

# THÈSE

présentée en vue de  
l'obtention du titre de

DOCTEUR

de

L'ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE  
DE L'AÉRONAUTIQUE ET DE L'ESPACE

ÉCOLE DOCTORALE : MATÉRIAUX - STRUCTURES - MÉCANIQUE

SPÉCIALITÉ : Génie mécanique

Sandrine PETIT

Contribution à l'étude de l'influence d'une protection thermique sur la  
tolérance aux dommages des structures composites des lanceurs

Soutenue le 21 décembre 2005 devant le jury :

MM.	D. COUTELLIER	Président
	Z. ABOURA	Rapporteur
	J.J. BARRAU	Directeur de thèse
	A. BERGEROT	
	C. BOUVET	Co-directeur de thèse
	J.M. QUENISSET	Rapporteur
M.	M. THOMAS	Membre invité

# AVANT PROPOS ET REMERCIEMENTS

*Cette thèse a été effectuée au Laboratoire Structures de Supaéro sous la direction de Monsieur Jean-Jacques Barrau. Y est aussi associée la société EADS Space Transportation. Dans ce contexte, je tiens à remercier toutes les personnes ayant participé de près ou de loin à l'élaboration de ce travail.*

*Je souhaite tout d'abord remercier Monsieur Jean-Jacques Barrau pour m'avoir dirigée et pour la confiance qu'il m'a témoignée tout au long de cette étude ; Christophe Bouvet, co-directeur de thèse et l'un des acteurs principaux, pour son aide précieuse et ses judicieux conseils. Je tiens également à remercier Monsieur Serge Crézé pour m'avoir accueillie au sein de son laboratoire.*

*J'exprime toute ma reconnaissance à chacun des membres du jury pour l'intérêt manifesté envers ce travail. Je remercie Monsieur Daniel Coutellier de l'honneur qu'il m'a fait en présidant ce jury. J'exprime également toute ma gratitude à Messieurs Zoheir Aboura et Jean-Michel Quenisset pour avoir accepté d'être rapporteurs.*

*Mes plus vifs remerciements vont à Michèle Thomas qui est à l'origine de ce sujet de recherche et qui a su faire naître une collaboration fructueuse entre le milieu de la recherche et le monde de l'industrie. Je remercie également Alain Bergerot d'EADS Space Transportation de Saint Médard en Jalles qui a suivi de près l'évolution de cette étude et y a participé de ses conseils avisés.*

*Je n'oublierai pas l'équipe d'EADS Space Transportation des Mureaux avec qui j'ai effectué la première année de ma thèse : Camille, Cédric, Christophe, Elodie, Eric, Estelle, Fabien, Fanny, Jérôme, Laurent, Marc, Mickaël, Nathanaël, Patrice, Richard, Valérie, Xavier...*

*J'adresse également mes remerciements au personnel du département Génie Mécanique de l'ENSICA et de l'INSA Toulouse, de l'IUT GMP de Toulouse, et du CEAT de l'Hers qui ont mis à ma disposition leur temps, leurs compétences et leurs moyens.*

*Je pense avec sympathie à toutes les personnes du laboratoire qui m'ont directement aidée ou qui ont tout simplement partagé ces trois années de thèse dans une ambiance chaleureuse : Mimi pour son aide dans la fabrication des éprouvettes et son éternelle bonne humeur ; Mathieu pour sa gentillesse et son écoute ; Marc pour ses observations au*

*MEB ; Joël pour sa grande réactivité sur les différents dispositifs d'essais ; Anne-Laure pour son amitié « féminine » au sein du labo ; Sam pour avoir su combler les « blancs » au moment des pauses déjeuner ; Marco pour son amabilité et son aide ; Paulo pour ses instrumentations d'éprouvettes, ses petits surnoms raffinés et les civets de Maité ; Titi pour ses usinages et son aide en vocabulaire particulièrement appréciée après la pause déjeuner ; Victorien pour sa sympathie ; Jeff pour sa franchise et son amitié ; Elie pour sa patience, ses conseils et ses délires ; Issam pour ses namouras et pour avoir été un stagiaire exemplaire ; Elias pour ses tablettes de chocolat à l'heure du goûter ; Bruno pour sa disponibilité ; Yulfian et Piu pour leur aide sur Samcef et Javier pour son accent « exotique ».*  
*Je remercie également Francesco et David, qui ont contribué, par leur stage, à l'avancement de ces travaux de recherche.*

*En dernier lieu, j'aimerais exprimer ma reconnaissance à toute ma famille pour son soutien et ses sacrifices.*

# SOMMAIRE

<b>INTRODUCTION GENERALE</b> .....	<b>1</b>
<b>I - BIBLIOGRAPHIE</b> .....	<b>5</b>
<b>I.1. INTRODUCTION</b> .....	<b>5</b>
<b>I.2. PRINCIPES GENERAUX DE LA TOLERANCE AUX DOMMAGES</b> .....	<b>6</b>
I.2.1. Introduction .....	6
I.2.2. Sources et classification des dommages .....	6
I.2.2.1. Dommages ou défauts de fabrication .....	6
I.2.2.2. Dommages se produisant en service .....	7
I.2.3. Caractéristiques du dommage d'impact basse vitesse sur une structure composite .....	10
I.2.3.1. Généralités .....	10
I.2.3.2. Inspections des dommages d'impact .....	11
I.2.3.3. Paramètres influençant la taille et la détectabilité des dommages d'impact .....	13
I.2.4. Méthodologie de la tolérance aux dommages « avion » .....	15
<b>I.3. ETUDE DE L'ENDOMMAGEMENT SOUS CHARGEMENT D'IMPACT</b> .....	<b>17</b>
I.3.1. Conditions d'essais .....	17
I.3.2. Mécanismes de l'endommagement des structures composites .....	18
I.3.2.1. Endommagement de la matrice .....	19
I.3.2.2. Délaminage .....	21
I.3.2.3. Rupture de fibres .....	23
I.3.3. Influence de la protection thermique sur la tolérance aux dommages des composites .....	23
<b>I.4. CRITERES ET MODELES D'ENDOMMAGEMENT DE PLAQUES COMPOSITES EXISTANT DANS LA LITTERATURE</b> .....	<b>24</b>
I.4.1. Aperçu de quelques critères de rupture .....	24
I.4.1.1. Fissuration matricielle .....	24
I.4.1.2. Délaminage .....	26
I.4.1.3. Rupture de fibres .....	29
I.4.2. Modélisation du délaminage dans les stratifiés composites .....	30
I.4.3. Conclusions .....	33
<b>I.5. ETUDE DU COMPORTEMENT EN STATIQUE DE PLAQUES COMPOSITES IMPACTEES</b> .....	<b>34</b>
I.5.1. Essais de Compression Après Impact .....	34
I.5.2. Essais d'éprouvettes impactées sous sollicitations bidirectionnelles .....	37
<b>I.6. CONCLUSIONS ET DEMARCHE DE L'ETUDE</b> .....	<b>40</b>
<b>II - MOYENS EXPERIMENTAUX ET CARACTERISATION DES MATERIAUX</b> .....	<b>41</b>
<b>II.1. INTRODUCTION</b> .....	<b>41</b>
<b>II.2. PRINCIPAUX MOYENS EXPERIMENTAUX</b> .....	<b>42</b>
II.2.1. Essais mécaniques .....	42
II.2.1.1. Essais d'impact .....	42
II.2.1.2. Essais de compression après impact .....	49
II.2.2. Moyens et méthodes de contrôle .....	50
II.2.2.1. Contrôles non destructifs : les ultrasons .....	50
II.2.2.2. Contrôles destructifs : observations de coupes micrographiques .....	52
<b>II.3. FABRICATION DES PLAQUES</b> .....	<b>53</b>
II.3.1. Drapage des plaques monolithiques .....	53
II.3.2. Drapage des plaques sandwiches .....	53
II.3.3. Polymérisation des plaques .....	55

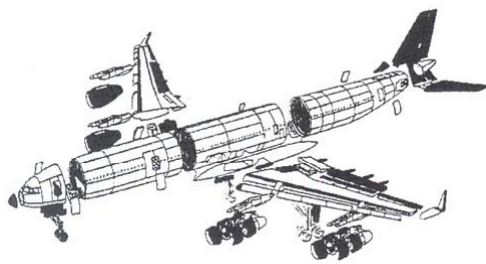
II.3.4.	Expertise des éprouvettes avant essai.....	56
II.3.5.	Collage de la protection thermique .....	56
<b>II.4.</b>	<b>CHOIX DES EMPILEMENTS.....</b>	<b>57</b>
II.4.1.	Eprouvettes monolithiques HM .....	57
II.4.2.	Eprouvettes monolithiques HR.....	57
II.4.3.	Eprouvettes sandwiches .....	58
<b>II.5.</b>	<b>CARACTERISATION DES MATERIAUX.....</b>	<b>59</b>
II.5.1.	Essais de traction .....	59
II.5.2.	Essais de compression.....	62
II.5.3.	Résultats.....	64
<b>II.6.</b>	<b>DETERMINATION DES PROPRIETES MECANIQUES DE LA PT .....</b>	<b>68</b>
II.6.1.	Présentation du matériau .....	68
II.6.2.	Moyens d'essais.....	68
II.6.3.	Résultats d'essais.....	68
II.6.4.	Loi de comportement retenue pour la protection thermique.....	69
<b>II.7.</b>	<b>DEFINITION DES EPROUVETTES.....</b>	<b>72</b>
II.7.1.	Eprouvettes d'impact pour expertises .....	72
II.7.2.	Eprouvettes de CAI.....	73
<b>II.8.</b>	<b>CONCLUSIONS.....</b>	<b>74</b>
<b>III -</b>	<b>ENDOMMAGEMENT SOUS IMPACT.....</b>	<b>75</b>
<b>III.1.</b>	<b>INTRODUCTION .....</b>	<b>75</b>
<b>III.2.</b>	<b>ETUDE PRELIMINAIRE DU COMPORTEMENT A L'IMPACT DE LA PROTECTION THERMIQUE .....</b>	<b>76</b>
III.2.1.	Définition des éprouvettes.....	76
III.2.2.	Déroulement des essais .....	76
III.2.3.	Résultats et analyses.....	76
III.2.4.	Modélisation de la protection thermique.....	82
<b>III.3.</b>	<b>COMPORTEMENT A L'IMPACT DE PLAQUES COMPOSITES MONOLITHIQUES ....</b>	<b>85</b>
III.3.1.	Définition des éprouvettes.....	85
III.3.2.	Déroulement des essais .....	85
III.3.3.	Résultats et analyses.....	86
III.3.3.1.	Premières observations .....	86
III.3.3.2.	Influence de la géométrie de l'éprouvette.....	94
III.3.3.3.	Influence du matériau .....	98
III.3.3.4.	Influence de la protection .....	99
III.3.4.	Conclusions.....	108
III.3.5.	Analyse des phénomènes d'endommagement .....	108
III.3.5.1.	Expertises et CND.....	108
III.3.5.2.	Modélisation Eléments Finis.....	124
<b>III.4.</b>	<b>COMPORTEMENT A L'IMPACT DE PLAQUES COMPOSITES SANDWICHES .....</b>	<b>140</b>
III.4.1.	Définition des éprouvettes .....	140
III.4.2.	Déroulement des essais .....	140
III.4.3.	Résultats et analyses.....	141
III.4.3.1.	Premières observations .....	141
III.4.3.2.	Influence de la protection thermique .....	144
III.4.4.	Analyse des phénomènes d'endommagement .....	151
III.4.4.1.	Plaques nues.....	151
III.4.4.2.	Plaques avec PT .....	154
<b>III.5.</b>	<b>CONCLUSIONS.....</b>	<b>158</b>

<b>IV - ETUDE DU COMPORTEMENT EN COMPRESSION APRES IMPACT .....</b>	<b>159</b>
<b>IV.1. INTRODUCTION .....</b>	<b>159</b>
<b>IV.2. DEFINITION DES EPROUVETTES .....</b>	<b>160</b>
IV.2.1. Eprouvtes monolithiques .....	160
IV.2.2. Eprouvtes sandwiches .....	161
<b>IV.3. DEROULEMENT DES ESSAIS .....</b>	<b>163</b>
IV.3.1. Mesure.....	163
IV.3.2. Mise au point du montage .....	163
IV.3.3. Mise au point de l'éprouvette .....	166
<b>IV.4. RESULTATS ET ANALYSES.....</b>	<b>168</b>
IV.4.1. Eprouvtes monolithiques HM .....	168
IV.4.1.1. Etude détaillée de quelques éprouvettes .....	168
IV.4.1.2. Influence de la PT sur la résistance résiduelle.....	173
IV.4.2. Eprouvtes monolithiques HR .....	177
IV.4.2.1. Etude détaillée de quelques éprouvettes .....	177
IV.4.2.2. Influence de la PT sur la résistance résiduelle.....	183
IV.4.3. Eprouvtes sandwiches HM .....	187
IV.4.3.1. Etude détaillée de quelques éprouvettes .....	187
IV.4.3.2. Influence de la PT sur la résistance résiduelle.....	193
IV.4.4. Conclusions .....	196
<b>IV.5. MODELISATION ELEMENTS FINIS .....</b>	<b>197</b>
IV.5.1. Plaques composites HM nues sollicitées en CAI .....	197
IV.5.1.1. Caractéristiques générales.....	197
IV.5.1.2. Comparaison calculs/essais pour le cas de la plaque HM nue impactée à 15J .....	201
IV.5.1.3. Influence de l'empreinte .....	207
IV.5.1.4. Influence du délaminage.....	209
IV.5.1.5. Influence des ruptures de fibres dans les plis inférieurs.....	210
IV.5.1.6. Scénario de rupture des plaques nues .....	211
IV.5.1.7. Détermination des contraintes résiduelles pour différentes éprouvettes nues .....	211
IV.5.2. Plaques composites HM impactées avec PT et sollicitées en CAI .....	213
IV.5.2.1. Caractéristiques générales.....	213
IV.5.2.2. Comparaison calculs/essais pour le cas de la plaque HM impactée à 35J avec PT .....	214
IV.5.2.3. Influence des délaminages en « double-hélice » .....	218
IV.5.2.4. Influence des ruptures de fibres.....	220
IV.5.2.5. Détermination des contraintes résiduelles pour différentes éprouvettes impactées avec PT.....	221
IV.5.2.6. Scénario de rupture des plaques revêtues.....	223
<b>IV.6. CONCLUSIONS.....</b>	<b>224</b>
 <b>CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES .....</b>	 <b>225</b>
 <b>REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....</b>	 <b>229</b>
 <b>ANNEXES.....</b>	 <b>235</b>

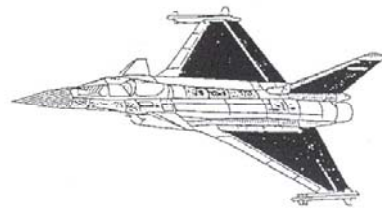


# INTRODUCTION GENERALE

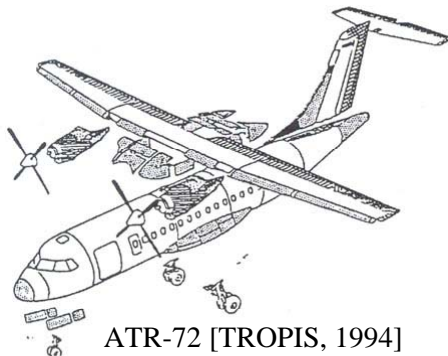
Les matériaux composites sont largement répandus dans la conception des structures, dans de nombreux domaines tels que les loisirs, les sports et les transports. C'est le cas de l'aéronautique et du spatial, où un nombre important de sous-structures constituantes sont en stratifiés composites (Cf. Figure 1 et Figure 2). Il s'agit surtout de matériaux composites à matrice organique époxy et à renfort de carbone, kevlar ou verre en fibres longues. Ces matériaux permettent l'obtention de structures stratifiées diverses, définies par l'empilement de plis d'orientation de fibres distinctes.



