



HAL
open science

Etude du comportement des structures composites endommagées par un impact basse vitesse : application aux structures aéronautiques

Olivier Eve

► **To cite this version:**

Olivier Eve. Etude du comportement des structures composites endommagées par un impact basse vitesse : application aux structures aéronautiques. Sciences de l'ingénieur [physics]. Université Paul Verlaine - Metz, 1999. Français. NNT : 1999METZ060S . tel-01775767

HAL Id: tel-01775767

<https://hal.univ-lorraine.fr/tel-01775767v1>

Submitted on 24 Apr 2018

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



AVERTISSEMENT

Ce document est le fruit d'un long travail approuvé par le jury de soutenance et mis à disposition de l'ensemble de la communauté universitaire élargie.

Il est soumis à la propriété intellectuelle de l'auteur. Ceci implique une obligation de citation et de référencement lors de l'utilisation de ce document.

D'autre part, toute contrefaçon, plagiat, reproduction illicite encourt une poursuite pénale.

Contact : ddoc-theses-contact@univ-lorraine.fr

LIENS

Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 122. 4

Code de la Propriété Intellectuelle. articles L 335.2- L 335.10

http://www.cfcopies.com/V2/leg/leg_droi.php

<http://www.culture.gouv.fr/culture/infos-pratiques/droits/protection.htm>

07608258X



**INSTITUT SUPERIEUR DE GENIE MECANIQUE
ET PRODUCTIQUE**

THESE

Présentée à



UNIVERSITE DE METZ

PAR

Olivier EVE

**Pour l'obtention du grade de :
DOCTEUR de l'UNIVERSITE de METZ**

**SPECIALITE : Sciences de l'ingénieur
OPTION : Génie Mécanique**

**ETUDE DU COMPORTEMENT DES STRUCTURES COMPOSITES
ENDOMMAGEES PAR UN IMPACT BASSE VITESSE
APPLICATION AUX STRUCTURES AERONAUTIQUES**

Soutenu le 14 janvier 1999 devant le jury composé de :

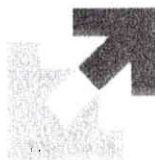
Mr O. Allix	LMT	Cachan	Rapporteur
Mr B. Cochelin	ESM2	Marseille	Rapporteur
Mr M. Potier-Ferry	LPMM	Metz	Président
Mr J. Rouchon	CEAT	Toulouse	Examineur
Mlle V.L. Tahiri	LPMM	Metz	Codirectrice de Thèse
Mr A. Tropis	Aérospatiale	Toulouse	Examineur
Mr A. Zegloul	LPMM	Metz	Directeur de Thèse



**INSTITUT SUPERIEUR DE GENIE MECANIQUE
ET PRODUCTIQUE**

THESE

Présentée à



UNIVERSITE DE METZ

PAR

Olivier EVE

**Pour l'obtention du grade de :
DOCTEUR de l'UNIVERSITE de METZ**

**SPECIALITE : Sciences de l'ingénieur
OPTION : Génie Mécanique**

**ETUDE DU COMPORTEMENT DES STRUCTURES COMPOSITES
ENDOMMAGEES PAR UN IMPACT BASSE VITESSE
APPLICATION AUX STRUCTURES AERONAUTIQUES**

Soutenue le 14 janvier 1999 devant le jury composé de :

Mr O. Allix	LMT	Cachan	Rapporteur
Mr B. Cochelin	ESM2	Marseille	Rapporteur
Mr M. Potier-Ferry	LPMM	Metz	Président
Mr J. Rouchon	CEAT	Toulouse	Examineur
Mlle V.L. Tahiri	LPMM	Metz	Codirectrice de Thèse
Mr A. Tropis	Aérospatiale	Toulouse	Examineur
Mr A. Zegloul	LPMM	Metz	Directeur de Thèse

Je remercie Madame Michèle Thomas, responsable du département "Structures Composites" pour la confiance qu'elle m'a témoignée en me proposant ce sujet de recherche ainsi que Monsieur Alain Ferran, responsable du département "Recherche Technologies et Essais" pour son accueil au sein de son service.

Je remercie tout particulièrement Monsieur Alain Tropis, responsable "Calcul Poutre Ventrale de l'A340-500/600" pour ses conseils indispensables tout au long de cette étude, mais également pour son soutien permanent depuis mon arrivée à Aérospatiale.

Que Monsieur Michel Potier-Ferry, professeur à l'Université de Metz trouve ici l'expression de ma reconnaissance pour m'avoir fait l'honneur de présider ce jury.

Je remercie Messieurs Olivier Allix, professeur à l'ENS Cachan et Bruno Cochelin, professeur à l'Université d'Aix-Marseille II d'avoir accepté d'être les rapporteurs de cette étude.

Que Monsieur Jean Rouchon, chef du département "structures et Matériaux Cellule" au Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse et assistant spécialiste auprès de la JAA "Joint Aviation Authorities" pour la certification des structures composites, trouve ici l'expression de ma reconnaissance pour avoir accepté d'examiner ces travaux.

Je remercie Monsieur Abderrahim Zegloul, professeur à l'Université de Metz et Mademoiselle Vanessa Tahiri, maître de conférence à l'Université de Metz pour leur collaboration à cette étude.

Merci à Jean-Pierre Cabanac, responsable du groupe "Recherche Calcul Composite", Delphine, Stéphane, Joël et Bruno pour leur aide et leur bonne humeur.

TABLE DES MATIERES

INTRODUCTION

PARTIE A : ETUDE DU COMPORTEMENT DES STRUCTURES COMPOSITES MONOLITHIQUES IMPACTEES

1 ETUDE DE L'ENDOMMAGEMENT DES COMPOSITES STRATIFIES

1.1	Généralités sur l'endommagement des structures composites monolithiques	8
1.1.1	Endommagement de la matrice	9
1.1.2	Endommagement de la fibre	9
1.1.3	Délaminage	9
1.1.4	Décollement interfacial	10
1.2	Etude des dommages d'impact sur les stratifiés	10
1.2.1	Evaluation des dommages - moyens de contrôle	10
1.2.1.1	Fissuration de la matrice	10
1.2.1.2	Délaminage	12
1.2.1.3	Rupture de fibre	15
1.2.1.4	Empreinte de l'impacteur	15
1.2.1.5	Conclusion	16
1.2.2	Mécanismes d'endommagement lors d'un impact	17
1.2.3	Mécanisme de ruine des structures impactées	17
1.2.4	Comparaison impact dynamique / indentation statique	17

2 ETUDE DU COMPORTEMENT STATIQUE D'UNE STRUCTURE COMPOSITE IMPACTEE

2.1	Résultats expérimentaux - Rappel des programmes d'essai	19
2.1.1	Essais de Compression Après Impact	19
2.1.1.1	Description des éprouvettes	20
2.1.1.2	Définition des essais	20
2.1.1.3	Résultats expérimentaux	22
2.1.1.4	Conclusion	24
2.1.2	Essais d'éprouvettes impactées sous sollicitations bidirectionnelles	24
2.1.2.1	Définition des éprouvettes	25
2.1.2.2	Définition du programme d'essai	26
2.1.2.3	Définition des impacts	27
2.1.2.4	Suivi en temps réel de l'endommagement	27
2.1.2.5	Conclusion	27

2.2	Analyse du comportement des stratifiés impactés	28
2.2.1	Essais préliminaires	28
2.2.2	Comportement en traction	29
2.2.3	Comportement en compression	31
2.2.4	Interprétation des résultats expérimentaux	33
2.3	Analyse de la propagation des surfaces délaminées	34
2.3.1	Suivi des éprouvettes de CAI	34
2.3.2	Suivi des éprouvettes biaxiales	35
2.3.3	Conclusion et perspectives	37
2.4	Critère de tenue en tolérance aux dommages	38

3 ETUDE DU COMPORTEMENT EN FATIGUE D'UNE STRUCTURE COMPOSITE IMPACTEE

3.1	Etude bibliographique	39
3.1.1	Mécanisme de ruine	39
3.1.1.1	Modes d'endommagement	40
3.1.1.2	Endommagements en fatigue des stratifiés	40
3.1.2	Influence de différents paramètres sur les propriétés des matériaux composites en fatigue	40
3.1.2.1	Remarque sur les courbes d'endurance	41
3.1.2.2	Les paramètres inhérents aux matériaux composites	41
3.1.2.3	Les modifications et défauts géométriques	43
3.1.2.4	Influence de l'environnement	45
3.1.2.5	Type de sollicitation	46
3.1.2.6	Modifications des propriétés du matériau	50
3.1.3	Modèles déterministes du comportement en fatigue des matériaux composites	54
3.1.3.1	Modèle basé sur la déformation à rupture	55
3.1.3.2	Modèle basé sur l'évolution de la rigidité	56
3.1.3.3	Modèle basé sur l'évolution de la contrainte résiduelle	59
3.1.3.4	Modèle basé sur l'étude du délaminage	64
3.1.3.5	Modèle basé sur le calcul de taux de restitution d'énergie	67
3.1.3.6	Conclusion	68
3.2	Analyse du comportement en fatigue sous spectres monotones et complexes	69
3.2.1	Présentation du modèle mathématique proposé	69
3.2.1.1	Principes et relations de base	69
3.2.1.2	Mise en œuvre du modèle	72
3.2.2	Etude statistique	73
3.2.2.1	Loi normale	73
3.2.2.2	Loi de Weibull à 2 paramètres	74
3.2.2.3	Loi de Weibull à 3 paramètres	74
3.2.3	Programme d'essai	74
3.2.3.1	Résultats des études précédentes	74
3.2.3.2	Description des éprouvettes	75
3.2.3.3	Essais	75
3.2.4	Etude de la fatigue monotone	78
3.2.4.1	Application du modèle mathématique	78
3.2.4.2	Etude statistique	81
3.2.4.3	Extension du modèle aux exigences de certification	84
3.2.5	Etude de la fatigue complexe	86
3.2.5.1	Analyse des résultats d'essai	86
3.2.5.2	endommagement d'un composite impacté sollicité en fatigue	88
3.2.6	Conclusions et Perspectives	91

PARTIE B : SIMULATION NUMERIQUE DU COMPORTEMENT STATIQUE DES STRUCTURES COMPOSITES IMPACTEES

1 APPROCHE "MESOMECHANIQUE"

1.1	Principes de modélisation	95
1.2	Corrélation résultats expérimentaux/simulation numérique	96
1.2.1	Définition des paramètres de modélisation	96
1.2.1.1	Surface délaminée	97
1.2.1.2	Profil de l'empreinte	98
1.2.1.3	Diminution du module	98
1.2.1.4	Influence du comportement non linéaire du matériau	98
1.2.2	Détermination des valeurs des paramètres	99
1.2.2.1	Calculs préliminaires - Essais de Compression Après Impact	99
1.2.2.2	Corrélation essais éprouvettes biaxiales/simulation numérique	112
1.2.3	Conclusion	118
1.3	Interaction de dommages	119
1.3.1	Etat de l'art	119
1.3.2	Simulation numérique	119
1.3.3	Conclusion et perspectives	123
1.4	Conclusion et perspectives	124

2 APPROCHE "MICROMECHANIQUE"

2.1	Méthode numérique de détermination du taux de restitution d'énergie	125
2.1.1	Etude de la propagation des délaminages	125
2.1.2	Calcul des taux de restitution	126
2.2	Principes de modélisation	129
2.2.1	Eprouvette de mode I	129
2.2.2	Eprouvette de mode II	132
2.2.3	Eprouvette de mode mixte	135
2.2.4	Conclusion	138
2.3	Principes de modélisation des dommages d'impacts sur structure monolithique	138
2.3.1	Principes de modélisation	138
2.3.2	Définition du maillage	141
2.3.3	Résultats numériques	142
2.3.4	Conclusion et perspectives	143
2.4	Conclusion	144

CONCLUSION ET PERSPECTIVES

145

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES	149
ANNEXE 1 : PROGRAMME D'ESSAI EPROUVETTE DE COMPRESSION APRES IMPACT	161
ANNEXE 2 : PROGRAMME D'ESSAI EPROUVETTE IMPACTEES SOUS SOLLICITATIONS BIDIRECTIONNELLE	183
ANNEXE 3 : RESULTATS EXPERIMENTAUX ET NUMERIQUES POUR DES ESSAIS DE FATIGUE SUR DES COMPOSITES IMPACTES	199
ANNEXE 4 : ETUDE ET SUIVI, EN TEMPS REEL DE L'EVOLUTION DES SURFACES DELAMINEES	211

INTRODUCTION

Les matériaux composites à matrice organique sont de plus en plus utilisés dans l'industrie et plus particulièrement l'industrie aérospatiale. Ces matériaux ont été développés pour répondre aux besoins des constructeurs aéronautiques confrontés à l'amélioration perpétuelle des performances des avions et donc aux problèmes de masse. En effet, chaque kilogramme gagné se traduit soit par une augmentation de marchandise transportable, soit par une diminution de carburant consommé et donc une augmentation du rayon d'action de l'aéronef.

Actuellement, les matériaux composites représentent près de 20% de la masse de l'avion (figure 1).

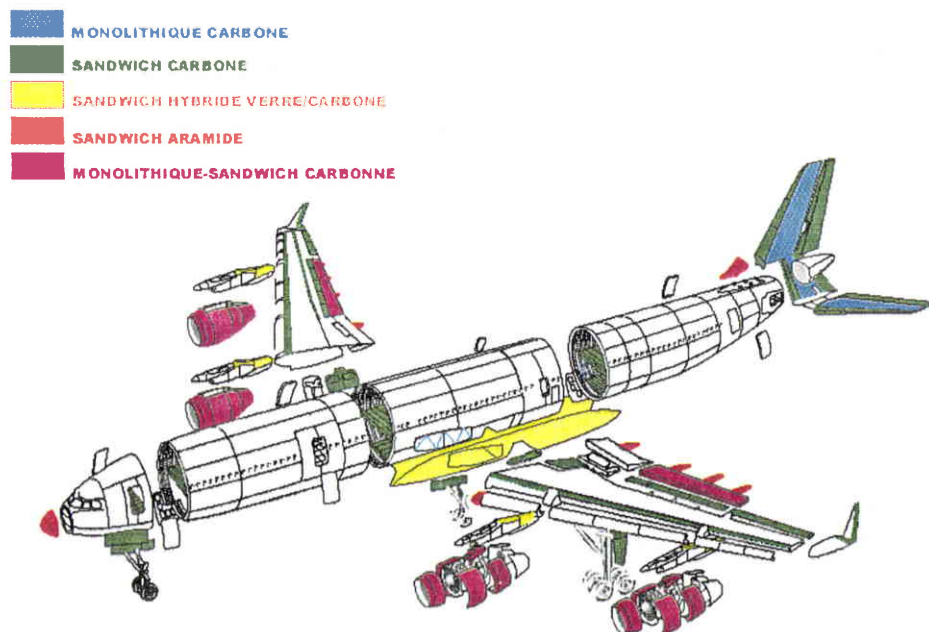


Figure 1 : Pièces composites sur un Airbus A340

L'utilisation croissante des composites est conditionnée par le niveau des connaissances de leurs propriétés mécaniques à long terme et notamment de leur comportement en tolérance aux dommages. Les premières applications des composites portaient sur des structures dites secondaires (trappes de trains, carénage ventral ...) c'est à dire secondaires pour assurer la sécurité du vol. Actuellement des structures primaires sont réalisées en matériaux composites comme le caisson de voilure extrême sur l'ATR72 (figure 2), les ailerons ou la poutre ventrale sur les Airbus A340-500 et A340-600.

De nombreux travaux de recherche sur le comportement des structures composites sont en cours, aussi bien dans l'industrie aéronautique que dans l'industrie navale, l'automobile ou le bâtiment. Ces études ont pour but d'améliorer les connaissances et la technologie pour permettre une utilisation optimale de ces matériaux.

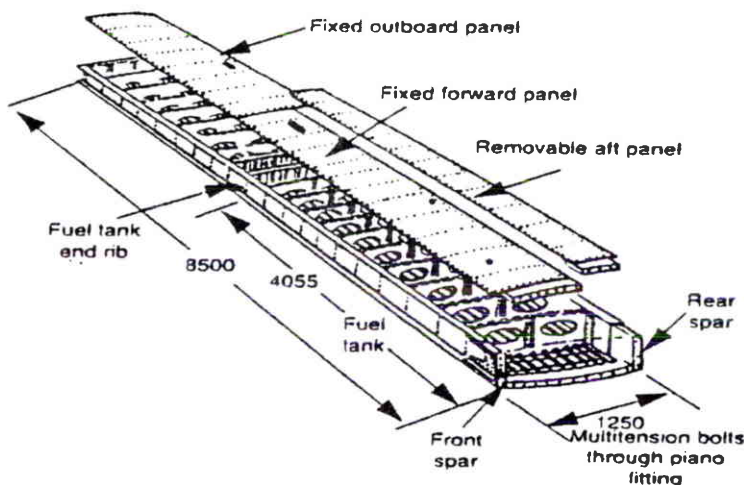


Figure 2 : Caisson de voilure de L'ATR72

Contexte de l'étude

Conformément aux réglementations en vigueur, les aéronefs civils doivent être certifiés pour avoir le droit d'être exploités commercialement. "La certification, en aéronautique civile, a pour objectif principal de garantir la sécurité des personnes survolées et transportées par tout aéronef pouvant, de par ses caractéristiques de masse et de vitesse, présenter un danger non négligeable" [ref 1].

Pour l'analyse des structures composites [ref 2], 3 types de dommages sont à considérer :

- les dommages dus à la fatigue,
- les dommages dus à l'environnement (effets de la température, de l'humidité, de la corrosion ...),
- les dommages accidentels.

Seul le dernier point sera traité dans le cadre de cette étude. En effet, un des points critiques dans la conception et la certification de structures composites est la tolérance aux dommages accidentels ou de fabrication.

Les exigences de certification, dans le cadre de la tolérance aux dommages, sont :

- que la structure tiennent les charges extrêmes en présence d'un dommage non détectable ou à la limite de la détectabilité,
- que la propagation ou la non-propagation du dommage soit justifiée par analyse corroborée par des essais sur éprouvettes élémentaires et/ou de sous structures,
- que le nombre de cycles appliqués pour valider la non-propagation soit statistiquement représentatif.

L'approche Aérospatiale vis à vis de la tolérance aux dommages est basée sur le concept de non-propagation, c'est à dire de démontrer que les défauts maximums qui peuvent survenir sur la structure sans être détectés par les méthodes de contrôle mises en œuvre dans le cadre des programmes de maintenance, ne propagent pas durant toute la vie de l'avion et que la charge résiduelle est supérieure au chargement appliqué (charge extrême), et enfin que les dommages détectables ne propagent pas durant un intervalle d'inspection.

La figure 3 (pyramide des essais) expose la démarche utilisée par Aérospatiale pour certifier les structures composites. Pour la tenue en tolérance aux dommages d'impact, les premiers essais sont réalisés sur des éprouvettes simples dites "éprouvettes de CAI" et/ou "élémentaires Aérospatiale" puis des panneaux auto-raidis dans le cas de la voilure extrême ATR 72 pour se conclure avec la certification des éléments de structures avions (essai grandeur réelle). Le volume des essais est fonction du type de pièce considérée (primaire ou secondaire).

Des essais de tenue en fatigue, dans les conditions les plus pénalisantes sont effectués pour valider le concept de non-propagation de défaut.

Cette approche devant être effectuée pour chaque nouvelle configuration (matériau, drapage, conditions aux limites...), elle est très longue et très coûteuse.

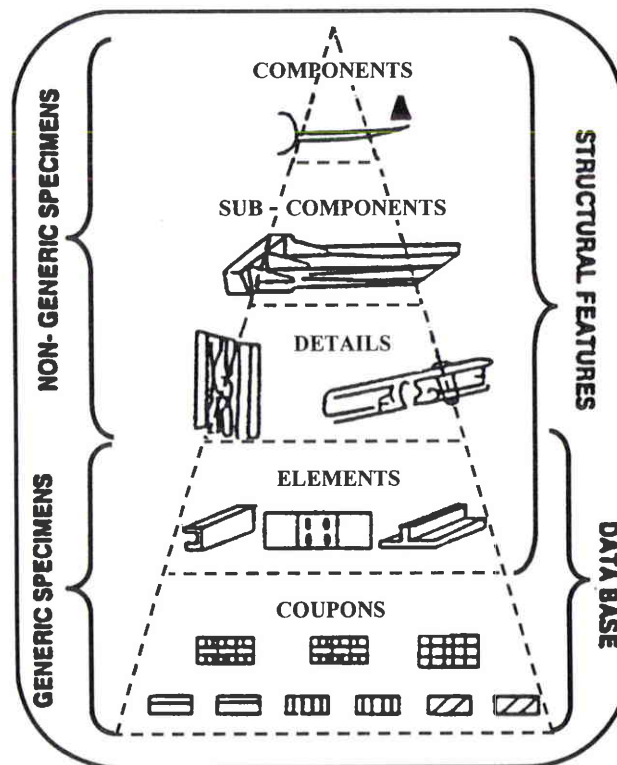


Figure 3 : Pyramide des essais

But de l'étude

Le but de ces travaux est de disposer d'une méthode de calcul rapide (temps pour une boucle complète de calcul inférieur à une heure) permettant de prévoir le comportement des structures composites endommagées par un impact afin de réduire la matrice d'essais nécessaire à la certification donc les coûts, tout en augmentant la réactivité et en élargissant le domaine d'application des critères de rupture.

De nombreux principes de modélisation de telles structures ont été proposés dans la littérature. La grande majorité des auteurs (Centres de Recherche et Universitaires) s'est principalement intéressée au comportement microscopique. Les modèles présentés sont réalisés en 3 dimensions avec un pli par élément en intégrant les délaminages et plus rarement la microfissuration. De telles approches sont importantes pour mettre en évidence les mécanismes d'endommagement, suivre leurs évolutions (initiation et propagation des surfaces délaminées, évolution du taux de fissuration) et pour définir les caractéristiques basiques du matériau mais ne peuvent être considérées comme un outil de prévision du comportement en bureau d'études de part leur complexité et les temps de calcul très longs. Ce type de modèle ne peut être utilisé que très rarement pour reproduire le comportement mécanique global des structures en terme de déformation et de critère de rupture, le modèle éléments finis alors généré devenant trop lourd à utiliser. De plus, ces modèles demandent des données expérimentales extrêmement précises, disponibles uniquement lors d'essais spécifiques ainsi que des informations sur la morphologie du dommage non systématiquement disponibles en bureau d'études pour traiter des problèmes sur des structures composites en exploitation.

L'approche proposée dans cette étude, est une approche novatrice qui permet d'appréhender ce problème d'un point de vue "mésomécanique". Une modélisation éléments finis 2D, à une échelle mésoscopique, doit être simple à mettre en œuvre, faire appel à des informations définissant le dommage facilement accessibles, nécessiter des temps de calcul faibles tout en étant représentative de l'endommagement dans un champ de sollicitation de membrane. Ce type d'approche répond aux besoins des industriels qui désirent disposer d'un outil facilement utilisable, rapide et ne nécessitant que des données mesurables sur des structures en service.

Un tel modèle ne permet pas de traiter tous les cas d'analyse rencontrés dans un bureau d'études. C'est pourquoi, une seconde approche, complémentaire de la modélisation "mésomécanique" est également proposée. Cette approche en 3 dimensions, dite "micromécanique", est construite suivant les mêmes principes que la modélisation "mésomécanique". Le but principal de cette nouvelle approche est de permettre de contrôler l'évolution des dommages au travers du suivi de la propagation des surfaces délaminées.

Le second objectif de cette étude porte sur la caractérisation du comportement en fatigue des stratifiés impactés. En effet, pour répondre aux exigences de certification, il est nécessaire de démontrer la non-propagation des défauts détectables entre 2 intervalles d'inspection. A partir des différents modèles décrits dans la littérature, une approche sera proposée pour analyser le comportement des composites monolithiques endommagés en fatigue pour des spectres simples et complexes.

Déroulement des travaux

La première partie des travaux est consacrée à "L'ETUDE DU COMPORTEMENT DES STRUCTURES COMPOSITES MONOLITHIQUES ENDOMMAGEES PAR UN IMPACT BASSE VITESSE".

Une étude préliminaire est réalisée dans le but d'identifier les dommages subis par le matériau suite à un impact. Ces travaux sont basés sur les résultats expérimentaux réalisés par Aérospatiale et sur des résultats issus de la bibliographie. Une comparaison entre des essais dynamiques basse vitesse et des essais par indentation statique est également menée, cette seconde méthode permettant d'identifier plus précisément l'évolution de l'endommagement en fonction de la charge statique appliquée.

Après avoir identifié les dommages d'impacts, une analyse du comportement des structures endommagées est effectuée. Cette recherche porte sur le comportement :

- en statique pour des sollicitations simples (traction et compression) mais aussi pour des sollicitations bidirectionnelles (traction/compression, compression/compression et compression/cisaillement).
- en fatigue pour des chargements simples et des chargements complexes.

La seconde partie de l'étude traite de la "SIMULATION NUMERIQUE DU COMPORTEMENT STATIQUE DES STRUCTURES COMPOSITES MONOLITHIQUES ENDOMMAGEES PAR UN IMPACT BASSE VITESSE". Deux approches complémentaires, l'une à l'échelle mésoscopique et une seconde à l'échelle microscopique, sont proposées dans le but de répondre à l'attente des industriels en termes d'outil de prévision de comportement.

PARTIE A

ETUDE DU COMPORTEMENT DES STRUCTURES COMPOSITES MONOLITHIQUES IMPACTEES

L'objectif de cette première partie des travaux est d'analyser le comportement des structures composites impactées. Pour ce faire, trois thèmes de recherche ont été identifiés :

1. **ETUDE DE L'ENDOMMAGEMENT DES COMPOSITES STRATIFIES** : traite de l'endommagement des composites et plus particulièrement des dommages suite à un impact basse vitesse. Chaque type de dommage est identifié ainsi que les moyens de contrôle existants pour le mettre en évidence. Cette analyse permet d'identifier les mécanismes d'endommagement et de ruine des stratifiés suite à un choc
2. **COMPORTEMENT DES COMPOSITES IMPACTES EN STATIQUE** : à partir de 2 programmes réalisés dans le cadre de ces travaux, une interprétation des résultats expérimentaux ainsi qu'un critère de tenue en tolérance aux dommages développé par Aérospatiale sont proposés.
3. **COMPORTEMENT DES COMPOSITES IMPACTES EN FATIGUE** : à partir des résultats expérimentaux, une approche analytique, basée sur le modèle de Sendeckyj [107], est proposée pour des sollicitations simples et complexes.

1 ETUDE DE L'ENDOMMAGEMENT DES COMPOSITES STRATIFIES

Cette première partie est consacrée aux modes élémentaires d'endommagement rencontrés dans les structures composites. A partir de ces résultats, une étude des différents types de dommages rencontrés lors d'un impact ainsi que des moyens de contrôle existants pour les détecter est réalisée. Cette analyse permet d'identifier les mécanismes d'endommagement et de ruine des stratifiés suite à un choc.

1.1 Généralités sur l'endommagement des structures composites monolithiques

Afin de mieux comprendre le comportement des structures composites impactées et les mécanismes régissant leur ruine, une étude préliminaire sur les modes élémentaires d'endommagement est nécessaire. Les matériaux composites présentent, en statique comme en fatigue, en raison de leur caractère anisotropique, des mécanismes de rupture très complexes.

La rupture, fait suite, en général, à une évolution et/ou une multiplication de défaut(s) contrairement aux métalliques où une fissure prédomine souvent. Il est possible de classer chronologiquement les différents modes d'endommagement qui conduisent à la ruine de la structure (figure A1) :

- endommagement de la matrice,
- endommagement de la fibre,
- délaminage,
- décollement interfacial.

En général, une combinaison de ces 4 facteurs est à l'origine de la rupture même si pour certains auteurs, un dommage dominant régit la ruine en statique et en fatigue, de la structure [111]. Leur influence relative dépend principalement des caractéristiques du matériau, de l'empilement et du type de sollicitation.

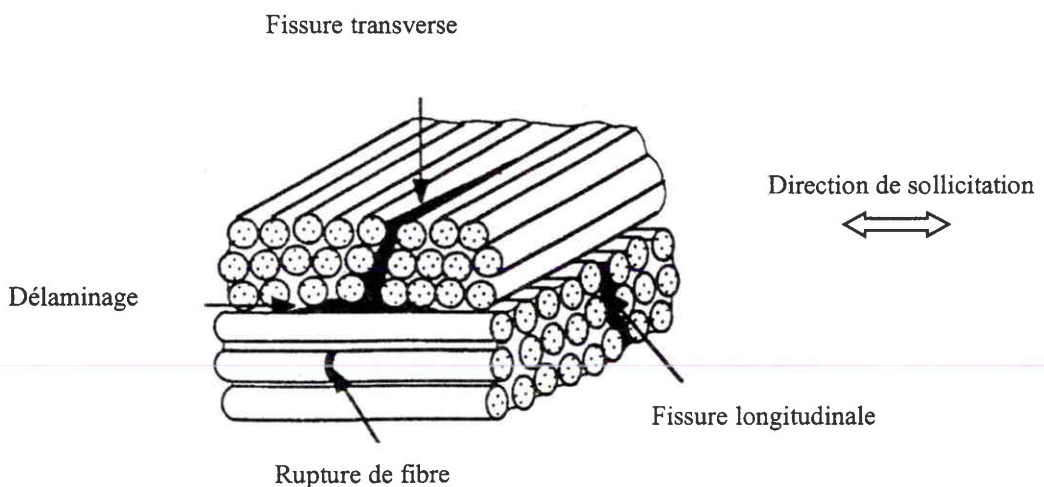


Figure A1 : Endommagement d'un composite stratifié

1.1.1 Endommagement de la matrice

Le processus dans les polymères s'apparente à celui des métaux en ce qui concerne les 2 premières étapes de l'endommagement :

- amorce de la fissuration : des fissures apparaissent au niveau des défauts de la matrice,
- croissance de la fissuration : la taille des fissures augmente jusqu'à rencontrer une interface fibre / matrice.

A ce stade, 2 cas de figure peuvent se présenter :

- soit les contraintes à l'extrémité de la fissure ne sont pas suffisantes pour rompre une fibre auquel cas, la croissance de la fissure est stoppée. C'est alors le nombre de fissures qui augmente,
- soit la contrainte à l'extrémité de la fissure est suffisamment importante pour rompre une fibre. Lorsque la fissure est assez longue (de l'ordre de 2 fois la distance fibre à fibre), elle se développe en s'ouvrant ce qui peut provoquer la rupture d'une interface. L'endommagement de l'interface se développe alors le long de la fibre.

1.1.2 Endommagement de la fibre

Il n'y a pas de croissance stable des fissures dans les fibres de verre ou de carbone. Ainsi, l'endommagement des fibres s'exprime en terme de nombre de fibres rompues.

Plusieurs cas sont possibles lors de la rupture des fibres :

- la matrice est intacte : un point faible d'une fibre a cédé. Cette rupture provoque une concentration de contrainte de cisaillement à l'interface, ceci pouvant conduire à une décohésion entre la fibre et la matrice. Le vide engendré peut aussi engendrer une fissuration transverse,
- la matrice s'est fissurée en mode multiple (matrice ductile) : l'extrémité d'une fissure entraîne la rupture d'une fibre,
- la matrice s'est fissurée sur section normale (matrice fragile) : sous la charge supplémentaire causée par la fissure, la fibre la plus faible rompt la première. Les autres fibres supportent alors la surcharge de manière égale, ce qui provoque de nouvelles ruptures.

1.1.3 Délaminage

De nombreux travaux montrent que le délaminage est dû à l'existence de contraintes de cisaillement interlaminaire localisées près des bords libres sous chargements plans. L'importance et la distribution des contraintes varient en fonction du type de composite, de l'empilement et du type de chargement.

En général, le délaminage provient des fissures transverses et progresse des bords libres (bord de trou ou de l'éprouvette) vers le centre de la structure sollicitée. En fatigue, le délaminage apparaît à des charges plus faibles qu'en statique et dès les premiers cycles effectués mais reste, dans un premier temps, limité.

1.1.4 Décollement interfacial

Dans certains composites spécifiques, tels que ceux à fibres de bore à matrice polymère, la résistance à la rupture de la matrice est supérieure à celle de la fibre. Ainsi, les fibres peuvent se rompre avant le matériau. Ces ruptures ont alors tendance à se propager à travers le matériau. Dans le cas contraire, on assiste à un décollement interfacial. Ce mécanisme peut se produire en statique comme en fatigue.

1.2 Etude des dommages d'impact sur les stratifiés

Lors de sa fabrication, une pièce peut être soumise à un choc avec une autre pièce et peut être exposée à la chute éventuelle d'un outil. En exploitation [3 - 4], les structures peuvent également être soumises des impacts basse vitesse lors des phases de maintenance (chute d'outil, choc avec des engins d'entretien), lors des phases de roulage (projection de gravillons) ou lors de chute de grêle.

1.2.1 Evaluation des dommages - moyens de contrôle

Un impact basse vitesse sur une structure composite provoque des dommages tels que la fissuration de matrice, les délaminages ou la rupture de fibres. Ce chapitre présente une description de ces dommages ainsi que les moyens de contrôle existants pour leurs évaluations.

1.2.1.1 Fissuration de la matrice

La fissuration de la matrice est initiée par une concentration de contraintes transverses σ_{22} superposée à un champ de flexion créé au droit du dommage lors du choc de l'impacteur sur le stratifié [5].

La fissuration est visible par rayons X avec utilisation d'un opacifiant (figure A2), mais cette méthode ne permet pas la localisation précise des fissures. Pour une évaluation efficace du taux de fissuration, il est nécessaire de pratiquer un contrôle destructif. La figure A3 présente un exemple de coupe micrographique réalisée sur une éprouvette en T300/914 de 24 plis [6]. La coupe micrographique met assez nettement en évidence la forme conique de la zone fissurée.

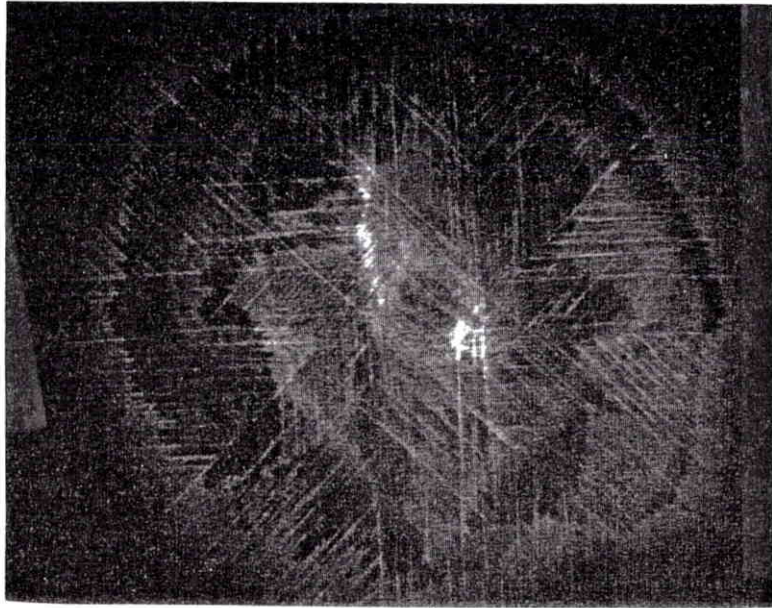


Figure A2 : Cartographie par rayons X d'un impact

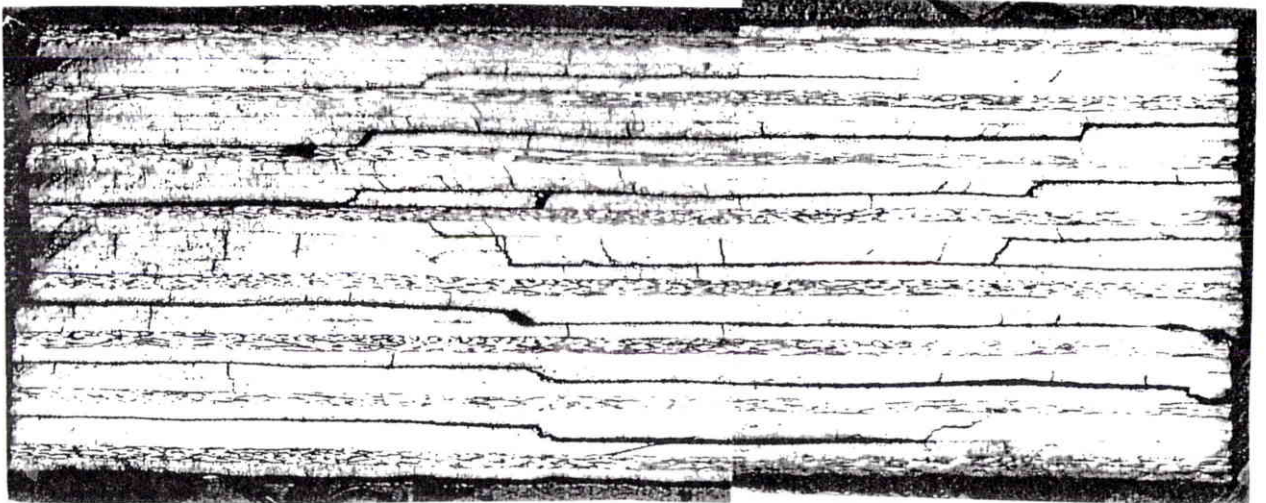


Figure A3 : Coupe micrographique d'un dommage d'impact

Lors des contrôles par ultrasons (A-Scan), une bande foncée est mise en évidence (par superposition d'une mesure en profondeur et d'une mesure en amplitude) en amont de la zone délaminée. Cette zone correspond à la zone fissurée représentée à la figure A9. Les fissures ne sont ni directement visibles, ni mesurables mais simplement détectées lors des contrôles par ultrasons.

1.2.1.2 Délaminage

C'est le défaut le plus caractéristique des dommages d'impact. Les délaminages sont facilement mesurables soit :

- par rayons X (figure A2), mais ce type d'analyse ne permet pas de connaître la position et la taille exacte de tous les délaminages. Seules la taille de la surface délaminiée la plus faible (face impactée) et la taille de la plus grande zone délaminiée (face non impactée) sont mesurées,
- par un contrôle US (A-Scan) point par point. Ce second type de contrôle permet de différencier chaque délaminage (figure A5) par un contrôle en profondeur. Avec un passage en amplitude (figure A4), il est possible d'identifier toute la zone endommagée (zone fissurée et zone endommagée).

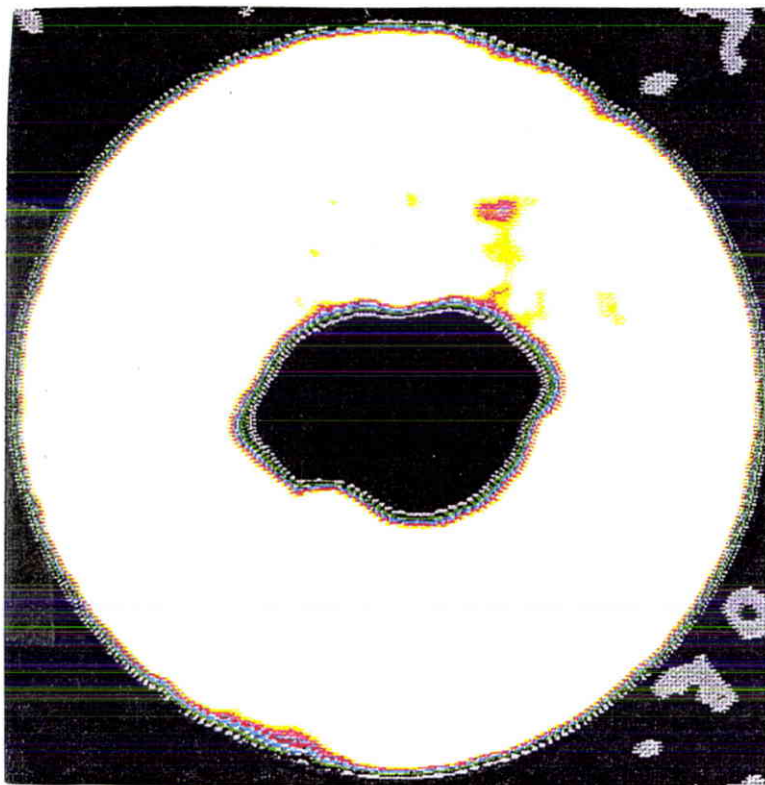


Figure A4 : Cartographie A-Scan en amplitude de la zone délaminiée

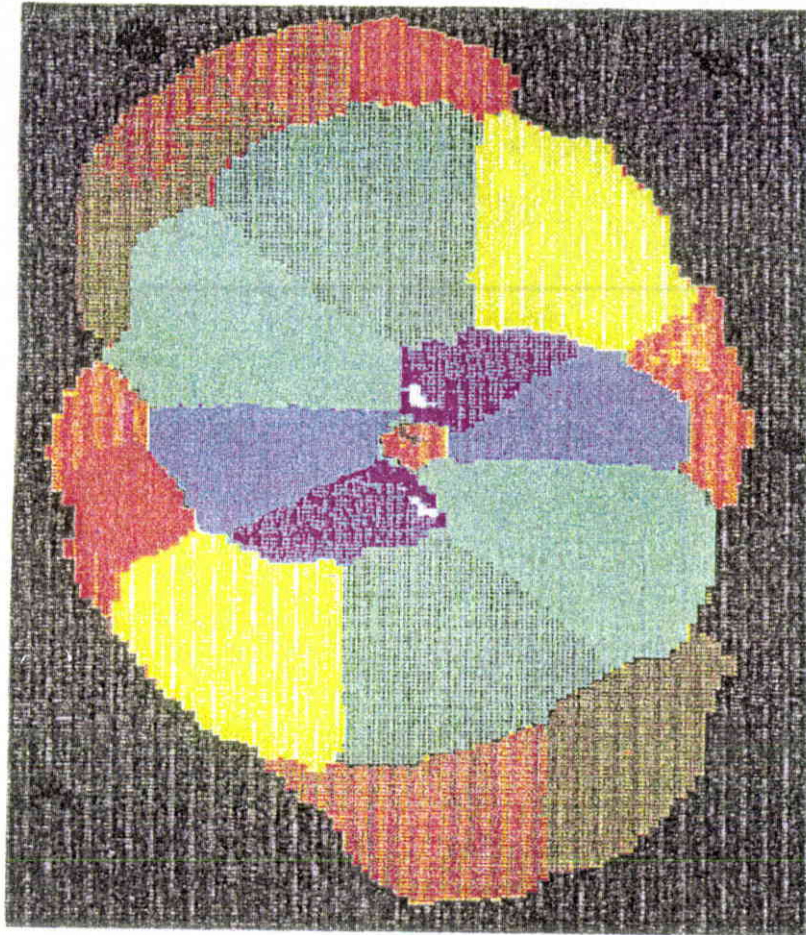


Figure A5 : Cartographie A-Scan en profondeur de la zone délaminée

La zone délaminée, comme la zone fissurée, a un profil conique dans l'épaisseur, pour des gammes d'épaisseur comprises entre 2 et 12mm, comme le montre le schéma à la figure A9. Les délaminages se présentent sous forme de "marche d'escalier" et dépendent du drapage.

Sous le poids de l'impacteur, les forces engendrées provoquent une concentration de contraintes pouvant entraîner une flexion (cf. §2.2) qui produit une bande de traction et une bande de compression entre 2 plis consécutifs [79]. Pour un drapage de type $[45,0,-45,90]_s$, l'angle entre 2 plis consécutifs est de 45° , ces 2 lignes forment un angle de 45° pour chacune des interfaces.

Les bandes de traction favorisent les délaminages alors que celles de compression les éliminent. Les figures A6 et A7 illustrent ce mécanisme. Pour une séquence de drapage de 4 plis, les délaminages sont décrits schématiquement à la figure A7.

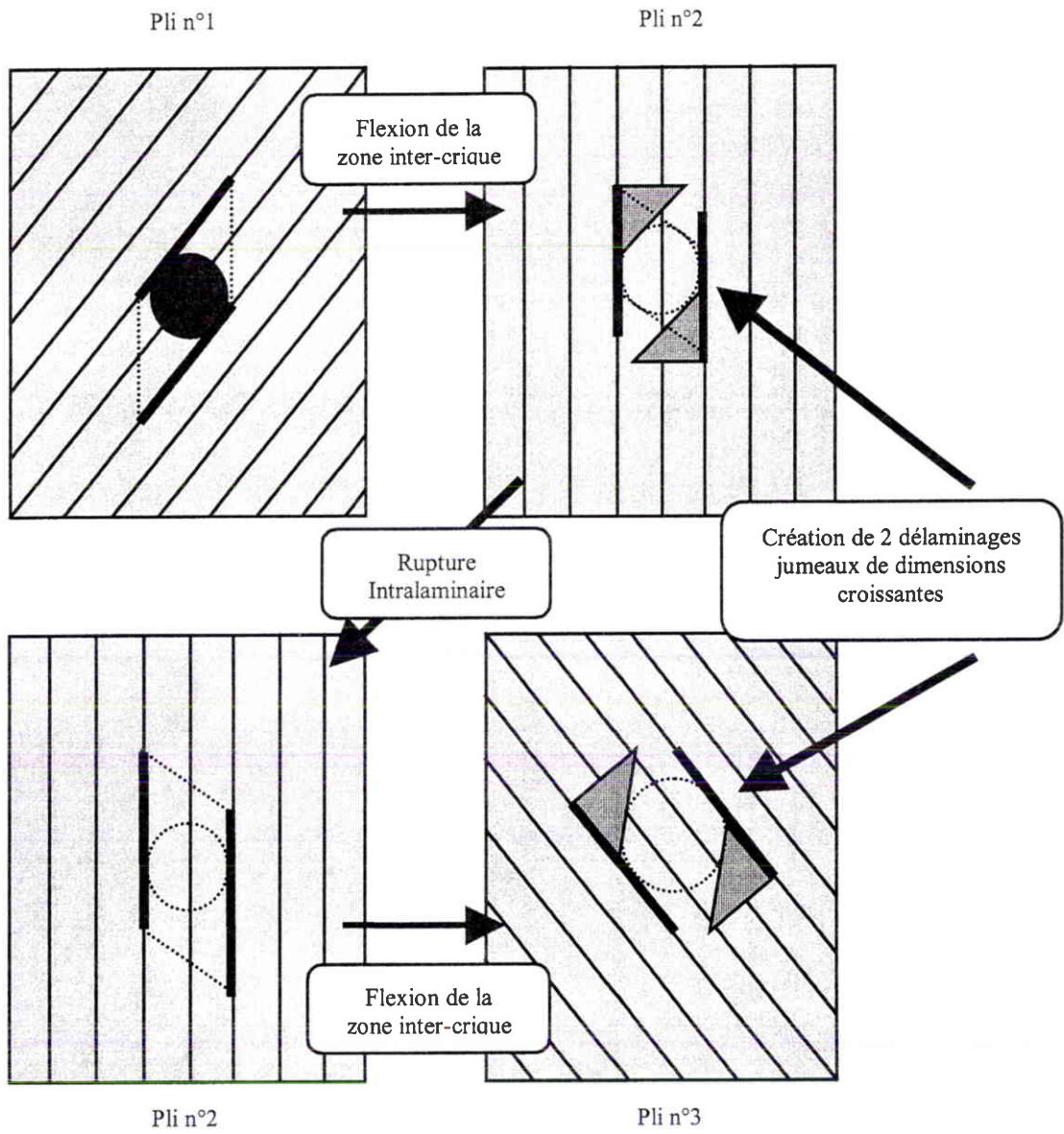


Figure A6 : Mécanisme de formation des délaminages

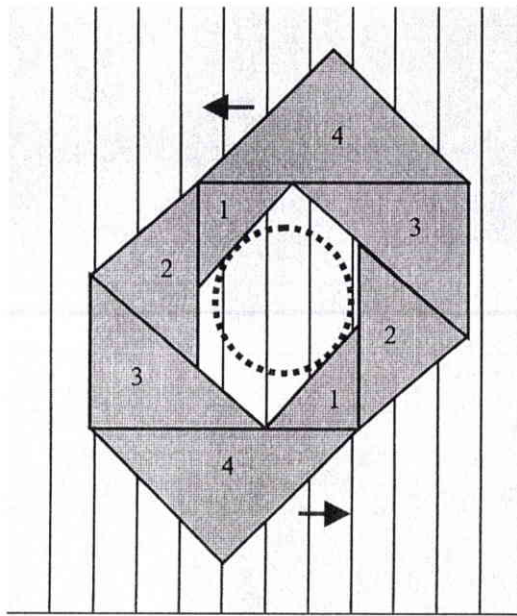


Figure A7 : Progression des délaminages dans l'épaisseur

1.2.1.3 Rupture de fibre

Ce type de dommage n'apparaît pas nécessairement lors d'un impact. Son apparition est liée au nombre de plis de la structure, au drapage, au type de matériau, mais aussi au type d'impacteur, au niveau d'énergie. Les plis rompus, lors du choc, sont localisés principalement sur la face opposée à l'impact et sont visibles à l'œil.

1.2.1.4 Empreinte de l'impacteur

Le dommage d'impact est détecté par un contrôle visuel, comme celui réalisé par les compagnies aériennes, par l'empreinte laissée par l'impacteur lors du choc, c'est l'une de ses caractéristiques principales.

La profondeur généralement relevée correspond à la profondeur après relaxation du matériau. Cette relaxation se produit dans les 24 heures suivant le choc. La mesure est réalisée, soit à l'aide d'un comparateur, soit par un contrôle par ultrasons (cartographie A-Scan en profondeur). Cette seconde méthode (figure A8) permet de déterminer la forme de l'empreinte en plus de sa profondeur, donnée importante pour la simulation numérique (cf. approche "mésomécanique").

Pour les structures aéronautiques, la profondeur d'empreinte est la grandeur qui permet de définir le seuil de détectabilité du défaut qui est nécessaire à la définition des programmes d'inspection, puisque le choix d'Aérospatiale est de limiter le type de contrôle à effectuer en service à un contrôle visuel.

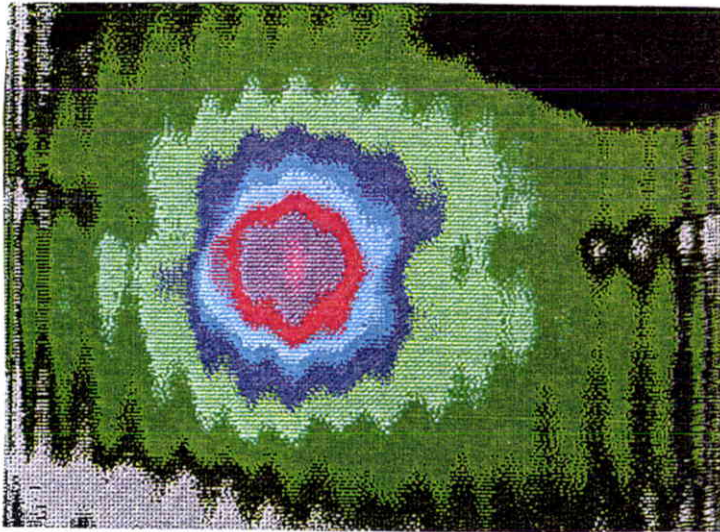


Figure A8 : Cartographie A-Scan en profondeur de l'empreinte de l'impacteur

1.2.1.5 Conclusion

La zone délaminée et la profondeur d'empreinte sont, en général, les 2 données principales de la caractérisation d'un dommage d'impact accessibles par les compagnies aériennes.

Les délaminages en forme de "marche d'escalier" ont un profil conique dans l'épaisseur. Le cône de délaminage est inclus dans le cône de fissuration.

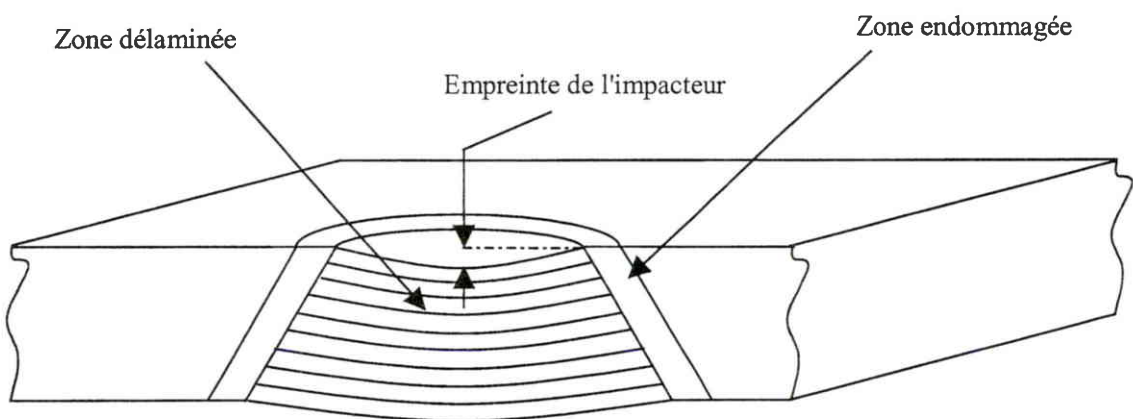


Figure A9 : Représentation schématique des dommages d'impact

1.2.2 Mécanismes d'endommagement lors d'un impact

Les mécanismes d'endommagement lors d'un impact peuvent être résumés chronologiquement en 3 étapes [5 – 7,95] :

- sous le poids de l'impacteur, les forces engendrées provoquent une concentration de contraintes pouvant entraîner une flexion de la structure ou un poinçonnement. Ce phénomène est très localisé,
- les contraintes transverses générées par le champ de flexion conduisent à la fissuration de la matrice sur la face opposée à l'impact. Dans le cas d'un impact par indentation statique, la fissuration apparaît sur la face impactée. Pour des énergies d'impact importantes, des ruptures de fibres peuvent apparaître dans les zones fissurées.
- le fort cisaillement induit par la flexion du stratifié provoque la propagation des fissures jusqu'aux interfaces. La présence de fissures à l'interface de 2 plis d'orientation différente conduit au développement d'un délaminage. Ce dernier se propage dans la direction des fibres du pli inférieur principalement en mode II. Ces dommages conduisent à une redistribution du champ de contraintes.

1.2.3 Mécanisme de ruine des structures impactées

Les mécanismes de ruine des structures impactées, soumises à de la compression, sont les mêmes en statique et en fatigue. L'évolution des dommages se fait en 2 phases [17 – 61 à 65] :

- une phase d'initiation : avec une évolution du taux de fissuration jusqu'à un seuil de saturation T_{α} ,
- une phase de propagation pendant laquelle il y a une évolution des délaminages. Cette seconde phase n'apparaît que lorsque le taux de fissuration atteint un seuil de saturation appelé T_{α} .

Des travaux, réalisés en collaboration avec le Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale ont permis de mettre en place une procédure expérimentale permettant de suivre, en temps réel, la propagation des surfaces délaminées (annexe 4). Pour ce faire, des capteurs US sont collés à la périphérie des plus grands délaminages et reliés à un appareil US multiplexé. Un logiciel développé spécifiquement délivre en temps réel les A-Scan correspondant aux capteurs. Un premier seuil signale la progression d'un délaminage sous un capteur et déclenche l'enregistrement des A-Scan, un second seuil permet de stopper l'essai. Ce système a été conçu pour détecter une propagation dans le plan des plus grands délaminages.

1.2.4 Comparaison impact dynamique / indentation statique

Pour simuler un dommage d'impact, il existe 2 types d'essai. Il est possible de réaliser des essais dynamiques ou par indentation statique.

Des études ont été menées [5, 7 - 10], dans le but de comparer les 2 types d'essai d'impact et ont montré que les mécanismes d'endommagement étaient identiques, que la zone délaminée est comparable pour des essais à iso-énergie mais la profondeur d'empreinte est plus marquée pour des essais de poinçonnement. Ces résultats ne sont valables que pour des niveaux d'énergies faibles (de l'ordre de 30 joules), pour des vitesses d'impact ne dépassant pas 10 m.s^{-1} .

Cette différence n'autorise pas une substitution directe de l'essai d'impact par un essai de poinçonnement en termes quantitatifs (détermination des caractéristiques de tenue à l'impact). Par contre, l'essai d'indentation statique est bien adapté à l'étude des processus d'endommagement sous impact et constitue un essai simple en suivi de qualité matériau.

Des essais d'impact dynamique et par indentation statique ont été menés dans le cadre du programme "Eprovettes de Compression Après Impact" et ont permis de valider les résultats présentés ci-dessus pour des matériaux et des drapages utilisés par Aérospatiale [8] (annexe 1).

2 ETUDE DU COMPORTEMENT STATIQUE D'UNE STRUCTURE COMPOSITE IMPACTEE

L'analyse du comportement des structures composites monolithiques a fait l'objet de nombreuses publications mais peu d'auteurs se sont intéressés au comportement statique en présence de dommages d'impact [6-16-17]. Ce sujet a fait l'objet de recherche importante au sein d'Aérospatiale [11 à 19] principalement lors de la conception de la voilure extrême en carbone de l'ATR72.

Ces différentes études ont montré que les structures composites impactées présentent une baisse importante de leurs caractéristiques mécaniques principalement en compression [6]. Pour ce type de chargement, le comportement des structures est non-linéaire et conduit à une rupture brutale.

Pour des chargements en compression, il y a évolution des dommages avant la rupture. Mais, les phénomènes et les mécanismes régissant la ruine de ces structures (évolution de la fissuration et propagation des délaminages) sont très difficiles à mettre en évidence du fait du caractère explosif des ruptures.

En traction, l'impact ne semble pas présenter un caractère très endommageant [11-25].

2.1 Résultats expérimentaux - Rappel des programmes d'essai

Deux programmes d'essai ont été réalisés dans le cadre de ces travaux et portaient sur :

- des éprouvettes de Compression Après Impact soumises à un champ de compression pure,
- des éprouvettes biaxiales soumises à des sollicitations combinées traction et compression.

Ces essais ont pour but d'identifier les dommages subis par les matériaux suite à un impact, d'analyser le comportement de ces structures pour différents types de sollicitation ainsi que les mécanismes régissant leurs ruines. L'ensemble de ces programmes est reporté respectivement aux annexes 1 et 2. Seuls les principaux résultats sont reportés ci-dessous.

2.1.1 Essais de Compression Après Impact

Ce programme a pour but de :

- permettre l'identification des dommages d'impact et les mécanismes de ruine associés,
- valider sur des drapages désorientés, les résultats déjà disponibles (comportement et propagation des délaminages) pour des drapages orientés suivant la longueur de l'éprouvette,
- suivre l'évolution des surfaces délaminées,
- valider la modélisation par éléments finis proposée, au travers d'essais élémentaires.

22 éprouvettes sont testées suivant 5 configurations (3 orientations de drapage et 3 niveaux d'énergie).

2.1.1.1 Description des éprouvettes

Le matériau utilisé est un carbone/époxy de seconde génération : l'IM7/977-2 (145gr/m²).

Le drapage retenu est de type quasi-isotropique à 24 [(0,45,90,-45)₃]_s ou 32 plis : [45,90₂,45₂,0₃, -45₃,90]_s. La séquence proposée permet de limiter le nombre d'interface d'orientation différente tout en permettant de comparer les résultats obtenus à ceux déjà réalisés par Aérospatiale [6-8-17-87].

Les plis à 0° sont orientés suivant la longueur de l'éprouvette. Trois désorientations de drapage par rapport aux axes de l'éprouvette, sont testées : $\phi=0^\circ$, 10° et 20° .

Les éprouvettes sont rectangulaires et de dimensions de 100*150mm². La description de la géométrie est reportée à la figure A10.

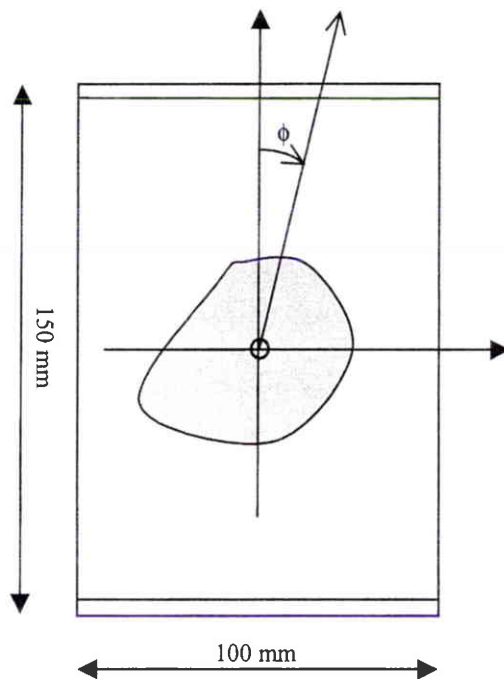


Figure A10 : Description de l'éprouvette de CAI

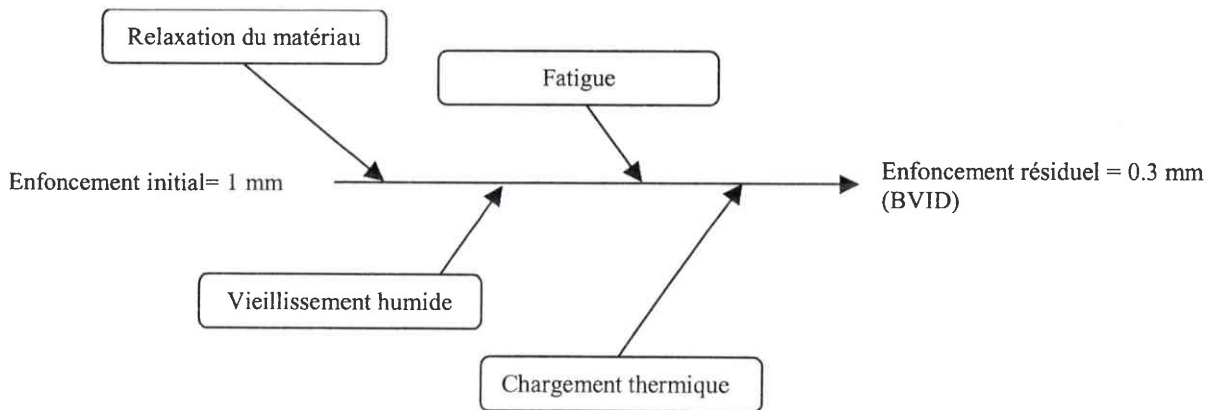
2.1.1.2 Définition des essais

Essais d'impact

Trois niveaux d'endommagement ont été retenus pour les éprouvettes de drapages non désorientés ($\phi=0^\circ$). Le premier niveau d'endommagement correspond au plus grand défaut qui ne sera pas détecté par les moyens de contrôle mis en œuvre dans le cadre des programmes de maintenance (Barely Visible Impact Damage). Le second et le troisième correspondent respectivement à un enfoncement résiduel de l'ordre de 1 et de 2 millimètres.

Les impacts sont réalisés avec un impacteur à embout hémisphérique de diamètre 16 mm.

Remarque : Pour obtenir un enfoncement résiduel correspondant au BVID, il est nécessaire de rechercher un impact initial de 1 mm.



Des essais préliminaires d'impact (6 essais de 3 à 24 joules) ont été réalisés pour déterminer les caractéristiques de l'endommagement (profondeur d'empreinte et surface délaminée) en fonction de l'énergie d'impact.

Un essai de poinçonnement statique a été effectué sur une éprouvette de même type. Le but de cet essai est double :

- évaluer le domaine des énergies nécessaires pour réaliser les essais dynamiques,
- de vérifier la correspondance entre l'essai de poinçonnement statique et les essais d'impact dynamique [8].

Contrôle de l'endommagement

Les mesures des profondeurs d'empreinte ont été réalisées par comparateur et par un contrôle par ultrasons en piscine.

Une première mesure est effectuée suite à l'impact et une seconde après relaxation du matériau soit au moins 24 heures plus tard.

Essais de Compression

Le montage d'essai est présenté à la figure A11.

Deux types de contrôle sont effectués :

- mesures des déformations à l'aide de 5 jauges d'extensométrie,
- mesure du déplacement au droit du dommage par laser pour détecter une éventuelle instabilité locale (cloquage),
- suivi en temps réel de l'évolution du dommage à l'aide de palpeurs US collés à la périphérie du plus grand dommage (annexe 4).

Le tableau A1 récapitule tous les essais réalisés dans le cadre de cette étude.

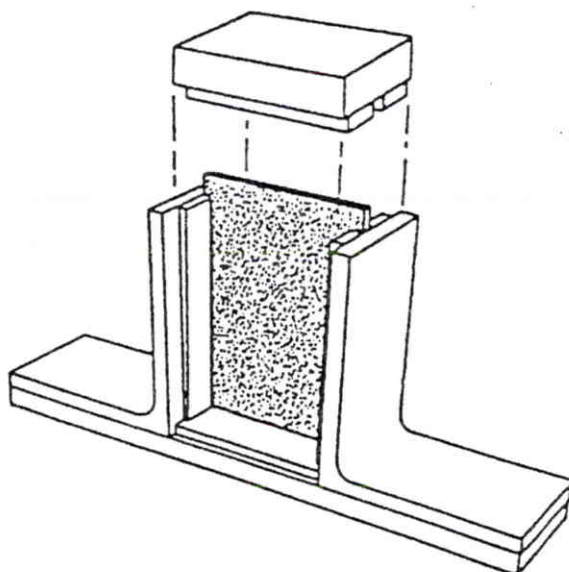


Figure A11 : Montage d'essai de CAI

<i>Angle du drapage</i>	<i>Quantité</i>	<i>Energie (J)</i>	<i>Empreinte recherchée</i>	<i>Remarques</i>
0°	6		De 0,1 à 2 mm	- recherche des niveaux d'énergie - comparaison statique/dynamique
0°	1	E2		- impact réalisé par indentation statique
0°	3	E1	0.3 mm	- 1 essai avec jauges - 1 essai avec suivi de l'endommagement
0°	3	E2	1 mm	- 1 essai avec jauges - 1 essai avec suivi de l'endommagement
0°	3	E3	2 mm	- 1 essai avec jauges - 2 essais avec suivi de l'endommagement
10°	3	E2	1 mm	- 1 essai avec jauges
20°	3	E2	1 mm	- 1 essai avec jauges

Tableau A1 : Récapitulatif des essais

2.1.1.3 Résultats expérimentaux

Le détail des résultats expérimentaux (cartographies des dommages, relevés d'extensométrie...) est présenté en annexe 1. Les principales données expérimentales sont reportées dans le tableau A2.

Type	E (J)	Profondeur d'empreinte		Surface délaminée		Compression après impact	
		après impact (mm)	24h après impact (mm)	face impactée (mm ²)	face non impactée (mm ²)	effort (N)	Contrainte (Mpa)
$\phi = 0^\circ$ balayage	3	0,09	-	146		-	-
	6	0,14	-	398		-84000	-255
	9	0,20	-	661		-	-
	12	0,23	-	976		-	-
	18	0,52	-	1085		-67900	-210
	24	0,91	-	1460		-	-
$\phi = 0^\circ$	6	0,12	0,10	461	438	-81250	-248
	6	0,10	0,09	480	460	-85000	-260
	6	0,13	0,11	422	406	-	-
		0,12	0,10	454	435	-83125	-254
	12	0,19	0,18	774	716	-73200	-221
	12	0,18	0,16	654	625	-	-
	12	0,19	0,19	869	820	-73000	-221
		0,19	0,18	766	720	-73100	-221
	18	0,48	0,44	1219	1137	-67900	-205
	18	0,43	0,39	1185	1040	-74000	-222
	18	0,50	0,45	1259	1215	-62200	-188
		0,47	0,43	766	1161	-68033	-205
$\phi = 10^\circ$	12	0,17	0,17	725	672	-73100	-224
	12	0,18	0,17	772	711		
	12	0,18	0,18	761	714		
		0,18	0,17	753	713	-73100	-224
$\phi = 20^\circ$	12	0,17	0,17	681	633	-77800	-238
	12	0,19	0,18	718	670	-80100	-245
	12	0,18	0,17	784	753		
		0,18	0,17	728	712	-78950	-242

Tableau A2 : Résultats expérimentaux

Remarque : Les essais d'impact réalisés pour déterminer les caractéristiques de l'endommagement, ont montré que les niveaux d'enfoncement recherchés (annexe 1), n'étaient pas réalistes. Au vu des résultats, les 3 profondeurs d'empreinte recherchées sont passées, respectivement de 0.3, 1 et 2 mm à 0.1, 0.2 et 0.5 mm pour une gamme d'énergie variant de 6 à 18 joules.

2.1.1.4 Conclusion

Les essais réalisés sur les éprouvettes de Compression Après Impact ont mis en évidence le comportement non linéaire de structures composites impactées soumises à un champ de compression pure (figure A18). Des problèmes de stabilité liés au faible nombre de plis de la plaque ne permettent pas l'exploitation des essais sur les éprouvettes impactées à 6 et 12 joules ($\phi=0^\circ$).

Malgré les moyens mis en œuvre, il n'a pas été possible de mettre en évidence la propagation des surfaces délaminées. Ces résultats confirment le caractère explosif de la rupture des stratifiés impactés (Annexe 4) [61].

La comparaison d'endommagement pour un impact dynamique et un impact par poinçonnement a confirmé les résultats déjà obtenus. Pour des impacts de faible énergie et à basse vitesse, il n'y a pas de différence d'endommagement (surface délaminée et profondeur d'empreinte) entre les 2 types d'impact (impact faible énergie et faible vitesse).

Ces essais doivent permettre de valider l'approche numérique "mésomécanique" (stabilité, courbes effort/déformation et charges à rupture).

2.1.2 Essais d'éprouvettes impactées sous sollicitations bidirectionnelles

Ce programme a pour but de suivre le comportement des structures composites monolithiques endommagées par un impact basse vitesse sous sollicitations bidirectionnelles [18–19]. En effet, les seuls résultats disponibles sont basés sur des chargements de compression. Le comportement des stratifiés impactés soumis à des chargements combinés (traction compression et cisaillement) n'a fait l'objet d'aucune étude.

Ces essais doivent permettre une meilleure compréhension des mécanismes régissant la ruine des structures composites impactées en fonction du type de chargement et plus particulièrement en fonction des charges et des directions de propagation des délaminages pour des sollicitations combinées.

Le but de ce programme est double :

- étudier le comportement des structures composites sous des chargements complexes traction/compression/cisaillement,
- suivre, en temps réel, l'évolution des dommages, et plus particulièrement l'évolution des surfaces délaminées, en fonction du type de chargement.

La machine d'essai, mise au point par le CEAT, est présentée à la figure A12.

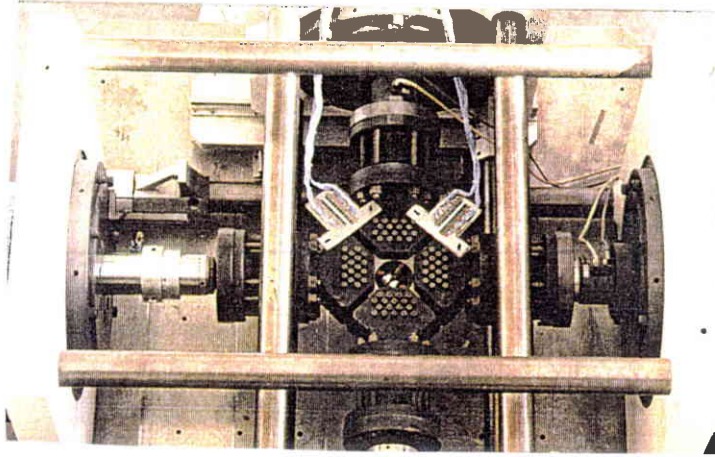


Figure A12 : Machine d'essai biaxiale

2.1.2.1 Définition des éprouvettes

L'éprouvette choisie est celle de "Daniel" [14]. La description géométrique des éprouvettes est reportée à la figure A13. Le matériau retenu est le même que celui utilisé pour les essais de Compression Après Impact : l'IM7/977-2 (carbone/époxy de 2^{ème} génération) à 32 plis (16 plis à 0°/ 6 plis à 45°/ 6 plis à 45°/ 4 plis à 90°) ou 16 plis (8 plis à 0°/ 3 plis à 45°/ 3 plis à 45°/ 2 plis à 90°). Les impacts sont calibrés pour créer une surface délaminée d'environ 1500mm² (d=43,7mm) avec une profondeur d'empreinte résiduelle de l'ordre de 0.3 mm. Ce dommage correspond au plus petit dommage qui ne sera pas détecté par les méthodes de contrôle mises en place lors des programmes de maintenance.

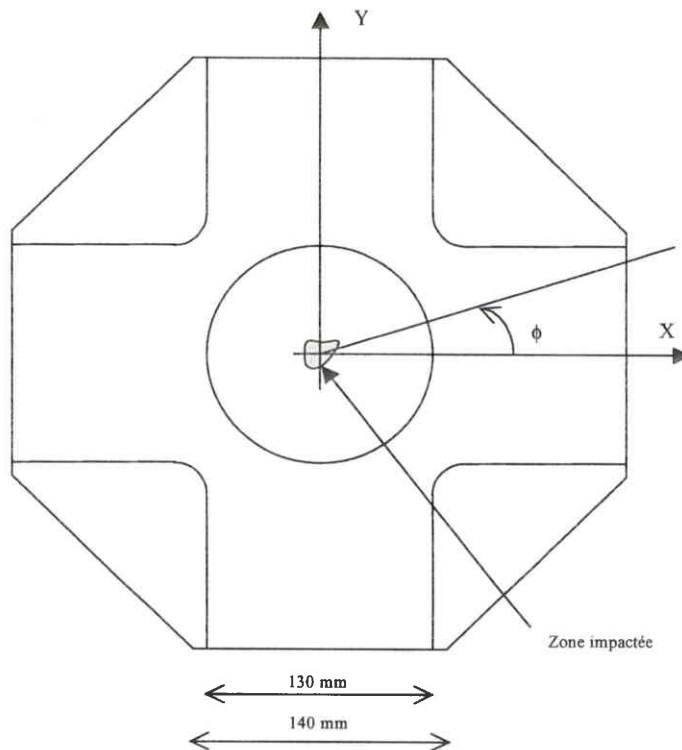


Figure A13 : Description des éprouvettes biaxiales

2.1.2.2 Définition du programme d'essai

Les paramètres d'essais β et ϕ définissent respectivement le rapport de biaxialité c'est-à-dire le rapport entre les forces F_x et F_y ($F_x/F_y = \cotg \beta$) et l'angle du drapage par rapport aux axes X et Y.

La définition (Tableau A3) et la prévision des points d'essai est présentée en détail en annexe 2. La prévision des charges à rupture est déterminée à l'aide du critère de tenue en tolérance aux dommages présenté au paragraphe 2.3.

Eprouvette			Chargement							
cas	type	ϕ	Nbre	β	F_y/F_x	F_x en	F_y en	O.A.F	suivi extenso	suivi propa
C/O/O	1	0°	3	-161°	0,344	Comp.	Comp.	oui	2	-
C/T/O	1	0°	3	162°	-0,325	Comp.	Tract.	oui	1	oui
C/T/T	3	15°	3	160°	-0,364	Comp.	Tract.	oui	1	-
C/O/T	3	15°	3	-163°	0,306	Comp.	Comp.	oui	1	-
C/C/T	4	30°	3	-153°	0,510	Comp.	Comp.	oui	1	oui
C/C/O	1	0°	3	-146°	0,675	Comp.	Comp.	oui	1	-
O/T/O	1	0°	3	120°	-1,732	Comp.	Tract.	non	-	-
O/T/T	4	30°	3	85°	11,430	Tract.	Tract.	non	-	-
O/O/T	5	45°	3	-45°	-1,000	Tract.	Comp.	oui	2	oui
O/C/T	4	30°	3	-113°	2,356	Comp.	Comp.	oui	-	-
O/C/O	1	0°	3	-121°	1,664	Comp.	Comp.	oui	1	-
T/T/O	2	10°	3	80°	5,671	Tract.	Tract.	non	-	-
T/T/T	6	60°	3	80°	5,671	Tract.	Tract.	non	1	oui
T/O/T	4	30°	3	160°	-0,364	Comp.	Tract.	non	-	-
T/C/T	4	30°	3	-15°	-0,268	Tract.	Comp.	non	1	-
T/C/O	1	0°	3	-18°	-0,325	Tract.	Comp.	non	1	-

Tableau A3 : Définition des essais

Avec :

- ϕ : orientation du drapage par rapport au repère de l'éprouvette,
- β : rapport de biaxialité,
- O.A.F : utilisation d'un outillage anti-flambage,
- Suivi extenso : éprouvette équipée de jauges d'extensométrie,
- Suivi propa : éprouvette équipée de palpeurs US pour le suivi de l'évolution de la zone délaminée,
- Cas A/B/C : A : sollicitation dans la fibre à 0°
 B : sollicitation dans la fibre à 90°
 C : sollicitation dans la fibre à 45°
- T : traction
- C : compression
- 0 : pas chargé

2.1.2.3 Définition des impacts

Les éprouvettes sont impactées avec une énergie de 33 Joules, pour se rapprocher le plus possible d'une surface délaminée (notée S_d) de 1500 mm^2 . L'enfoncement après relation du matériau est proche de $0,3 \text{ mm}$ [12]. Pour l'éprouvette de type 6 (16 plis), l'énergie nécessaire à la création d'une surface délaminée de l'ordre de 1500 mm^2 est voisine de 30 Joules. Cette énergie est obtenue à partir de résultats précédents, selon la formule [11] :

$$E = S_d * e_p^{0,5} / K_s$$

où K_s : constante fonction de la géométrie et des conditions d'appui
 e_p : épaisseur du matériau

soit $E = 1500 * (16 * 0,135)^{0,5} / 72,7 = 30 \text{ Joules}$.

