dS_0 \\ dV_0 \rightarrow dV = \det(F)dV_0 \end{cases} \quad (A6.2)$$

Ce tenseur gradient ou "application linéaire tangente" permet de passer de C_0 à $C(t)$.

Si l'on introduit le vecteur déplacement, le tenseur gradient s'écrit :

$$F(\mathbf{X}, t) = 1 + H(\mathbf{X}, t), \quad H_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial X_j} \quad (\text{A6.3})$$

Où 1 désigne le tenseur unité.

Le tenseur F en coordonnées cartésiennes est :

$$[F] = \begin{bmatrix} 1 + \frac{\partial u}{\partial X} & \frac{\partial u}{\partial Y} & \frac{\partial u}{\partial Z} \\ \frac{\partial v}{\partial X} & 1 + \frac{\partial v}{\partial Y} & \frac{\partial v}{\partial Z} \\ \frac{\partial w}{\partial X} & \frac{\partial w}{\partial Y} & 1 + \frac{\partial w}{\partial Z} \end{bmatrix} \quad (\text{A6.4})$$

2. Tenseur des déformations de Green-Lagrange

Le tenseur gradient décrit le mouvement local du solide. Pour définir son changement de forme il faut comme en petites déformations, prendre en compte ses variations de longueurs et ses variations d'angles, c'est à dire en variation de produits scalaires.

En partant de deux vecteurs matériels $d\vec{X}$ et $d\vec{Y}$ qui, après déformation, deviennent $d\vec{x}$ et $d\vec{y}$, on peut écrire :

$$d\vec{x} \cdot d\vec{y} = dx_i dy_i = F_{ij} F_{ik} dX_j dY_k = d\vec{X} \cdot C d\vec{Y}$$

Où $C = F^T F$ est le tenseur de Cauchy-Green droit.

On préfère souvent définir le tenseur des déformations de Green-Lagrange E de la manière suivante :

$$d\vec{x} \cdot d\vec{y} - d\vec{X} \cdot d\vec{Y} = 2d\vec{X} \cdot E d\vec{Y}$$

Où E s'écrit :

$$E = \frac{1}{2} (F^T F - 1) \quad (\text{A6.5})$$

où encore :

$$[E_{ij}] = \begin{cases} E_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] \\ E_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right] \\ E_{zz} = \frac{\partial w}{\partial z} + \frac{1}{2} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right] \\ E_{xy} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \cdot \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \cdot \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial x} \cdot \frac{\partial w}{\partial y} \right] \\ E_{yz} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial y} \cdot \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial y} \cdot \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \cdot \frac{\partial w}{\partial z} \right] \\ E_{zx} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial x} \cdot \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial x} \cdot \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \cdot \frac{\partial w}{\partial z} \right] \end{cases} \quad (\text{A6.6})$$