Airbus A340 [EVE, 1999]



Rafale [ROUCHON, 1995]

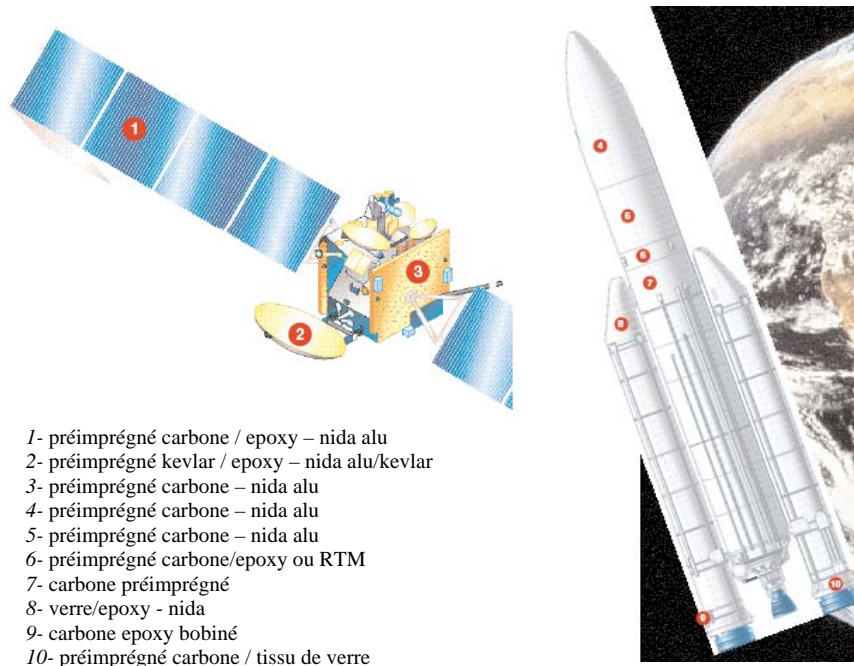


ATR-72 [TROPIS, 1994]



**Figure 1** : Pièces composites sur des structures d'aéronefs





**Figure 2 :** Pièces composites sur des structures spatiales

Ces matériaux possèdent des caractéristiques mécaniques intéressantes, dont les principales sont :

- Une résistance mécanique spécifique accrue ;
- Une rigidité spécifique élevée.

Cependant, pour les structures exposées à des impacts à faible énergie ou aux petits chocs (chute d'outils pendant les opérations d'intégration ou de maintenance, projection de gravillons lors des décollages et atterrissages), les stratifiés composites montrent un comportement plus fragile et une baisse sévère des caractéristiques mécaniques résiduelles, en particulier sous chargement de compression après impact.

Les structures aéronautiques et spatiales étant soumises au cours de leur vie à des agressions accidentelles de probabilité d'occurrence non négligeable, il est important d'avoir à l'avenir une démarche de conception / justification en tolérance aux dommages dès la phase avant-projet.

La tolérance aux dommages a été introduite fin 1978 pour les structures d'avions civils. Au niveau de son principe général, cette nouvelle exigence est exprimée explicitement dans la norme ACJ 25-571 : « The damage-tolerance evaluation of the structure is intended to ensure that should serious fatigue, corrosion, or accidental damage occur within the operational life of the airplane, the remaining structure can withstand reasonable loads without failure or excessive structural deformation until the damage is detected. ». L'étude de la tolérance aux dommages peut donc se définir comme étant l'étude du comportement d'une structure endommagée par des sollicitations en fatigue, de la corrosion ou des dommages accidentels. Il s'agit de vérifier que la structure est capable de tenir des charges acceptables sans qu'aucune rupture et aucune déformation importante n'apparaisse jusqu'à ce que le dommage soit détecté.

Dans le domaine des lanceurs spatiaux et militaires, le concept de tolérance aux dommages des structures composites n'en est qu'à ses débuts :

- Pour les lanceurs à « mission unique », les exigences en tolérance aux dommages commencent à être introduites dans les spécifications générales. Ainsi, les structures principales métalliques et composites ARIANE font l'objet d'exigences de vérification de tenue en tolérance aux dommages. La prise en compte des dommages d'impact dans les structures composites du lanceur A5 a été intégrée par les concepteurs de la coiffe (Contraves) et du SPELTRA (EADS ST). Concernant les lanceurs militaires, les exigences en tolérance aux dommages sont intégrées dans les spécifications générales de dimensionnement.
- Pour les lanceurs réutilisables « RLV », la tolérance aux dommages deviendra indispensable dès la conception des structures, notamment pour optimiser les coûts de maintenance. Le lanceur aura des missions répétitives, la philosophie se rapprochera donc des applications aéronautiques actuelles.

L'ensemble des éléments ci-dessus montre la préoccupation croissante des industriels de disposer d'éléments en tolérance aux dommages. Il est donc primordial pour EADS Space Transportation de définir une philosophie de démonstration en tolérance aux dommages sur les structures principales et en particulier sur les structures composites des lanceurs civils et militaires.

C'est dans ce cadre que s'inscrit ce travail de recherche qui s'attachera, en particulier, à étudier l'influence des protections thermiques sur la tolérance aux dommages des structures composites utilisées sur les parties hautes de lanceurs. Il s'agira d'analyser les mécanismes de dégradation de structures composites protégées thermiquement, susceptibles de subir des dommages d'impact basses vitesses, et de déterminer l'influence de la protection sur la tenue résiduelle de la structure composite impactée.

De ce fait, la recherche qui est présentée ici est divisée en quatre parties :

La première partie constitue une recherche bibliographique, d'état de l'art et d'analyse critique sur :

- les différentes approches de démonstration de conformité aux exigences de tolérance aux dommages en vigueur sur les avions civils (AIRBUS) et militaires ;
- les mécanismes d'endommagement des composites stratifiés suite à un choc ;
- les différents critères de rupture et modèles d'endommagement utilisés pour les structures composites aéronautiques et spatiales ;
- le comportement en statique de plaques composites impactées, notamment en compression après impact.

La deuxième partie présente les dispositifs d'essais mis au point, dans le cadre de ce travail de recherche, au laboratoire Structures de Supaéro, puis s'oriente sur la caractérisation des matériaux utilisées sur les structures de lanceurs. Deux matériaux composites différents seront ainsi utilisés dans cette étude:

- Un matériau haut module (HM), utilisé dans la fabrication des structures de lanceurs ;
- Un matériau haute résistance (HR), le T300/914, qui permettra de se comparer à une référence bien connue dans le monde aéronautique.

La protection thermique, à base de liège, sera elle aussi examinée afin de déterminer ses caractéristiques mécaniques.

La troisième partie se focalise sur l'étude du comportement à l'impact de plaques composites monolithiques et sandwichs, munies ou non de protection thermique. Des contrôles ultrasonores, ainsi que des observations micrographiques seront effectuées pour analyser les dommages. Un modèle éléments finis, développé en parallèle, tentera de faire comprendre les différences de phénomènes d'endommagement pouvant se produire lors d'un impact pour des plaques nues et des plaques revêtues de protection thermique.

Enfin, dans la dernière partie, le comportement résiduel des éprouvettes endommagées sera déterminé. Des essais de compression après impact seront effectués et un modèle sera également développé afin de mieux comprendre les mécanismes d'endommagement des éprouvettes sollicitées.

# I - BIBLIOGRAPHIE

## ***1.1. INTRODUCTION***

Dans ce chapitre, une synthèse des études théoriques et expérimentales issues de la bibliographie et relatives au phénomène d'impact sur les structures composites est proposée.

Dans une première partie, les principes généraux de la tolérance aux dommages sont données en se basant sur la philosophie aéronautique. Les différents dommages sont classifiés selon leur source et les caractéristiques du dommage d'impact basse vitesse sur une structure composite sont ensuite détaillées.

Dans une deuxième partie, une analyse des dommages causés par l'impact est effectuée. Les différents modes d'endommagement recensés qui conduisent à la ruine des structures composites (endommagement de la matrice, délaminage et rupture de fibre) sont analysés individuellement et plusieurs moyens d'essais d'impact sont présentés.

La troisième partie est consacrée à l'étude de modèles d'endommagement présents dans la littérature. Différents critères sont explicités pour chacun des modes d'endommagement cités ci-dessus.

Enfin, la dernière partie s'intéressera à l'étude du comportement en statique de plaques composites impactées, et plus particulièrement à la détermination de la résistance résiduelle en compression après impact.

## **I.2. PRINCIPES GENERAUX DE LA TOLERANCE AUX DOMMAGES**

### **I.2.1. Introduction**

Dans les domaines de l'aéronautique civil et militaire, la prise en compte en conception et en justification de la tolérance aux dommages est effective depuis de nombreuses années, intégrant les défauts de fabrication comme les dommages consécutifs à un impact. La démarche actuelle est le résultat de plus de 20 ans de développement progressif de cette approche.

Dans le domaine des lanceurs spatiaux et militaires, le concept de tolérance aux dommages des structures composites n'en est qu'à ses débuts. Dans le domaine des lanceurs réutilisables, la tolérance aux dommages devient indispensable dès la conception des structures, notamment pour optimiser les coûts de maintenance. La philosophie se rapproche alors des applications aéronautiques actuelles, puisque la notion de fatigue devient également prépondérante.

Dans le cadre de l'état de l'art de la justification d'une structure composite en tolérances aux dommages, les efforts ont particulièrement été concentrés sur l'expérience interne à EADS, issue du secteur aéronautique (en particulier Airbus).

### **I.2.2. Sources et classification des dommages**

Deux types de dommages sont à distinguer : les dommages pouvant subvenir pendant la fabrication et ceux se produisant en service.

#### *I.2.2.1. Dommages ou défauts de fabrication*

Les dommages ou défauts de fabrication résultent d'anomalies apparaissant pendant l'élaboration des pièces mais peuvent être également inhérents au procédé de fabrication. Ils incluent :

- les porosités,
- les microcraquelures,
- les coupures de bordure,
- les rayures de surfaces,
- les plis de surface,
- les trous de fixations endommagés,
- les soyauges (ondulations de nappes) qui peuvent intervenir dans les zones singulières comme les arrêts de plis ou encore les raccordements entre pains de nida,
- etc...

Si les dommages/défauts de fabrication sont au-delà des limites admissibles, ils doivent pouvoir être détectés par les contrôles qualité de routine.

### I.2.2.2. *Dommmages se produisant en service*

Ces dommages se produisent en service de façon aléatoire. On distingue trois types de dommages :

- Ceux créés en fatigue ;
- Ceux créés par de la corrosion ou à cause des effets de l'environnement ;
- Les dommages accidentels ou dommages d'impact.

#### I.2.2.2.1. Les dommages de fatigue

Le composite est réputé « insensible » à la fatigue. En réalité, ses propriétés mécaniques sont telles que les exigences du dimensionnement statique couvrent naturellement celles du dimensionnement en fatigue [ROUCHON, 1997]. Ceci est démontré pour un stratifié soumis à des contraintes planes, mais n'est pas obligatoirement vérifié pour une structure réelle au dessin complexe où localement, dans des zones de variation brutale de rigidité, peuvent exister des états tridimensionnels de contraintes propices au développement d'un dommage : en effet, bien que les fibres demeurent insensibles à la fatigue, la résine résiste, quant à elle, beaucoup moins à des sollicitations de ce type. La probabilité d'observer l'apparition et la propagation de fissurations interlaminaires devient alors importante.

Pour traiter ces cas spécifiques, des essais de cyclage sur éprouvettes représentatives ou sur structures sont nécessaires.

#### I.2.2.2.2. Effet de la corrosion et de l'environnement

Les composites constitués de fibres de carbone et d'une matrice organique sont insensibles à la corrosion. Toutefois, si ces composites carbone/polymère sont en contact direct avec des parties métalliques adjacentes, ils peuvent former un couple galvanique susceptible de développer rapidement la corrosion dans les métaux [ROUCHON, 1997]. Des précautions de conception doivent donc être prises pour prévenir ce phénomène (utilisation de produits d'interposition comme des fibres de verre, du mastic, etc.).

Concernant les effets de l'environnement, il est considéré que, pour une caractéristique mécanique donnée du matériau, les conditions extrêmes de l'environnement sont celles induisant la chute maximale de propriétés par rapport à un état « neuf » essayé à température ambiante. Pour les composites à matrice organique, ces conditions combinent à la fois l'état de vieillissement humide du matériau et la température instantanée.

L'expérience a montré qu'avec les matrices connues du type époxyde, une approximation suffisante consiste à considérer que l'effet du vieillissement humide sur les propriétés statiques est lié à la concentration en eau absorbée par le matériau, indépendamment de l'« histoire » (cyclages thermo-hygro-métriques) ayant conduit à cette concentration, ceci, dans un domaine de température de conditionnement ne modifiant pas les lois de comportement d'absorption d'eau par le composite.

Les matrices organiques sont « hydrophiles », l'humidité ambiante a donc tendance à s'y diffuser progressivement. Le taux d'absorption d'humidité est influencé par la composition chimique de la matrice. Ainsi, la modélisation de l'absorption de l'eau par le composite peut être différente suivant le type de résine. Dans l'aéronautique, il est courant de considérer que

la diffusion de l'eau dans un matériau composite obéit aux mêmes lois que celles de la conduction de la chaleur (loi de Fick) [ROUCHON, 1997] (Cf. Figure I- 1). Toutefois, Didier-Jean a montré que, pour des stratifiés épais réalisés avec une résine époxy, ce modèle n'était pas suffisant et que les résultats expérimentaux présentaient, aux temps longs, un écart important par rapport à cette loi. Il a proposé un modèle de diffusion hydrolyse prenant en compte le couplage entre la diffusion de Fick et la réaction d'hydrolyse des groupements époxydes non réticulés lors de la phase de cuisson. Ce modèle permet de bien représenter le phénomène de double pente que l'on trouve lors des essais [DIDIER-JEAN, 2004].

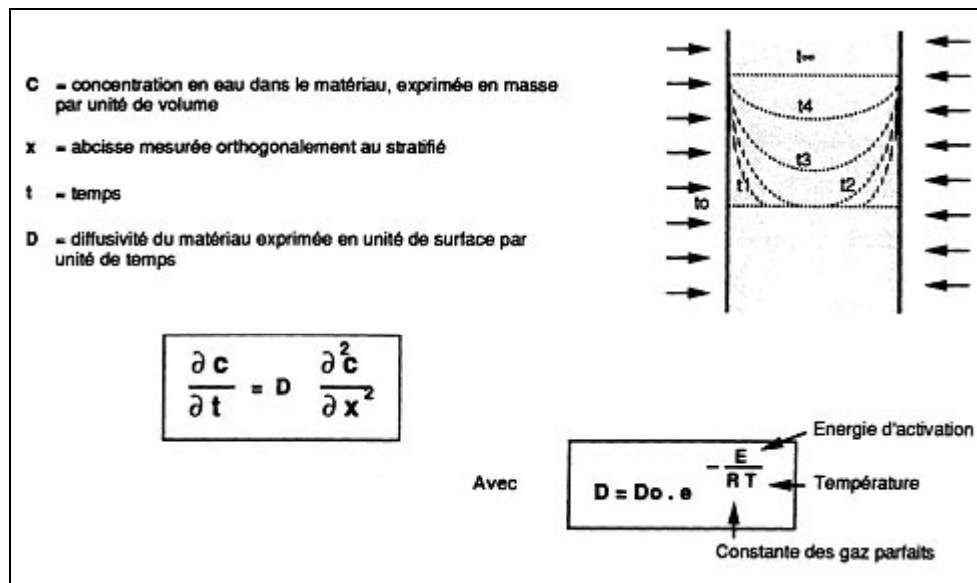


Figure I- 1 : Modèle de diffusion de l'eau dans un matériau composite [ROUCHON, 1997]

Les effets de l'humidité absorbée (diminution des propriétés gouvernées par la matrice, abaissement de la température de transition vitreuse) sont considérés comme réversibles et asymptotiques.

L'humidité absorbée par un composite dépend de :

- la nature du matériau ;
- l'épaisseur du composite ;
- l'hygrométrie ambiante.

Dans les justifications structurales, l'humidité relative de l'air est forfaitairement prise égale à HR = 85% dans le domaine aéronautique.

La combinaison des conditions les plus défavorables d'humidité absorbée (saturation) et de températures peut conduire à des chutes de résistance statique. Toutefois, ces facteurs ne seront pas testés ni analysés dans cette étude de tolérance aux dommages car il a été décidé d'orienter les travaux de cette thèse vers l'influence de la protection thermique. Il serait toutefois intéressant de regarder l'influence du vieillissement dans le cadre d'études complémentaires. Dans le sens fibre, l'humidité n'a pas un effet considérable sur la résistance. L'effet du vieillissement humide et de la température est cependant très souvent pris en compte par l'utilisation d'un coefficient d'abattement pour l'ensemble fibre/matrice. Pour une éprouvette de 9 plis à matrice époxy et fibres T300, par exemple, Cinquin et Abjean ont

montré une diminution de 30% en résistance au cisaillement interlaminaire entre un matériau sec à température ambiante et un matériau humide à saturation à 100°C [CINQUIN, 1993].

### I.2.2.2.3. Les dommages accidentels ou dommages d'impact

Des trois sources de dommage à prendre en compte, le dommage accidentel est celui qui est de très loin le plus susceptible de réduire de façon significative la résistance d'une structure en composite. Si ce type de dommage n'est évidemment pas plus probable sur une structure composite que sur une structure métallique, ces effets pourront être néanmoins plus critiques.