Les conditions d'impact doivent respecter les points suivants :

- éprouvette appuyée sur 2 glissières espacées de 112 mm . Cette distance correspond à la distance entre 2 raidisseurs,
- maintien de l'éprouvette sur 4 points (sauterelles) : 2 points par glissière espacés de 125 mm ,
- impact au centre de l'éprouvette (au centre des 4 points de maintien),
- impacteur à embout hémisphérique $\phi = 16 \text{ mm}$.

2.1.2.4 Suivi en temps réel de l'endommagement

Le but de ces contrôles est de suivre, en temps réel, l'évolution de la surface délaminée. Une procédure de contrôle par ultrasons a été développée en collaboration avec le Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale de Suresnes (§ 1.2.3 et annexe 4).

2.1.2.5 Conclusion

Les essais réalisés sur les éprouvettes biaxiales ont mis en évidence le comportement non linéaire de structures composites impactées soumises à un champ de compression dominante (figures A18 et A19) et un comportement linéaire pour un chargement en traction (figures A16 et A17).

Le suivi de l'évolution des surfaces délaminées a montré une propagation des délaminages suivant une direction perpendiculaire à la charge de compression. Les délaminages qui propagent sont situés dans la première moitié de l'éprouvette (face impactée).

Ces essais doivent permettre, en complément de ceux du programme de CAI, de valider l'approche "mésomécanique" (stabilité, courbes effort/déformation et charges à rupture).

2.2 Analyse du comportement des stratifiés impactés

Cette analyse reprend en détail les résultats expérimentaux obtenus pour les essais de Compression Après Impact et pour les éprouvettes biaxiales.

2.2.1 Essais préliminaires

Des essais préliminaires, réalisés sur des éprouvettes biaxiales non impactées, ont été effectués en vue de comparer le comportement d'une éprouvette saine par rapport au comportement d'une éprouvette endommagée.

Les acquisitions de mesures sont réalisées au centre de l'éprouvette.

Ces essais ont mis en évidence :

- pour un chargement en traction dominante : la courbe efforts/déformations (figure A14) est linéaire quel que soit le rapport de biaxialité. Les essais ont été arrêtés avant la rupture de l'éprouvette.
- pour un chargement en compression dominante : la courbe efforts/déformations (figure A15) est linéaire jusqu'à un seuil, fonction du rapport de biaxialité. Le comportement devient alors faiblement non linéaire. Cette non-linéarité met en évidence le caractère instable (cloquage) de l'éprouvette.
- le comportement est similaire suivant X et Y pour un rapport de biaxialité de 1

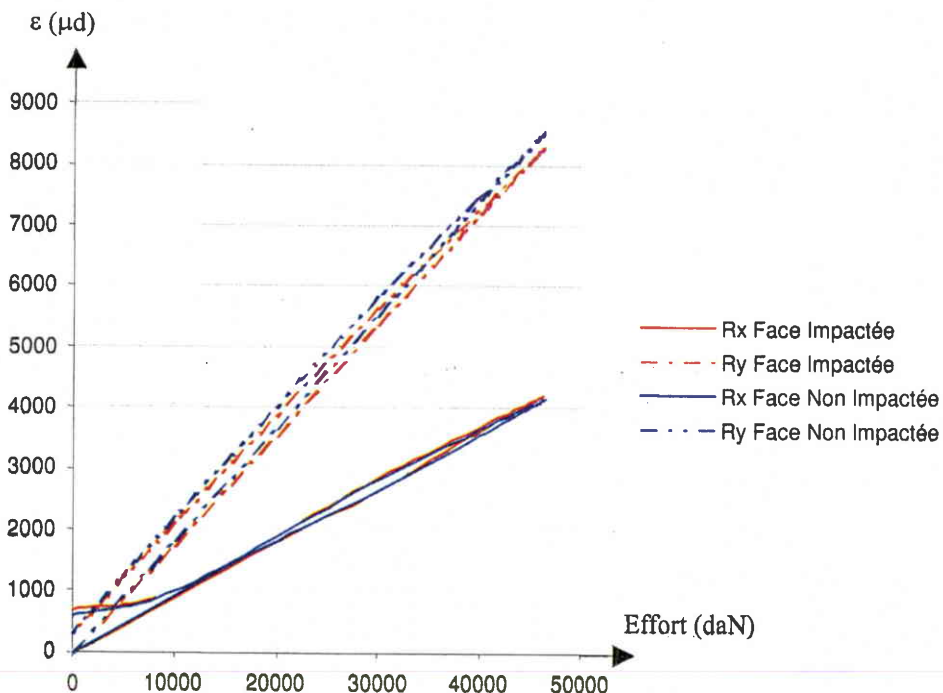


Figure A14 : Résultats expérimentaux en traction dominante sur une éprouvette biaxiale non-impactée (éprouvette T1_01 - rapport de biaxialité de 1.678)

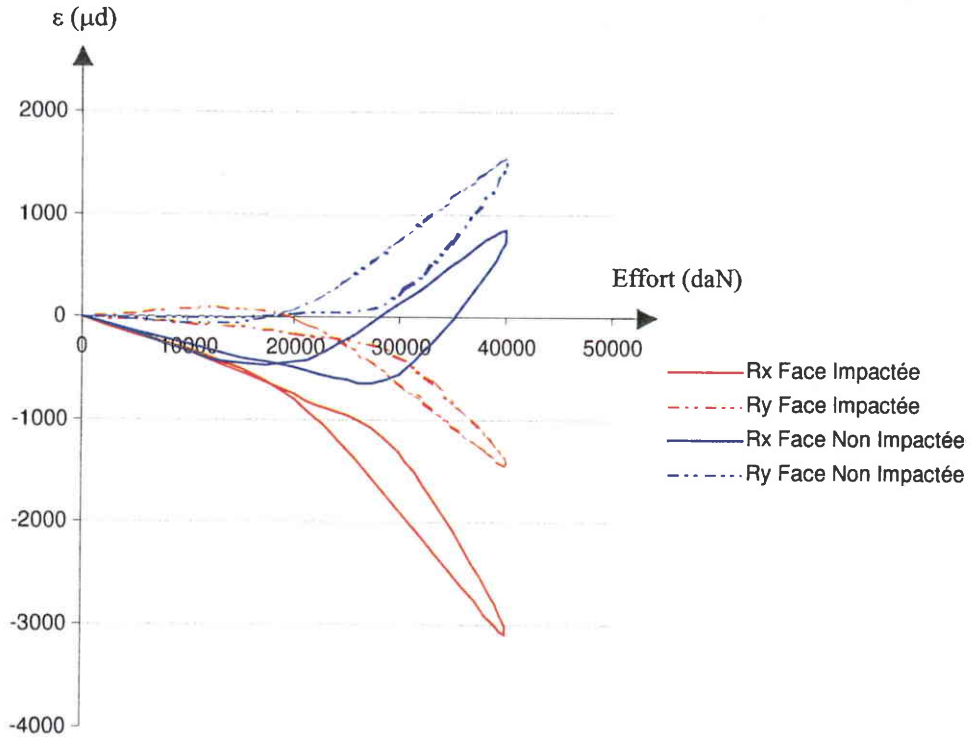


Figure A15 : Résultats expérimentaux en compression dominante sur une éprouvette biaxiale non impactée (éprouvette T1_01 - rapport de biaxialité de 0.344)

2.2.2 Comportement en traction

Les mesures réalisées sur des éprouvettes endommagées soumises à un champ de traction montrent qu'il existe une relation linéaire entre les efforts et les déformations (figures A16 et A17). De plus, les déformations sont très proches de celles obtenues lors des essais préliminaires. Ces résultats mettent en évidence le caractère peu endommageant des impacts de faible énergie (correspondant au Barely Visible Impact Damage) sur les structures composites monolithiques soumises à des sollicitations de traction.

nota : légendes des graphiques A16 à A20

- FI : Face Impactée,
- FNI : Face Non Impactée,

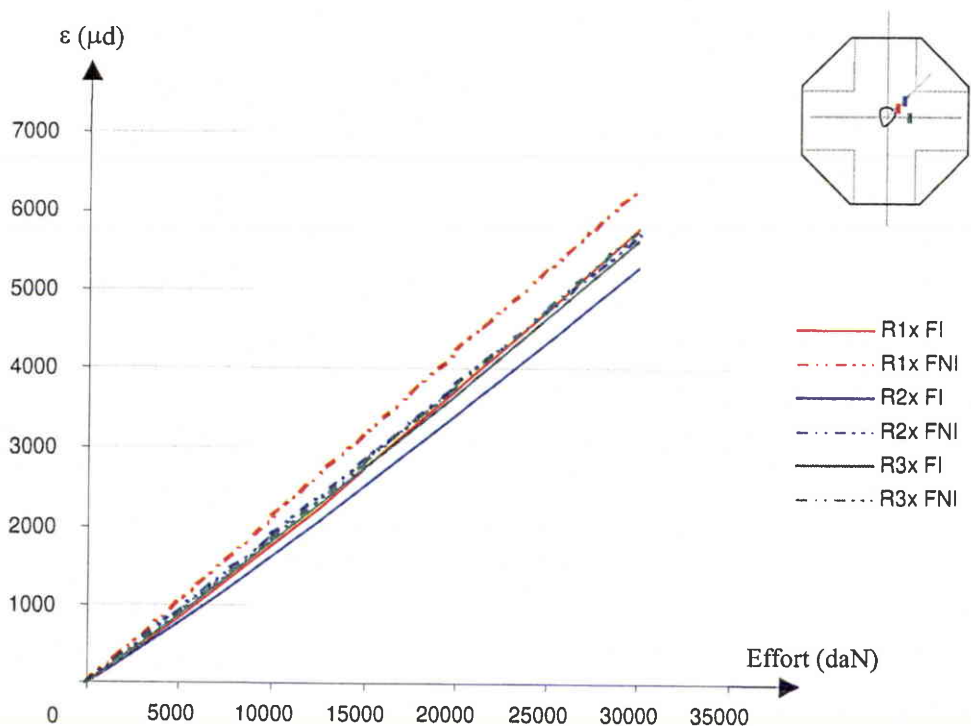


Figure A16 : Résultats expérimentaux suivant X, en traction dominante sur une éprouvette biaxiale impactée (éprouvette T2_01 - rapport de biaxialité de 5.671)

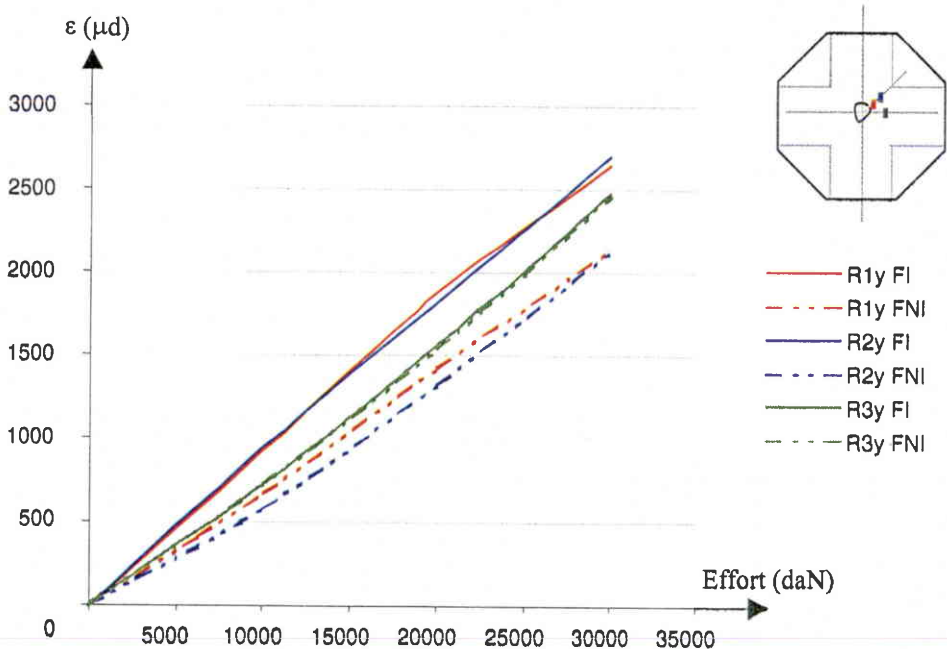


Figure A17 : Résultats expérimentaux suivant Y, en traction dominante sur une éprouvette biaxiale impactée (éprouvette T2_01 - rapport de biaxialité de 5.671).

2.2.3 Comportement en compression

Les essais réalisés sur les éprouvettes de CAI et biaxiales soumises à un champ de compression dominante, ont mis nettement en évidence le comportement non linéaire des structures composites impactées (figures A18 et A19).

Le comportement de l'éprouvette est linéaire jusqu'à un seuil de l'ordre de 50% de la charge à rupture puis devient non linéaire jusqu'à un second seuil de l'ordre de 80% de la charge à rupture. Passé cette valeur, la présence de l'impact rend l'éprouvette très instable.

Les mesures relevées sur une éprouvette de Compression Après Impact (figure A20) ont montré :

- sur la face impactée : une très forte compression,
- sur la face non impactée : de la traction au dernier palier de chargement.

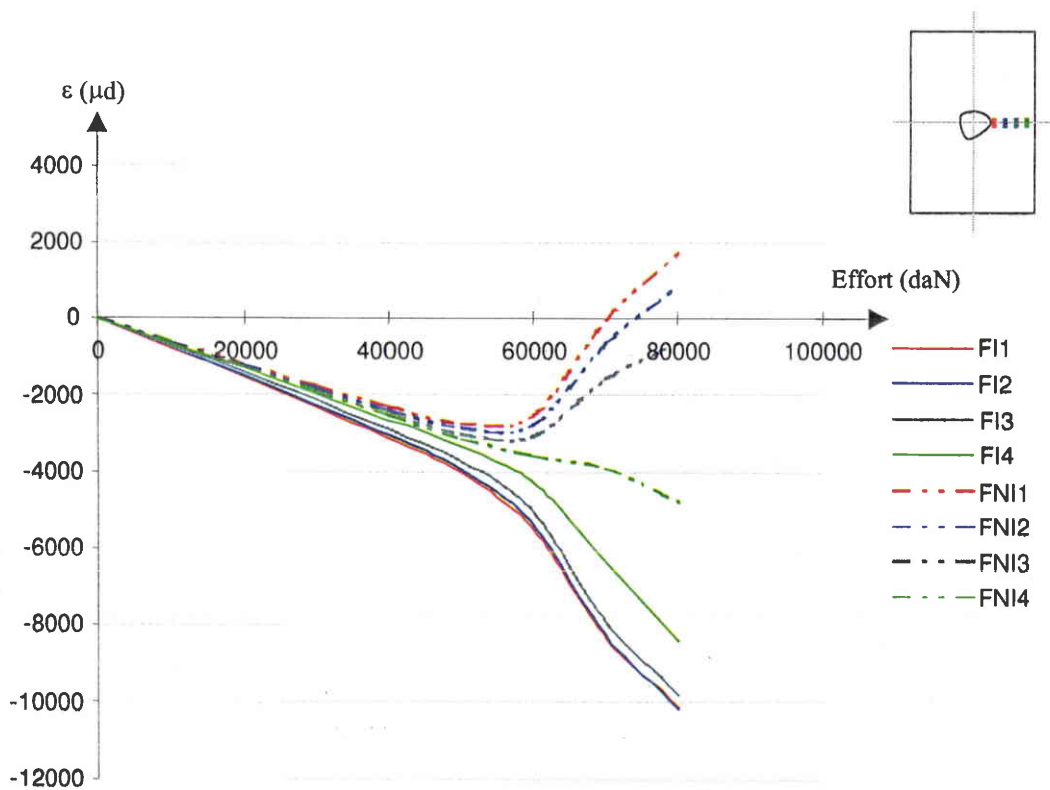


Figure A18 : Résultats expérimentaux sur une éprouvette de CAI impactée à 18 joules

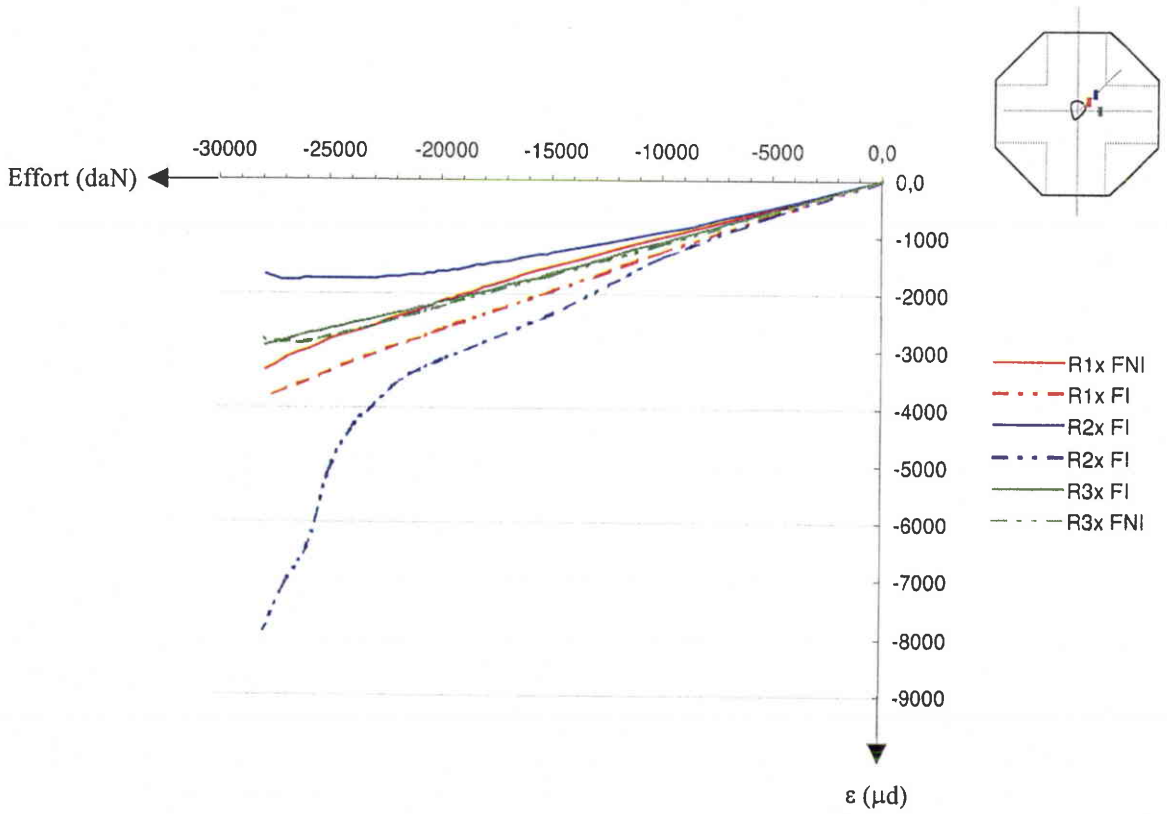


Figure A19 : Résultats expérimentaux suivant X en compression dominante sur une éprouvette biaxiale impactée (éprouvette T1-17 - rapport de biaxialité de 0.687)

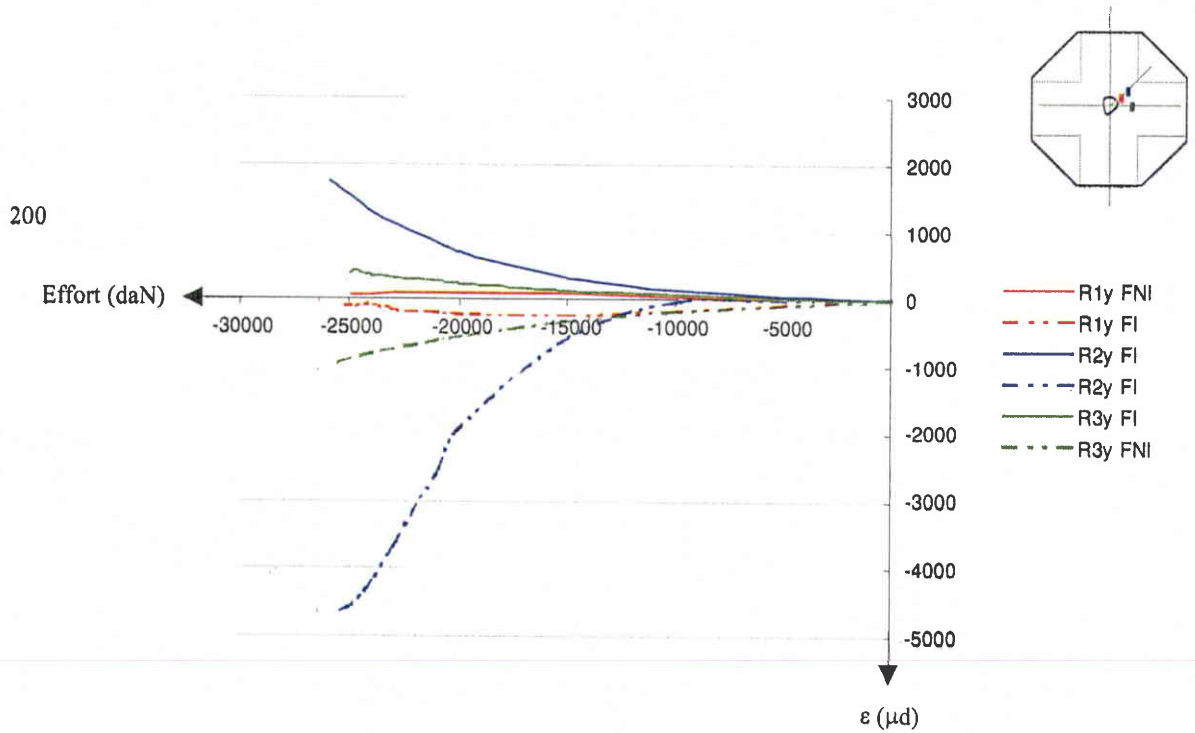


Figure A20 : Résultats expérimentaux suivant Y en compression dominante sur une éprouvette biaxiale impactée (éprouvette T1-17 - rapport de biaxialité de 0.687)

2.2.4 Interprétation des résultats expérimentaux

Le comportement linéaire en traction et fortement non linéaire en compression des stratifiés impactés, peut s'expliquer par une combinaison de sollicitations planes (N_x , N_y , N_z et T_x , T_y) et hors plan (M_x , M_y , M_{xy}).

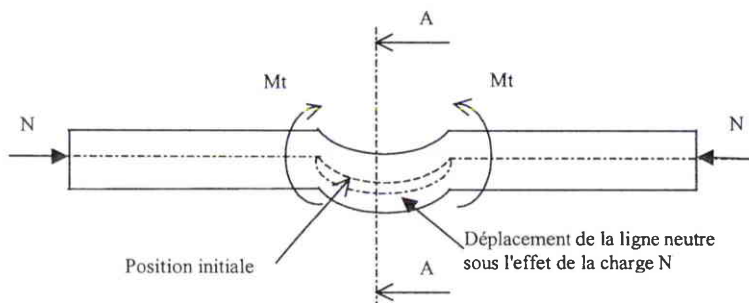
Soit dans la section AA (figure A21) :

$$\begin{aligned} \text{- Face impactée} \quad \varepsilon_{Pi} &= \varepsilon_{Pi}^{(N)} + \varepsilon_{Pi}^{(M)} = \frac{F}{E.S} + \frac{M.(e/2)}{EI} \\ \text{- Face non impactée} \quad \varepsilon_{Pi} &= \varepsilon_{Pi}^{(N)} + \varepsilon_{Pi}^{(M)} = \frac{F}{E.S} - \frac{M.(e/2)}{EI} \end{aligned}$$

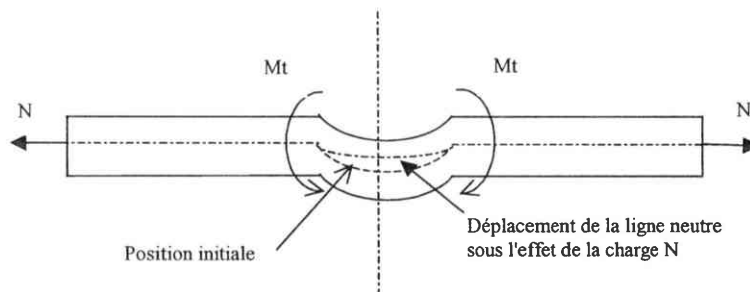
avec : F : effort appliqué
M : moment de flexion
E : module de Young
e : épaisseur de la plaque
I : moment d'inertie

En effet, lors d'une sollicitation en compression (figure A21) le déplacement dû au moment de flexion tend à écarter la ligne neutre du plan moyen, ce qui a pour conséquence d'augmenter le moment de flexion et donc l'écart entre les déformations face impactée et face non impactée.

Par contre, lors d'une sollicitation en traction (figure A22) les déplacements dus au moment de flexion tendent à rapprocher la ligne neutre du plan moyen et donc à diminuer le moment de flexion (converge vers un état d'équilibre stable), ce qui donnera des déformations face impactée et face non impactée assez proches et peut expliquer la faible sensibilité aux dommages d'impacts non perforants des structures monolithiques en carbone/époxy.



**Figure A21 : Moment de flexion initié au droit du dommage
comportement en compression**



**Figure A22 : Moment de flexion initié au droit du dommage
comportement en traction**

2.3 Analyse de la propagation des surfaces délaminées

Cette analyse est basée sur le suivi d'éprouvettes de Compression Après impact et biaxiales. Les résultats obtenus dans le cadre du programme d'essai de CAI sont complétés par ceux préalablement obtenus par le Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale. L'ensemble des résultats et des procédures expérimentales est reporté à l'annexe 4.

2.3.1 Suivi des éprouvettes de CAI

Les essais réalisés dans le cadre du programme reportés en annexe 1 sur des éprouvettes de CAI n'ont pas permis de mettre en évidence la propagation des délaminages. Ces résultats s'expliquent par le choix du drapage et plus précisément du nombre de plis. En effet, des problèmes d'instabilité générale de l'éprouvette sont apparus avant qu'une évolution des dommages ait pu être détectée.

Dans le cadre d'études précédentes [62-80], une évolution des dommages a pu être détectée. Il a été mis en évidence que les délaminages qui propageaient, étaient situés dans le tiers inférieur de la plaque (face non impactée). La direction de propagation est toujours perpendiculaire à la direction du chargement. Un exemple, sur une éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotropique de 32 plis, est présenté à la figure A23.

Les phénomènes de propagation se produisent pour des niveaux de charges très élevés proches de la rupture statique résiduelle. Les mécanismes régissant la propagation et la ruine de la structure se produisent quasi simultanément. La rupture, très brutale, explique le fait que les phénomènes de propagation soient très difficiles à mettre en évidence lors d'essais statiques résiduels.

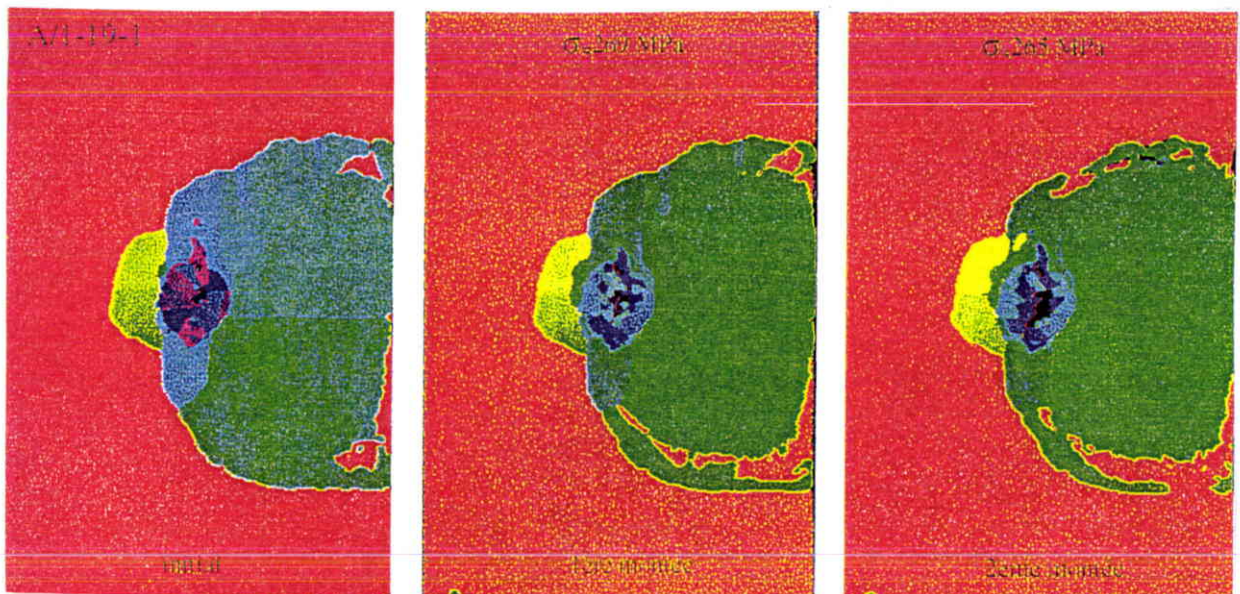


Figure A23 : Propagation des délaminages sur une éprouvette de CAI en IM7/977-2 (essai statique)

2.3.2 Suivi des éprouvettes biaxiales

Une propagation des surfaces délaminées a été enregistrée pour 2 essais (éprouvettes de type 1 et de type 6).

Pour l'éprouvette de type 1 impactée à 48 joules, les charges qui ont déclenché l'alarme sont sensiblement équivalentes à celles de rupture. Les A-Scan, en temps réel, montrent une propagation des délaminages suivant une seule direction dans le deuxième quart supérieur de l'éprouvette. Un premier délaminage s'est propagé vers le 13-14^{ème} pli, puis un second s'est propagé vers le 10-11^{ème} pli.

Pour l'éprouvette de type 6 (16 plis), un premier délaminage a propagé vers le 8^{ème} pli, puis un second a propagé au même endroit vers le 5-6^{ème} pli. La rupture s'est produite avant que la propagation soit suffisante pour déclencher le seuil d'alarme.

Pour les autres éprouvettes, au nombre de 7, la montée en charge a été stoppée dès qu'un craquement est entendu, un contrôle C-Scan est réalisé puis l'éprouvette est soumise à une nouvelle montée en charge. L'opération est renouvelée jusqu'à rupture. Cette manipulation a mis en évidence une propagation des surfaces délaminées dans la partie haute du cône de délaminages (propagation qui ne pouvait être détectée par les moyens mis en place).

Les résultats ont été obtenus pour l'éprouvette de type 4 chargée en compression dominante. Les cartographies montrent une légère évolution des surfaces délaminées (figures A24 à A26) puis une propagation brutale des délaminages face impactée. La rupture a eu lieu à -23 000 daN sur X (rapport de biaxialité de -0,364).

La propagation qui a été détectée par les moyens de contrôles utilisés s'est produite dans la première moitié de l'épaisseur c'est à dire hors de la zone des plus grands délaminages. Ceci laisse supposer que la rupture sur ces éprouvettes est produite par une augmentation du volume endommagé dans la zone d'impact. Ces résultats montrent une évolution de la zone délaminée différente de celle qui avait été mise en évidence pour les éprouvettes de CAI.



Figure A24 : Cartographie du dommage suite à l'impact



Figure A25 : Cartographie du dommage
Première montée (13 600daN)

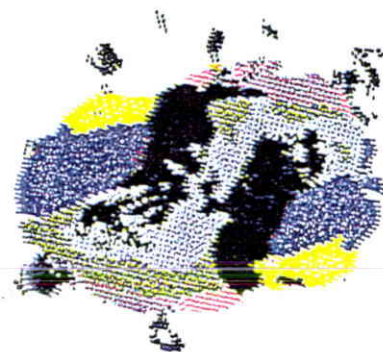


Figure A26 : Cartographie du dommage
Seconde montée (19 100 daN)

2.3.3 Conclusion et perspectives

Ces essais ont montré :

- que la direction de propagation des délaminages est perpendiculaire à la direction de chargement en compression,
- que le niveau de charge de propagation est très proche du niveau de charge à rupture,
- qu'il n'y a pas de position privilégiée dans l'épaisseur pour la propagation des délaminages.

En effet, les premiers résultats sur les éprouvettes de CAI laissaient supposer que la propagation des surfaces délaminées se produisaient dans le tiers inférieur du stratifié (figure A27). Les résultats obtenus sur les éprouvettes biaxiales ont montré que les délaminages qui ont propagé se trouvaient dans la première moitié de l'épaisseur (figure A28).

La position dans l'épaisseur des délaminages qui propagent semble être fonction du chargement, de l'épaisseur du matériau, de la taille du dommage, de la profondeur d'empreinte... Cette hypothèse doit être confirmée par une approche numérique (modélisation "micromécanique") corroborée par de nouveaux essais.

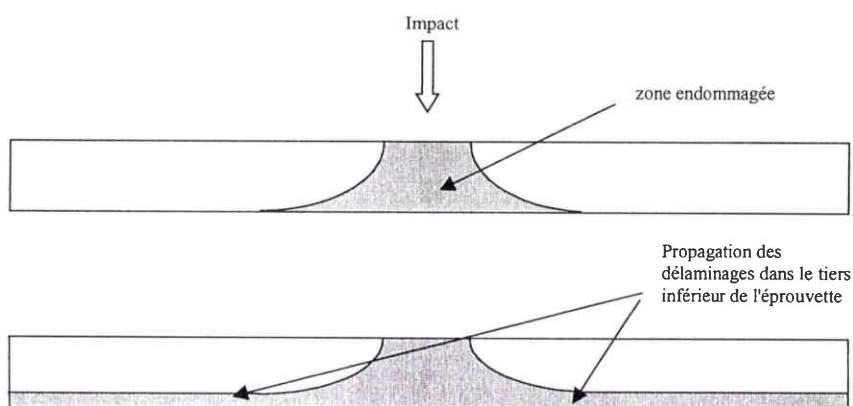


Figure A27 : Propagation des délaminages dans le tiers inférieur de l'éprouvette

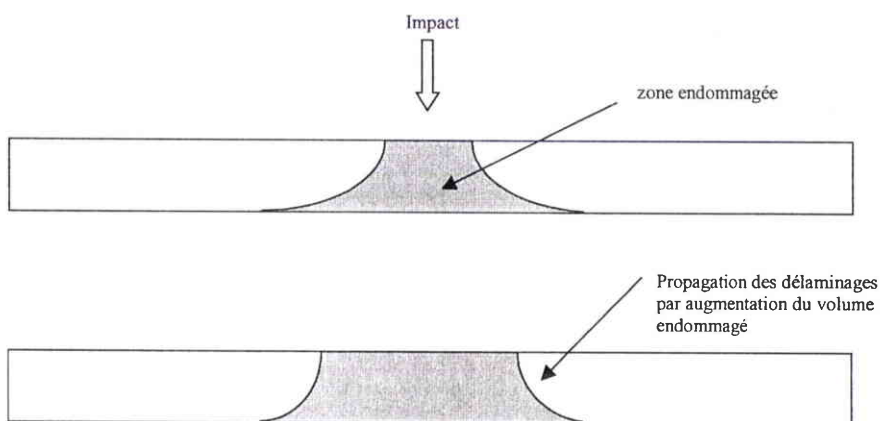


Figure A28 : Propagation des délaminages par une augmentation du volume endommagé

2.4 Critère de tenue en tolérance aux dommages

Actuellement, la résistance résiduelle est estimée à l'aide du critère combiné suivant [17], utilisé pour les certifications de la voilure ATR72 et des ailerons A340 :

$$\frac{1}{RF} = \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_r}{\varepsilon_{adm}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{\gamma_{adm}}\right)^2}$$

où ε_{adm} et γ_{adm} sont les valeurs admissibles, dans le repère de la fibre, en compression pure et cisaillement pur, pour la surface délaminée correspondante. Il s'agit d'un critère pli par pli, valable pour tous matériaux carbone/époxy, pour un drapage quasi-isotrope ou fortement orienté à 0° et pour un état d'endommagement donné.

Ce critère a été développé à partir des résultats obtenus pour des éprouvettes soumises à des sollicitations en compression pure et cisaillement avec des désorientations de drapage. Le dépouillement des allongements a été effectué suivant la direction des fibres à 0°. Cette approche donne de bons résultats (marge conservatrice de l'ordre de 15% par rapport à des valeurs "B") pour des essais sous sollicitations unidirectionnelles, principalement en compression. Mais pour des cas de chargement dominés par le cisaillement, les résultats sont très conservatifs (de l'ordre de 30% à 45% par rapports à des valeurs "B") [17].

Les faiblesses de ce critère ont été mises en évidence, par exemple, lors des calculs de prévisions de rupture sur les éprouvettes sous sollicitations bidirectionnelles (annexe 2).

3 ETUDE DU COMPORTEMENT EN FATIGUE D'UNE STRUCTURE COMPOSITE IMPACTEE

Les matériaux composites sont réputés pour leur bonne tenue à la fatigue. De plus, il a été montré précédemment que les dommages d'impact et leurs évolutions ne sont pas parfaitement connus et maîtrisés. Ces 2 raisons font que le comportement des structures composites impactées n'a fait l'objet que de peu d'études et de publications et plus particulièrement en fatigue sous spectre complexe. L'étude qui suit est une synthèse bibliographique générale sur le comportement en fatigue des matériaux composites.

Afin de comprendre et caractériser la tenue en fatigue des matériaux composites, il est nécessaire d'étudier les modes d'endommagement et leurs évolutions mais également l'influence que peuvent avoir différents facteurs tels que l'empilement ou l'orientation des fibres ainsi que les conséquences que peuvent avoir ces endommagements sur les caractéristiques mécaniques du matériau.

En effet la plupart des modèles déterministes visant à prévoir le comportement en fatigue des matériaux composites sont basés sur l'évolution des propriétés mécaniques comme la résistance résiduelle, la rigidité ou les déformations. La fin de l'étude bibliographique est consacrée à la présentation des différents modèles développés à partir de l'étude de ces paramètres.

Un modèle mathématique, basé sur l'approche de Sendekyj sera ensuite proposé pour analyser le comportement des structures composites impactées à partir d'un programme d'essai réalisé à partir de plus de 200 éprouvettes sollicitées en fatigue monotone et complexe.

3.1 Etude bibliographique

3.1.1 Mécanisme de ruine

Les matériaux composites présentent, en statique comme en fatigue, des mécanismes de rupture très complexes en raison de leur caractère anisotrope.

La rupture en fatigue, provient en général d'une évolution et/ou d'une multiplication de défauts contrairement aux métalliques où une fissure prédomine souvent. Les 4 principaux types de mécanisme d'endommagement dans les matériaux composites sont :

- endommagement de la matrice,
- endommagement de la fibre,
- délaminage,
- décollement interfacial.

3.1.1.1 Modes d'endommagement

Les différents modes d'endommagement sont présentés dans le chapitre consacré aux " Généralités sur l'endommagement des structures composites monolithiques" (§ A.1.1).

3.1.1.2 Endommagements en fatigue des stratifiés

Le développement de l'endommagement dans les stratifiés multidirectionnels de type carbone/époxyde ou verre/époxyde se produit en général suivant 2 étapes :

- fissure transverse multiple de la matrice jusqu'à un niveau de saturation de fissures primaires (CDS : Characteristic Damage State),
- une fissuration secondaire se développe dans le voisinage de fissures primaires puis un délaminage apparaît. Cette phase se poursuit jusqu'à rupture des fibres [39].

L'évolution peut être schématisée comme indiquée sur la figure A29.

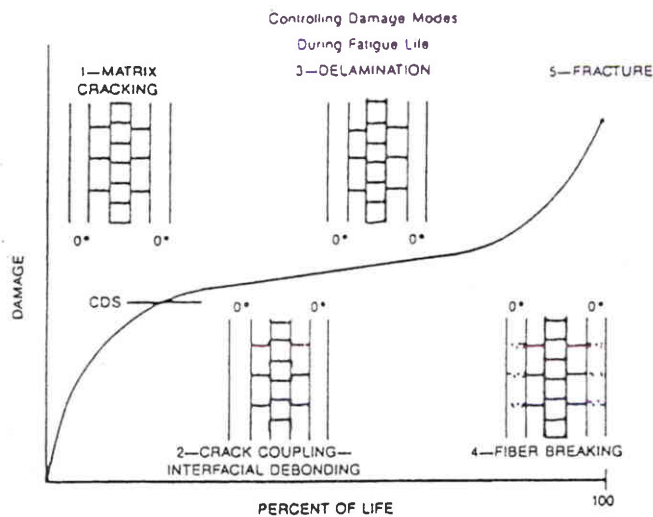


Figure A29 : Développement de l'endommagement en fatigue dans les composites

3.1.2 Influence de différents paramètres sur les propriétés des matériaux composites en fatigue

Le comportement en fatigue des matériaux composites varie de façon importante en fonction des différents paramètres mis en jeu. Ces paramètres peuvent être regroupés en 3 catégories :

- les paramètres inhérents aux matériaux composites : orientation des fibres, séquence d'empilement, types de matériaux,
- les modifications géométriques ou les défauts présents : entaille, trou, impact,
- les conditions auxquelles le matériau est soumis : type de sollicitation, rapport de charge, spectre de charge, conditions environnantes.

3.1.2.1 Remarque sur les courbes d'endurance

La forme des courbes d'endurance des matériaux métalliques est d'allure hyperbolique avec une concavité prononcée dès que la contrainte maximale du cycle dépasse la limite élastique du matériau. Lorsque la plasticité du matériau est généralisée, la durée de vie (Nf) est donnée par la relation de Manson-Coffin et Basquin :

$$\Delta\varepsilon_e / 2 + \Delta\varepsilon_p / 2 = \alpha(2.Nf)^b + \beta(2.Nf)^c$$

avec b, c, α et β : paramètres déterminés expérimentalement,
 ε_e et ε_p : déformation élastique et plastique.

La concavité de la courbe d'endurance des matériaux est attribuée à leur plasticité. A l'inverse, dans les matériaux composites dont le comportement monotone est quasi-linéaire, on observe une modification importante de l'allure de la courbe d'endurance par rapport aux matériaux métalliques. Considérant que $\Delta\varepsilon_p$ est négligeable, la durée de vie est exprimée par une relation de la forme :

$$\Delta\varepsilon_e / 2 = \alpha(2.Nf)^b$$

dont le graphe, en coordonnées logarithmiques, est relativement plat. Ce type de courbe d'endurance est généralement vérifié pour les matériaux composites à hautes performances, que la durée de vie soit exprimée en fonction de l'amplitude de la déformation ou de la contrainte appliquée (figure A30) [26].

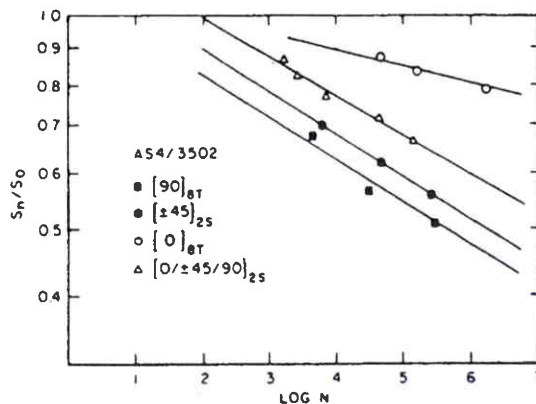


Figure A30 : Courbe d'endurance pour différents drapages composites AS4/époxyde

3.1.2.2 Les paramètres inhérents aux matériaux composites

Les matériaux composites résistant le mieux à la fatigue sont, en général, les carbone/époxyde dont le ratio de la limite d'endurance, en traction, σ_D sur la résistance à la traction R_m (σ_D/R_m) est toujours supérieur à 0,4 et peut même atteindre 0,9. Ces valeurs sont à comparer avec celles relevées pour les métaux et les alliages (0,3 pour l'aluminium et 0,4 pour le fer et ses alliages). La figure A31 permet une comparaison de composites verre /époxyde et carbone/époxyde (solicitation de traction sur des unidirectionnels) [26].

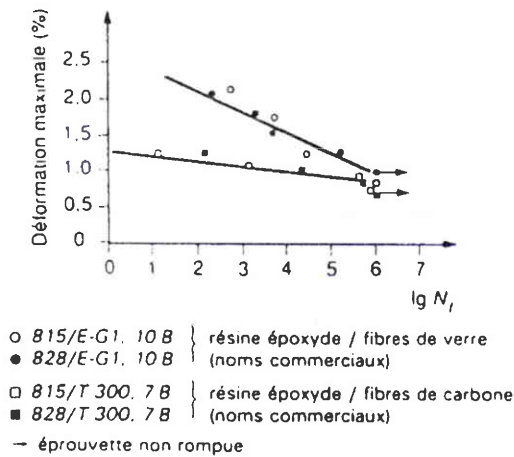


Figure A31 : Durée de vie en fonction de la déformation pour des composites unidirectionnels sollicités en traction

Orientations des plis

La sensibilité d'un pli à la fatigue dépend de son orientation. Le diagramme de la figure A32 illustre la baisse de la limite de fatigue d'un stratifié symétrique en verre en fonction de l'angle des plis. De même, on observe une baisse très nette de la limite en fatigue dans le cas d'un composite unidirectionnel sollicité hors-axe [42].

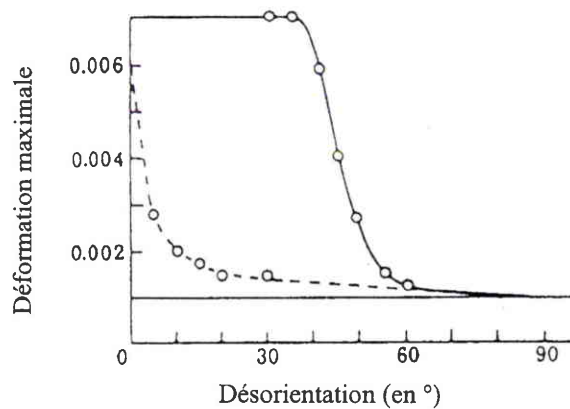


Figure A32 : Variation de la limite de fatigue en fonction de l'angle des fibres pour un stratifié symétrique. En pointillé, figurent les résultats obtenus pour un composite UD sollicité hors-axe.

Empilement

L'ordre de l'empilement joue un rôle important dans le développement des fissures, comme le montre la figure A33 [44].

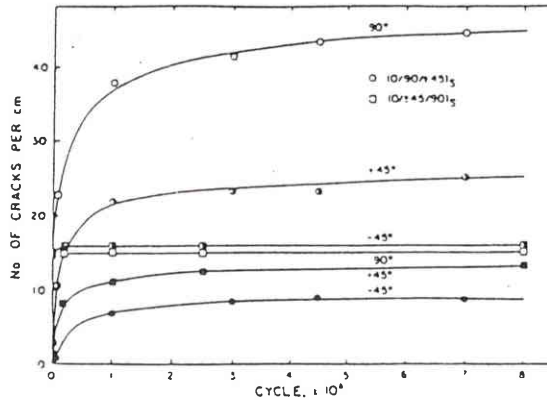


Figure A33 : Nombre de fissures en fonction de l'empilement.

Pour un même chargement en fatigue, le nombre de fissures pour le pli à 90° est nettement plus faible dans le composite $[0/\pm 45/90]_s$ que dans le composite $[0/90/\pm 45]_s$. Plusieurs phénomènes peuvent expliquer ceci :

- le délaminage progresse des bords libres vers le centre. Dans le stratifié $[0/\pm 45/90]_s$ les plis à 90° sont donc mieux "protégés" du délaminage que dans le cas du stratifié $[0/90/\pm 45]_s$ car plus éloignés des bords,
- un changement d'orientation de 90° entre 2 plis est déconseillé car il favorise une décohésion interfaciale, d'où une multiplication des fissures à l'interface 0/90°.

3.1.2.3 Les modifications et défauts géométriques

Effets d'entailles

Contrairement aux métaux qui sont très sensibles à l'effet d'entaille qui provoque une chute de leur limite d'endurance dans des proportions importantes, dans les matériaux composites, ce phénomène est très atténué.

Ainsi, comme l'a montré Williams [43], la résistance en fatigue du composite entaillé peut être supérieure à celle du composite non entaillé, à condition que la charge soit appliquée par paliers croissants (figure A34) [46].

Ces résultats s'expliquent par la relaxation des contraintes résultant de l'endommagement lorsque la charge en fatigue est appliquée progressivement et se situe entre les $\frac{2}{3}$ et les $\frac{3}{4}$ de la résistance à rupture.

Si la charge est à amplitude constante, des résultats montrent [47] que sur la T300/5208 et T300/914, la limite de fatigue en traction répétée ne diffère pas de plus de 10% dans le matériau entaillé comparé à l'état initial. D'autres études [48 – 49] montrent que pour un K_t de 3,1, le rapport k_f des limites d'endurance en fatigue du matériau vierge et du matériau entaillé, K_f est inférieur à 1 dans un composite à fibres de carbone anisotrope, et est de 2,5 dans un alliage d'aluminium pour une durée de vie de 10^7 cycles.

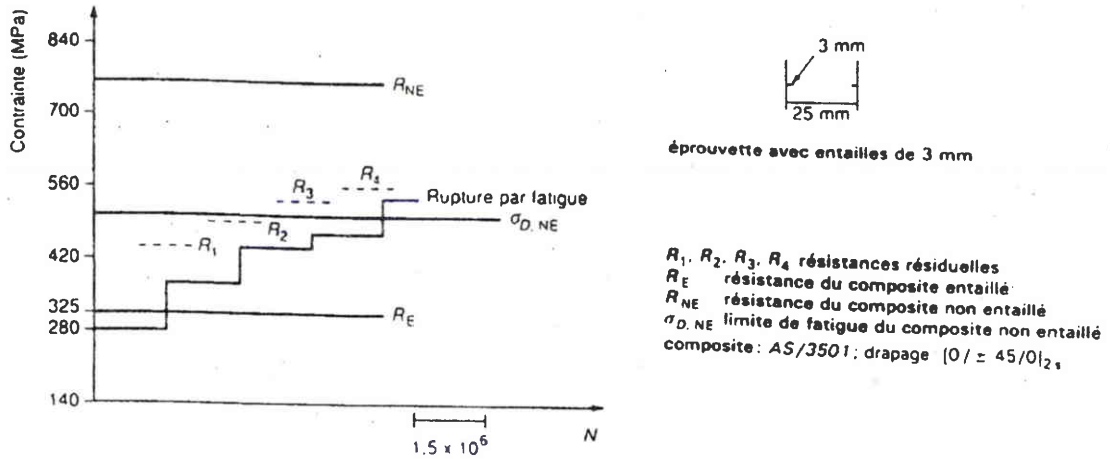


Figure A34 : Rupture en fatigue d'un composite à fibres de carbone entaillé et sollicité en traction ondulée

Les Trous

Le comportement en fatigue des composites troués est en général similaire à celui décrit dans une étude sur éprouvette verre /époxyde [31], où il a été observé 3 phases dans la vie du composite troué soumis à un essai de fatigue en traction ($r=0.5$) :

- $0 \leq \frac{N}{N_f} \leq 0.1$: dégradation rapide des caractéristiques mécaniques perte de 10%,
- $0.1 \leq \frac{N}{N_f} \leq 0.8$: dégradation lente et continue (perte de 10% supplémentaire sur la tenue résiduelle en traction),
- $0.8 \leq \frac{N}{N_f} \leq 1$: chute rapide des caractéristiques mécaniques jusqu'à la ruine des éprouvettes.

Les éprouvettes trouées ont un comportement identique à celui des éprouvettes non trouées à durée de vie relative (N/N_f) égale sauf dans la dernière phase où la perte de caractéristiques mécaniques s'accélère . Globalement, on obtient la relation suivante :

$$\frac{\sigma_D}{R_m} \text{ non_troué} = \frac{\sigma_D}{R_m} \text{ troué} = 0.4$$

Le coefficient de surcontrainte, dû au trou, présent en statique se retrouve donc en fatigue, contrairement à l'effet d'entaille.

Impacts

Les chocs, même de faibles énergies, provoquent des délaminages à l'intérieur des composites qui peuvent se propager sous sollicitations cycliques. Ce phénomène est d'autant plus dangereux qu'aucune manifestation d'endommagement préliminaire n'apparaît à la surface du composite impacté.

A titre d'exemple, un impact de faible énergie sur une plaque composite en T300/5208, quasi-isotrope, conduit à abaisser la résistance à la traction de 30%, approximativement, et la résistance à la compression de 60 % par rapport à un matériau sain non impacté [50 – 51]. Ainsi, l'effet d'un impact dans ce cas précis équivaut à celui d'un trou de 3 mm de diamètre en traction et de 30 mm de diamètre en compression. Il en est de même en fatigue. La limite de fatigue en traction ondulée du matériau impacté est inférieure à sa résistance en traction avec impact, mais c'est surtout la limite de fatigue qui chute pour atteindre 20% de la résistance nominale à la traction du matériau non endommagé (figure A35) [52]. L'endommagement provoqué par un impact, même de faible énergie, est donc à prendre en compte dans la prévision de la rupture en fatigue.

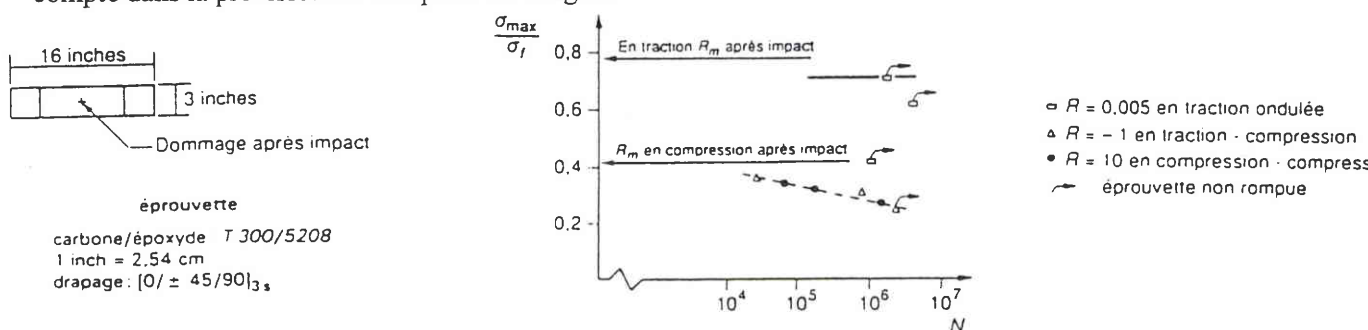


Figure A35 : Influence du rapport de charge d'un composite impacté

3.1.2.4 Influence de l'environnement

Les principaux paramètres d'environnement qui ont une influence sur les propriétés mécaniques des matériaux composites sont la température et l'humidité.

La figure A36 montre que pour un même nombre de cycles, la résistance à la fatigue (comme celle en statique) diminue avec l'augmentation de la température [44].

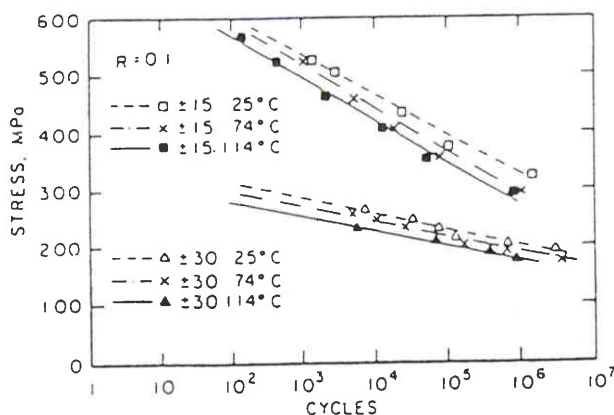


Figure A36 : Effet de la température sur la tenue en fatigue de différents composites

Néanmoins, seule une augmentation de la température relativement importante (de d'ordre de 50°C au minimum) peut entraîner une chute perceptible des caractéristiques mécaniques.

Il n'a pas été remarqué d'influence notable de l'humidité sur la tenue en fatigue à la température ambiante. En effet, seule une combinaison de l'augmentation de la température et d'humidité peut réduire l'endurance en fatigue et la résistance résiduelle des matériaux composites. D'autre part, l'absorption d'humidité diminue la température de transition vitreuse des matrices polymères et peut également provoquer la corrosion de certaines fibres.

3.1.2.5 Type de sollicitation

Traction et compression

Sous sollicitation monotone, tous les matériaux composites présentent une résistance à la compression inférieure à la résistance en traction. Cette résistance est fonction du renfort, bore, carbone, verre, kevlar qui résistent respectivement, de façon décroissante.

Sous sollicitation cyclique, il en est de même. La figure A37 [26] résume, pour les matériaux composites, les comportements en traction et compression monotone ainsi qu'en fatigue pour différents types de sollicitation (traction / traction, compression / compression et traction / compression). Les zones non hachurées sont relatives à des composites intacts, celles hachurées sont relatives à des composites entaillés. La sensibilité des composites à la compression apparaît alors nettement, en statique comme en fatigue. Par contre, la sensibilité à l'entaille est moindre en compression qu'en traction. En fatigue, l'alternance traction / compression est le type de cycle le plus endommageant.

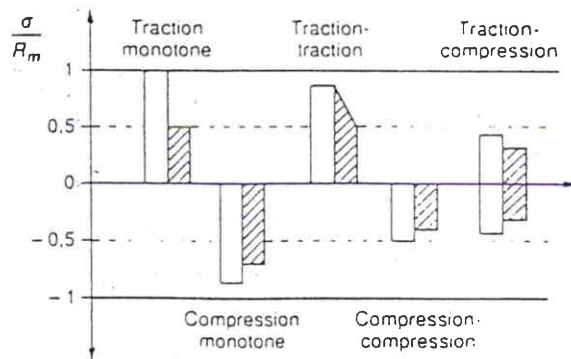


Figure A37 : Comportement de composites intacts et entaillés

Cette moins bonne résistance sous sollicitation de compression est illustrée par la comparaison entre une tenue à $R=10$ (compression/compression) et $R=0.1$ (traction/traction) (figure A38) pour des matériaux composites intacts [46].

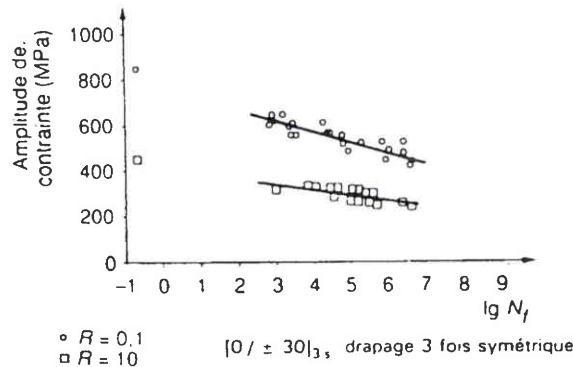


Figure A38 : Courbe d'endurance S-N pour des composites carbone-époxyde

Flexion

Le comportement en flexion est plus délicat à étudier car le matériau est soumis simultanément à des contraintes de traction, compression et cisaillement. Le comportement de l'échantillon soumis à la flexion dépend alors de sa section et de son épaisseur. Par exemple, la limite d'endurance d'un composite verre-époxyde passe de 250 à 200 Mpa lorsque l'épaisseur croît de 4 à 8mm [27]. D'autre part, la distance entre appuis modifie la répartition des contraintes de traction et de cisaillement à l'intérieur du matériau et conduit à des délaminages différents.

Globalement, il est donc difficile de comparer un résultat de fatigue en flexion et en traction ou en compression. Le comportement des matériaux composites en flexion est donc sensiblement plus complexe à déterminer que celui des matériaux métalliques.

Influence de la fréquence

Lors d'un essai de fatigue pour matériaux composites, le nombre de cycles avant rupture peut être très grand (10^6 ou 10^7 cycles). Ainsi pour réduire la durée des essais, une solution consiste à augmenter la fréquence. Cependant des études ont été menées qui tendent à prouver que l'augmentation de la fréquence n'est pas sans conséquence sur la durée de vie de l'éprouvette.

Une étude sur ce sujet a été menée sur des composites à fibres de nylon et matrice élastomère. Cependant, le comportement global observé n'est pas spécifique à ce type de matériaux composites [59].

Les tests ont été effectués à 3 fréquences : 1, 5 et 10 Hz (figure A39) sous sollicitation de traction.

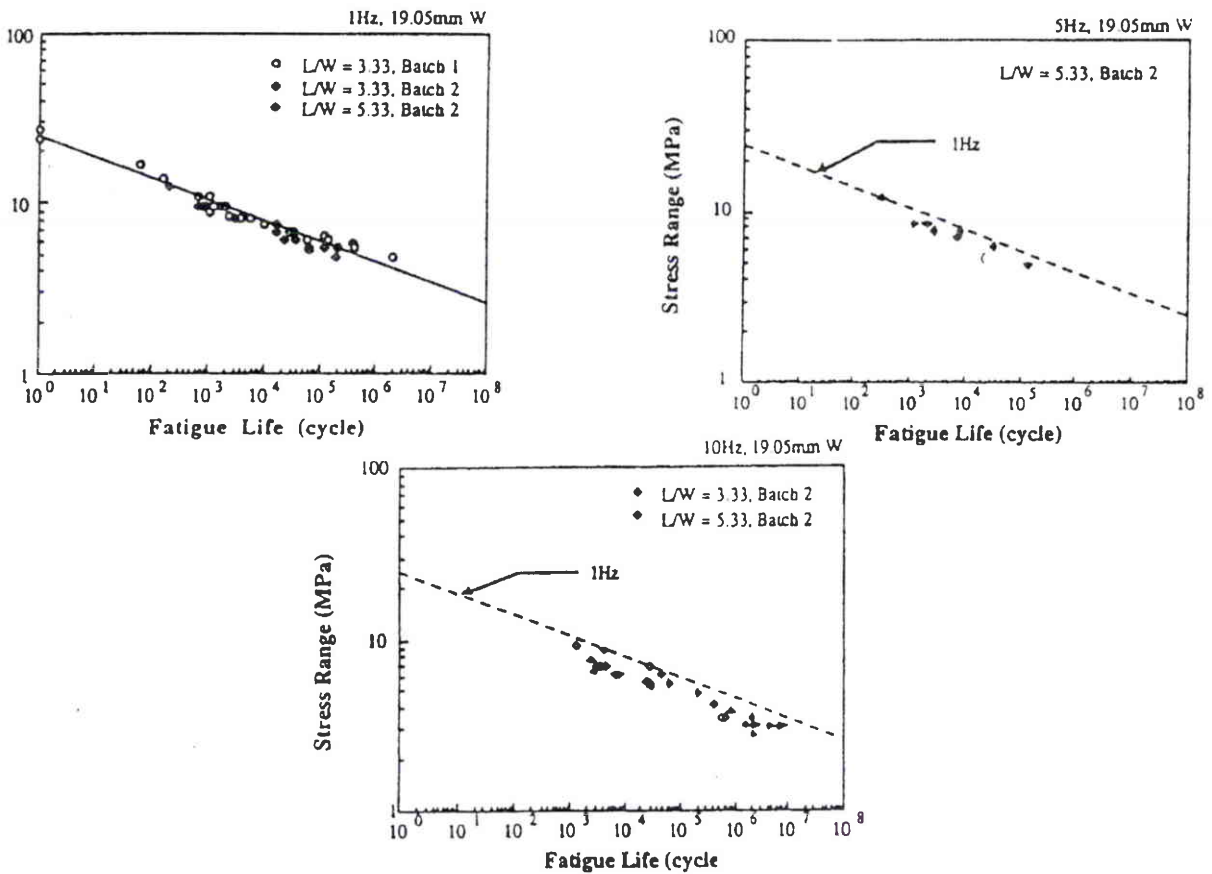


Figure A39 : Courbes d'endurance pour différentes fréquences

On constate une diminution de la durée de vie en fatigue pour des fréquences de sollicitation de 5 Hz et plus encore pour 10 Hz, à contrainte identique.

Le niveau de contrainte en deçà duquel aucun dommage n'est observé en fatigue est de 5 Mpa à 1 Hz et de 3 Mpa à 10 Hz. De plus, l'augmentation de la fréquence provoque une perte de caractéristiques mécaniques plus rapide lors de la vie de l'éprouvette.

Ces phénomènes sont attribués aux dégagements de chaleur supérieurs qui se produisent à 10 Hz (plus de 100°C à température stabilisée après seulement 500 cycles contre 45°C à 1 Hz).

Les spectres complexes

L'étude du comportement des composites en fatigue sous spectres complexes est encore peu répandue et les recherches existantes ont été faites sur des spectres suffisamment simples pour tenter de comprendre et de justifier les évolutions observées.

La plupart des études sont basées sur un spectre de chargement à 2 niveaux de contraintes σ_1 et σ_2 ($\sigma_1 > \sigma_2$ avec par exemple $\sigma_1 : R=0,65$ et $\sigma_2 : R=0,85$) appliqués l'un après l'autre, σ_1 durant $N_{f1}/2$ et σ_2 durant $N_{f2}/2$ où N_{fi} est le nombre de cycles à rupture sous σ_i seule [51].

L'ordre d'application de ces chargements et leurs effets respectifs sur la raideur et la surface délaminée (éprouvette trouée) sont étudiés (figure A40).

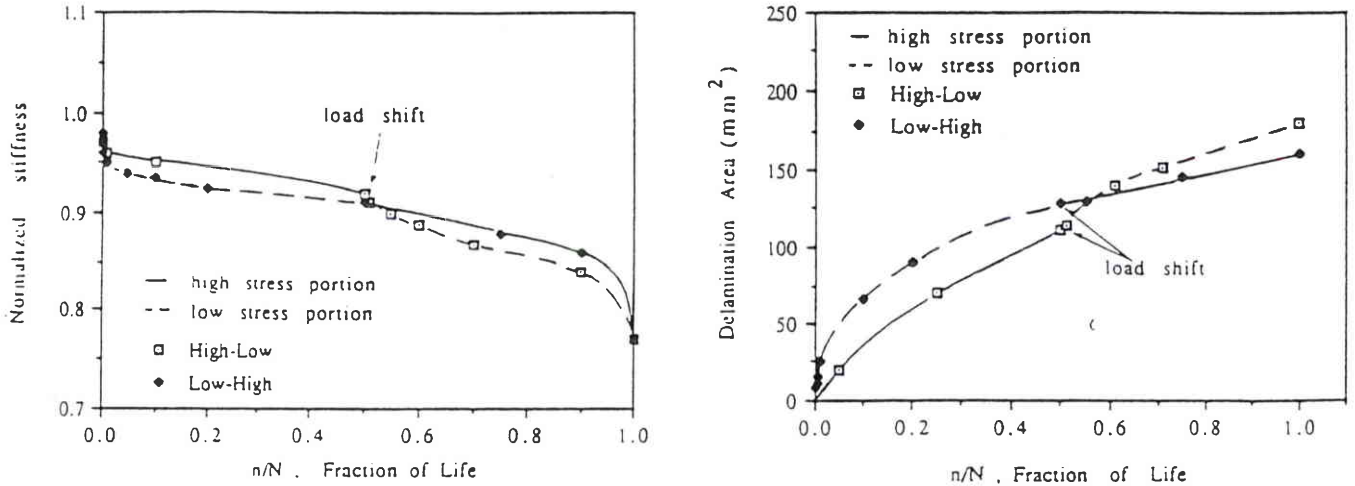


Figure A40 : Evolution de la raideur et de la surface délaminée pour des composites sous spectre complexe

Les résultats montrent que contrairement à ce qui est attendu, la perte de raideur est plus importante, sous la contrainte la plus faible pour une même fraction de vie. Il en est de même pour l'évolution de la surface délaminée bien que le dommage final (surface délaminée) soit supérieur si l'on applique une forte contrainte en premier. Mais globalement, après application de σ_1 et σ_2 , la perte de raideur est la même quel que soit l'ordre d'application de σ_1 et σ_2 .

D'autres types d'essai ont pour but de connaître les modifications sur la tenue en fatigue qu'engendrent des changements dans le spectre complexe représentatif de la vie de la pièce étudiée.

Une étude a été effectuée [32] sur la base d'un spectre de chargement représentatif des efforts subis par un extrados de voilure de l'avion militaire F15. Les principaux résultats obtenus sont les suivants :

- une limitation des contraintes à 90% de la contrainte maximale (TLS : Test Limit Stress, équivalent à 85% de la résistance maximale à la compression) entraîne une augmentation de la durée de vie de 13%,
- une addition de surcharge (1,15 TLS, une fois tous les 1000 spectres) entraîne une réduction de la durée de vie d'un facteur de 47,
- une suppression de toutes les charges inférieures à 0,55 TLS à cette valeur entraîne une réduction de la durée de vie de 48%,
- une suppression des contraintes de traction (le cycle de base est principalement de compression) diminue très légèrement la durée de vie,
- une augmentation de 5% de TLS diminue la durée de vie d'un facteur 3,
- une diminution de 5% de TLS augmente la durée de vie d'un facteur 2.

Ces résultats sont confirmés par une autre étude [39] qui conclut à la sensibilité particulière des composites aux pics élevés de niveau de contrainte, existant dans un spectre de chargement mais également à la nocivité non négligeable des cycles à faibles niveaux de charges.

3.1.2.6 Modifications des propriétés du matériau

L'étude du comportement des composites en fatigue nécessite de déterminer l'évolution de paramètres quantifiables. Ainsi, des modèles déterministes pourront être proposés pour tenter de prévoir ces évolutions et les relier à la durée de vie.

4 paramètres principaux ont fait l'objet d'études :

- la contrainte à rupture,
- la déformation à rupture,
- la rigidité,
- la surface délaminée.

Contrainte résiduelle

L'étude de cette variable revient, en fatigue avec une amplitude de contrainte constante, à analyser la courbe $\sigma=f(N)$ puisque à la rupture en fatigue, on a : $\sigma_{\max}=R_N$ (R_N : résistance résiduelle après N cycles).

Son évolution est en général linéaire et faiblement décroissante. Sur un matériau à fibre de carbone, le rapport $\sigma_{D/Rm}$ est en général supérieur à 0,8. Sur le même matériau, troué ou impacté (figure A41) [33], l'évolution linéaire est également observée.

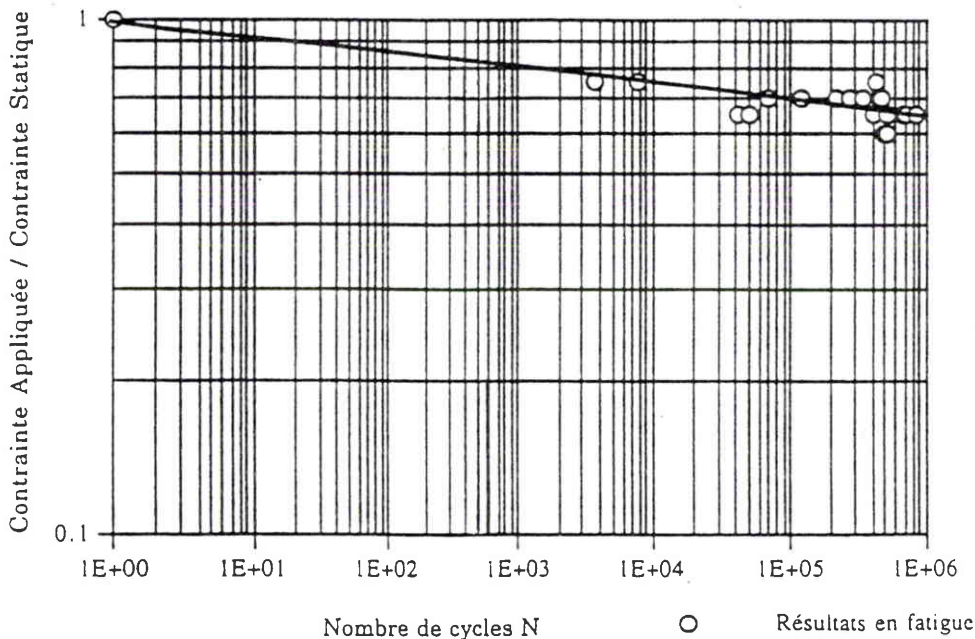


Figure A41 : Courbe σ -N sur T300/BSL914 impacté
Eprouvette cyclée à 0,5 - 0,65 - 0,7 - 0,75 * résistance statique ($R=-1$ et $R=-10$)

Déformation résiduelle

La sollicitation d'un composite en fatigue entraîne une augmentation du dommage qui se traduit par une augmentation de la déformation à rupture. Cette déformation est globalement telle que l'indique la figure A42 et se divise en 3 étapes [29].

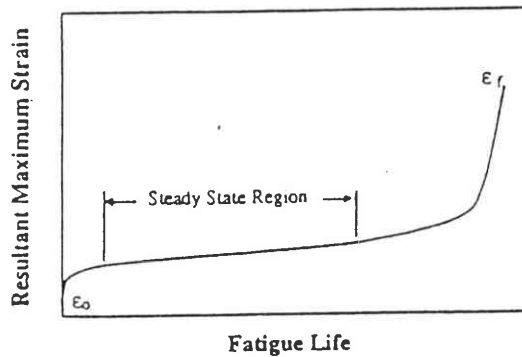


Figure A42 : Augmentation de la déformation résiduelle au cours de la vie du composite

Dans un premier temps (10% de la vie), l'augmentation de la déformation résiduelle est assez nette puis, rapidement, celle-ci décroît pour atteindre un palier (steady state region) qui se prolonge pendant la plus grande partie de la vie (90% de la vie). Juste avant la fin de cette seconde étape, un délaminage apparaît puis la déformation résiduelle augmente rapidement jusqu'à la rupture finale. A cette rupture en fatigue correspond une déformation finale ϵ_f d'environ 27% supérieure à la déformation à rupture en statique ϵ_0 (composite à fibre de carbone sollicité en traction-traction). De plus, ϵ_f paraît être indépendant du niveau de contrainte appliqué et de la fréquence [29].

Rigidité

La croissance de l'endommagement par fatigue à l'intérieur du matériau composite peut être suivie par l'évolution de la rigidité. Lorsque la sollicitation est de la traction, la rigidité chute de 10 à 30% avant rupture [54 – 55].

On distingue, en général, 3 phases dans l'endommagement en fatigue. Une première phase, courte, qui n'excède pas 20% du nombre de cycles à rupture N_f , pendant laquelle les premières fissures transverses dans la matrice vont se former. Une seconde phase, la plus longue, qui correspond à la multiplication des fissures transverses jusqu'à atteindre, selon Reifsnider [56], une densité critique appelé CDS. Enfin, la dernière phase, de l'ordre de 10% de N_f , qui correspond à l'endommagement final par fissures longitudinales, délaminages et rupture de fibres (figure A43) [27].

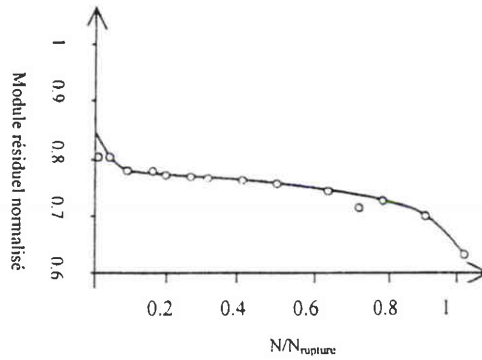


Figure A43 : Module résiduel normalisé après fatigue pour un échantillon en carbone/époxyde

Ces résultats sont confirmés par d'autres études [31] qui démontrent également que les éprouvettes trouées se comportent approximativement de la même manière, avec cependant une perte plus importante de rigidité.

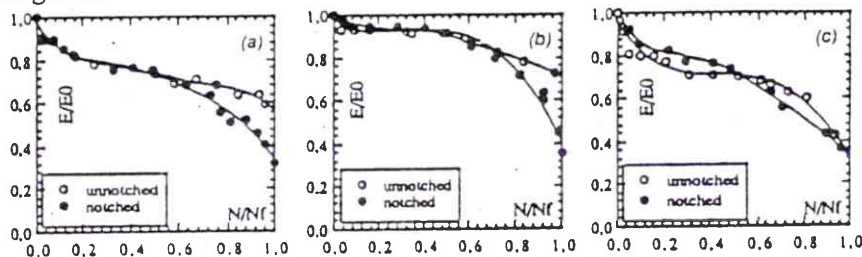


Figure A44 : Comparaison des résultats obtenus sur des éprouvettes trouées et non trouées

Surface délaminée

Dans la plupart des cas, la rupture est engendrée par un délaminage. L'évolution de celui-ci est assez facile à suivre. L'enregistrement de la surface délaminée a permis de relier cette évolution au dommage subi par l'éprouvette [31].

Sur des éprouvettes trouées en fibres de verre, on constate un accroissement de la surface délaminée qui se divise en 2 étapes (figure A45) :

- pendant 90% de la vie, la surface délaminée augmente progressivement jusqu'à un seuil qui correspond à une densité critique de fissures (CDS) comme évoqué par Reifsnider [56],
- au-delà, le délaminage augmente rapidement jusqu'à couvrir la largeur de l'éprouvette à la rupture.