3. Tenseur des contraintes de Piola-Lagrange

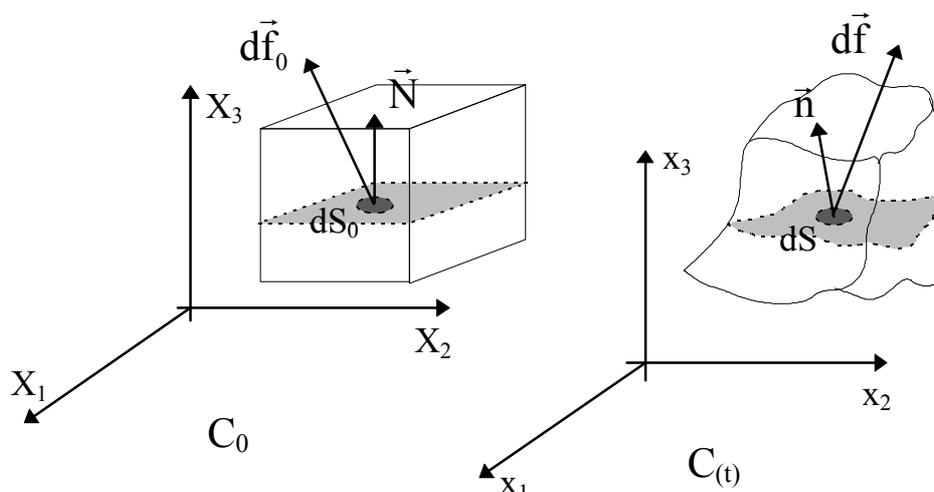


Figure E.16. Configuration initiale et instantanée d'un solide contraint

Comme en petites déformations, on définit dans la configuration actuelle le vecteur contrainte par $\vec{T} = \frac{d\vec{f}}{dS}$ (figure E.16) qui caractérise les efforts intérieurs de cohésion exercés sur une partie du solide à travers un élément de surface dS de normale extérieure \vec{n} . Ce vecteur contrainte dépend linéairement du vecteur normal \vec{n} . On peut écrire alors :

$$d\vec{f} = T \cdot \vec{n} dS \quad df_i = T_{ij} n_j dS \quad (\text{A6.7})$$

Où T est le tenseur de contraintes de Cauchy dans la description Eulérienne du problème.

Si l'on choisit de caractériser l'élément de surface dans C_0 plutôt que dans $C(t)$ on obtient :

$$d\vec{f}_0 = P \cdot \vec{N} dS_0 \quad df_i = P_{ij} N_j dS_0 \quad (\text{A6.8})$$

Cette formulation définit le 1^{er} tenseur de Piola-Kirchhoff qui est une application de C_0 dans $C(t)$.

Afin d'obtenir un tenseur complètement Lagrangien et symétrique, on peut transporter $d\vec{f}$ dans C_0 en écrivant :

$$d\vec{f}_0 = F^{-1} d\vec{f} = S \cdot \vec{N} dS_0 \quad (\text{A6.9})$$

Où le tenseur S est le second tenseur de Piola-Kirchhoff ou tenseur de Piola-Lagrange.

En introduisant les équations A6.2, on obtient alors les formules permettant de relier les tenseurs T , P et S de la manière suivante :

$$\boxed{\begin{cases} P = \det(F) \cdot [T \cdot [F^{-1}]^T] \\ S = \det(F) \cdot [F^{-1} \cdot T \cdot [F^{-1}]^T] \end{cases}} \quad (\text{A6.10})$$

Ce tenseur étant complexe dans son écriture pour un cas général, on donne par la suite un exemple du calcul du second tenseur de Piola-Kirchhoff dans le cas d'une traction simple.

Remarque : Dans le cas d'un matériau incompressible (conservation de la masse volumique au cours du mouvement), $\det(F)=1$

4. Exemple sur le cas d'une éprouvette soumise à une traction uniaxiale.

Dans le cas de la traction simple, l'éprouvette n'est soumise qu'à une contrainte dirigée dans le sens de l'effort F de traction. Le tenseur de Cauchy se résume à une valeur σ . Les déformations sont :

- une déformation sens long ε_L ;
- une déformation sens travers ε_T .

La déformation dans l'épaisseur est négligeable.

La section initiale est notée S_0 et la section courante S .

On se propose d'écrire dans ce cas simple, le tenseur de déformations de Green-Lagrange et le second tenseur de Piola-Kirchhoff.