Divers types d'impact ont été recensés parmi lesquels on peut citer [KACZMAREK, 1994] :

- La chute d'outil en cours de travaux de maintenance ;
- Les impacts de grêlons ;
- Les impacts de graviers au décollage et à l'atterrissage ;
- Les impacts d'oiseau ;
- Les impacts de projectiles en cas d'utilisation militaire

Les dommages engendrés par ces différents types d'impact sont alors classés par Zagainov et al. en deux catégories (Cf. Figure I- 2) [ZAGAINOV, 1996] :

- dommages en surface ;
- délaminages en profondeur suivis d'une fissuration de la matrice et de l'endommagement des fibres qui peuvent atteindre une taille excédant la taille des défauts en surface détectés visuellement.

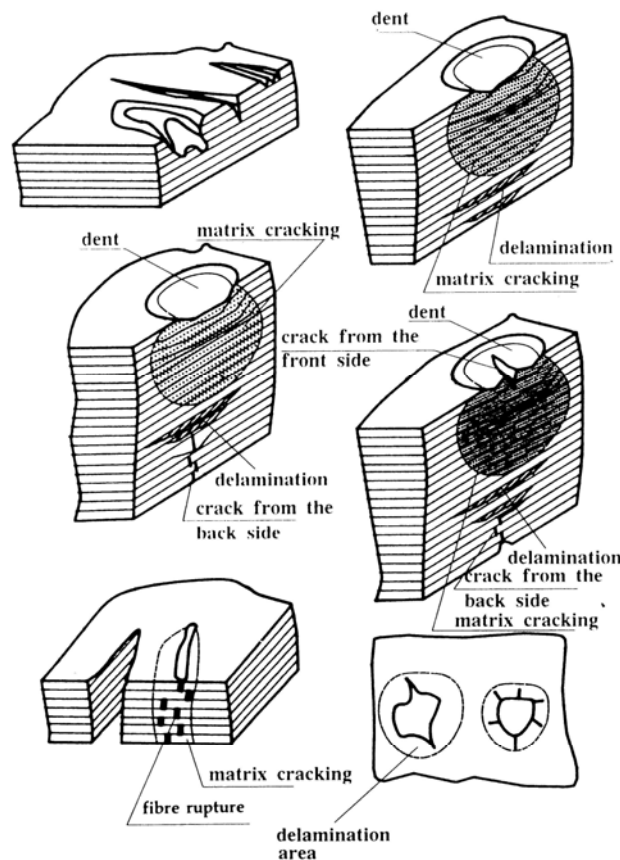


Figure I- 2 : Différents types de défauts d'impact [ZAGAINOV, 1996]

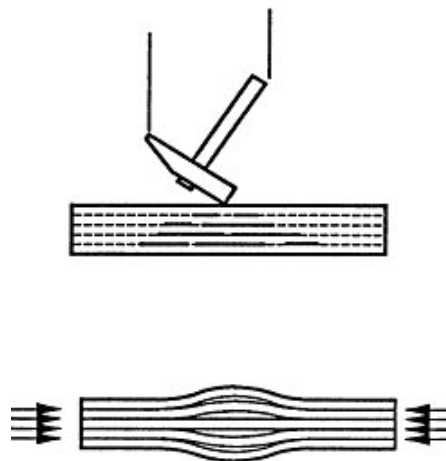


### 1.2.3. Caractéristiques du dommage d'impact basse vitesse sur une structure composite

#### 1.2.3.1. Généralités

Dans le travail de recherche qui suit, nous nous intéressons aux dommages accidentels dus aux impacts basses vitesses comme ceux se produisant en production ou en maintenance (chute d'un outil par exemple) et à ses effets sur les caractéristiques mécaniques résiduelles. En effet, il a été dit précédemment que l'impact constituait l'une des agressions accidentelles la plus endommageante des matériaux composites. L'endommagement créé par l'impact (délaminages, décollement, etc.) réduit considérablement la résistance résiduelle sous sollicitations de compression, de flexion et de cisaillement [KACZMAREK 1994], sans qu'apparaisse pour autant une trace visible de cet impact en surface.

Ce phénomène s'explique par le fait que le composite a de très faibles propriétés transverses par rapport à un matériau isotrope. Du fait des délaminages, en compression, les plis agissent alors indépendamment pour lutter contre le flambage (Cf. Figure I- 3).



**Figure I- 3 :** Comportement d'un stratifié impacté sollicité en compression

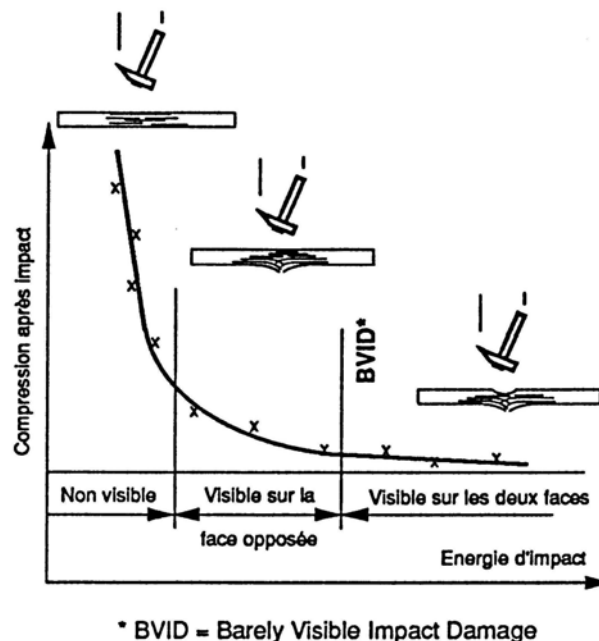
Les dommages provoqués par un impact et ses conséquences sur la résistance résiduelle en compression d'un stratifié monolithique sont présentés Figure I- 4.

L'allure de la courbe Résistance résiduelle/Energie d'impact et ses domaines significatifs dépendent des caractéristiques mécaniques intrinsèques du matériau composite, de la nature du stratifié (épaisseur, drapage), des conditions aux limites et de la forme de l'impacteur. Il semblerait toutefois qu'il existe une asymptote horizontale en déformation. Cette asymptote est importante pour le dimensionnement des structures à l'impact basse vitesse puisqu'elle représente le niveau maximal de perte de résistance.

Concernant l'énergie d'impact, les industriels ont l'habitude d'utiliser ce paramètre pour quantifier les chocs sur avions. Ce paramètre est valable quelle que soit la structure et ne dépend que de la masse de l'outil et de sa hauteur de chute. Ainsi, pendant la fabrication et sans tenir compte des précautions prises pour éviter les chocs [THOMAS, 2001] :

- la chute d'un outillage de 14.5 kg d'une hauteur de 15 cm représente une énergie d'impact de 21.8 J ;
- la chute d'une visseuse de masse 2.4 kg tombant de 1 m de haut représente une énergie d'impact de 24J ;
- la chute d'un appareil de contrôles aux ultrasons de 6.8 kg d'une hauteur de 15 cm représente une énergie d'impact de 10.2 J ;
- la chute d'une clé dynamométrique de 700g d'une hauteur de 50 cm représente une énergie d'impact de 3.5J.

Pour avoir une idée plus précise du dommage, il semblerait intéressant de regarder également l'effort maximal atteint pendant l'impact. En effet, l'énergie utilisable pour endommager la structure dépend essentiellement de la raideur. L'effort d'impact permet de s'affranchir en partie de l'effet structure.



**Figure I- 4 :** Comportement sous impact d'un matériau composite [ROUCHON, 1997]

### 1.2.3.2. Inspections des dommages d'impact

A la différence d'un dommage de fatigue sur une structure métallique qui s'amorcera dans des zones de concentrations de contrainte, c'est à dire à des endroits prévisibles et limités en surface, le dommage d'impact sera distribué au hasard et pourra survenir à n'importe quel endroit accessible de la structure. Même si la zone dans laquelle il peut avoir des conséquences critiques est relativement plus réduite que la totalité de la surface de la structure, elle sera suffisamment étendue pour justifier économiquement une méthode d'inspection dite « globale », telle que l'inspection visuelle.

Concernant le secteur aéronautique, quatre niveaux d'inspection sont définis :

- tour de l'avion (walk around)
- visuelle (general visual)
- visuelle détaillée (detailed)
- spéciale détaillée (special detailed)

Le quatrième niveau sous-entend l'utilisation de moyens de contrôle non destructifs (ultrasons par exemple). Les trois premiers se différencient par la distance à laquelle on se trouve

de la pièce à contrôler, son accessibilité, l'éclairage, la possibilité ou non de la nettoyer, etc. La possibilité de détecter ou non un dommage d'impact dépendra de sa nature, de sa taille et du niveau d'inspection considéré. Ainsi, un dommage juste détectable dans une inspection visuelle détaillée ne le sera plus pour le niveau tour de l'avion.

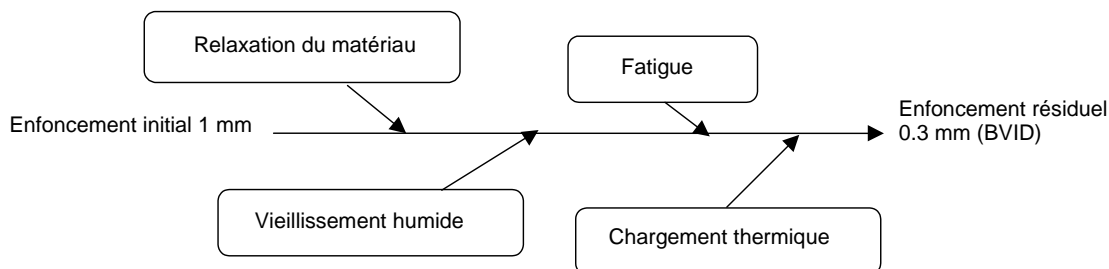
Dans les programmes d'inspection de dommages d'impact sur composites, on s'accorde à définir un seuil de détectabilité (*Barely Visible Impact Damage*) qui correspond à une empreinte à la surface de la structure décelable par une « inspection visuelle détaillée ». En présence de ce seuil de détectabilité, qui se situe à la limite du visible externe, la structure doit répondre aux exigences de tenue aux charges extrêmes.

Certains niveaux d'enfoncement ont été déterminés par les industriels aéronautiques. Ainsi, d'après l'expérience des contrôleurs, il est possible d'affirmer avec 95% de confiance :

- qu'un enfoncement de 0.2 à 0.23 mm est détectable à 2 m de distance ;
- qu'un enfoncement de 0.1 mm est détectable en inspection détaillée.

De façon conservatrice, le seuil de détectabilité a été déterminé de façon statistique par Aérospatiale à 0.3 mm de profondeur en moyenne, ou 0.5 mm en valeur A (Valeur A = 99% de probabilité avec 95% de confiance) [TROPIS, 1994].

Toutefois, il faut noter que le BVID a la propriété d'être évanescent. Il a été démontré que la profondeur d'empreinte diminuait avec le temps (humidité, fatigue, etc.). Pour des essais d'impact sur structures monolithique et sandwich, il est par conséquent conseillé par les auteurs de certifications d'avoir une profondeur d'empreinte au moment de l'impact de 1 mm, de façon à être sûr d'obtenir 0.3 mm d'enfoncement en fin de vie (Cf. Figure I- 5).



**Figure I- 5 :** Différents facteurs jouant sur l'évanescence du BVID

Ces valeurs d'enfoncement ont été déterminées comme seuils de détectabilité sur des stratifiés en « carbone nu », c'est à dire sans protection thermique. Il faut rappeler qu'un objectif de cette étude est de déterminer les critères de détectabilité et les surfaces délaminées de stratifiés protégés thermiquement (on parlera de PT pour la protection thermique) et impactés à basses vitesses. A ce jour, aucune information n'est disponible sur l'influence d'une PT sur les critères de détectabilité et les dommages créés par l'impact sur le stratifié protégé. Il est donc primordial pour EADS de réaliser des essais afin de déterminer les nouveaux BVID sur stratifiés protégés. En attendant, le critère de détectabilité choisi dans cette étude pour des plaques impactées avec PT sera identique à celui déterminé pour les plaques composites nues : 0.3 mm d'enfoncement en fin de vie, après évanescence.

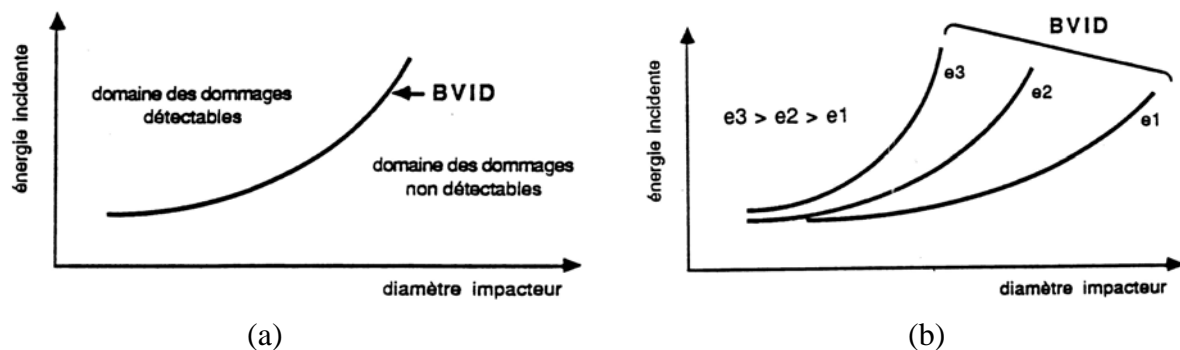
### I.2.3.3. Paramètres influençant la taille et la détectabilité des dommages d'impact

Un dommage d'impact sur une structure en composite se caractérise par un volume endommagé non visible essentiellement constitué de délaminages, de l'éclatement des plis externes sur la surface opposée à celle ayant subi l'impact, et d'une empreinte du côté de l'impact. L'existence et l'étendue de chacune de ces trois formes de dommages dépend :

- Des caractéristiques intrinsèques au matériau ;
- De l'empilement du composite au droit de l'impact (drapage, épaisseur, etc.) ;
- De l'énergie incidente ;
- De la forme de l'impacteur ;
- Des conditions aux limites.

Si l'on considère un impacteur sphérique, il semble évident que plus le diamètre de l'impacteur sera grand, plus la surface délaminée sera importante à l'apparition du BVID. Si l'on considère maintenant un matériau à matrice plus ductile, il est clair que pour un même volume délaminé, l'empreinte apparaîtra plus vite.

En un point précis d'une structure donnée, la relation entre l'énergie d'impact et le diamètre de l'impacteur sur la détectabilité du dommage peut être schématisée par la Figure I- 6 (a). L'influence de l'épaisseur de la structure est alors donnée Figure I- 6 (b).



**Figure I- 6 :** Relation entre l'énergie d'impact et le diamètre de l'impacteur [ROUCHON, 1997]

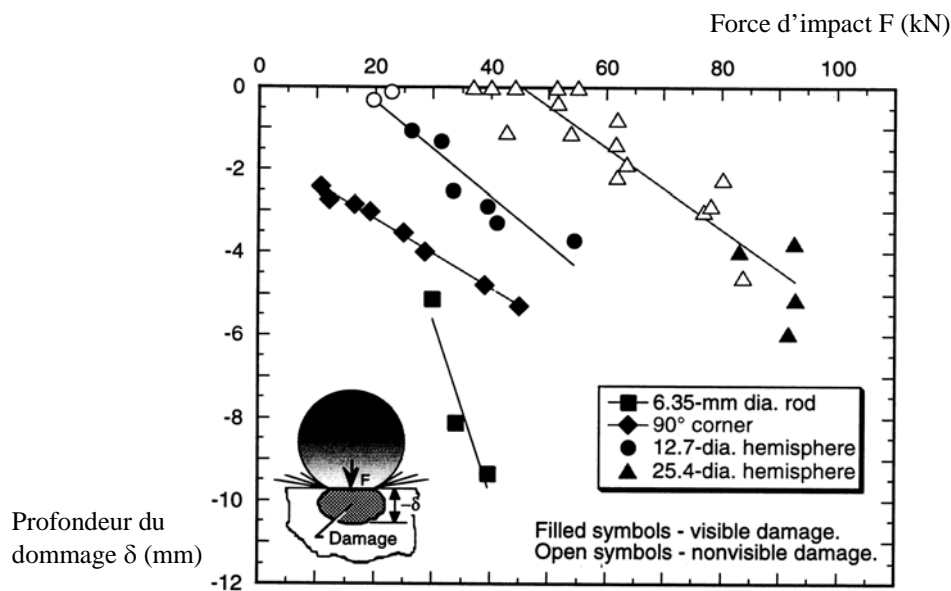
De Luze et Emont ont étudié l'influence de la forme de l'impacteur sur l'endommagement d'un composite [DE LUZE, 1980]. Les impacts réalisés sont aussi figuratifs que possible de chocs provoqués par des éléments extérieurs. Pour étalonnage, des essais ont été faits avec des outils/tournevis et marteaux provoquant des impacts en chute libre. Les endommagements ont été identifiés et reproduits au mouton pendule avec des embouts représentatifs. En particulier, la perforation de la face impactée d'un sandwich nida métallique / T300-914 est obtenue pour :

Epaisseur de la peau composite	0.6 mm -45°/+45°/+45°/-45°	1 mm 0°/+45°/-45°/90°/- 45°/+45°/0°	2 mm (0°/+45°/-45°/90°/- 45°/+45°/0°) <sub>2</sub>
Tournevis 300 g / Empreinte cruciforme pour vis de 8	0.7 mètre 1.8 joules	1.6 mètres 4.3 joules	3.5 mètres 9.3 joules
Marteau de 650 g tombant sur le coin	0.15 mètre 1 joule	0.3 mètre 2 joules	0.8 mètre 5 joules

**Tableau I- 1 :** Influence de la forme de l'impacteur sur les dommages d'un sandwich T300/914 / nida métallique [DE LUZE, 1980]

Ainsi, il est possible de constater qu'un impact avec un objet à arêtes saillantes (marteau tombant sur le coin dans cette étude) entraîne une perforation du composite à énergie plus faible que celle créée par un impact avec un objet plus arrondi. On retrouve donc ce qui a été dit plus haut et qui est aussi indiqué dans le Military Handbook pour des stratifiés AS4/epoxy FWC (Cf. Figure I- 7) : plus le diamètre de l'impacteur est grand, plus la taille du dommage est importante et moins l'empreinte de l'impact est profonde.