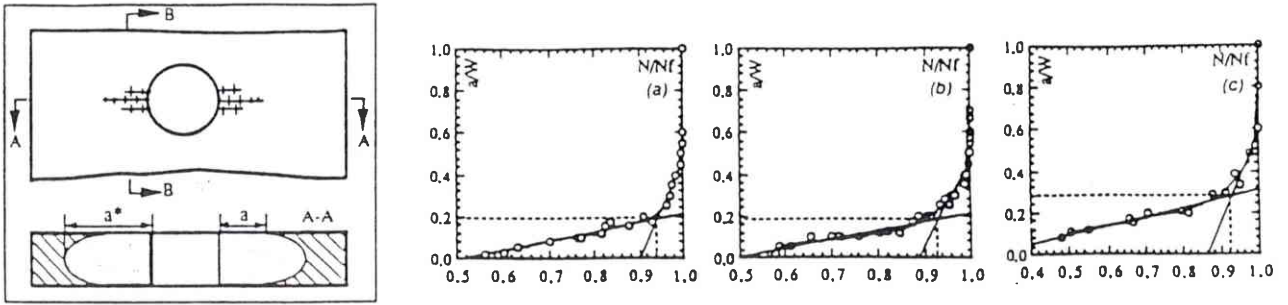


Figure A45 : Evolution de la surface délaminée sur des composites à fibres de verre

Cette évolution de la surface délaminée est identique lorsqu'un délaminage initial de surface S_0 créé par un impact se propage au cours de l'essai de fatigue jusqu'à rupture (figure A46) [25].

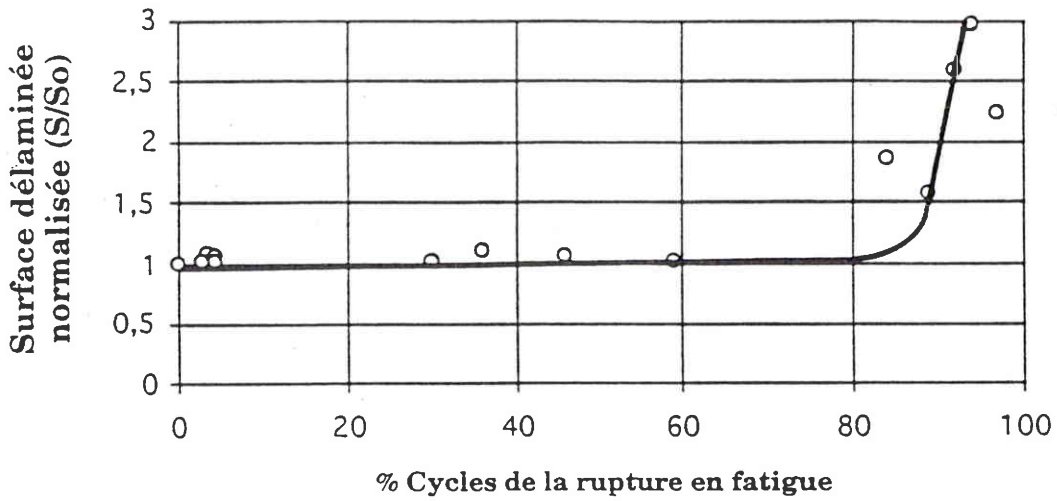


Figure A46 : Croissance de la surface délaminée

3.1.3 Modèles déterministes du comportement en fatigue des matériaux composites

Bien que les composites soient réputés moins sensibles à la fatigue que les métaux, il est nécessaire aujourd'hui de savoir prédire et donc contrôler l'évolution des paramètres mécaniques du matériau dans le temps. La recherche de règles déterministes fait l'objet de nombreuses études. Il en existe 4 types, chacune étudiant l'évolution des 4 paramètres décrits précédemment : la résistance résiduelle, la déformation résiduelle, la rigidité et la surface délaminée.

Cependant les charges de fatigue subies par un matériau ne sont que très rarement à amplitude constante mais se présentent sous forme de spectre complexe combinant des sollicitations de niveaux variables. D'où l'intérêt de parvenir à déterminer un modèle mathématique pouvant prendre en compte le cumul d'endommagement. Certaines méthodes proposent un cumul linéaire ou "linéaire adapté", d'autres se basent sur des distributions statistiques.

Le premier modèle de cumul d'endommagement a été proposé par Palmgren et Miner sur la base du cumul linéaire. L'endommagement est défini par :

$$D = \frac{n}{Nf}$$

Sous 2 cycles de contraintes, σ_1 (n_1 cycles et rupture sous σ_1 seule à n_{f1}) et σ_2 (n_2 cycles et rupture sous σ_1 seule à n_{f2}), on a :

$$D = \frac{n_1}{Nf_1} + \frac{n_2}{Nf_2}$$

la rupture étant atteinte pour $D=1$

D'après les études effectuées, ce modèle tend à surestimer le dommage cumulé comme l'illustre la figure A47 [29].

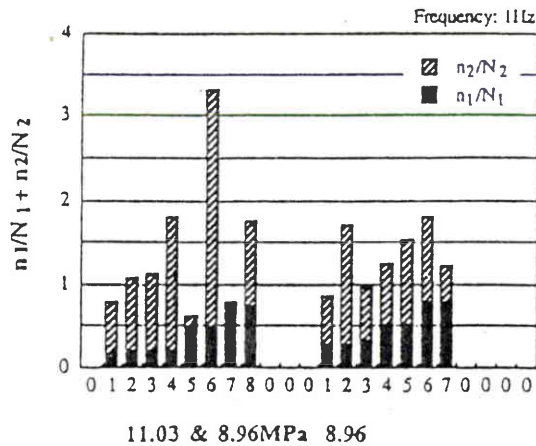


Figure A47 : Cumul d'endommagement par la règle de Palmgren-Miner

3.1.3.1 Modèle basé sur la déformation à rupture

Un modèle linéaire de cumul d'endommagement a été développé sur un principe identique à celui de Miner et est basé sur un cumul d'endommagement où D est défini par :

$$D = \frac{\Delta \varepsilon}{\Delta \varepsilon_f}$$

Le cumul d'endommagement est défini par :

$$D = \frac{\Delta \varepsilon_1}{\Delta \varepsilon_{f1}} + \frac{\Delta \varepsilon_2}{\Delta \varepsilon_{f2}}$$

avec $\Delta \varepsilon_i$: niveau d'allongement à ni cycles
 $\Delta \varepsilon_{fi}$: niveau d'allongement à rupture

Les résultats obtenus par cette méthode sont résumés dans la figure A48. Les essais sont les mêmes que ceux de la figure A47.

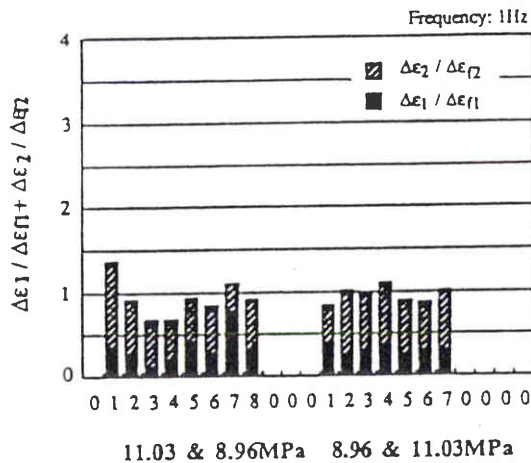


Figure A48 : Cumul d'endommagement basé sur la déformation résiduelle

On constate une meilleure corrélation bien que le dommage cumulé ne soit pas systématiquement égal à 1, mais il est relativement proche : $0,7 < D < 1,3$.

Cette technique simple permet une première approche rapide à mettre en œuvre et une évaluation du dommage. De plus, les valeurs calculées de dommages très élevés (plus de 2) ont disparu par ce type de calcul.

3.1.3.2 Modèle basé sur l'évolution de la rigidité

Les hypothèses faites pour ce modèle sont les suivantes [21 – 22] :

- la définition de l'endommagement D_j^* est basée sur la dégradation $\Delta E_j(N)$ du module élastique E_j après N cycles à un niveau de contrainte σ_1 soit :

$$D_j^* = \frac{\Delta E_j(N)}{\Delta E_f} \quad (1)$$

avec ΔE_j la différence de raideur entre l'état initial et final (indépendant des contraintes appliquées).

L'endommagement total après n contraintes successives est :

$$D^* = \sum_{j=1}^n D_j^* \quad (2)$$

La rupture se produit pour $D=1$. (3)

Ce modèle a été développé après avoir observé l'évolution de la raideur. Il apparaît alors qu'il existe un nombre limite N_i en fonction de la contrainte σ_1 en deçà duquel ΔE est constant puis au-delà duquel de N_i est linéaire (figure A49) [47].

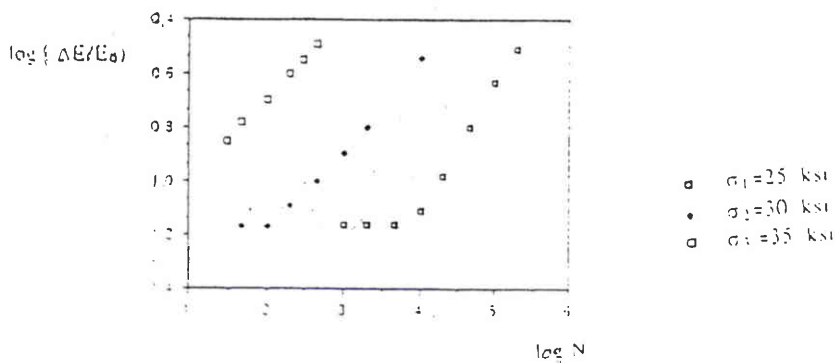


Figure A49 : Evolution de la raideur en fonction du nombre de cycles

Cette étude conclut à une relation du type :

$$\frac{\Delta E}{E_0} = AN^c \quad \text{pour } N < N_i \quad (4)$$

avec A et c des constantes fonction de la contrainte

ou:
$$\log \frac{\Delta E}{E_0} = \log A + c(\log N - \log N_i) \quad (5)$$

avec les conditions aux limites : $N=N_i : \Delta E=\Delta E(N_i)$
 $N=N_f : \Delta E(N_f)=E_f$

d'où
$$\log \frac{\Delta E_f}{E_0} = \log \frac{\Delta E_i}{E_0} + c(\log N - \log N_i) \quad (6)$$

et
$$Nf = Ni \left(\frac{\Delta E_f}{\Delta E_i} \right) \quad (7)$$

on a donc :
$$\frac{\Delta E(N)}{\Delta E_f} = \left(\frac{N}{Nf} \right)^c \quad (8)$$

D'après (1), (2) et (8), on a donc :

$$D_j^* = \left(\frac{N}{Nf} \right)^{cj} \quad (9)$$

Le cumul d'endommagement est alors :

$$D_j^* = \sum_{j=1}^n \left(\frac{N}{Nf} \right)^{cj} \quad (10)$$

Le cumul d'endommagement à différents niveaux de contrainte nécessite d'établir une équivalence entre dommages survenant aux niveaux σ_1 et σ_2 . D'où l'hypothèse : N_1 cycles à σ_1 est équivalent au niveau de l'endommagement à N_2 cycles à σ_2 .

D'où
$$\frac{\Delta E(N)}{\Delta E_f} = \left(\frac{N_1}{Nf_1} \right)^{c_1} = \left(\frac{N_1'}{Nf_2} \right)^{c_2}$$

et donc
$$N_1' = (N_1)^{c_1/c_2} \left[\frac{Nf_2}{(Nf_1)^{c_1/c_2}} \right] \quad (11)$$

donc, si $N \leq N_1$, soit que des cycles à σ_1 , on a :

$$D^* = \left(\frac{N}{Nf_1} \right)^{c_1} \quad (12)$$

si $N > N_1$, soit N_1 cycles à σ_1 et $(N-N_1)$ à σ_2 :

$$D^* = \left(\frac{N - N_1 + N_1'}{Nf} \right)^{c_2} = \left[N - N_1 + \frac{N_1^{c_1/c_2} * Nf_2}{(Nf_1)^{c_1/c_2}} \right] \left(\frac{1}{Nf_2} \right)^{c_2} \quad (13)$$

En généralisant à n niveaux de contrainte, on a :

$$D^* = \left[\left(\frac{1}{Nf_k} \right) (N - p_{k-1} + N'_{k-1}) \right] \quad , j=1,2,3... \quad (14)$$

avec: $p_k = N_k + p_{k-1}$

$$N'_k = \left[Nf_{k+1} \left(\frac{Nk}{Nf_k} \right)^{c_k/c_{k-1}} + N'_{k-1} \right] \quad (15)$$

Relation avec la contrainte résiduelle : d'après les documents [58 - 59], on a :

$$\frac{dR(N)}{dN} = - \frac{f(s) * k * N^{k-1} * R^{1-b}(N)}{b} \quad (16)$$

avec $f(s)$, k et b des constantes dépendant du matériau.

On a alors

$$R^b(N) = -f(s) * N^k + C_0 \quad (17)$$

et $N=0$: $R(N)=R(0)$ d'où $R^b(N) = R^b(0) - f(s) * N^k$

$N = N_f$: $R(N)=\sigma_{\max} = \sigma_{\max}$ à rupture

d'où
$$f(s) = \frac{R^b(0) - S_{\max}^b}{N_f^k}$$

on obtient alors l'expression de $R(N)$:

$$R^b(N) = R^b(0) + [S_{\max}^b - R^b(0)] \left(\frac{N}{N_f} \right)^k \quad (18)$$

D'après l'équation (7), on a donc :

$$R^b(N) = R^b(0) + [S_{\max}^b - R^b(0)] \left(\frac{\Delta E}{\Delta E_f} \right)^{k/c} \quad (19)$$

Les constantes k , b et c dépendent du matériau et sont déterminées expérimentalement. Très peu d'essais ont été effectués en utilisant ce modèle ce qui ne permet pas de valider ou non les hypothèses de base.

3.1.3.3 Modèle basé sur l'évolution de la contrainte résiduelle

Répartition suivant une loi normale de la résistance statique équivalente

Cette étude [25] est basée sur l'équation donnant la variation de la résistance résiduelle :

$$\frac{d\sigma}{dt} = -D(\sigma_a) * \sigma^{-m}$$

où: $D(\sigma_a)$ dépend de la contrainte appliquée en fatigue (σ_a) et du ratio $r = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$
 m est fonction du matériau et de la sollicitation (figure A50)

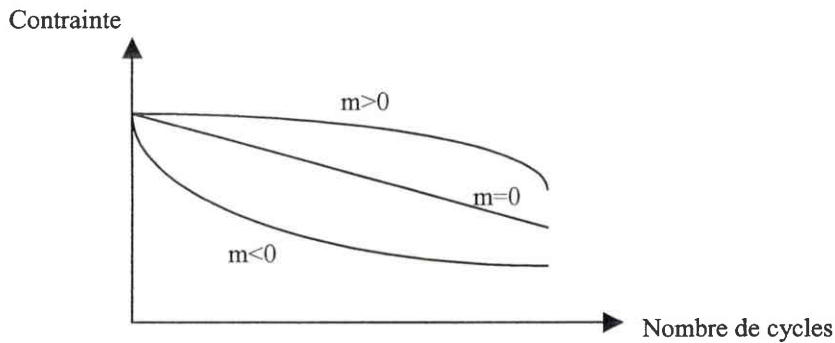


Figure A50 : Détermination du paramètre m

Le modèle est basé sur 3 hypothèses :

- le comportement en fatigue peut être décrit par une équation déterministe,
- la résistance statique est liée uniquement aux durées de vie en fatigue et aux résistances résiduelles au terme de l'essai,
- la résistance résiduelle après fatigue peut être décrite par une distribution statistique.

On a alors

$$\sigma_e = \sigma_a \left[\left(\frac{\sigma_r}{\sigma_a} \right)^{1/2} + C(N-1) \right]^s$$

- où:
- σ_e est la résistance statique équivalente,
 - σ_a est la contrainte appliquée en fatigue,
 - σ_r est la résistance résiduelle après N cycles,
 - le paramètre S est la valeur absolue de la pente $\log\sigma - \log N$,
 - le paramètre C est un terme correcteur représentatif de la déviation de la courbe à l'origine par rapport au point représentatif de la résistance statique initiale (figure A51).

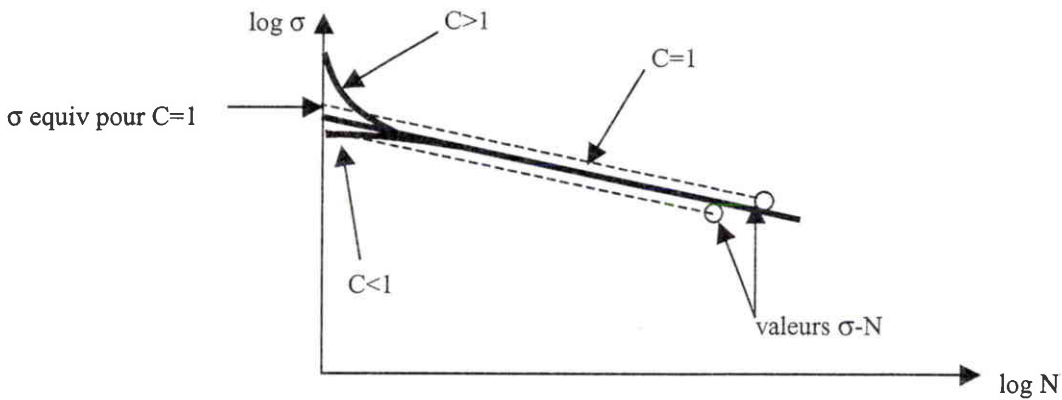


Figure A51 : Détermination du paramètre C

En cas de rupture en fatigue, on a :

$$N(\sigma_a) = \left(\frac{\sigma_e}{\sigma_a} \right)^{1/s}$$

On recalcule ensuite le modèle mathématique par rapport au modèle expérimental par un processus itératif.

* A partir des ruptures en fatigue et grâce à la connaissance du diagramme log σ - log N et donc à une approximation des valeurs de C et S, on peut déterminer par calcul des contraintes équivalentes :

$$\sigma_e = \sigma_a [1 - C + CN]^f$$

De plus à partir des contraintes résiduelles après N cycles, on calcule les contraintes équivalentes des éprouvettes n'ayant pas rompu en fatigue :

$$\sigma_e = \sigma_a \left[\left(\frac{\sigma_r}{\sigma_a} \right)^{1/2} + C(N - 1) \right]^s$$

* Par processus itératif, la pente S est ensuite ajustée de telle sorte que le nombre de cycles calculé à l'aide de la contrainte statique équivalente soit identique aux résultats des essais en fatigue :

$$N = \frac{\left(\frac{\sigma_{emoy}}{\sigma_a} \right)^{1/s} + C - 1}{C}$$

* L'approche déterministe est alors validée par comparaison de la résistance résiduelle calculée avec les valeurs expérimentales

* L'analyse de la distribution de la contrainte statique équivalente obtenue à partir des données de rupture en fatigue et des données de résistances résiduelles montre que celle-ci suit une loi normale. La courbe de probabilité de survie peut être ainsi tracée en fonction de la contrainte statique équivalente (figure A52).

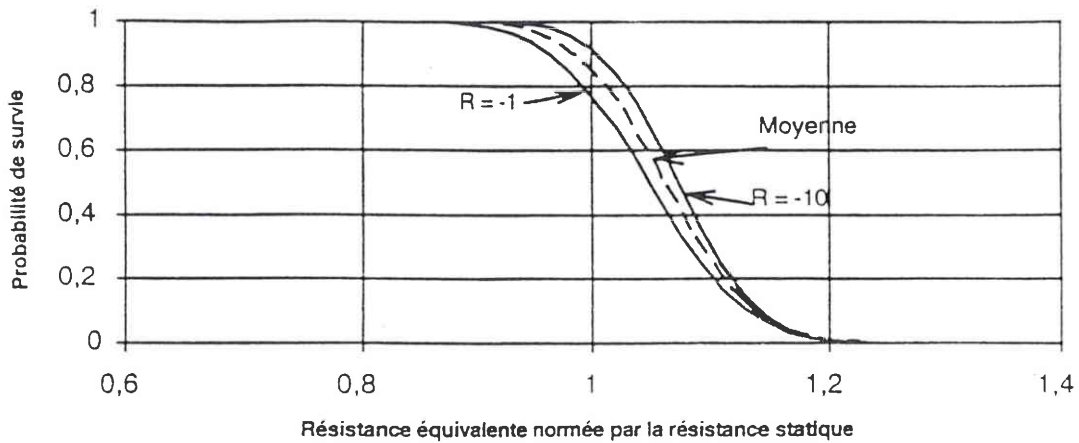


Figure A52 : Probabilité de survie des éprouvettes

* Les diagrammes créés permettent de définir, soit le niveau de charge admissible pour un nombre de cycles défini, soit la valeur limite N du nombre de cycles pour un niveau de charge donné.

Les résultats obtenus dans cette étude effectuée sur un grand nombre d'éprouvettes ont permis la validation du modèle mathématique proposé, dans les cas considérés.

Utilisation de la distribution de Weibull

La distribution statique proposée par Weibull est une fonction à 2 paramètres indépendants. Certains auteurs ont essayé d'utiliser une distribution de Weibull à 3 paramètres afin d'obtenir une meilleure compatibilité entre les prévisions mathématiques et les résultats expérimentaux. Cependant, ce paramètre supplémentaire rend la détermination des 3 paramètres assez complexe [33]. Le modèle de Weibull le plus couramment utilisé ne comporte que 2 paramètres.

On suppose que la contrainte à rupture en statique suit une distribution de Weibull à 2 paramètres :

$$F_{R(0)}(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (1)$$

où: $F_{R(0)}(x)$ est la fonction de distribution,
 α est le paramètre de forme,
 β est le paramètre d'échelle (dans ce cas, la force caractéristique).

Ce modèle est utilisé pour estimer la contrainte résiduelle dont l'évolution est donnée par l'équation suivante :

$$\frac{dR(n)}{dn} = -\frac{f(S,r)}{sR^{c-1}(n)} \quad (2)$$

où: n : nombre de cycles,
 c : constante dépendant du matériau,
 $f(S,r)$: fonction de $S = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$ et $r = \sigma_{\min}/\sigma_{\max}$
 $R(n)$ est la contrainte résiduelle à n cycles.

En intégrant de 0 à n, on obtient :

$$R^c(n) = R^c(0) - f(S,r) \times n \quad (3)$$

Lors d'une rupture en fatigue à N cycles, on a : $R(n) = \sigma_{\max}$

D'où :

$$N = \frac{R^c(0) - \sigma_{\max}^c}{f(S,r)} \quad (4)$$

D'après l'équation (4) ; il apparaît que le nombre de cycles est une variable statistique. La fonction de distribution associée s'écrit :

$$F_N(n) = P(N \leq n) = P\left[\frac{R^c(0) - \sigma_{\max}^c}{f(S,r)} \leq n\right]$$

$$F_N(n) = P\left[R(0) \leq (nf(S,r) + \sigma_{\max}^c)^{1/c}\right] \quad (5)$$

D'après l'équation (1), on obtient :

$$F_N(n) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{n + \sigma_{\max}^c / f(S,r)}{\beta^c / f(S,r)}\right)^{\alpha/c}\right] \quad (6)$$

En général, on a :

$$\left(\frac{\sigma_{\max}^c}{\beta}\right) \ll 1$$

d'où :

$$F_N(n) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{n}{\beta^c / f(S,r)}\right)^{\alpha/c}\right] \quad (7)$$

On constate donc que n suit une loi de Weibull de paramètre α/c et $\left(\frac{\beta^c}{f(S,r)}\right)$.

D'autre part, si l'on représente une courbe classique S-N* pour r fixe, on peut approcher cette courbe par l'équation :

$$KS^b N^* = 1$$

K et b sont fonction de r et σ_{\min} .

D'où :

$$N^* = (KS^b)^{-1} \quad (8)$$

En identifiant avec l'équation (7), on obtient :

$$N^* = (KS^b)^{-1} = \frac{\beta^c}{f(S,r)} \quad (9)$$

En remplaçant l'équation (9) dans l'équation (6) on obtient :

$$F_N(n) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{x + \sigma_{\max}^c / \beta^c KS^b}{1 / KS^b} \right)^{\alpha/c} \right] \quad (10)$$

On peut également obtenir à partir des équations (3) et (4), la fonction de répartition de la variable statistique de résistance résiduelle :

$$F_{R(n)}(x) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{x + \beta^c KS^b n}{\beta^c} \right)^{\alpha/c} \right] \quad (11)$$

La probabilité que R(n) soit inférieure à σ_{\max} s'écrit alors :

$$F_{R(n)}(\sigma_{\max}) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{\sigma_{\max}^c + \beta^c KS^b n}{\beta^c} \right)^{\alpha/c} \right] \quad (12)$$

Détermination des constantes :

α et β sont estimés à partir d'une série d'essais en statique (m essais, en pratique entre 20 et 30 essais). Les 3 premiers moments peuvent être calculés :

$$\begin{aligned} m_1 &= \mu = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m x_i \\ m_2 &= \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (x_i - \mu)^2 \\ m_3 &= \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (x_i - \mu)^3 \end{aligned} \quad (13)$$

On réalise alors une seconde série d'essais (J essais) en fatigue (en couvrant une gamme suffisamment large pour σ_{\max} et S).

Pour les ruptures en fatigue, on a pour l'éprouvette J, à $n=n_j$: $R_j = \sigma_{\max J}$.

En cas d'essais de contrainte résiduelle à n_i cycles pour l'éprouvette i, on a, en terme de contrainte équivalente de rupture en statique (contrainte de rupture si l'éprouvette n'avait pas été soumise à un essai de fatigue) :

$$R_i(0) = [R_i^c + \beta^c KS^b n_i]^{\alpha/c} \quad (14)$$

On a alors une série de J valeurs $R_j(0)$ dont on peut écrire les 3 premiers moments :

$$\begin{aligned} \mu_1 &= \frac{1}{J} \sum_{i=1}^J R_i(0) \\ \mu_2 &= \frac{1}{J} \sum_{i=1}^J (R_i(0) - \mu_1)^2 \\ \mu_3 &= \frac{1}{J} \sum_{i=1}^J (R_i(0) - \mu_1)^3 \end{aligned} \quad (15)$$

En théorie si le modèle mathématique proposé est correct et si le nombre d'éprouvettes testées est très grand, on doit avoir égalité des moments, soit :

$$\begin{aligned} m_1 &= \mu_1 \\ m_2 &= \mu_2 \\ m_3 &= \mu_3 \end{aligned} \tag{16}$$

En réalité, il convient pour optimiser la méthode et donc trouver les valeurs des paramètres c, b et k de minimiser la fonction Δ définie par :

$$\Delta = (m_1 - \mu_1)^2 + g_1 (\sqrt{m_2} - \sqrt{\mu_2})^2 + g_2 (\sqrt[3]{m_3} - \sqrt[3]{\mu_3}) \tag{17}$$

où g_1 et g_2 rendent compte de l'importance que l'on souhaite attribuer à chaque quantité.

Une étude a été menée [30] visant à tester ce modèle. Les résultats obtenus en fatigue (traction/compression alternée) sur un nombre assez important d'éprouvettes ont permis d'obtenir des résultats probants

3.1.3.4 Modèle basé sur l'étude du délaminage

Ce modèle est basé sur l'hypothèse que des défauts macroscopiques existent initialement dans la matrice. En fatigue, la taille de ces défauts augmente sous l'effet des contraintes de cisaillement. La rupture de la structure se produit lorsque le délaminage atteint une taille critique.

Cette étude est réalisée sur des éprouvettes trouées afin que la progression du délaminage puisse être étudiée aisément. Ainsi, il a été remarqué que le délaminage provient d'une fissure dominante, en général près de la surface qui régit le processus. L'endroit d'apparition de cette fissure peut être prédit par analyse de la répartition des contraintes interlaminaires. De plus, conformément aux mesures effectuées, on considère qu'il existe un seuil en deçà duquel le délaminage n'existe pas ou ne se propage pas [60].

Le modèle étudie donc la progression du délaminage avec :

- b: longueur de la surface délaminée,
- b_c : longueur de la surface délaminée à rupture.

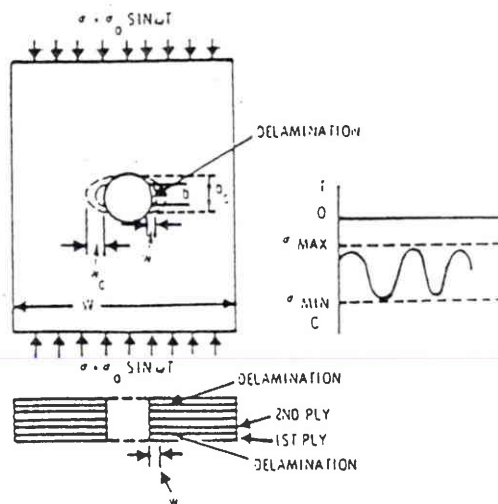


Figure A53 : Panneau composite soumis à un essai de fatigue

La progression de délaminage dû aux contraintes interlaminaires de cisaillement est supposée vérifier la relation suivante (équivalente à la progression des fissures dans un matériau métallique) :

$$\frac{db}{dN} = C1(\tau_{zma} - \tau_{zmi} - \tau_{th})^{n_1, m_1} \quad (1)$$

où: b : longueur de la surface délaminée,
 N : nombre de cycles en fatigue
 τ_{zmi} : contrainte de cisaillement interlaminaire minimale,
 τ_{zmi} : contrainte de cisaillement interlaminaire maximale,
 τ_{zmi} : contrainte de cisaillement interlaminaire en deçà de laquelle le délaminage n'existe pas ou ne se propage pas,
 C_1, n_1, m_1 : constantes dépendant de la résine et des conditions extérieures En général, on a : $m_1 = n_1/2$.

D'où après intégration :

$$Nf = \frac{b_c^{1-0.5n_1} - b_0^{1-0.5n_1}}{C_1(\tau_{zma} - \tau_{zmi} - \tau_{th})^{n_1} (1-0.5n_1)} \quad (2)$$

où: Nf : nombre de cycles à rupture,
 b_c : longueur de la surface délaminée à rupture,
 b_0 : longueur de la surface délaminée initiale.

Si n est un nombre de plis délaminés et h l'épaisseur de chaque pli, d'après la formule d'Euler, on a :

$$b_c = \pi n h \left(\frac{kE}{12\sigma_{min}} \right)^{1/2} \quad (3)$$

avec: E : module de Young des plis délaminés dans la direction du chargement,
 σ_{min} : la contrainte en fatigue,
 k : constante dépendant du nombre de plis délaminés :
 $k=4$ si les plis extérieurs sont délaminés,
 $k=2$ si les plis délaminés sont à mi-distance entre le centre de la structure et la face libre,
 $k=1$ si les plis délaminés sont au milieu.

De plus, on prend, en général : $b_0=0.13$ mm.

Les constantes c_1, n_1, τ_{th} dépendent de la résine et de l'environnement. En général, pour les résines de type Fiberite 934 et AS/3501-6, on a : $n_1=5, c_1=3.17 \cdot 10^{-5}$ et $\tau_{th}=51.7$ Mpa.

On obtient alors la relation suivante :

$$Nf = c \frac{\left(\frac{1}{b_0}\right)^{1.5} - \left(\frac{1}{b_c}\right)^{1.5}}{(\tau_{zma} - \tau_{zmi} - \tau_{th})^5} \quad (4)$$

où $C = 3.1 \cdot 10^4$ pour Fiberite 934
 $C = 3.1 \cdot 10^3$ pour AS4/3501-6

Les valeurs de cisaillements interlaminaires, à introduire dans le modèle, sont déterminées par éléments finis.

Les valeurs obtenues par ce modèle montrent une bonne corrélation lorsque les constantes ont été correctement déterminées [60].

Des essais de fatigue sous chargement complexe ont été effectués.

Le modèle a donc été adapté :

- n chargements différents, chacun appliqué N_i fois avec des contraintes variant de $s_{\min i}$ à $s_{\max i}$,
- le délaminage progresse de b_{i-1} durant les N_i cycles,
- b_{ci} représente la valeur critique de délaminage pour chaque condition et Nf_i le nombre de cycles à rupture correspondant.

Pour chaque cycle n, on a :

$$N_n [\alpha(\sigma_{\max n} - \sigma_{\min n}) - \tau_{th}]^m = C \left[\frac{1}{b_{n-1}^{m-1}} - \frac{1}{b_n^{m-1}} \right] \quad (5)$$

Le dommage total est obtenu en effectuant la somme des termes de l'équation (5) :

$$\sum_{i=1}^n N_{in} [\alpha(\sigma_{\max i} - \sigma_{\min i}) - \tau_{th}]^m = C \left[\frac{1}{b_{0i}^{m-1}} - \frac{1}{b_n^{m-1}} \right] \quad (6)$$

A la rupture, $b_n = b_{cn}$, on a donc

$$Nf_i [\alpha(\sigma_{\max i} - \sigma_{\min i}) - \tau_{th}]^m = C \left[\frac{1}{b_{0i}^{m-1}} - \frac{1}{b_{ci}^{m-1}} \right] \quad (7)$$

A partir des équations (6) et (7), on en déduit :

$$\left(\sum_{i=1}^n \frac{N_i}{Nf_i} - 1 \right) \frac{1}{b_0^{m-1}} + \frac{1}{b_{cn}^{m-1}} - \sum_{i=1}^n \frac{N_i}{Nf_i \cdot b_{ci}^{m-1}} = 0 \quad (8)$$

d'où :

$$\sum_{i=1}^n \frac{N_i}{Nf_i} \left[1 - \left(\frac{b_0}{b_{ci}} \right)^{m-1} \right] + \left(\frac{b_0}{b_{cn}} \right)^{m-1} = 1 \quad (9)$$

L'équation (9) décrit le cumul d'endommagement. On peut noter que la loi linéaire de Palmgren-Miner donne :

$$\sum_{i=1}^n \frac{N_i}{Nf_i} = 1$$

Ce modèle non linéaire de cumul d'endommagement a été complété en reliant la taille du délaminage à la contrainte résiduelle par la relation suivante :

$$R(N) = R(0) \left[1 - \left(1 - \frac{\sigma_{\min}}{R(0)} \right) \left(\frac{b_{c_n} - b_0}{b_c - b_0} \right) \right] \quad (10)$$

Après programmation, ce modèle a été essayé sur un spectre complexe correspondant à un vol réel. Les résultats obtenus sont probants mais il est cependant délicat d'obtenir les valeurs de toutes constantes nécessaires à la prévision mathématique.

3.1.3.5 Modèle basé sur le calcul de taux de restitution d'énergie

Plusieurs auteurs [115 à 117] ont proposé des lois basées sur l'évolution du taux de fissuration et/ou des surfaces délaminées pour simuler le comportement des composites en fatigue.

Ces études ont montré qu'il était possible d'identifier plusieurs phases dans l'évolution des dommages :

- une première phase où il n'y a aucune évolution des dommages,
- une seconde phase où une évolution des dommages peut-être mise en évidence,
- une troisième phase, pendant laquelle il y a une propagation des surfaces délaminées.

Ces différentes étapes peuvent être caractérisées par une loi du type :

$$\frac{G_i}{G_{\max}} = k$$

avec G_i : taux de restitution d'énergie en mode i ,
 G_{\max} : taux de restitution d'énergie maximum atteint lors du cycle de fatigue.

Si $k \leq k_{\text{mat}}$: il n'y a pas d'évolution du taux de fissuration, k_{mat} est fonction du matériau.
 $k_{\text{mat}} \leq k \leq 1$: il y a une évolution du taux de fissuration, plus k tend vers 1, plus l'évolution est rapide.

Ces approches sont basées sur des résultats expérimentaux réalisés pour des éprouvettes élémentaires de mode I, mode II ou mode mixte (cf. Partie B §2.1.1) et ne peuvent être directement appliquées à des structures endommagées par un impact. Une des principales difficultés de ce type d'approche est de suivre l'évolution des dommages, généralement assimilés à de la fissuration, et donc de déterminer les seuils d'évolution et de saturation du taux de fissuration et donc la propagation des délaminages.

Ces études seront reprises ultérieurement à partir des résultats obtenus par l'approche numérique "micromécanique" présentée dans la seconde partie de ce document.

3.1.3.6 Conclusion

L'étude du comportement des matériaux composites et plus particulièrement des composites impactés, en fatigue, demeure aujourd'hui un sujet où de nombreuses hypothèses restent à vérifier comme les modes d'endommagement ou l'influence des différents phénomènes, en particulier, la fissuration sur les mécanismes de ruine.

La prévision de l'évolution du dommage en fatigue reste donc aléatoire et les différents modèles déterministes proposés nécessitent encore d'être validés dans les domaines de géométrie et de chargements plus étendus.

Enfin, le cumul d'endommagement en fatigue n'est pas maîtrisé et de nombreuses expériences sont encore nécessaires pour prévoir le comportement des matériaux composites sous spectre complexe. Pour cela, l'influence de divers paramètres tels que la fréquence de la sollicitation, l'ordre d'application ou l'amplitude des contraintes devront être étudiés.

3.2 Analyse du comportement en fatigue sous spectres monotones et complexes

3.2.1 Présentation du modèle mathématique proposé

3.2.1.1 Principes et relations de base

Le modèle mathématique proposé pour analyser le comportement en fatigue des composites impactés est basé sur des études d'analyse et d'interprétation de résultats d'essai de fatigue pour des matériaux composites [107-111]. Dans le cas de matériaux homogènes, la rupture par fatigue se caractérise par l'amorce et la propagation d'un défaut prépondérant. La durée de vie peut ainsi être déterminée par la connaissance de la taille initiale de la fissure et sa loi de croissance. En ce qui concerne les matériaux composites, des dommages mineurs tels que des fissurations de la matrice peuvent apparaître au cours d'un cyclage en fatigue ; la croissance d'un défaut contrôlant seul la résistance résiduelle ne peut être identifiée ou vérifiée. Cependant, si une relation unique existe entre la résistance statique et la durée de vie de telle sorte que l'éprouvette la plus résistante au niveau statique possède, soit la durée de vie la plus importante en fatigue, soit la résistance résiduelle la plus élevée au terme de l'essai, le problème peut être résolu par une approche statistique sur la durée de vie et/ou sur la résistance résiduelle. Cette approche est acceptable si la résistance statique et la résistance résiduelle sont contrôlées toutes les deux par le même défaut dominant et si sa croissance est déterministe.

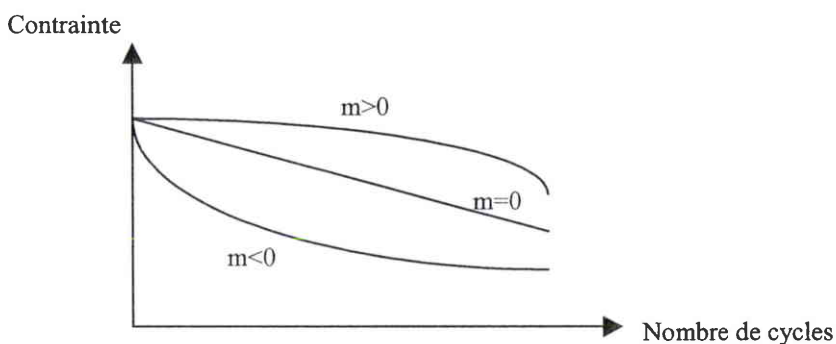
La base de cette approche est l'équation donnant la variation de la résistance résiduelle :

$$\frac{d\sigma}{dn} = -D(\sigma_a) \times \sigma^{-m} \quad (1)$$

où : $D(\sigma_a) > 0$: dépend de la contrainte maximale appliquée en fatigue (σ_a) et du ratio :

$R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$,

m : constante du matériau fonction de la sollicitation (traction, compression).



L'intégration de l'équation (1) entre le premier et le n^{ième} cycle donne :

$$\frac{\sigma^{m+1}(n) - \sigma^{m+1}(1)}{m+1} = -D(\sigma_a) \times (n-1) + k \quad (2)$$

où k est une constante d'intégration.

En posant :

$$\begin{cases} \sigma(n) = \sigma_r(n) \\ \sigma(1) = \sigma_e \end{cases}$$

où : σ_e : contrainte statique équivalente,
 $\sigma_r(n)$: contrainte résiduelle après n cycles,

L'équation (2) devient :

$$\frac{\sigma_r^{m+1}(n) - \sigma_e^{m+1}}{m+1} = -D(\sigma_a) * (n-1) + k \quad (3)$$

Les conditions limites s'écrivent :

- pour une rupture après 1 cycle : $\sigma_r(1) = \sigma_e$
- pour une rupture après N cycles : $\sigma_r(N) = \sigma_a$

où : σ_a : contrainte appliquée en fatigue,

Ce qui permet d'obtenir :

$$\begin{cases} k = 0 \\ D(\sigma_a) = \frac{\sigma_e^{m+1} - \sigma_a^{m+1}}{(N-1)(m+1)} \end{cases} \quad (4)$$

En introduisant les valeurs de k et D(σ_a) de l'équation (4) dans l'équation (3), celle-ci devient :

$$\sigma_r^{m+1}(n) = \sigma_e^{m+1} + \left(\sigma_a^{m+1} - \sigma_e^{m+1} \right) \left(\frac{n-1}{N-1} \right) \quad (5)$$

D'où l'expression de $\sigma_r(n)$:

$$\sigma_r(n) = \sigma_a \times \left[\left(\frac{\sigma_e}{\sigma_a} \right)^{m+1} - \left(\frac{\sigma_e^{m+1}}{\sigma_a^{m+1}} - 1 \right) \frac{n-1}{N-1} \right]^{\frac{1}{m+1}} \quad (6)$$

Où :

$$\sigma_r(n) = \sigma_a \times \left[\left(\frac{\sigma_e}{\sigma_a} \right)^{\frac{1}{S}} - C(n-1) \right]^S \quad (7)$$

En posant :

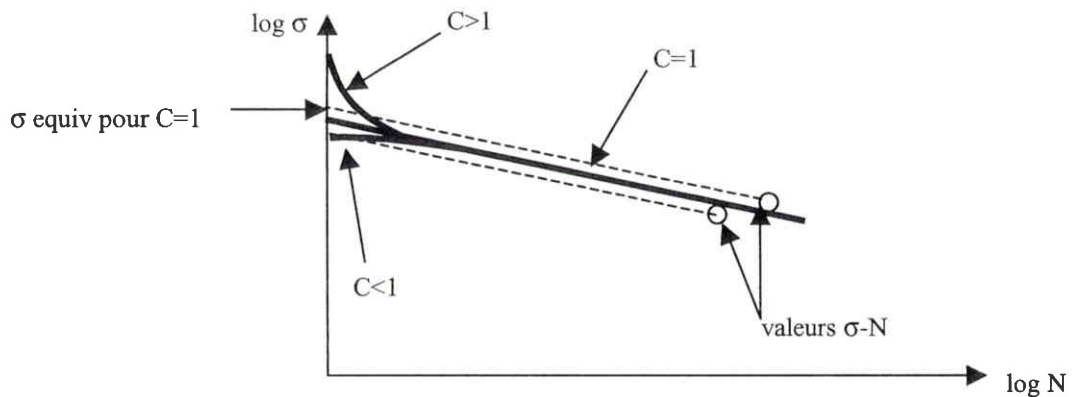
$$\left\{ \begin{array}{l} S = \frac{1}{m+1} \\ C = \frac{1}{N-1} \left(\left(\frac{\sigma_e}{\sigma_a} \right)^{\frac{1}{S}} - 1 \right) \end{array} \right. \quad (8)$$

Poser : C = constante revient à écrire :

$$\sigma_e = \alpha \sigma_a N^S \quad \text{ce qui est vérifié si N est grand (N > 10^3)}$$

On a alors : S : valeur absolue de la pente de la courbe logσ - logN

C : terme correcteur représentatif de la déviation de la courbe à l'origine.



L'hypothèse d'une relation unique entre la résistance statique et la durée de vie conduit donc au modèle mathématique proposé consistant à projeter les données expérimentales, parallèlement à la courbe de fatigue obtenue dans un diagramme logσ - logN, sur l'axe correspondant à un cycle de fatigue.

Une population de "résistances statiques équivalentes" peut alors être obtenue à partir des résultats de rupture en fatigue et des résistances résiduelles après N cycles :

- pour un cas de non-rupture en fatigue (et donc de rupture en statique résiduelle), la contrainte statique équivalente est donnée par :

$$\sigma_e = \sigma_a \times \left[\left(\frac{\sigma_r}{\sigma_a} \right)^{\frac{1}{S}} + C \times (n-1) \right]^S \quad (9)$$

- avec : σ_a : contrainte appliquée en fatigue,
 σ_r : contrainte résiduelle après n cycles en fatigue (sans rupture),

- en cas de rupture en fatigue, la formule (9) se réduit à :

$$\sigma_e = \sigma_a \times (1 - C + C \times N)^S \quad (10)$$

où N désigne le nombre de cycles à rupture.

3.2.1.2 Mise en œuvre du modèle

La mise en œuvre du modèle consiste à déterminer les constantes C et S. Pour cela, deux critères doivent être respectés :

1^{er} critère : La population de contraintes statiques équivalentes est, par définition, similaire à une population d'éprouvettes, en tous points identiques, testées en statique, soit pour un cycle :

$$\sigma_e = \sigma_r(1 \text{ cycle}) = \sigma_s \quad (11)$$

Ainsi, pour la population de contraintes statiques équivalentes, la relation suivante doit être vérifiée :

$$\sigma_{emoy} = \sigma_{smoyen}$$

où : σ_{emoy} : moyenne des contraintes statiques équivalentes,
 σ_{smoy} : moyenne des contraintes statiques.

2^{ème} critère : La courbe de fatigue $\sigma_a = f(N)$ doit réaliser une interpolation la meilleure possible des résultats obtenus expérimentalement. Ce critère d'optimisation est donc relatif à l'erreur moyenne faite sur le nombre de cycles à rupture. Cette erreur correspond à la différence pour un σ_a donné entre le nombre théorique moyen de cycles à rupture obtenu d'après la courbe de fatigue et le nombre expérimental de cycles à rupture.

La population de contraintes statiques équivalentes permet de déterminer le nombre de cycles théoriques à rupture (tenant compte des points de rupture en fatigue et des essais de statique résiduelle) pour un niveau donné σ_a appliqué en fatigue :

$$N_{thmoy} = \frac{1}{C} \cdot \left[\left(\frac{\sigma_{emoy}}{\sigma_a} \right)^{\frac{1}{S}} + C - 1 \right] \quad (12)$$

Pour les essais avec rupture en résiduel, il est possible, à partir de la contrainte statique équivalente, de déterminer un nombre théorique de cycles à rupture :

$$N_{th} = \frac{1}{C} \cdot \left[\left(\frac{\sigma_e}{\sigma_a} \right)^{\frac{1}{S}} + C - 1 \right] \quad (13)$$

Le critère à minimiser a pour expression :

$$e = \frac{\sum_{i=1}^{n_{ep}} \left| \frac{\log N_i - N_{th_{moy}}}{\log N_{th_{moy}}} \right|}{n_{ep}} \quad (14)$$

- avec :
- n_{ep} : nombre d'éprouvettes,
 - $N_{th_{moy}}$: nombre théorique moyen de cycles à rupture (équation 12) pour un niveau de contrainte donné.
 - N_i : - nombre de cycles à rupture pour les éprouvettes rompues en fatigue,
- nombre théorique de cycles à rupture pour les éprouvettes rompues en résiduel.

3.2.2 Etude statistique

Les deux méthodes les plus couramment utilisées pour décrire l'évolution de phénomènes aléatoires et complexes, sont : la loi normale et la loi de Weibull à trois paramètres dont, par simplification, le premier paramètre (la valeur seuil) est parfois considéré comme nul, ce qui correspond alors à une loi de Weibull à deux paramètres. L'étude statistique est réalisée sur ces trois lois appliquées à une population de contraintes statiques équivalentes afin de déterminer la plus adaptée.

3.2.2.1 Loi normale

L'équation de la courbe de probabilité de rupture est donnée par :

$$P_n(\sigma_e) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\sigma_e} \exp\left[-\frac{(t-m)^2}{2\sigma^2}\right] dt \quad (15)$$

- où :
- m : moyenne des contraintes statiques équivalentes,
 - σ : écart type des contraintes statiques équivalentes.

3.2.2.2 Loi de Weibull à 2 paramètres

L'équation de la courbe de probabilité de rupture est la suivante :

$$P_{W_2}(\sigma_e) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{\sigma_e}{\beta} \right)^\alpha \right] \quad (16)$$

où : α : paramètre de forme,
 β : paramètre d'échelle.

La détermination des paramètres α et β est réalisée par la méthode du maximum de vraisemblance préconisée dans le Military Hand Book 17 qui permet de calculer les valeurs A et B [113].

3.2.2.3 Loi de Weibull à 3 paramètres

L'équation de la courbe de probabilité de rupture est donnée par :

$$P_{W_3}(\sigma_e) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{\sigma_e - \gamma}{\beta} \right)^\alpha \right] \quad (17)$$

où : α : paramètre de forme.
 β : paramètre d'échelle.
 γ : paramètre de position,

Weibull a proposé une méthode de détermination des trois paramètres de cette loi par la méthode d'estimation de la variable standard [113-114]. Il existe également une méthode préconisée par le Military Hand Book 5F.

3.2.3 Programme d'essai

3.2.3.1 Résultats des études précédentes

Le détail des résultats expérimentaux est reporté dans l'annexe 3.

Ce programme a été réalisé dans le but d'appréhender sur une base de données importantes, près de 170 éprouvettes, le comportement d'éprouvettes impactées dans les domaines suivants :

- courbe S-N,
- dispersion sur les durées de vie,
- influence des drapages sur les durées de vie,
- influence du rapport $R = \sigma_{\text{mini}} / \sigma_{\text{maxi}}$ sur la durée de vie,
- influence d'un spectre complexe sur la durée de vie,
- influence du rapport R sur la tenue résiduelle.

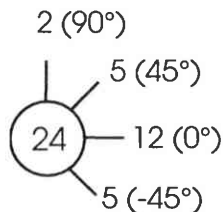
Une première étude [112] menée par Aérospatiale, a permis d'obtenir certaines conclusions :

- le modèle utilisé, proposé par Sendekyj [107] est applicable aux matériaux de première et deuxième génération endommagés par choc et soumis à des spectres de fatigue monotone,
- l'influence des efforts de compression sur la durée de vie est prépondérante (les résultats obtenus pour des rapports $R = -1$ ou $R = -10$ sont très proches, l'endommagement à $R = -1$ étant tout de même plus important),
- le comportement des composites avec un impact dont la profondeur d'empreinte est soit proche de 0,3 mm soit beaucoup plus importante ($\geq 1,5$ mm) est identique.

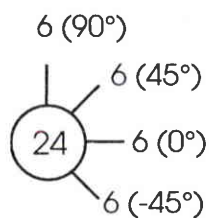
3.2.3.2 Description des éprouvettes

Les éprouvettes en T300/BSL 914 sont constituées de 24 plis selon deux drapages.

Le premier drapage (drapage 1 - 24 plis) est fortement orienté à 0° . 132 éprouvettes dont 12 éprouvettes comportent 26 plis et qui ne seront que peu exploitées (2 éprouvettes utilisées).



Le second (drapage 2 - 24 plis) est de type quasi-isotrope - 72 éprouvettes ont été fabriquées dont 4 ne comportent que 23 plis.



Pour toutes les éprouvettes, 3 tissus de verre sont placés au niveau de la reprise dans les mors de la machine.

3.2.3.3 Essais

Les essais ont été réalisés au Centre d'Essai Aéronautique de Toulouse.

Impacts

Les éprouvettes ont subi un impact avec un embout hémisphérique (diamètre 16 mm). L'énergie d'impact est respectivement de 28 J et 36 J pour le drapage 1 et 2. La profondeur d'empreinte recherchée est de l'ordre du BVID (Barely Visible Impact Damage) soit 0,3 mm.

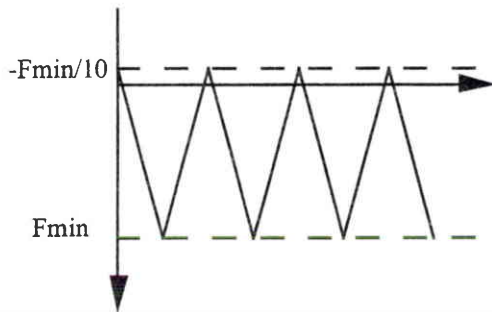
Spectres de fatigue

a) Drapage 1 :

- Fatigue monotone

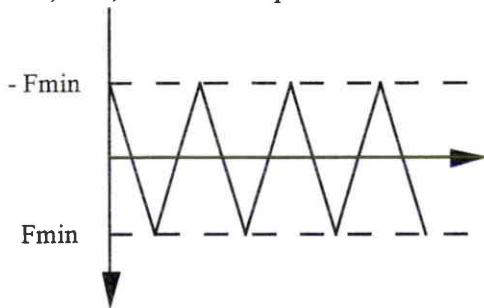
$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = -10$$

pour 0,5 - 0,6 - 0,65 - 0,7 * la résistance statique initiale (Frs) - 48 éprouvettes



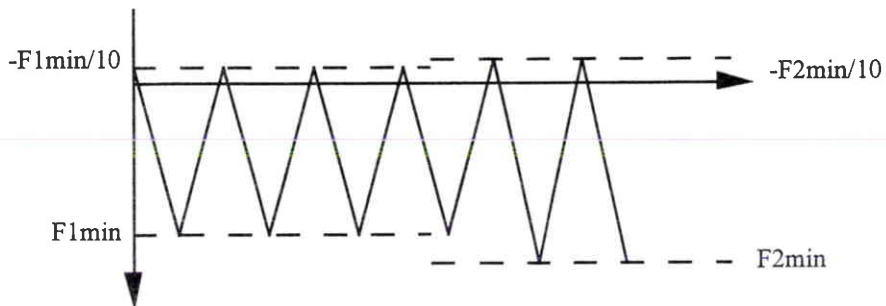
$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} = -1$$

pour 0,5 - 0,6 - 0,65 - 0,7 - 0,75 Frs - 42 éprouvettes

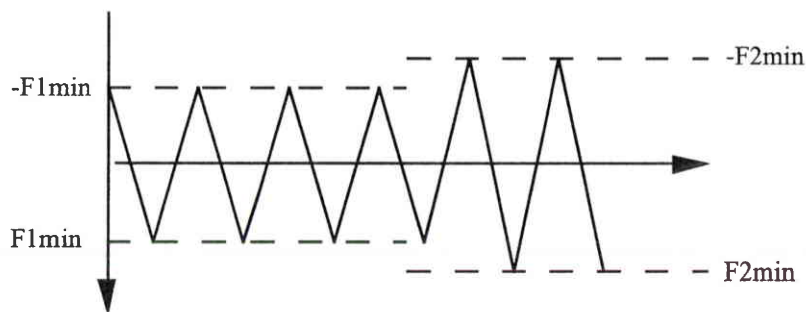


- Spectres complexes

R = -10 : 7 E + 5 cycles à 0,5 Frs et le reste à 0,6 ou 0,7 Frs - 6 éprouvettes



R = -1 : 5 E + 5 cycles à 0,5 Frs et le reste à 0,6 ou 0,7 Frs - 6 éprouvettes



b) Drapage 2 :

- Fatigue monotone

R = -10 : pour 0,6 - 0,65 * la résistance statique initiale (Frs) - 12 éprouvettes

R = -1 : pour 0,65 * la résistance statique initiale (Frs) - 9 éprouvettes

- Spectres complexes

- 100000 cycles à 0,4*Frs (R = -1) puis 0,6*Frs (R = -1)
- 5 éprouvettes,

- 100000 cycles à 0,4*Frs (R = -10) puis 200000 cycles à 0,6*Frs (R = -1) puis 0,65*Frs (R = -1)
- 4 éprouvettes,

- 150000 cycles à 0,65*Frs (R = -1) puis 0,6*Frs (R = -1) - 6 éprouvettes,

- 150000 cycles à 0,6*Frs (R = -10) puis 150000 cycles à 0,5*Frs (R = -1) puis 0,6*Frs (R = -1)
- 4 éprouvettes,

- 200000 cycles à 0,65*Frs (R = -10) puis 150000 cycles à 0,5*Frs (R = -1) puis 0,6*Frs (R = -1)
- 4 éprouvettes.

Contrôles

Un contrôle par ultrasons C-Scan en immersion dans l'eau a été réalisé suite à l'impact et a permis de déterminer :

- la profondeur de l'empreinte,
- la surface délaminée.

En cours d'essai, des contrôles par ultrasons C-Scan ont été effectués au cours du cyclage en fatigue. Leur fréquence a été adaptée en fonction des ruptures d'éprouvettes et de la modification de la taille du dommage.

Résultats

Les résultats des essais, réalisés à 20°C et sur des éprouvettes neuves, sont reportés dans l'annexe 3.

Afin de limiter les temps d'essai (effectués à 6 Hz), ceux ci sont stoppés à un million de cycles et la rupture est alors obtenue en statique résiduelle.

3.2.4 Etude de la fatigue monotone

3.2.4.1 Application du modèle mathématique

Application au drapage 1

La méthode utilisée pour déterminer les paramètres S et C du modèle est celle définie précédemment. Les valeurs des contraintes statiques équivalentes figurent en annexe 3.

La valeur moyenne à rupture des essais statiques est :

$$\sigma_{smoy} = -270.35 \text{ MPa}$$

Les valeurs des paramètres sont alors :

$$\begin{cases} S = 0.0337 \\ C = 0.274 \end{cases}$$

L'écart type de la population obtenue est de 19.3 MPa soit un coefficient de variation de 7.1 %.

Ce coefficient de variation, plus faible que celui obtenu en statique (8.9 %), pourrait s'expliquer par un phénomène observé sur les composites impactés testés en fatigue : si après impact, la surface délaminée de forme aléatoire est S_i et s'inscrit dans un cercle de surface S, au cours de la fatigue, la surface délaminée tend vers S. Ainsi, pour des surfaces S_1 et S_2 , après impact, différentes mais inscrites dans un même cercle de surface S, la surface délaminée tend, après fatigue, à être la même. Compte tenu du rapport existant entre la surface délaminée et la résistance de l'éprouvette, ce phénomène tend à être le même pour les résistances résiduelles. C'est pourquoi, les différences de tenue statique qui existaient initialement après impact sont atténuées après fatigue, d'où un écart type plus faible obtenu pour les résistances statiques équivalentes par rapport aux résistances statiques.

La courbe de fatigue et les contraintes résiduelles (en fonction des contraintes appliquées) sont présentées respectivement à la figure A54 et à la figure A55.

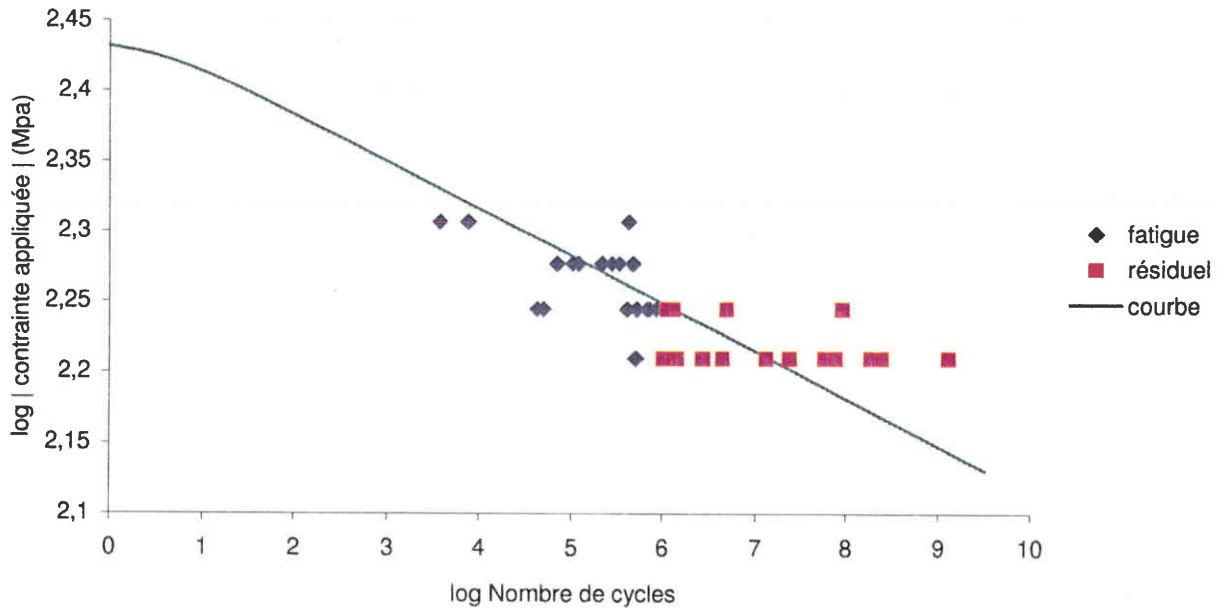


Figure A54 : Courbe de fatigue du drapage 1

En bleu, figurent les ruptures en fatigue et en violet figurent les ruptures en statique résiduelle (le nombre de cycles à rupture a alors été estimé à l'aide de la formule 13).

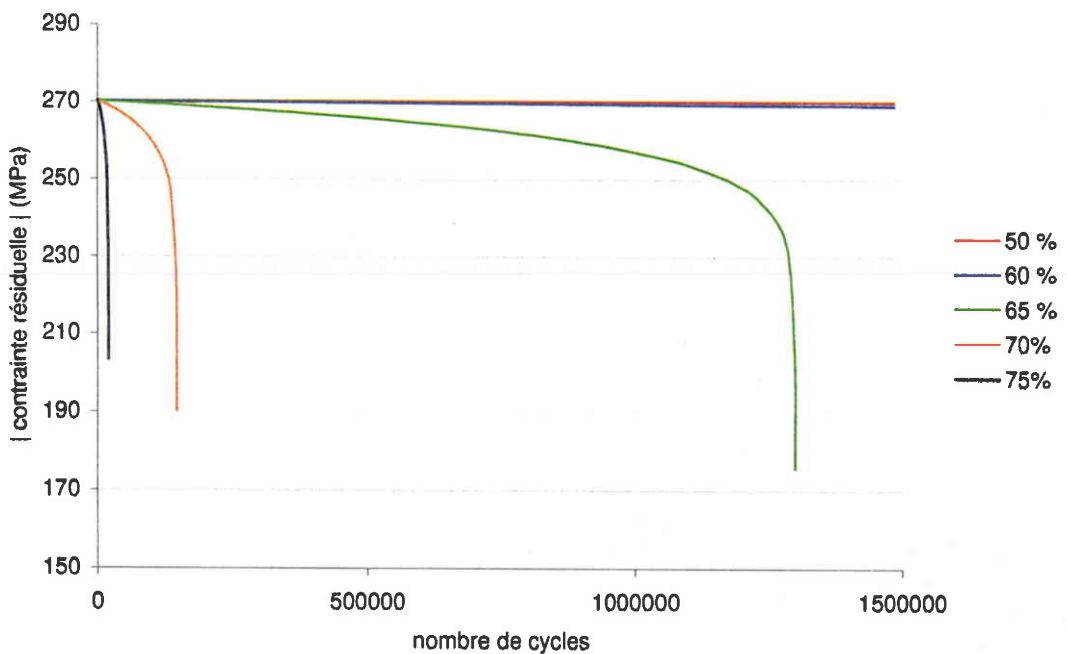


Figure A55 : Evolution de la contrainte résiduelle pour différentes contraintes appliquées

Application au drapage 2

La méthode utilisée pour déterminer les paramètres S et C du modèle est celle définie précédemment. Les valeurs des contraintes statiques équivalentes figurent en annexe 3.

La valeur moyenne à rupture des essais statiques est la suivante :

$$\sigma_{smoy} = -164.7 \text{ MPa}$$

Les valeurs des paramètres sont alors :

$$\begin{cases} S = 0.0472 \\ C = 0.0258 \end{cases} \quad (16)$$

L'écart type de la population obtenue est de 12.3 MPa soit un coefficient de variation de 7.5 %.

La courbe de fatigue est reportée à la figure A56.

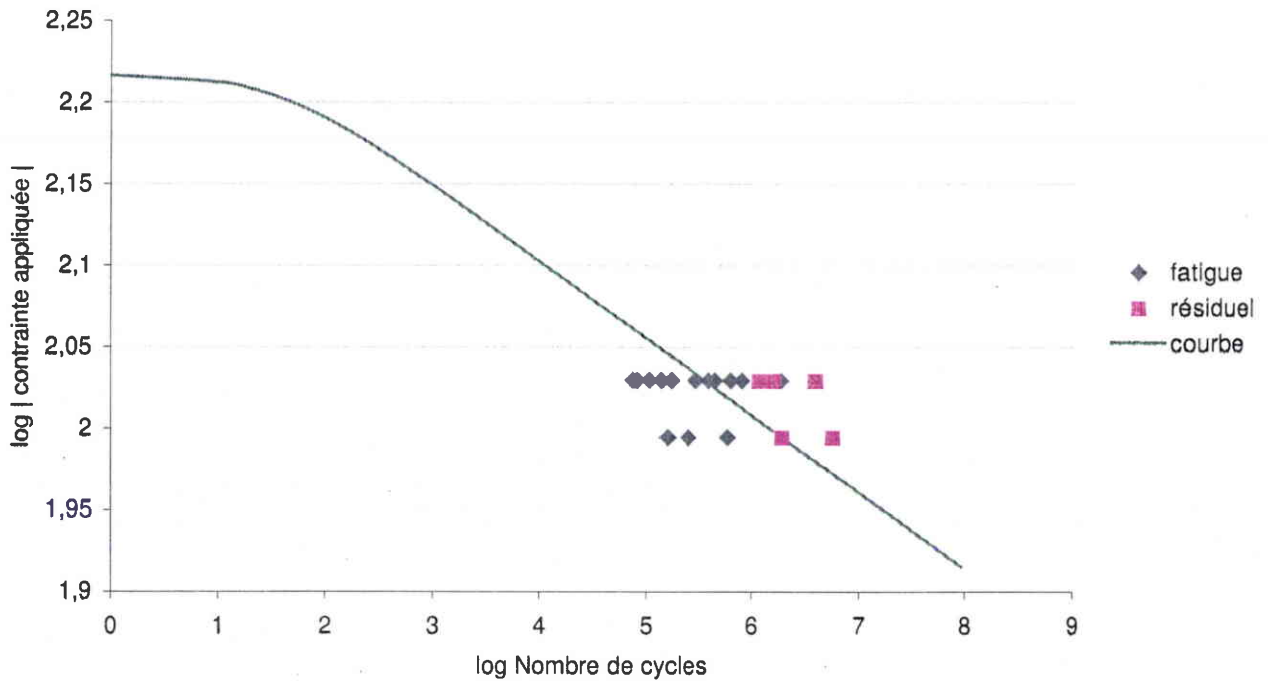


Figure A56 : Courbe de fatigue du drapage 2

3.2.4.2 Etude statistique

Application au drapage 1

Les contraintes statiques équivalentes sont celles déterminées suivant la méthode exposée en 3.3.1.1. A partir de ces données, les trois lois sont appliquées à cette population : loi normale, loi de weibull à 2 et 3 paramètres. Les distributions de probabilité correspondant à ces trois lois sont données à la figure A57.

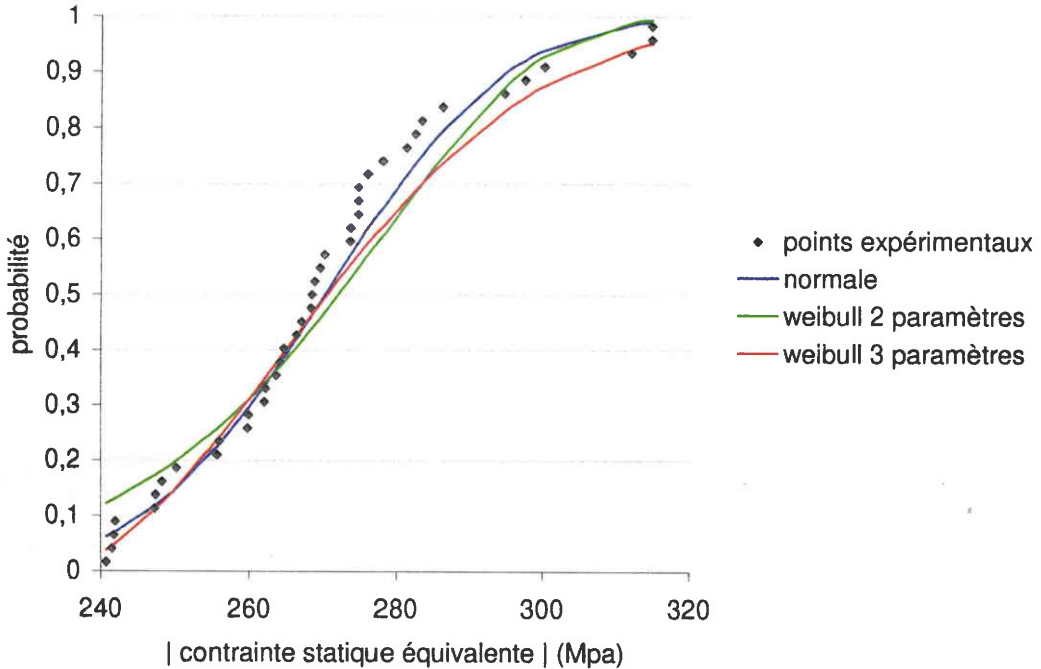


Figure A57 : Distributions de probabilité (drapage 1)

Les valeurs A et B ainsi que l'erreur moyenne pour chaque loi sont données ci-dessous :

	<i>loi normale</i>	<i>loi de Weibull à 2 paramètres</i>	<i>loi de Weibull à 3 paramètres</i>
Valeur A (Mpa)	-221.3	-180.5	-234.8
Valeur B (Mpa)	-241.1	-224.3	-243.5
Erreur moyenne (%)	15.5	34.8	12.4

L'erreur moyenne correspond à l'écart moyen, en terme de contrainte statique équivalente, entre la valeur calculée à partir des valeurs d'essai et celle donnée par la loi.

La principale différence entre ces 3 lois concerne les parties de courbe où la probabilité des fonctions de distribution est inférieure à 0.2. En effet, la probabilité tend vers 0 quand la contrainte statique équivalente tend vers 0 pour les lois normales et Weibull à 2 paramètres et vers le paramètre seuil "a" (-220 Mpa) pour la loi de Weibull à 3 paramètres. Ceci explique les différences relativement importantes relevées pour les valeurs A (jusqu'à 20%). Les différences entre les valeurs B étant plus faibles (1% entre loi normale et Weibull 3 paramètres).

Application au drapage 2

Les contraintes statiques équivalentes sont celles déterminées suivant la méthode exposée en 3.3.1.1. A partir de ces données, les trois lois sont appliquées à cette population : loi normale, loi de Weibull à 2 et 3 paramètres. Les distributions de probabilité correspondant à ces trois lois sont reportées à la figure A58.

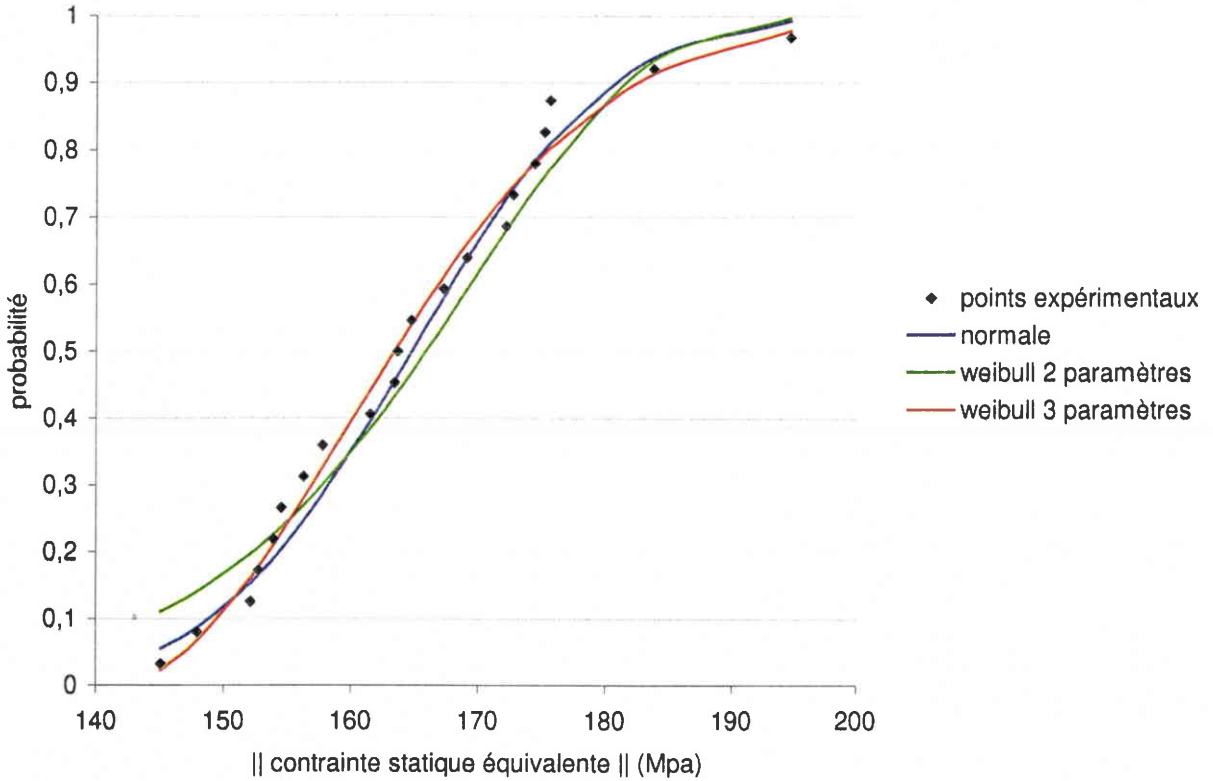


Figure A58 : Distributions de probabilité (drapage 2)

Les valeurs A et B ainsi que l'erreur moyenne pour chaque loi sont données ci-dessous :

	<i>loi normale</i>	<i>loi de Weibull à 2 paramètres</i>	<i>loi de Weibull à 3 paramètres</i>
Valeur A (Mpa)	-132.4	-102.5	-142.7
Valeur B (Mpa)	-145	-131.7	-147.6
Erreur moyenne (%)	10.9	25	7.5

Comme pour le drapage 1, la principale différence entre ces 3 lois concerne les parties de courbe où la probabilité des fonctions de distribution est inférieure à 0.2.

A la vue de ces résultats, la loi normale et la loi de Weibull à 3 paramètres paraissent donc bien adaptées pour les populations de contraintes statiques équivalentes des drapages 1 et 2 (erreurs moyennes de 12.4 (Weibull 3 paramètres) et 15.5 % (normale) pour le drapage 1 et de 7.5 % (Weibull 3 paramètres) et 11% (normale) pour le drapage 2. De plus les valeurs B correspondant aux deux lois sont très proches (moins de 3% d'écart). Par souci d'homogénéisation avec l'approche prise habituellement par Aérospatiale pour décrire les populations de contraintes, la loi normale sera utilisée par la suite.

Etude sur les déformations admissibles

Une étude comparative des deux drapages (quasi-isotrope et fortement orienté à 0°) peut être faite sur les déformations. Le schéma (figure A59) regroupe les points expérimentaux des 2 drapages ainsi que les courbes obtenues par la loi normale.

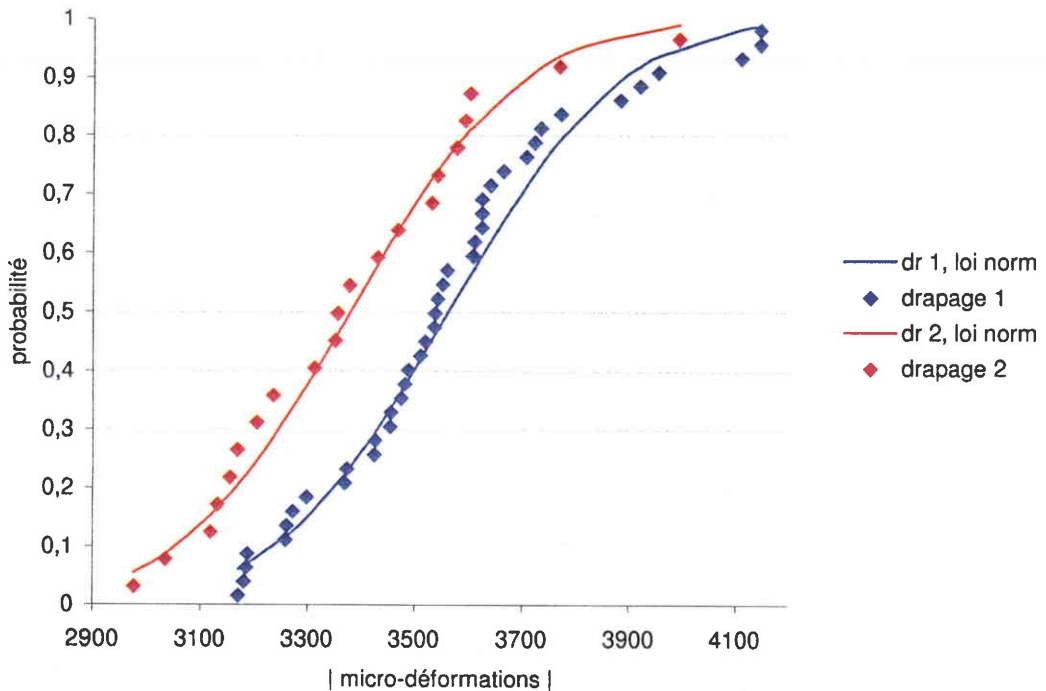


Figure A59 : Etude des allongements admissibles

Ce graphique montre qu'un raisonnement (pour la plage de drapages considérés) en terme de déformation permet de traduire globalement le comportement des structures composites impactées.