Le tenseur Gradient de transformation s'écrit alors :

$$[F] = \begin{bmatrix} 1 + \varepsilon_L & 0 \\ 0 & 1 + \varepsilon_T \end{bmatrix}$$

Où l'hypothèse d'incompressibilité implique que $\det(F) = 1 = (1 + \varepsilon_L) \cdot (1 + \varepsilon_T)$

$$[F]^{-1} = \frac{\begin{bmatrix} 1 + \varepsilon_T & 0 \\ 0 & 1 + \varepsilon_L \end{bmatrix}}{(1 + \varepsilon_L)(1 + \varepsilon_T)} = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1 + \varepsilon_L)} & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1 + \varepsilon_T)} \end{bmatrix}$$

Le tenseur de Green-Lagrange devient :

$$[E] = \frac{1}{2}(F \cdot F^T - 1) = \begin{bmatrix} \varepsilon_L + \frac{1}{2}\varepsilon_L^2 & 0 \\ 0 & \varepsilon_T + \frac{1}{2}\varepsilon_T^2 \end{bmatrix}$$

Le Second tenseur de Piola-Kirchhoff s'écrit :

$$[S] = \det(F) \left(F^{-1} \cdot T \cdot [F^{-1}]^T \right) = (1 + \varepsilon_L)(1 + \varepsilon_T) \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{1 + \varepsilon_L} & 0 \\ 0 & \frac{1}{1 + \varepsilon_T} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{1 + \varepsilon_L} & 0 \\ 0 & \frac{1}{1 + \varepsilon_T} \end{bmatrix}$$

Alors :

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{\sigma(1 + \varepsilon_T)}{(1 + \varepsilon_L)} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Pour une description Eulérienne, la contrainte de Cauchy s s'exprime en fonction de l'effort F et de la section S à l'instant t :

$$\sigma = \frac{F}{S}$$

Exprimons la contrainte de Piola-Kirchhoff S_{11} en fonction de l'effort F et de la section initiale S_0 .

$$S_{11} = \frac{F}{S} \cdot \frac{(1 + \varepsilon_T)}{(1 + \varepsilon_L)} = \frac{F}{S_0} \cdot \frac{(1 + \varepsilon_T)}{(1 + \varepsilon_L) \cdot (1 + \varepsilon_T)}$$

Où on suppose que la section S n'est fonction que de la diminution de la largeur de l'éprouvette.

Alors, l'expression de S_{11} est :

$$\boxed{S_{11} = \frac{F}{S_0} \cdot \frac{1}{(1 + \varepsilon_L)}} \quad (\text{A.6.11})$$

Remarque : si l'on applique dans le développement l'hypothèse d'incompressibilité, on aboutit au même résultat.

ANNEXE 7 : Détermination de la variation angulaire des plis unidirectionnels d'un stratifié $[\pm\theta]_{2s}$.

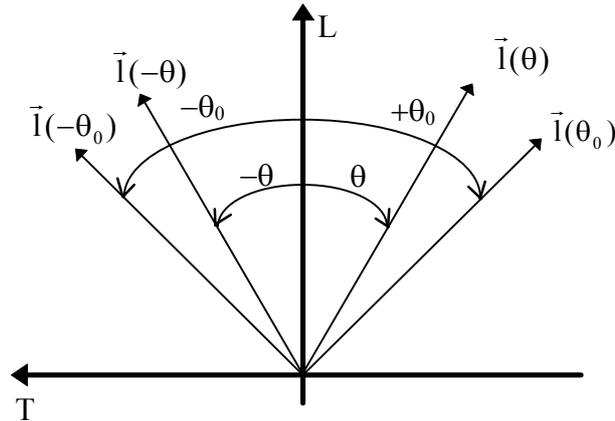


Figure E.17. Angle initial et angle instantané entre les fibres

L'angle des plis avant sollicitation est noté θ_0 et θ au cours de la sollicitation (figure E.17).

$\bar{I}(\theta_0)$ est le vecteur unitaire dans la direction des fibres à l'état initial et $\bar{I}(\theta_0) \cdot \bar{I}(-\theta_0) = \cos(2\theta_0)$.

$\bar{I}(\theta)$ est le vecteur unitaire dans la direction des fibres en cours d'essai et $\bar{I}(\theta) \cdot \bar{I}(-\theta) = \cos(2\theta)$.