Pour les structures avions, l'impacteur accepté pour réaliser les dommages d'impact est demi-sphérique de diamètre compris entre 12.5 et 25 mm. Dans cette étude, les impacts seront réalisés avec un impacteur demi-sphérique de diamètre 16 mm afin de se placer dans les conditions d'essais d'Airbus [Norme AITM 1-0010] et de pouvoir prendre les essais de M. THOMAS, réalisés lors de travaux de recherche internes à EADS ST, comme référence [THOMAS, 2002].



**Figure I- 7 :** Dommages d'impact sur stratifiés AS4/epoxy FWC d'épaisseur 36 mm [PIMM, 1998]

#### I.2.4. Méthodologie de la tolérance aux dommages « avion »

La durabilité est considérée comme un impératif majeur pour la conception de structures en composite à hautes performances. Elle représente la durée de tenue du matériau sous des conditions de service bien définies.

Les exigences de certification, dans le cadre de la tolérance aux dommages, sont [EVE, 1999 ; ABOISSIERE, 2003] :

- que la structure tienne 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 soient justifiées 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.
- 

La démonstration à fournir dépend de plusieurs paramètres : détectabilité du dommage, capacité du dommage à se propager ou pas, résistance résiduelle de la structure endommagée, capacité de la structure à stopper les fissures. Toutes les combinaisons de ces paramètres sont données dans l'arbre de décision Figure I- 8 pour une méthodologie de tolérance aux dommages « avions » [ROUCHON, 1995].

- Si le dommage n'est pas détectable (cas 1), la structure doit être capable de tenir les charges extrêmes (CE) pendant toute la durée de vie de la structure, ceci sous des conditions environnementales les plus défavorables.
- Si le défaut est détectable et qu'il ne diminue pas la résistance de la structure en dessous des charges extrêmes (CE), cas 2 et 6 de l'arbre, une réparation cosmétique pourra être appliquée sans exigence de navigabilité ;
- Si le dommage réduit la résistance de la structure en dessous des charges limites, il devra être immédiatement détectable (cas 4), c'est-à-dire avec une inspection type Walk-around ;
- Si le dommage se propage sous les charges et que la structure n'est pas capable de stopper la propagation, la tolérance aux dommages ne peut être appliquée selon le concept de propagation lente (tant qu'aucun outil analytique ne sera disponible pour prédire un tel processus de propagation). Ce cas est généralement le cas des composites. Le cas 5 n'est donc pas acceptable pour la certification des avions ;
- Si le dommage est détectable et qu'il réduit les caractéristiques résiduelles de la structure au-dessous des charges extrêmes, un programme d'inspection est à mettre en place de façon à détecter de tels défauts et à les réparer (cas 3 et 7 de l'arbre).

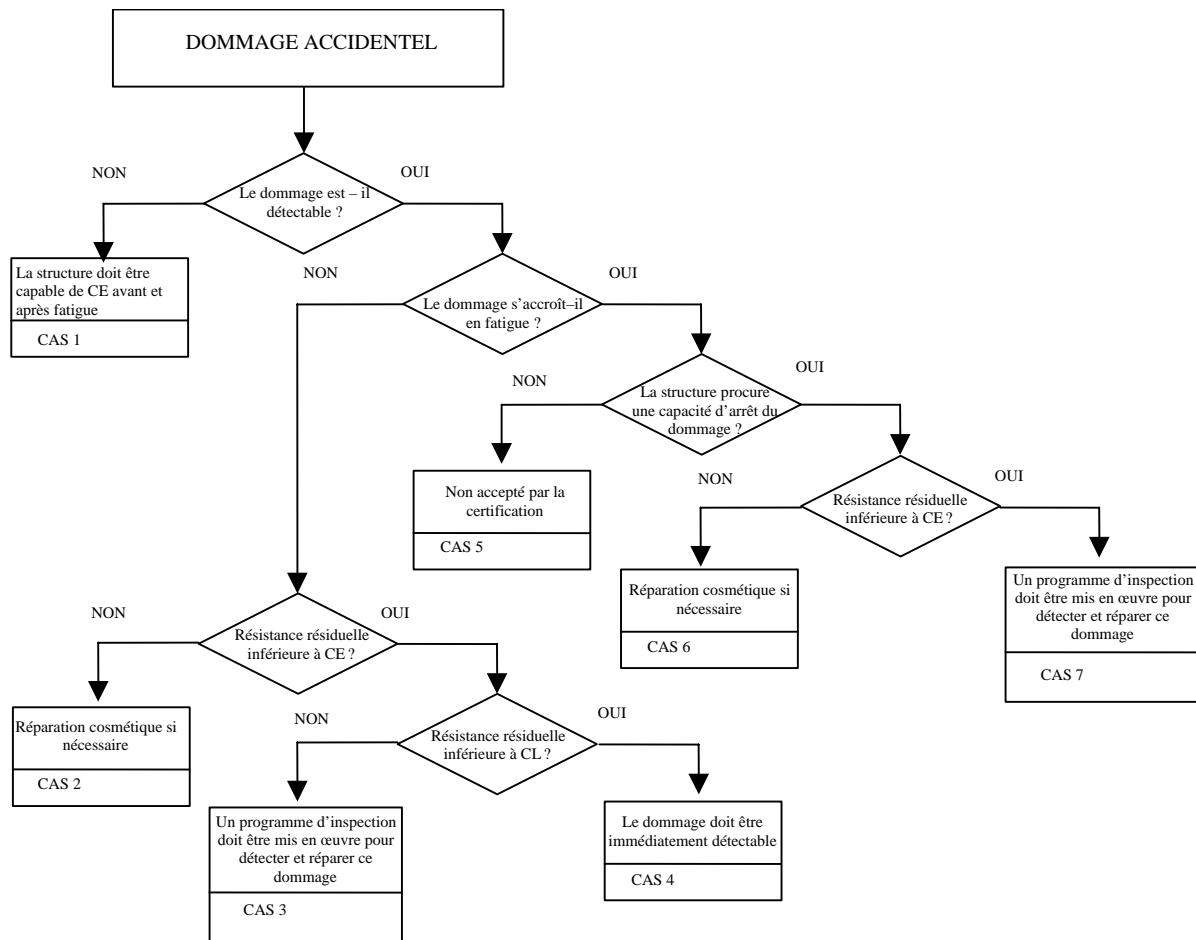


Figure I- 8 : Arbre de décision pour la tolérance aux dommages d'impact [ROUCHON, 1995]

Cet arbre de décision est propre à la philosophie de la tolérance aux dommages « avions » et repose principalement sur la détectabilité des défauts. En effet, d'après la méthodologie, il faut être capable de détecter tous les défauts ne tenant pas les charges extrêmes. Concernant les secteurs spatial et militaire, cet arbre sera très certainement à modifier. En effet, les spécifications générales de dimensionnement ne font pas référence aux charges limites comme dans le cas de la philosophie « avions », mais conseillent de définir, en opération, une protection mécanique pour les structures composites présentant une forte sensibilité aux chocs (Spécifications générales A5-SG-1-X-10-ASAI). Les essais prévus tout au long de cette étude devraient par conséquent permettre à EADS de définir une nouvelle méthodologie de la tolérance aux dommages, plus adaptée au cas de structures de lanceurs civils et militaires, munies de protections thermiques et/ou mécaniques.

### I.3. ETUDE DE L'ENDOMMAGEMENT SOUS CHARGEMENT D'IMPACT

Le chapitre précédent a mis en valeur la philosophie de la tolérance aux dommages, basée sur le concept de non propagation.

Il faut démontrer que :

- les défauts maxima, qui peuvent survenir sur une 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'appareil,
- la charge résiduelle est supérieure au chargement appliqué (charge extrême),
- les dommages détectables ne propagent pas durant l'intervalle d'inspection.

L'objectif de ce chapitre est de mettre en évidence les mécanismes d'endommagement et de ruine des stratifiés suite à un choc.

Dans un premier temps, un bilan des différents moyens d'essai pour réaliser des impacts sur structures composites est effectué. L'étude de l'endommagement des composites stratifiés sera ensuite abordée.

#### I.3.1. Conditions d'essais

De nombreuses études ont été menées sur les impacts que peuvent subir les structures en matériaux composites. Les essais d'impacts basses vitesses sont effectués en utilisant des poids tombants (Cf. Figure I- 9) ou des pendules (Cf. Figure I- 10). Pour des énergies supérieures, des canons peuvent être employés (Cf. Figure I- 11) [RIVALLANT, 2003]. Pour éviter d'avoir à modéliser les débris réels et utiliser une géométrie simple, des impacteurs sphériques sont le plus souvent choisis. Certaines expériences font toutefois appel à des impacteurs purement cylindriques [TSOTIS, 1996], voire pyramidal [HALLET, 2000].

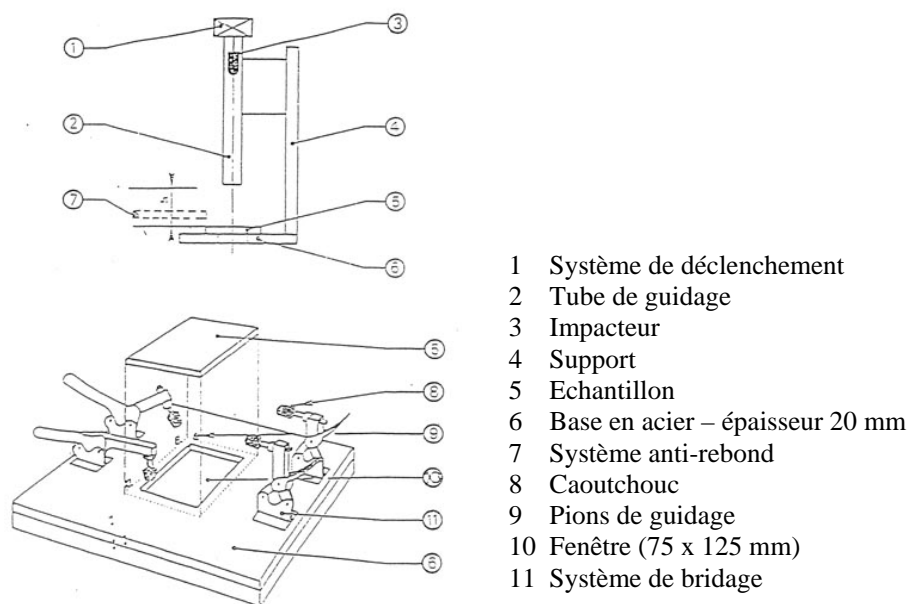
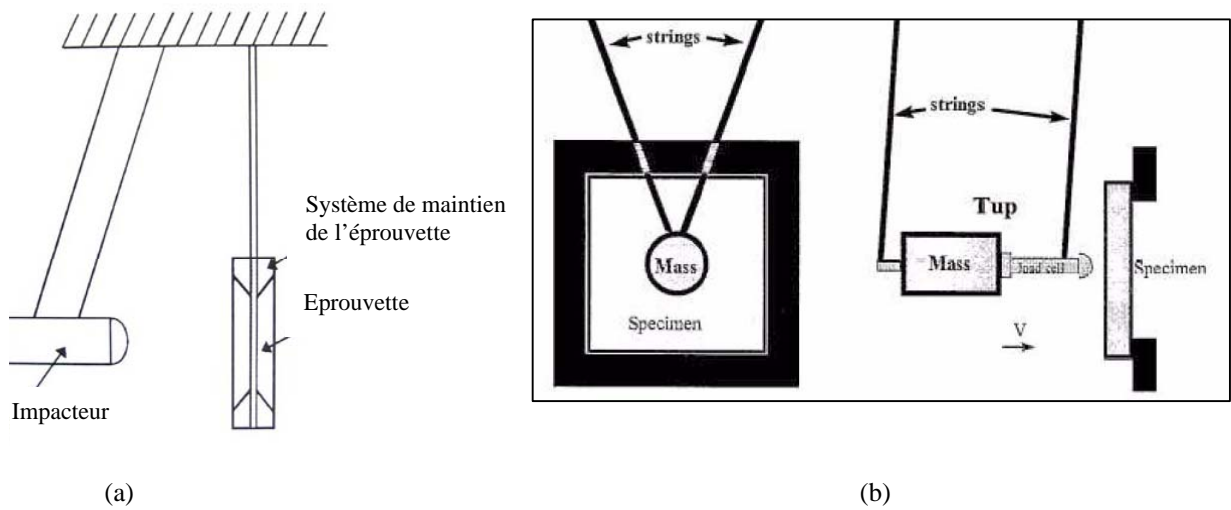
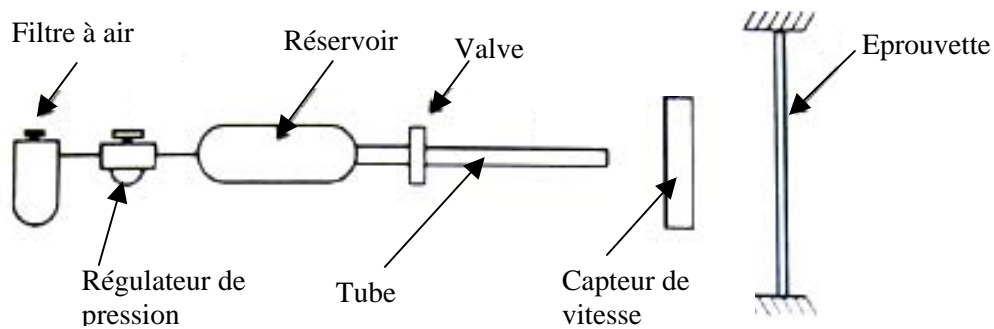


Figure I- 9 : Schématisation du système du poids tombant [Norme Airbus AITM 1-0010]





**Figure I- 10 :** Schématisation du dispositif pendulaire  
 (a) [ABRATE,1998] ; (b) [HERUP, 1997]



**Figure I- 11 :** Schématisation du canon [ABRATE, 1998]

### 1.3.2. Mécanismes de l'endommagement des structures composites

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.

Les mécanismes d'endommagement lors d'un impact peuvent être résumés en trois étapes [BONINI, 1995 ; CABANAC, 1999 ; ESPINOSA, 1991] :

- L'effort généré par l'impacteur provoque une concentration de contraintes pouvant entraîner une flexion locale de la structure ou un poinçonnement. Ce phénomène est très localisé ;
- Les contraintes transverses  $\sigma_{22}$  générées par le champ de flexion conduisent à la fissuration de la matrice sur la face opposée à l'impact ;
- Le fort cisaillement  $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$ , induit par la flexion du stratifié, provoque la propagation des fissures jusqu'aux interfaces. La présence de fissures à l'interface de deux plis

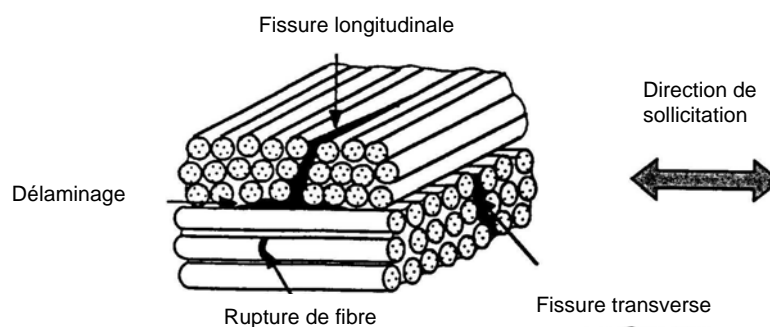
d'orientation différente conduit au développement d'un délaminage. Ce dernier se propage dans la direction des fibres du pli inférieur principalement en mode II. Ces dommages conduisent alors à une redistribution des contraintes.