Les différences obtenues sur les valeurs B sont assez faibles (6%) et pourrait s'expliquer par des surfaces délaminées moyennes plus élevées pour le drapage 2 (1220 mm², impact à 36 J) que pour le drapage 1 (710 mm², impact à 28 J) :

- drapage 1 : valeur B = -3170 μ d,
- drapage 2 : valeur B = -2970 μ d.

3.2.4.3 Extension du modèle aux exigences de certification

Principe

La détermination d'une loi de probabilité pour la population de contraintes statiques équivalentes permet de déterminer les valeurs A et B associées. Ainsi, connaissant la loi de fatigue, il est possible de faire une étude statistique afin de déterminer sur une base de valeur "B" (ou de valeur "A") :

- la contrainte de fatigue pour un nombre de cycles,
- la durée de vie pour un niveau de sollicitation.

Cette double approche permet lorsque le nombre de cycles à simuler est trop important de figer N et de majorer la contrainte appliquée en fatigue, pour avoir le même endommagement : approche par coefficient majorateur (figure A60).

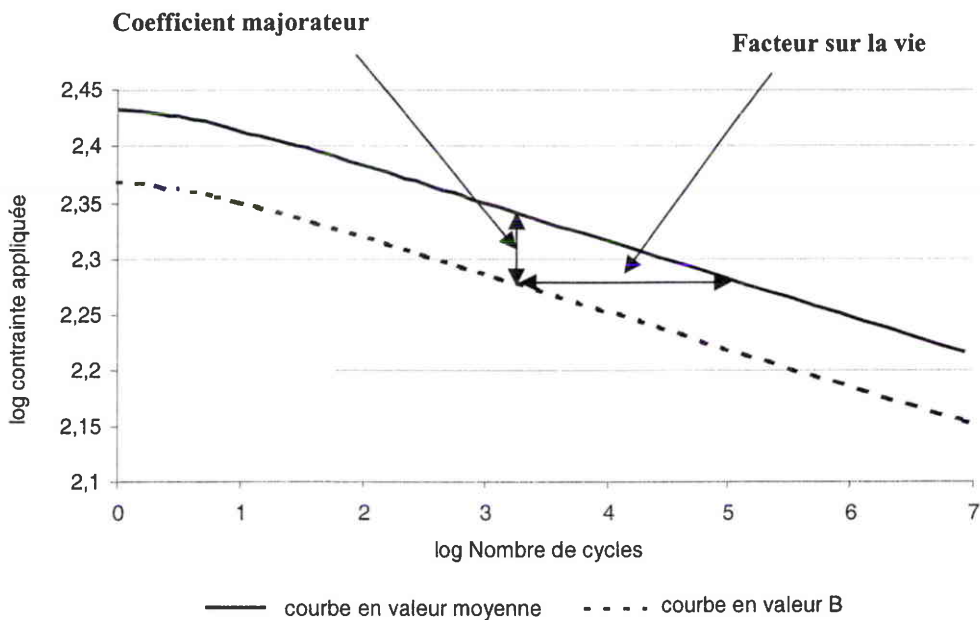


Figure A60 : Principe de l'approche par coefficient majorateur

Application

a) Drapage 1 (fortement orienté à 0°) : coefficient majorateur de 1.121 (résultat établi à partir d'une population de 41 éprouvettes).

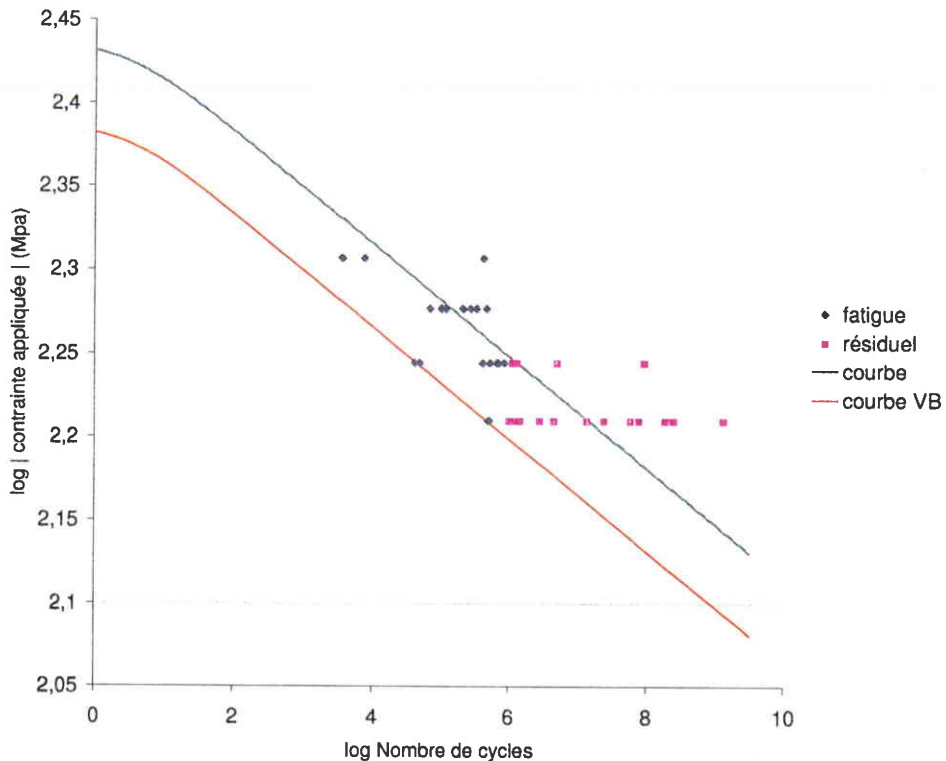


Figure A61 : Courbe de fatigue (drapage 1)

Le graphique ci-dessus (figure A61) permet de constater qu'une courbe de fatigue en valeur B permet de couvrir tous les points d'essai, y compris ceux ayant un nombre de cycles à rupture très faible (par exemple à 0.65 fois la charge à rupture, 2 éprouvettes ont un nombre de cycles à rupture de 41820 et 49020 alors que la moyenne dans ce cas est de $1.3 \cdot 10^6$ cycles).

La prise en compte des dispersions en fatigue donne donc dans ce cas un essai de fatigue correspondant à 1 vie avec un coefficient de charge de 1.121. Ceci est également équivalent à 1.5 vie avec un coefficient de charge de 1.106 (calcul dans la partie linéaire de la courbe).

Ces valeurs sont à comparer à celles utilisées actuellement : 1 vie au coefficient 1.17 ou 1.5 vie au coefficient 1.15.

b) Drapage 2 (quasi-isotropique) : coefficient majorateur de 1.136 (résultat établi à partir d'une population de 21 éprouvettes).

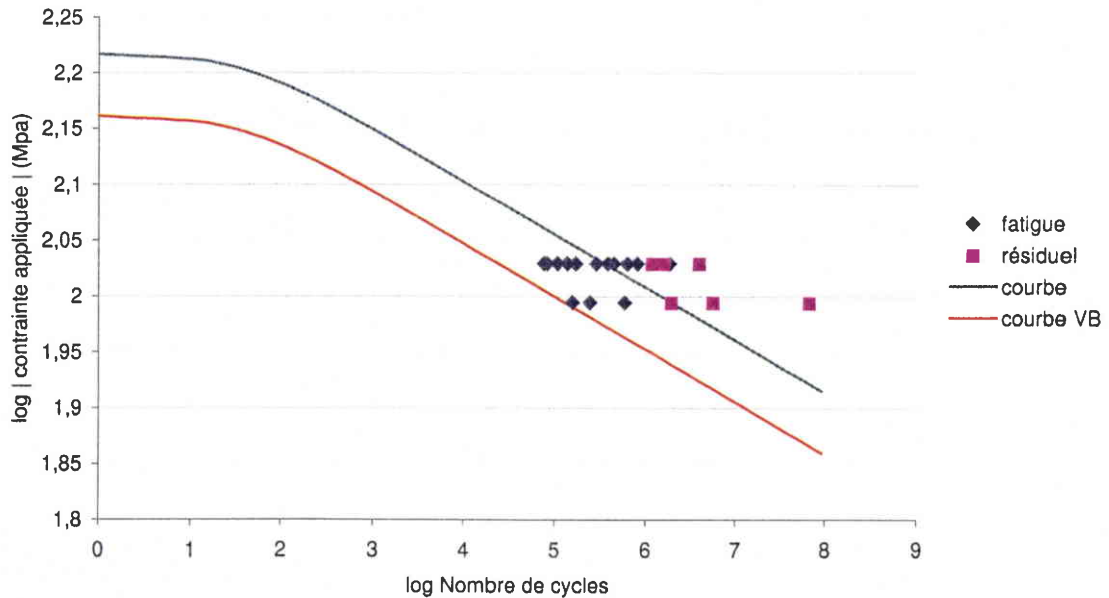


Figure A62 : Courbe de fatigue (drapage 2)

Comme dans le cas du drapage 1, la courbe en valeur B permet de couvrir tous les points d'essai, y compris ceux ayant un nombre de cycles à rupture très faible.

La prise en compte des dispersions en fatigue donne donc dans ce cas un essai de fatigue correspondant à 1 vie avec un coefficient de charge de 1.136. Ceci est également équivalent à 1.5 vie avec un coefficient de charge de 1.114 (calcul dans la partie linéaire de la courbe).

Ces valeurs sont à comparer à celles utilisées actuellement : 1 vie au coefficient 1.17 ou 1.5 vie au coefficient 1.15.

3.2.5 Etude de la fatigue complexe

3.2.5.1 Analyse des résultats d'essai

Influence des cycles à faibles niveaux de charge

18 éprouvettes ont été testées en résiduel après un million de cycles à 50% de la charge à rupture statique ($R = -1$ et $R = -10$). Les résultats laissent apparaître une contrainte à rupture en statique résiduelle supérieure de 7.7 % à la contrainte statique à rupture, la dispersion étant assez faible (coefficient de 7.3 %). Ce phénomène pourrait s'expliquer par un relâchement des contraintes dans la zone impactée (réorganisation du dommage), au cours de la fatigue monotone à faible niveau de charge, et donc une meilleure tenue en statique résiduelle.

Le modèle d'endommagement présenté en 1^{ère} partie ne peut prendre en compte cette augmentation de tenue résiduelle : d'après le modèle mathématique, la résistance résiduelle doit décroître au cours de la vie de l'éprouvette (cf. éq. 1). A 50% de la charge à rupture, la chute de tenue résiduelle calculée à 1 million de cycles est cependant très faible. Cependant, dans le cas de chargements complexes, plusieurs études ont montré la nocivité des cycles à faibles niveaux de charge qui paraissent sans effet en fatigue monotone [39].

Cet endommagement non négligeable a été également mis en évidence dans le programme d'essai présenté en 3^{ème} partie (drapage 1) pour des spectres complexes avec des cycles à 0.5 fois la charge de rupture statique puis des cycles à haut niveau de charge (plus de 65% de la charge à rupture) :

Essais réalisés à R = -1 :

Contrainte appliquée : 70 % contrainte à rupture (0.7 CR)

Monotone : durée de vie moyenne : 102500 cycles à 0.7 CR

Complexe : durée de vie moyenne après 700000 cycles à 0.5 CR : 56930 cycles à 0.7 CR

Contrainte appliquée : 65 % contrainte à rupture (0.65 CR)

Monotone : durée de vie moyenne : 742660 cycles à 0.65 CR

Complexe : durée de vie moyenne après 500000 cycles à 0.5 CR : 330300 cycles à 0.65 CR

Essais réalisés à R = -10 :

Contrainte appliquée : 65 % contrainte à rupture (0.65 CR)

Monotone : durée de vie moyenne : 1025000 cycles à 0.65 CR

Complexe : durée de vie moyenne après 500000 cycles à 0.5 CR : 488600 cycles à 0.65 CR

Remarque : le coefficient entre la valeur B et la valeur d'essai est de l'ordre de 80% pour des essais de type Compression Après Impact. Un cyclage à 50% de la charge à rupture statique est donc équivalent à un cyclage à 63% de la "valeur de calcul" ce qui correspond, pour un dimensionnement avion à un niveau proche de la charge limite. La charge limite est égale à 67% de la charge extrême.

Evolution de l'endommagement au cours de la vie de l'éprouvette

Lors du cyclage en fatigue, des contrôles des surfaces délaminées étaient effectués. (figure A63). La surface délaminée apparaît comme étant constante pendant environ 80 % de la vie de l'éprouvette (surface délaminée initiale : S_0), la propagation n'intervenant qu'après. (annexe 4)

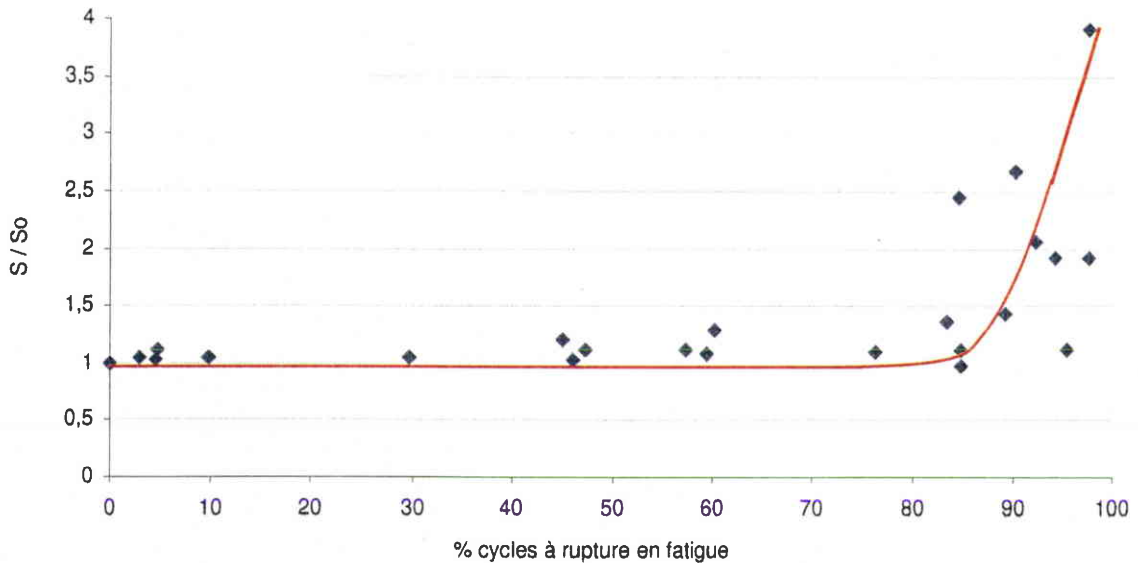


Figure A63 : Evolution de la surface délaminée

Remarque : Les points figurant sur ce graphique correspondent à des éprouvettes ayant rompu en fatigue et donc à des niveaux de charge d'au moins 65 % de la charge à rupture.

3.2.5.2 endommagement d'un composite impacté sollicité en fatigue

Hypothèse d'endommagement

Cette hypothèse (déjà formulée par plusieurs auteurs [33-34]) est basée sur une approche assez similaire à celle utilisée pour les matériaux métalliques :

1^{ère} phase :

Pendant environ 80 % de la vie de l'éprouvette, il n'y a aucune évolution de la surface délaminée, cependant, une augmentation du taux d'endommagement (ici assimilée à une fissuration de la matrice) pourrait avoir lieu. La fissuration augmenterait alors jusqu'à un seuil critique au-delà duquel le délaminage commencerait à propager. Cette première phase serait donc assimilable à une phase d'initiation durant laquelle la contrainte résiduelle serait constante voire même supérieure à la contrainte statique grâce à un "relâchement" des contraintes dans la zone délaminée. Dans le cas d'un chargement complexe, le cumul d'endommagement durant cette phase sera supposé linéaire.

2^{ème} phase :

Cette seconde phase correspondrait à la propagation de la surface délaminée jusqu'à la rupture de l'éprouvette. Compte tenu du rapport existant entre surface délaminée et contrainte à rupture pour les composites impactés [31], la contrainte résiduelle diminuerait donc pendant cette phase. Cette évolution pourrait être décrite par une loi mathématique telle que celle décrite précédemment.

Application du modèle aux essais de fatigue complexe

Essais réalisés à R = -1 :

Contrainte appliquée : 70 % contrainte à rupture (0.7 CR)

Monotone : durée de vie moyenne : 102500 cycles à 0.7 CR

Complexe : durée de vie moyenne après 700000 cycles à 0.5 CR : 56930 cycles à 0.7 CR

Suivant le modèle d'endommagement proposé, la phase d'initiation correspond à 80 % de la vie de l'éprouvette soit 82000 cycles pour 0.7 CR et la phase de propagation à environ 20 % soit 20500 cycles. En supposant que le nombre de cycles nécessaires à la propagation à 0.7 CR n'est pas affecté par la fatigue complexe (et donc égal à 20500 cycles), il est donc nécessaire, afin de pouvoir expliquer les résultats d'essai, d'établir l'équivalence suivante : les taux de fissuration après 700000 cycles à 0.5 CR et 45570 cycles à 0.7 CR sont identiques. Cependant, il n'est pas possible de connaître, sur ces essais, le degré d'endommagement par fissuration correspondant à 700000 cycles à 0.5 CR, seule une équivalence peut être donnée.

Contrainte appliquée : 65 % contrainte à rupture (0.65 CR)

Monotone : durée de vie moyenne : 742660 cycles à 0.65 CR

Complexe : durée de vie moyenne après 500000 cycles à 0.5 CR : 330300 cycles à 0.65 CR

D'après les essais de fatigue monotone, on obtient :

Nombre de cycles pour la phase de fissuration à 0.65 CR : 600000 cycles,

Nombre de cycles pour la phase de propagation à 0.65 CR : 143000 cycles.

Comme précédemment, il est possible de déterminer une équivalence en terme d'endommagement par fissuration entre 0.5 CR et 0.65 CR : les taux de fissuration après 500000 cycles à 0.5 CR et 410000 cycles à 0.65 CR sont identiques.

Evolution du taux de fissuration :

Il est donc possible de donner l'allure de l'évolution du taux de fissuration en fonction du nombre de cycles pour différentes contraintes appliquées en fatigue (0.5 , 0.65 et 0.7 CR).

Ces courbes sont tracées à l'aide des nombres de cycles correspondant aux taux de fissuration limites pour 0.65 et 0.7 CR et aux équivalences en terme d'endommagement par fissuration définies ci-dessus.

Le seuil correspondant à la fin de la phase d'initiation correspond à un taux de fissuration égal à 1.

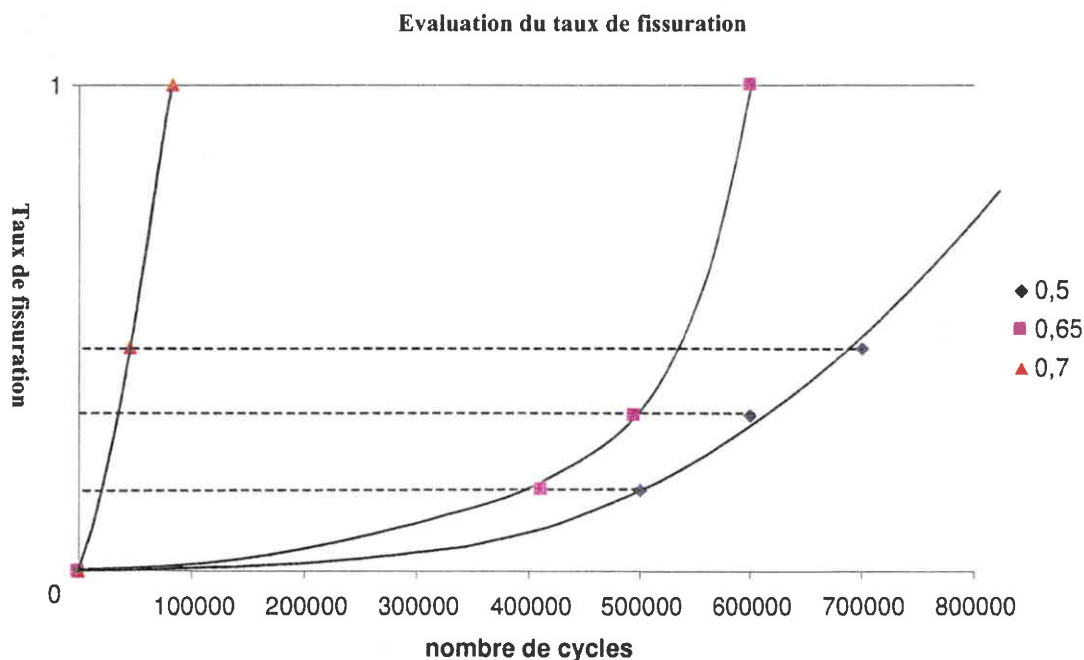


Figure A64 : Evolution du taux de fissuration

L'évolution du taux de fissuration, assimilable à une densité critique (CDS [56]) (figure A64) est donc fonction de la contrainte appliquée en fatigue. Cette évolution est d'autant plus lente que la contrainte appliquée est faible. D'autre part, l'écart entre les vitesses de fissuration diminue lorsque la contrainte appliquée diminue.

Il est à noter que ce type d'endommagement n'est obtenu que pour des niveaux de charge élevés (0.5 fois la charge à rupture) associés à un nombre de cycles important (plus de 500 000 cycles).

Essais réalisés à R = -10 :

Contrainte appliquée : 65 % contrainte à rupture (0.65 CR)

Monotone : durée de vie moyenne : 1025000 cycles à 0.65 CR

Complexe : durée de vie moyenne après 500000 cycles à 0.5 CR : 488600 cycles à 0.65 CR

D'après les essais de fatigue monotone, on obtient :

Nombre de cycles pour la phase de fissuration à 0.65 CR : 820000 cycles,

Nombre de cycles pour la phase de propagation à 0.65 CR : 205000 cycles.

Comme précédemment, il est possible de déterminer une équivalence en terme d'endommagement par fissuration entre 0.5 CR et 0.65 CR : les taux de fissuration après 500000 cycles à 0.5 CR et 536400 cycles à 0.65 CR sont identiques.

Compte tenu des approximations utilisées, on peut considérer que l'évolution du taux de fissuration à 0.5 et 0.65 CR est quasiment identique pour R = -10.

Nota : Les essais de fatigue complexe réalisés sur le drapage 2 n'ont pu être exploités en raison du manque d'essais en fatigue monotone et de la dispersion très importante des surfaces délaminées après impact qui entraîne une dispersion d'autant plus grande sur les résultats en fatigue.

3.2.6 Conclusions et Perspectives

Le modèle mathématique proposé permet le traitement et l'analyse des essais sur des composites impactés sollicités en fatigue monotone. A l'aide de cette méthode, la courbe de fatigue peut être déterminée en exploitant les essais avec rupture en fatigue ou rupture en statique résiduelle. Les essais de fatigue peuvent alors être exploités statistiquement par l'intermédiaire des contraintes statiques équivalentes et permettent ainsi de déterminer sur une base de valeur B :

- la contrainte de fatigue pour un nombre de cycles,
- la durée de vie pour un niveau de sollicitation.

De plus, cette étude a permis de confirmer plusieurs points importants dans la compréhension de la fatigue des composites impactés :

- le modèle proposé est applicable aux matériaux composites de première et deuxième génération endommagés par choc,
- l'hypothèse qu'un même défaut dominant régit le comportement en fatigue et en statique des composites impactés est validée,
- l'influence des efforts de compression est prépondérante sur la durée de vie,
- le comportement des composites avec un impact dont la profondeur d'empreinte est soit proche de 0.3 mm, soit beaucoup plus importante, est identique.

Le mécanisme d'endommagement pour une éprouvette rompue en fatigue apparaît donc comme étant le suivant (cf. §3.1.3.5) :

- dans un premier temps (environ 80 % de la vie de l'éprouvette), le délaminage consécutif à l'impact ne propage pas. La tenue résiduelle est constante ou même supérieure à la tenue statique après impact après un million de cycles. Cette phase d'initiation consisterait alors en un endommagement par fissuration de la matrice.
Ceci expliquerait, dans les spectres complexes, la nocivité non négligeable des spectres à plusieurs niveaux de charge (50% de la charge à rupture suivi d'un cyclage à un niveau de charge supérieur à 50% de la charge à rupture) qui engendreraient un endommagement par fissuration (mais non par croissance du délaminage).
A l'aide de ces essais de fatigue, une hypothèse d'évolution de la fissuration a pu être émise
- dans un second temps, après avoir atteint un seuil de fissuration critique, le délaminage commence à propager et la résistance résiduelle à diminuer. La rupture de l'éprouvette est alors liée à la croissance de ce dommage.

Un programme d'essai est nécessaire pour valider les hypothèses émises et mettre en évidence :

- les mécanismes d'évolution de la fissuration et les effets associés ainsi que leur influence sur la propagation du délaminage,
- les durées relatives des phases d'initiation et de propagation,
- la présence de seuils (de contrainte appliquée) en deçà desquels la fissuration ou la propagation ne peut avoir lieu,
- la vérification de l'absence d'endommagement lorsque la fissuration n'évolue pas,
- l'influence de l'ordre des contraintes appliquées dans un spectre complexe,
- l'équivalence en terme d'endommagement par fissuration entre deux niveaux de contrainte appliquée.

Enfin, ces essais ont également démontré le très faible endommagement (la non-propagation de délaminages et l'absence de rupture après un million de cycles) des structures composites impactées et sollicitées en fatigue à $1800\mu\text{d}$ ce qui correspond à 50% de la charge à rupture statique (c'est à dire de l'ordre de 90% de la charge limite). Ce niveau est à comparer aux pics de $1920\mu\text{d}$ (charge limite) appliqués pendant 50 cycles dans le spectre de fatigue de la voilure extrême de l'ATR 72.

Cette étude a donc montré que l'endommagement en fatigue n'apparaît qu'après un million de cycles à 90% de la charge limite ou 500 000 cycles à 90% de la charge limite plus 480 000 cycles à 120% de la charge limite pour un rapport $R = -10$ (respectivement 500 000 cycles à 90% de la charge limite et 330 000 cycles à 120% de la charge limite pour $R = -1$).

Ceci confirme qu'une structure aéronautique d'avion civil en matériau thermodur type T300/914 dimensionné en statique par des critères de tolérance aux dommages est de fait justifié en fatigue [25].

PARTIE B

SIMULATION NUMERIQUE DU COMPORTEMENT STATIQUE DES STRUCTURES COMPOSITES IMPACTEES

L'objectif de cette étude est d'appréhender le comportement statique des stratifiés impactés par une analyse par éléments finis. En effet, le comportement fortement non linéaire de ces structures et la complexité des processus de ruine ne permettent pas de traiter ce type de problème par une approche analytique simple.

De nombreuses études ont été présentées dans la littérature[65-73-76-82-86-91-92]. La grande majorité des auteurs (Centres de Recherche et Universitaires) s'est principalement intéressée au comportement microscopique des structures comme l'évolution des délaminages ou l'augmentation du taux de fissuration. La plupart des modélisations proposées sont réalisées à une échelle microscopique intégrant un ou plusieurs défauts (délaminages, microfissuration). Si de tels modèles sont nécessaires à une meilleure compréhension des mécanismes d'endommagement, au suivi de l'évolution des dommages (initiation et propagation des surfaces délaminées, évolution du taux de fissuration) ainsi qu'à la définition des caractéristiques basiques du matériau, ils ne peuvent être considérés comme un outil de prévision du comportement en bureau d'études de part leur complexité de mise en œuvre et les temps de calcul très importants.

Ces d'approches ne peuvent pas être utilisées pour reproduire le comportement mécanique global des structures, en terme de déformations et de critère de rupture, le modèle éléments finis alors généré devenant trop lourd à utiliser. De plus, ces modèles nécessitent des données expérimentales précises, disponibles uniquement lors d'essais spécifiques ainsi que des informations sur la morphologie du dommage (forme de l'empreinte, forme de tous les délaminages) non disponibles pour traiter des problèmes en exploitation commerciale d'avion civil.

Deux approches complémentaires sont proposées dans le cadre de ces travaux (figure B1) :

- **UNE APPROCHE DITE "MESOMECHANIQUE"** dont le but est la définition d'un modèle capable de simuler le comportement global des structures impactées en quelques minutes. Ce type d'approche doit permettre de développer un outil de calcul répondant aux exigences des bureaux d'études pour le support des activités "série",
- **UNE APPROCHE DITE "MICROMECHANIQUE"** dont le but est de simuler le comportement global de la structure mais aussi de suivre l'évolution des dommages et plus particulièrement la propagation des délaminages. Cette approche doit permettre la mise en place d'un outil "d'expertise" utilisable dans le cadre des activités de support des avions en service.

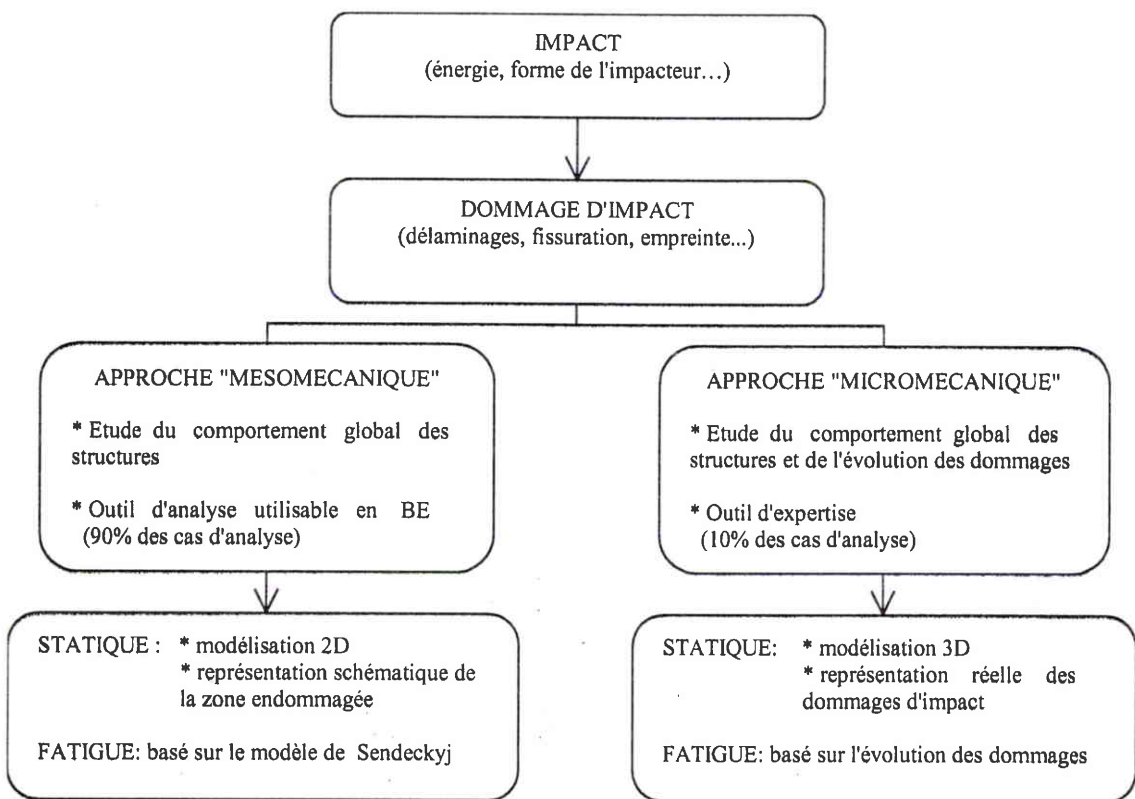


Figure B1 : Approches proposées

1 APPROCHE "MESOMECHANIQUE"

Cette approche dite "mésomécanique" doit répondre aux attentes des bureaux d'études. Le temps de réponse souhaité pour traiter un problème rencontré en production ou par les compagnies aériennes, est de l'ordre d'une heure.

Cette étude a pour objectif de proposer une modélisation simple, permettant de simuler la tenue de la structure sous un chargement complexe dans un délai très court. Les données d'entrée doivent être en accord avec les données mesurables sur les structures en exploitation.

Cette approche doit permettre la mise en place d'un "outil métier" utilisable par les industriels.

1.1 Principes de modélisation

Pour répondre aux exigences décrites précédemment, un modèle plaque 2D a été retenu.

A partir des résultats expérimentaux présentés dans la première partie (tableau B1), différents paramètres doivent être pris en compte dans la définition du modèle, comme par exemple :

- l'enfoncement au droit de l'impact (profondeur, surface et forme de l'empreinte),
- la taille de la zone endommagée (face impactée, face non impactée, surface moyenne),
- la dégradation de la zone endommagée (notion de perte de rigidité),
- la différence de module en traction et en compression.

Remarques :

- les délaminages et les microfissurations dans l'épaisseur, ne peuvent pas être modélisés (problème plan 2D). Ces paramètres seront pris en compte, si nécessaire, par une baisse de rigidité dans la zone endommagée,
- tous les calculs sont réalisés en non-linéaire géométrique,
- les valeurs matériau utilisées dans la modélisation sont les valeurs de calcul déterminées en valeurs "B" (90% de la population avec une confiance de 95%).

<i>Paramètres physiques à représenter</i>	<i>Paramètres proposés pour le modèle 2D</i>	<i>Remarques</i>
- multi-délaminages - microfissuration	module local réduit dans la zone délaminée à définir	- analyse de la sensibilité de la baisse du module (variation de 0 à 50 %)
- enfoncement	déformation locale représentative de l'empreinte	forme et profondeur à déterminer
- champ de flexion au droit du dommage	non-linéarité du matériau en traction et compression	- analyse de la sensibilité de ce paramètre - prise en compte des temps de calcul
- rupture au droit du dommage	critère de rupture à définir	- critère de Hill - critère en fibre tangente - autre critère à définir

Tableau B1 : Récapitulatif des paramètres de modélisation

1.2 Corrélation résultats expérimentaux/simulation numérique

Si les paramètres influant sur le comportement du stratifié sont clairement identifiés, une étude paramétrée est nécessaire pour mesurer la sensibilité du modèle à chacun de ces termes.

L'analyse de ces paramètres est réalisée en 3 étapes :

- définition précise des paramètres de modélisation en fonction des données physiques disponibles,
- détermination de la valeur des paramètres à partir des résultats expérimentaux obtenus sur les éprouvettes de Compression Après Impact pour différents niveaux d'énergie,
- validation des paramètres pour des chargements complexes (éprouvettes biaxiales).

1.2.1 Définition des paramètres de modélisation

L'étude de sensibilité des différents paramètres de modélisation a été réalisée à partir des résultats expérimentaux obtenus sur les éprouvettes de CAI (annexe 1) et sur les résultats publiés dans le rapport [6].

Cette recherche a pour but de déterminer les valeurs numériques à affecter à chacun des paramètres. Ces valeurs doivent être en accord avec les valeurs mesurables sur les structures en service. Le tableau B2 présente les caractéristiques physiques disponibles par contrôle des différents paramètres à introduire dans la modélisation.

<i>Paramètres de modélisation</i>	<i>Caractéristiques physiques "mesurables"</i>
surface délaminée	- profil elliptique dans l'épaisseur de la zone endommagée - surface délaminée face impactée - surface délaminée face non impactée
profil de l'empreinte	- profondeur mesurée suite à l'impact - profondeur mesurée après relaxation du matériau - profil de l'empreinte - surface de l'empreinte
perte de rigidité	- taille de la zone endommagée/zone délaminée - taux de fissuration

Tableau B2 : Relations paramètres de modélisation/caractéristiques physiques

Remarque : Il est à noter que certains paramètres (dimension de la surface délaminée, par exemple) influent sur plusieurs paramètres de modélisation (taille et forme de l'empreinte, perte de rigidité...). Une des principales difficultés, est de trouver le meilleur compromis entre les données physiques et les différents paramètres de modélisation.

1.2.1.1 Surface délaminée

Expérimentalement, il a été mis en évidence que la zone endommagée a un profil elliptique (figure 2) mais ce profil est souvent assimilé à un profil conique [87] (§A.2.1.5).

L'utilisation d'un modèle 2D ne permet pas d'intégrer ce type de profil. Il est donc nécessaire de définir une surface de référence. Physiquement, il est possible d'identifier :

- la surface délaminée face impactée,
- la surface délaminée face non impactée,
- la surface moyenne...

Or, il a été remarqué que la propagation des délaminages, face non impactée, est un des modes de rupture prépondérant des stratifiés impactés (annexe 4), une des hypothèses préliminaires est de prendre en compte la plus grande surface délaminée (face non impactée). De plus, c'est le paramètre physique le plus facile à mettre en évidence par les compagnies aériennes par ultra-son manuel. Toutefois, une étude de sensibilité sera réalisée et les comparaisons essais / simulation numérique permettront de valider ou non cette hypothèse.

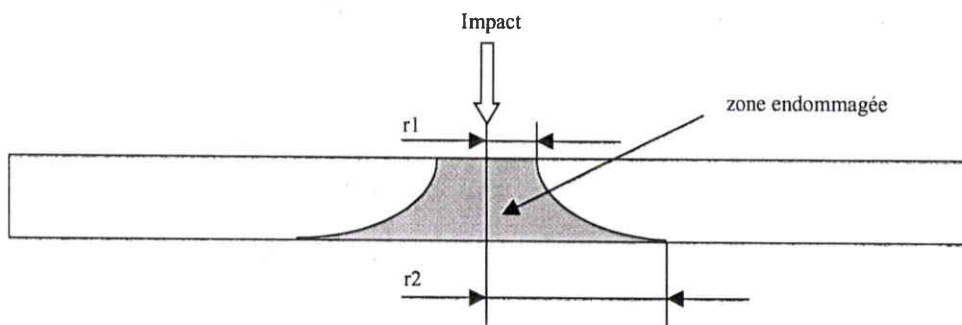


Figure B2 : Profil dans l'épaisseur de la zone endommagée

1.2.1.2 Profil de l'empreinte

Dans l'étude des composites impactés, peu d'auteurs se sont intéressés au dommage laissé par l'impacteur sur la structure. L'impact n'est caractérisé, en général que par la taille de la surface délaminée maximale et la profondeur d'empreinte. Le profil dans l'épaisseur et la surface de l'empreinte sont très rarement mesurés. Un contrôle A-Scan en profondeur permet de connaître très précisément ces caractéristiques. Ces contrôles ont été mis en place dans le cadre des programmes sur les éprouvettes de Compression Après Impact et biaxiales (annexe 1 et 2).

S'il est possible de mesurer les caractéristiques de l'empreinte, l'influence de ce paramètre sur le comportement global de la structure n'est pas connue. Une étude paramétrique est nécessaire pour déterminer la sensibilité du modèle en fonction de :

- la surface de l'empreinte à introduire,
- la forme de l'empreinte.

Ces 2 paramètres sont étudiés simultanément du fait de leur interaction sur le modèle.

1.2.1.3 Diminution du module

Le choix d'un modèle 2D ne permet pas d'intégrer les délaminages et la fissuration, mais il est possible de traduire la présence de ces défauts en diminuant la rigidité dans la zone endommagée. Certains auteurs [6-79-88] introduisent cette notion de baisse de rigidité dans leurs modèles, cette diminution de module varie de 0 à 50% selon les approches retenues.

Actuellement, les moyens de contrôle ne permettent pas de suivre l'évolution du taux de fissuration au cours du temps. En effet, si une coupe micrographique permet de mesurer le taux de fissuration suite à l'impact (§ A.2.1.1), aucune fissure n'est mise en évidence par cette technique au cours de l'essai en compression (fermeture de la fissure). Cependant, cette évolution a été mise en évidence, par exemple, en bord de trou ou en bord de plaque sous un chargement statique.

Ce paramètre sera introduit dans le modèle. La comparaison en termes de courbes efforts/déformations et de critère de rupture doit permettre de mieux cerner l'influence de ce paramètre en fonction de la valeur introduite (sensibilité à des baisses de rigidité variant de 0 à 50%).

Il est à noter que le critère de rupture à utiliser dépend directement de ce paramètre :

- si une baisse de module est nécessaire, le critère de rupture associé sera un critère en fibre tangente de type "point stress" (méthode utilisée pour le calcul en bord de trou).
- si le module n'est pas dégradé, le critère de Hill pourra être utilisé.

1.2.1.4 Influence du comportement non linéaire du matériau

Comme il a été montré au chapitre A.3.4.4, le comportement face impactée (compression) et face non impactée (traction) est différent. Or pour les matériaux composites, la rigidité (module de Young) de compression et de traction est différente. Cet état de fait incite à introduire un comportement non linéaire du matériau dans la modélisation. Les temps de calcul générés par un modèle non-linéaire géométrique et matériau sont très importants et peuvent être un point bloquant à l'introduction de ce paramètre dans un outil de type "métier". Toutefois, l'étude de sensibilité de ce paramètre sera réalisée.

1.2.2 Détermination des valeurs des paramètres

La figure B3 représente le comportement typique d'une éprouvette impactée soumise à un champ de compression. Le comportement est linéaire jusqu'à un seuil situé à environ 80% de la charge à rupture puis fortement non-linéarité jusqu'à rupture.

Comme il a été montré au paragraphe A3.3 :

- les plus fortes non-linéarités sont proches de la zone endommagée.
- la face impactée (indice I_i) est soumise à un champ de compression/compression introduit par l'effort normal et le moment de flexion alors que la face non impactée (indice NI_i) est soumise à un champ de compression/traction.

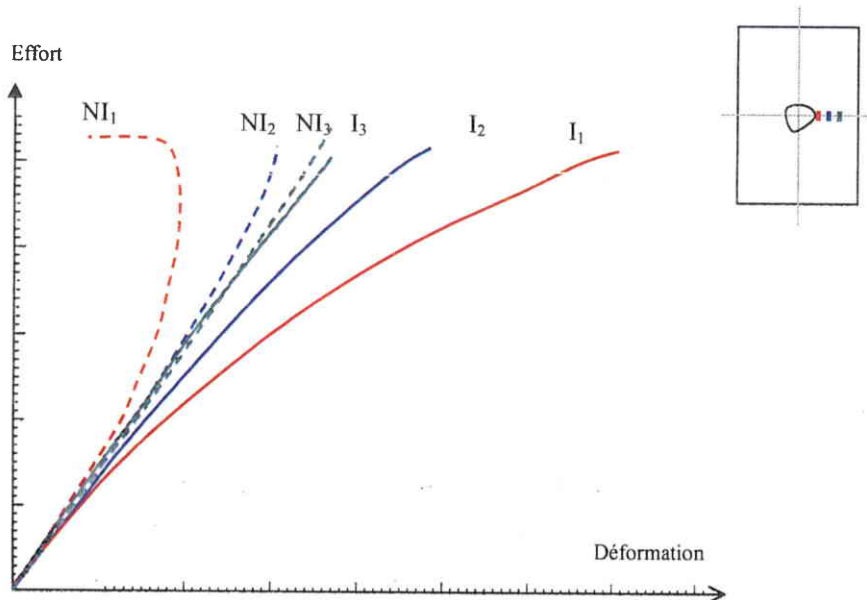


Figure 3 : comportement d'une éprouvette en CAI
(éprouvette en T300/914 quasi-isotrope de 24 plis impactée à 9 joules)

1.2.2.1 Calculs préliminaires - Essais de Compression Après Impact

Les premiers cas de calcul ont permis de mettre en évidence que :

- l'introduction d'un enfoncement ou d'un déport de ligne neutre au droit du dommage est une condition nécessaire pour simuler le comportement face impactée et face non impactée,
- la perte de rigidité permet d'augmenter les valeurs de déformations à iso effort,
- la taille de la zone endommagée est liée aux 2 points précédents. Plus cette surface est importante, plus la zone affectée par l'influence de l'enfoncement et par les pertes de rigidité, en terme de réponse mécanique, est grande,
- la prise en compte du comportement réel du matériau (module de Young différent en traction et compression) n'a d'influence que dans la zone non linéaire des courbes c'est-à-dire pour des valeurs proches des valeurs à rupture (de l'ordre de 80 % de l'effort à rupture).

Les résultats de la simulation numérique sont repris en détail ci-dessous.

Modélisation de l'empreinte

Ce paramètre permet d'initier le comportement fortement non linéaire des structures composites impactées. En effet, la modélisation de l'empreinte permet d'introduire le moment de flexion créé au droit du dommage.

La définition précise de ce dommage ne faisant que très rarement l'objet de mesure, une étude paramétrique définie comme suit a été réalisée :

- profondeur de l'empreinte variant de 0 à 5 fois la profondeur d'empreinte mesurée,
- zone affectée variant de 0.5 fois le diamètre de l'impacteur ($\phi=16$ mm) jusqu'à la surface endommagée introduite,
- forme de l'empreinte : surface de Coons à 2 paramètres.

Les premières analyses basées sur les résultats obtenus sur les éprouvettes de CAI ont montré que :

- la surface de l'empreinte peut varier de quelques millimètres carrés à plusieurs centimètres carrés en fonction des conditions d'impact (énergie, forme de l'impacteur, conditions aux limites). Pour que le champ de flexion soit introduit dans une zone représentative, il est nécessaire d'affecter au modèle une surface d'empreinte correspondant à la surface délaminée face non impactée. Si la surface représentée est trop faible, les non-linéarités dues à l'empreinte ne sont pas introduites. Une comparaison entre 3 tailles d'empreinte est reportée ci-après (figures B5 et B6), le rayon de l'empreinte varie de 1, 4 et 10 mm (surface délaminée face non impactée).
- la forme de l'empreinte doit être en pente "douce" pour permettre d'introduire progressivement un champ de flexion au droit du dommage. Ce paramètre est directement lié à celui décrit précédemment et a été déterminé en fonction de ce dernier. Ce profil ne correspond pas au profil réel (figure B4). Si la forme de l'empreinte modélisée correspond à la forme de l'empreinte réelle, les non-linéarités dues au moment créé au droit du dommage sont inexistantes (indice ponct – Figures B7 et B8). Si la forme de l'empreinte est modélisée par une portion de sphère (forme de l'impacteur – indice hemis - Figures B7 et B8) le moment créé est alors supérieur au moment créé réellement.
- la profondeur d'empreinte introduite a une influence secondaire par rapport à la forme de l'empreinte. En effet, les différentes configurations testées ont montré que, pour une même profondeur introduite, la progression de la pente avait un rôle prépondérant. Mais la valeur mesurée 24 heures après l'impact est celle qui permet d'avoir la meilleure corrélation essais/simulation numérique. De plus, sur les structures en service la profondeur relevée correspond toujours à la profondeur après relaxation du matériau et non celle suite au choc. La mesure de l'empreinte relevée suite au choc, c'est à dire avant la relaxation du matériau, donne des valeurs de déformations légèrement supérieures à celle relevée après relaxation du matériau. Une comparaison entre différentes profondeurs d'empreinte est reportée ci-dessous. Les indices correspondent aux profondeurs introduites. La profondeur (sans indice) est de 0.18mm.

Remarque : Le profil introduit dans la modélisation ne correspond pas au profil réel (figure B6). Cependant, l'intérêt du modèle est d'être utilisable pour différentes valeurs d'énergie d'impact donc facilement généralisable. Actuellement, le contrôle de la forme de l'empreinte n'est réalisé que dans les laboratoires et ne peut être réalisé sur des structures en service.

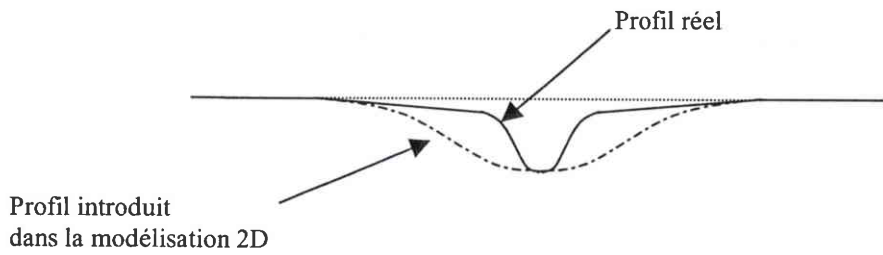


Figure B4 : Profil de l'empreinte



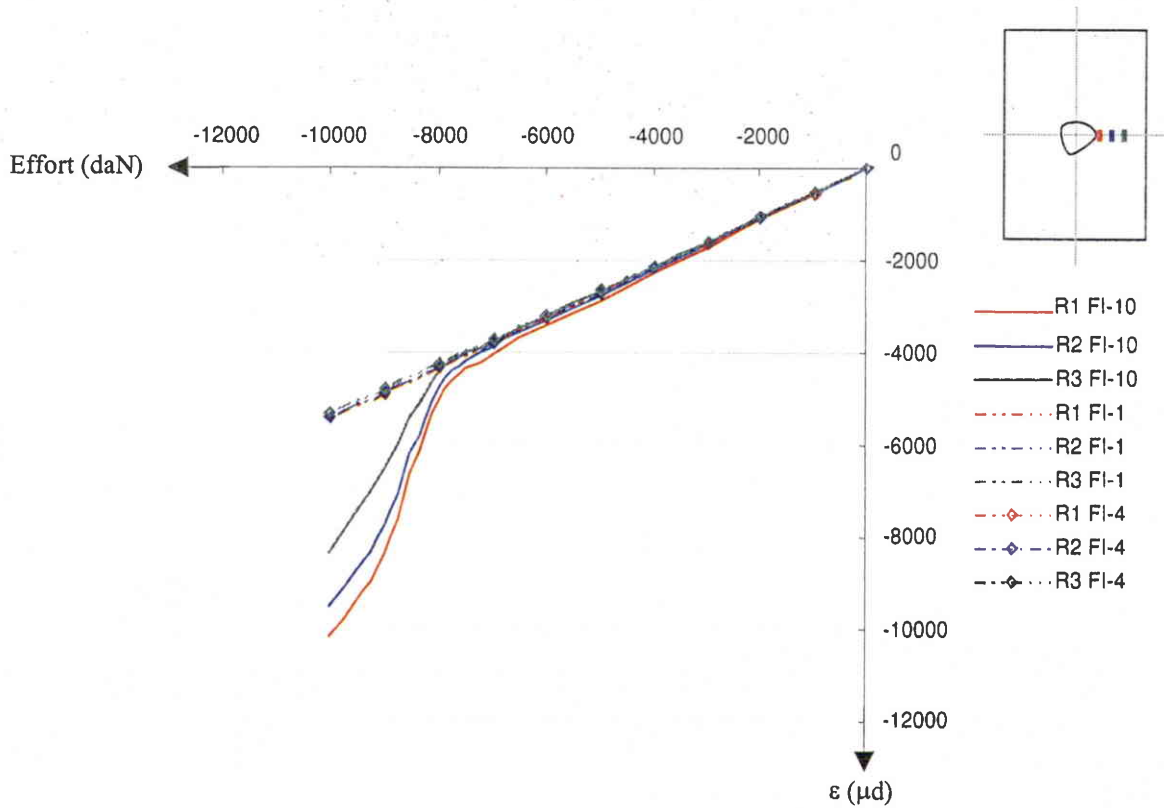


Figure B5 : Influence de la taille de l'empreinte – Face Impactée
(éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

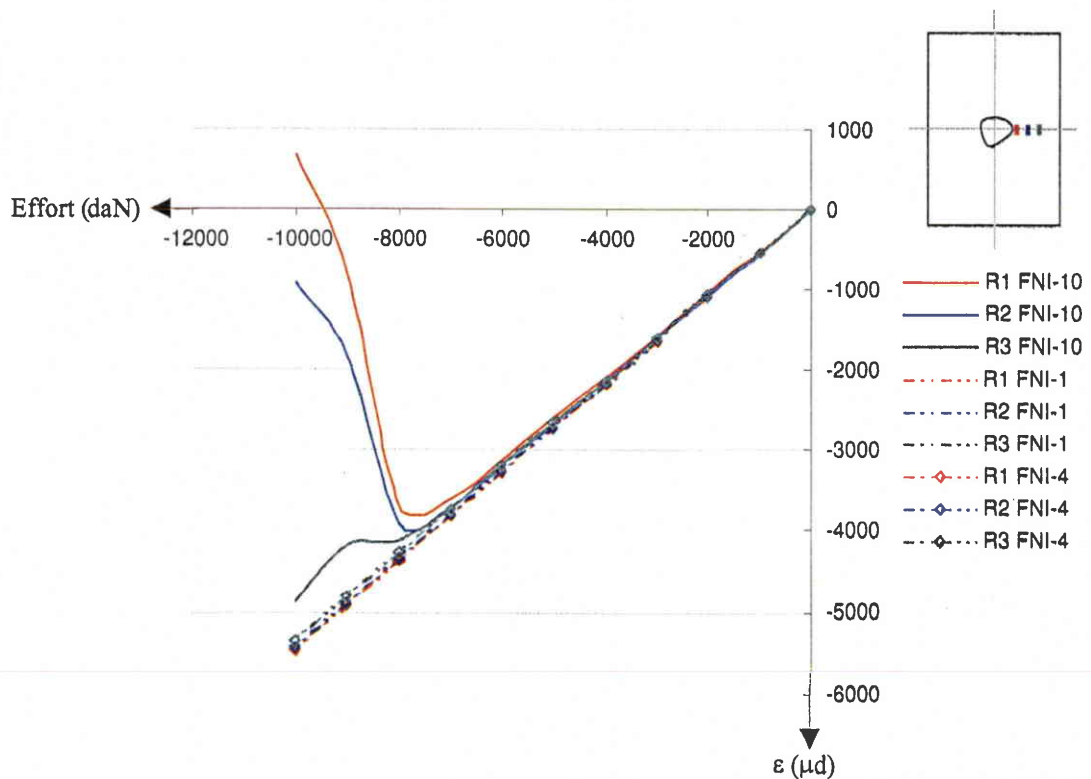


Figure B6 : Influence de la taille de l'empreinte - Face Non Impactée
(éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

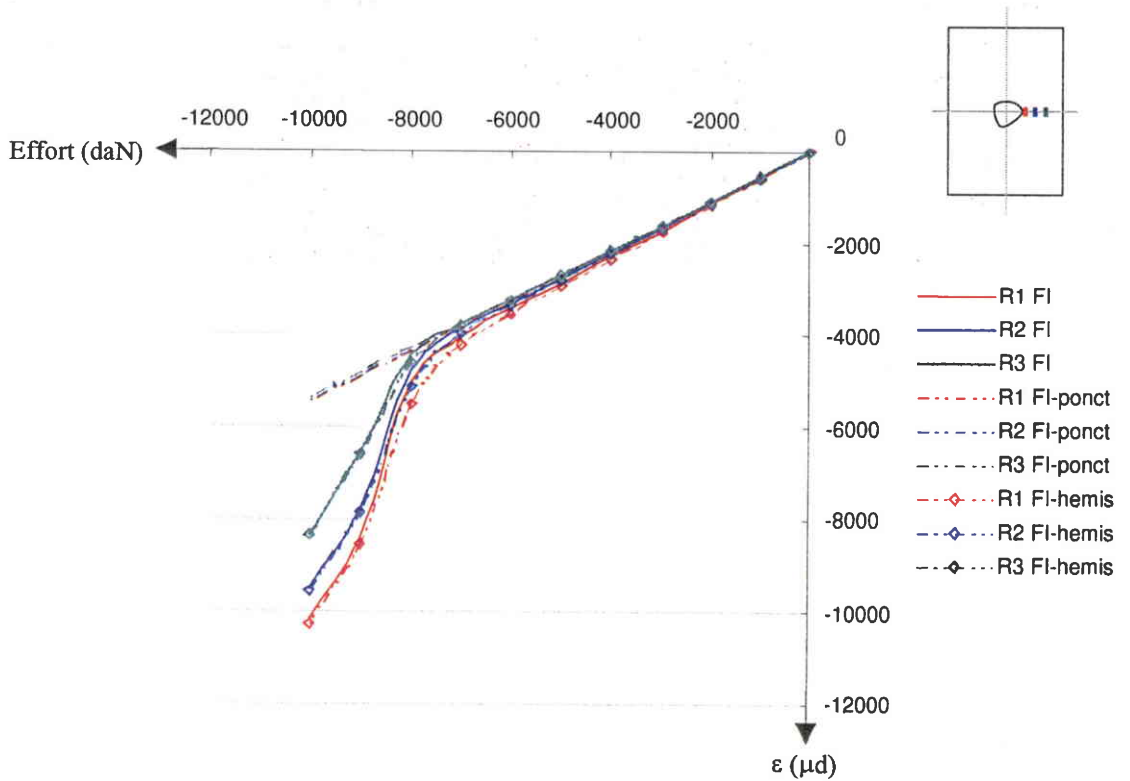


Figure B7 : Influence de la forme de l'empreinte - Face Impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

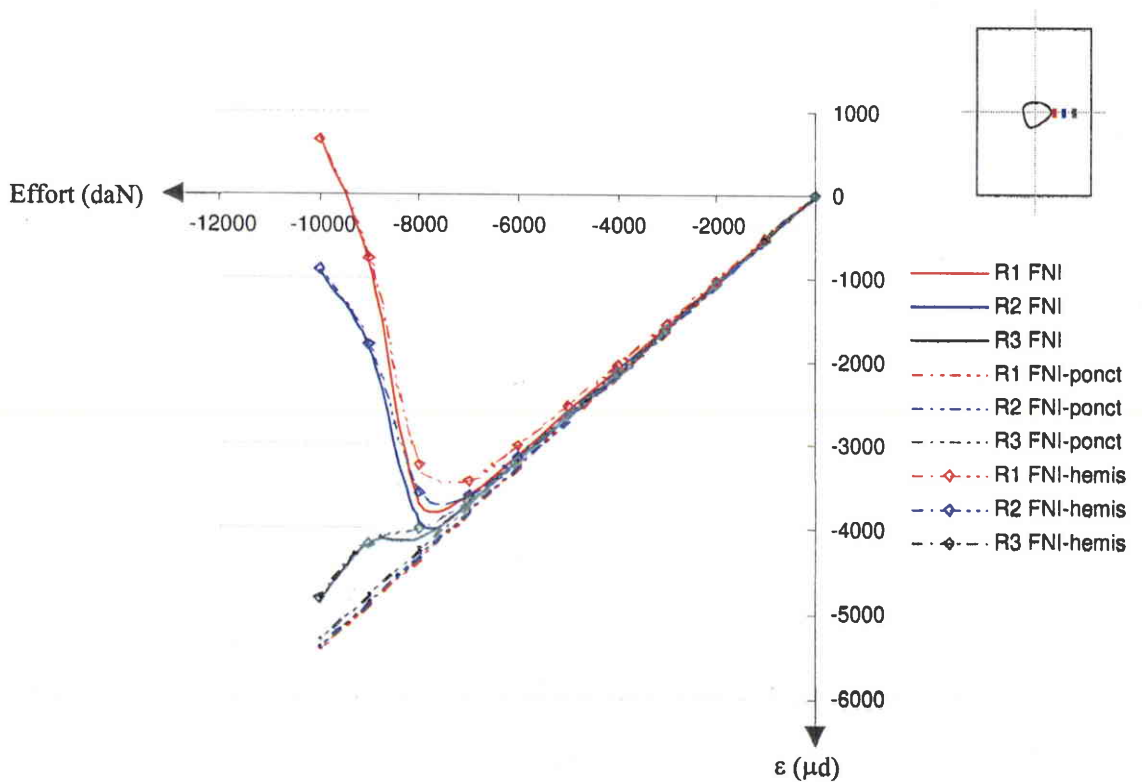


Figure B8 : Influence de la forme de l'empreinte - Face Non Impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

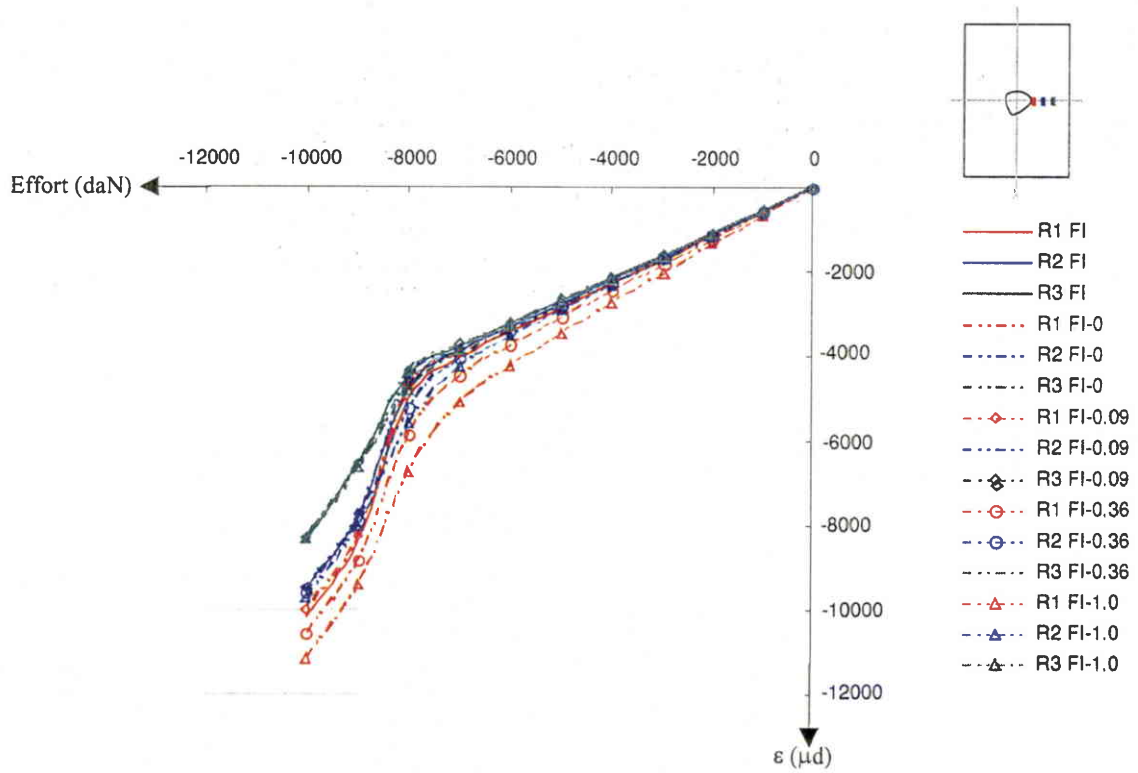


Figure B9 : Influence de la profondeur - Face Impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

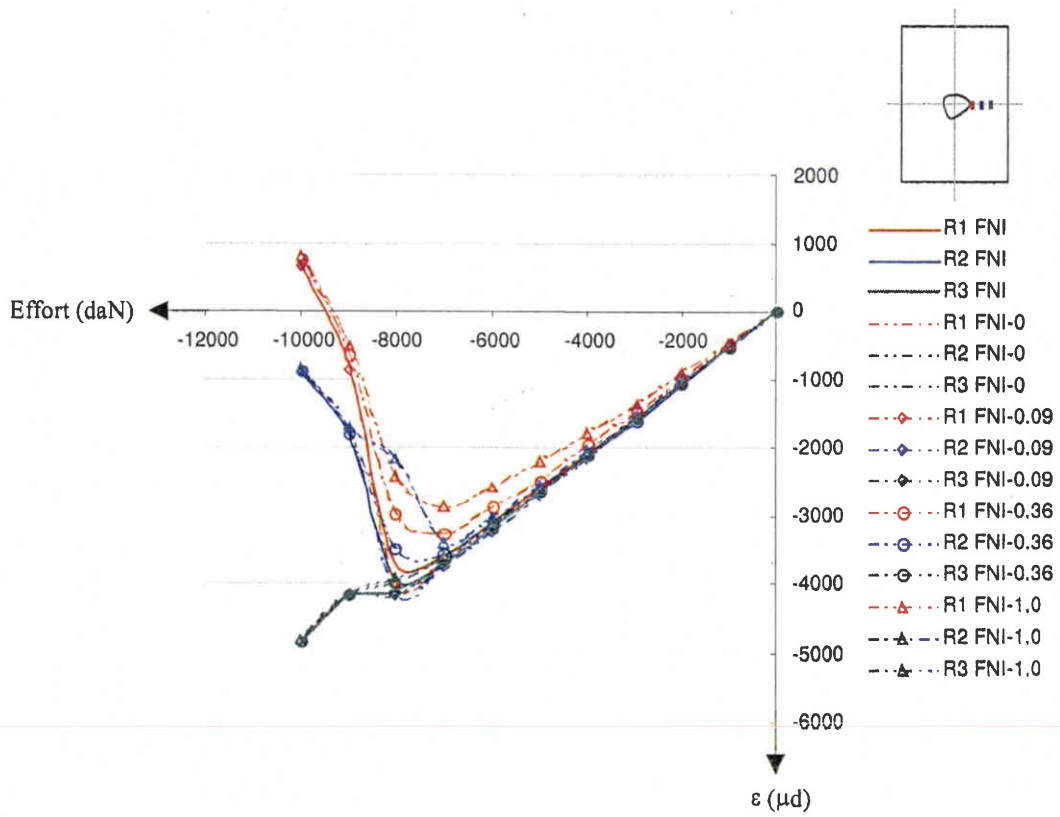


Figure B10 : Influence de la profondeur d'empreinte - Face Non Impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

Surface endommagée

Les dimensions de la surface délaminée à introduire dans le modèle sont conditionnées par le profil de l'empreinte. En effet, il a été montré au paragraphe précédent que pour simuler le comportement global de l'éprouvette il était nécessaire de modéliser la forme de l'empreinte à partir de la taille de la surface délaminée face non impactée.

Il est à noter, que la surface délaminée mesurée face non impactée correspond à la surface délaminée maximale, la plus facilement mesurable par ultrasons manuel (procédure employée par les compagnies aériennes).

Perte de rigidité

Les résultats obtenus avec le profil décrit ci-dessus donnent des résultats numériques très proches des résultats d'essais pour des éprouvettes de type CAI impactée à une énergie variant de 5 à 12 joules. Une étude de sensibilité (figures B11 et B12- les indices correspondent aux baisses de rigidité introduites) a montré que si une perte de rigidité (sur E1, E2 et G) est introduite, les déformations sont légèrement plus importantes (fonction de la valeur de baisse de rigidité) mais ne permettent pas de réduire l'erreur moyenne. Ce paramètre ne sera pas introduit.

Une baisse importante de la rigidité (supérieure à 15%) conduit à des instabilités locales (cloquage) ou générales (flambage) pour des niveaux de charges bien inférieurs (de l'ordre de 60%) aux charges expérimentales.

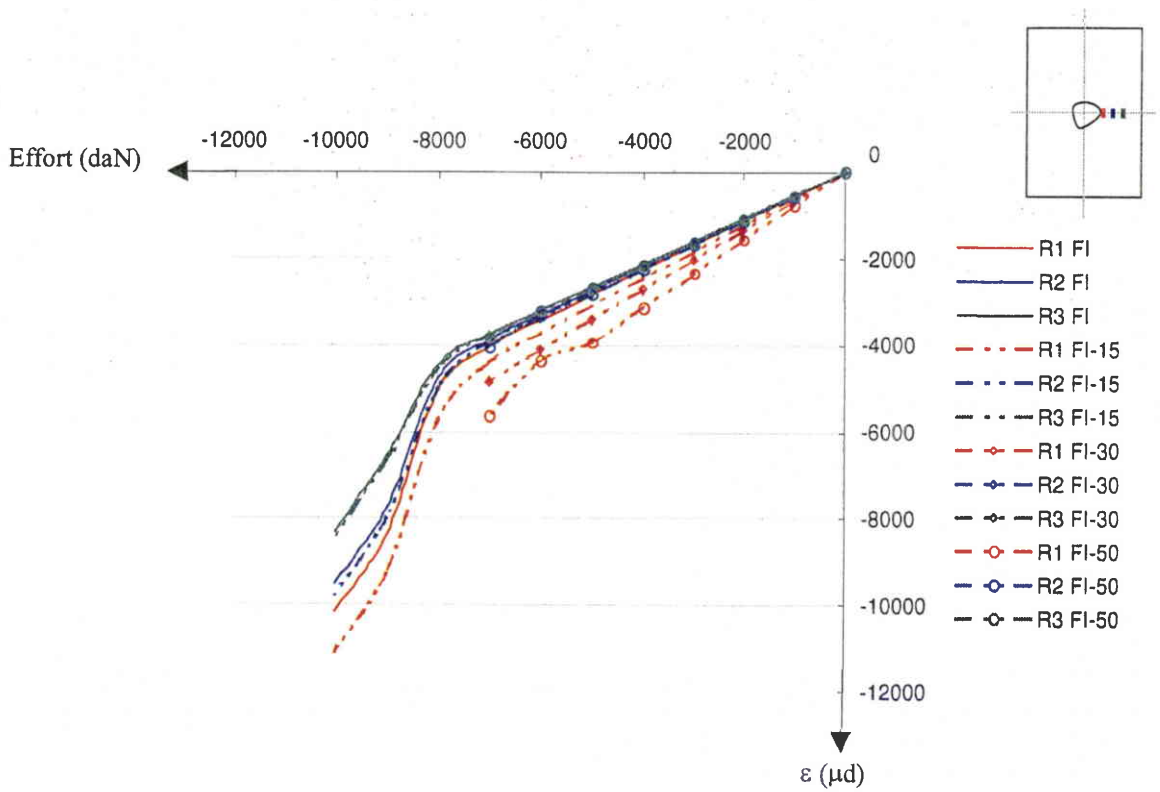


Figure B11 : Influence de la perte de rigidité - Face Impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

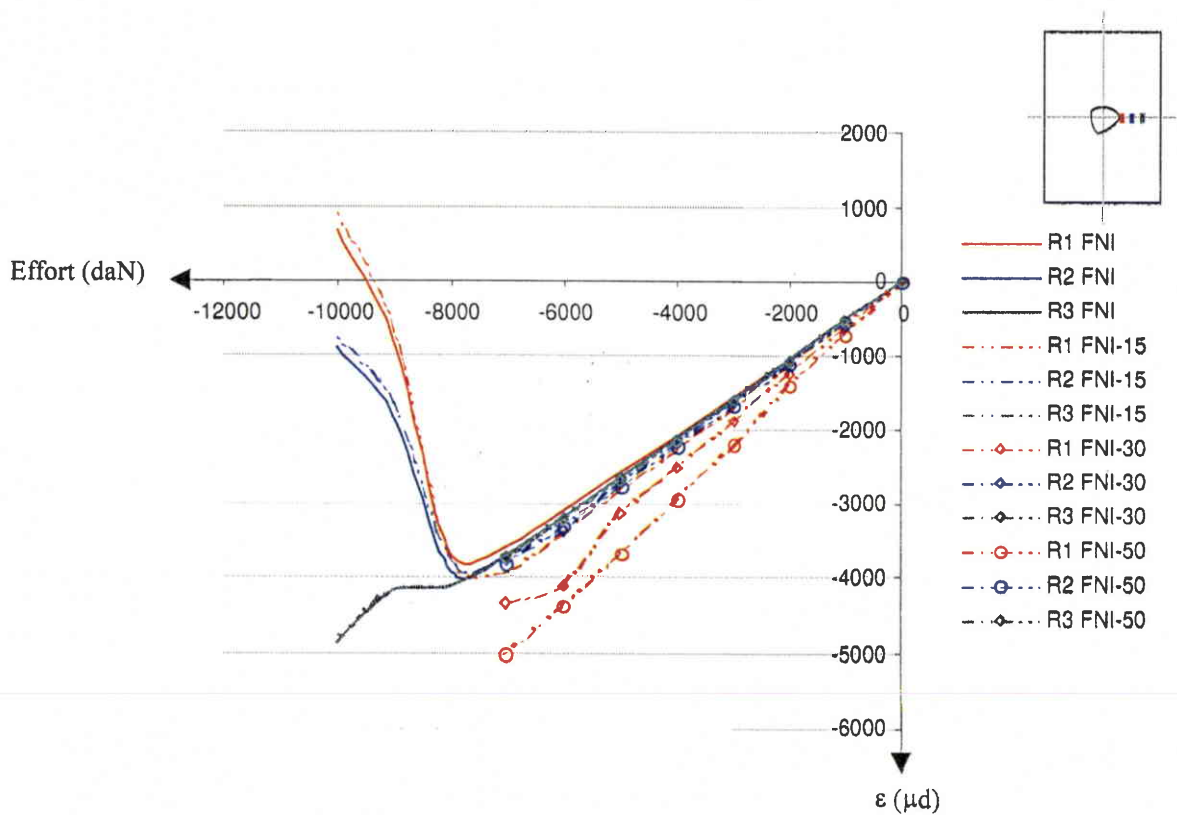


Figure B12 : Influence de la perte de rigidité - Face Non Impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

Comportement non linéaire matériau

Ce paramètre traduit la différence de module en compression et en traction. Les temps de calcul générés par cette non-linéarité sont très importants de l'ordre d'une dizaine d'heures CPU pour un gain de précision très faible, de l'ordre de 1 ou 2 % pour des chargements proches des chargements à rupture (figures B13 et B14). Ce paramètre ne sera pas introduit car il est incompatible, en terme de temps de calcul, avec les besoins d'un "outil métier".

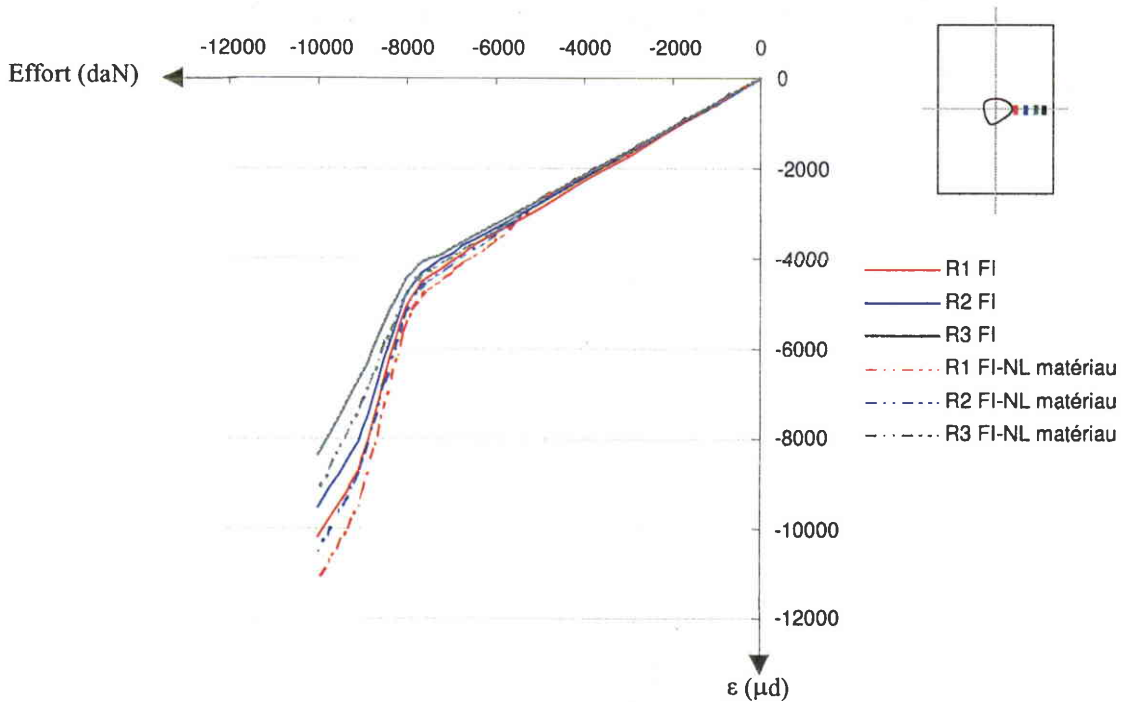


Figure B13 : Influence du comportement non linéaire – Face Impactée
(éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

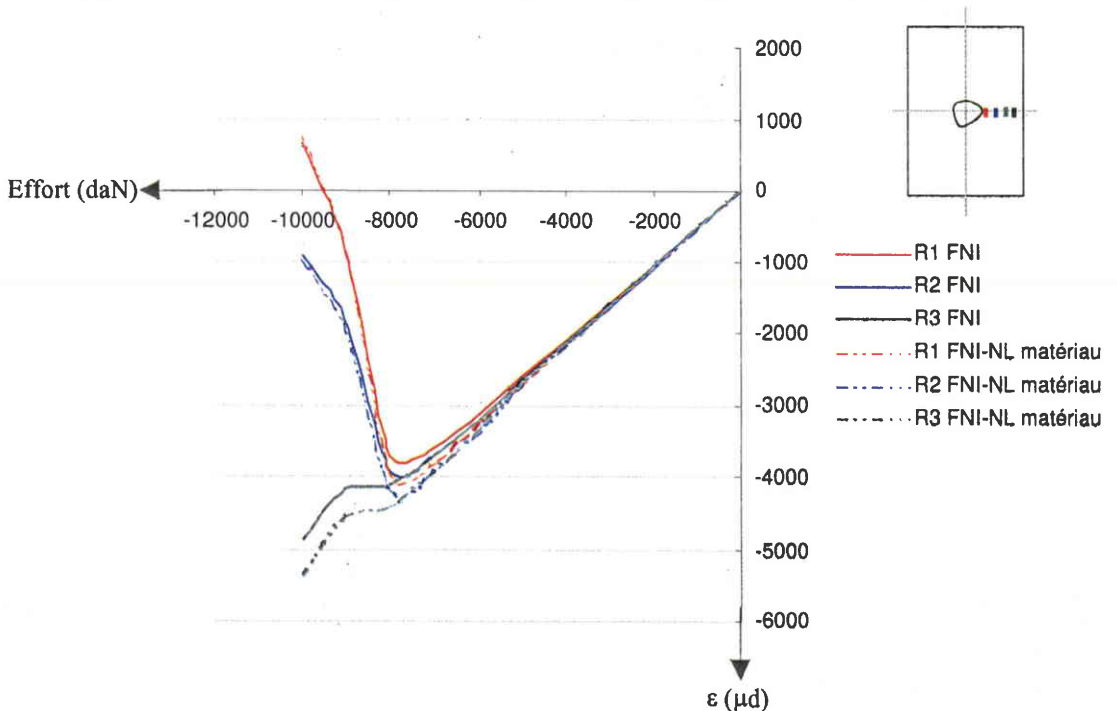


Figure B14 : Influence du comportement non linéaire – Face Non Impactée
(éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

Critère de rupture

Le critère de rupture utilisé est le critère de Hill. Les résultats obtenus sont conservatifs de l'ordre de 10% (figure B15). La rupture est localisée au centre de l'éprouvette donc au droit du dommage (figure B16).