On cherche à exprimer l'angle θ en fonction de θ_0 et de l'état de déformation suivant L et T respectivement la direction sens long et sens travers de l'éprouvette.

Soit $[F]$ le gradient de transformation déterminé en annexe 6. Le passage de la direction $l(\theta_0)$ à $l(\theta)$ s'écrit de la manière suivante :

$$\begin{cases} \bar{I}(+\theta) = [F] \cdot \bar{I}(+\theta_0) \\ \bar{I}(-\theta) = [F] \cdot \bar{I}(-\theta_0) \end{cases} \quad (\text{A.7.1})$$

L'angle entre les directions $l(\theta)$ et $l(-\theta)$ est donné par :

$$\bar{I}^\theta \cdot \bar{I}^{-\theta} = ([F] \bar{I}^{\theta_0} \cdot [F] \bar{I}^{-\theta_0}) = \bar{I}^{\theta_0} \cdot ([F]^T [F]) \bar{I}^{-\theta_0}$$

Avec $[F]^T [F] = [1] + 2[E]$ où $[E]$ est le tenseur de Green-Lagrange.

$$\text{Alors } \bar{I}^\theta \cdot \bar{I}^{-\theta} = \bar{I}^{\theta_0} \cdot ([1] + 2[E]) \bar{I}^{-\theta_0} = \bar{I}^{\theta_0} \cdot \bar{I}^{-\theta_0} + 2 \cdot \bar{I}^{\theta_0} \cdot [E] \bar{I}^{-\theta_0}$$

On obtient donc :

$$\bar{I}^\theta \cdot \bar{I}^{-\theta} = \cos(2\theta_0) + \bar{I}^{\theta_0} \cdot ([F]^T [F] - [1]) \bar{I}^{-\theta_0} \quad (\text{A.7.2})$$

Avec :

$$\begin{cases} \vec{I}^{\theta_0} = \begin{cases} \cos(\theta_0) \\ -\sin(\theta_0) \\ 0 \end{cases} \\ \vec{I}^{-\theta_0} = \begin{cases} \cos(\theta_0) \\ \sin(\theta_0) \\ 0 \end{cases} \end{cases}$$

Si l'on suppose que la déformation dans le sens des fibres est très faible (ce qui est le cas pour un essai en cisaillement par exemple) par rapport aux autres déformations :

$$\vec{I}^{\theta_0} \cdot \vec{I}^{-\theta_0} = I^2 \cos(2\theta) = (1 + \varepsilon_{11})^2 = 1 \cdot \cos(2\theta)$$

L'équation (A.7.2) devient :

$$\boxed{\cos(2\theta) = \cos(2\theta_0) + 2\left[(\varepsilon_L + 0.5\varepsilon_L^2)\cos^2(\theta_0) - (\varepsilon_T + 0.5\varepsilon_T^2)\sin^2(\theta_0)\right]} \quad (\text{A.7.3})$$

Dans le cas particulier de l'essai sur la stratification $[\pm 45]_{2S}$, où $\theta_0 = 45^\circ$, on obtient :

$$\boxed{\cos(2\theta) = \left[(\varepsilon_L + 0.5\varepsilon_L^2) - (\varepsilon_T + 0.5\varepsilon_T^2)\right] = \gamma_{12}} \quad (\text{A.7.4})$$

ANNEXE 8 : Algorithme de calcul du taux de restitution d'énergie pour le flambage local : processus itératif de recherche de l'effort critique de propagation du délaminage en compression.

Cet algorithme est différent de celui proposé dans la partie D chapitre II. En effet, on recherche ici l'effort critique de propagation du délaminage en compression, en se basant sur la vérification du critère de la mécanique de la rupture décrit dans la partie D chapitre II. Cet algorithme a pour but de diminuer les temps de calculs des études non linéaires. En effet, cet algorithme permet, sans connaître à priori l'effort expérimental de propagation du délaminage, d'arrêter les calculs numériques quand le critère choisi (critère de propagation du délaminage : $f(G_i) > 1$) est vérifié. Ainsi, aucun calcul supplémentaire n'est effectué après la validation du critère de propagation du délaminage. On donne ici un exemple d'algorithme dans le cas de la méthode VCE.