La rupture fait par conséquent suite, en général, à une évolution et/ou une multiplication de défauts 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 (chronologie la plus fréquente).

- endommagement de la matrice,
- délaminage,
- rupture de fibre.

En général, une combinaison de ces trois facteurs est à l'origine de la rupture. Leur influence relative dépend principalement des caractéristiques du matériau, de l'empilement et du type de sollicitation.

La Figure I- 12 montre schématiquement les différents types de rupture conduisant à l'endommagement d'un stratifié.



**Figure I- 12 :** Endommagement d'un composite stratifié [EVE,1999]

### 1.3.2.1. Endommagement de la matrice

Le processus dans la matrice s'apparente à celui des métaux en ce qui concerne les deux 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 :

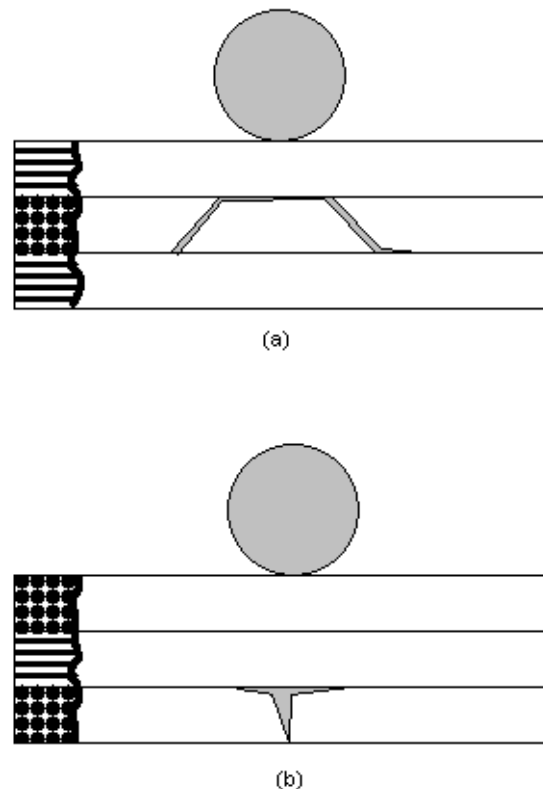
- Soit les contraintes à l'extrémité de la fissure ne sont pas suffisantes pour rompre une fibre. La croissance de la fissure est alors stoppée et le nombre de fissures augmente.
- Soit la contrainte à l'extrémité de la fissure est suffisamment importante pour rompre une fibre. Lorsque la fissure est assez longue (à peu près deux fois la distance entre 2 fibres), elle se développe en s'ouvrant et peut provoquer la rupture d'une interface. L'endommagement de l'interface se développe alors le long de la fibre [CABANAC, 1999].

Dans cette étude, nous nous intéresserons particulièrement aux stratifiés à faible épaisseur, comme ceux constituant les peaux de sandwichs, cas fréquent des structures composites de partie haute de lanceurs .

Dans le cas général, l'endommagement de la matrice est le premier mode de rupture induit par l'impact dans le sens transverses au stratifié [ABOISSIERE, 2003]. Il prend souvent la forme de fissurations matricielles mais aussi de décohésions entre les fibres et la matrice. Les fissurations sont dues à la différence de propriétés entre la matrice et les fibres et sont en général parallèles à la direction des fibres dans les plis unidirectionnels [RICHARDSON, 1996].

On distingue deux types de fissuration de la matrice (Cf. Figure I- 13) :

- fissurations dues aux cisaillements. Elles se produisent à l'intérieur d'un pli à une certaine distance de la zone impactée et sont inclinées d'environ 45°. Ces fissurations ne concernent que les plaques composite à forte épaisseur.
- fissurations dues à la flexion. Elles apparaissent directement sous la zone impactée dans le pli le plus éloigné de l'impact et sont verticales.

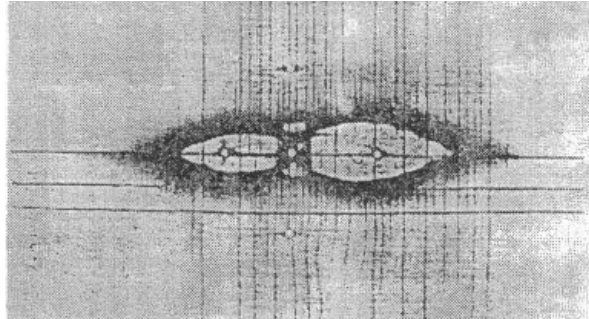


**Figure I- 13** : Différents types de fissuration matricielle : (a) fissuration due au cisaillement ;  
(b) fissuration due à la flexion [ABRATE, 1998]

L'aspect de la fissuration dépend essentiellement de la séquence de l'empilement du composite. D'après Wang [WANG, 1990], la propagation de fissures dans la matrice est régie par un mode mixte des modes I et II. Le taux de participation de ces 2 modes dépend de la distribution du champ de contrainte dans les plis.

La fissuration est visible par rayons X avec utilisation d'un opacifiant (Cf. Figure I- 14), mais cette méthode ne permet pas la localisation précise des fissures. De plus, Aboissière a montré

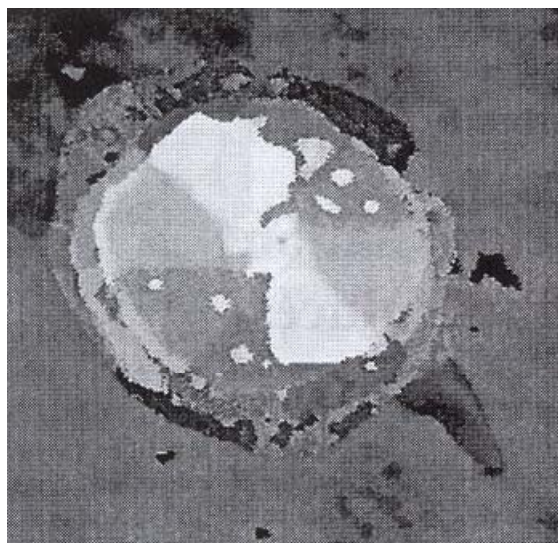
que les produits opacifiants accélèrent le processus d'endommagement par fissuration dans les stratifiés [ABOISSIERE, 2003]. Pour une évaluation efficace du taux de fissuration, il est nécessaire de pratiquer un contrôle destructif. Les coupes micrographiques mettent assez nettement en évidence une forme conique des zones fissurées. Lors des contrôles par ultrasons, les fissures ne sont ni visibles, ni mesurables,.



**Figure I- 14 :** Fissuration matricielle suite à un impact pour un empilement  $0^{\circ}/90^{\circ}$  [WANG, 1990]

#### *1.3.2.2. Délaminage*

Le délaminage est caractérisé par une décohésion relativement étendue au niveau de l'interface entre deux plis consécutifs d'orientations différentes. Cette décohésion résulte de la différence entre les rigidités en flexion des plis adjacents [LIU, 1988] : le long des fibres, la plaque a tendance à se fléchir d'une façon concave alors que la flexion est convexe dans le sens transverse. Les formes caractéristiques observées pour le délaminage dépendent par conséquent du type de drapage impacté [GUINARD, 2001]. Dans le cas d'impact à basses vitesses, les zones de délaminage ont une forme oblongue dont l'axe majeur est parallèle aux fibres du pli inférieur. On parle alors de forme en « double-noisette », « ailes de papillon », ou encore de « double-hélice ». La Figure I- 15 montre la forme du délaminage pour un stratifié en T300/914 ( $45^{\circ}_2/0^{\circ}_2/-45^{\circ}_2,90^{\circ}_2$ )<sub>s</sub> impacté à 7.1 J [GUINARD, 2002].



**Figure I- 15 :** Délaminage sur stratifié T300/914 ( $45^{\circ}_2/0^{\circ}_2/-45^{\circ}_2,90^{\circ}_2$ )<sub>s</sub> impacté à 7.1 J [GUINARD, 2002]

D'après Bonini, le délaminage apparaît uniquement en présence de fissuration dans la matrice, c'est-à-dire lorsque les plis de part et d'autre de l'interface sont endommagés par fissuration et que le pli inférieur à l'interface est localement saturé en fissures [BONINI, 1995].

La fissuration inclinée de cisaillement dans le pli supérieur est arrêtée lorsqu'elle arrive jusqu'à l'interface par le changement de la direction des fibres. Elle peut se propager alors entre les plis : il y a délaminage (Cf. Figure I- 16 a). Ce délaminage est limité par les fissurations transverses du pli inférieur.

La fissuration verticale due à la flexion provoque, quant à elle, le délaminage dans l'interface la plus basse (Cf. Figure I- 16 b). La propagation du délaminage n'est pas limitée mais elle est stable et proportionnelle à l'effort appliqué.

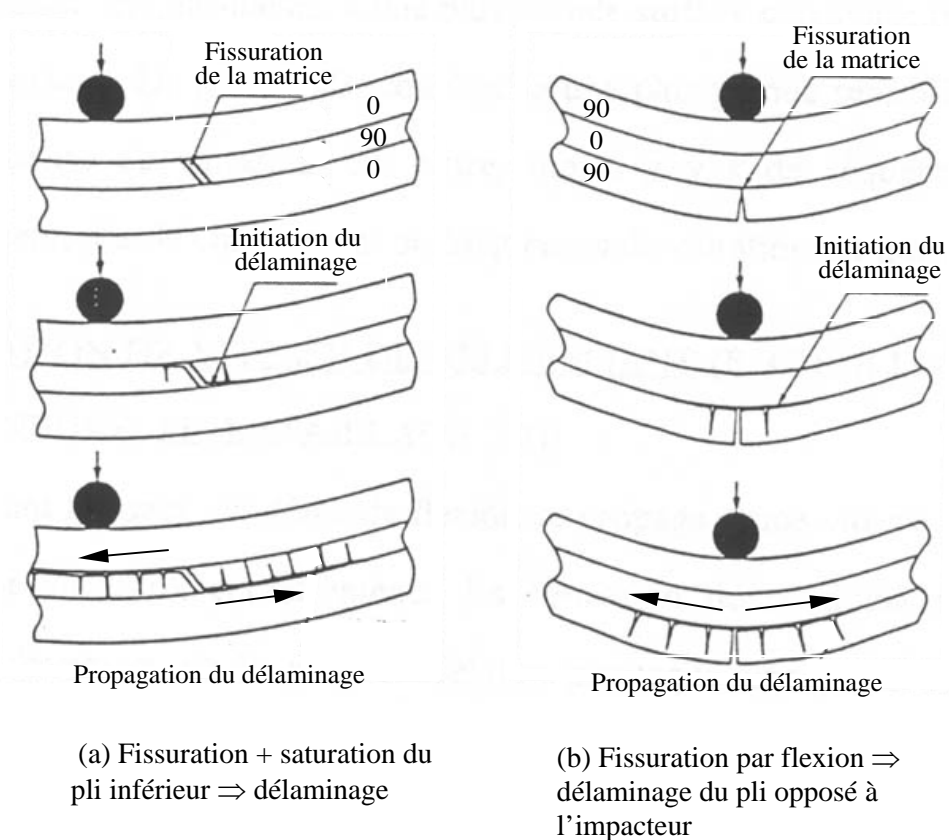


Figure I- 16 : Mécanismes de fissurations [CHANG, 1987]

Les délaminages sont facilement mesurables soit :

- par rayons X, 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 délaminée la plus faible (côté face impactée) et la taille de la plus grande zone délaminée (face non impactée) sont mesurées.
- Par un contrôle US. Ce second type de contrôle permet de repérer, pour chaque délaminage détecté, la profondeur du défaut dans l'épaisseur de l'éprouvette.

### I.3.2.3. Rupture de fibres

Dans l'ensemble du processus d'endommagement, la rupture de fibres intervient généralement après la fissuration de la matrice et après le délaminage. Son apparition est liée au nombre de plis de la structure, au drapage, au type de matériau, mais aussi au type d'impacteur et au niveau d'énergie.

Pendant la flexion de la plaque lors d'un impact à faible vitesse, il apparaît une zone en compression (partie supérieure) et une zone en traction (partie inférieure). Lorsque les fibres se situant dans la zone de traction voient une contrainte supérieure à leur résistance en traction, elles cassent. Les plis rompus, lors du choc, sont donc localisés principalement sur la face opposée à l'impact et sont visibles à l'œil.

D'après Wang [WANG, 1990] ce mode d'endommagement est minoritaire dans les structures impactées à basse vitesse.

### I.3.3. Influence de la protection thermique sur la tolérance aux dommages des composites

Peu d'études ont été réalisées concernant la tolérance aux dommages des protections thermiques. Les quelques articles disponibles ne concernent que les impacts de météorites sur véhicules spatiaux, c'est-à-dire les impacts très hautes vitesses (de l'ordre de 6 km/s).

Même si les phénomènes physiques sont très différents de ceux observés dans le cas d'impacts basse vitesse, un résultat important apparaît dans une étude réalisée par Robinson et al. sur les conséquences d'impacts de débris orbitaux sur une structure de lanceur réutilisable protégée thermiquement [ROBINSON, 1995]. Des essais, réalisés avec des particules de 0.31 à 1.27 cm de diamètre pour des vitesses comprises entre 3 et 7 km/s sur plusieurs types de matériaux thermiques positionnés sur structures monolithiques et sandwichs (Cf. Figure I-17) ont montré qu'il était possible d'avoir des délaminages importants dans le composite alors qu'aucun dommage n'était visible sur la protection. Il est donc primordial de connaître, pour EADS ST, même pour des impacts basse vitesse, l'influence de la protection thermique sur la tolérance aux dommages des composites.

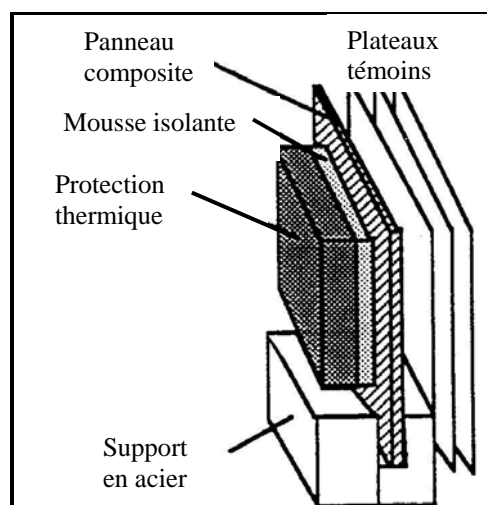


Figure I- 17 : Banc de test pour l'impact très haute vitesse de protections thermiques [ROBINSON, 1995]

#### I.4. CRITERES ET MODELES D'ENDOMMAGEMENT DE PLAQUES COMPOSITES EXISTANT DANS LA LITTERATURE

##### I.4.1. Aperçu de quelques critères de rupture

Il existe plusieurs critères dans la littérature concernant les modes d'endommagement d'un stratifié. Chaque critère varie d'un auteur à un autre en fonction des hypothèses et des simplifications faites.

- *Critère de Tsai – Wu [ TSAI, 1971 ]*

Tsai – Wu propose un critère global pour l'endommagement du pli sans différencier les différents modes de rupture. Toutes les contraintes interviennent dans ce critère qui s'écrit sous forme quadratique :

$$e_m^2 = \frac{\sigma_{11}^2}{XX'} + \frac{(\sigma_{22}^2 + \sigma_{33}^2)}{YY'} + \frac{(\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2)}{S^2} - \frac{(\sigma_{11}\sigma_{22} + \sigma_{11}\sigma_{33})}{\sqrt{XX'YY'}} \quad \text{(Equation I- 1)}$$

$$- \frac{\sigma_{33}\sigma_{22}}{YY'} + \sigma_{11}\left(\frac{1}{X} - \frac{1}{X'}\right) + (\sigma_{22} + \sigma_{33})\left(\frac{1}{Y} - \frac{1}{Y'}\right) \geq 1$$

avec :

X : résistance de la matrice à la traction dans la direction 1

X' : résistance de la matrice à la compression dans la direction 1

Y : résistance de la matrice à la traction dans la direction 2

Y' : résistance de la matrice à la compression dans la direction 2

S : résistance au cisaillement supposée la même dans toutes les directions

Cependant, dans les problèmes d'impact sur plaques composites, la majorité des auteurs traite chaque mode de rupture par un critère différent. On distingue trois modes d'endommagement principaux : la fissuration de la matrice, le délaminage et la rupture des fibres.