Un exemple de résultats basé sur les paramètres retenus (courbes effort/déplacement face impactée et face non impactée et critère de Hill) est reporté aux figures B16 à B18.

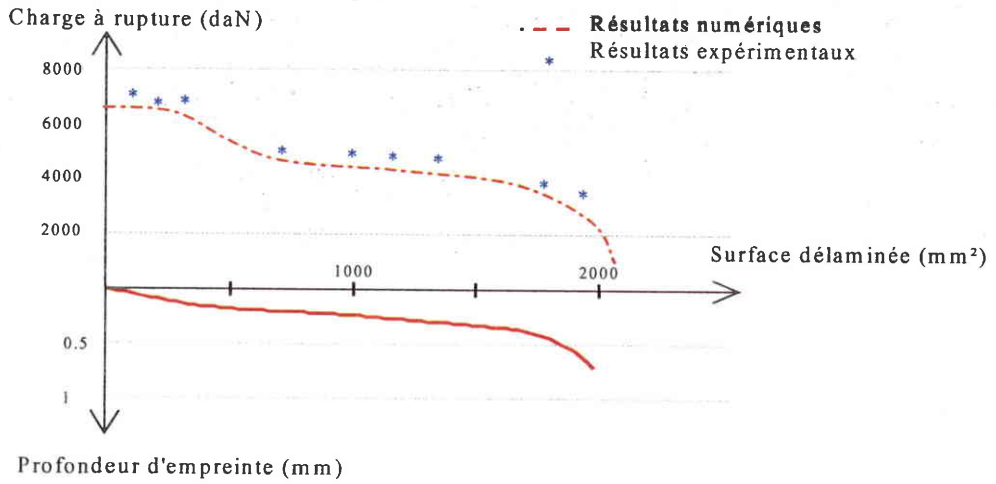


Figure B15 : Corrélation essais / simulation numérique
Effort à rupture pour des énergies de 3 à 30 joules

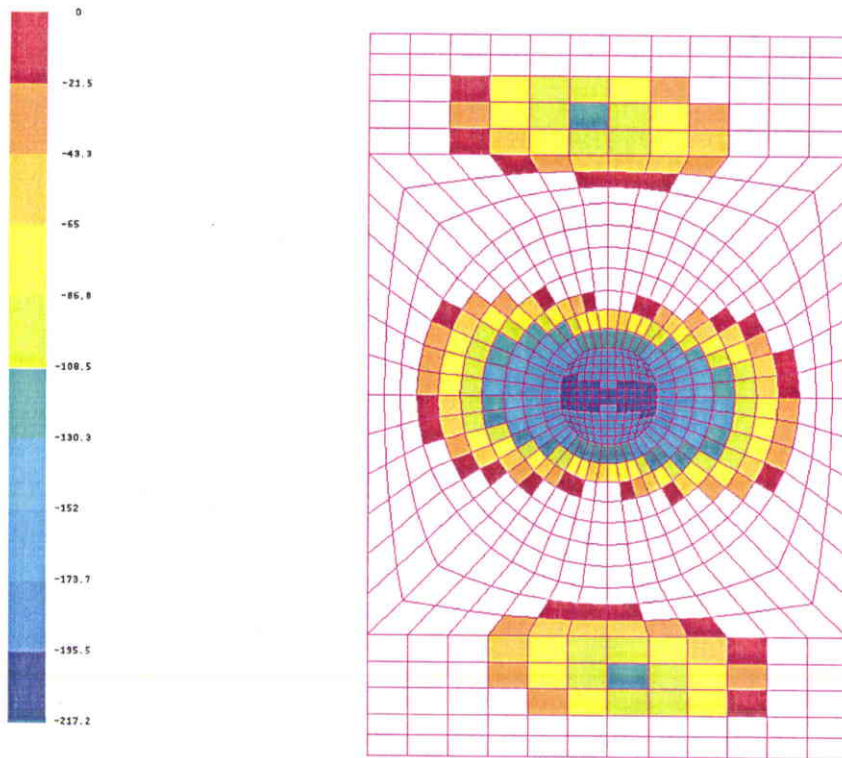


Figure B16 : Marges de sécurité obtenues avec le critère de Hill
(éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

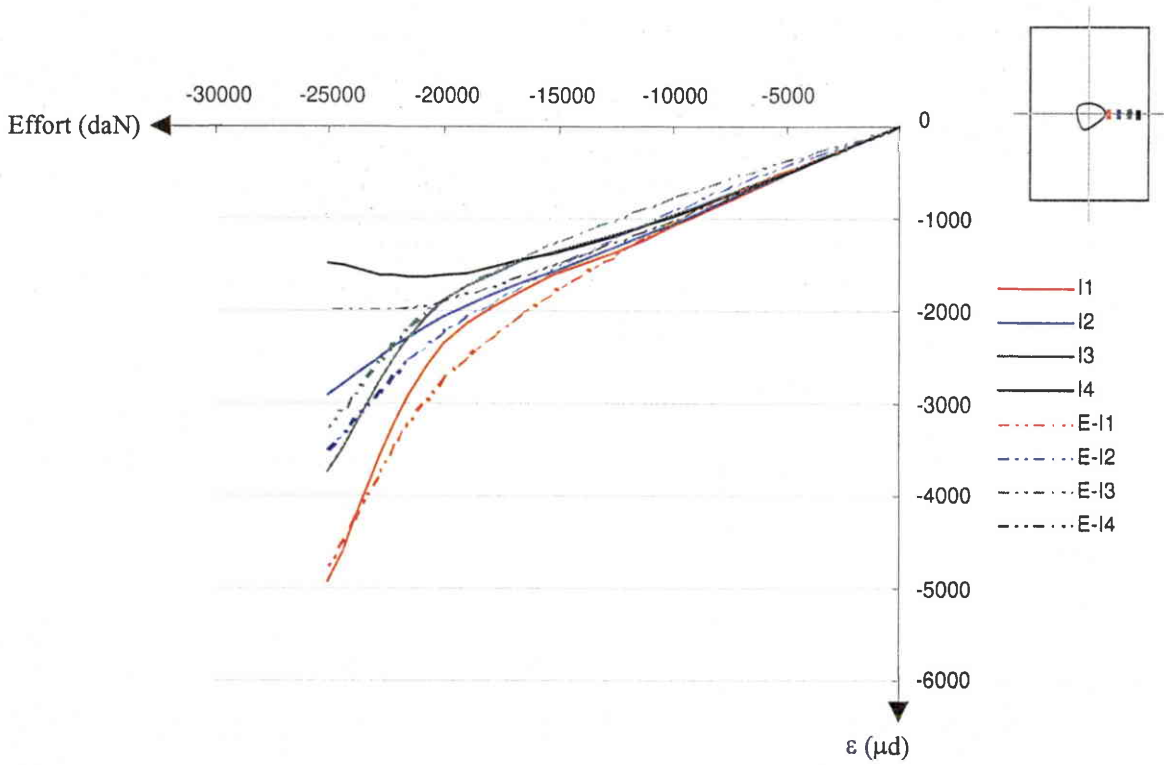


Figure B17 : Comparaison essai/EF - Face impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 24 plis impactée à 15 joules)

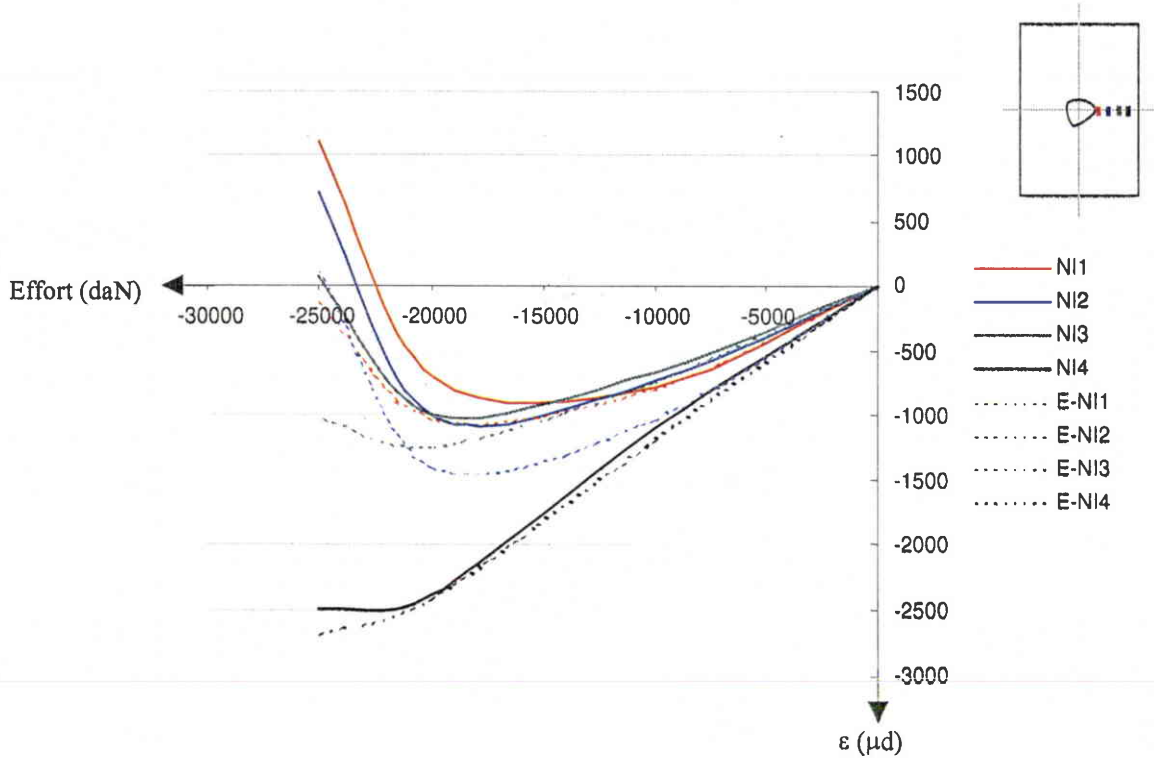


Figure B18 : Comparaison essai/EF - Face non impactée
 (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 24 plis impactée à 15 joules)

Conclusion

L'influence des différents paramètres a été étudiée sur la base des courbes efforts/déformations et des efforts à rupture. Cette première partie de l'étude a permis de déduire plusieurs règles de modélisation (tableau B4, figure B15) pour des éprouvettes de CAI impactée à faible énergie.

Remarque : Il est à noter que ces règles de modélisation ont été appliquées pour différents niveaux d'endommagement (énergie d'impact de 3 à 30 joules) et pour 2 types de matériaux (IM7/977-2 et T300/914).

<i>Paramètres de modélisation</i>	<i>Valeurs à introduire</i>
surface endommagée	surface délaminée maximale (face non impactée)
forme de l'empreinte	- profondeur mesurée après relaxation du matériau - surface correspondant à la surface endommagée introduite - profil en pente "douce"
perte de rigidité	sans
non-linéarité matériau	sans
critère de rupture	critère de Hill

Tableau B4 : Règles de modélisation

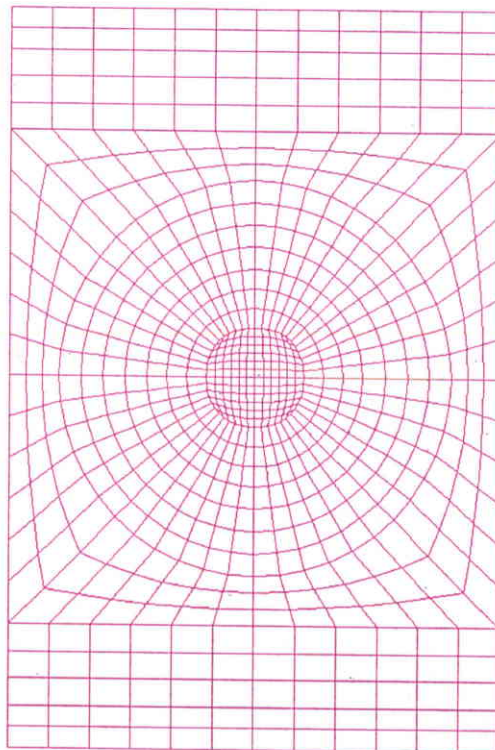


Figure B19 : Modélisation de l'éprouvette de Compression Après Impact

1.2.2.2 Corrélation essais sur éprouvettes biaxiales / simulation numérique

La première étape de la corrélation résultats expérimentaux / simulation numérique portait sur l'identification des paramètres de modélisation sur la base du comportement des éprouvettes de Compression Après Impact. Les paramètres de modélisation ont pu être identifiés et quantifiés pour différents niveaux d'énergie mais uniquement pour un chargement en compression pure. La seconde étape, basée sur les essais réalisés sur les éprouvettes biaxiales, doit valider les résultats obtenus précédemment pour des chargements complexes : traction/compression et pour un drapage fortement orienté à 0° (50° des plis à 0° , 20% à $\pm 45^\circ$ et 10% à 0°).

Comme pour les essais de compression Après Impact, les comparaisons portent sur les courbes efforts / déformations et sur les charges à rupture.

Ces travaux sont basés sur les résultats présentés en annexe 2. La modélisation de l'éprouvette est reportée à la figure B20.

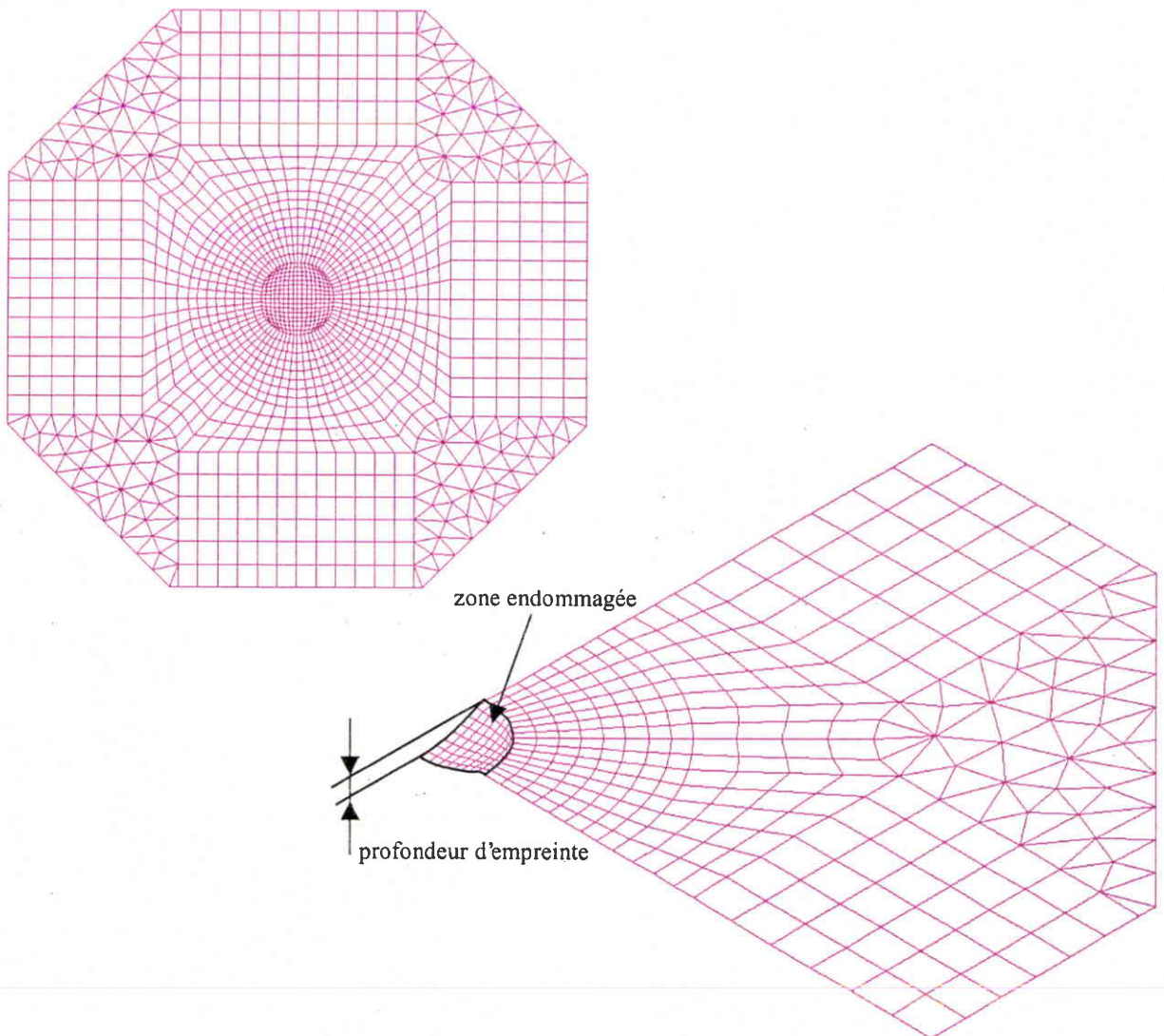


Figure B20 : Modélisation de l'éprouvette biaxiale

Etude des courbes efforts / déformations

La comparaison entre les essais expérimentaux et la simulation numérique a été réalisée sur toutes les éprouvettes instrumentées. Tous les résultats ne sont pas présentés dans ce document. Seules quelques courbes (figures B21 à B26) sont rapportées à titre d'exemple.

Les résultats obtenus pour les éprouvettes biaxiales confirment ceux obtenus pour les éprouvettes de CAI à savoir qu'il était possible d'appréhender le comportement global des structures composites monolithiques impactées à l'aide d'un modèle 2D et que les paramètres étaient identifiables à partir des résultats obtenus sur les éprouvettes de Compression Après Impact. Les principes de modélisation présentés sont validés pour des charges complexes.

L'indice E correspond aux résultats obtenus par Eléments finis.

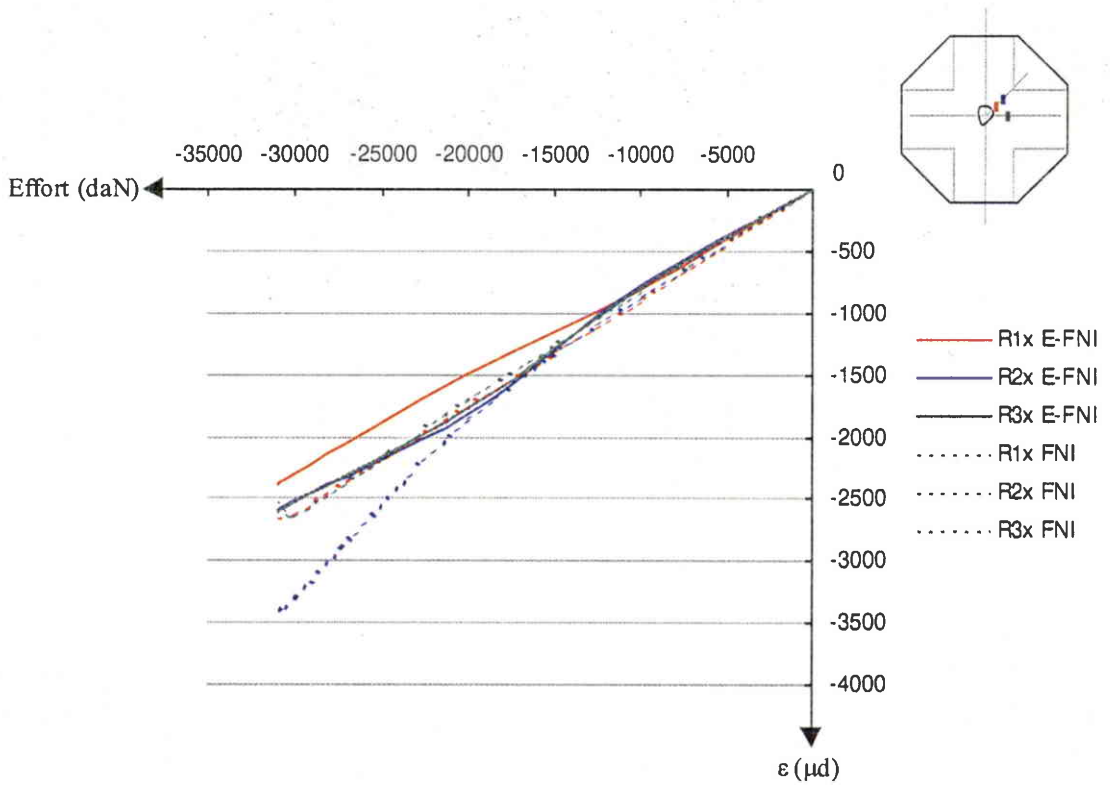


Figure B21 : Comparaison essai/EF - Face Impactée – Sens X
Eprouvette biaxiale – chargement : compression dominante ($\beta = 0.675$)

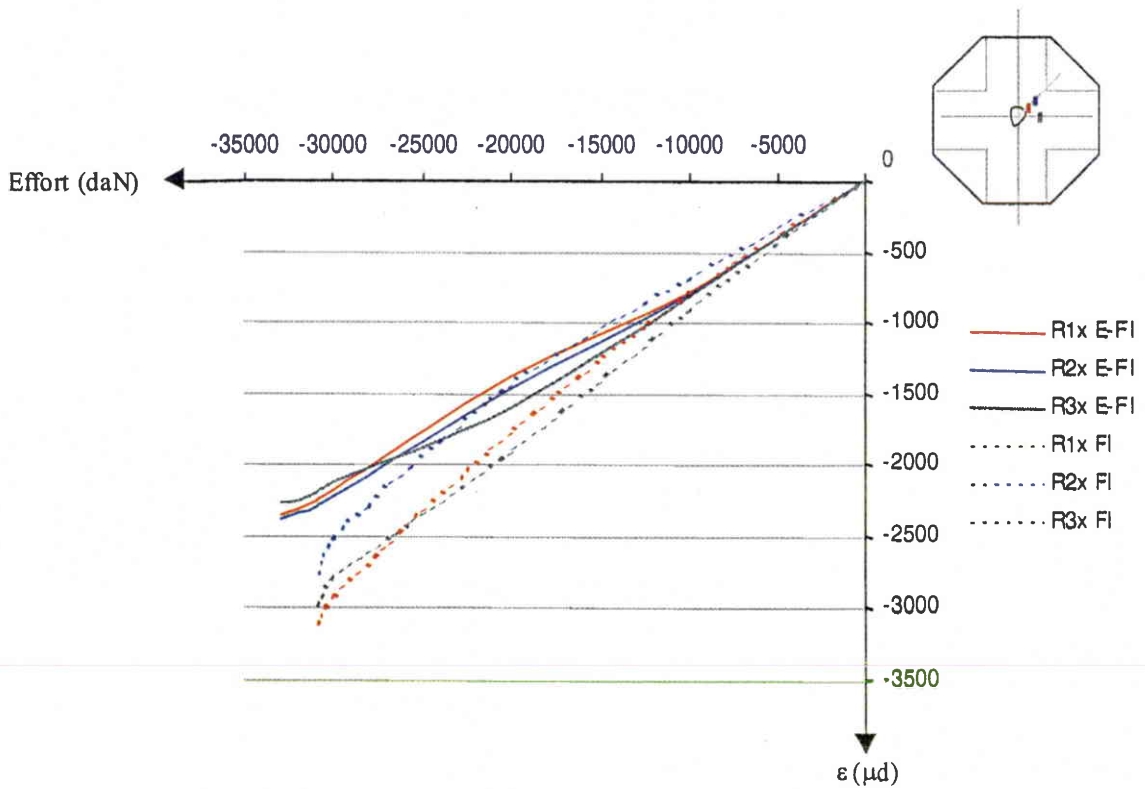


Figure B22 : Comparaison essai/EF - Face Non Impactée – Sens X
Eprouvette biaxiale – chargement : compression dominante ($\beta = 0.675$)

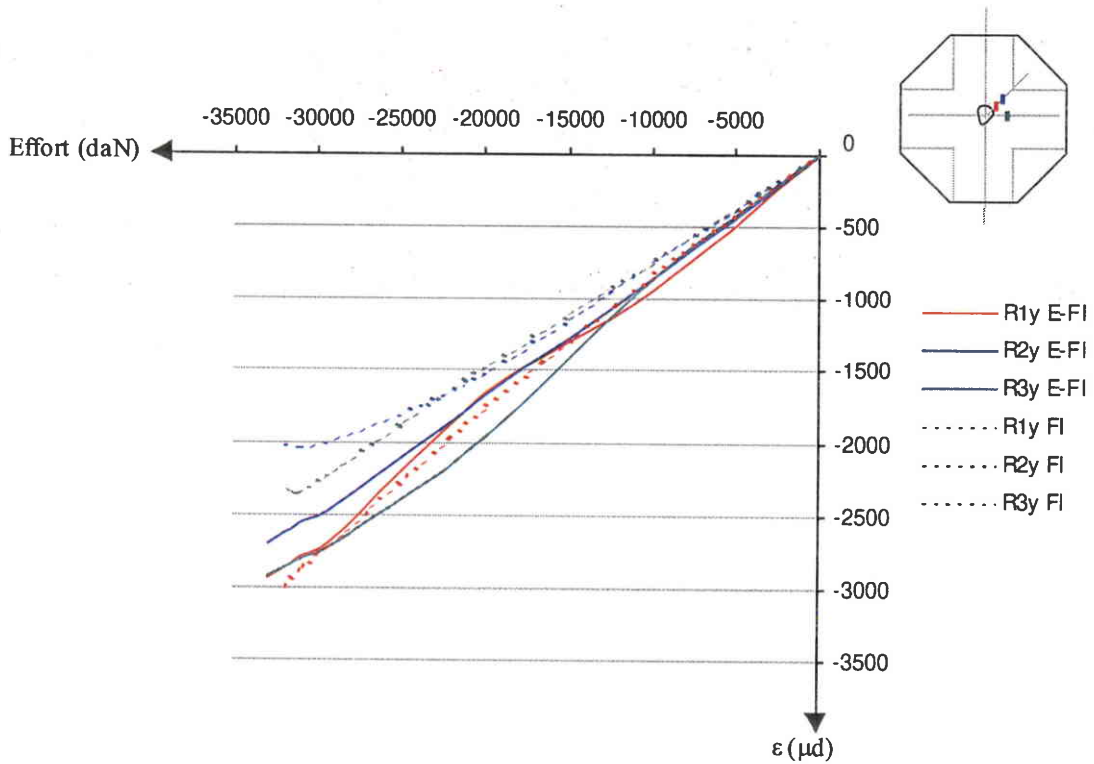


Figure B23 : Comparaison essai/EF - Face Impactée – Sens Y
Eprouvette biaxiale – chargement : compression dominante ($\beta= 0.675$)

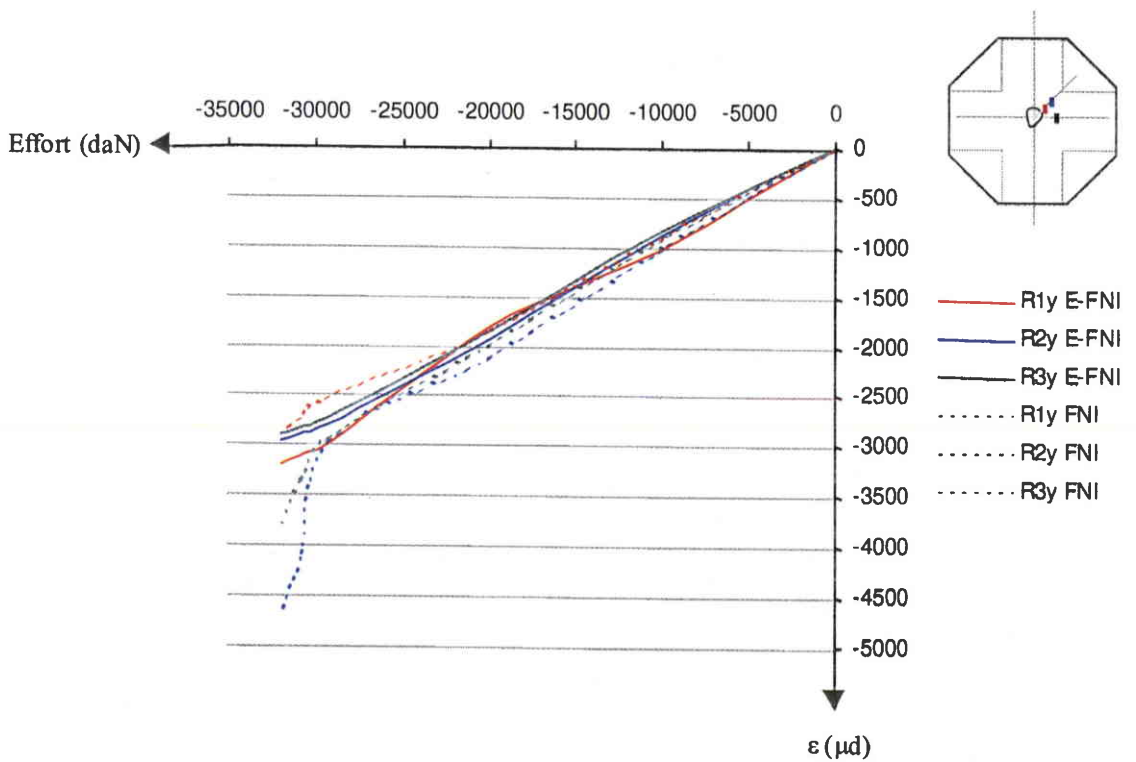


Figure B24 : Comparaison essai/EF - Face Non Impactée – Sens Y
Eprouvette biaxiale – chargement : compression dominante ($\beta= 0.675$)

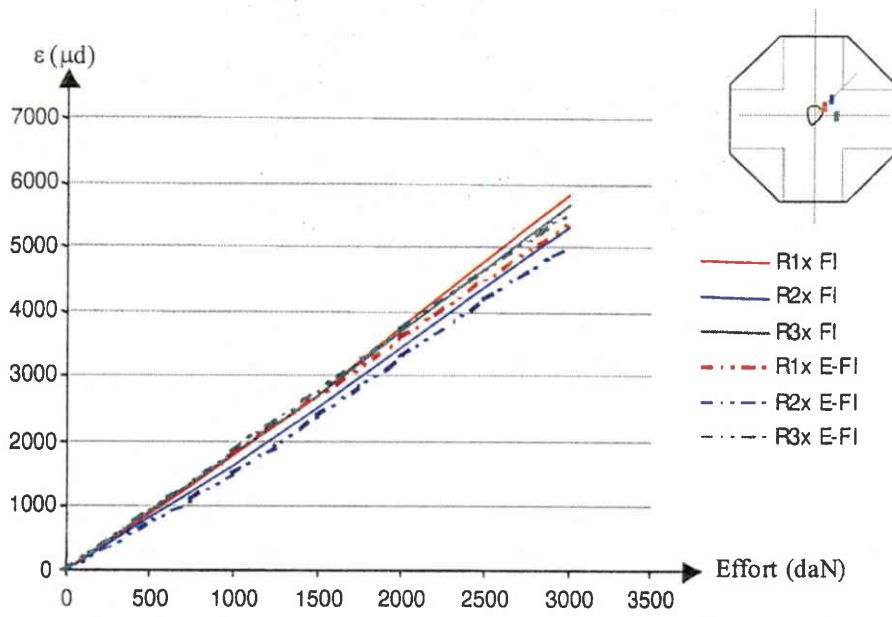


Figure B25 : Comparaison essai/EF - Face Impactée Sens X
Eprouvette biaxiale – chargement : traction dominante ($\beta= 5.671$)

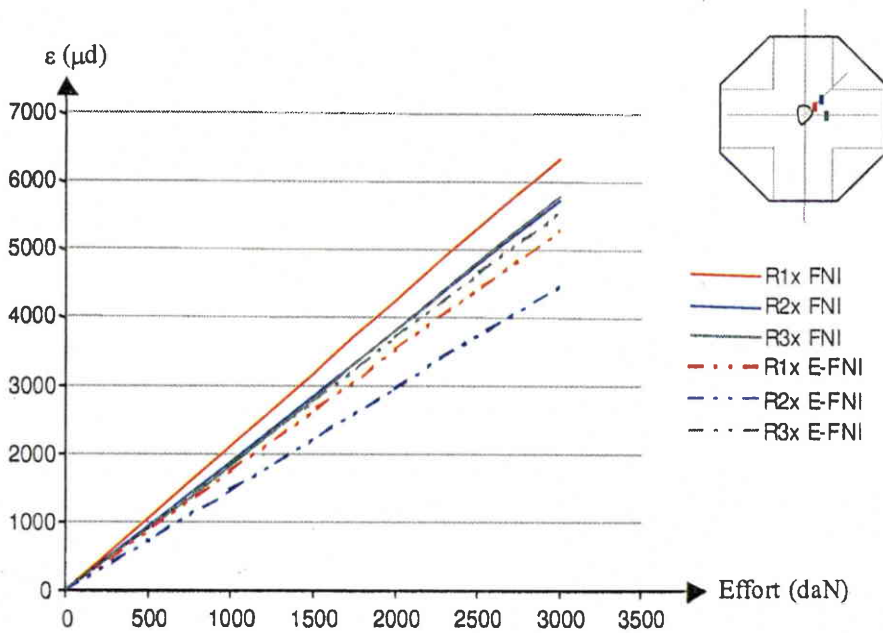


Figure B26 : Comparaison essai/EF - Face non Impactée Sens X
Eprouvette biaxiale – chargement : traction dominante ($\beta= 5.671$)

Critère de rupture

La comparaison entre l'approche analytique et la numérique met en évidence l'intérêt de la seconde méthode. En effet, pour des cas de sollicitation assez simple, la méthode présentée au chapitre A.1.3 donne des résultats intéressants. Mais dès qu'un chargement complexe est appliqué, cette approche devient très conservatrice avec des écarts entre les valeurs d'essais et les valeurs analytiques très importantes (plus de 50%).

Les résultats expérimentaux sont présentés sous forme de valeurs moyennes. Les résultats numériques sont obtenus à partir des valeurs "matériaux" (valeurs "B"), pour permettre de comparer les résultats numériques sont ramenés à des valeurs moyennes.

L'approche 2D par éléments finis permet d'obtenir, pour tous types de chargements, des résultats avec des marges comprises entre +28% et -18%. Dans plus de 80% des cas testés, l'erreur est comprise entre -5 et +20%.

Les résultats obtenus avec le critère analytique (en valeurs moyennes) présentés dans la première partie de l'étude (§2.4) sont très dispersés, l'erreur est comprise entre -79% et +13%. Ces fortes variations montrent que ce critère n'est pas adapté à tous les types de chargement et plus particulièrement à des chargements en traction.

Eprouvettes	Cas	Fx Fy		Fx Fy		Marges (%)		Pli
		Expérimental		numérique		EF	RF	
T1 2-3	0/T/0	-12225	21237	-13800	24000	12.9	-79	0°
T1 4-5	C/C/0	-32012	-21500	-31200	-20930	-2.6	-9.05	0°
T1 7-8	0/C/0	-13850	-20750	-16080	-24120	16.1	-12	45°
T1 9-10	T/C/0	44625	-19475	44000	-19370	-0.5	-57	0°
T1 11-12	C/0/0	-29475	-10210	-27000	-9340	-8.4	-15.2	0°
T1 13 à 16	C/T/0	-20287	6400	-24600	7880	21.2	-52	0°
T2 1 à 3	T/T/0	5998	33916	4920	27900	-18	-53	0°
T3 1 à 3-8-9	C/T/T	-21980	8006	-25200	9170	14.6	-5	0°
T3 4 à 7	C/0/T	-30375	-9350	-28800	-8870	-5.2	-7	45°
T4 1 à 3	C/C/T	-24250	-12386	-31200	-15900	28.6	-13	-45°
T4 4 à 6	0/T/T	3016	34666	2760	31680	-8.49	+13	-45°
T4 7 à 9	0/C/T	-10316	-24250	-12000	-28270	16.3	-9.1	45°
T4 11-12	T/0/T	-24625	8725	-26400	9360	7.2	-41	-45°
T4 13 à 15	T/C/T	33191	-8930	36000	-20400	8.46	-47	45°
T5 1 à 6	0/0/T	16178	-16628	18000	-18000	11.2	-25	45°
T6 1 à 3	T/T/T	3296	18963	3000	17000	9.2	+12	0°

Tableau 5 : Comparaison en valeurs "B" essai /modélisation des charges à rupture des éprouvettes biaxiales

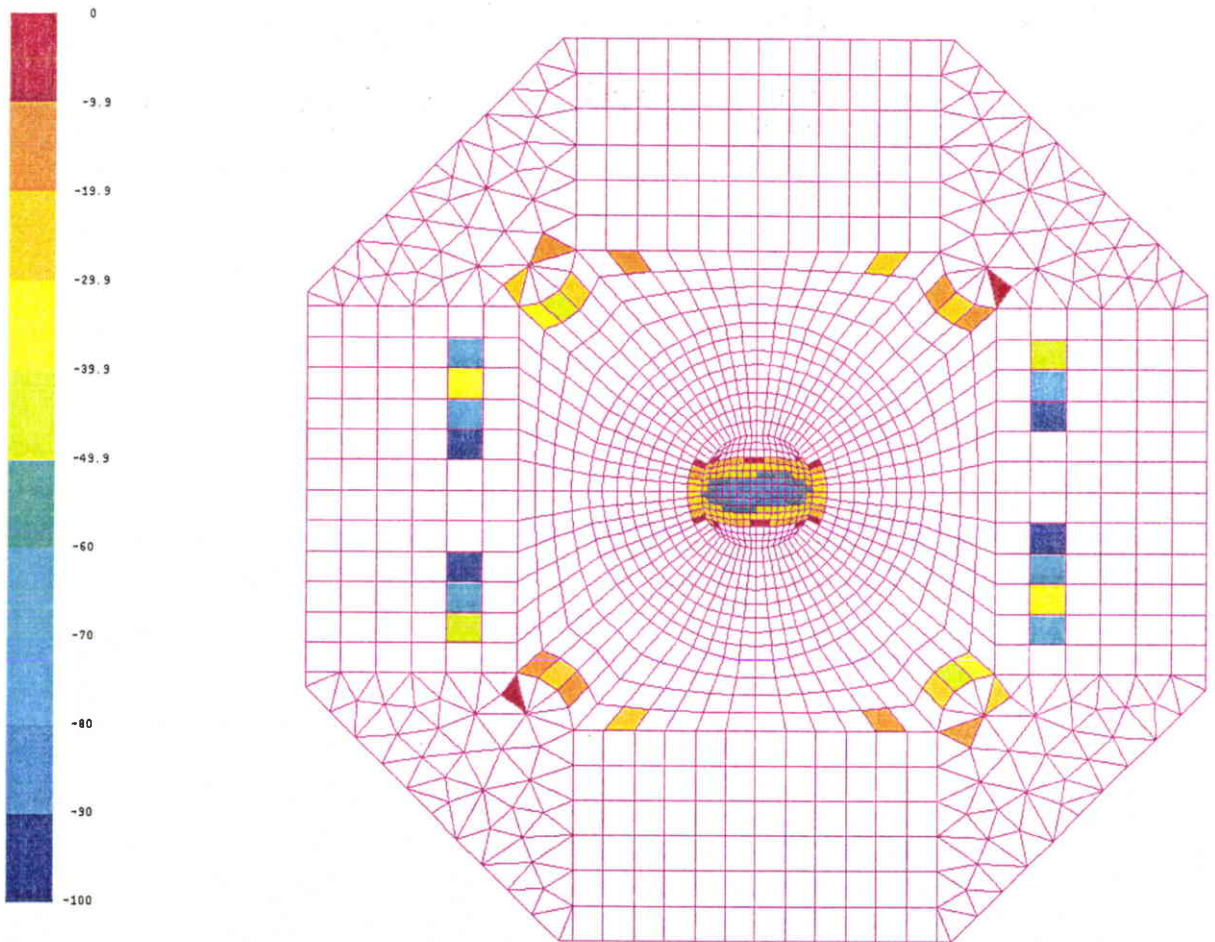


Figure B27 : Marges de sécurité obtenues à partir du critère de Hill pour un chargement de 31200daN (éprouvette T1_CC0 - rapport de biaxialité $\beta= 0.675$)

1.2.3 Conclusion

L'approche proposée donne des résultats très intéressants dans un délai de l'ordre de 30 à 45 minutes maximum. Les résultats ont été validés pour :

- 2 types de drapage : quasi-isotrope et fortement orienté (50/20/20/10),
- 2 types de matériaux : un carbone-époxy de 1^{ière} génération (T300/914) et pour un second de 2^{ième} génération (IM7/977-2),
- un niveau d'énergie variant de 3 à 30 joules,
- des chargements simples (traction pure) et complexes (traction/compression).

En moyenne, les temps de calculs sont de l'ordre d'une quinzaine de minutes pour le calcul mais les temps de post-traitement sont plus importants (de l'ordre de 30 minutes). Cependant, il est possible de réduire ces temps de calcul lors du développement d'un outil où des routines limitant la durée du post-traitement peuvent être développées.

1.3 Interaction de dommages

1.3.1 Etat de l'art

Le cumul d'endommagement, et plus particulièrement l'interaction de dommages ne sont pas traités dans la littérature. Or, le comportement global des structures endommagées par un ou plusieurs impacts est différent et dépend par exemple :

- de la géométrie de la structure : panneau plan, panneau autoraidi,
- du type de chargement appliqué : traction, compression,
- du sens de chargement : long, transverse,
- des dommages : tailles, formes,
- des conditions aux limites,

A partir des principes de modélisation présentés précédemment, il est possible de simuler le comportement de plaques stratifiées en présence de plusieurs dommages et ainsi de définir la sensibilité de certains paramètres sur la tenue de la structure.

Ne disposant pas de résultats expérimentaux, une analyse qualitative sera réalisée. Le but de ces travaux n'est pas de faire une liste exhaustive des différents facteurs influant sur une plaque en présence de multiples impacts mais de dégager l'influence de 2 paramètres (la taille et la proximité des dommages) sur le comportement global de la structure et sur les valeurs à rupture.

1.3.2 Simulation numérique

Le modèle proposé pour analyser le comportement de structures composites endommagées par plusieurs impacts est basé sur les principes de modélisation définis précédemment. La définition géométrique de la plaque et le maillage sont reportés respectivement aux figures B28 et B29.

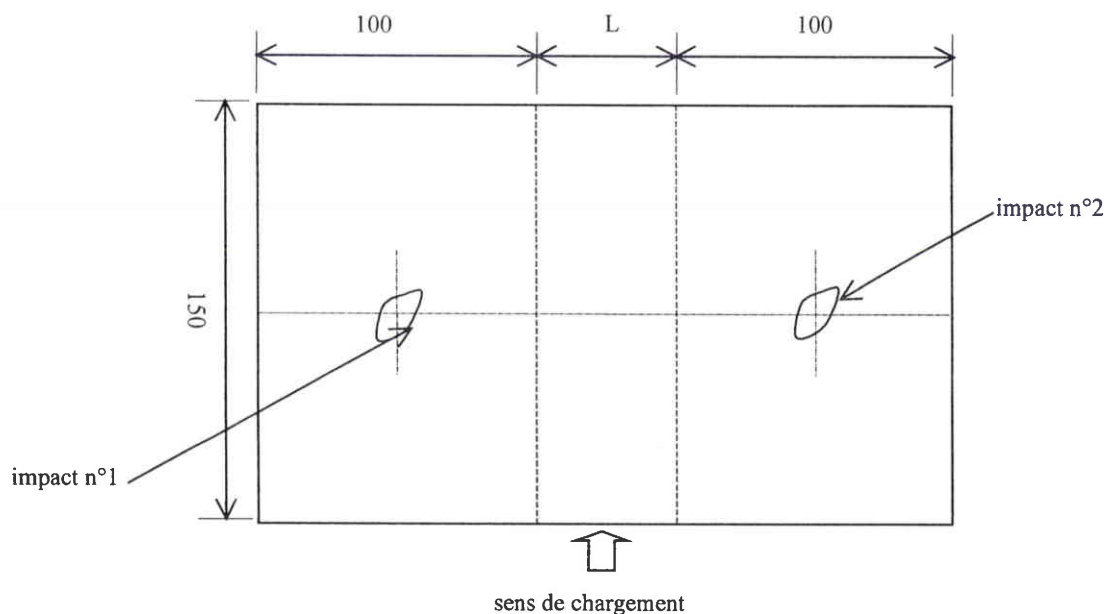


Figure B28 : Définition géométrique de l'éprouvette d'interaction de dommages

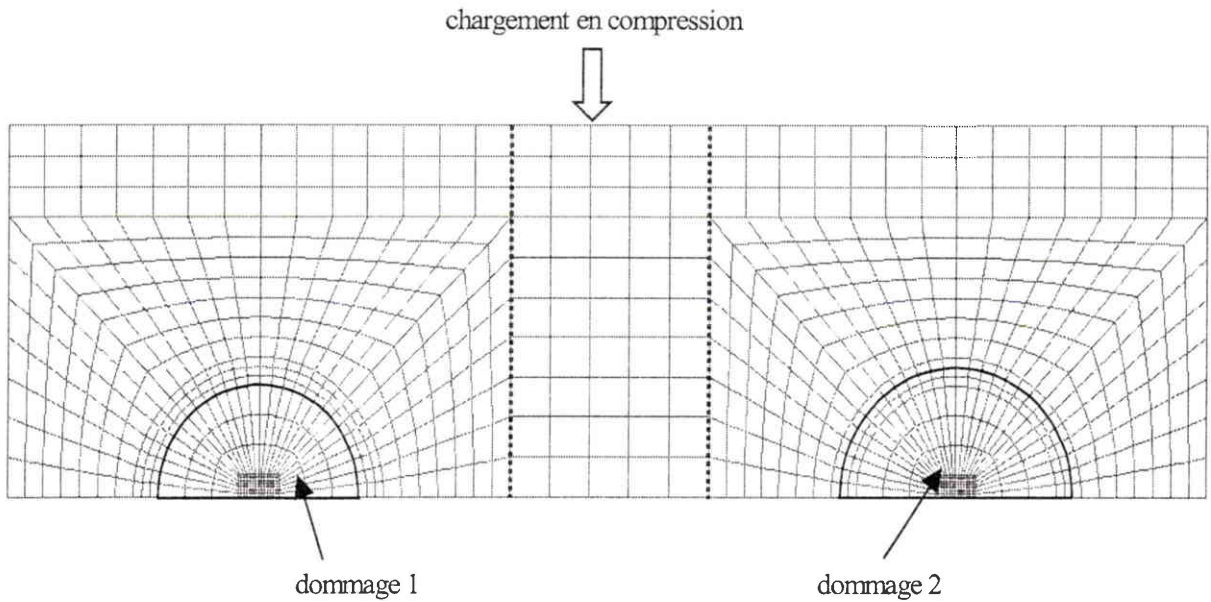


Figure B29 : Maillage de l'éprouvette d'interaction de dommages

La plaque proposée est définie à partir de la description géométrique des éprouvettes de CAI (figure 1 - annexe 1). La largeur totale de l'éprouvette est paramétrée pour permettre de mesurer l'influence de la distance entre les dommages. Les différentes configurations testées sont reportées au tableau B7. Les résultats retenus pour une plaque ne contenant qu'un seul défaut sont reportés dans le tableau B6.

Trois types de dommages sont étudiés :

- dommage 1 : surface délaminée = 1260 mm² ($\phi=40$ mm)
 Profondeur d'empreinte = 0,2 mm
- dommage 2 : surface délaminée = 1520 mm² ($\phi=44$ mm)
 Profondeur d'empreinte = 0,3 mm
- dommage 3 : surface délaminée = 2000 mm² ($\phi=50$ mm)
 Profondeur d'empreinte = 0,5 mm

<i>Dommmage</i>	<i>Largeur de la plaque (mm)</i>	<i>Coef sur la contrainte à rupture</i>	<i>Contrainte à rupture(Mpa)</i>
1	320		293,8
	300	0,998	293,3
	280	0,997	292,9
	260	0,995	292,3
	240	0,993	291,7
	220	0,989	290,5
	200	0,987	290,0
	2	320	
300		0,997	286,7
280		0,994	285,7
260		0,990	284,6
240		0,985	283,3
220		0,980	281,8
200		0,967	277,9
3		320	
	300	0,985	280,0
	280	0,980	278,6
	260	0,974	276,9
	2400	0,967	275,0
	220	0,959	272,7
	200	0,949	270,0

Tableau 6 : Contrainte à rupture d'une plaque de largeur variable en fonction du niveau d'endommagement

<i>Dommmage</i>	<i>Largeur de la plaque (mm)</i>	<i>Coef sur la contrainte à rupture</i>	<i>Contrainte à rupture (Mpa)</i>
1+1	320		293,8
	300	0,998	293,3
	280	0,997	292,9
	260	0,995	292,3
	240	0,993	291,7
	220	0,989	290,5
	200	0,987	290,0
1+2	320		287,5
	300	0,997	286,7
	280	0,994	285,7
	260	0,990	284,6
	240	0,985	283,3
	220	0,980	281,8
	200	0,967	277,9
1+3	320		284,4
	300	0,985	280,0
	280	0,980	278,6
	260	0,974	276,9
	240	0,967	275,0
	220	0,959	272,7
	200	0,949	270,0
2+2	320		287,5
	300	0,997	286,7
	280	0,994	285,7
	260	0,990	284,6
	240	0,985	283,3
	220	0,980	281,8
	200	0,967	277,9
2+3	320		284,4
	300	0,985	280,0
	280	0,980	278,6
	260	0,974	276,9
	240	0,967	275,0
	220	0,959	272,7
	200	0,949	270,0
3+3	320		284,4
	300	0,985	280,0
	280	0,980	278,6
	260	0,974	276,9
	240	0,967	275,0
	220	0,959	272,7
	200	0,949	270,0

Tableau 7 : Configurations retenues pour la simulation de structures impacts en 2 points
Contrainte à rupture en fonction du niveau d'endommagement

Ces essais numériques ne mettent pas en évidence une interaction entre les dommages. Il est tout de même à noter que la distance minimale entre 2 dommages correspond au diamètre du plus grand dommage. La rupture se produit toujours au droit du dommage le plus important.

1.3.3 Conclusion et perspectives

La simulation numérique d'une plaque endommagée par 2 impacts a mis en évidence que la charge à rupture de ce type de structure est fonction de la taille des dommages mais qu'il ne semble pas y avoir d'interaction de dommages si la distance entre les 2 impacts est égale à au moins 2 fois le diamètre de la surface endommagée (figure B30).

Cette même règle est appliquée pour les impacts sur les éprouvettes de CAI pour éviter les effets de bords.

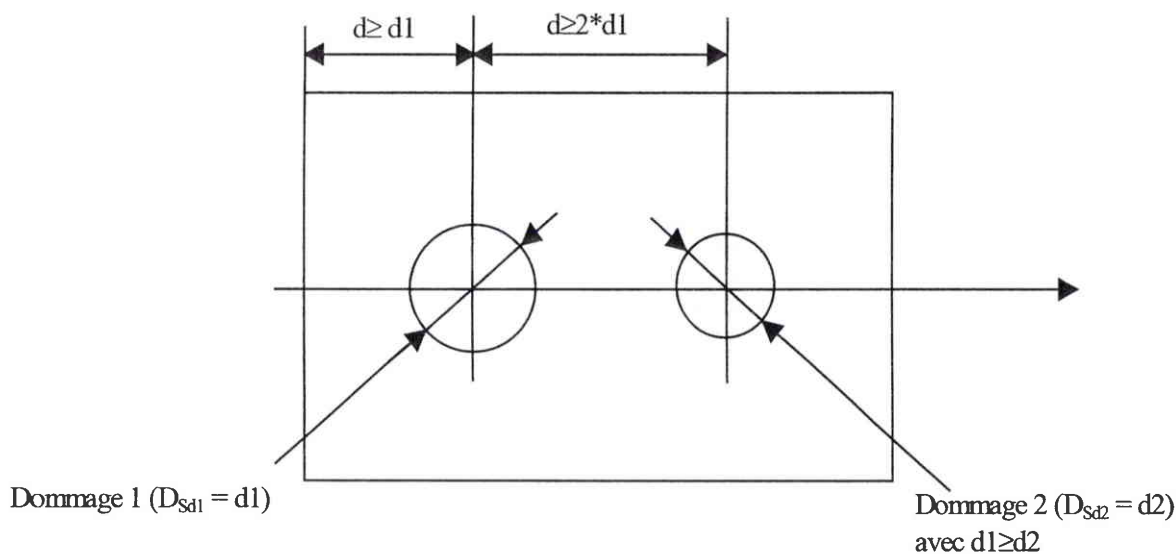


Figure B30 : Distance minimale entre 2 dommages sans interaction

Pour compléter cette étude, il serait intéressant de tester des cas d'éprouvettes impactées plusieurs fois en un même point ou pour des impacts très proches les uns des autres (distance inférieure au diamètre du plus grand dommage).

Pour les structures aéronautiques, une étude probabiliste permettant de déterminer le risque de rencontrer les configurations précédemment proposées serait nécessaire afin de définir les cas de multi-impacts sur des structures lisses ou autoraidies qu'il est possible de rencontrer sur avion.

1.4 Conclusion et perspectives

L'approche novatrice présentée dans cette première partie de l'analyse numérique des structures composites endommagées par un impact basse vitesse avait pour objectif de proposer des principes de modélisation répondant aux besoins des bureaux d'études. L'outil "métier" développé à partir de ces principes doit permettre de résoudre près de 90% des cas d'analyse rencontrés dans le cadre de support des avions en série. Les autres cas nécessitent une analyse plus précise, et plus particulièrement l'analyse de la propagation des défauts (approche "micromécanique").

Cette approche dite "approche mésomécanique" permet de simuler le comportement global de ces structures et de définir la tenue en tolérance aux dommages :

- pour des cas de charges complexes (traction/compression/cisaillement),
- dans un délai très court, de l'ordre de 30 minutes,
- avec une précision de l'ordre de 20%.

De plus, le modèle proposé peut être utilisé pour des niveaux d'énergie variant de 3 à 30 joules et pour différents matériaux et drapages. Les données nécessaires pour définir la modélisation (surface délaminée face non impactée et profondeur d'empreinte) sont facilement mesurables sur les structures en exploitation.

2 APPROCHE "MICROMECHANIQUE"

Si l'approche "mésomécanique" permet une analyse du comportement global des structures composites impactées, il a été montré (annexe 5) que ces structures périssaient, généralement, par propagation de délaminages. Or, le critère de rupture utilisé pour l'approche 2D est le critère de Hill qui traduit une rupture de fibre et non une évolution de dommage.

Un second modèle, complémentaire du modèle "mésomécanique" est proposé. Le but de ce modèle est triple, il doit permettre :

- d'améliorer les connaissances générales sur les processus de ruine et plus particulièrement sur la propagation des délaminages et d'en déduire les paramètres influant sur l'évolution des dommages comme la séquence d'empilement ou la taille critique de défaut,
- de permettre aux industriels de disposer d'un "outil d'expertise" afin de traiter les cas d'analyse où une grande précision des résultats est exigée pour des chargements proches des valeurs à rupture (10% des cas d'analyse),
- de limiter les essais nécessaires à la comparaison de différents matériaux (en termes de G_{Ic} , G_{IIc} et G_{IIIc}) avant de débiter les campagnes de qualification matériaux.

De nombreuses études ont été présentées dans la littérature [6-72-77-83-89]. Les plus récentes ont montré qu'il était possible d'appréhender ce type de problème par un calcul de taux de restitution d'énergie.

2.1 Méthode numérique de détermination du taux de restitution d'énergie

2.1.1 Etude de la propagation des délaminages

Le délaminage est dû à l'existence de contraintes de cisaillement interlaminaire localisées près des bords libres sous chargements plans. Il est guidé par la présence des fibres, ainsi, lorsqu'il rencontre des fibres d'orientation différente de celles qui l'ont guidées, il peut changer de direction pour continuer sa propagation dans un autre plan.

Il existe 3 modes de propagation des délaminages (figure B31) :

- le mode I ou mode d'ouverture : il correspond à un déplacement opposé des lèvres de la fissure perpendiculairement au plan de la fissure. Ce mode, le plus souvent critique, est dû aux contraintes de tension σ_{33} dans l'épaisseur du stratifié,
- le mode II ou mode de glissement droit : il est engendré par le cisaillement dans le plan de la fissure et EST perpendiculaire au front de fissure,
- le mode III ou mode de glissement vis : il est produit par un cisaillement anti-plan, situé dans le plan de la fissure et parallèle au front de fissure. Ce mode semble le moins critique pour la propagation de fissure.

La propagation des surfaces délaminées est généralement une combinaison des modes I et II, on dit alors qu'il s'agit d'un mode de rupture mixte.

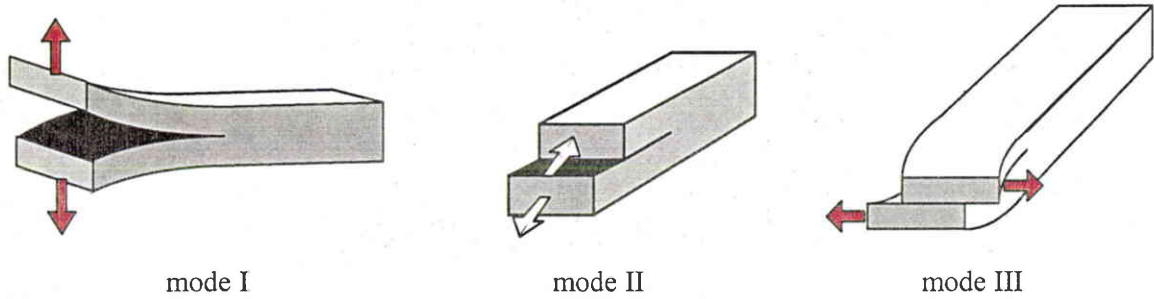


Figure B31 : modes élémentaires de rupture

2.1.2 Calcul des taux de restitution

Pour les matériaux métalliques, considérés comme homogènes et isotropes, on utilise en mécanique linéaire de la rupture, la notion de facteur d'intensité de contrainte K qui quantifie la singularité de contrainte en pointe de fissure.

Ce facteur K s'écrit :

$$K = F \sqrt{\pi \cdot a} \cdot f(g)$$

avec F : effort de sollicitation
 a : longueur de la fissure
 $f(g)$: facteur de géométrie de l'éprouvette

Il est également possible d'utiliser la notion de taux de restitution d'énergie (G) qui renseigne sur la propagation des défauts. La relation entre G et K , pour les matériaux anisotropes, comme les composites, est donnée par :

$$G = \frac{K^2}{E^*}$$

avec E^* est une constante définie à partir du tenseur des raideurs du matériau.

En pratique, les formules analytiques de K ne sont pas facilement exploitables pour les matériaux composites et l'on ne dispose pas des propriétés élastiques du matériau (fonction de l'empilement), c'est pour cela que les résultats d'essais de délaminages sur composites sont présentés, généralement, en termes de taux de restitution d'énergie G obtenus au moyen d'une méthode énergétique.

La méthode de calcul numérique du taux de restitution d'énergie retenue est basée sur l'approche de l'extension virtuelle de fissure (méthode VCE : virtual crack extension). Des moyennes pondérées de $G_I(s)$ le long du délaminage sont calculées à partir d'une perturbation automatique des nœuds milieu du front de fissure. La perturbation se fait dans le plan de la fissure perpendiculairement au front de fissure [90-110].

Le taux de restitution d'énergie s'écrit :

$$G = \frac{d\pi}{dS} = \frac{dU}{dS} - \frac{dU_{th}}{dS}$$

où U : énergie de déformation
 U_{th} : énergie thermique
 π : énergie potentielle totale
 S : surface de la fissure

Avec un changement infiniment petit de la longueur δa de la fissure, et donc un changement de l'aire δS, les différences δU et δU_{th} sont calculées pour obtenir G (figure B32). Les changements fictifs des coordonnées des éléments du front de la fissure ne peuvent pas modifier l'énergie potentielle totale des éléments éloignés et donc ne tient compte que de la variation de l'énergie des éléments du front de fissure.

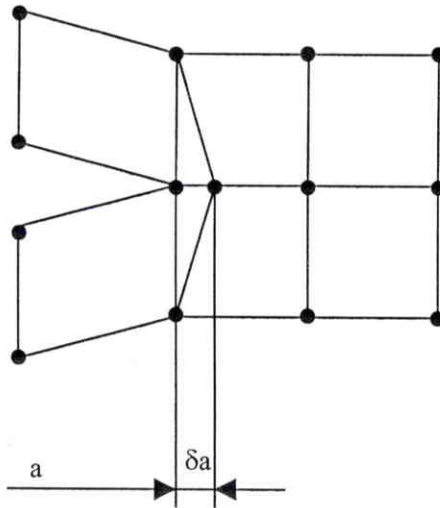


Figure B32 : Perturbation locale du front de fissure

L'énergie potentielle totale d'une structure peut s'écrire de la manière suivante :

$$\pi = \frac{1}{2} q^T Kq - q^T g + U_{th}$$

avec q^T : matrice des déplacements
 Kq : matrice de rigidité

La variation de cette énergie est donnée par :

$$\delta\pi = \frac{1}{2} q^T \delta Kq - q^T \delta g + (Kq - g)^T \delta q + \delta U_{th}$$

avec Kq - g = 0 à l'équilibre

Cette expression donne une autre manière d'exprimer la variation d'énergie potentielle en utilisant une analyse par éléments finis sur la configuration initiale. La matrice δk est nulle pour tout élément sauf ceux du fond de fissure. Le vecteur δg est non nul si des chargements mécaniques et thermiques existent dans les éléments du fond de fissure.

Le taux de restitution d'énergie est donné par :

$$G = \frac{\delta U}{\delta S} = \frac{1}{2} q^T \frac{\delta K}{\delta S} q - q^T \frac{\delta g}{\delta S} + \frac{\delta U_{th}}{\delta S}$$

Le calcul du taux de restitution d'énergie est obtenu par un calcul de sensibilité en perturbant localement le maillage. Cette méthode est de type énergétique et ne nécessite qu'un nombre limité de calculs, car seules les mailles du front de délaminage voient leur géométrie modifiée par l'avancée du front de fissure. Pour ce calcul local, la matrice de rigidité élastique est utilisée.

Le mode de répartition locale $P_i(s)$ ($i=1,2,3$) du taux de restitution d'énergie dans ses 3 composantes, est donnée par une approche locale. Le calcul est réalisé en 2 phases :

- détermination de la force nodale au front de fissure F_i ($i=1,2,3$)
- détermination de l'ouverture de la fissure Δu_i ($i=1,2,3$) à l'ancienne position géométrique (point sur $a/(a+\Delta a)$) du front de délaminage pour une perturbation Δa donnée. Il est nécessaire de déterminer, en ce point, les coordonnées intrinsèques de la maille de référence. Les recherches des coordonnées intrinsèques se font d'une manière itérative en projetant le point sur la face de l'élément concerné. Avec ces coordonnées intrinsèques, les fonctions de poids et de déplacement des nœuds, il est possible de calculer les déplacements en ce point.

La répartition P_i est donnée par :

$$P_i = \frac{F_i \Delta u_i}{W_T}$$

avec

$$W_T = \sum_{i=1}^3 F_i \Delta u_i$$

La répartition est calculée pour chaque nœud milieu le long du front de fissure.

Cette méthode est intégrée dans le code de calcul SAMCEF Version 7.

2.2 Principes de modélisation

Comme il a été montré au paragraphe A.2.1, lors de l'impact il y a apparition de plusieurs dommages :

- enfoncement au droit du choc,
- délaminages à chaque interface d'orientation différente,
- endommagement de la résine qui est souvent assimilé à de la fissuration matricielle.

Ces multiples modes d'endommagement rendent les approches numériques très délicates à mettre en œuvre. Des études préliminaires sont nécessaires pour valider les approches numériques et les principes de modélisation sur des mono-délaminages. Les différentes études portant sur des cas élémentaires, sont réalisées en collaboration avec le Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale, SAMTECH et l'Ecole Nationale Supérieure d'Ingénieurs de Constructions Aéronautiques (ENSICA) de Toulouse. A partir des résultats obtenus, une modélisation sera proposée pour traiter les stratifiés impactés.

2.2.1 Eprouvette de mode I

Le délaminage en mode d'ouverture, appelé mode I, est le plus critique. C'est en effet celui qui nécessite le moins d'énergie. Ce mode est, par conséquent, le plus fréquemment étudié. Il existe une éprouvette normalisée pour les essais de mode I (figure B33) : l'éprouvette Double Cantilever Beam (DCB).

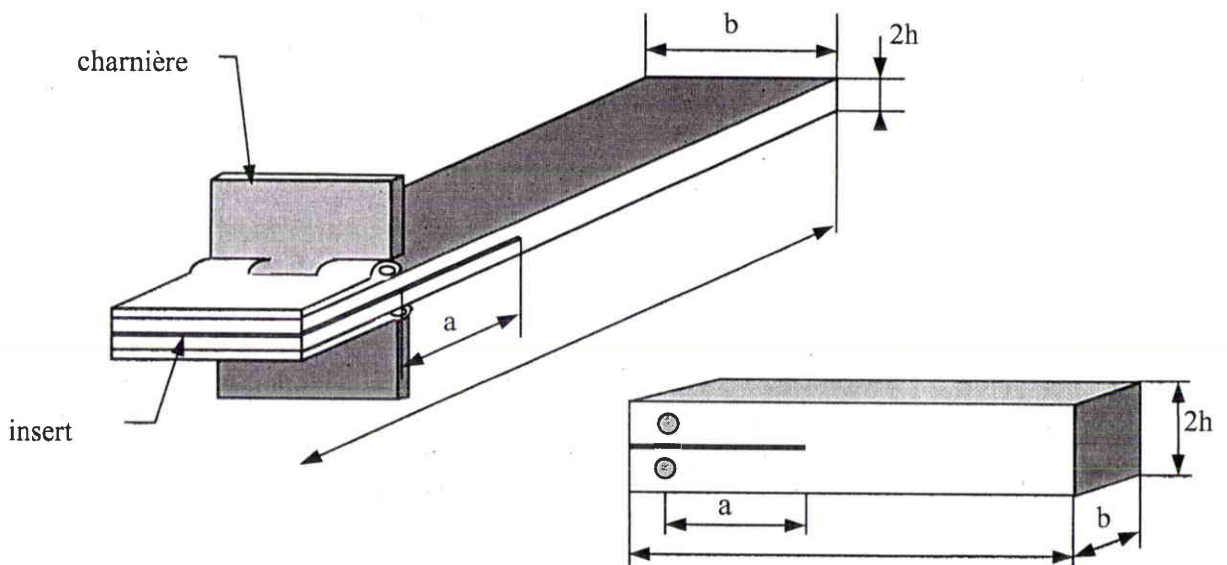


Figure B33 : Eprouvette monolithique DCB normalisée

Calcul du taux de restitution d'énergie en mode I

Si l'on considère l'éprouvette comme une poutre, le taux de restitution d'énergie en mode I est donné analytiquement par :

$$G_I = \frac{12 \cdot P_{propa}^2 \cdot a^2}{E \cdot b^2 \cdot h^3}$$

avec: b : largeur de l'éprouvette
 a : longueur du délaminage
 h : demi-épaisseur de l'éprouvette
 P_{propa} : charge de propagation
 E : module de Young

L'ensemble des résultats expérimentaux réalisés par le Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale, est reporté dans le tableau ci-dessous. Les valeurs de $G_{Icritique}$ sont déterminées à partir de différentes longueurs de fissure.

Essais	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	moy.
$G_{Icritique}$ (J/m^2)	454	470	479	568	482	485	495	520	521	532	505	595	501

Tableau 8 : Résultats expérimentaux en mode I
(éprouvette DCB à 32 plis à 0° en IM7/977-2)

Méthode expérimentale

Un pré-craquage est réalisé avant chaque essai afin de rompre l'amas de résine créé en front de fissure par l'insertion des films de téflon [108-109].

Les essais ont été réalisés sur des éprouvettes de 32 plis à 0° en IM7/977-2 par le CCR. L'estimation de la charge de propagation est donnée par les courbes efforts/déplacements (figure B34).

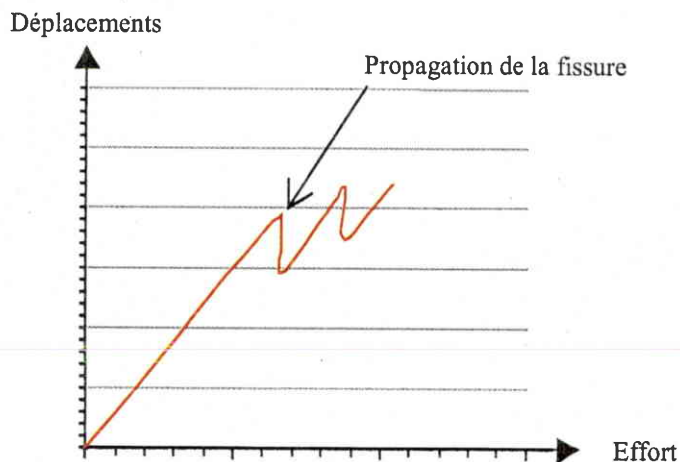


Figure B34 : Principe de détermination des charges de propagation

Analyse numérique

La modélisation de l'éprouvette est reportée à la figure B35. Les résultats, le long du front de fissure sont présentés dans le tableau 9 et figure B36. La simulation sous-estime légèrement les résultats obtenus par essais. L'erreur est de l'ordre de 10%.

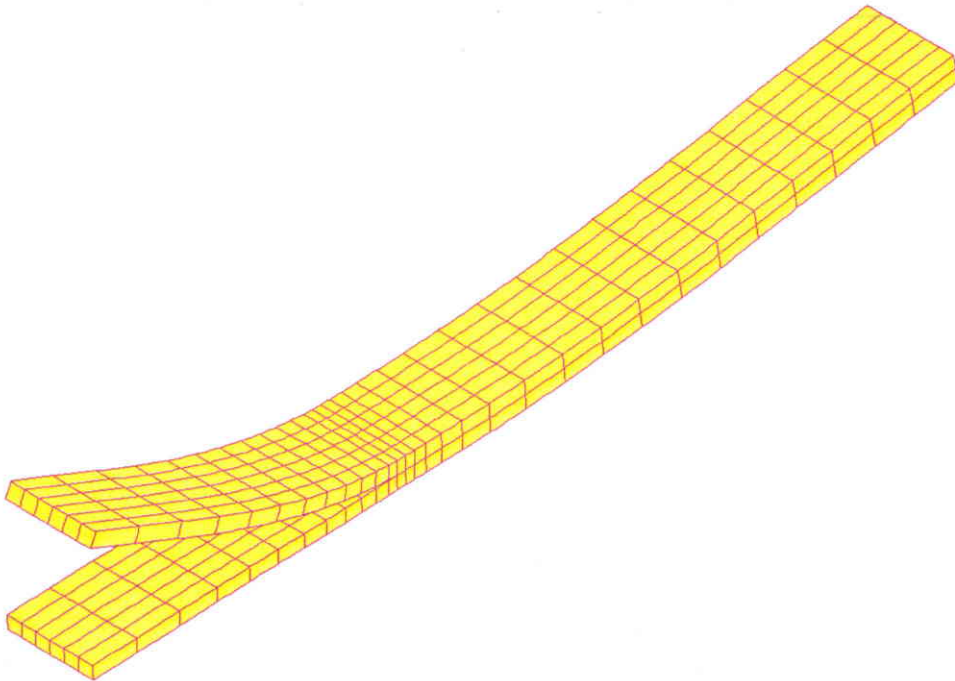


Figure B35 : Modélisation de l'éprouvette DCB de mode I

l (mm)	G_I (J/m ²)	G_{II} (J/m ²)	G_{III} (J/m ²)
0	377.3	0	0
1.672	377.3	0	0
3.343	413.6	0	0
5.015	449.8	0	0
6.687	454.2	0	0
8.358	458.5	0	0
10.030	458.5	0	0
11.702	458.5	0	0
13.373	454.2	0	0
15.045	449.8	0	0
16.717	413.6	0	0
18.388	377.3	0	0
20.060	377.3	0	0

Tableau 9 : Résultats numériques en mode I

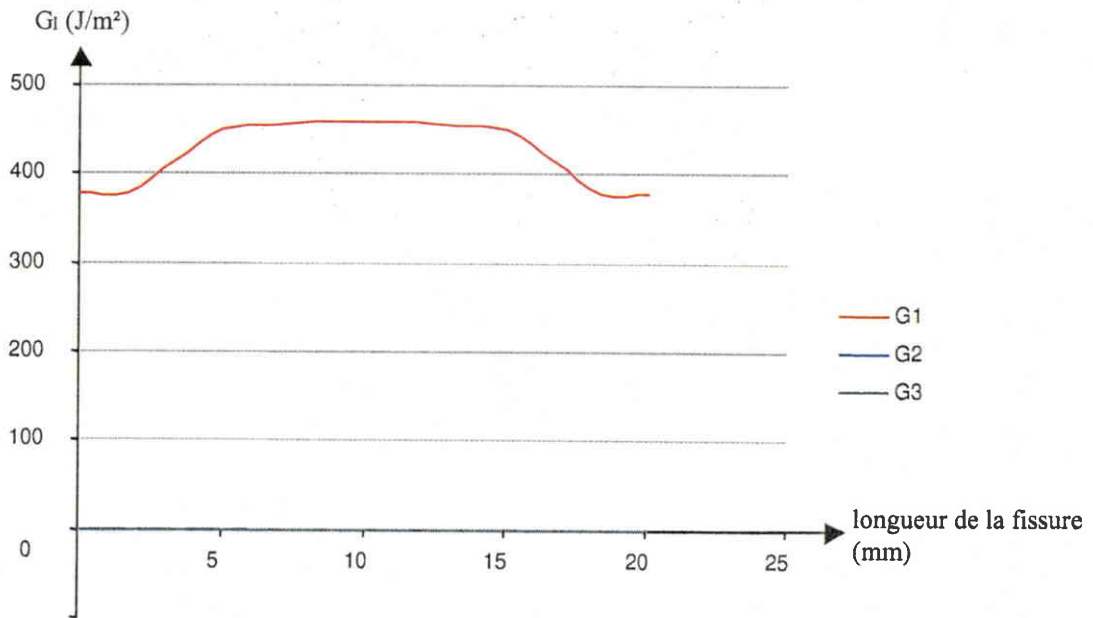


Figure B36 : Résultats numériques de la simulation de mode I
(éprouvette DCB à 32 plis à 0° en IM7/977-2)

2.2.2 Epreuve de mode II

L'essai de délaminage en glissement droit ou mode II a pour objectif de caractériser le délaminage en cisaillement des matériaux composites réalisés par stratification. Il existe 2 types d'éprouvettes (figure B37) couramment utilisés pour mesurer le taux critique d'énergie restituée G_{IIc} :

- les éprouvettes ENF (End Notched Flexure),
- les éprouvettes ELS (End Loaded Split).