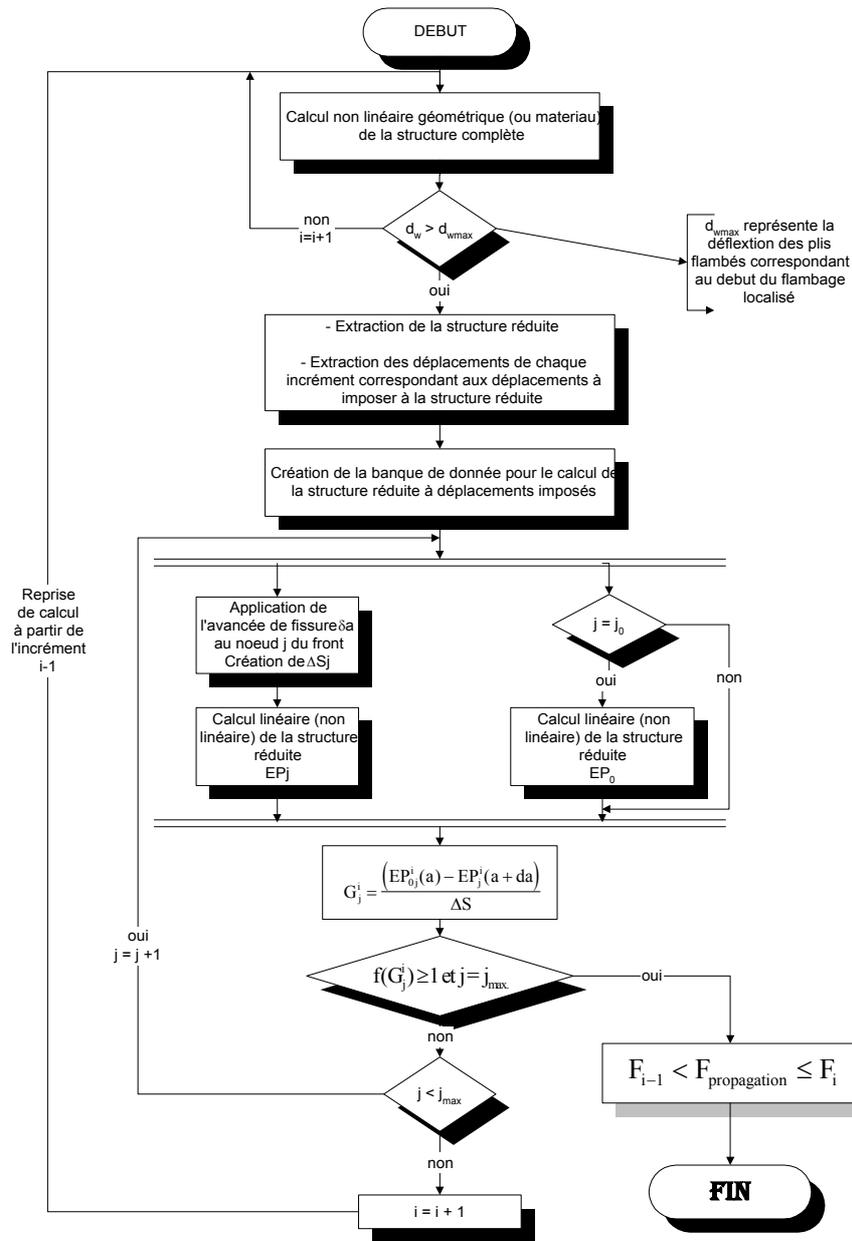


Figure E.18. Algorithme de calcul de l'effort critique de propagation du délaminage par flambage localisé