##### I.4.1.1. Fissuration matricielle

Comme déjà vu précédemment, les fissurations matricielles sont le premier mode de rupture lors de l'impact et sont généralement dirigés dans le sens des fibres. On a aussi vu que ces fissurations sont soit dues aux contraintes de cisaillement transverses (surtout dans les plaques composites épaisses) avec une inclinaison de 45°, soit due aux contraintes normales transversales.

- **Critères de Chang Chang [CHANG, 1987] et Chang Chang modifié**

Dans le cas de traction dans le sens transverse ( $\sigma_{22} > 0$ )

$$e_m^2 = \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad \text{Equation I- 2}$$

avec :

$Y_T$  : résistance de la matrice dans le sens transverse 2-2

$S_{12}$  : résistance de la matrice au cisaillement dans le sens 1-2

Dans ce critère, Chang ne prend pas en compte la contribution de la contrainte de cisaillement  $\sigma_{23}$  qui a tout de même un effet important lors de fissurations dues aux cisaillements surtout quand la plaque composite est épaisse.

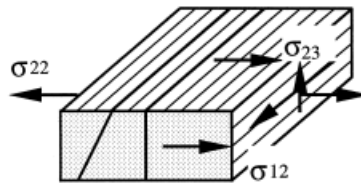
Le critère est alors modifié par Hou et al [HOU, 2000] :

Dans le cas de traction dans le sens transverse ( $\sigma_{22} > 0$ )

$$e_m^2 = \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{23}}{S_{m23}} \right)^2 \geq 1 \quad \text{Equation I- 3}$$

avec

$S_{m23}$  : résistance de la matrice au cisaillement dans le sens transverse 2-3



**Figure I- 18** : Contraintes intervenant dans la fissuration matricielle [HOU, 2000]

- **Critère de Hashin [HASHIN, 1980]**

Hashin donne également un critère, rappelé par Spottswood et al [SPOTTSWOOD, 2001] différenciant l'état de traction dans la matrice de l'état de compression. De plus, il introduit dans le critère la contribution de la contrainte normale au plan du pli  $\sigma_{33}$  ainsi que la contrainte interlaminaire  $\sigma_{13}$ . Dans le cas d'une matrice soumise à une contrainte de traction, le critère s'écrit :

$$e_m^2 = \frac{1}{\sigma_{MNT}^2} (\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{\sigma_{MS}^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22} \sigma_{33}) + \frac{1}{\sigma_{FS}^2} (\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2) \geq 1 \quad \text{Equation I- 4}$$

Dans le cas d'une compression, la rupture de la matrice est pilotée par :



$$e_m^2 = \frac{1}{\sigma_{MNC}} \left[ \left( \frac{\sigma_{MNC}}{2\sigma_{MS}} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_{22} + \sigma_{33}) + \frac{1}{4\sigma_{MS}^2} (\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{\sigma_{MS}^2} (\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \frac{1}{\sigma_{FS}^2} (\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2) \geq 1$$

**Equation I- 5**

avec :

- $\sigma_{MNT}$  : résistance de la matrice en traction
- $\sigma_{MNC}$  : résistance de la matrice en compression
- $\sigma_{MS}$  : la résistance de la matrice en cisaillement
- $\sigma_{FS}$  : la résistance de la fibre en cisaillement

- **Critère de Gosse et Mori [GOSSE, 1988]**

Gosse et Mori proposent également un critère, plus simple, rappelé par Finn [FINN, 1993]. Ils considèrent que seul l'état de la traction de la matrice favorise l'apparition de la fissure alors que l'état de compression la limite.

$$e_m = \frac{1}{2Y} (\sigma_{22} + \sigma_{33}) + \frac{1}{Y} \sqrt{\frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4} + \sigma_{23}^2} \geq 1$$

**Equation I- 6**

avec Y : résistance de la matrice à la traction

#### 1.4.1.2. Délaminage

On a vu précédemment que le délaminage est dû à la différence des rigidités en flexion des plis adjacents. Le long des fibres la plaque a tendance à se fléchir de façon concave alors que la flexion est convexe dans le sens transverse. On a aussi vu que le délaminage intervient lorsque les plis de part et d'autre de l'interface sont endommagés par fissuration matricielle.

- **Critère de Hashin [HASHIN, 1980]**

Ce critère ne prend pas en compte le signe de  $\sigma_{33}$  et rend par conséquent ce critère difficilement applicable dans les zones de compression.

$$e_d^2 = \left( \frac{\sigma_{33}}{\sigma_{DN}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2}{\sigma_{DS}^2} \right) \geq 1$$

**Equation I- 7**

avec :

- $\sigma_{DN}$  : résistance du pli à l'effort normal
- $\sigma_{DS}$  : résistance du pli au délaminage par cisaillement

- **Critère de Brewer et Lagace [BREWER, 1988]**

Ce critère ne prend pas non plus en compte le signe de  $\sigma_{33}$  et est très proche du critère précédemment cité :

$$e_d^2 = \left( \frac{\sigma_{33}}{Z_T} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{23}^2}{S_{I23}^2} + \frac{\sigma_{31}^2}{S_{31}^2} \right) \geq 1 \quad \text{Equation I- 8}$$

avec :

- $S_{13}$  : résistance au cisaillement dans le plan 1-3
- $S_{I23}$  : résistance au délaminage en cisaillement dans le plan 2-3
- $Z_T$  : résistance au délaminage dans le sens de l'épaisseur

Chang et Springer proposent un modèle identique [BANERJEE, 1992].

- **Critère de Hou, Petrinic, Ruiz [HOU, 2001]**

Ce critère propose une version améliorée du critère de Brewer et Lagace en prenant en compte l'effet bénéfique de la compression sur la tenue au délaminage tout en autorisant le délaminage sous faible compression et fort cisaillement.

Il existe donc trois cas distincts :

- cas où  $\sigma_{33} \geq 0$   
C'est le cas le plus propice au délaminage.

$$e_d^2 = \left( \frac{\sigma_{33}}{Z_T} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{13}^2 (d_{ms} d_f + \delta)} \right) \geq 1 \quad \text{Equation I- 9}$$

- cas où  $\sqrt{\frac{(\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)}{8}} \leq \sigma_{33} < 0$

Le délaminage peut avoir lieu malgré la compression, à condition que le cisaillement soit suffisamment important.

$$e_d^2 = \left( \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2 - 8\sigma_{33}^2}{S_{13}^2 (d_{ms} d_f + \delta)} \right) \geq 1 \quad \text{Equation I- 10}$$

- cas où  $\sqrt{\frac{(\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)}{8}} > \sigma_{33}$

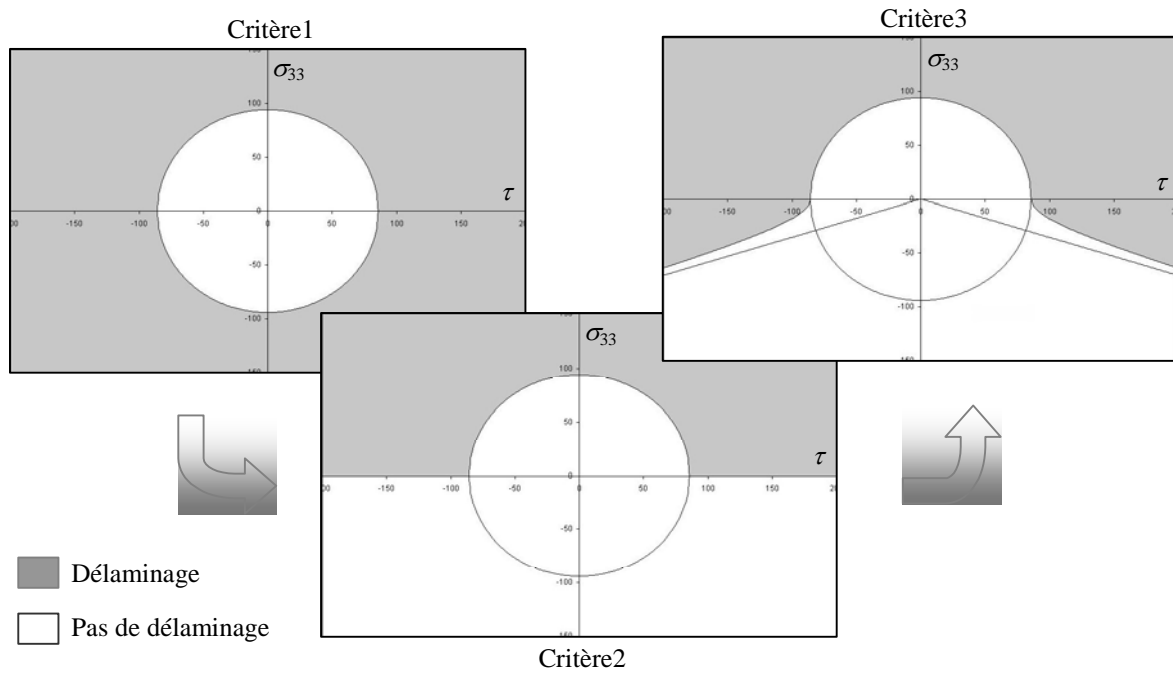
La compression est assez importante pour empêcher le glissement entre les plis et éviter le délaminage.

avec :

- $S_{13}$  : résistance en cisaillement dans le plan 1-3
- $Z_T$  : résistance en traction dans le sens de l'épaisseur
- $d_{ms}$  : coefficient d'endommagement en rupture de la matrice. Ce coefficient varie entre 0 et 1
- $d_f$  : coefficient d'endommagement en rupture de fibres. Ce coefficient varie entre 0 et 1
- $\delta$  : ratio entre le cisaillement interlaminaire avant et après l'apparition de dommage dans la matrice ou les fibres.

La Figure I- 19 illustre les différentes améliorations apportées au critère de délaminage proposé par Brewer et Lagace. Cette évolution se résume par :

- critère n°1 où le signe de  $\sigma_{33}$  n'est pas pris en compte : l'effet bénéfique de la compression n'est pas considéré ;
- critère n°2 : la compression dans le sens transverse empêche le délaminage ;
- critère n°3 : malgré la compression, un délaminage peut apparaître par fort cisaillement transverse.



**Figure I- 19 :** Evolution du critère de Brewer et Lagace

Avec ces améliorations, ce critère semble très intéressant pour la modélisation de l'endommagement des stratifiés en tenant compte de l'effet des contraintes hors plan.

- **Critère de Wang et Yew [WANG, 1990]**

$$e_d^2 = \left( \frac{\sigma_{33}}{Y} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2}{S^2} \right) \geq 1 \quad \text{Equation I- 11}$$

avec :

Y : résistance en traction suivant l'axe 3

S : résistance en cisaillement dans les plans 1-3 et 2-3

1.4.1.3. Rupture de fibres

Rappelons que, dans l'ensemble du processus d'endommagement, les ruptures de fibres interviennent généralement après la fissuration de la matrice et après le délaminage.

Les contraintes considérées dans la rupture de fibre sont les contraintes dans le sens fibre et les contraintes de cisaillement dans les plans contenant la fibre,  $\sigma_{12}$  et  $\sigma_{13}$ .

- Critère de Chang-Chang [CHANG, 1987] et Chang-Chang modifié

Ce critère s'écrit :

$$e_f^2 = \left( \frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad \text{Equation I- 12}$$

avec :

$X_T$  : résistance des fibres en traction (sens des fibres)

$S_{12}$  : résistance des fibres au cisaillement dans le sens 1-2

Ce critère ne prend pas en compte le cisaillement dans le sens 1-3, alors qu'il est censé avoir le même effet que  $\sigma_{12}$ . Hou et al proposent donc l'amélioration suivante [HOU, 2000] :

$$e_f^2 = \left( \frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_f^2} \right) \geq 1 \quad \text{Equation I- 13}$$

avec  $S_f$  : résistance des fibres au cisaillement

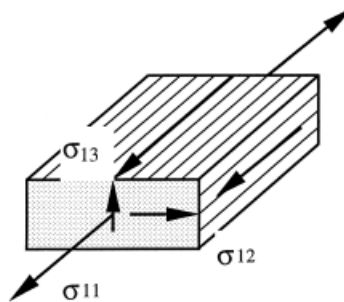


Figure I- 20 : Contraintes intervenant dans la rupture de fibres [HOU, 2000]

Notons que ces critères sont exprimés en contraintes. En ce qui concerne la rupture des fibres, un critère en déformation serait certainement plus simple à mettre en œuvre. Lee utilise un critère en déformation maxi de la forme [LEE, 2004] :

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon_{11}^{T/C}} \geq 1 \quad \text{Equation I- 14}$$

avec  $\varepsilon_{11}^{T/C}$  déformation à rupture de la fibre en traction (T) ; en compression (C)

### 1.4.2. Modélisation du délaminage dans les stratifiés composites

Les différentes modélisations éléments finis trouvées dans la littérature pour les délaminages peuvent être regroupées en plusieurs catégories :

- *Modèles qualitatifs*, pour prédire l'orientation, la taille et la forme du délaminage, comme le modèle de Liu [LIU, 1988] qui consiste à étudier les délaminages non plus à partir des distributions de contraintes, mais comme résultant d'une différence de rigidités en flexion entre deux plis adjacents. Liu définit alors des coefficients de disparité (« mismatch coefficients ») :

$$M = \frac{[D_{ij}(\theta_b) - D_{ij}(\theta_t)]}{[D_{ij}(0^\circ) - D_{ij}(90^\circ)]} \quad \text{Equation I- 15}$$

où :

$\theta_b$  représente l'angle des fibres dans le pli inférieur ;

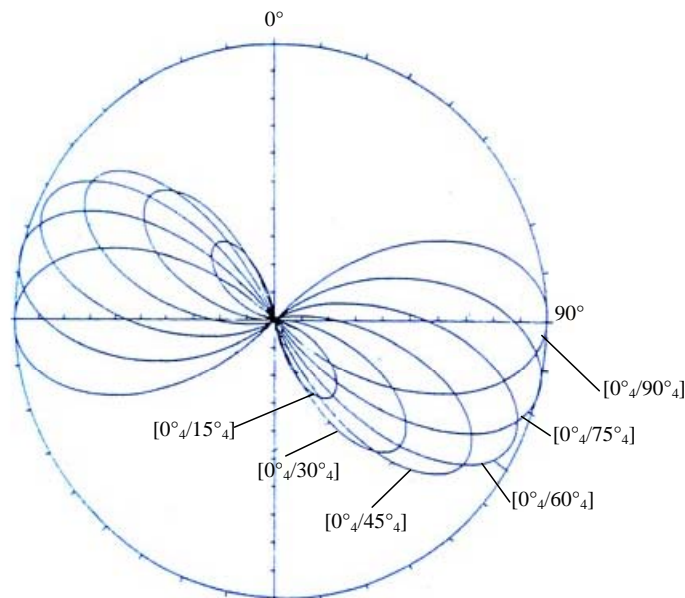
$\theta_t$  représente l'angle des fibres dans le pli supérieur ;

$$\text{et } D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n Q_{ij} (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad \text{Equation I- 16}$$

avec  $Q_{ij}$ , matrice de rigidité dans le pli  
 $h$ , l'épaisseur de pli  
 $k$ , le numéro du pli dans le stratifié composite

La Figure I- 21 montre des exemples de prédiction de surface délaminée pour six éprouvettes en verre/époxy avec les empilements  $[0^\circ_4/90^\circ_4]$ ,  $[0^\circ_4/75^\circ_4]$ ,  $[0^\circ_4/60^\circ_4]$ ,  $[0^\circ_4/45^\circ_4]$ ,  $[0^\circ_4/30^\circ_4]$ ,  $[0^\circ_4/15^\circ_4]$  et impactées à 5J.

L'axe de chaque double-hélice est donnée par la direction de la fibre du pli situé au-dessous de l'interface.



**Figure I- 21** : Variation de M en fonction de l'orientation de chaque pli [LIU, 1988]

Cette approche permet seulement de définir les zones favorables au délaminage. Couplé aux critères de délaminage précédents, ce modèle devient intéressant puisqu'il permet de définir une méthodologie de détection de délaminage. Elle consiste à définir, dans un premier temps, la zone susceptible de délaminer. Le délaminage apparaît alors quand le critère est vérifié dans cette zone.