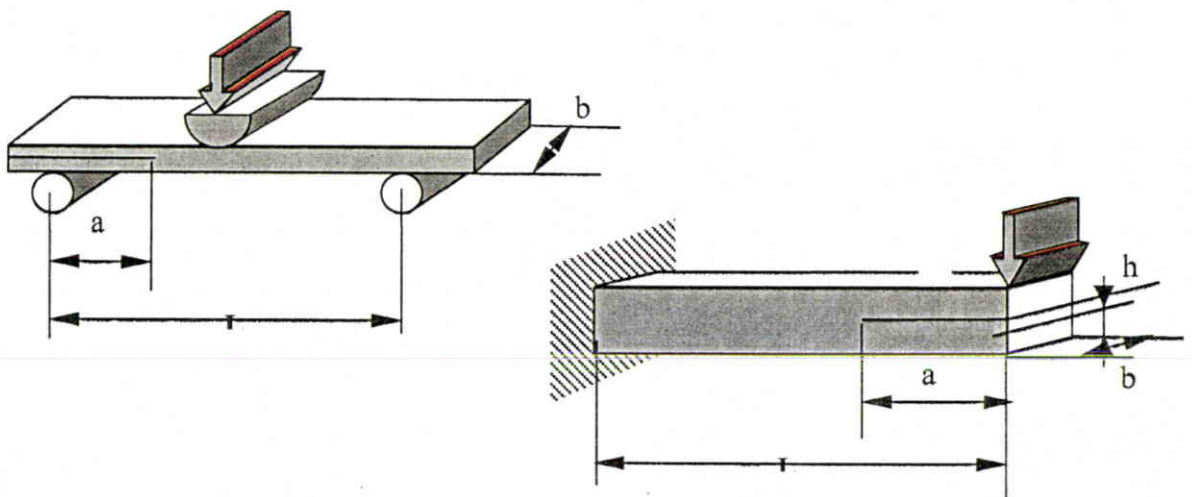


Figure B37 : Epreuves d'essai ENF et ELS

L'énergie critique de propagation de délaminage en mode II, est le plus souvent déterminée à partir des essais ENF, ce type d'essai (flexion 3 points) étant plus facile à réaliser que les essais ELS.

Calcul du taux de restitution d'énergie en mode II

Si l'on considère l'éprouvette comme une poutre, le taux de restitution d'énergie en mode II est donné analytiquement par :

$$G_{II} = \frac{9.P_{propa}^2.a^2}{16.E.b^2.h^3}$$

avec: B : largeur de l'éprouvette
 a : longueur du délaminage
 h : demi-épaisseur de l'éprouvette
 P_{propa} : charge de propagation
 E : module de Young

Méthode expérimentale

Comme pour le mode I, un pré-craquage est réalisé avant chaque essai afin de rompre l'amas de résine créé en front de fissure par l'insertion des films de téflon [108-109].

Les essais ont été réalisés sur des éprouvettes de 32 plis à 0° en IM7/977-2. L'estimation de la charge de propagation est donnée par les courbes efforts/déplacements.

L'ensemble des résultats expérimentaux est reporté dans le tableau 10.

	<i>essai 1</i>	<i>essai 2</i>	<i>essai 3</i>	<i>essai 4</i>	<i>essai 5</i>	<i>essai 6</i>	<i>moyenne</i>
<i>P_c critique</i>	770	750	750	690	615	730	
<i>a (mm)</i>	67.5	67.5	67.5	67.5	67.5	67.5	
<i>F_c (mm)</i>	3.48	3.44	3.28	3.28	3.52	3.22	
<i>B (mm)</i>	20.02	20.02	20.02	20.02	20.02	20.02	
<i>l (mm)</i>	90	90	90	90	90	90	
<i>G_{IIcritique} (J/m²)</i>	1150	1108	1056	972	929	1009	1037

Tableau 10 : Résultats expérimentaux en mode II
(éprouvette ENF à 32 plis à 0° en IM7/977-2)

Analyse numérique

La modélisation de l'éprouvette est reportée à la figure B38. Les résultats, le long du front de fissure sont présentés dans le tableau 11 et figure B39. La simulation surestime légèrement les résultats obtenus par essais. L'erreur est inférieure à 10%.

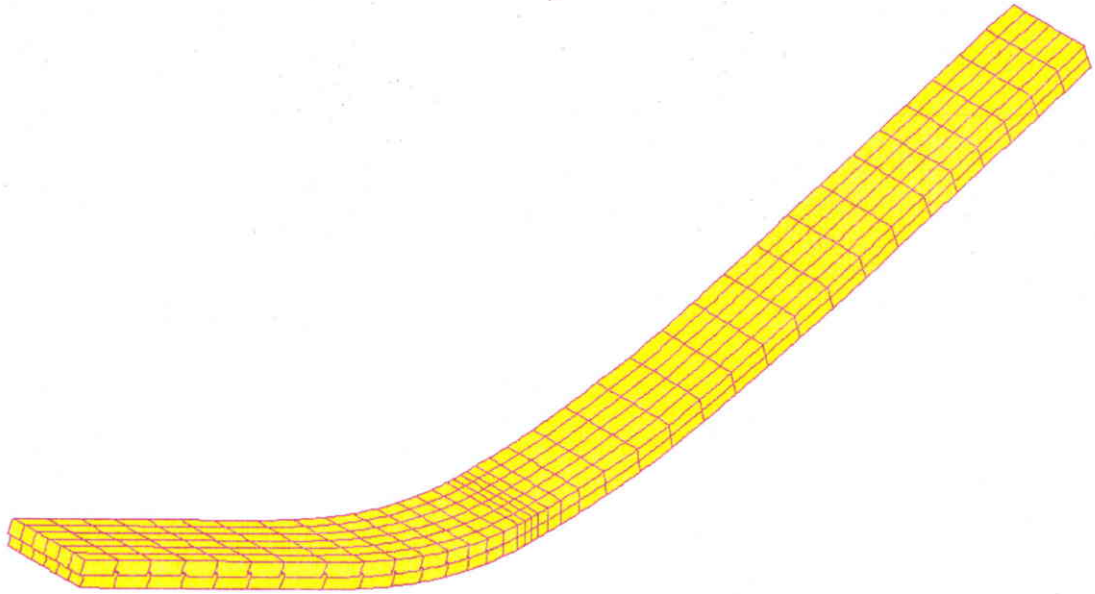


Figure B38 : Modélisation de l'éprouvette ENF de mode II

l (mm)	G_I (J/m ²)	G_{II} (J/m ²)	G_{III} (J/m ²)
0	0.007	1073.0	151.8
1.672	0.007	1073.0	151.8
3.343	0.007	1086.1	89.2
5.015	0.008	1099.1	26.5
6.687	0.008	1105.8	14.4
8.358	0.008	1112.5	2.5
10.030	0.008	1112.6	2.5
11.702	0.008	1112.6	2.5
13.373	0.008	1005.9	14.4
15.045	0.008	1099.2	26.5
16.717	0.007	1086.1	89.2
18.388	0.007	1073.0	151.8
20.060	0.007	1073.0	151.8

Tableau 11 : Résultats numériques en mode II

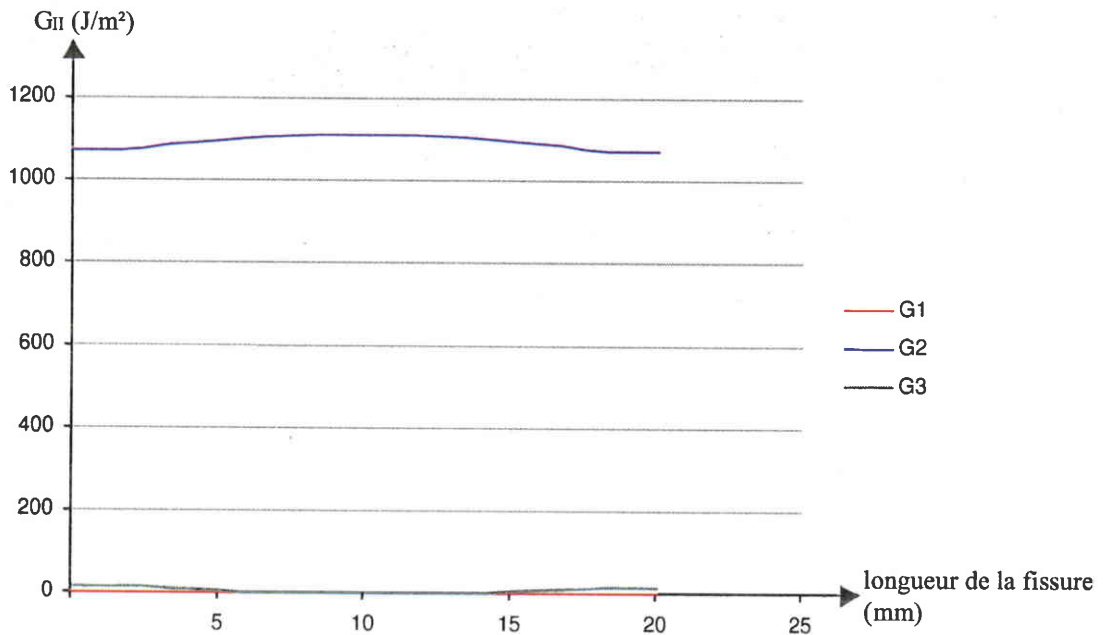


Figure B39 : Résultats numériques de la simulation de mode II (éprouvette ENF à 32 plis à 0° en IM7/977-2)

2.2.3 Epreuve de mode mixte

Il n'existe pas d'éprouvette normalisée définissant ce type d'essai mais plusieurs procédures sont proposées comme par exemple :

- les tests ALDCB ou ADCB (Asymmetrical Load Double Cantilever Beam) [97-98],
- les tests ARCAN [97-99],
- les tests CBON (Cantilever Beam Opening Notched) [98],
- les tests CLS (Cracked Lap Shear) [97-100 à 102],
- les tests EDT (Edge Delamination Tension [97-98],
- les tests FRMM (Fixed Ratio Mixed Mode) [103],
- les tests IDCB (Imposed displacement Cantilever Beam) [104],
- les tests MMB (Mixed Mode Bending) [104 à 106],
- les tests MMF (Mixed Mode Flexure).

La procédure retenue par Aérospatiale et l'ENSICA est basée sur les éprouvettes MMF. Le principe de l'essai de mode mixte est de réaliser de la flexion 3 points sur une éprouvette délaminée (figure B40). Un talon est collé sur la face supérieure du côté délaminé et assure une liaison de rotation. De l'autre côté, l'éprouvette repose sur un rouleau bloqué dans le sens vertical. La force de compression est appliquée entre les 2 points d'appui grâce à un poinçon.

Méthode expérimentale

Les essais sont réalisés sur des éprouvettes de type MMF. Les éprouvettes sont constituées de 32 plis à 0° en IM7/977-2. Comme pour les modes précédents, un pré-craquage est réalisé avant chaque essai [108-109].

L'ensemble des résultats expérimentaux est reporté dans le tableau 12.

	<i>essai 1</i>	<i>essai 2</i>	<i>essai 3</i>	<i>essai 4</i>	<i>essai 5</i>	<i>essai 6</i>	<i>moyenne</i>
<i>C_{critique}</i>	450	415	405	395	385	375	
<i>a (mm)</i>	54.3	60.3	63.9	67.4	71.9	76.1	
<i>d_c (mm)</i>	2.02	2.02	2.02	2.02	2.02	2.02	
<i>b (mm)</i>	20.05	20.05	20.05	20.05	20.05	20.05	
<i>l (mm)</i>	90	90	90	90	90	90	
<i>G_{IIcritique} (J/m²)</i>	544	565	601	626	678	701	603

Tableau 12 : Résultats expérimentaux en mode mixte
(éprouvette MMF à 32 plis à 0° en IM7/977-2)

Analyse numérique

La modélisation de l'éprouvette est reportée à la figure B41. Les résultats, le long du front de fissure sont présentés dans le tableau 13 et figure B42. La simulation sous-estime légèrement les résultats obtenus par essais. L'erreur est de l'ordre de 2 %.

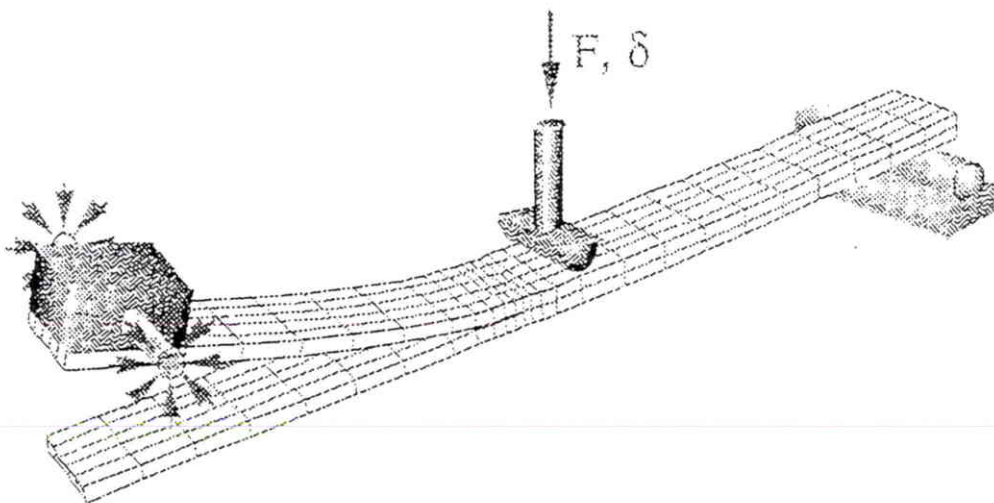


Figure B40 : Modélisation de l'éprouvette MMF de mode mixte

l (mm)	G (J/m ²)	G_I (J/m ²)	G_{II} (J/m ²)	G_{III} (J/m ²)
0	526	313	210	3
1.672	526	313	210	3
3.343	558	345	211	1.7
5.015	590	377	212	0.5
6.687	594	380	213	0.3
8.358	599	384	215	0.5
10.030	599	384	215	0.5
11.702	599	384	215	0.5
13.373	594	380	213	0.3
15.045	590	377	212	0.5
16.717	558	345	211	1.7
18.388	526	313	210	3
20.060	526	313	210	3

Tableau 13 : Résultats numériques en mode mixte

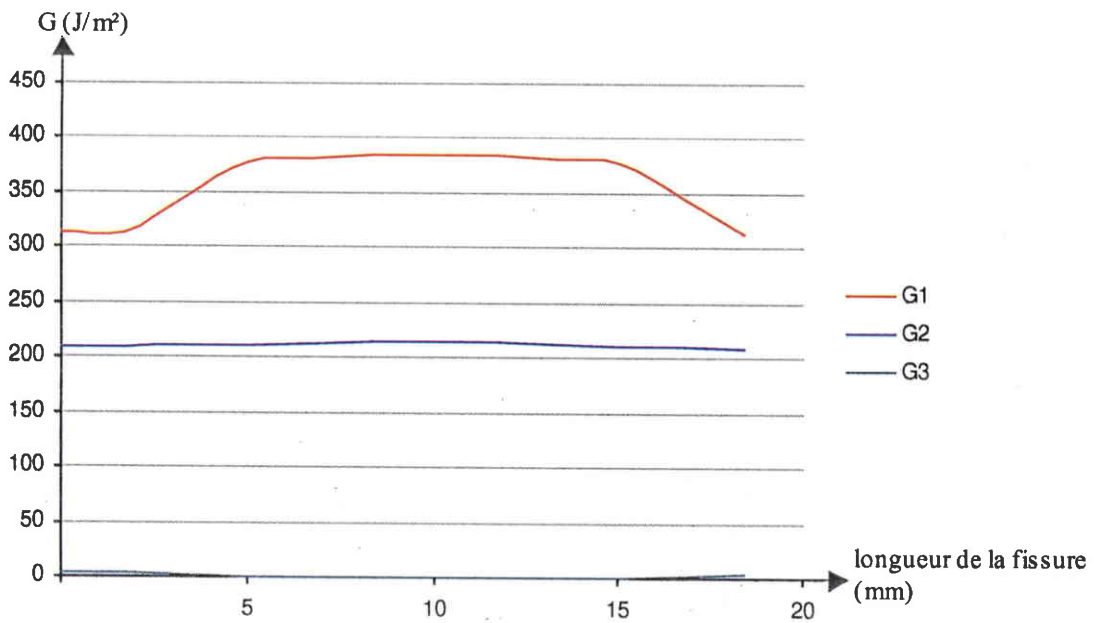


Figure B41 : Résultats numériques de la simulation de mode mixte (éprouvette MMF à 32 plis à 0° en IM7/977-2)

2.2.4 Conclusion

Les simulations numériques réalisées sur des éprouvettes de mode I, II et mixte, ont montré qu'il était possible d'aborder les phénomènes de propagation de délaminage par un calcul de taux de restitution d'énergie. L'erreur entre les résultats expérimentaux et la simulation pour la détermination des valeurs critiques G_{Ic} et G_{IIc} est inférieure à 10%.

Les résultats, pour des éprouvettes MMF (mode mixte) ainsi que les travaux réalisés par l'ENSICA ont permis de valider les résultats pour des mono-délaminages circulaires[107-77-78].

2.3 Principes de modélisation des dommages d'impacts sur structure monolithique

Il est très délicat de modéliser, à une échelle microscopique, le comportement des structures composites endommagées par un impact. En effet, les modes d'endommagements et de ruine de ces structures sont très complexes. De plus, il a été montré (annexe 5) que ces structures périssaient généralement par propagation des délaminages suite à une évolution de l'endommagement qui est souvent assimilée à une évolution du taux de fissuration. Un des problèmes majeurs dans ce type d'analyse est le suivi ou plus simplement le contrôle du taux de fissuration. Pour la suite des travaux, l'évolution de l'endommagement ne sera pas prise en compte, il sera posé comme hypothèse qu'un délaminage propage dès lors que la valeur de G_I ou G_{II} atteint une valeur critique.

2.3.1 Principes de modélisation

Des principes de modélisation ont été proposés dans la première partie de l'étude (approche "mésomécanique"). Ces règles suivantes seront appliquées sur le modèle 3D :

- modélisation de l'empreinte comme définis dans le paragraphe 1.3.2.1.1 (figure B42),
- modélisation du profil conique dans l'épaisseur (§ 1.3.1.1 - figure B42),
- modélisation du profil en "escalier" des délaminages (§ A1.2.1.2 - figure B43).

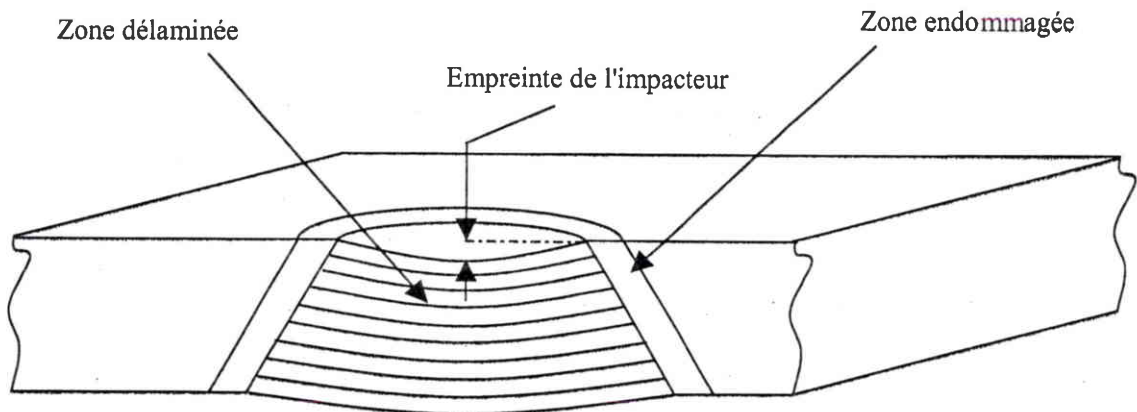


Figure B42 : Représentation schématique des dommages d'impact

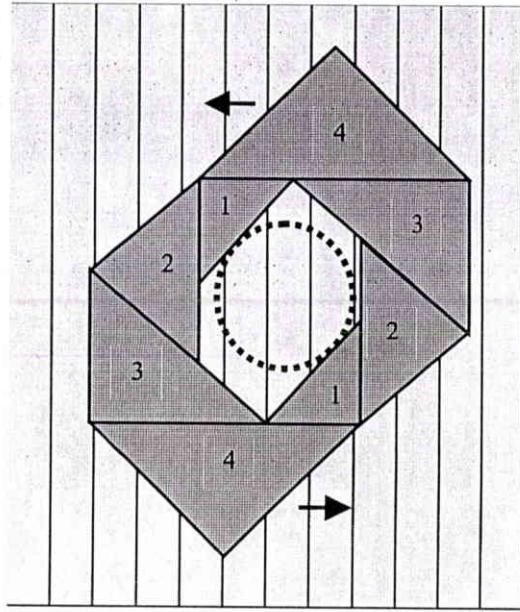


Figure B43 : Progression des délaminages dans l'épaisseur

Remarques :

- la fissuration est traduite, si nécessaire par une baisse locale de rigidité dans la zone endommagée,
- la forme des délaminages sera supposée symétrique par rapport à l'axe X ou Y (et non symétrique par rapport à Z). Cette hypothèse permet de modéliser la moitié de l'éprouvette,
- un seul délaminage est représenté. Les délaminages non représentés seront traduits, si nécessaire par une baisse locale de rigidité dans la zone endommagée.

Une comparaison des modèles "mésomécanique" et "micromécanique" a été réalisée. Cette comparaison a pour objectif de valider les principes de modélisation 2D (après extrusion) sur une approche 3D sans délaminage. Les résultats sont reportés aux figures B44 et B45.

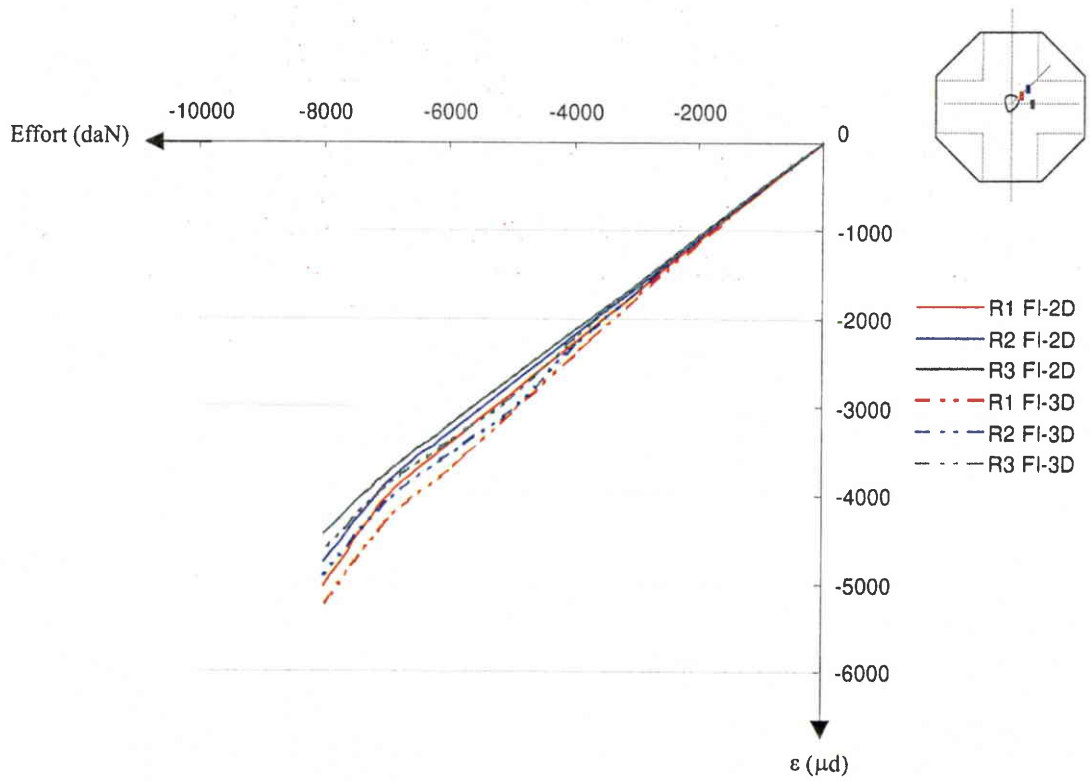


Figure B44 : Comparaison du comportement d'une éprouvette de CAI – Face Impactée (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

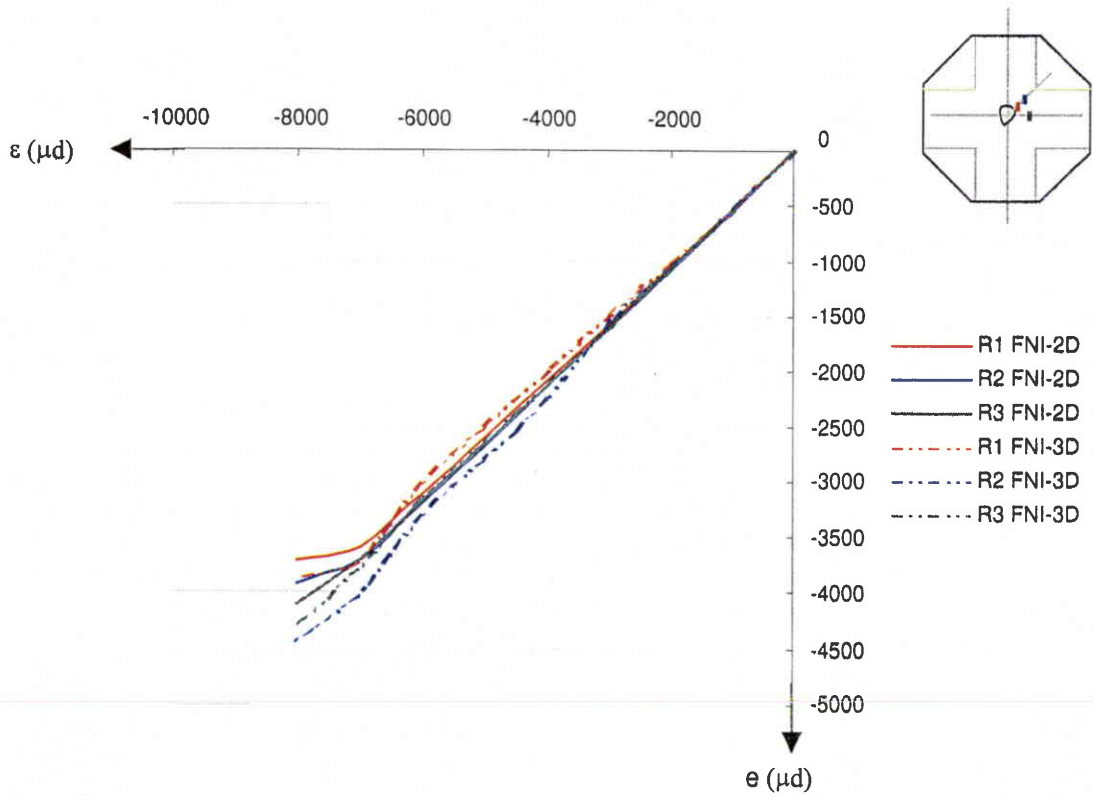


Figure B45 : Comparaison du comportement d'une éprouvette de CAI - Face Non Impactée (éprouvette en IM7/977-2 quasi-isotrope de 32 plis impactée à 12 joules)

2.3.2 Définition du maillage

Le maillage volumique retenu (élément de type T11 de degrés 2 à $2 \times 2 \times 2$ points de gauss) est basé sur les principes de modélisation de l'approche "mésomécanique". La modélisation proposée, du fait du nombre de résultats expérimentaux importants, est l'éprouvette de Compression Après Impact.

Le délaminage est représenté à l'interface des 2 éléments par une zone où les nœuds sont dédoublés et décollés (figures B46 et B47). Des conditions de contact sont posées pour éviter les instabilités locales (cloquage) entre les 2 éléments (non-pénétration des 2 peaux). Le profil conique dans l'épaisseur est respecté. Des éléments de même dimension dans l'épaisseur sont insérés de part et d'autre du front de fissure pour minimiser les erreurs de calcul liées à la taille des éléments (cf. § 2.3).

Le calcul, non linéaire géométrique, est répété pour chaque interface d'orientation différente en modifiant :

- la taille et le drapage des 2 éléments,
- la position des délaminages.

Ce type d'approche (2 éléments dans l'épaisseur) est nécessaire car modéliser tous les délaminages serait très lourd (gestion des contacts à chaque interface) et très complexes (profil hors plan de la zone délaminée et nombre important d'éléments - figure B48).

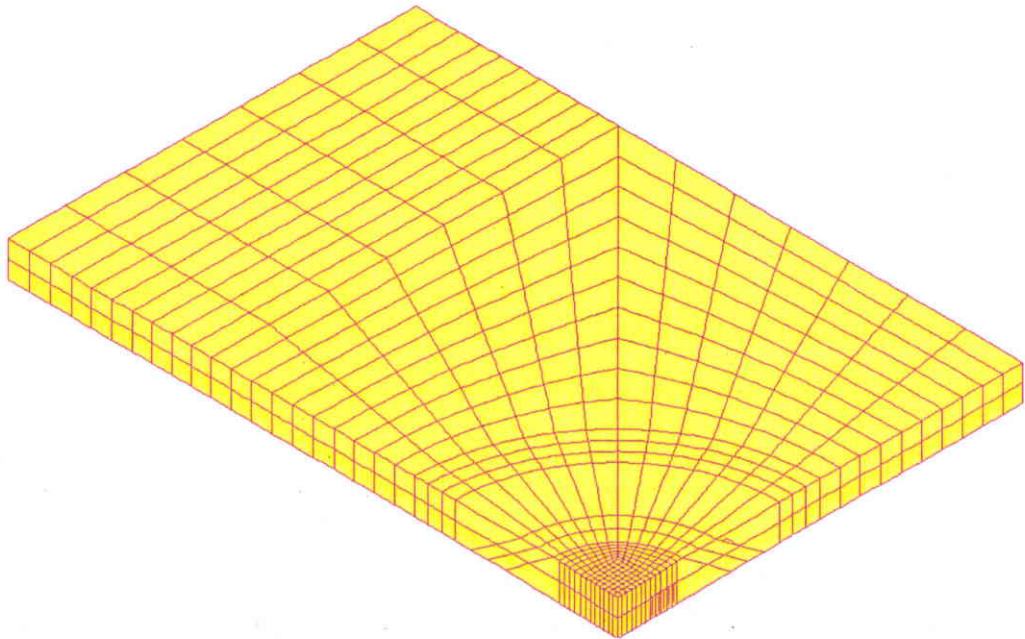


Figure B46 : Définition du maillage de l'éprouvette de CAI en 3D

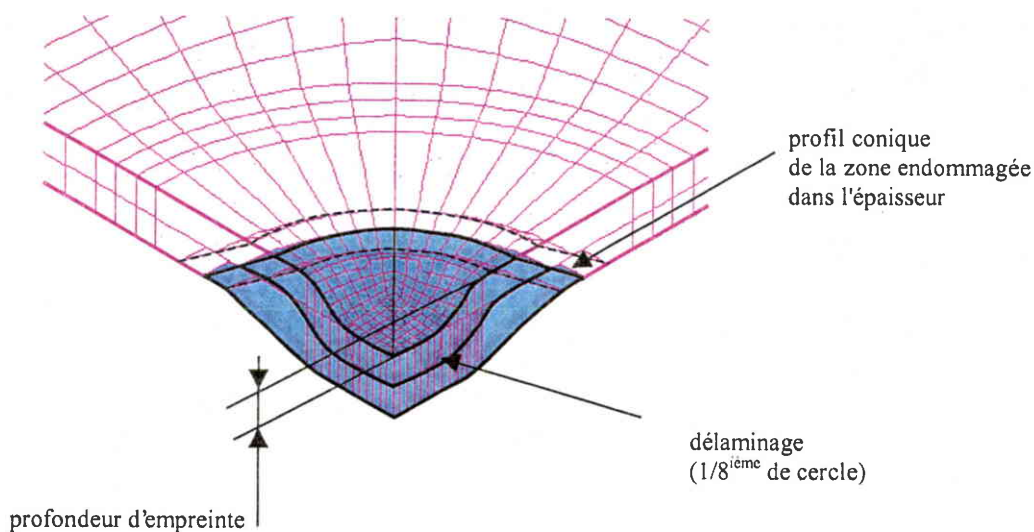


Figure B47 : Modélisation des dommages

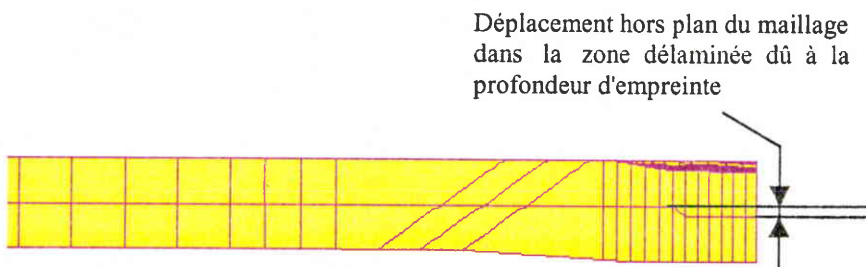


Figure B48 : Modélisation hors plan de la zone délaminée

2.3.3 Résultats numériques

Les premiers résultats ont montré une sensibilité très importante au maillage. Le fait de ne modéliser qu'un seul délaminage conduit, dans le cas où l'interface considérée est proche des bords, à une différence de taille des 2 éléments pouvant être de l'ordre 1/30. Le calcul de taux de restitution d'énergie étant basé sur une méthode énergétique, les erreurs liées au maillage sont trop importantes et ne permettent pas l'exploitation des résultats pour ces délaminages (comparaison de valeurs très différentes)

Du fait de cette sensibilité au maillage très importante, il a été impossible de faire une corrélation essai/simulation. Cette modélisation permet de simuler le comportement global de l'éprouvette (figures B42 et B43) mais l'influence de certains paramètres comme la baisse de rigidité ou la profondeur d'empreinte sur le calcul de taux de restitution d'énergie n'a pas été identifiée.

Néanmoins, les premières tendances obtenues pour des délaminages au milieu de l'éprouvette montrent :

- le mode le plus important est le mode I,
- que les valeurs les plus importantes sont pour des interfaces 45/90 et 90/-45. Ces tendances semblent confirmer les résultats expérimentaux, les délaminages propagent perpendiculairement à la charge (annexe 4).

Ces résultats devront être confirmés après modification du maillage dans l'épaisseur du modèle 3D.

2.3.4 Conclusion et perspectives

Reprenant les mêmes principes que ceux présentés pour l'approche "mésomécanique", pour un modèle en 3D, il est possible de modéliser la propagation des délaminages d'impact. Pour limiter la sensibilité du maillage, un second modèle à 4 éléments dans l'épaisseur est en cours de développement. Le délaminage est "pris" dans une boîte qui se déplace dans l'épaisseur en fonction du dommage considéré (figure B49). Ce principe permet de lever toutes les approximations et erreurs liées au maillage. Une étude de sensibilité de la taille de la boîte est en cours.

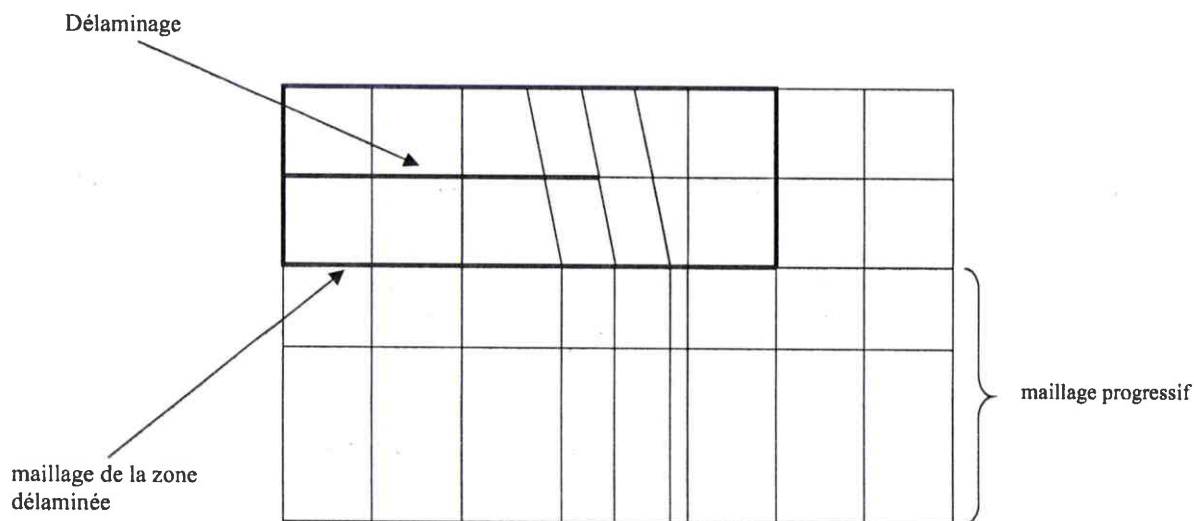


Figure B49 : Définition du maillage dans l'épaisseur

2.4 Conclusion

L'objectif de la modélisation "mésomécanique" est de suivre l'évolution des délaminages. Cette approche est basée sur un calcul de taux de restitution d'énergie. Des essais sur des cas élémentaires (mode I, mode II et mode mixte) ont permis de valider ce concept.

Cependant, pour l'application à des impacts, la première approche retenue (un seul délaminage dans un modèle à 2 éléments) n'a pu aboutir pour des problèmes de sensibilité au maillage. Une seconde approche est en cours d'analyse pour lever cette sensibilité.

Le suivi des propagations des délaminages, en temps réel, étant très délicat à réaliser (annexe 4), ce type d'approche numérique est nécessaire pour mieux comprendre les processus de délaminages en fonction de la taille de l'impact, du chargement ou du drapage.

CONCLUSION ET PERSPECTIVES

Cette étude avait pour objectif d'analyser le comportement des structures composites monolithiques endommagées par un impact basse vitesse en statique et en fatigue et, à partir de cette analyse de proposer une approche numérique pour prédire le comportement et la tenue des structures pour des chargements statiques.

La première partie de l'étude était consacrée à l'étude du comportement des structures composites endommagées par un impact basse vitesse.

Une analyse du comportement statique sous sollicitations simples et combinées, a permis de mettre en évidence le comportement fortement non-linéaire des composites monolithiques impactés pour des chargements où la compression est dominante. Pour des chargements où la traction est dominante, le comportement du stratifié est linéaire et traduit donc le caractère peu endommageant des impacts pour ce type de chargement.

L'analyse des résultats expérimentaux a également montré que ce comportement peut s'expliquer par la présence d'un champ de flexion initié au droit du dommage par l'empreinte de l'impacteur.

A partir d'un programme d'essai basé plus de 200 éprouvettes sollicitées en fatigue, une approche a été développée à partir de la méthode de Sendekyj. Le modèle mathématique proposé permet le traitement et l'analyse du comportement des structures composites impactées pour des spectres simples et complexes.

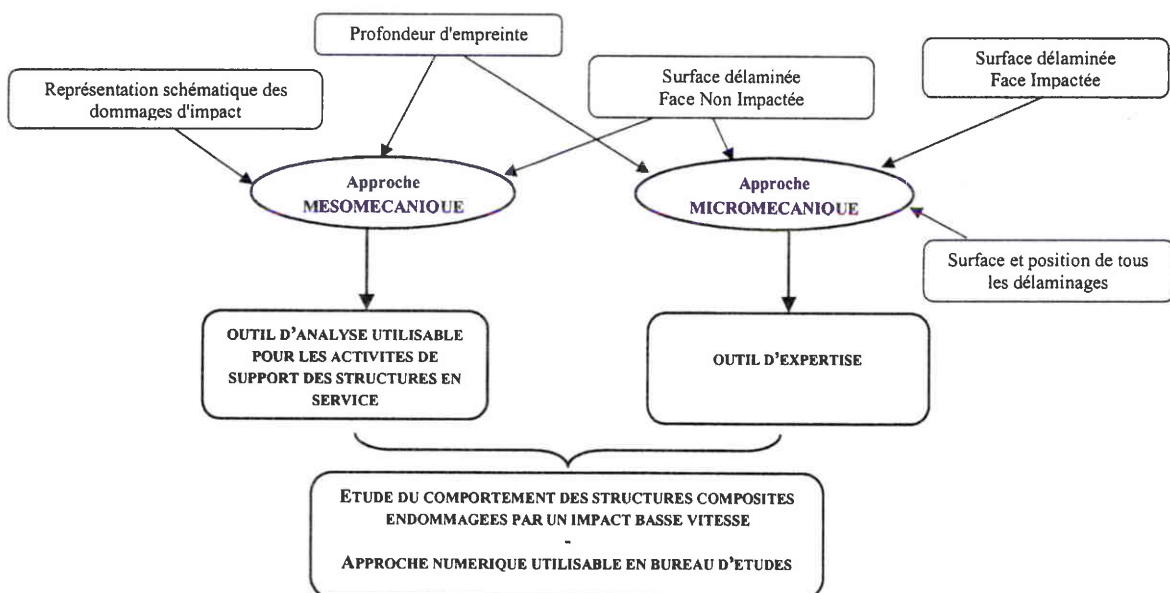
Un contrôle, en temps réel, de l'évolution des surfaces délaminées a également permis de confirmer l'hypothèse selon laquelle, un même défaut dominant, le délaminage, régit le comportement en fatigue et en statique des composites impactés.

La seconde partie de l'étude avait pour but de proposer une approche numérique répondant aux besoins des industriels. A partir des résultats disponibles sur les structures en service, deux approches complémentaires ont été proposées.

La première, dite approche "mésomécanique", permet de simuler le comportement global et la tenue des structures composites monolithiques endommagées par un impact basse vitesse. Ces travaux ont montré qu'il était possible d'aborder le comportement des stratifiés impactés par un modèle simple en 2D, en utilisant des données mesurables sur des structures en service. Ce modèle répond aux exigences des bureaux d'études qui ne disposent que de quelques minutes pour traiter un problème rencontré en production ou par une compagnie aérienne.

La seconde, dite approche "micromécanique" doit permettre de développer un "outil d'expertise" utilisable par les industriels. Ce modèle en 3D, a pour but de simuler la propagation des délaminages par un calcul du taux de restitution d'énergie. Ce type d'approche a pour objectif :

- d'améliorer les connaissances générales sur les processus de ruine et plus particulièrement sur la propagation des délaminages et d'en déduire les paramètres influant sur l'évolution des dommages comme la séquence d'empilement ou taille critique de défaut,
- de permettre aux industriels de disposer d'un "outil d'expertise" afin de traiter les cas d'analyse où une grande précision des résultats est exigée pour des chargements proches des valeurs à rupture (10% des cas d'analyse),
- de limiter les essais nécessaires à la comparaison de différents matériaux (en termes de G_{Ic} , G_{IIc} et G_{IIIc}) avant de débiter les campagnes de qualification matériaux.



Ces travaux ont mis en évidence le manque de connaissances dans les processus de ruine et plus particulièrement sur le rôle joué par la fissuration dans les mécanismes de propagation des délaminages.

En effet, si le délaminage régit les mécanismes de ruine des structures, les essais réalisés dans le cadre de cette étude ont montré que la propagation de ce défaut semblait dépendre fortement du niveau d'endommagement de la structure et principalement du taux de fissuration. Les mécanismes régissant la ruine de ces structures pourraient être les suivants :

- évolution de taux de fissuration jusqu'à un seuil appelé taux de saturation,
- propagation des délaminages.

Des études, analytiques mais surtout expérimentales, sont nécessaires pour contrôler la propagation des délaminages en fonction du niveau d'endommagement et donc la tenue des structures composites impactées et permettre de valider l'hypothèse énoncée précédemment.

Ces études doivent être également basées sur des simulations numériques pour déterminer l'influence de certains paramètres comme le niveau d'endommagement, la profondeur d'empreinte ou le type de sollicitation. Mais la complexité et la multiplicité des modes d'endommagement rendent ces modèles très lourds à mettre en œuvre. Une des voies d'étude est une approche de type 2D/3D capable d'intégrer un grand nombre d'endommagement dans la zone 3D tout en limitant la taille des calculs par un maillage en 2D en zone courante.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] **Certification des structures en matériaux composites – édition 98**
Rouchon J.
C.E.A.T
- [2] **Certification of composite outer wing of the ATR72**
Tropis A.– Thomas M.– Bounie JL. – Lafon P.
I. Mech. E Seminar on Air Requirements – Developments in recent years – London May 1993
- [3] **Etudes des dommages d'impact sur les structures composites aéronautiques**
Garrigues C. – Eve O. – Tropis A.
Revue Scientifique et Technique de la DGA –1998
- [4] **Recensement des cas d'impact sur fuselage en usine et en service**
Garrigues C.
Note interne Aérospatiale - 1997
- [5] **Contribution à la prédiction numérique de l'endommagement des stratifiés composite sous impact basse vitesse**
Bonini J.
Thèse Université de Bordeaux - 1995
- [6] **Calcul de la tenue résiduelle après impact d'un composite carbone epoxyde : modèle d'endommagement et critère de rupture associé**
Renault M.
Thèse de l'université de Nantes - 1993
- [7] **Contribution à l'étude du comportement sous impact localisé basse vitesse de plaque stratifiée à base d'UD composites à fibres longues**
Espinosa C.
Thèse Université de Bordeaux - 1991
- [8] **Comparaison de l'essai de poinçonnement statique sur composite carbone/résine avec l'essai d'impact basse vitesse**
Grimault B. – Perez A.
Note interne Aérospatiale CCR - 1993
- [9] **Effect of thickness on the compressive performance of ballistically impacted reinforced plastic (CFRP) laminates**
Stavropoulos C.D. - Papanicolaou G.C.
Journal of Materials Science - vol 32, 1997
- [10] **Effect of stress a concentration on tensile fracture behaviour of carbon/carbon composites**
Kogo Y. – Hatta H. – Kawada H.– Machida T.
Journal of Composite Materials - vol 32, 1998
- [11] **Relation allongement résiduel/surface délaminée consécutive à un impact pour des sollicitations de compression et de traction.**
Tropis A.
Note interne Aérospatiale – 1989

- [12] **Tolérance aux dommages sur éprouvettes élémentaires – Recherche des paramètres influant sur la tenue résiduelle.**
Savoldelli M. – Tropis A.
Note interne Aérospatiale - 1990
- [13] **ATR72 - voilure extrême - Justification du critère en tolérance aux chocs en compression/cisaillement**
Bounie JL.
Note interne Aérospatiale - 1992
- [14] **ATR72 - voilure extrême – condition d'environnement**
Hoeb J.
Note interne Aérospatiale
- [15] **Synthèse du programme d'essai matériau CSPC 2100**
Cabanac JP.
Note interne Aérospatiale - 1994
- [16] **Compression après choc basse vitesse**
C.E.A.T
- [17a] **Description de rupture finale de composites monolithiques impactés soumis à une compression statique.**
Grimault B.
Note interne Aérospatiale CCR - 1996
- [17b] **Critère de tolérances aux dommages pour les nappes carbone T300/914 et IM7/977-2, les tissus carbone G803/914 applicables aux structures monolithiques et sandwich**
Léon-Dufour JL.
Note interne Aérospatiale - 1995
- [18] **Composites impactés (basse vitesse) sous sollicitations bidirectionnelles**
Leconte C.
C.E.A.T
- [19] **Rapport final du programme "composites impactés (basse vitesse) sous sollicitations bidirectionnelles"**
Eve O.
Note interne Aérospatiale - 1998
- [20] **Analysis of the strength of the interface between of the frame and skin in a bonded composite fuselage panel**
Minguet P.
38th AIAA ASME – avril 1997
- [21] **Fatigue damage in a centrally notched composite laminate due to two-step spectrum loading**
Jen - Kau - Wu
- [22] **Fatigue degradation in a centrally notched quasi-isotropic laminates**
Ming - Jen - Wu
- [23] **Impact damage in fatigue loaded composite structures**
Gerharz - Idelberger - Huth

- [24] **Fatigue life prediction in composites**
Hutson
- [25] **Comportement en fatigue des structures impactés**
Contzen T. - Tropis A.
Note interne Aérospatiale
- [26] **La fatigue des matériaux composites à hautes performances**
Bathias C.
Matériaux et technique - mai 1990
- [27] **Fatigue des matériaux composites à matrice polymère et fibres longues**
Bathias C.
Matériaux composites - A7 760
- [28] **Fatigue behaviour and life prediction of composite laminates**
Hahn
ASTM - STP 674 pp 383-417
- [29] **Cumulative damage of fiber-reinforced elastomer composites under loading**
Lee - Liu
- [30] **Fatigue and residual strength degradation for graphite/epoxy composite under environmental engineering cyclic loading**
Yang
- [31] **Fatigue damage and fracture mechanism of notched woven laminates**
Xiao - Bathias C.
- [32] **Effects of spectrum variations of fatigue life of composites**
Badialance - Dill - Potter
ASTM - STP 787 pp 274-286
- [33] **A Weibull based cumulative fatigue failure prediction method**
Guerette - Nash
- [34] Taanimoto – Ishikawa
Dept. of mechanical engineering - Doshisha university , Kyoto
- [35] **Fatigue of composites under spectrum loading**
Ratwani - Kan
- [36] **Fatigue of composites under compression dominated spectrum loading**
Ratwani - Kan
- [37] **Delamination-based compression residual strength prediction model for composite**
Ratwani - Kan
- [38] **Compression fatigue analysis of fiber composites**
Ratwani - Kan
- [39] **Comportement des matériaux composites carbone-époxy soumis à des charges de fatigue complexe**
Rouchon J.

- [40] **Fatigue sur les matériaux carbon HR**
Tropis A.
Note interne Aérospatiale
- [41] **Calcul et conception des structures composites**
Odrů
Matériaux composites
- [42] **Fatigue of composites materials**
Talreja
Damage mechanics and fatigue life diagrams - Series A378 pp. 461 -475
- [43] **Notched and unnotched fatigue behaviour of angle ply graphite/epoxy composites**
Ramani - Williams
ASTM - STP 368 pp 27-46
- [44] **Fatigue behaviour**
Kim
- [45] **Fatigue of composite materials**
Talreja
- [46] **Delamination and debonding of materials**
Johnson
ASTM - STP 876
- [47] **Endommagement des matériaux carbone-époxy**
Rouchon J. - Liberge
Rapport interne CEAT
- [48] **Response of thick notched laminates subjected to tension-compression cyclic load**
Bakis - Stinchcomb
ASTM - STP 906 pp 314-334
- [49] **Effect of ply thickness on longitudinal splitting and delamination in graphite-epoxy under compressible cyclic loading**
Lagace - Nolet
ASTM - STP 906 pp 335-360
- [50] **Designing of integrity in long-life composite aircraft structures**
Walter
ASTM - STP 636 pp 228-247
- [51] **The influence of the lay-up and thickness on composite impact damage and compressive strength**
Guyn - O'Brien
AIAA - 85-0646 pp 187-196
- [52] **The effect of the environment on the fatigue development damage in notched carbon fiber composites**
Kellas - Morton - Bishop
ICCM VI pp4139-4149

- [53] **Etude expérimentale et modélisation de l'endommagement en fatigue d'un composite unidirectionnel**
De Roo - Paluch
ICCM VI pp 4431-4442
- [54] **Fatigue behaviour and damage development in woven fabric and hybrid fabric composite**
Schutle
ICCM VI pp 489- 499
- [55] **Composite material - fatigue and fracture**
Lagace
ASTM -STP 1012
- [56] **Life prediction analysis**
Reifsnider
ICCM VI pp 41-431
- [57] **Stiffness degradation of fiber-reinforced composite under uniaxial tensile**
Wang -Chim - Socie
ASTM -STP 787 pp 287-301
- [58] **Axial fatigue failure sequence and mechanisms in unidirectional fiber glass composite**
Kim - Ebert
Journal of composite - pp139-152
- [59] **Residual strength degradation model for glass-polyester laminates under repeat tension-compression load**
Tanimoto - Ishikawa - Amijima - Kimura
ICM4 - vol 1
- [60] **Ascertainment of the effect of compression loading on the fatigue life time of graphite epoxy laminates for structural applications**
Ryder - Walker
AFML - TR - 76 -241
- [61] **suivi "in-situ" de propagation de délaminages d'impact sur des éprouvette de compression**
Grimault B. – Levrier J. – Floret M.
Note interne Aérospatiale – 1996
- [62] **Etude du comportement en fatigue après impact des matériaux composites de nouvelle génération et analyse des mécanismes de ruine associés – Phase 2**
Grimault B. – Perez A. – Achmet K.
Note interne Aérospatiale – 1996
- [63] **Suivi "in-situ" de suivi de propagation des délaminages sur éprouvettes bi-axiales**
Grimault B. – Floret M.
Note interne Aérospatiale – 1996
- [64] **Damage mechanisms and stiffness degradation in graphite/epoxy composites**
Daniel IM – Lee JW. – Yaniv G.
ICCM IV – Londres 1987

- [65] **Transverse ply cracking in Cross ply CFRP laminates – Initiation or propagation controlled?**
Boniface L. – Smith PA. – Bader G.– Rezaifard AH.
Journal of composite Materials – vol 31
- [66] **Initiation and propagation of delamination in a centrally notched composite laminate**
Jen M.H.R. - Kau Y.S. - Hsu J.M.
Journal of composite Materials, Vol 27 – 1993
- [67] **Delamination growth in notched graphite/epoxy laminates under compression fatigue loading**
Mohlin T. - Blom A.F. - Carlson L.A. - Gustavsson A.
- [68] **Calcul du taux de restitution d'énergie dans des plaques composites délaminées**
Ousset Y. - Roudolff F.
La recherche aérospatiale, n°2 – 1996
- [69] **Buckling and growth of delamination in thermoset and thermoplastic composites**
Gillespie Jr. - Carlsson L.A.
Journal of engineering materials and technology
- [70] **Méthode de caractérisation de l'interface fibre/matrice**
Krawczak P. - Debondue E. - Pabiot J.
Composites, n°13 - 1996
- [71] **Mode II cyclic delamination growth**
Trethewey B.R. - Gillespie J.W. - L.A. Carlsson
Journal of composite Materials, Vol. 22 - 1988
- [72] **A criterion of mixed mode delamination propagation in composite material**
Brunel J.E. - Lang D - Trallero D
Mechanical Identification of composites, St Etienne - 03/12/90
- [73] **Initiation and growth of transverse cracks and edge delamination in composites laminates**
Crossman F.W. - Warren W.J. - Wang A.S.D. - Law G.E
Journal of composites materials - numero special 06/80 , pp 71-108
- [74] **Delamination and crack imaging in graphite-epoxy composites**
Buynak C.F. – Moran T.J. – Martin R.W.
Material evolution n° 49 –April 1989
- [75] **Décollement des structures sandwiches : synthèse bibliographique**
Carronnier D.
Note interne Aérospatiale
- [76] **Mode II cyclic delamination growth**
Trethewey B.R. - Gillespie J.W. - L.A. Carlsson
Journal of composite Materials, Vol. 22 - 1988
- [77] **Délaminage de matériaux composites à fibres de carbone et matrices organiques : étude numérique et expérimentale , suivi par émission acoustique.**
Lachaud F.
Thèse de l'Université de Toulouse - 1997

- [78] **Etude du délaminage dans les matériaux composites à matrice organique**
Mézière Y.
Rapport ENSICA – 1998
- [79] **Determination of the influence of conditions during impact of the extent of damage**
Thevenet P.
Euclid program RTP 3.1 Doc n° EUC-DOC-1460-01-AS
- [80] **Etude du comportement en fatigue après impact des matériaux composites de nouvelle génération et analyse des mécanismes de ruine associés – Phase 1**
Grimault B. – Perez A. – Achmet K.
Note interne Aérospatiale – 1995
- [81] **Modélisation des structures composites endommagées par un impact basse vitesse**
Eve O. – André R.
Note interne Aérospatiale- 1997
- [82] **Modélisation du comportement des composites stratifiés : application à l'analyse des délaminages**
Allix O.
Thèse de l'Université de Paris 6 – 1989
- [83] **Multiple delaminations and their severity in non linear circular plates subjected to concentrated loading**
Suesasu H. – Majima O.
Journal of composite materials, Vol. 32 – N°2/1998
- [84] **Impact induced stresses, strains, and delaminations in composites plates**
Wu HY. – Springer GS.
Journal of composite materials, Vol 22 – 1998
- [85] **Two Dimensional modelling of compressive failure in delaminated laminates**
Chai H. – Babcock CD.
Journal of composite materials, Vol 19 – 1985
- [86] **A numerical model for buckling and growth of delamination**
Cochelin B. – Potier-Ferry M.
Computer methods Appl Mech Engng, Vol 29 - 1991
- [87] **Tenue en compression après impact de structures constituées de nappes de carbone T300/914**
André S.
- [88] **Design methodology for damage tolerant composite wing panels**
Garteur – SM action group AG22
- [89] **Buckling and post-buckling behaviour of a delamination in a carbon-epoxy laminated structure: experiments and modelling**
D. Guedra-Degeorges – S. Maison – D. Trallero
74TH meeting of A.G.A.R.D – Grèce 1992
- [90] **Développement d'un module de fissuration pour des structures 3D en matériau composites**
L. Lammerant
SAMTECH – Décembre 96

- [91] **Analysis of delamination growth in a compressively loaded composite laminates**
MD. Tratt
Composite materials - ASTM STP 1010 -1991
- [92] **Predicting interlaminar fatigue crack growth rates in compressively loaded laminates**
AJ. Russell – KN. Street
Composite materials – ASTM STP 1012 -1989
- [93] **Investigation of mode II crack propagation in a fiber-reinforced composite materials using a set-up for curvature driven delamination**
P. Flueler – AJ. Brunner
EACM – Amsterdam -1992
- [94] **Dynamic delamination crack propagation in a graphite / epoxy laminate**
JE. Grady – CT. Sun
- [95] **Prediction of delamination in a composite laminates subjected to low velocity impact**
CL. Jih – CT. Sun
Journal of composite materials – vol. 27 –1993
- [96] **Endommagement en fatigue de matériaux composites à renfort verre unidirectionnel et matrice organique**
L. Fiore – L. Vincent
Mécanique Matériaux électricité – septembre 1989
- [97] **Développements des normes d'essai de délaminage**
P. Davies
Annales des composites – AMAC 1995
- [98] **Etude des processus de délaminage mode I, mode II et mode mixte de matériaux composites à renforts tissés à différentes vitesse de sollicitations**
Z. Aboura
Thèse de l'université de Compiègne
- [99] **Délaminages des stratifiés dus au chargements transverses. Essai ARCAN et critères macroscopique**
B. Gineste
Annales des composites – AMAC 1995
- [100] **Identification d'un modèle d'interface interlaminaire pour la prévision du délaminage dans les composites stratifiés**
O. Allix – D. Lèvèque – L. Perret
Compte rendu des JNC 10
- [101] **Interlaminar fracture toughness of unidirectional CFRP**
Witth H. – Krey J.
- [102] **Moisture and temperature effects on the mixed mode delamination fracture of unidirectional graphite-epoxy**
Russel AJ.– Street KN.
ASTM 1995

- [103] **The mixed mode delamination of fibre composite**
Kinloch AJ. – Wang Y. – Yayla P.
Composite Science and Technology – 1993
- [104] **Etude comparative entre 2 tests de mode mixte IDC B et MMB**
Aboura Z.
- [105] **Redesign of the mixed mode bending test for delamination toughness**
Reeders JR. – Crews JH
- [106] **Non linear analysis and redesign of the mixed mode bending delamination test**
Reeders JR. – Crews JH
NASA technical memorandum - 1991
- [107] **Fitting models to composite materials fatigue data**
Sendeckyj GP.
ASTM STP 734
- [108] **Développement des normes d'essais de délaminage**
Davies P.
Anales des composites – AMAC 1995
- [109] **Fracture toughness testing of polymer matrix composites**
Grady JE
NASA Technical paper 1992
- [110] **Modélisation par éléments finis de la propagation de défauts dans la structures stratifiés composites**
Maison S. – Trallero D.
Note interne Aérospatiale
- [111] **Proof testing of composite materials**
Hahn HT. – Kim RY
Journal of composite materials – vol 9 ,1975
- [112] **Comportement en fatigue – Tolérance aux dommages d'impact (BVID)**
Tropis A.
Note interne Aérospatiale
- [113] **Prise en compte de la fatigue pour les matériaux composites – Application aux matériaux composites impactés et sollicités en fatigue**
Rocker J
Note interne Aérospatiale
- [114] **High-fidelity approximation to median percentage points of order statistics**
Weibull W. – Weibull G.
AFML TR 69-317 – Air Force Materials laboratory
- [115] **Prediction of cracking evolution under uniaxial fatigue loading in cross-ply composites laminates**
Hénaff-Gardin C. – Lafarie-Frenot MC. – Goupillaud I.
ICFC – Paris june 1997

- [116] **Fatigue damage by mode II delamination in a unidirectional glass/epoxy composite**
Roudet F. – Tolba B. – Degallaix-Moreuil S. – Risson T. – Salvia M.
Ecole Centrale de Lille – Ecole Centrale de Lyon
- [117] Modelling of the fatigue behaviour of laminated composites structures
Thionnet A. – Renard J.
ICFC – Paris june 1997

Cette étude a donné lieu aux publications suivantes :

Modélisation de la tenue résiduelle après impact des structures composites

Eve O. – Tropis A. – Tahiri V. – Zeghloul A.

Colloque "Eléments finis – Polymères ", Nancy - novembre 1997

Numerical modelling for predicting damage tolerance of composite structure

Eve O. – Tropis A. – Tahiri V. – Zeghloul A.

ICAS, Melbourne – septembre 1998

Analyse du comportement statique des structures composites endommagées à l'aide du logiciel SAMCEF

Carronnier D. – Eve O. – Rocker J. – Cabanac JP. – Thevenet P. – Guedra-Degeorges D.

Journées SAMTECH, Liège - octobre 1998

Etude des dommages d'impact sur les structures composites monolithiques

Garrigues C. - Eve O. – Tropis A.

Revue Scientifique et Technique de la DGA – n°42, novembre 1998

ANNEXE 1

PROGRAMME D'ESSAI : EPROUVETTE DE COMPRESSION APRES IMPACT

Le but de ce programme [61] est de :

- permettre l'identification des dommages d'impact et les mécanismes de ruine associés,
- valider les résultats déjà disponibles pour des drapages orientés suivant la longueur de l'éprouvette sur des drapages désorientés,
- suivre l'évolution des surfaces délaminées,
- valider la modélisation par éléments finis au travers d'essais élémentaires.

22 éprouvettes sont testées suivant 5 configurations (3 orientations de drapage et 3 niveaux d'énergie).

1 DESCRIPTION DES EPROUVETTES

Le matériau utilisé est un carbone/époxy à module intermédiaire de seconde génération (145gr/m²).

Le drapage retenu est celui couramment utilisé par Aérospatiale pour ce type d'essai (24 ou 32 plis quasi-isotropes) : [45,90₂,45₂,0₃, -45₃,90]_s. La séquence proposée permet de limiter le nombre d'interfaces d'orientations différentes tout en permettant de comparer les résultats obtenus à ceux déjà disponibles.

Les plis à 0° sont orientés suivant la longueur de l'éprouvette. Trois désorientations de drapage sont testées : $\phi=0^\circ$, 10° et 20° (figure 2).

Les éprouvettes sont rectangulaires et de dimensions de 100*150mm². La description de la géométrie est reportée à la figure 1.

Les éprouvettes sont découpées dans une plaque de 12500*500 mm² (1200 sens 0°) suivant le plan reporté à la figure 3.

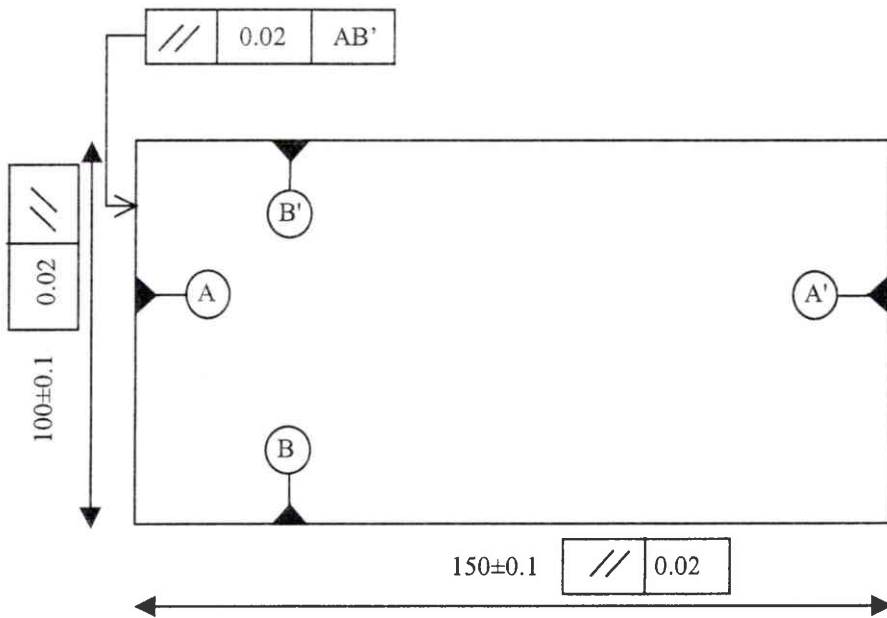


Figure 1 : Description géométrique des éprouvettes de CAI

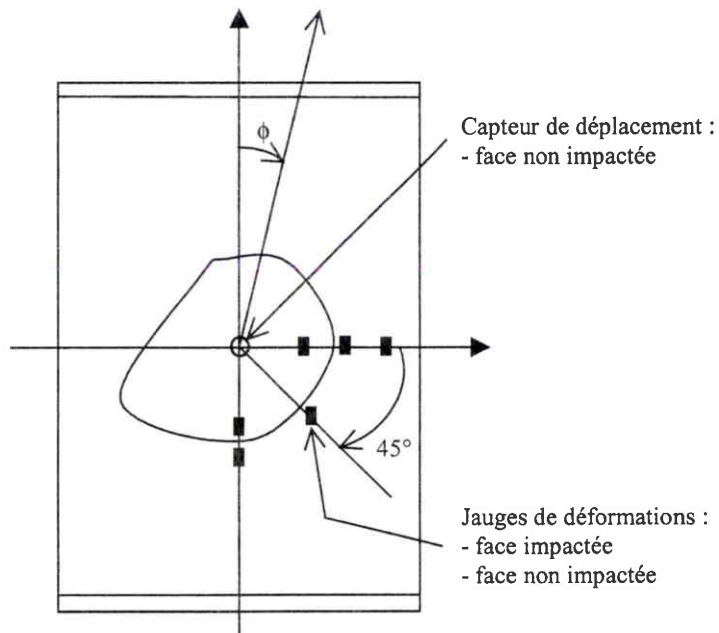


Figure 2 : Instrumentation de l'éprouvette de CAI

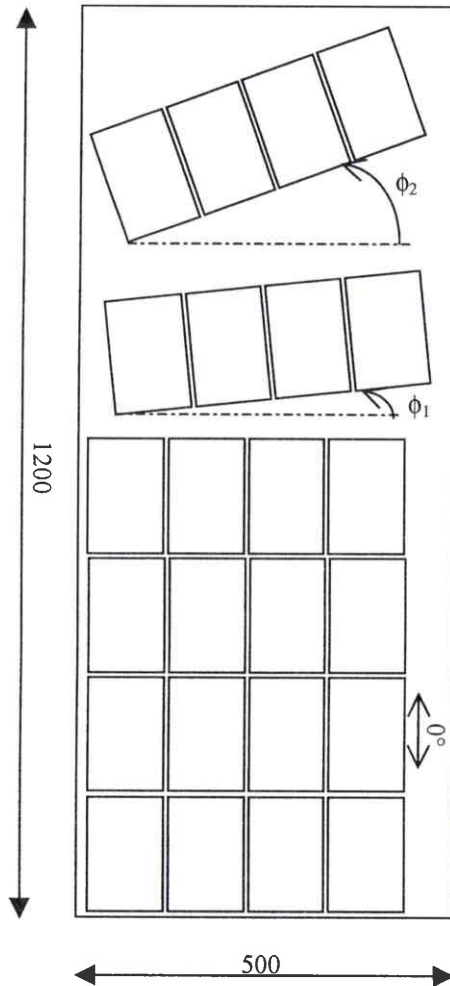


Figure 3 : Définition des plaques de fabrication

2 DEFINITION DES ESSAIS

2.1 Essais d'impact

Trois niveaux d'endommagement ont été retenus pour les éprouvettes de drapages non désorientés ($\phi=0^\circ$).

Un essai de poinçonnement statique sera réalisé sur une éprouvette de même type. Le but de cet essai est double :

- d'une part, il doit permettre de déterminer la plage de balayage pour la recherche des énergies caractéristiques,
- et d'autre part, il doit permettre de vérifier la correspondance entre l'essai de poinçonnement statique et les essais d'impact dynamique en termes de niveau d'endommagement.

Cet essai de poinçonnement statique démontre que la plage entre le premier endommagement et l'endommagement maximum se situe entre 2.5 et 25 joules.

2.1.1 Essais préliminaires

Des essais préliminaires sont nécessaires pour définir les niveaux d'énergie E1, E2 et E3 (figure 4).
Le niveau :

- E1 : énergie correspondant à une profondeur d'empreinte de 0,3 mm (BVID),
- E2 : énergie correspondant à une profondeur d'empreinte de 1 mm,
- E3 : énergie correspondant à une profondeur d'empreinte de 2 mm.

Pour déterminer ces différents niveaux d'énergie, des essais d'impact sont réalisés (de 3 à 24 joules), un contrôle A-Scan est ensuite effectué pour mesurer (planche 1):

- la profondeur d'empreinte,
- la taille de la zone endommagée,
- la taille et la forme de tous les délaminages.

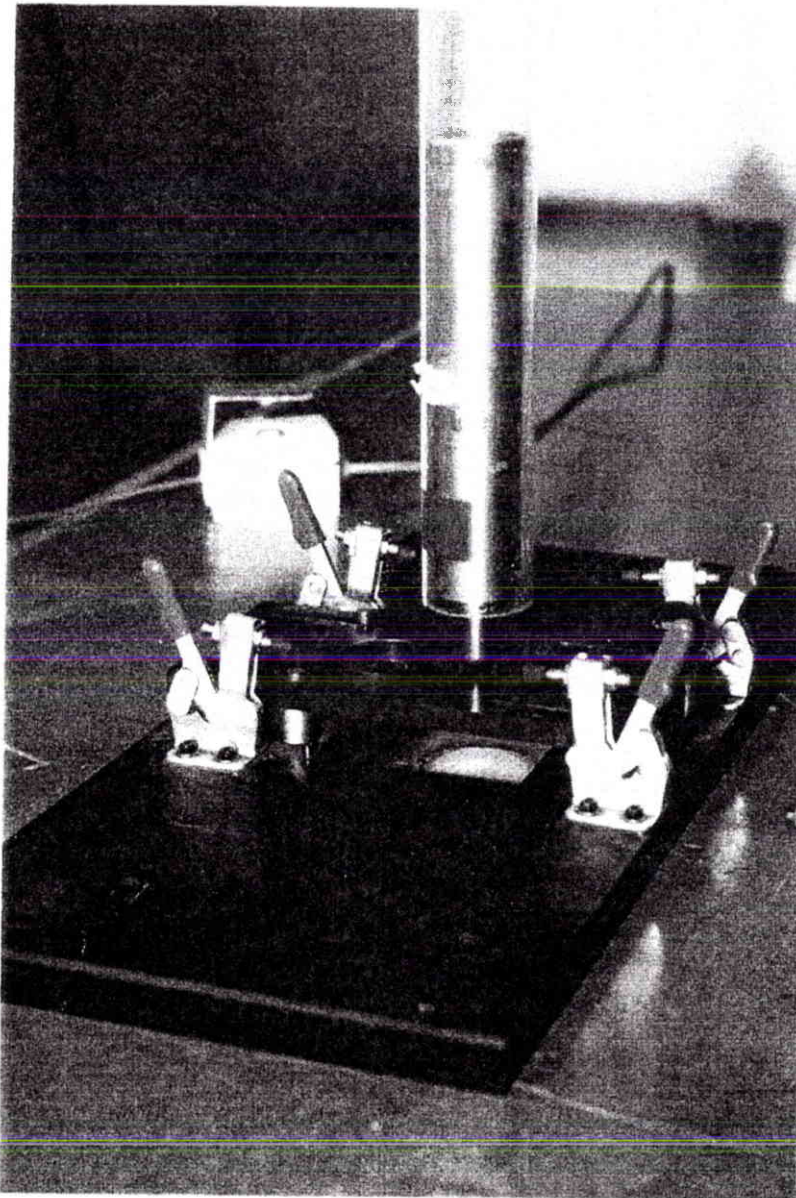


Figure 4 : Outillage d'impact

2.1.2 Contrôle de l'endommagement

Les mesures des profondeurs d'empreinte sont réalisées par 2 méthodes :

- méthode classique par comparateur,
- méthode de contrôle par ultrasons en piscine.

Une première mesure est effectuée suite à l'impact et une seconde après relaxation du matériau.

Chaque éprouvette est cartographiée en piscine (contrôle A-Scan).

2.2 Essais de Compression

Le montage d'essai est présenté à la figure 5.

Deux types de mesures sont effectués :

- mesures des déformations et déplacements,
- contrôle de l'évolution du dommage.

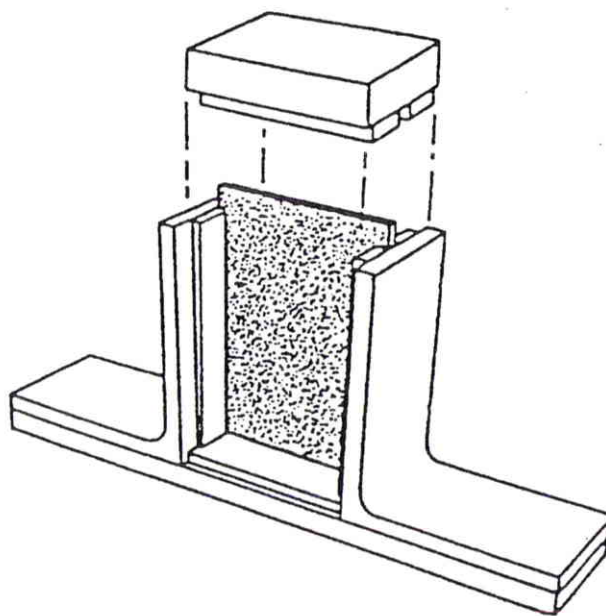


Figure 5 : Montage d'essai des éprouvettes de CAI

2.2.1 Essai avec jauges de déformations

Certaines éprouvettes sont équipées de 12 jauges de déformations (6 sur chacune des faces) et d'un capteur de déplacement au centre du dommage. La position des jauges est présentée à la figure 2 et dépend de la taille du dommage. Le collage des jauges ne peut avoir lieu qu'après le contrôle A-Scan, certaines jauges étant collées à la périphérie. L'acquisition des données se fait en continu.

Un capteur de déplacement est situé au droit de l'impact et permet de suivre le cloquage éventuel de la plaque.

2.2.2 Essai avec contrôle de la zone délaminée

Le but de ce montage (planche 6) est de suivre en temps réel la propagation éventuelle des surfaces délaminées. La procédure expérimentale ainsi que l'ensemble des résultats sont reportés en annexe 4.

Des essais précédents [62] ont montré que la propagation avait lieu perpendiculairement à la charge et donc que 2 palpeurs sont suffisants pour les essais de CAI, mais ces essais doivent permettre de tester les moyens de contrôle pour un montage à 8 palpeurs multiplexés nécessaires au suivi des éprouvettes biaxiales.

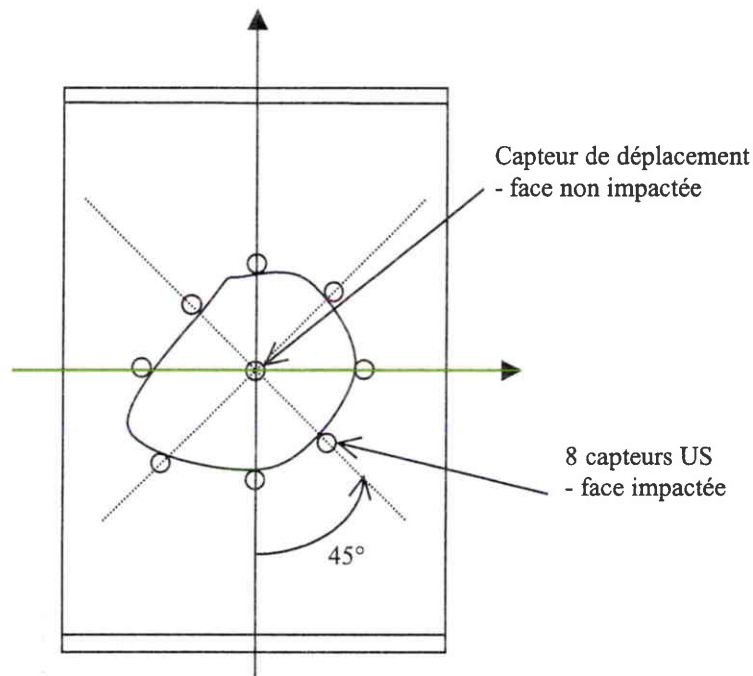


Figure 6 : Position des palpeurs US

3 RECAPITULATIF DES CAS D'ESSAIS

Le tableau 1 récapitule tous les essais réalisés dans le cadre de cette étude.

Angle du drapage	Quantité	Energie (J)	Empreinte recherchée	Remarque
0°	6		De 0,1 à 2 mm	- recherche des niveaux d'énergie - comparaison statique/dynamique
0°	1	E2		- impact réalisé par indentation statique
0°	3	E1	0.1 mm	- 1 essai avec jauges - 1 essai avec suivi de l'endommagement
0°	3	E2	1 mm	- 1 essai avec jauges - 1 essai avec suivi de l'endommagement
0°	3	E3	2 mm	- 1 essai avec jauges - 2 essais avec suivi de l'endommagement
10°	3	E2	1 mm	- 1 essai avec jauges
20°	3	E2	1 mm	- 1 essai avec jauges

Tableau 1 : Récapitulatif des essais

4 DEROULEMENT DES ESSAIS

4.1 Essais d'impact

Les essais d'impact ont permis de tracer les courbes énergie d'impact/surface délaminée et énergie d'impact d'impact/profondeur d'empreinte (figure 7).