- *Modèles de séparation des plis* [FLEMING, 1999, ZHANG, 1998] : les plis, maillés indépendamment, sont reliés entre eux par des liens rigides entre les nœuds doubles des interfaces susceptibles de délaminer. La liaison entre deux nœuds est supprimée une fois que le critère de délaminage est atteint dans les nœuds ou les éléments concernés. Zhang, par exemple, modélise le délaminage en utilisant deux couches d'éléments coques situées de part et d'autre de l'interface supposée délaminer. Cette méthode suppose connu le lieu du délaminage. Les éléments sont reliés entre eux par des liens rigides. Ces liens cassent et le délaminage se produit lorsque l'un des critères suivants est atteint :

$$\sqrt{\sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2} \geq ILSS \quad \text{Equation I- 17}$$

$$\text{ou } \sigma_{33} \geq T_{3t}$$

avec :  $ILSS$ , résistance en cisaillement interlaminaire,  
 $T_{3t}$ , résistance dans le sens de l'épaisseur.

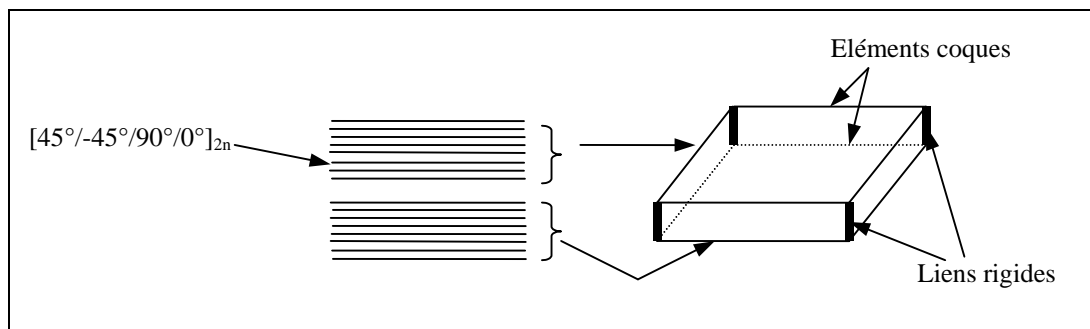
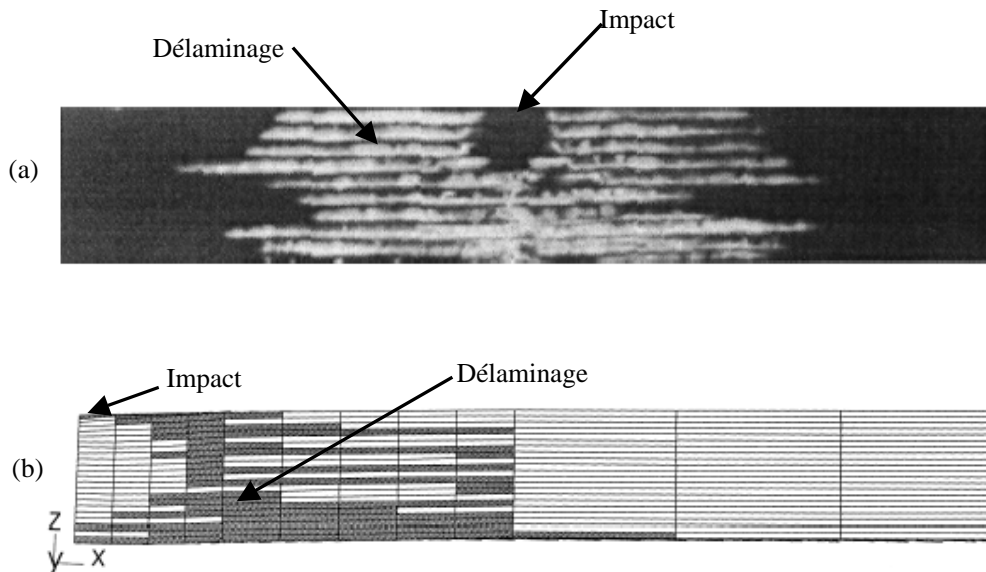


Figure I- 22 : Modélisation d'une plaque composite pour l'étude du délaminage par Zhang [ZHANG, 1988]

- *Modèles de dégradation des propriétés*, qui consiste à réduire les propriétés mécaniques dans les plis, ce qui implique la réduction des contraintes correspondantes. Hou et al. [HOU, 2001] réduisent progressivement à zéro les contraintes  $\sigma_{33}$ ,  $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$  dans l'élément où le critère de délaminage est vérifié en dégradant graduellement la valeur des modules. Une plaque en T300/914 de dimensions 140 x 85 x 2.6 mm<sup>3</sup> composée de 21 plis [0°/90°] alternés est ainsi modélisée. La plaque composite est composée d'un élément par pli et l'impacteur est représenté par un cylindre en titane de 0.3 m de long et 16 mm de diamètre de vitesse initiale 7.08 ms<sup>-1</sup>. Les résultats du délaminage issus de la modélisation sont donnés Figure I- 23 (b). Ces résultats sont comparés aux essais. La forme des dommages observée expérimentalement dans la plaque est globalement identique à celle trouvée numériquement (Cf. Figure I- 23 a).



**Figure I- 23 :** Comparaison essai/calcul de la forme des délaminages pour une plaque de 21 plis [0°/90°] alternés en T300/914 impactée à 6.5J (vitesse 7.08 ms<sup>-1</sup>) [HOU, 2001]

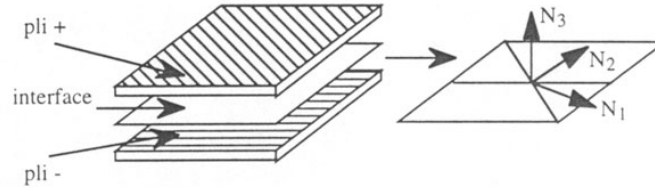
D'autres auteurs [ALLIX, 1993 ; GUINARD, 2002 ; LEVEQUE, 1998; WALRICK, 1999] introduisent des paramètres d'endommagement  $d$  qui affectent la matrice de souplesse de façon générale. Ces paramètres ont une valeur qui varie entre 0 (quand le matériau n'est pas endommagé) et 1 (quand le matériau est complètement endommagé). La matrice de souplesse avec ces différentes variables d'endommagement s'écrit alors, en deux dimensions :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1^0(1-d_f)} & -\frac{\nu_{21}}{E_2^0} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1^0} & \frac{1}{E_2^0(1-d_{pt})} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}^0(1-d_{ps})} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad \text{Equation I- 18}$$

sachant que  $d_f, d_{pt}, d_{ps}$  sont respectivement les variables d'endommagement associées à la rupture de la fibre, la rupture en traction transverse et en cisaillement transverse. Les  $d_i$  suivent des lois d'évolution d'endommagement décrites par Ladevèze et al. dont les différentes composantes sont déterminées expérimentalement.

Pour décrire le comportement endommageable des composites, Ladevèze et Allix utilisent des méso-modèles et s'appuient sur la thermodynamique des processus irréversibles où l'état du matériau peut être déterminé par la connaissance des valeurs de certaines variables internes (déformation  $\varepsilon$  et variables d'endommagement  $d_i$ ). La modélisation s'effectue à l'échelle mésoscopique du stratifié, c'est-à-dire à l'échelle du pli élémentaire supposé homogène dans son épaisseur. Cette modélisation considère donc le matériau comme étant composé de deux constituants élémentaires : la monocouche et l'interface (Cf. Figure I- 24). Dans la monocouche, des paramètres d'endommagement sont utilisés pour représenter l'évolution du

comportement de ce constituant en fonction de sa détérioration (telles que les microfissurations de la matrice, la décohésion fibre-matrice et la rupture de fibre). L'interface, d'épaisseur nulle, sert à modéliser le délaminage suivant les modes I, II et III.



**Figure I- 24 :** Eléments constituant le stratifié dans le méso-modèle de Ladevèze et Allix

Ce modèle permet d'obtenir avec une modélisation assez fine de bons résultats, mais il sera nécessaire de pouvoir prendre en compte les couplages entre dégradation des plis et tenue de l'interface. Des travaux sont d'ailleurs en cours par ces auteurs sur cette problématique.

### 1.4.3. Conclusions

Cette partie a montré qu'il existait de nombreux critères pour étudier numériquement l'endommagement à l'impact de stratifiés composites. Une partie de ces critères sera utilisée par la suite dans nos modèles pour simuler la fissuration matricielle, le délaminage et la rupture de fibre lors de l'impact d'une plaque monolithique avec et sans protection thermique.

L'objectif sera d'étudier l'influence de cette protection sur le comportement à l'impact du composite et de conclure sur les mécanismes d'endommagement.



## **I.5. ETUDE DU COMPORTEMENT EN STATIQUE DE PLAQUES COMPOSITES IMPACTEES**

L'analyse du comportement des structures composites impactées a fait l'objet de nombreuses recherches, particulièrement au sein de l'Aérospatiale lors de la conception de la voilure externe en carbone de l'ATR72.

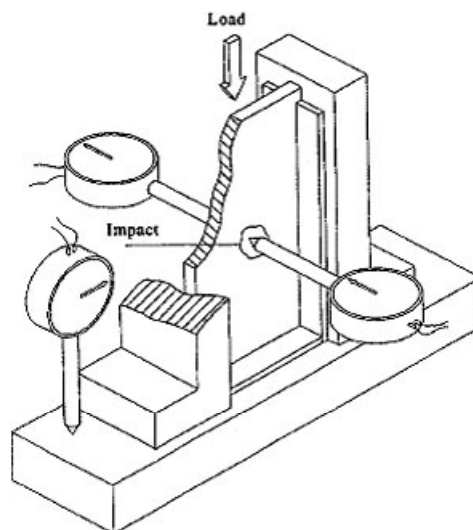
Ces différentes études ont montré que les structures composites impactées présentaient une baisse importante de leurs caractéristiques mécaniques principalement en compression. Pour ce type de chargement, le comportement des structures est non-linéaire et conduit à une rupture brutale.

Deux types d'essais sont souvent réalisés dans l'industrie dans le cadre de l'étude du comportement statique. Le but est d'identifier les dommages subis suite à un impact et d'analyser le comportement des structures pour différents types de sollicitations ainsi que les mécanismes régissant leur ruine. Il s'agit :

- D'essais de Compression Après Impact (on parlera de CAI), où les éprouvettes sont soumises à de la compression pure ;
- D'essais de sollicitations biaxiales, où les éprouvettes sont soumises à des sollicitations combinées traction et compression.

### **I.5.1. Essais de Compression Après Impact**

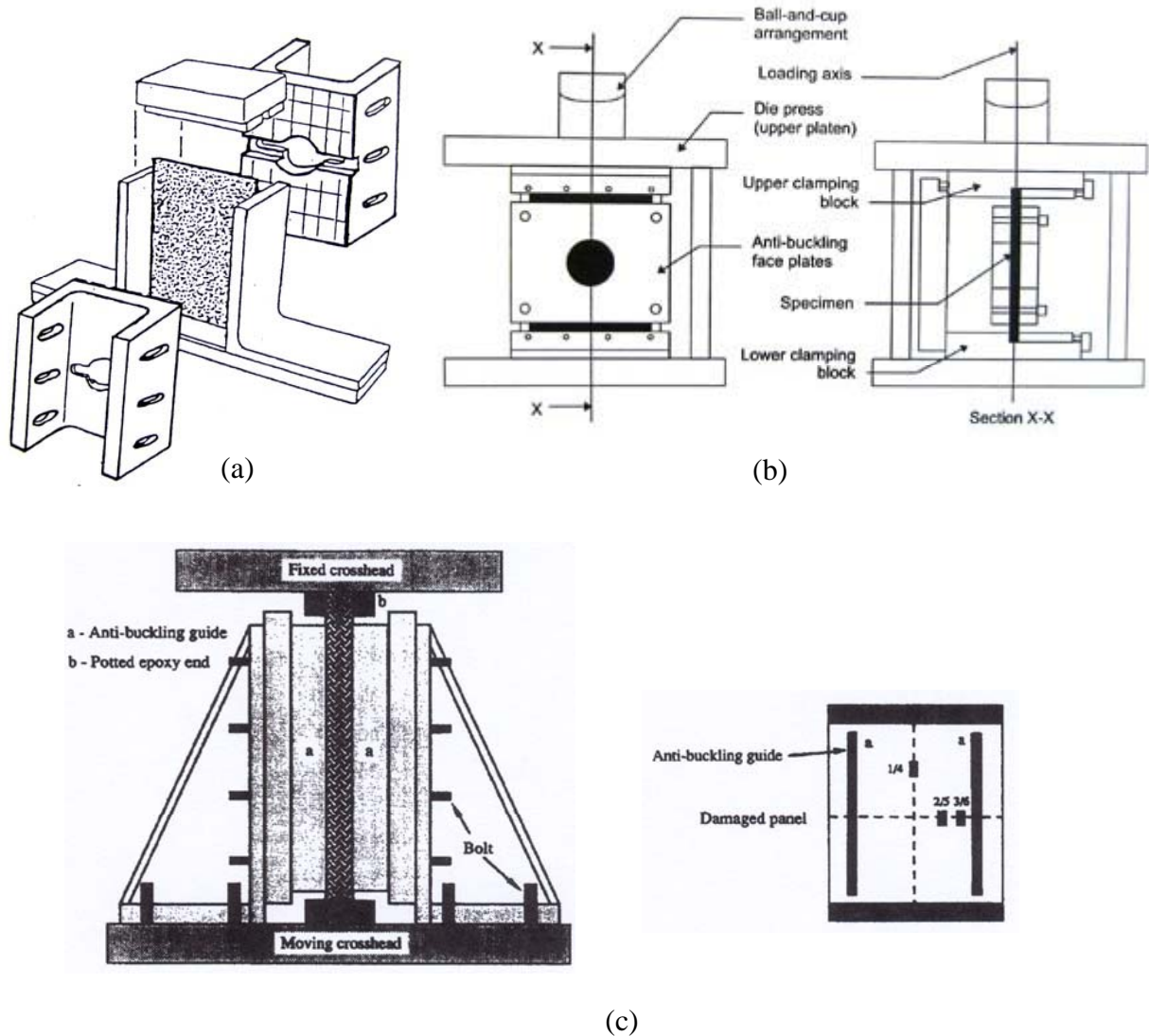
Les essais de Compression Après Impact sont largement utilisés pour vérifier les performances de stratifiés composites et sont considérés comme des tests de tolérance aux dommages. Le montage d'essais réalisé au laboratoire de Supaéro est élaboré à partir de la norme Airbus AITM 1-0010. D'après Reis et Freitas, l'échantillon, de dimensions standards 100 x 150 mm<sup>2</sup>, doit être encastré à ses extrémités (sens long) et simplement maintenu sur les bords [REIS, 1997 ; FREITAS, 1998]. Le montage de CAI utilisé pour cette étude sera détaillé au chapitre II. Le principe est le même que celui présenté Figure I- 25.



**Figure I- 25** : Outillage de CAI [FREITAS, 1998]

Ce type d'essai est toutefois très difficile à réaliser puisque l'apparition d'un flambage global est souvent notée. En effet, Renault a observé de la flexion dès le début du chargement lorsqu'il utilise un montage de CAI non modifié [RENAULT, 1994]. Plusieurs outillages anti-flambage sont alors proposés : Renault a l'idée d'un dispositif enveloppant l'éprouvette sans perturber son comportement. Afin de réduire les effets de flambage global, les surfaces d'appui sont multipliées par la présence de « plots » rectangulaires répartis sur deux plaques en « U » qui maintiennent l'éprouvette verticale. Les couteaux sont éliminés de l'outillage et une ouverture circulaire est réalisée pour ne pas perturber la région endommagée et autoriser un éventuel cloquage (Cf. Figure I- 26 a). Un dispositif similaire est réalisé par Khondker et al [KHONDKER, 2004] (Cf. Figure I- 26 b). L'outillage de CAI anti-flambage réalisé par Zhou [ZHOU, 1997] consiste, quant à lui, en l'utilisation de deux paires de couteaux hémisphériques en acier, fixées sur chaque face de l'éprouvette, parallèlement à la direction de sollicitation (Cf. Figure I- 26 c).

Les valeurs de contraintes à rupture sont alors plus élevées avec les outillages modifiés.



**Figure I- 26 :** Outillages de CAI anti-flambage  
 (a) [RENAULT, 1994] ; (b) [KHONDKER, 2004] ; (c) [ZHOU, 1997]

Trois types de comportement en CAI sont généralement enregistrés (Cf. Figure I- 27). Plus de 50% des éprouvettes périssent selon le mode défini Figure I- 27 (a) : les déplacements des deux faces de l'éprouvette pendant le chargement se font dans la même direction, et du côté impacté vers le côté non impacté. Ce comportement semble logique du fait de la présence d'une indentation permanente qui produit un désalignement de l'éprouvette. 35% des éprouvettes périssent selon le mode présenté Figure I- 27 (b) : le cloquage apparaît sur les deux faces et les déplacements ont des directions opposées. Enfin, 15% des éprouvettes font apparaître des déplacements des faces dans la même direction, mais la cloque apparaît côté impacté (Cf. Figure I- 27 c).