Les essais d'impact ont été réalisés à 3, 6, 9, 12, 18 et 24 joules. Le contrôle A-Scan des éprouvettes est reporté à la planche 1.

A partir des six essais d'impact réalisés, les énergies retenues sont 6, 12 et 18 joules. Les profondeurs d'empreinte ne correspondent pas à celles initialement proposées. Les profondeurs de 1 à 2 mm ne peuvent être atteintes que pour des impacts de très fortes énergies qui conduiraient à des surfaces délaminées trop importantes (effets de bords).

De plus, les niveaux d'endommagement observés sont du même ordre de grandeur que ceux généralement testés lors des essais de CAI.

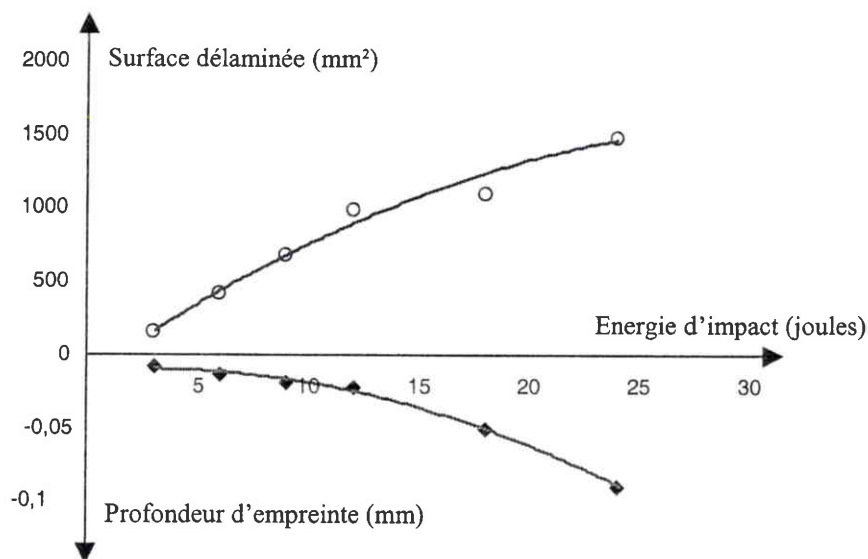


Figure 7 : Courbe d'impact

4.2 Essais de compression

Ces essais sont réalisés sur un montage spécifique utilisé pour des essais de Compression Après Impact. Le montage est présenté à la figure 4. Un dispositif anti-flambage est mis en place.

Les essais sont réalisés au Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale.

5 RESULTATS EXPERIMENTAUX

Le récapitulatif des résultats est présenté à la planche 6.

5.1 Eprouvette impactée à 6 joules ($\phi=0^\circ$)

Les cartographies des dommages (contrôle A-Scan) des 3 éprouvettes sont reportées à la planche 2. Le contrôle montre une très faible dispersion des dommages

Les relevés d'extensométrie (éprouvette 1480-8 – planche 3) mettent en évidence un comportement très instable de la plaque. Les résultats obtenus (courbes effort/déformation) sont en complète contradiction avec les résultats généralement obtenus sur ce type d'éprouvette.

Un suivi par moiré a été réalisé pour confirmer le comportement instable de cette éprouvette. Les résultats sont reportés dans la planche 4.

5.5 Eprouvette impactée à 12 joules ($\phi=20^\circ$)

Les cartographies des dommages (contrôle A-Scan) des 3 éprouvettes sont reportées à la planche 2. Le contrôle montre une dispersion des dommages plus importante que dans les 2 cas précédents.

Les relevés d'extensométrie (éprouvette 1480-1b20 – planche 3) montrent une discontinuité sur les courbes effort/déplacement. Cette discontinuité peut s'expliquer soit par un glissement des mors, soit par la propagation de délaminage.

Un essai complémentaire en fatigue, avec suivi US, pour vérifier s'il y a ou non-propagation de délaminages est réalisé comme suit :

- 22080 cycles à 0,7 Fr (55300 N) : pas de propagation,
- 39551 cycles à 0,75 Fr (59250 N) : pas de propagation,
- 3550 cycles à 0,8 Fr (63200 N) : rupture brutale de l'éprouvette sans aucune propagation.

L'essai en fatigue n'a pas permis de mettre en évidence la propagation des surfaces délaminées.

6 CONCLUSION

Les essais réalisés sur les éprouvettes de Compression Après Impact avec un dragage de 24 plis quasi-isotrope ont mis en évidence le comportement non linéaire de structures composites impactées. Des problèmes de stabilité sur les éprouvettes impactées à 6 et 12 joules ($\phi=0$) ne permettent pas l'exploitation de ces 2 cas d'essais.

Ces essais n'ont pas permis de mettre en évidence la propagation des surfaces délaminées mais ce phénomène se produit, pour des essais statiques, de façon très brutale. Les moyens de contrôle (8 capteurs US multiplexés) qui ont été développés pour ces essais sont nécessaires pour les essais sur les éprouvettes biaxiales (annexe 2).

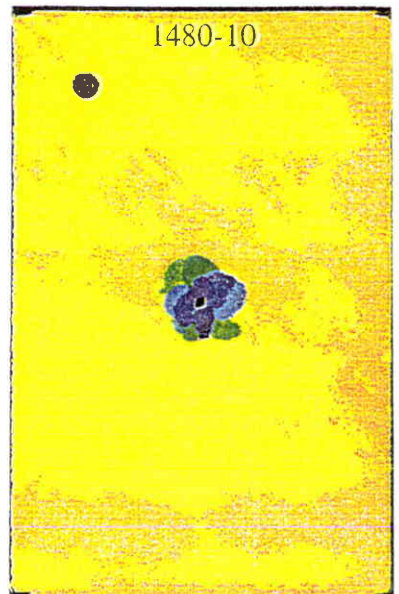
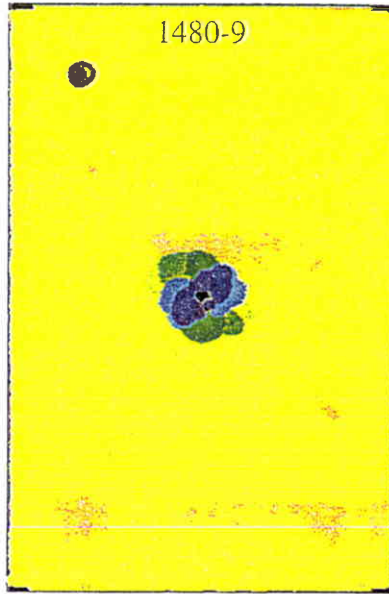
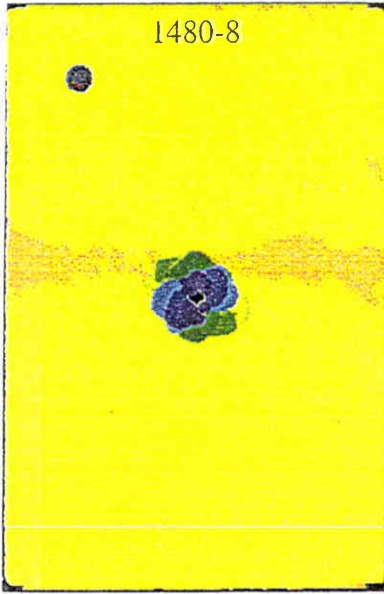
La comparaison d'endommagement pour un impact dynamique et un impact quasi-statique a confirmé les résultats déjà obtenus [8] : pour des impacts de faible énergie et de basse vitesse, il n'y a pas de différence d'endommagement entre les 2 moyens d'essais.

Planche 1 : Cartographies des dommages en fonction de l'énergie d'impact

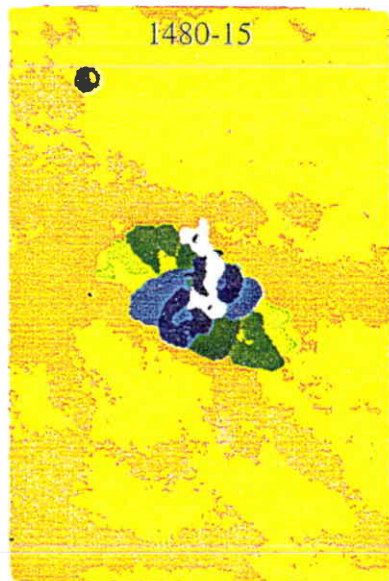


Planche 2 (1/2) : Cartographies des dommages

IMPACT 6J



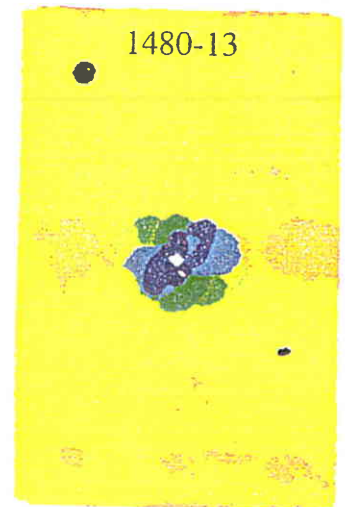
éprouvettes $\beta = 0^\circ$



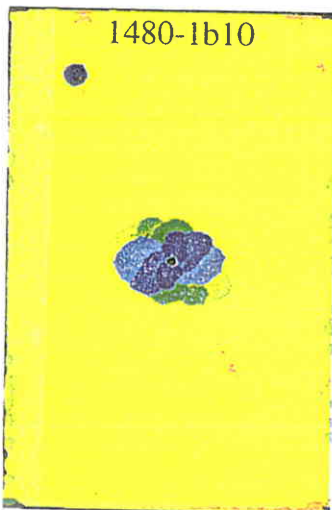
IMPACT 18J

Planche 2 (2/2) : Cartographies des dommages

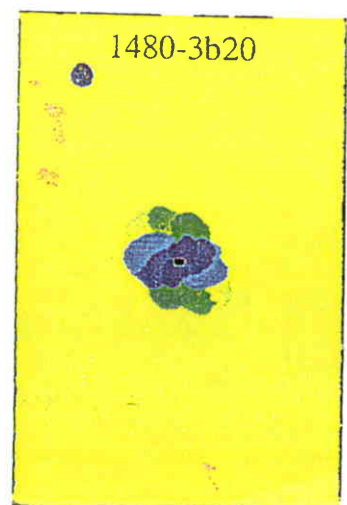
IMPACTS A 12J



éprouvettes $\beta = 0^\circ$



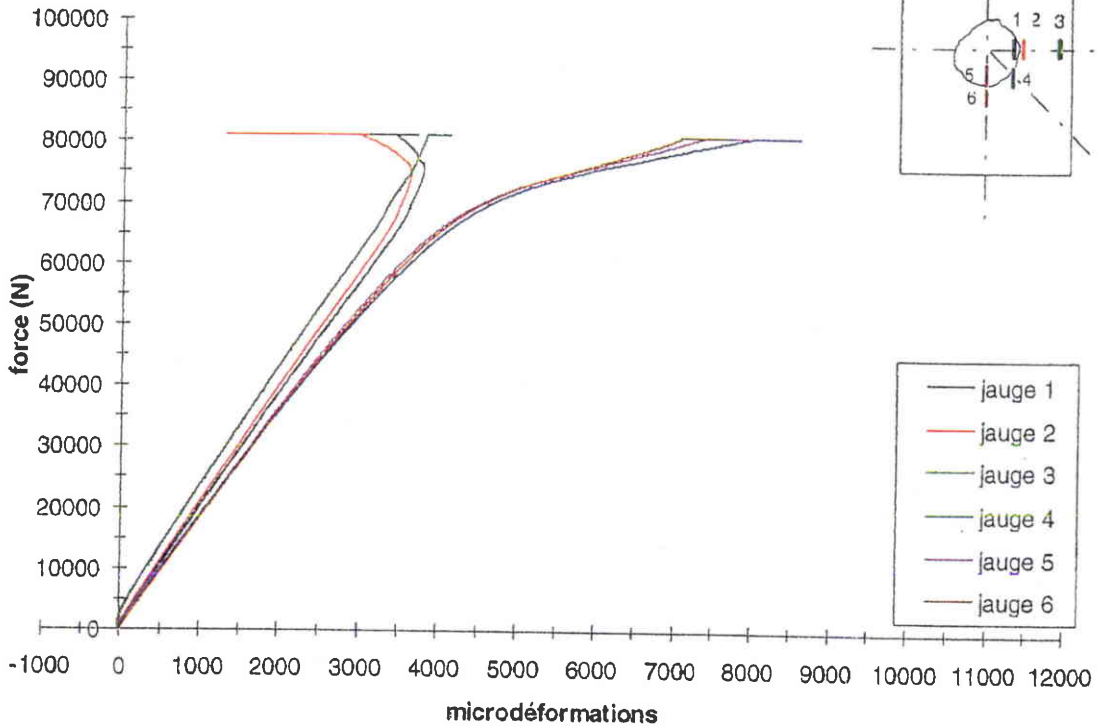
éprouvettes $\beta = 10^\circ$



éprouvettes $\beta = 20^\circ$

Planche 3 (1/5) : Relevés d'extensométrie

Eprouvette 1480-8
impact 6 joules
face impact



face opposée

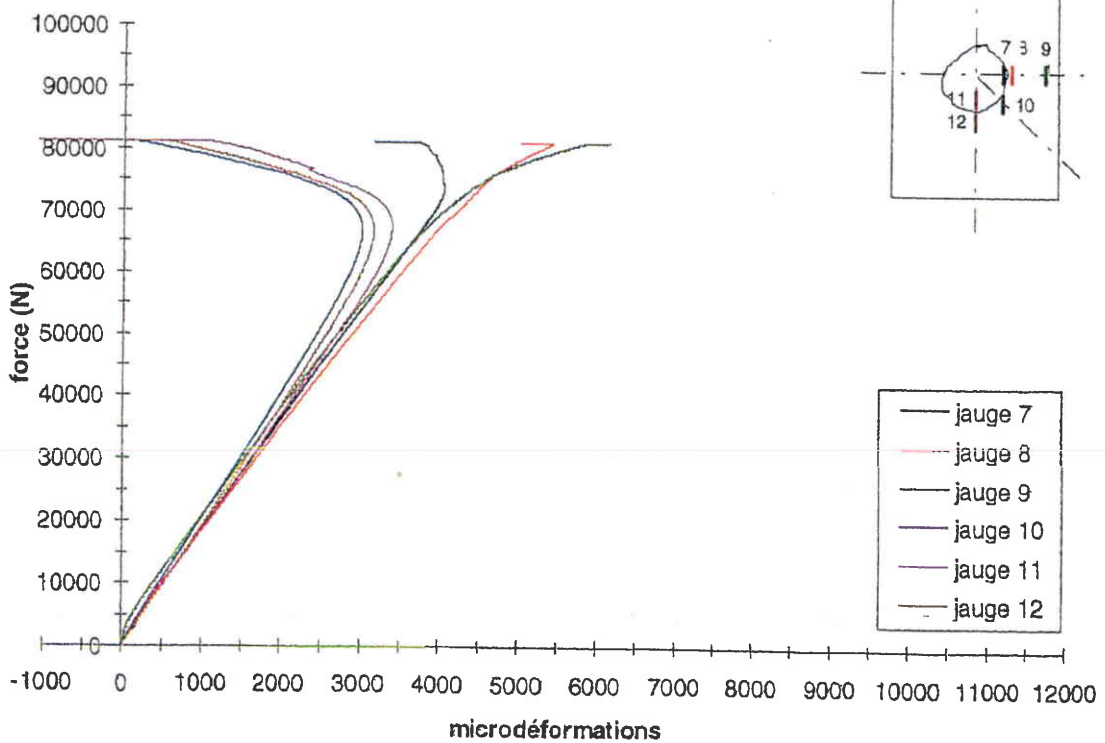


Planche 3 (2/5) : Relevés d'extensométrie

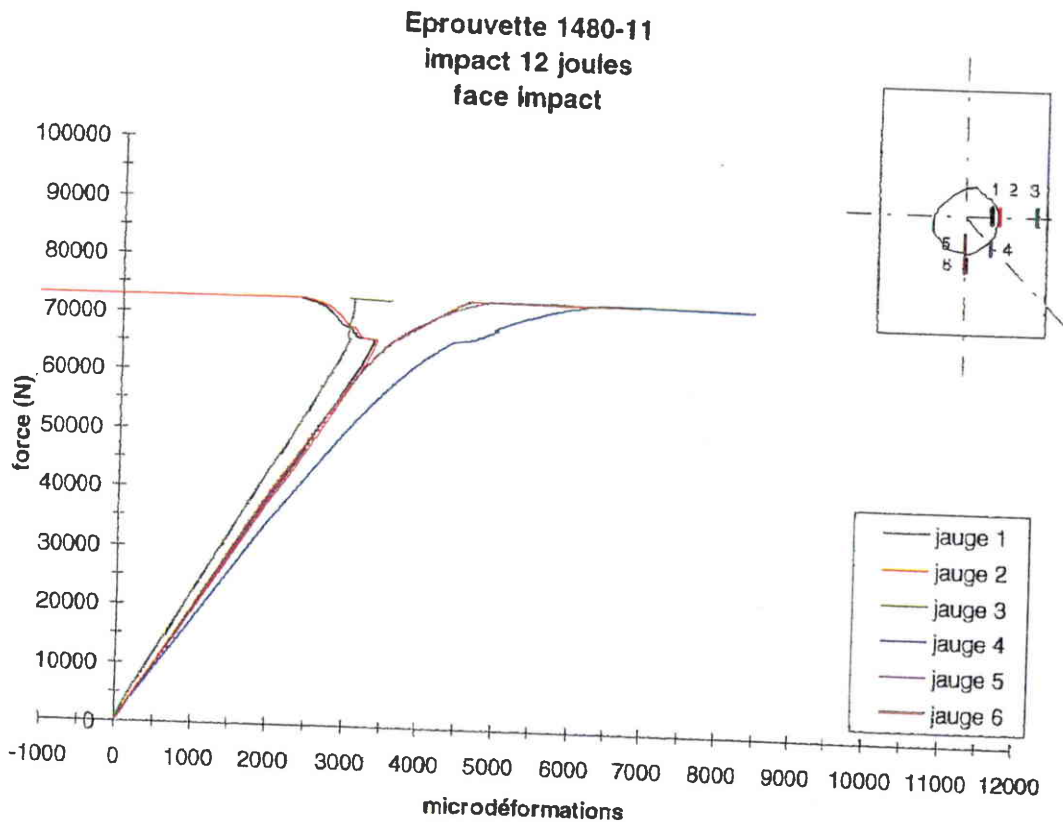
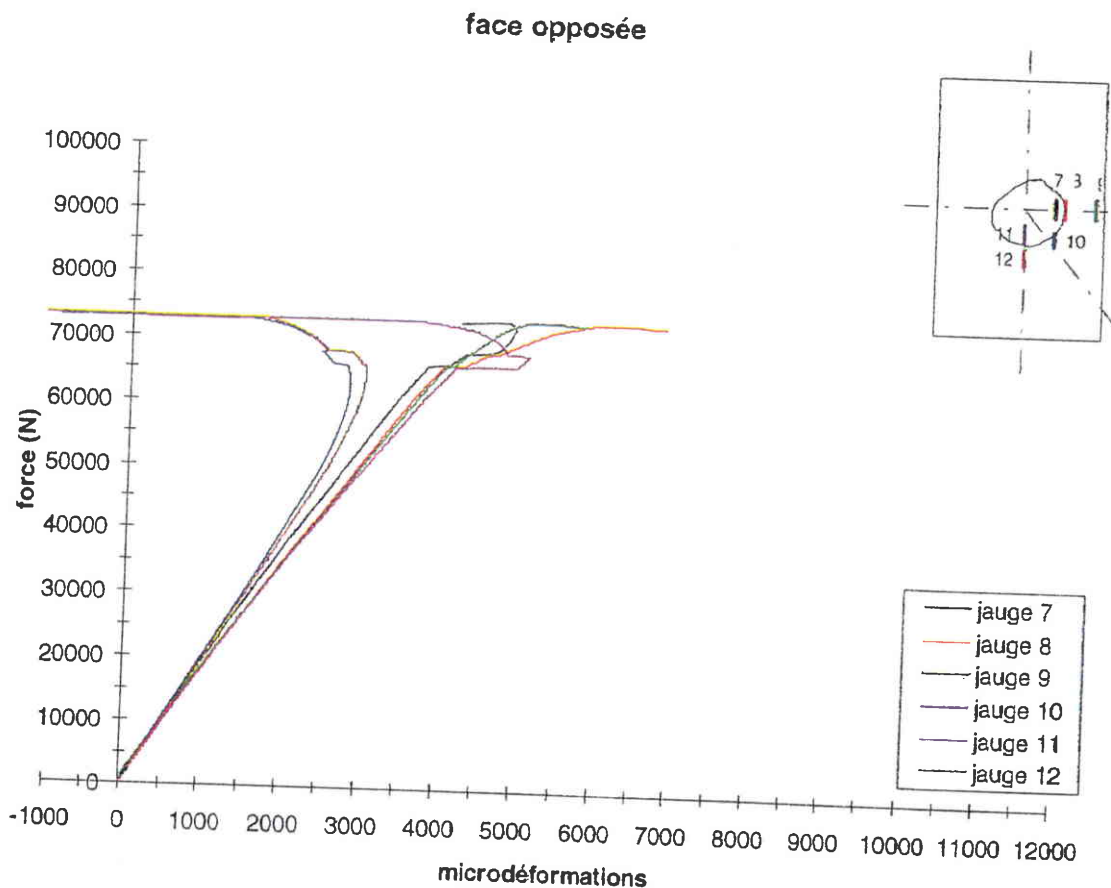


Planche 3 (3/5) : Relevés d'extensométrie

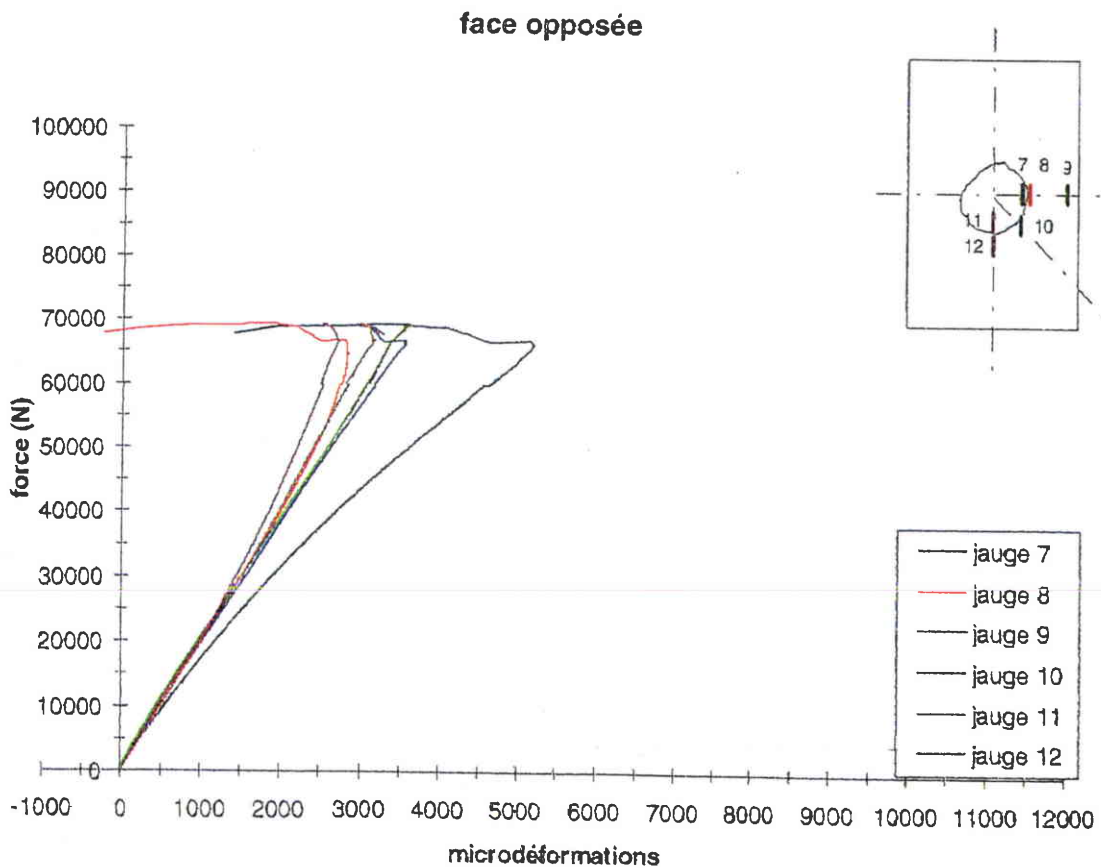
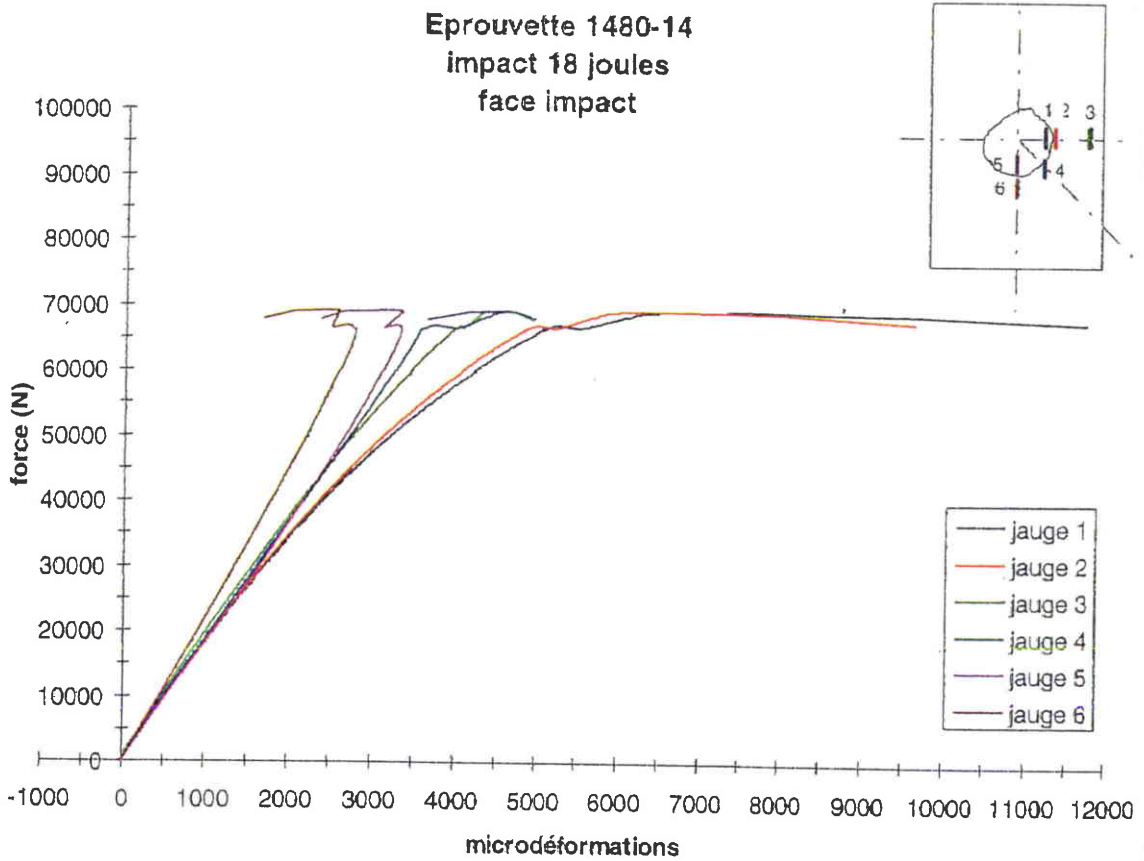


Planche 3 (4/5) : Relevés d'extensométrie

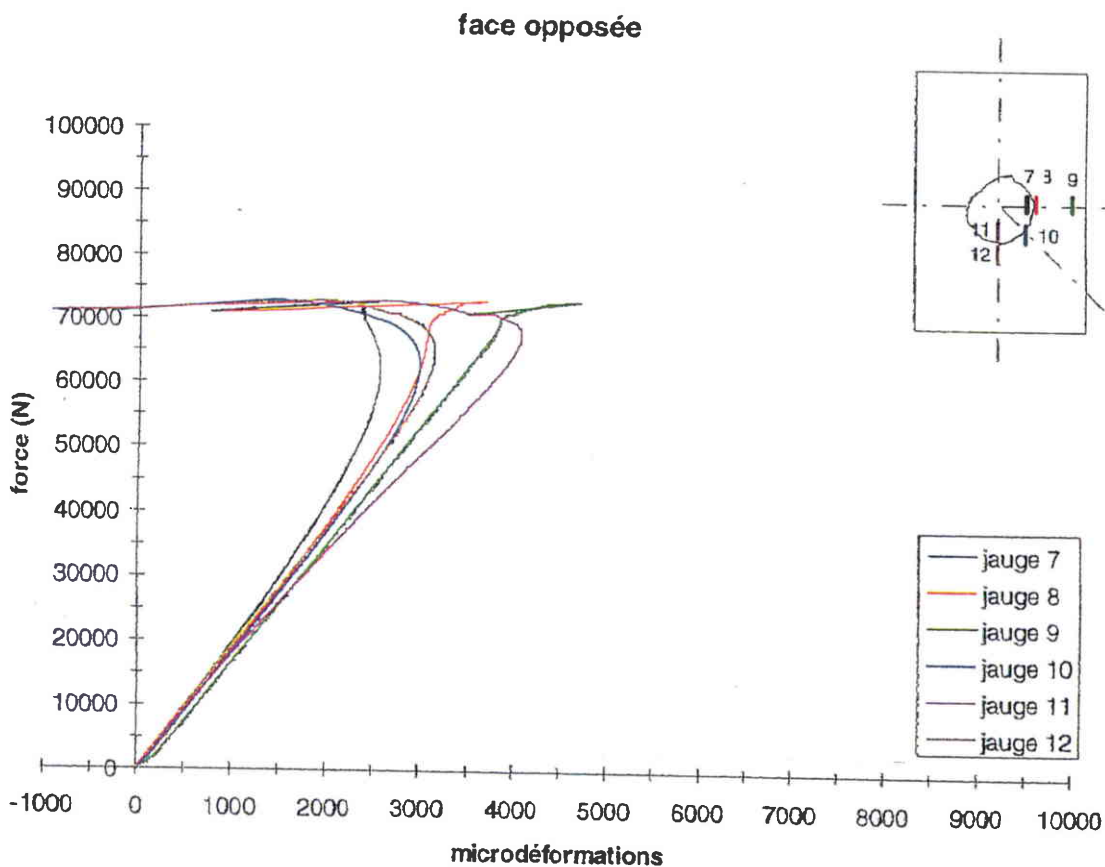
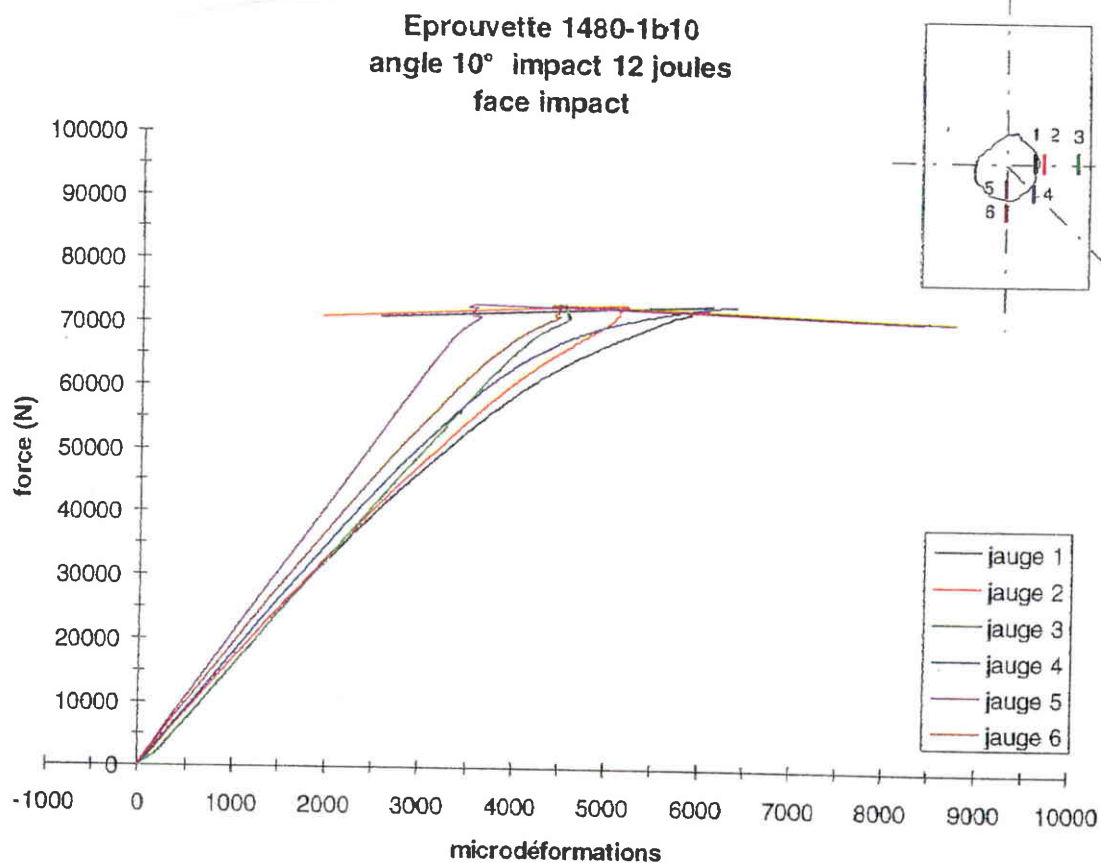
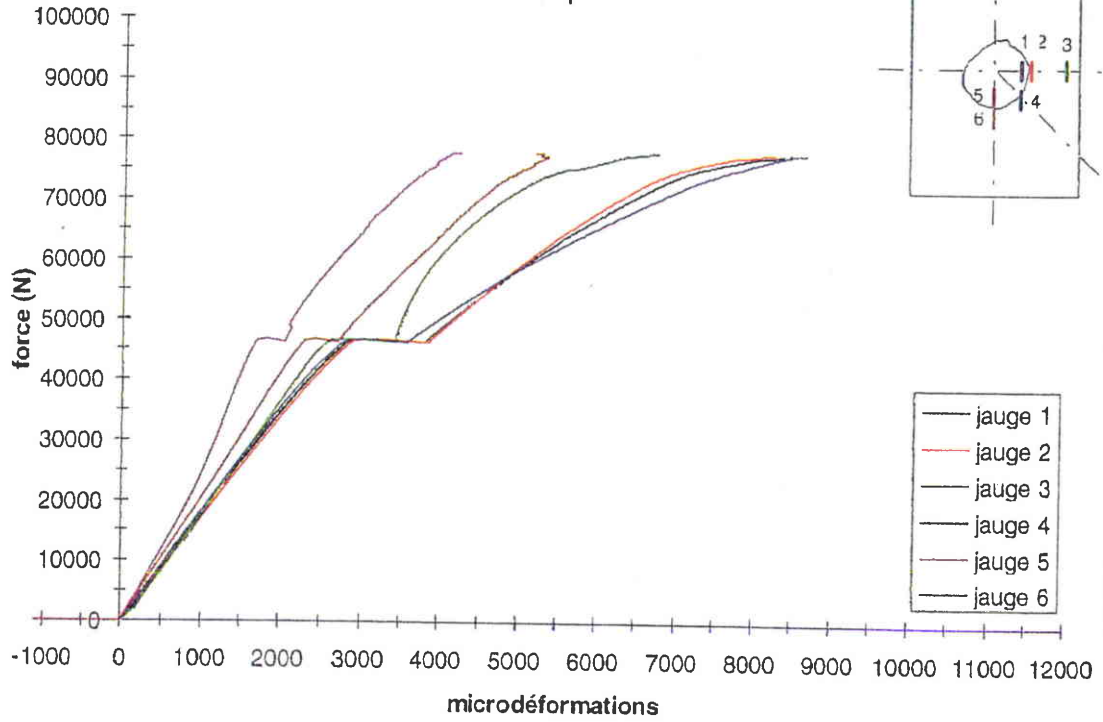


Planche 3 (5/5) : Relevés d'extensométrie

Eprouvette 1480-1b20
angle 20° impact 12 joules
face impact



face opposée

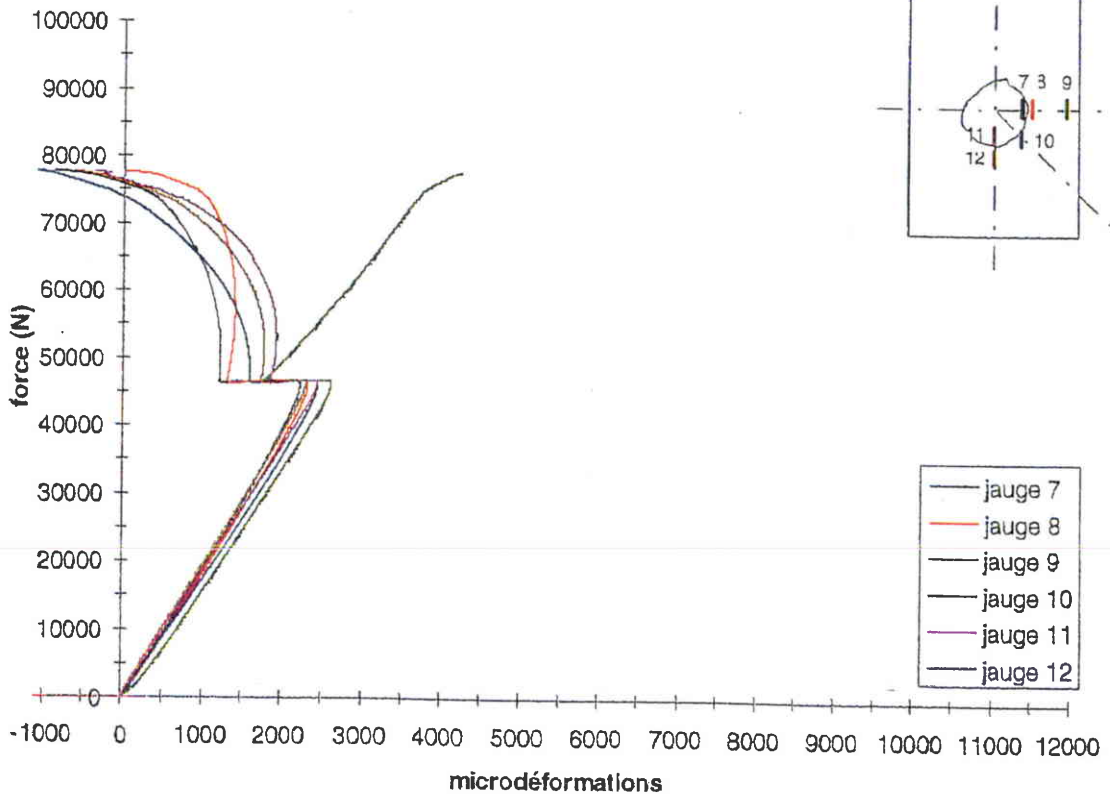


Planche 4 (1/2) : Suivi par moiré

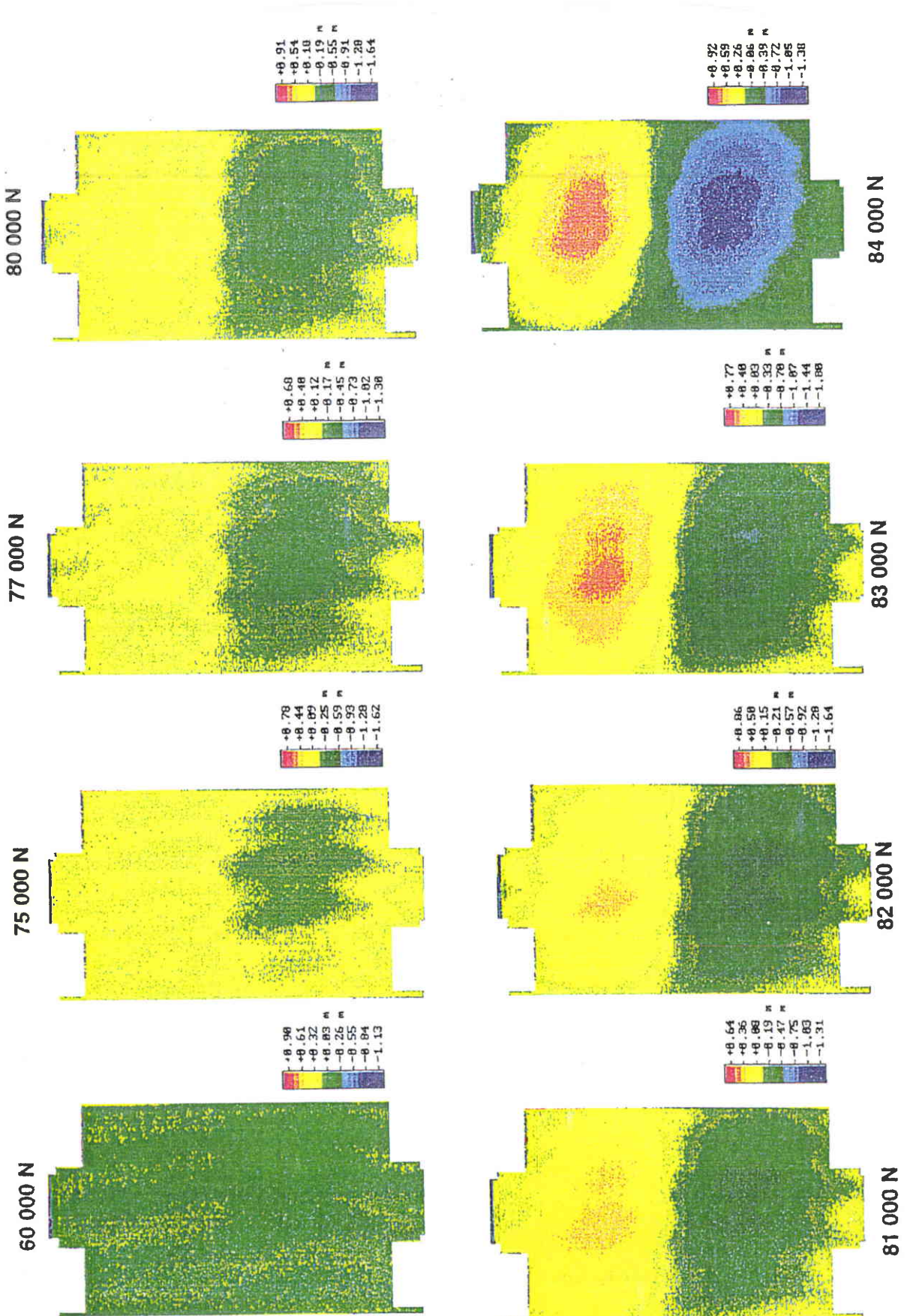


Planche 4 (2/2) : Suivi par moiré

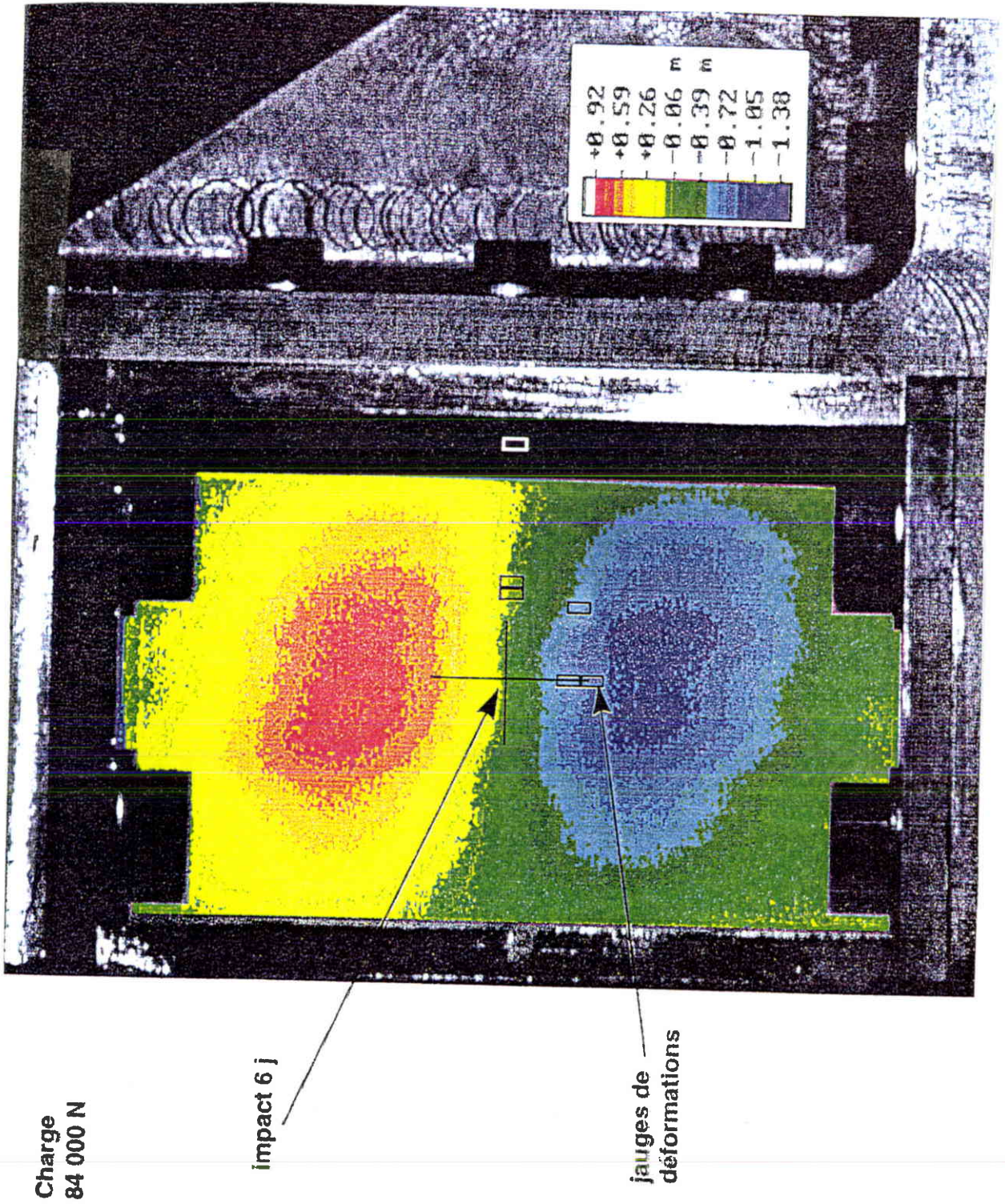


Planche 5 : Montage expérimental pour le suivi de l'évolution des dommages

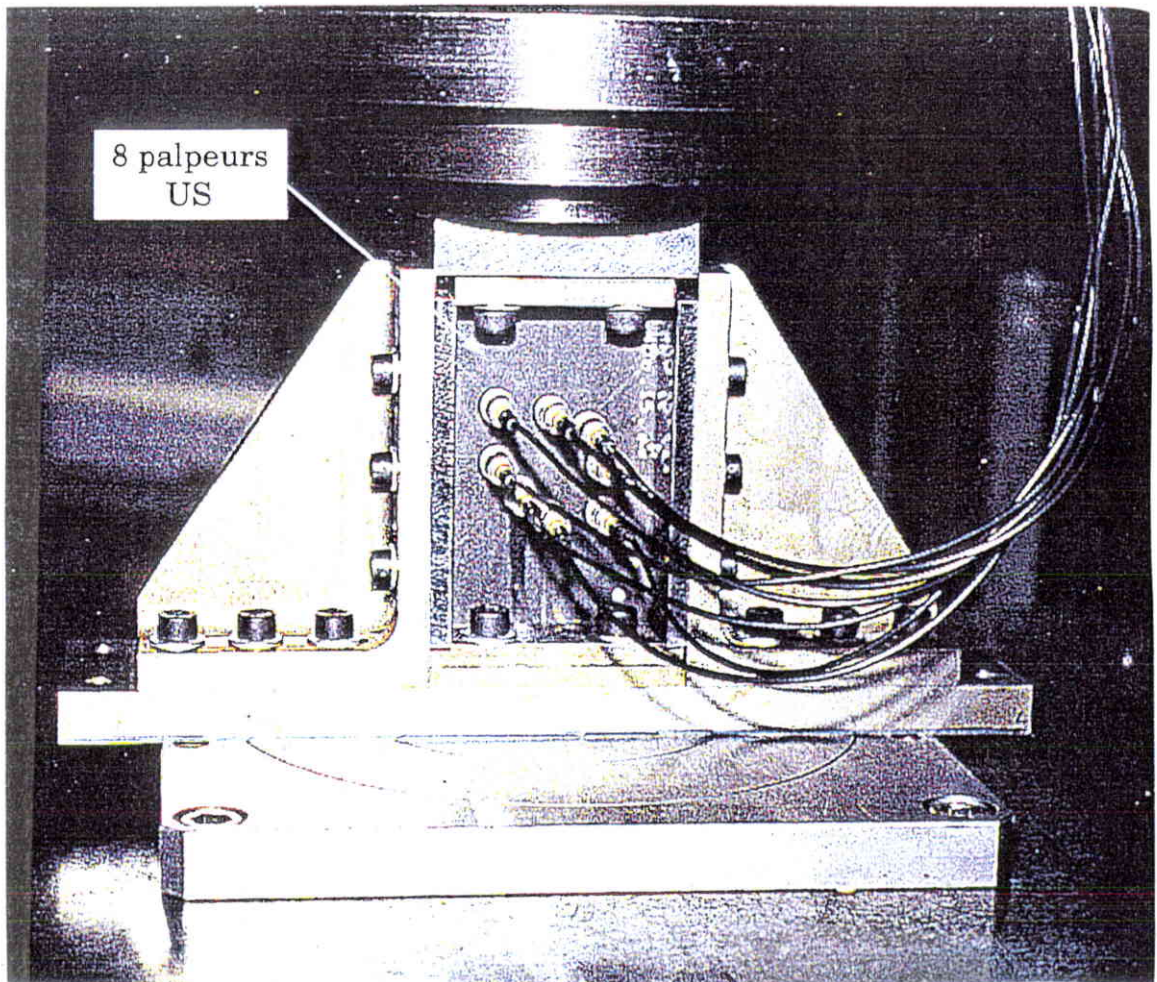


Planche 6 : Résultats expérimentaux

Type	Repère	Epaisseur (mm)	Energie (J)	Profondeur d'empreinte après impact		Surface délaminée		Compression après impact		Observations
				après impact (mm)	24h après impact (mm)	face impacté	face non impacté	effort (N)	Contrainte (Mpa)	
$\beta=0^\circ$ balayage	1480-2	3,24	3	0,09	-	146		-	-	mise au point suivi US
	1480-6	3,30	6	0,14	-	398		84000	255	
	1480-4	3,22	9	0,20	-	661		-	-	
	1480-7	3,30	12	0,23	-	976		-	-	mise au point suivi US mise au point suivi US
	1480-3	3,24	18	0,52	-	1085		67900	210	
	1480-5	3,26	24	0,91	-	1460		-	-	
$\beta=0^\circ$	1480-8	3,28	6	0,12	0,10	461	438	81250	248	essai avec jauges
	1480-9	3,27	6	0,10	0,09	480	460	85000	260	
	1480-10	3,28	6	0,13	0,11	422	406	-	-	
	moyenne	3,28		0,12	0,10	454	435	83125	254	
	1480-11	3,31	12	0,19	0,18	774	716	73200	221	essai avec jauges
	1480-12	3,27	12	0,18	0,16	654	625	-	-	
	1480-13	3,30	12	0,19	0,19	869	820	73000	221	
	moyenne	3,29		0,19	0,18	766	720	73100	221	
	1480-14	3,32	18	0,48	0,44	1219	1137	67900	205	essai avec jauges mise au point suivi US mise au point suivi US
	1480-15	3,33	18	0,43	0,39	1185	1040	74000	222	
1480-16	3,31	18	0,50	0,45	1259	1215	62200	188		
moyenne	3,32		0,47	0,43	766	1161	68033	205		
$\beta=10^\circ$	1480-1b10	3,27	12	0,17	0,17	725	672	73100	224	essai avec jauges
	1480-2b10	3,28	12	0,18	0,17	772	711			
	1480-3b10	3,27	12	0,18	0,18	761	714			
	moyenne	3,26		0,18	0,17	753	713	73100	224	
$\beta=20^\circ$	1480-1b20	3,27	12	0,17	0,17	681	633	77800	238	essai avec jauges mise au point suivi US essai de fatigue avec suivi US
	1480-2b20	3,27	12	0,19	0,18	718	670	80100	245	
	1480-3b20	3,25	12	0,18	0,17	784	753			
	moyenne	3,26		0,18	0,17	728	712	78950	242	

ANNEXE 2

PROGRAMME D'ESSAI : EPROUVETTES IMPACTEES SOUS SOLLICITATIONS BIDIRECTIONNELLES

Ce programme a pour but de suivre le comportement des structures composites monolithiques endommagées par un impact basse vitesse sous sollicitations bidirectionnelles.

Le but de ce programme est double:

- étudier le comportement des structures composites sous des chargements complexes traction/compression/cisaillement,
- suivre, en temps réel, l'évolution des dommages, et plus particulièrement l'évolution des surfaces délaminées, en fonction du type de chargement.

Ces essais doivent permettre une meilleure compréhension des mécanismes régissant la ruine des structures composites impactées en fonction du type de chargement.

Les structures composites impactées présentent une baisse importante de leurs caractéristiques mécaniques principalement en compression. Cet état de fait a conduit de nombreux chercheurs à limiter leurs travaux et donc les essais à des cas de sollicitations unidirectionnelles.

Dans le cadre d'études précédentes réalisées au sein d'Aérospatiale, de nombreux essais ont été effectués sous sollicitations unidirectionnelles principalement en compression. Ces essais ont permis de définir un critère de rupture basé sur l'allongement dans la fibre la plus sollicitée en compression. Comparée à des résultats obtenus sur des éprouvettes sollicitées en cisaillement, cette approche a démontré que les prévisions de rupture étaient très conservatives, le critère ne traduisant pas de façon satisfaisante le comportement des matériaux composites impactés.

De ce fait, une meilleure compréhension des phénomènes régissant la ruine des composites sous sollicitations complexes (traction/compression/cisaillement) est nécessaire.

1 DEFINITION DU PROGRAMME D'ESSAIS

1.1 Domaine d'étude

Cette étude est basée sur des sollicitations représentatives des cas avions. La voilure de l'ATR 72 ainsi que les trappes centrale et avant des A340 ont été retenues pour leurs cas critiques de sollicitations en tolérance aux dommages (planche 4). La voilure ATR est sollicitée essentiellement en compression pure au centre du caisson et avec une faible part de cisaillement au niveau des nervures. Les sollicitations des trappes sont très diverses.

Afin de caractériser le type de sollicitation des plis, deux paramètres ont été définis (figure 1) et sont calculés pour tous les cas de charge :

$$\begin{aligned} \alpha &= \arctg(\varepsilon_L / \gamma_{Lt}) & (-\pi, \pi) \\ \theta &= \arctg(\varepsilon_L / \varepsilon_t) & (-\pi, \pi) \end{aligned}$$

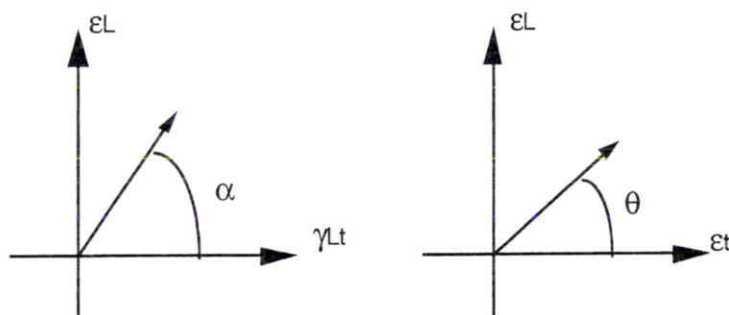


Figure 1 : Définition des paramètres de sollicitations

1.2 Définition de la matrice d'essais

Il y a 3 paramètres indépendants de sollicitation au niveau du pli unidirectionnel : ε_l , ε_t , γ_{lt} (ou τ_{lt}). Tout critère de rupture dépend donc de ces trois paramètres et s'écrit sous la forme générale $f(\varepsilon_l, \varepsilon_t, \gamma_{lt})=1$. La rupture est atteinte quand $f=1$. La plupart des critères de rupture sur matériaux intacts s'écrivent en contrainte (critères de Von Mises, Tsai-Hill...) [13]. Pour des raisons de facilité, le critère de tolérance aux dommages sera exprimé en fonction des déformations dans le repère de la fibre.

Il est nécessaire de définir les points de référence à tester ou plutôt les directions de l'espace. Raisonant dans l'espace des $\varepsilon_l, \varepsilon_t, \varepsilon_{lt}$ en coordonnées sphériques (r, α_1, α_2) où un point P quelconque est repéré par un vecteur de norme r dont les angles α_1 et α_2 , avec le repère de base, sont indiqués ci-dessous. La transformation est établie par :

$$\begin{aligned} \varepsilon_l &= r \cos \alpha_1 \\ \varepsilon_t &= r \sin \alpha_1 \cos \alpha_2 \\ \varepsilon_{lt} &= r \sin \alpha_1 \sin \alpha_2 \end{aligned} \quad (1)$$

Pour un essai donné, le drapage et le rapport de biaxialité sont fixés, les angles α_1, α_2 restent constants et indiquent donc une direction de l'espace fixe sur laquelle on se déplace au cours de l'essai (r est le paramètre variable, compris entre 0 et r_{rupture}). La rupture détermine r et donc le point de la surface de rupture.

Le nombre d'essais étant limité, une répartition des points est réalisée comme indiquée sur la figure 2 et en planche 5. Il s'agit de tester chacun des points remarquables suivants :

- sollicitations pures : points 1,7,9,11,1...
- sollicitations combinées doubles : points 2,4,6,8,10,12,14,16,
- sollicitations combinées triples : points 3,5,13,15,

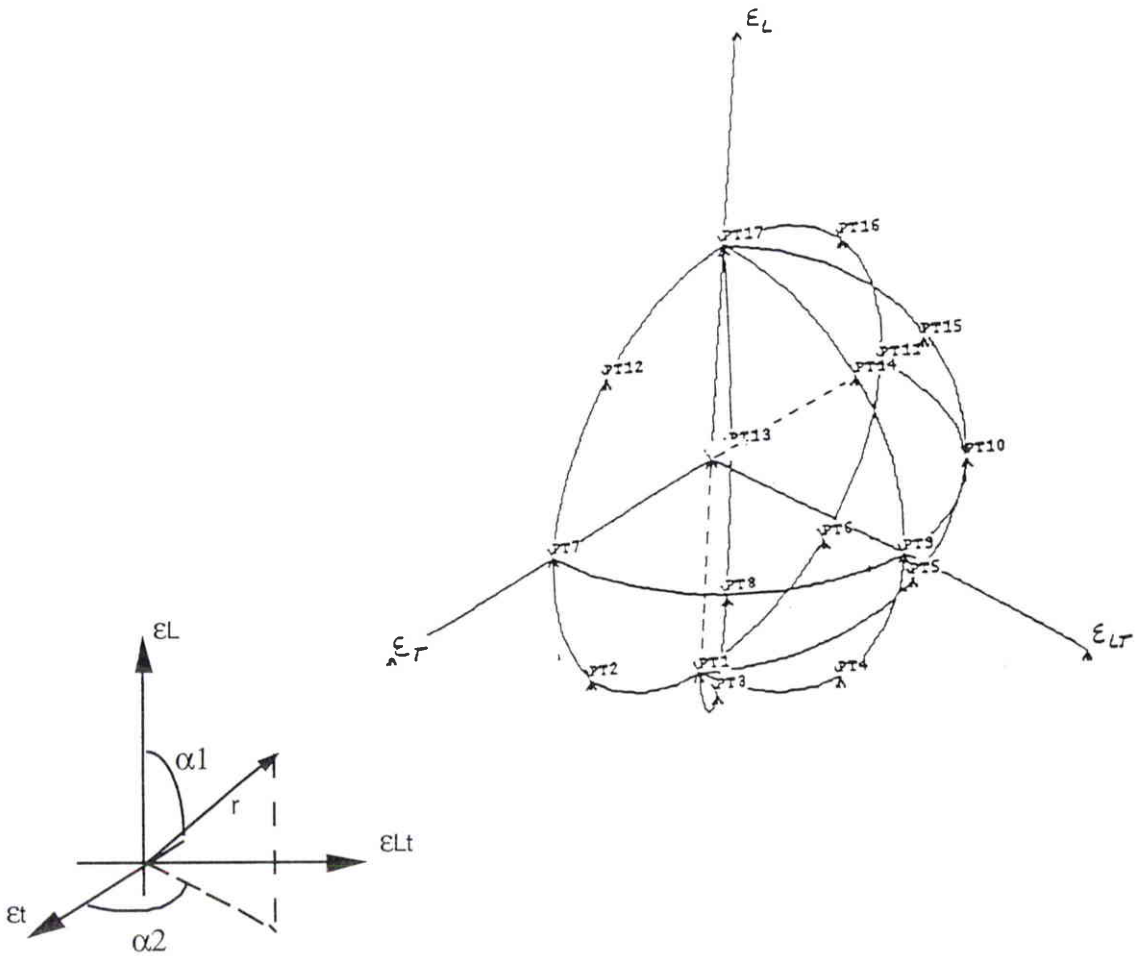


Figure 2 : Répartition théorique des points d'essais

Les points sont choisis en divisant les plans par secteurs de 45°, et en prenant les directions -1,1,1 -1,-1,1 1,1,1 et 1,-1,1 pour les points 3,5,13,15 respectivement, ce qui correspond à une division symétrique de l'espace des $\epsilon_L, \epsilon_T, \gamma_{LT}$ en accord avec l'approche plan d'expérience. Les coordonnées de ces points sont données dans le tableau 1. Ce tableau constitue la matrice d'essai "idéale".

Point	état	α_1	α_2	déformations en μD			α	θ
				ϵ_L	ϵ_T	$\gamma_{LT}(=2\epsilon_{LT})$		
1	C/0/0	180°	0°	-5000	0	0	-90,00°	-90,00°
2	C/T/0	135°	0°	-3536	3536	0	-90,00°	-45,00°
3	C/T/T	125°	45°	-2887	2887	5774	-26,57°	-45,00°
4	C/0/T	135°	90°	-3536	0	7071	-26,57°	-90,00°
5	C/C/T	125°	135°	-2887	-2887	5774	-26,57°	-135,00°
6	C/C/0	135°	180°	-3536	-3536	0	-90,00°	-135,00°
7	0/T/0	90°	0°	0	5000	0	90,00°	0,00°
8	0/T/T	90°	45°	0	3536	7071	0,00°	0,00°
9	0/0/T	90°	90°	0	0	10000	0,00°	45,00°
10	0/C/T	90°	135°	0	-3536	7071	0,00°	180,00°
11	0/C/0	90°	180°	0	-5000	0	0,00°	180,00°
12	T/T/0	45°	0°	3536	3536	0	90,00°	45,00°
13	T/T/T	55°	45°	2887	2887	5774	26,57°	45,00°
14	T/0/T	45°	90°	3536	0	7071	26,57°	90,00°
15	T/C/T	55°	135°	2887	-2887	5774	26,57°	135,00°
16	T/C/0	45°	180°	3536	-3536	0	90,00°	135,00°
17	T/0/0	0°	0°	5000	0	0	90,00°	90,00°

Tableau 1 : Matrice d'essai "idéale"

Remarques :

- Une hypothèse sur la symétrie du comportement vis-à-vis de γ_{lt} est posée.
- Les valeurs α et θ sont issues des fonctions des déformations définies au paragraphe 2.1 et indiquent, respectivement, les rapports ϵ_l/γ_{lt} et ϵ_l/ϵ_t .
- La colonne "état" indique le type de sollicitation du pli à 0°. Ainsi, C/C/T signifie ϵ_l en compression, ϵ_t en compression, et γ_{lt} non nul.
- Les valeurs des déformations dans les colonnes sont obtenues à partir des équations (1) en prenant une valeur de r arbitraire de 5000 μd .

1.3 Détermination des paramètres d'essais

L'éprouvette choisie est celle de "Daniel" [14]. La description géométrique des éprouvettes est présentée planches 1 et 2. Le matériau retenu est le même que celui utilisé pour les essais de Compression Après Impact (carbone/époxy à module intermédiaire de 2^{ième} génération) à 32 plis (16/6/6/4). Les impacts sont calibrés pour créer une surface délaminée d'environ 1500mm² ($\phi=43,7$) avec une profondeur de l'ordre de 0.3 mm.

Les paramètres d'essais sont β et ϕ , β définissant respectivement le rapport de biaxialité c'est-à-dire le rapport entre les forces F_x et F_y ($F_x/F_y = \cotg \beta$) et l'angle du drapage par rapport aux axes x et y.

Il est nécessaire de déterminer les valeurs des paramètres d'essais correspondant aux points définis, pour les fibres à 0°, dans la matrice précédemment définie. Le problème peut se résumer de la manière suivante :

$$(\varphi, \beta)_i \text{ tels que } \alpha(\varphi, \beta) = \alpha_i \quad \text{et} \quad \theta(\varphi, \beta) = \theta_i \quad (2)$$

Où α_i et θ_i sont ceux de la matrice d'essais définie en 2.1; i étant le numéro d'essai.

Le programme d'essai est déterminé à l'aide d'abaques et d'un fichier Excel. La matrice "idéale" définie précédemment est respectée pour les cas de γ_{Lt} nul, dans les autres cas, les points d'essais sont très proches des points de la matrice idéale. En effet, le problème posé au paragraphe 2.2 (2) admet une seule solution β, φ (il n'y a pas de degré de liberté sur φ). Les seules orientations φ admises ici étant les 14 données précédentes, l'état de sollicitation (α_i, θ_i) désiré ne peut jamais être atteint rigoureusement mais seulement très approché.

Les prévisions des efforts à rupture moyens, c'est-à-dire les plus probables, sont obtenues à l'aide du critère empirique donné ci-dessous :

$$\frac{1}{RF} = \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_x}{\varepsilon_{adm}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{\gamma_{adm}}\right)^2}$$

ε_{adm} et γ_{adm} sont les valeurs moyennes de rupture, dans le repère de la fibre, en compression / traction pure et cisaillement pur, pour la surface délaminée correspondante, soit 1500mm². Les valeurs moyennes utilisées sont données ci-dessous, les valeurs de calcul sont également rappelées au tableau 2.

	Valeur de calcul (μd)	Valeur moyenne (μd)	Coeff moy/calcul
ε_{admC}	3 200	3 714	1,16
ε_{admT}	6 779	12 088	1,78
γ_{adm}	11 000	14 690	1,33

Tableau 2 : Valeurs de calcul dans la direction de la fibre

Remarques :

- Les valeurs données ci-dessus proviennent de la note technique [11].
- Les critères de rupture ayant été validés dans des configurations limitées, les prévisions ne sont données qu'à titre indicatif.

Des problèmes se posent pour les cas de traction dominante, et particulièrement pour le cas de traction pure (essai n°17), pour lequel l'éprouvette devait casser au-delà de 50 tonnes (au sens du critère actuel). Il est donc nécessaire d'introduire un peu de compression ou de cisaillement pour des charges inférieures à 50 tonnes, ce qui ne permet pas de tester rigoureusement les points déterminés dans la matrice "idéale". De plus, pour les mêmes raisons, le point 15 (TTT) est réalisé sur une éprouvette 16 plis (dans les mêmes proportions) au lieu de 32. Les graphiques présentés planche 5 positionnent les points testés par rapport au point définis dans la matrice idéale.

Remarques :

- des éprouvettes ont rompu dans les mors (planche 7) au cours des essais ce qui a conduit à modifier les rapports de biaxialité pour casser au droit du dommage.
- des problèmes de stabilité se posent pour les cas de forte compression. Ainsi pour le cas de compression pure, la charge de flambage estimée est légèrement inférieure à la charge de rupture prévue, un outillage de stabilisation a été mis en place.

1.4 Définition des essais

1.4.1 Définition des éprouvettes

Les éprouvettes de type 1 à 5 ci-dessous sont constituées de 32 plis (16/6/6/4) : nappes réparties en proportion 50/20/20/10 identiquement à la zone S32 du panneau extrados ATR72 (planche 1). Les éprouvettes de type 6 sont constituées de 16 plis (8/3/3/2) (planche 2). Le drapage est décalé d'un angle φ par rapport aux axes éprouvette, 6 configurations (tableau 2) ont été retenues.

épreuve	Quantité
épreuve type 1 ($\varphi = 0^\circ$)	18
épreuve type 2 ($\varphi = 10^\circ$)	3
épreuve type 3 ($\varphi = 15^\circ$)	6
épreuve type 4 ($\varphi = 30^\circ$)	15
épreuve type 5 ($\varphi = 45^\circ$)	3
épreuve type 6 ($\varphi = 60^\circ$)	3

Tableau 2 : Orientation du drapage des éprouvettes

Les rosettes de déformations sont au nombre de 12 (6 sur chaque face). La position des jauges est reportée à la planche 3. Ce positionnement dépend du type d'éprouvettes et donc de l'orientation du dommage par rapport aux axes machines.

1.4.2 Réalisation des impacts

La seule sollicitation préalable aux essais est la réalisation de l'impact. Les éprouvettes sont essayées neuves, c'est-à-dire ni vieilles, ni fatiguées, et à température ambiante (20°C). L'influence de ces paramètres a déjà été mesurée à l'aide d'essais uniaxiaux, et ne devrait pas varier avec la biaxialité.

Les éprouvettes sont impactées avec une énergie de 33 Joules, pour se rapprocher le plus possible d'une surface délaminée de 1500 mm². L'enfoncement obtenu est proche de 0,3 mm [12]. Pour l'éprouvette de type 6 (16 plis), l'énergie nécessaire à la création d'une surface délaminée de 1500 mm² est voisine de 30 Joules. Cette énergie est obtenue à partir de résultats précédents selon la formule :

$$E = Sd * ep^{0.5} / Ks$$

où Ks est une constante fonction du matériau et des conditions aux limites

d'où $E = 1500 * (16 * 0,135)^{0.5} / 72,7 = 30$ Joules.

Les conditions d'impact doivent respecter les points suivants :

- éprouvette appuyée sur 2 glissières espacées de 112 mm, cette distance correspond à la distance entre 2 raidisseurs,
-
- maintien de l'éprouvette sur 4 points (sauterelles) : 2 points par glissière espacés de 125 mm,
- impact au centre de l'éprouvette au centre des 4 points de maintien,
- impacteur à embout hémisphérique $\phi = 16$ mm.

1.4.3 Acquisition de données

Certaines éprouvettes ont été équipées de jauges recto/verso pour mesurer les déformations, vérifier le chargement et le niveau éventuel de cloquage (planche 3).

Un contrôle C-scan et une mesure de la profondeur d'empreinte après impact ont été effectués sur certaines éprouvettes. Ces contrôles ont pour but d'identifier de façon précise la nature et les dimensions du dommage causé par l'impact.

Des paliers sont réalisés à 5, 10, 15, 20, 25, 30, 35,... tonnes durant lesquels l'acquisition des déformations est réalisée. Lorsque le tableur graphique indique des non-linéarités (signe de proximité de la rupture) ou lorsqu'on s'approche de la rupture théorique, des acquisitions supplémentaires à intervalles plus faibles ont été imposées.

Remarque : Des contrôles ont été réalisés par Aérospatiale/Centre Commun de Recherche (DCR/ML et DCR/MI) au CEAT [14]. Ce type de contrôle a pour but de suivre, en temps réel, l'évolution du dommage grâce au suivi de propagation des surfaces délaminées de façon à mieux comprendre en fonction les mécanismes physiques régissant la ruine des structures composites impactées. Les résultats d'essais sont reportés en annexe 4.

1.4.4 Suivi de l'évolution du dommage

Le but de ces contrôles est de suivre, en temps réel, l'évolution de la surface délaminée. Une procédure de contrôle a été développée en collaboration avec le Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale de Suresnes.

La procédure expérimentale est reportée en annexe 4.

1.5 Définition des conditions d'essais

Le vérin en X est considéré comme pilote, celui en Y lui est directement lié par le rapport de biaxialité (F_y/F_x). Les essais sont pilotés en effort.

Le tableau (planche 6) définit la matrice des 48 essais. Les essais ont été réalisés sur une machine développée par le Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse (figure 3).

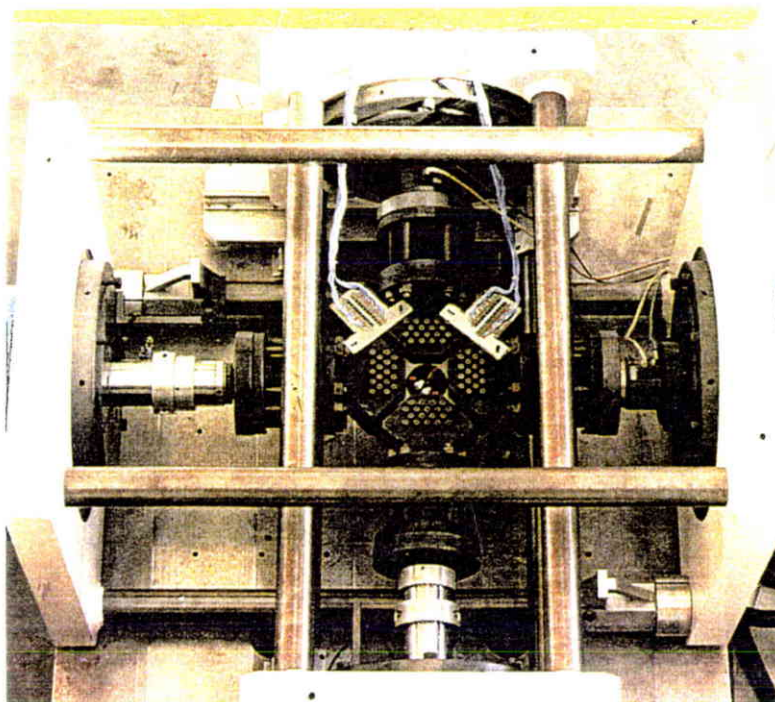


figure 3 : Machine d'essai développée par le CEAT

2 RESULTATS EXPERIMENTAUX

Les résultats expérimentaux sont reportés à la planche 7.

3 CONCLUSION

Cette étude a permis d'analyser le comportement des structures composites monolithiques endommagées par un impact à basse vitesse pour des chargements complexes et de mettre en évidence le comportement fortement non linéaire de ce type de structure.

Les moyens de contrôle mis en œuvre ont permis de suivre, en temps réel, l'évolution des surfaces délaminées (annexe 4). Ces résultats doivent être approfondis pour permettre d'identifier les paramètres influant (taille critique du dommage, séquence d'empilement...) sur la propagation du dommage, donc sur la ruine brutale des composites monolithiques endommagés par un impact à basse vitesse.

Planche 1 : Description géométrique de l'éprouvette 32 plis

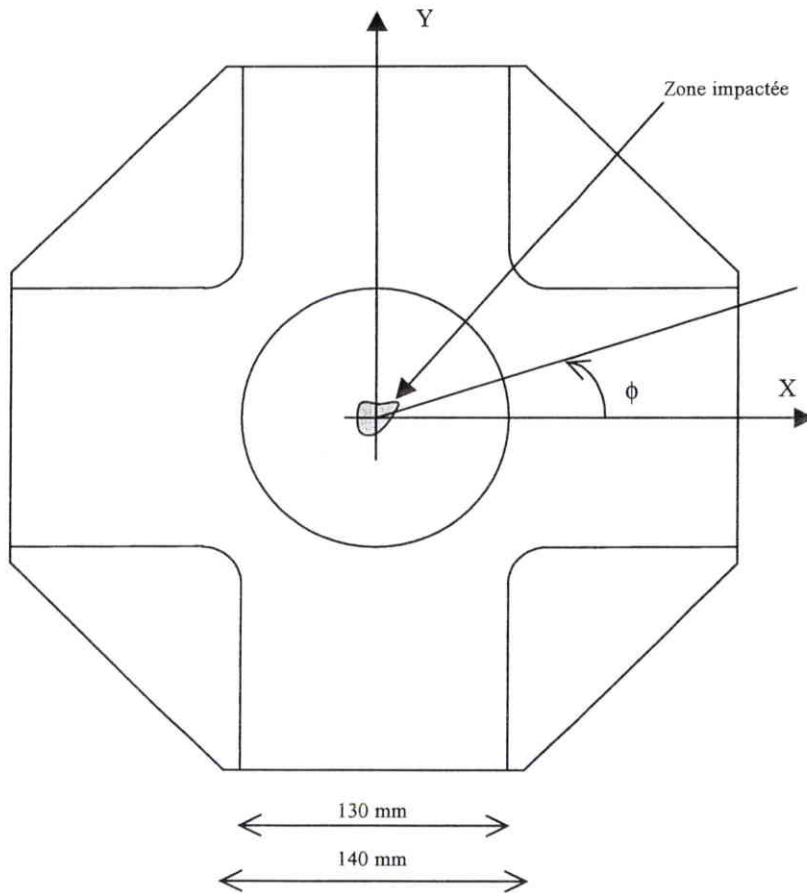


Figure P1-1 : Définition géométrique de l'éprouvette de type 1 à 5

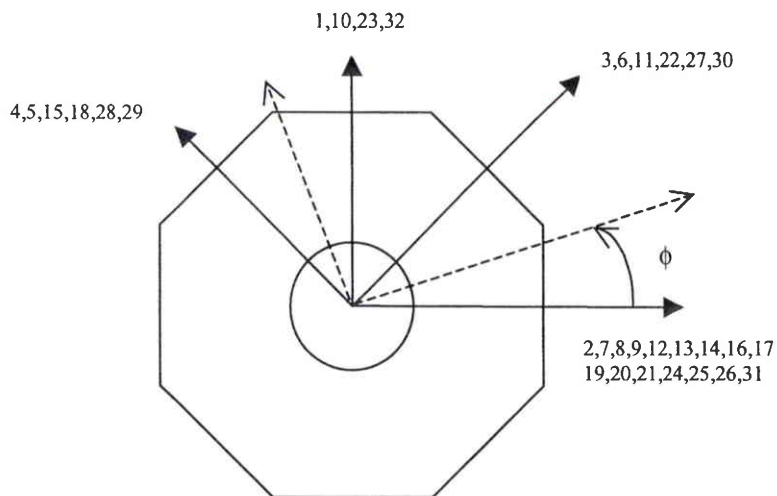


Figure P1-2 : Définition du drapage de l'éprouvette de type 1 à 5

Planche 2 : Description géométrique de l'éprouvette 16 plis

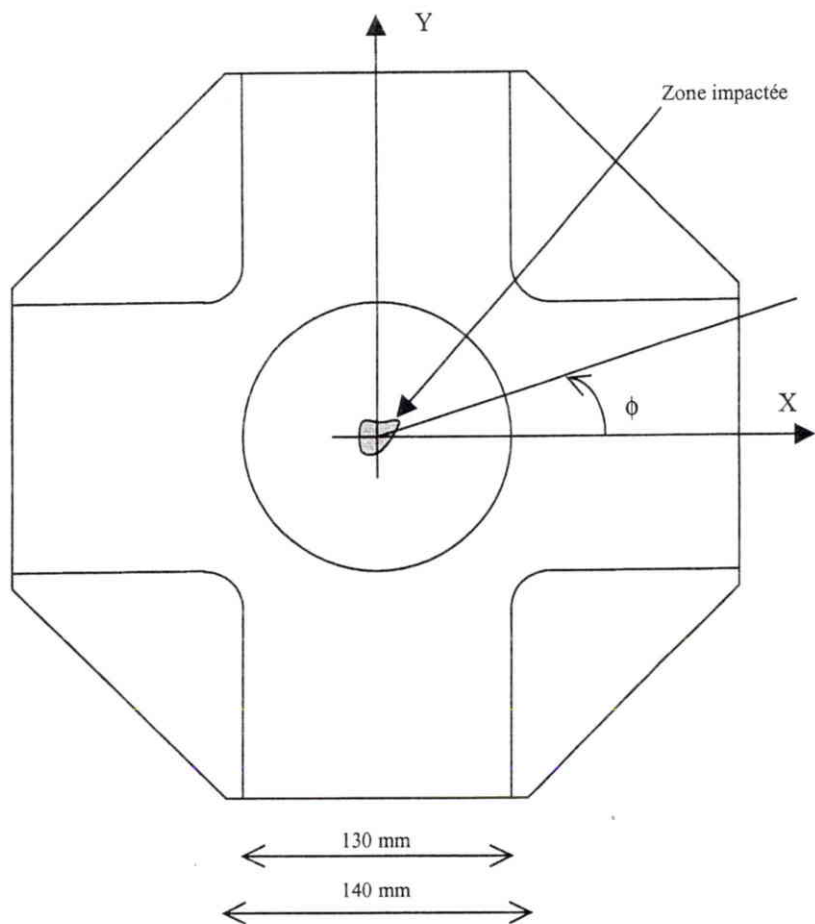


Figure P2-1 : Définition géométrique de l'éprouvette de type 6

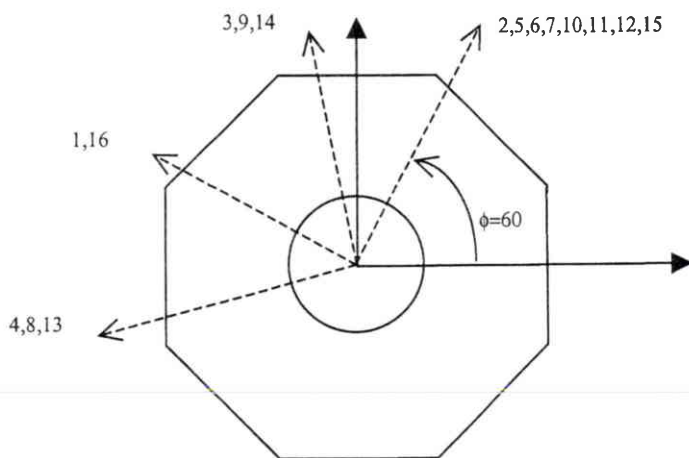


Figure P2-2 : Définition du drapage de l'éprouvette de type 6

Planche 3 : Position des jauges d'extensométrie

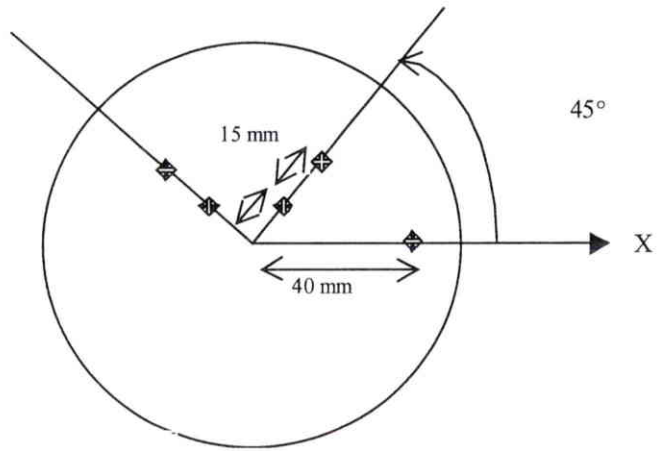


Figure P3-1 : Eprouvettes de type 1

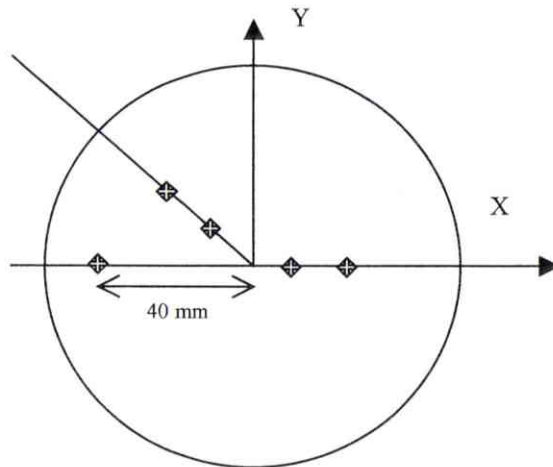


Figure P3-2 : Eprouvettes de type 3,4 et 5

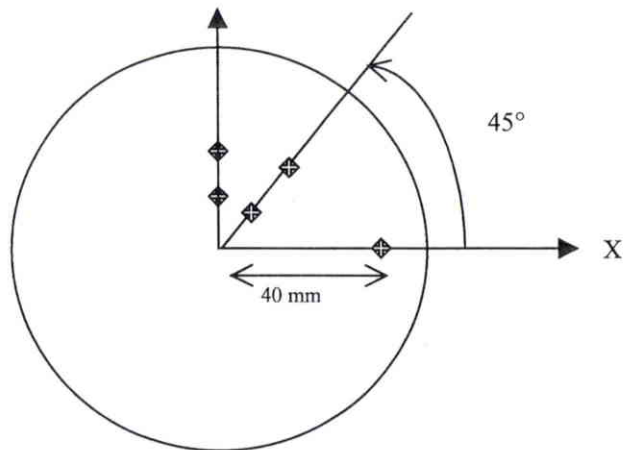


Figure P3-3 : Eprouvettes de type 6

Planche 4 : Cas de sollicitations avions

Déformations dans les cas critiques en tolérances aux dommages

Trappe centrale avant

Déformations dans le stratifié										
Fibres à 0°					Fibres à 45°			Fibres à 90°		
ϵ_l	ϵ_t	γ_{lt}	ϵ_l/γ_{lt}	ϵ_l/ϵ_t	ϵ_l	ϵ_t	γ_{lt}	ϵ_l	ϵ_t	γ_{lt}
-468	-329	-6420	-175.8°	-54.9°	3140	-3280	-797	329	-468	6420
-2879	621	1622	-60.6°	-77.8°	41.5	318	3500	621	-28798	-1622
-3004	167	-2341	-127.9°	-86.8°	219	-2589	-3171	167	-3004	2341
-2691	483	-3276	-140.6°	-79.3°	931	-2742	-3174	483	-2691	3276
-2420	682	-4070	-149.2	-70.4°	-779	-2814	-3282	862	-2420	4070
5432	-631	2559	64.7°	96.6°	-2226	3680	6063	-631	5432	-2559
2451	-5842	9253	14.8°	157.2°	180	2931	8293	-5842	2451	-9253
1696	-3107	-3752	155.6°	151.4°	-3616	-2582	4803	-3107	1696	3752
698	-1035	5821	6.8°	146°	-2974	2742	1733	-1035	698	-5821
1448	-1534	5611	14.5°	136.6°	-2982	2762	2982	-1534	1448	-5611
31	55	5877	0.3°	29.4°	-402	2981	-24	55	31	-5877
3878	-3413	891	77.1°	131.3°	-142	678	7291	-3413	3878	-891
2785	-2873	749	74.9°	135.9°	-902	330	5658	-2873	2785	-749
3048	-2811	1716	60.6°	132.6°	-1577	976	5859	-2811	3048	-1716
4366	-2023	3390	52.2°	114.8°	-554	2866	6389	-2023	4366	-3390
4441	-1786	3451	52.1°	111.9°	-400	3053	6227	-1786	4441	-3451
4208	-1718	6346	50.6°	112.2°	1245	2973	5926	-1718	4208	-3456

Voilure ATR72 - section N15/N16

Déformations dans le stratifiés										
Fibres à 0°					Fibres à 45°			Fibres à 90°		
ϵ_l	ϵ_t	γ_{lt}	ϵ_l/γ_{lt}	ϵ_l/ϵ_t	ϵ_l	ϵ_t	γ_{lt}	ϵ_l	ϵ_t	γ_{lt}
-2597	1214	1556	-59.1°	-64.9°	-1470	86	-3811	1214	-2597	-1556
-2663	1088	1211	-65.5°	-67.7°	-1393	-182	-3751	1088	-2663	-1211
-2658	986	869	-71.9°	-69.6°	-1271	-401	-3644	986	-2658	-869
-2639	928	595	-77.3°	-70.6°	-1153	-558	-3567	928	-2639	-595
-2598	878	368	-81.9°	-71.3°	-1044	-676	-3476	878	-2598	-368
-2543	842	185	-85.8°	-71.6°	-943	-758	-3385	842	-2543	-185
-2490	786	32	-89.3°	-72.4°	-868	-836	-3276	786	-2490	-32
-2443	810	-109	-92.5°	-71.6°	-762	-871	-3253	810	-2443	109
-2400	823	-347	-98.2°	-71.1°	-615	-962	-3223	823	-2400	347
-2367	867	-669	-105.7°	-69.8°	-415	-1085	-3234	867	-2367	669
-2283	946	-1081	-115.3°	-67.4°	-128	-1209	-3229	946	-2283	1081

Planche 5 : Comparaison des points d'essais par rapport aux points théoriques

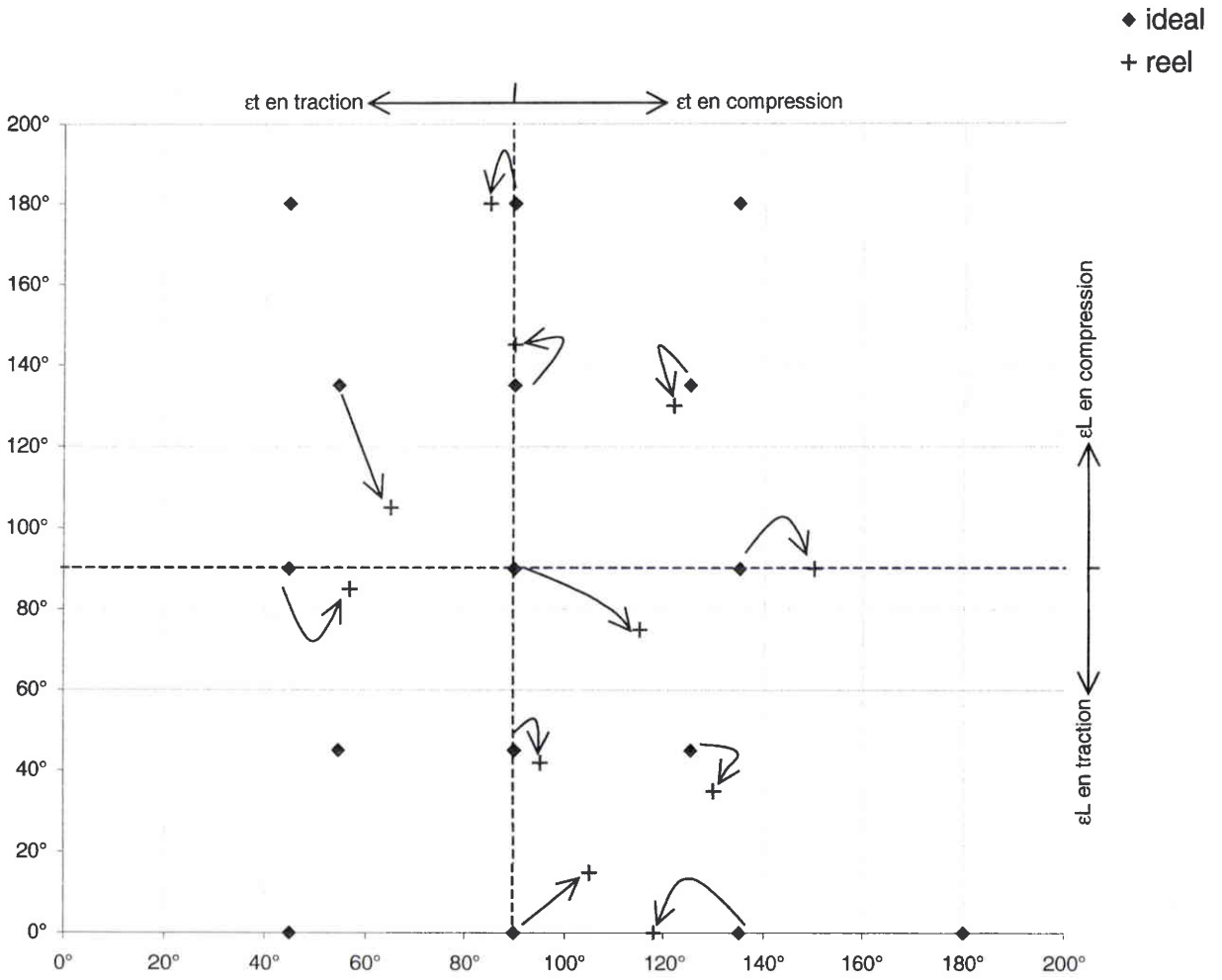


Planche 6 : Description des essais

Eprouvette			Chargement					O.A.F	suivi extenso	suivi propa
cas	type	ϕ	Nbre	β	Fy/Fx	Fx en	Fy en			
C/O/O	1	0°	3	-161°	0,344	Comp.	Comp.	oui	2	-
C/T/O	1	0°	3	162°	-0,325	Comp.	Tract.	oui	1	oui
C/T/T	3	15°	3	160°	-0,364	Comp.	Tract.	oui	1	-
C/O/T	3	15°	3	-163°	0,306	Comp.	Comp.	oui	1	-
C/C/T	4	30°	3	-153°	0,510	Comp.	Comp.	oui	1	oui
C/C/O	1	0°	3	-146°	0,675	Comp.	Comp.	oui	1	-
O/T/O	1	0°	3	120°	-1,732	Comp.	Tract.	non	-	-
O/T/T	4	30°	3	85°	11,430	Tract.	Tract.	non	-	-
O/O/T	5	45°	3	-45°	-1,000	Tract.	Comp.	oui	2	oui
O/C/T	4	30°	3	-113°	2,356	Comp.	Comp.	oui	-	-
O/C/O	1	0°	3	-121°	1,664	Comp.	Comp.	oui	1	-
T/T/O	2	10°	3	80°	5,671	Tract.	Tract.	non	-	-
T/T/T	6	60°	3	80°	5,671	Tract.	Tract.	non	1	oui
T/O/T	4	30°	3	160°	-0,364	Comp.	Tract.	non	-	-
T/C/T	4	30°	3	-15°	-0,268	Tract.	Comp.	non	1	-
T/C/O	1	0°	3	-18°	-0,325	Tract.	Comp.	non	1	-

Avec :

- ϕ : orientation du drapage par rapport au repère de l'éprouvette ,
- β : rapport de biaxialité,
- O.A.F : utilisation d'un outillage anti-flambage,
- Suivi extenso : éprouvette équipée de jauges d'extensomètre,
- Suivi propa : éprouvette équipée de palpeurs US pour le suivi de l'évolution de la zone délaminée,
- Cas A/B/C : A : sollicitation dans la fibre à 0°
 B : sollicitation dans la fibre à 90°
 C : sollicitation dans la fibre à 45°
- T : traction
- C : compression
- 0 : pas chargé

Planche 7 : Résultats expérimentaux

Repère éprouvette	Cas	Impact (joules)	Sd (mm ²)	Suivi extenso	Suivi propa	Fx à rupture	Fy à rupture	β exp.	β théorie	
T1 R124719 01										
T1 R124719 02	0/T/0	33	1304			-12000	20875	-1.74	-1.732	
T1 R124719 03	0/T/0	33	1405			-12450	21600	-1.735	-1.732	
T1 R124719 04	0/T/0	33	1448	rupture dans les mors						
T1 R124719 05	C/C/0	33	1465	oui		-31875	-21500	0.675	0.674	
T1 R124719 06	C/C/0	33	1400	oui		-32150	-21500	0.669	0.674	
T1 R124719 07	0/C/0	33	1377			-14200	-19000	1.338	1.664	
T1 R124719 08	0/C/0	33	1400	oui		-13500	-22500	1.667	1.664	
T1 R124719 09	T/C/0	33	1349	oui		46000	-14950	-0.324	-0.325	
T1 R124719 10	T/C/0	33	1261			43250	-14000	-0.325	-0.325	
T1 R124719 11	C/0/0	33	1420			-30750	-10620	0.345	0.344	
T1 R124719 12	C/0/0	33	1313	oui		-28200	-9800	0.348	0.344	
T1 R124720 13	C/T/0	33	1438		oui	-20250	6250	-0.309	-0.325	
T1 R124720 14	C/T/0	33	1322		oui	-20250	6250	-0.309	-0.325	
T1 R124720 15	C/T/0	33	1183	oui		-20250	6500	-0.321	-0.325	
T1 R124720 16	C/T/0	33	1450	oui		-20400	6600	-0.324	-0.325	
T1 R124720 17	C/C/0	31	1215			-32125	-21750	0.677	0.674	
T1 R124720 18	0/C/0	35	1780			-14000	-19050	1.361	1.664	
T1 R124720 19	C/T/0	48	2050			-18950	6100	-0.322	-0.325	
T1 R124720 20	C/0/0	45	1900	oui		-28200	-9700	0.344	-0.344	
T1 R124720 21	T/C/0	30	1270			45375	-14750	-0.325	-0.325	
T1 22	C/T/0	-				-45125	14600	-0.324	-0.325	
T1 23	C/T/1	33	1445	Problème machine						
T1 24	C/T/2	33	1283	Problème machine						
T2 R128405 01	T/T/0	33	1341			6225	35250	5.663	5.671	
T2 R128405 02	T/T/0	33	1500			5760	32250	5.599	5.671	
T2 R128405 03	T/T/0	33	1475			6100	34250	5.6125	5.671	
T3 R124721 01	C/T/T	33	1350	oui		-21350	7750	-0.363	-0.364	
T3 R124721 02	C/T/T	33	1380		oui	-20800	7580	-0.364	-0.364	
T3 R124721 03	C/T/T	33	1203			-22000	8050	-0.366	-0.364	
T3 R124721 04	C/0/T	33	1228	oui		-30000	-9200	0.307	0.305	
T3 R124721 05	C/0/T	33	1307	oui		-31000	-9500	0.306	0.305	
T3 R124721 06	C/0/T	33	1285			-30500	-9450	0.31	0.305	
T3 R124721 07	C/T/T	33	1150			-30000	-9250	0.308	0.305	
T3 R124721 08	C/T/T	33	1103			-23000	8400	0.365	-0.364	
T3 R124721 09	C/T/T	33	1146			-22750	8250	0.363	-0.364	
T4 R127730 01	C/C/T	33	1550	oui		-26000	-13260	0.51	0.51	
T4 R127730 02	C/C/T	33	1363		oui	-23500	-12000	0.511	0.51	
T4 R127730 03	C/C/T	33	1595		oui	-23250	-11900	0.512	0.51	
T4 R127730 04	0/T/T	33	1654			3000	34000	11.333	11.43	
T4 R127730 05	0/T/T	33	1565			3150	35125	11.151	11.43	
T4 R127730 06	0/T/T	33	1363	oui		2900	34875	12.026	11.43	
T4 R127731 07	0/C/T	33	1610			-10050	-23750	2.363	2.356	
T4 R127731 08	0/C/T	33	1330			-10350	-24250	2.343	2.356	
T4 R127731 09	0/C/T	33	1295			-10550	-24750	2.346	2.356	
T4 R127731 10	T/0/T	33	1475	rupture dans les mors						
T4 R127731 11	T/0/T	33	1322			-24500	8900	-0.363	-0.364	
T4 R127731 12	T/0/T	33	1317			-23650	8550	-0.362	-0.364	
T4 R128351 13	T/C/T	33	1517	oui		34375	-9250	-0.269	-0.268	
T4 R128351 14	T/C/T	33	1480			33200	-8940	-0.269	-0.268	
T4 R128351 15	T/C/T	33	1360			32000	-8600	-0.269	-0.268	
T5 R128094 01	0/0/T	33	1992	oui		17100	-17100	-1	-1	
T5 R128094 02	0/0/T	33	1280		oui	14800	-14800	-1	-1	
T5 R128094 03	0/0/T	33	1491		oui	16800	-16900	-1.006	-1	
T5 04	0/0/T	33	1450			15800	-15850	-1.003	-1	
T5 05	0/0/T	33	1292			15900	-15950	-1.003	-1	
T5 06	0/0/T	33	1460			16670	-16750	-1.005	-1	
T6 R128816 01	T/T/T	16	390	oui		3750	21740	5.797	5.671	
T6 R128816 02	T/T/T	24	520		oui	3220	18500	5.745	5.671	
T6 R128816 03	T/T/T	24	815			2920	16650	5.702	5.671	

ANNEXE 3

RESULTATS EXPERIMENTAUX ET NUMERIQUES POUR DES ESSAIS DE FATIGUE SUR DES COMPOSITES IMPACTES

Cette annexe reprends les principaux les résultats expérimentaux obtenus dans le cadre d'un programme d'essai de fatigue de composites endommagées par un impact basse vitesse réalisé par Aérospatiale en 1993.

Les résultats de l'analyse numérique basée sur le modèle de Sendeckyj, et présentés dans la partie A (§3.2) sont également reportés dans cette annexe.

Les essais ont été réalisés sur 2 types de drapage de 24 plis :

- un drapage quasi-isotrope (drapage 1),
- un drapage fortement orienté à 0° (drapage 2).

Le matériau retenu est un matériau haute résistance de 1^{ière} génération.

1 RESULTATS EXPERIMENTAUX

RESULTATS D'ESSAI : DRAPAGE 1

ESSAIS STATIQUES

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	516/670	620/760	470/780	520/680	400/660	520/710
contrainte à rupture (MPa)	227,8	289,6	291,9	273,6	258,7	280,5
Contrainte à rupture statique moyenne =				270,35		

FATIGUE MONOTONE

Cas de charge : 0,5/-0,5

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	436/755	510/680	400/610	470/660	460/790	400/680
Nombre de cycles à rupture						
contrainte à rupture à 10E6 cycles	246,1	283,3	297,6	266,1	271,9	277,6

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	400/640	430/650	420/520	480/720
Nombre de cycles à rupture				
contrainte à rupture à 10E6 cycles	277,6	340,5	323,4	306

Cas de charge : 0,5/-0,05

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	390/670	555/700	430/680	500/750	560/1450	400/530
Nombre de cycles à rupture						
contrainte à rupture à 10E6 cycles	283,3	286,2	291,9	300,5	289	297,6

Cas de charge : 0,5/-0,05

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	480/790	520/630
Nombre de cycles à rupture		
contrainte à rupture à 10E6 cycles	294,8	306,2

Cas de charge : 0,6/-0,6

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	659/850	372/550	300/650	400/520	500/720
Nombre de cycles à rupture	516340				
contrainte à rupture à 10E6 cycles		219,8	240,4	251,8	274,7

Cas de charge : 0,6/-0,06

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	412/650	450/540	430/600	506/680	480/740	570/1285
Nombre de cycles à rupture				495000		
contrainte à rupture à 10E6 cycles	274,7	257,6	269		297,6	274,7

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	420/650	420/570	500/690	440/660	440/660	420/550
Nombre de cycles à rupture						
contrainte à rupture à 10E6 cycles	294,8	314,8	314,8	231,2	212,9	286,2

Cas de charge : 0,6/-0,06

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	480/660
Nombre de cycles à rupture	
contrainte à rupture à 10E6 cycles	283,3

Cas de charge : 0,65/-0,65

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	390/500	460/700	480/660
Nombre de cycles à rupture	707790	854590	665610
contrainte à rupture à 10E6 cycles			

Cas de charge : 0,65/-0,065

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	447/650	472/660	450/660	517/1020	510/730	455/755
Nombre de cycles à rupture				49020		524370
contrainte à rupture à 10E6 cycles	311,9	280,4	249,9		257,5	

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	460/840	460/620
Nombre de cycles à rupture	41820	410190
contrainte à rupture à 10E6 cycles		

Cas de charge : 0,7/-0,7

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm2)	430/620	470/680	410/560
Nombre de cycles à rupture	118220	69490	119840
contrainte à rupture à 10E6 cycles			

Cas de charge : 0,7/-0,07

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm2)	458/645	470/730	462/570	463/600	450/700	475/590
Nombre de cycles à rupture	276960	102510	474690	217040	212210	336480
contrainte à rupture à 10E6 cycles						

Cas de charge : 0,75/-0,75

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm2)	500/720	440/680	400/670
Nombre de cycles à rupture	3707	7610	420600
contrainte à rupture à 10E6 cycles			

FATIGUE COMPLEXE

Cas de charge : 0,5/-0,5 (5E5 cycles) + 0,65/-0,65

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm2)	450/550	450/680	450/660	460/745	470/740
Nombre de cycles à rupture		849230	799990		635360
contrainte à rupture à 10E6 cycles	248,9			243,2	
		ép 2		ép 4	

ép 2 : 0,5/-0,5 (6E5 cycles) + 0,65/-0,65

ép 4 : 0,5/-0,5 (7E5 cycles) + 0,65/-0,65

Cas de charge : 0,5/-0,05 (5E5 cycles) + 0,65/-0,065

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm2)	450/680	480/800	450/520	460/590	460/660
Nombre de cycles à rupture	672820	809610		984830	
contrainte à rupture à 10E6 cycles			256,4		231,2

Cas de charge : 0,5/-0,5 (7E5 cycles) + 0,7/-0,7

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm2)	430/710	430/590	430/610	480/685	430/620	460/660
Nombre de cycles à rupture	761290	815960	759150	714800	746230	744170
contrainte à rupture à 10E6 cycles						

Cas de charge : 0,5/-0,05 (7E5 cycles) + 0,7/-0,07

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm2)	405/620	467/640	450/570	470/660	450/730	460/600
Nombre de cycles à rupture	888750	951710		954840		
contrainte à rupture à 10E6 cycles			277		251,8	288,5

RESULTATS D'ESSAI : DRAPAGE 2

ESSAIS STATIQUES

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	664/690	820/920	1084/1110	1140/1270	1320/1500	1821/1870
contrainte à rupture (MPa)	192	183	159	162	146	146
Force à rupture statique moyenne (Frs) =				164,7		

FATIGUE MONOTONE

Cas de charge : 0,6/-0,06

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	600/700	700/750	1060/1075	1200/1300	1357/1380	1830/2210
Nombre de cycles à rupture		584550	157560			243920
contrainte à rupture à 10E6 cycles	194,6			171,7	159,1	

Cas de charge : 0,65/-0,65

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	1060/1180	1182/1300	1226/1238	1248/1250	1430/1440	870/900
Nombre de cycles à rupture	138010	170820	286940	75310	82490	
contrainte à rupture à 10E6 cycles						168,8

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	1014/1060	1025/1070	1111/1200
Nombre de cycles à rupture		1871000	626510
contrainte à rupture à 10E6 cycles	167,1		

Cas de charge : 0,65/-0,065

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	748/900	1085/1230	1100/1280	1140/1150	1660/1915	1980/2000
Nombre de cycles à rupture			445200	803507	107110	384220
contrainte à rupture à 10E6 cycles	182	159,1				

FATIGUE COMPLEXE

Cas de charge : 0,4/-0,4 (1E5 cycles) + 0,6/-0,6

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	860/940	1375/1470	1386/1600	1543/1580	1725/1745
Nombre de cycles à rupture		284500	348160	250000	452890
contrainte à rupture à 10E6 cycles	180,9				

Cas de charge : 0,4/-0,04 (1E5 cycles)+0,6/-0,6 (2E5 cycles)+0,65/-0,65

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	1030/1085	1060/1100	1134/1200	980/1090
Nombre de cycles à rupture	655350	521310	448960	550650
contrainte à rupture à 10E6 cycles				

Cas de charge : 0,65/-0,65 (1,5E5 cycles)+0,6/-0,6

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	968/975	1000/1170	1040/1130	1215/1300	1218/1400	1570/1600
Nombre de cycles à rupture		50000		92500	35700	232250
contrainte à rupture à 10E6 cycles	173		130			

Cas de charge : 0,6/-0,06(1,5E5 cycles)+0,5/-0,05(1,5E5 cycles)+0,6/-0,6

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	1000/1150	1265/1350	1276/1310	1570/1650
Nombre de cycles à rupture	775030	491400	611820	362740
contrainte à rupture à 10E6 cycles				

Cas de charge : 0,65/-0,065(2E5 cycles)+0,5/-0,5(1,5E5 cycles)+0,6/-0,6

surfaces délaminées initiales (sup/inf) (mm ²)	1200/1290	1177/1240	967/1015	1365/1378
Nombre de cycles à rupture	512220			95730
contrainte à rupture à 10E6 cycles		111,6	166,3	

2 ETUDE DU DRAPAGE 1

Les résultats expérimentaux précédemment exposés sur le drapage 1, sont reportés dans ce chapitre après avoir été traités avec le modèle numérique présenté dans la première partie de l'étude (§3.2)

Contrainte statique expérimentale : 270.35 Mpa

Valeurs expérimentales de fatigue

0,6	162,21	5,16E+05	4,95E+05					
0,65	175,73	7,08E+05	8,55E+05	6,66E+05	4,90E+04	5,24E+05	4,18E+04	4,10E+05
0,7	189,25	1,18E+05	6,95E+04	1,20E+05	2,77E+05	1,03E+05	4,75E+05	2,17E+05
0,7	189,25	2,12E+05	3,36E+05					
0,75	202,76	3,71E+03	7,61E+03	4,21E+05				

Valeurs expérimentales de résistance résiduelle après 1 million de cycles

0,6	219,8	240,4	251,8	274,7	274,7	257,6	269	297,6
0,6	274,7	294,8	314,8	314,8	231,2	212,9	286,2	283,3
0,65	311,9	280,4	249,9	257,5				

Calcul des contraintes équivalentes de Sendeckyj

Pente S =	0,03368	C=	0,27394
-----------	---------	----	---------

Fatigue

241,86	241,52					
264,81	266,50	264,27	242,04	262,15	240,75	259,99
268,50	263,74	268,62	276,31	267,22	281,37	274,05
273,85	278,13					
256,02	262,29	300,24				

Résistance

247,55	250,31	255,74	275,10	275,10	259,87	269,72	297,64
275,10	294,85	314,81	314,81	248,37	247,40	286,33	283,47
312,01	282,58	268,98	270,35				

3 ETUDE DU DRAPAGE 2

Les résultats expérimentaux précédemment exposés sur le drapage 2, sont reportés dans ce chapitre après avoir été traités avec le modèle numérique présenté dans la première partie de l'étude (§3.2)

Contrainte statique expérimentale : 164.7 Mpa

Valeurs expérimentales de fatigue

0,6	98,82	5,85E+05	1,58E+05	2,44E+05				
0,65	107,06	1,38E+05	1,71E+05	2,87E+05	7,53E+04	8,25E+04	1,87E+06	6,27E+05
0,65	107,06	4,45E+05	8,04E+05	1,07E+05	3,84E+05			

Valeurs expérimentales de résistance résiduelle après 1 million de cycles

0,6	194,6	171,7	159,1	
0,65	168,8	167,1	182	159,1

Calcul des contraintes équivalentes de Sendeckyj

Pente S =	0,04475	C=	0,034
-----------	---------	----	-------

Fatigue

153,89	145,12	147,99				
156,29	157,79	161,49	152,11	152,73	175,63	167,23
164,7	169,11	154,53	163,62			

Résistance

194,68	172,76	163,39	
175,2	174,48	183,77	172,21

ANNEXE 4

ETUDE ET SUIVI, EN TEMPS REEL, DE L'EVOLUTION DES SURFACES DELAMINEES

L'objectif de cette étude est de mettre en évidence une éventuelle propagation des délaminages d'impact. Les procédés expérimentaux ont été développés en collaboration avec le Centre Commun de Recherche d'Aérospatiale. Cette étude doit permettre de confirmer l'hypothèse qu'un défaut dominant, le délaminage, régit le comportement en fatigue et en statique des composites impactés.

1 PROCEDURE EXPERIMENTALE

Des études préliminaires ont été réalisées [62-80] dans le cadre d'une collaboration franco/allemande dans laquelle était impliquée :

- Aérospatiale et le CEAT pour la France,
- DASA, Dornier et Wim pour l'Allemagne.

Pour suivre l'évolution des dommages, deux méthodes de contrôle par ultrasons sont utilisées successivement :

- une méthode par réflexion à l'aide d'un appareil portable qui donne une image A-Scan en temps réel,
- et une méthode par double transmission en piscine qui donne fournit une cartographie C Scan des délaminages.

Le suivi de la propagation des délaminages est assuré à l'aide de palpeurs ultrasonores placés à la périphérie des plus grands dommages (figures 1et 2). Ces palpeurs sont reliés à un appareil multiplexé. Un logiciel développé spécifiquement délivre en temps réel jusqu'à 8 A-Scan correspondant aux palpeurs (de 2 à 8 suivant les applications).

Un premier seuil d'analyse (figure 3) déclenché par la progression d'un délaminage sous un capteur déclenche l'enregistrement des A-Scan. Un second seuil déclenche une alarme permettant d'arrêter l'essai.

Un deuxième contrôle ultrasonore est alors effectué en piscine pour mesurer la propagation des délaminages.

Le montage peut ensuite être remonté sur la machine d'essai pour poursuivre l'essai. L'opération est renouvelée jusqu'à la rupture de l'éprouvette.

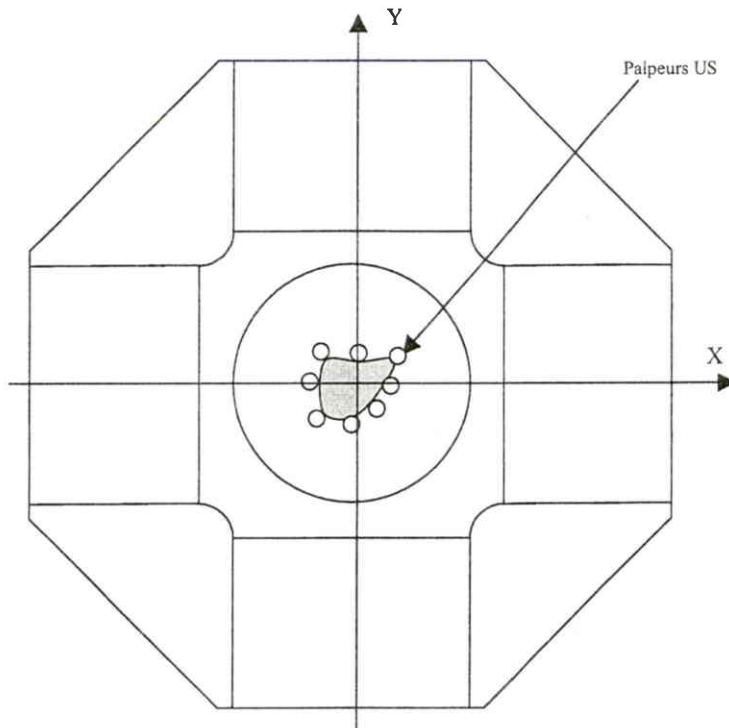


Figure 1 : Position des palpeurs US sur l'éprouvette biaxiale

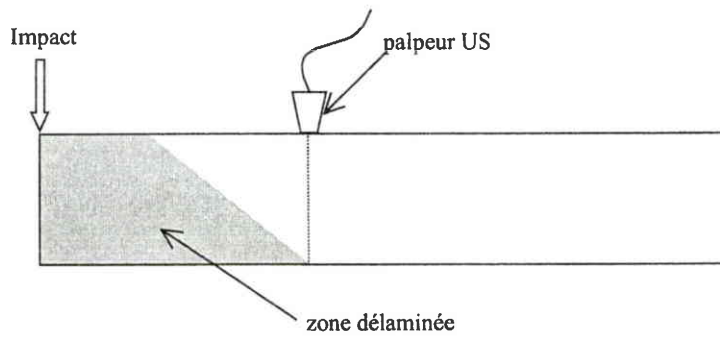


Figure 2 : Position des palpeurs US à la périphérie des plus grands dommages

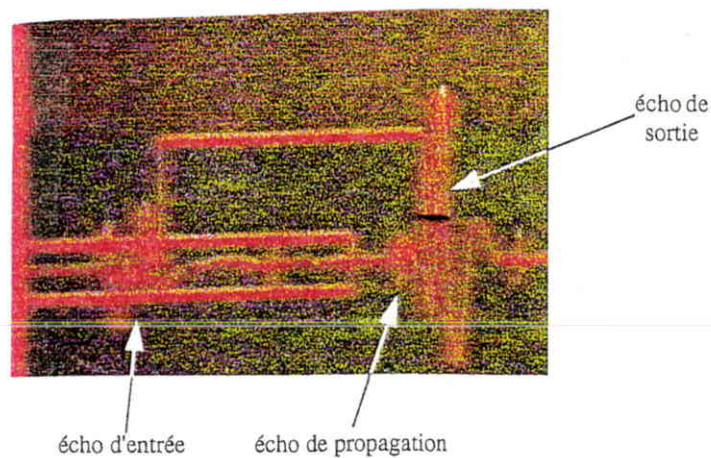


Figure 3 : Image A-Scan

2 APPLICATION SUR DES EPROUVETTES DE COMPRESSION APRES IMPACT

Pour ces essais (figure 4), 2 palpeurs US sont collés le long d'un axe perpendiculaire à l'axe de chargement. Des tests ont été effectués sur 2 types de matériaux : des thermodurcissables de première et seconde génération et sur des thermoplastiques. Seuls les résultats sur les éprouvettes en thermodurcissables sont traités dans le cadre de cette étude.

Des essais en compression résiduelle et en fatigue ont été réalisés.

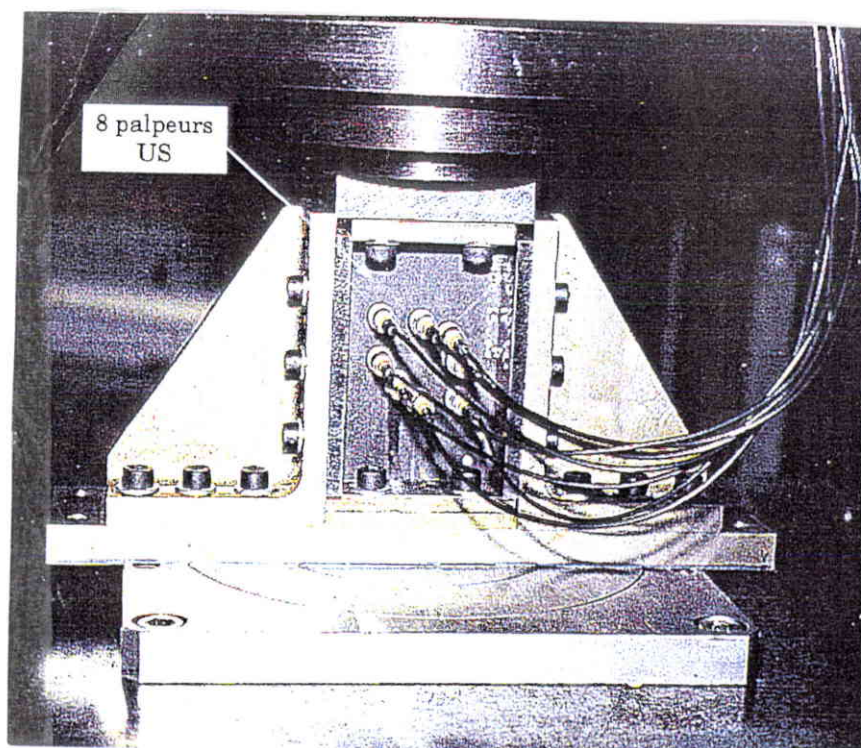


Figure 4 : Montage de l'éprouvette de CAI équipées de palpeurs US

2.1 Essais statiques

Les essais réalisés dans le cadre du programme reportés en annexe 1 sur des éprouvettes de CAI n'ont pas permis de mettre en évidence la propagation des délaminages. Ces résultats s'expliquent par le choix du drapage et plus précisément du nombre de plis. En effet, des problèmes d'instabilité se sont posés avant qu'une évolution des dommages ait pu être détectée.

Dans le cadre d'une étude précédente, une évolution des dommages a pu être détectée. Il a été mis en évidence les délaminages qui propageaient, étaient situés dans le tiers inférieur de la plaque. La direction de propagation était toujours perpendiculaire à la direction du chargement. Un exemple, sur une éprouvette en matériau de 1^{ière} génération (HR) quasi-isotropique de 32 plis, est présenté à la figure 5.

Les phénomènes de propagation se produisent pour des niveaux de charges très élevés. Les mécanismes régissant la propagation et la ruine de la structure se produisent quasi simultanément. La rupture, très brutale, explique le fait que les phénomènes de propagation soient très difficiles à mettre en évidence lors d'essais statiques.

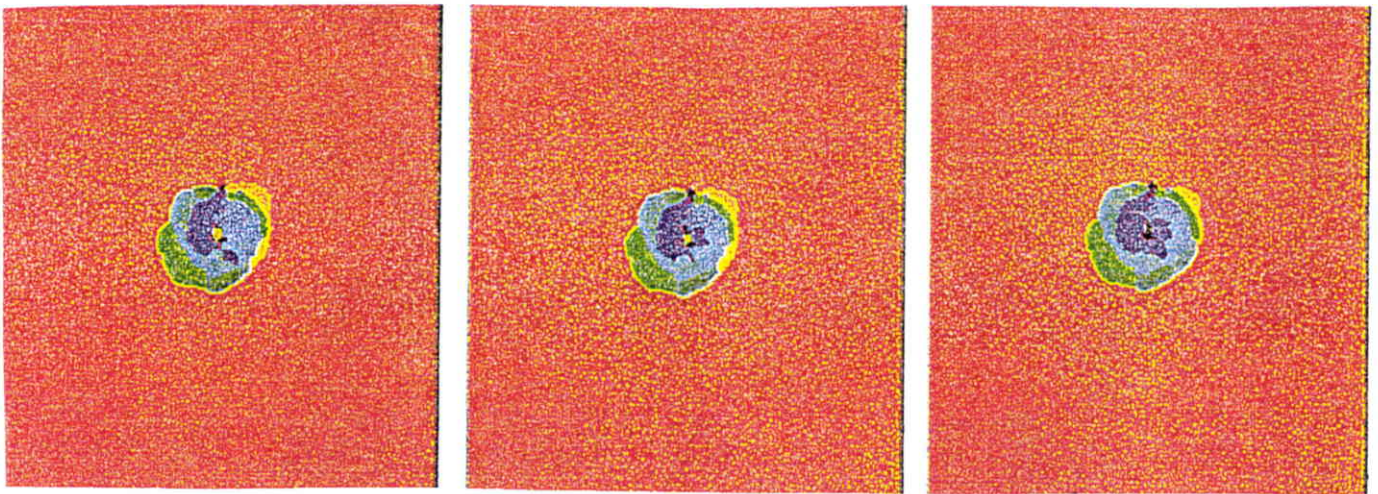


Figure 5 : Propagation des délaminages sur une éprouvette de CAI en matériau de 2^{ème} génération (essai statique)

2.2 Essais de fatigue

La seconde phase de l'étude portait sur l'évolution des dommages en fatigue. La procédure expérimentale est la même que pour les essais statiques.

Les essais de fatigue ont été réalisés sur des éprouvettes endommagées par un impact de 9, 18 et 30 joules [62]. Le taux de chargement appliqué est de 70 à 80% de la contrainte à rupture correspondante. La fréquence utilisée était de 5 Hz pour un chargement en compression/compression ($R=10$).

Les résultats (figure 6) ont mis en évidence que le processus de propagation était similaire sur les différentes éprouvettes quelle que soit l'énergie d'impact. La direction de propagation est perpendiculaire à la direction de chargement et n'apparaît que pour un niveau de durée de vie de l'ordre de 80% de la durée de vie totale.

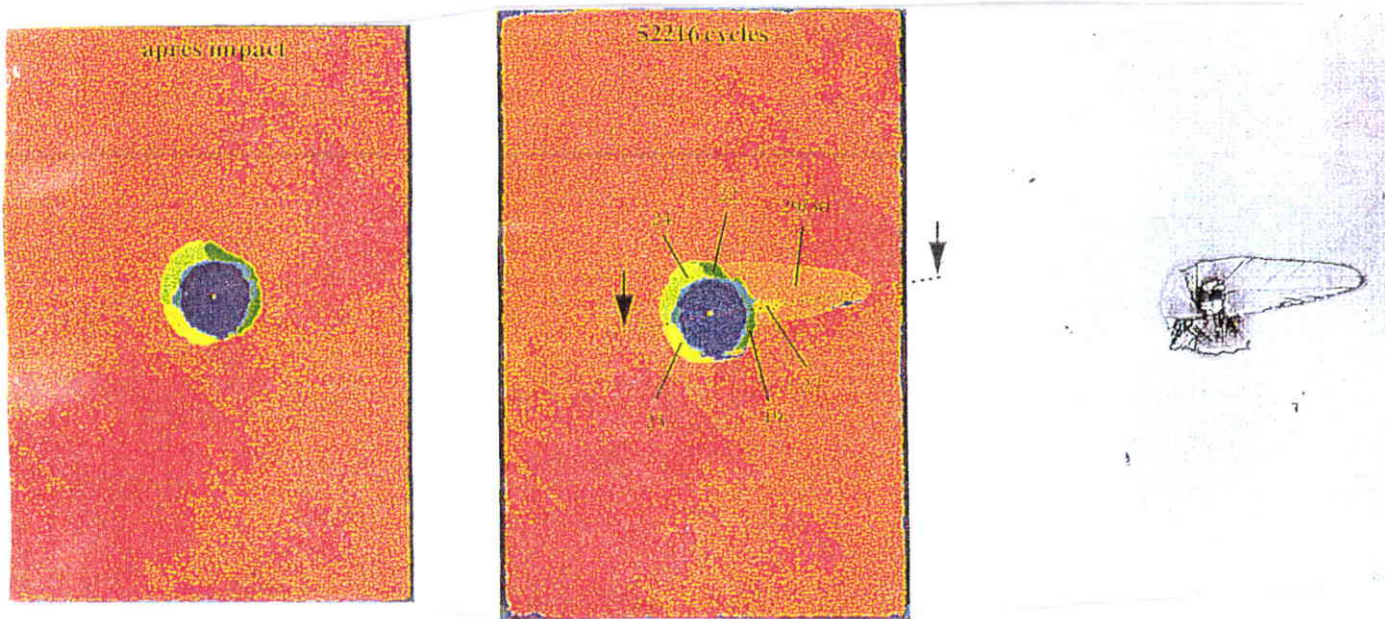


Figure 6 : Propagation des délaminages sur une éprouvette de CAI en matériau de 2^{ème} génération (essai de fatigue)

2.3 Conclusion

Les phénomènes de propagation des délaminages ont pu être mis en évidence pour des essais statiques et en fatigue et sont similaires.

Ces phénomènes apparaissent pour des niveaux de charges ou de vie très proches de valeurs à rupture. Pour les cas statiques, la principale difficulté vient du fait que la propagation des délaminages et la rupture sont quasi simultanés donc très difficilement détectables.

La propagation se produit dans le tiers inférieur du stratifié et suivant une direction perpendiculaire à la direction du chargement pour les éprouvettes de CAI.

3 APPLICATION SUR DES EPROUVETTES BIAxiaLES

Ces essais ont été réalisés en collaboration avec le Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse. La procédure expérimentale est la même que pour les éprouvettes de CAI. Du fait du chargement suivant 2 directions, il n'y a pas de direction de propagation privilégiée, 8 palpeurs sont donc utilisés (figure 1).

3.1 Définition des essais

Ces essais concernent 9 éprouvettes (annexe 2) :

- 3 éprouvettes de type 1 (C/T/0)
- 1 éprouvette de type 3 (C/T/T)
- 2 éprouvettes de type 4 (C/C/T)
- 2 éprouvettes de type 5 (0/0/T)
- 1 éprouvette de type 6 (0/0/T)

Une propagation des surfaces délaminées a été enregistrée pour 2 essais (éprouvettes T1-124720-19 et T6-128816-02).

Pour l'éprouvette de type 1 impactée à 48 joules, les charges qui ont déclenché l'alarme voie 2 sont sensiblement équivalentes à celles de rupture. Les A-Scan montrent une propagation des délaminages suivant une seule direction dans le deuxième quart supérieur de l'éprouvette. Un premier délaminage s'est propagé vers le 13-14^{ème} pli, puis un second s'est propagé vers le 10-11^{ème} pli (figures 7 à 10)

Pour l'éprouvette de type 6 (16 plis), un premier délaminage a propagé sous la voie n°1 vers le 8^{ème} pli, puis un second a propagé au même endroit vers le 5-6^{ème} pli (figures 11-12). La rupture s'est produite avant que la propagation soit suffisante pour déclencher le seuil d'alarme.

Il est à noter que la propagation qui a été détectée s'est produite dans la première moitié de l'épaisseur c'est à dire hors de la zone des plus grands délaminages. Ceci laisse supposer que la rupture sur ces éprouvettes est produite par une augmentation du volume endommagé dans la zone d'impact.

Pour les autres cas, la montée en charge a été stoppée dès qu'un craquement a été entendu, un contrôle C-Scan est réalisé puis l'éprouvette est soumise à une nouvelle montée en charge. L'opération est renouvelée jusqu'à rupture. Cette manipulation a mis en évidence une propagation des surfaces délaminées dans la partie haute du cône de délaminages (propagation qui ne pouvait être détectée par les moyens mis en place).

Les résultats reportés figures 11 à 15 ont été obtenus pour l'éprouvette de type 4 (ref T4 R127730 02) chargée en compression sur les 2 axes. Les cartographies montrent une légèrement évolution des surfaces délaminées (figures 6-7) puis une propagation brutale des délaminages face impactée. La rupture a eu lieu à -23 000 daN sur X (rapport de biaxialité de -0,364).

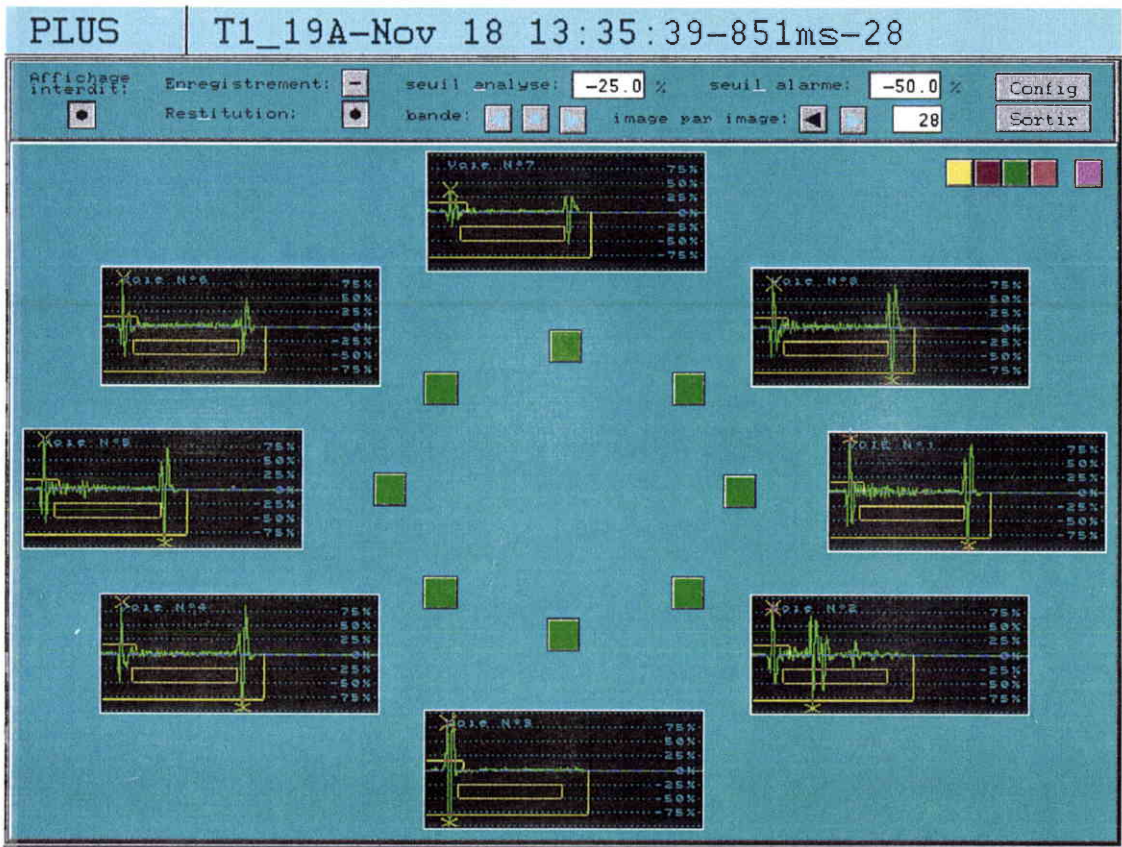


Figure 7 : A-Scan au déclenchement de l'analyse (T1-124720-19)

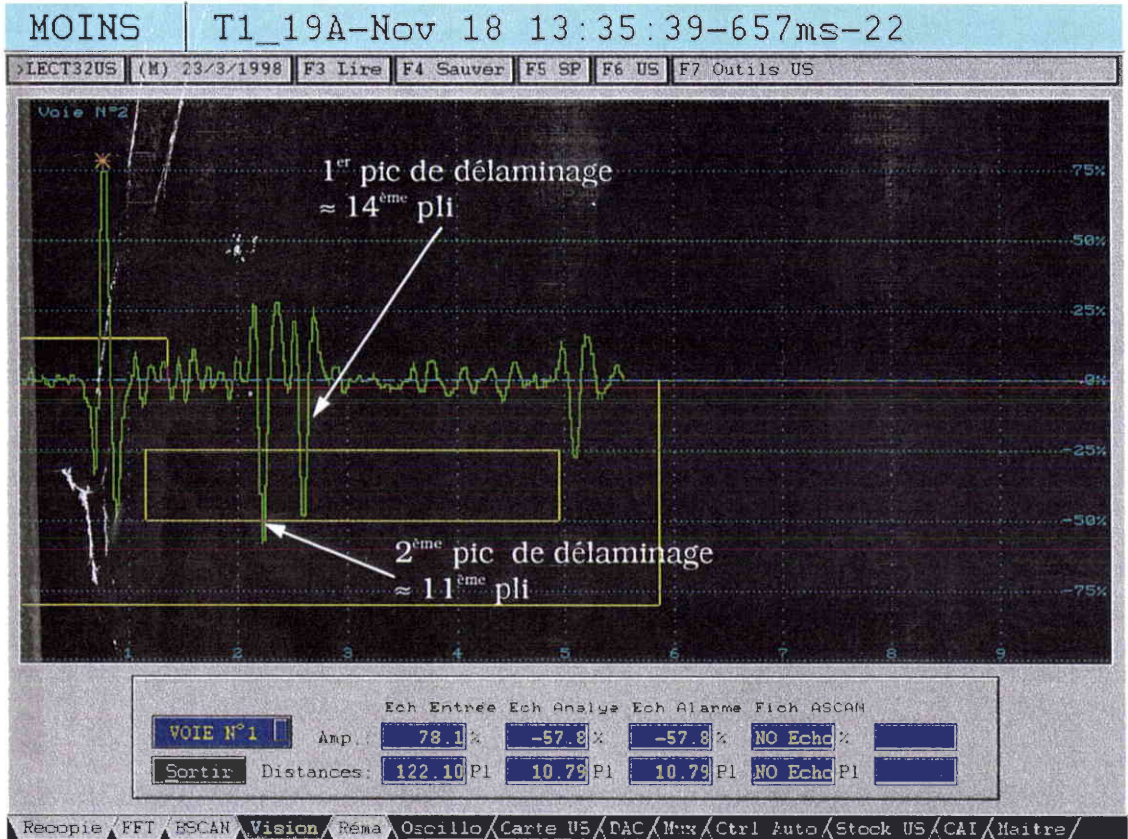


Figure 8 : Voie 2 au déclenchement de l'analyse (T1-124720-19)

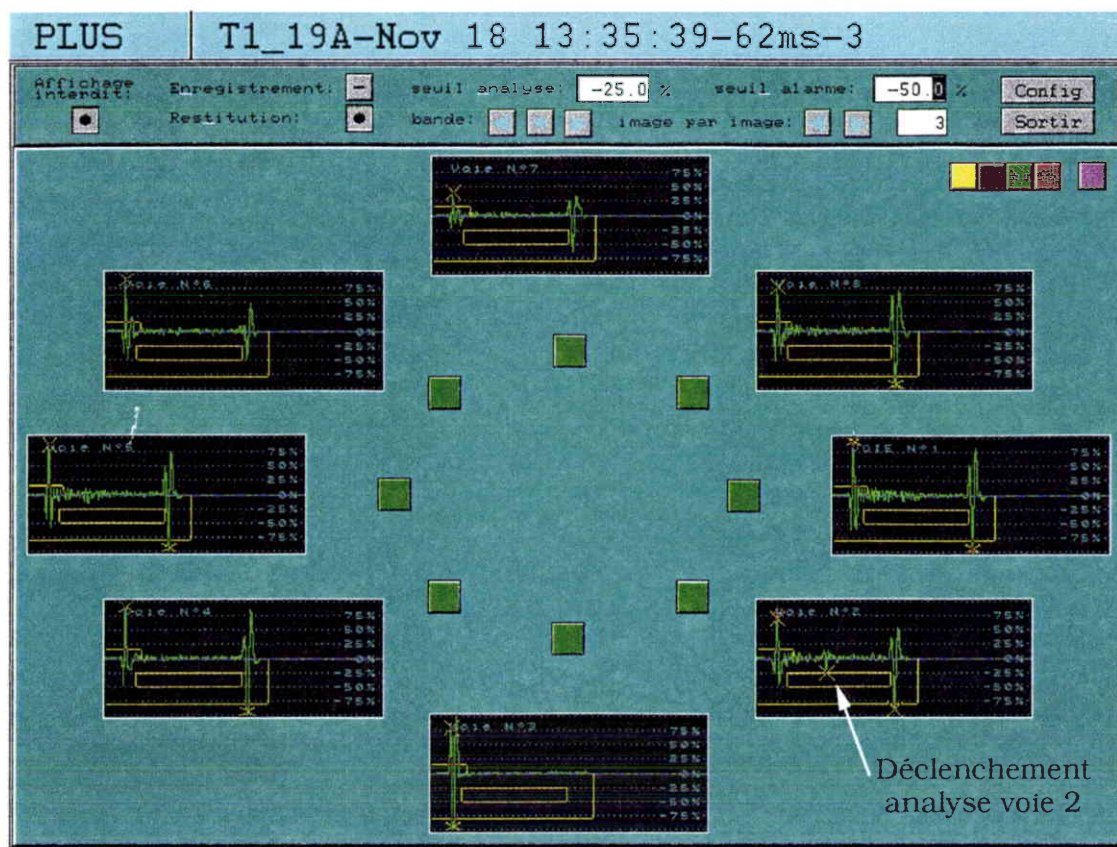


Figure 9 : A-Scan au déclenchement de l'alarme (T1-124720-19)

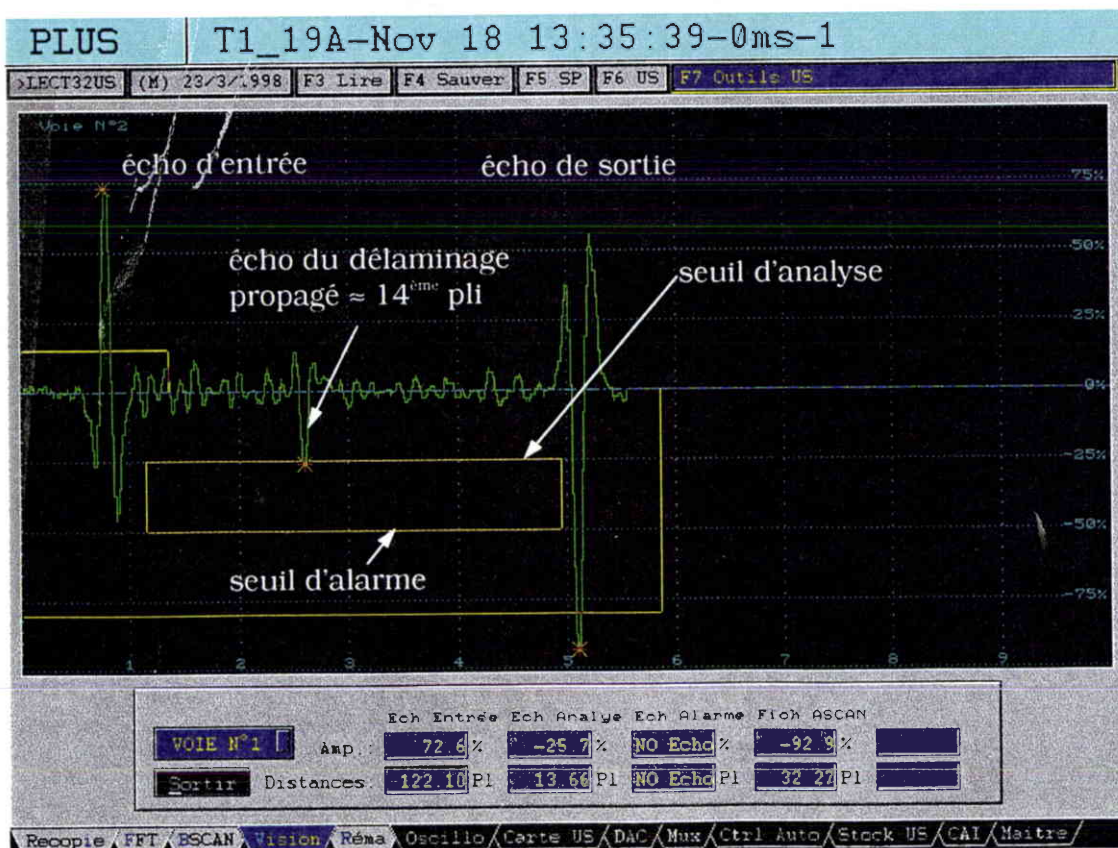


Figure 10 : Voie 2 au déclenchement de l'alarme (T1-124720-19)

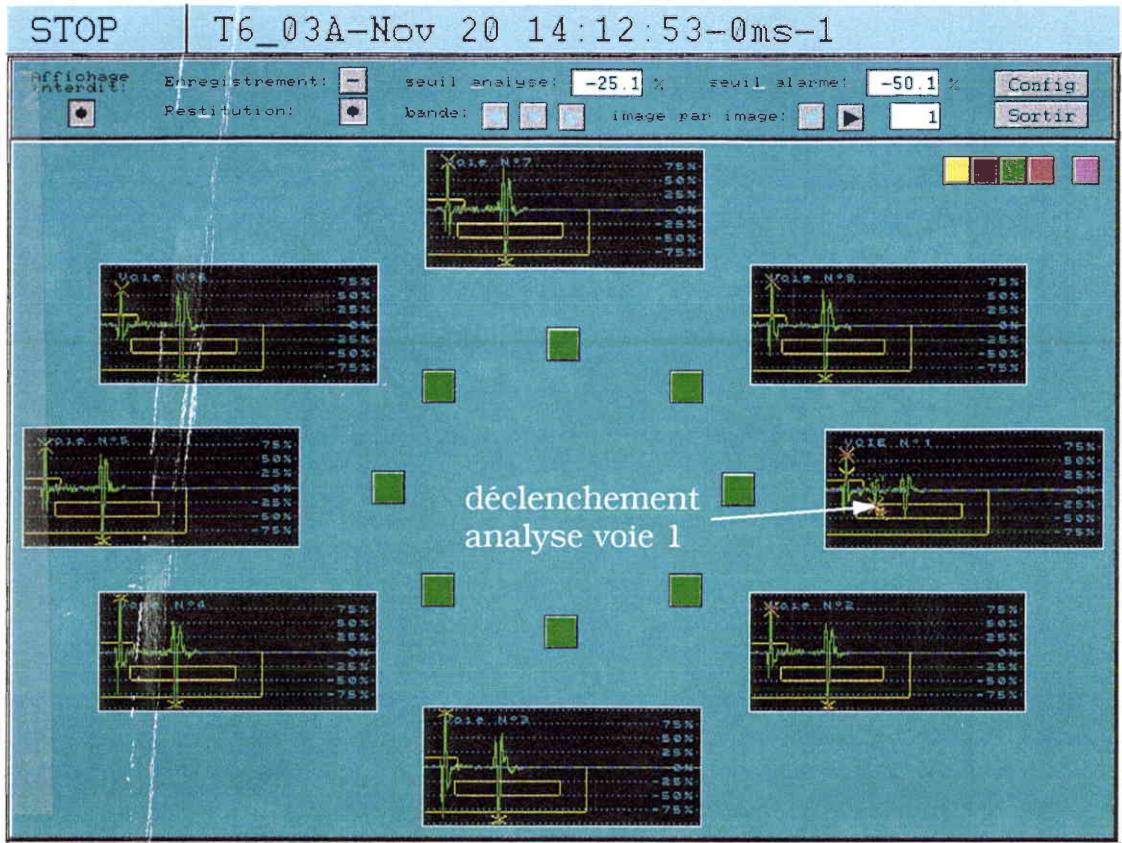


Figure 11 : A-Scan avant rupture (T6-128816-02)

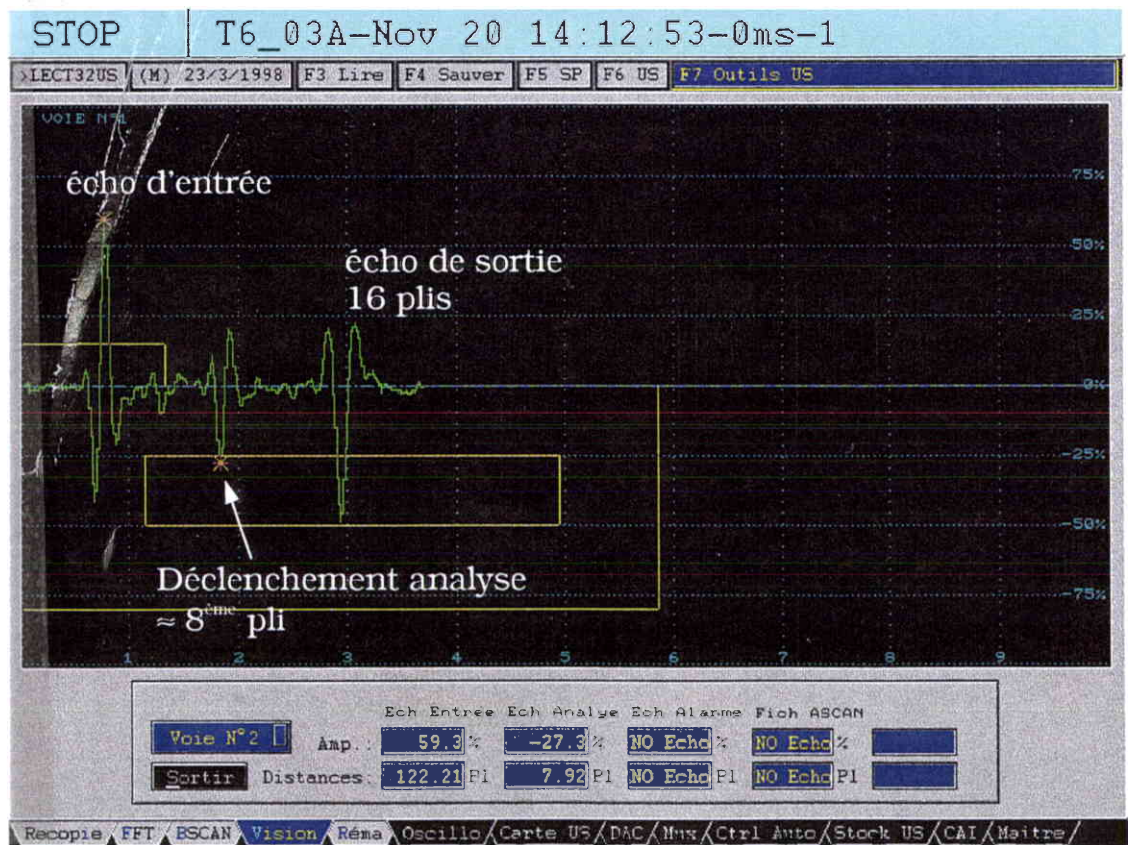


Figure 12 : Voie 1 avant rupture (T6-128816-02)



Figure 13 : Cartographie du dommage suite à l'impact



Figure 14 : Cartographie du dommage
Première montée (13 600daN)



Figure 15 : Cartographie du dommage
Seconde montée (19 100 daN)

3.2 Interprétation des résultats expérimentaux

Ces essais ont permis de mettre en évidence l'évolution des surfaces délaminées pour des chargements statiques bidirectionnels. Ces résultats ont confirmé les résultats déjà obtenus pour les éprouvettes de CAI. La propagation des surfaces délaminées se produit pour des charges proches de charges de rupture.

La propagation qui a été détectée par les moyens de contrôles utilisés s'est produite dans la première moitié de l'épaisseur c'est à dire hors de la zone des plus grands délaminages. Ceci laisse supposer que la rupture sur ces éprouvettes est produite par une augmentation du volume endommagé dans la zone d'impact. Ces résultats montrent une évolution de la zone délaminée différente de celle qui avait été mise en évidence précédemment.

4 CONCLUSION ET PERSPECTIVES

Ces essais ont montré :

- que la direction de propagation est perpendiculaire à la direction de chargement en compression,
- que le niveau de charge de propagation est très proche du niveau de charge à rupture,
- qu'il n'y a pas de position privilégiée dans l'épaisseur pour la propagation des délaminages.

En effet, les premiers résultats sur les éprouvettes de CAI laissaient supposer que la propagation des surfaces délaminées se produisait dans le tiers inférieur du stratifié (figure 16). Les résultats obtenus sur les éprouvettes biaxiales ont montré que les délaminages qui ont propagé se trouvaient dans la première moitié de l'épaisseur (face impactée), par une augmentation du volume endommagé dans la zone d'impact (figure 17).

La position dans l'épaisseur des délaminages qui propagent semble être fonction du chargement, de l'épaisseur du matériau, de la taille du dommage, de la profondeur d'empreinte... Cette hypothèse doit être confirmée par une approche numérique (modélisation "micromécanique") corroborée par de nouveaux essais pour différents drapages (quasi-isotropique et fortement orienté) et plusieurs niveaux d'énergie.

De même, les moyens de contrôles proposés ne permettaient pas de suivre toutes les propagations (seuls 2 essais sur les éprouvettes biaxiales ont donné des résultats probants) mais il est possible d'utiliser cette méthode, moyennant quelques réglages, pour suivre la propagation des délaminages dans toute l'épaisseur.

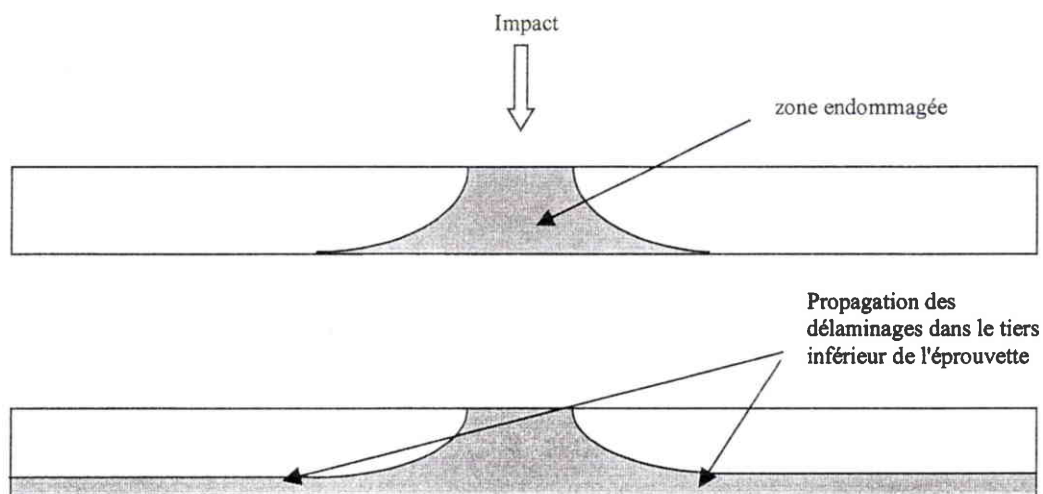


Figure 16 : Propagation des délaminages dans le tiers inférieure de l'éprouvette

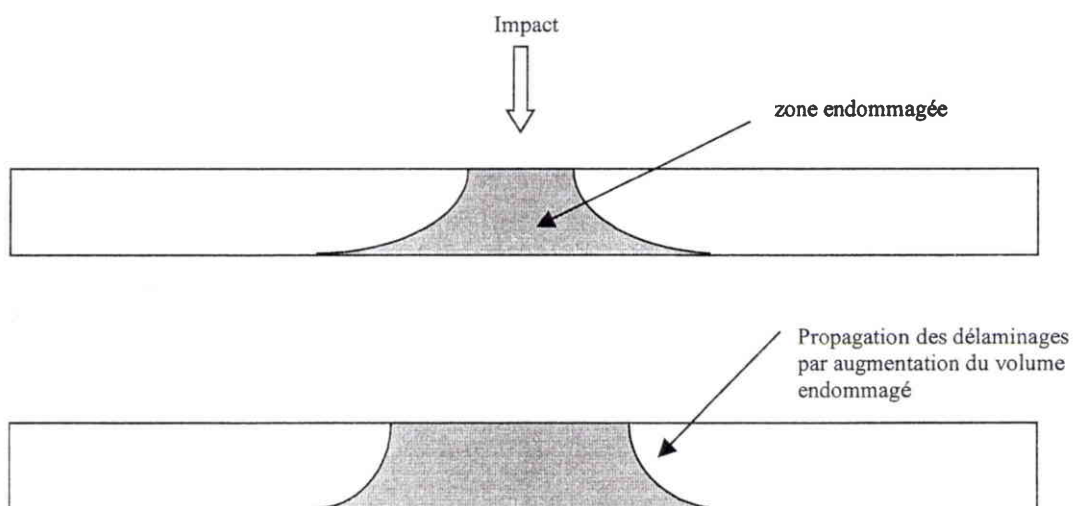


Figure 17 : Propagation des délaminages par une augmentation du volume endommagé