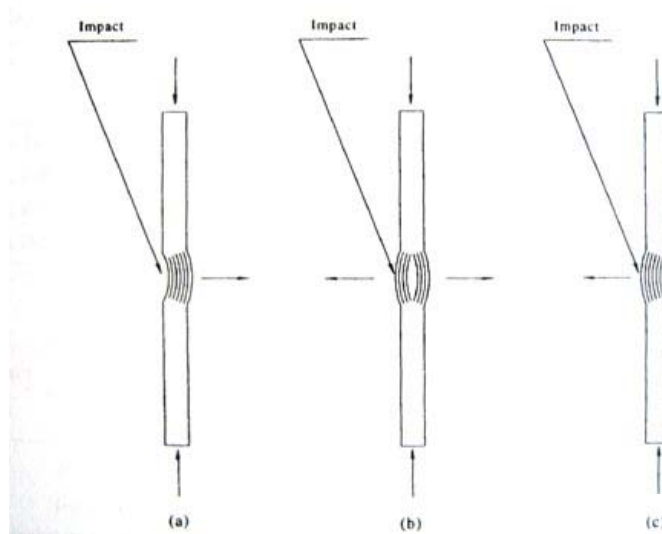


Figure I- 27 : Différents types de comportement en CAI [REIS, 1997]

Concernant la propagation des surfaces délaminiées au cours du chargement en compression, plusieurs études ont mis en évidence que les délaminages qui propageaient étaient situés dans le tiers inférieur de la plaque (Cf. Figure I- 28) et que la direction de propagation était toujours perpendiculaire à la direction du chargement (Cf. Figure I- 29) [ABOISSIERE, 2003 ; CABANAC, 1999 ; REIS, 1997]. La propagation se produit pour des niveaux de charge très élevés proches de la rupture statique résiduelle. Les mécanismes régissant la propagation et la ruine de la structure se produisent quasi simultanément.

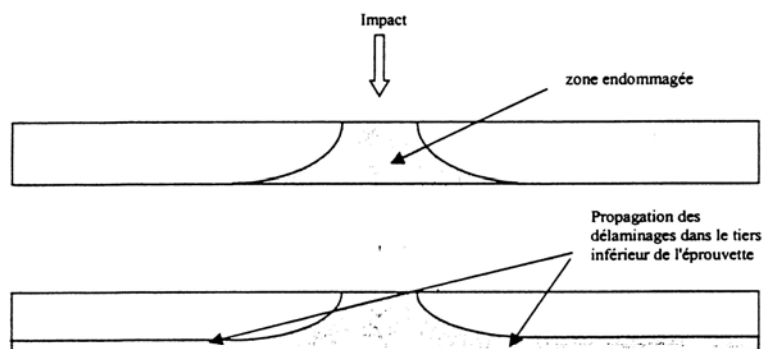
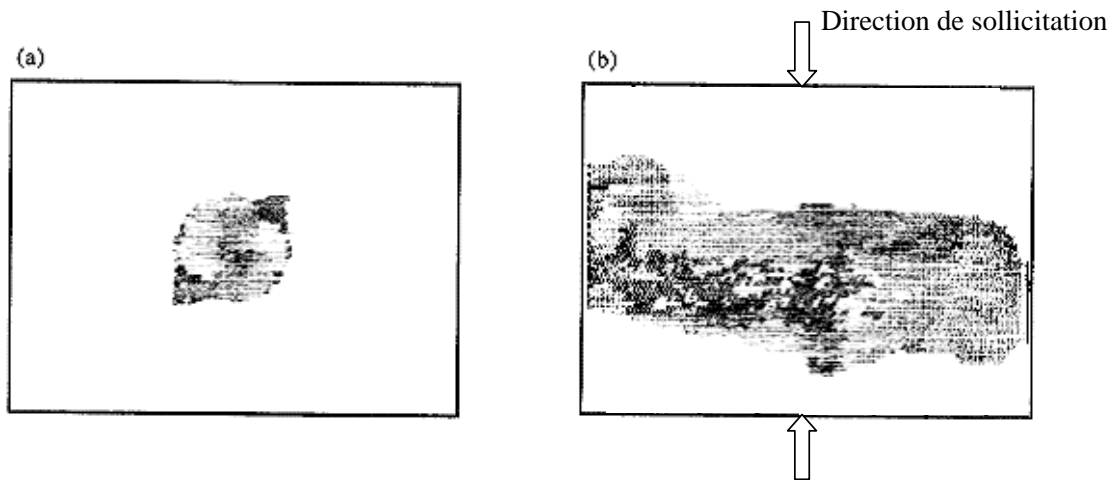


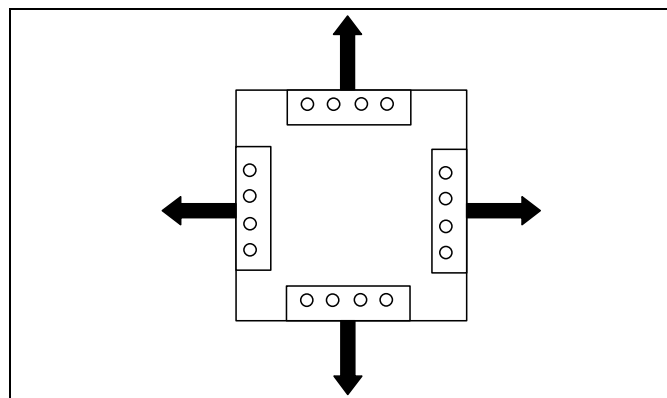
Figure I- 28 : Propagation des délaminages dans le tiers inférieur de l'éprouvette



**Figure I- 29 :** C-scan (a) après impact ; (b) après CAI pour une éprouvette en IM7/977-2  $[45^{\circ}_3/0^{\circ}_3/-45^{\circ}_3/90^{\circ}_3]_s$  d'épaisseur 3.24 mm et impactée à 12.1 J[REIS, 1997]

### 1.5.2. Essais d'éprouvettes impactées sous sollicitations bidirectionnelles

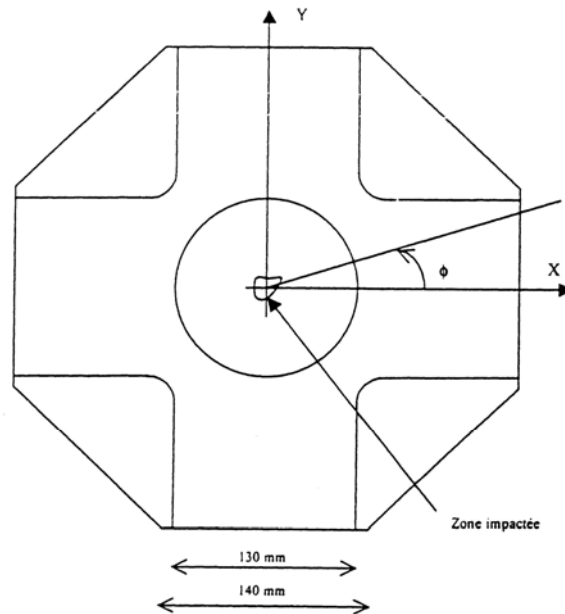
Le principe de ces essais consiste à exercer des efforts sur des éprouvettes suivant deux directions orthogonales (Cf. Figure I- 30).



**Figure I- 30 :** Principe de chargement des machines biaxiales

Ce type de test est utilisé en métallurgie pour vérifier expérimentalement les critères d'endommagement locaux [CASTANIE, 2000]. En composite, des études ont été essentiellement menées sur l'endommagement des stratifiés troués [INIZAN, 1986]. Concernant les structures composites monolithiques endommagées par un impact basse vitesse, peu d'auteurs se sont penchés sur leur comportement sous sollicitations bidirectionnelles. Les essais sous sollicitations combinées permettent pourtant 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.

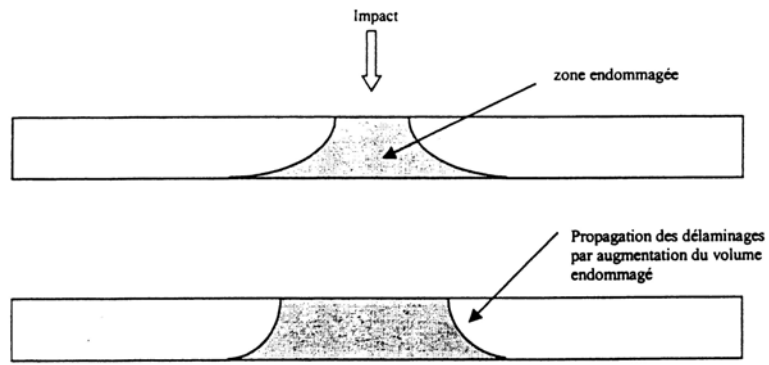
La principale difficulté de ce type d'essais est de réaliser le découplage des efforts sur l'éprouvette. Une possibilité de découplage développée sur la machine de CEAT de Toulouse consiste à monter un axe de chargement sur rouleaux. Bien que l'éprouvette soit de configuration simple, la difficulté consiste à définir une géométrie telle que, d'une part, le champ des contraintes soit homogène au centre et que, d'autre part, les ruptures ne se produisent pas sur les bords. Les éprouvettes habituellement utilisées en sollicitations bidirectionnelles sont du type « Daniel » [CABANAC, 1999]. Leur description géométrique est donnée à la Figure I- 31.



**Figure I- 31 :** Description des éprouvettes biaxiales

Des essais réalisés par Airbus sur des stratifiés monolithiques haute résistance IM7/977-2 impactés puis soumis à des chargements combinés (traction/compression) ont permis de mettre en évidence une propagation des délaminages dans la première moitié de l'éprouvette, c'est-à-dire hors de la zone des plus grands délaminages (Cf. Figure I- 32).

Ces résultats montrent une évolution de la zone délaminée différente de celle qui est habituellement observée pour les éprouvettes de CAI : rappelons que la propagation des surfaces délaminées se produit généralement dans le tiers inférieur du stratifié pour les éprouvettes sollicitées en CAI. En ce qui concerne les essais sous chargement combiné, au contraire, il n'y a pas de position privilégiée dans l'épaisseur pour la propagation des délaminages. Cette position semble être fonction de plusieurs paramètres : le type de chargement, l'épaisseur du matériau, la taille du dommage, la profondeur d'empreinte, etc. Cette hypothèse serait toutefois à analyser par une approche numérique pour mieux comprendre l'influence des paramètres.



**Figure I- 32 :** Propagation des délaminages par une augmentation du volume endommagé

## ***1.6. CONCLUSIONS ET DEMARCHE DE L'ETUDE***

Cette étude bibliographique a montré la problématique de l'impact sur des structures composites exposées à des impacts à faible énergie ou à des petits chocs (chute d'outils pendant les opérations d'intégration ou de maintenance, projection de gravillons lors des décollages et atterrissages). Des stratifiés composites montrent une sensibilité importantes à ces sollicitations et une baisse sévère des caractéristiques mécaniques résiduelles, notamment sous chargement de compression après impact, même pour un choc trop faible pour créer un dommage visible.

Avec protection thermique, le comportement à l'impact des structures composites n'a pas encore été étudié et il devient primordial pour EADS ST de définir une philosophie de démonstration en tolérance aux dommages sur ses structures composites de lanceurs protégés thermiquement.

C'est dans ce cadre que s'inscrit ce travail de recherche qui s'attachera, en particulier, à étudier l'influence de la protection thermique sur les mécanismes de ruine et sur la tenue résiduelle d'une structure composite impactée.

De ce fait, le recherche qui est présentée ici s'est d'abord orientée sur la caractérisation des matériaux utilisés sur les structures de lanceurs (chapitre II).

Des essais d'impacts sont ensuite effectués à l'aide d'un poids tombant sur différentes éprouvettes munies ou non de protection thermique avec, en parallèle, la réalisation d'un modèle éléments finis qui tentera de montrer les différences de phénomènes d'endommagement pouvant se produire lors d'un impact sur plaques nues et sur plaques protégées (chapitre III).

Enfin, dans le chapitre IV, des essais de compression après impact seront menés afin de caractériser le comportement résiduel des éprouvettes endommagées. Un modèle basé sur des éléments finis 3D sera également développé afin de mieux comprendre les mécanismes de ruine des éprouvettes sollicitées en CAI.

## II - MOYENS EXPERIMENTAUX ET CARACTERISATION DES MATERIAUX

### II.1. INTRODUCTION

Ce chapitre s'intéresse, dans le cadre de la tolérance aux dommages sur pièces composites de lanceurs, aux moyens mis en œuvre pour la réalisation des différents essais nécessaires à cette étude, ainsi qu'aux méthodes de contrôle et d'analyse utilisés. Retenons que l'objectif de ces travaux est d'étudier l'influence de la protection thermique (PT) sur les mécanismes de ruine et sur la tenue résiduelle d'une structure composite impactée. Des essais d'impacts sont par conséquent effectués sur différents types d'éprouvettes normalisées à l'aide d'un système de poids tombant réalisé au laboratoire des structures de Supaéro. Des contrôles ultrasonores ainsi que des coupes micrographiques permettront ensuite d'évaluer les zones endommagées et d'effectuer une reconstitution 3D des dommages créés.

Ces essais d'impact sont suivis d'essais de compression après impact (CAI) pour déterminer les résistances résiduelles en compression des échantillons endommagés et évaluer les pertes de caractéristiques en compression par rapport à une sollicitation en compression pure.

Après avoir présenté les procédures de fabrication des différentes éprouvettes, nous nous intéresserons également à la caractérisation élémentaire des matériaux constituant les plaques à étudier. Il faut rappeler que deux matériaux composites différents seront utilisés dans la fabrication des éprouvettes :

- Un matériau haut module (HM), utilisé dans la fabrication des structures de lanceurs ;
- Un matériau haute résistance (HR), le T300/914, qui permettra de se comparer à une référence bien connue dans le monde aéronautique.

La protection thermique, à base de liège, sera elle aussi examinée afin de déterminer, en particulier, ses caractéristiques mécaniques en compression.



## **II.2. PRINCIPAUX MOYENS EXPERIMENTAUX**

### II.2.1. Essais mécaniques

#### *II.2.1.1. Essais d'impact*

Il existe de nombreuses procédures d'essais pour simuler un impact sur une structure, mais le dispositif du poids tombant reste le plus utilisé [ABRATE, 1998]. Un tel dispositif a été conçu dans le cadre de ce travail de recherche au laboratoire de Supaéro pour réaliser des impacts selon les normes Airbus AITM 1-0010.

##### II.2.1.1.1. Principe du dispositif du poids tombant

Le principe du poids tombant consiste à lâcher une masse instrumentée et guidée dans un tube sur une plaque composite maintenue par une fenêtre de bridage. Les principaux composants sont :

- Une masse d'environ 2 kg . Cette valeur de masse a été fixée de façon à atteindre des énergies d'impact suffisamment importantes avec des vitesses allant jusqu'à 6m/s (besoin exprimé par EADS Space Transportation de façon à rester dans le domaine basse vitesse, de sorte que les effets dynamiques restent limités) ;
- Un capteur d'effort, positionné sous la masse, qui mesure la force entre l'impacteur et l'éprouvette lors de l'impact ;
- Un impacteur hémisphérique de diamètre 16 mm ;
- Un capteur optique qui mesure la vitesse de l'impacteur juste avant l'impact ;
- Une fenêtre d'appui, de dimensions intérieures 125 x 75 mm<sup>2</sup>, sur laquelle vient se positionner l'éprouvette (dimensions standards de l'éprouvette : 100 x 150 mm<sup>2</sup>). Ces dimensions ont été déterminées d'après les normes Airbus AITM 1-0010;
- Une fenêtre de bridage de dimensions intérieures identiques à celles de la fenêtre du bas (125 x 75 mm<sup>2</sup>) pour maintenir l'éprouvette pendant l'impact. Concernant le bridage, la norme Airbus prévoit normalement de maintenir les éprouvettes à l'aide de quatre sauterelles. Dans cette étude, il a été décidé, avant de débiter les essais, de brider les éprouvettes à l'aide d'une fenêtre afin de pouvoir aussi mener de multiples impacts directement sur des éprouvettes de dimensions plus grandes, en venant brider localement au niveau des différents points d'impacts envisagés ;
- Un système anti-rebond pour empêcher les chocs multiples sur l'éprouvette ;
- Un système d'acquisition.

Le schéma de principe est donné Figure II- 1.

Une photo de l'ensemble du système du poids tombant réalisé au laboratoire est donnée Figure II- 2. Enfin, la Figure II- 3 représente l'ensemble de l'impacteur.

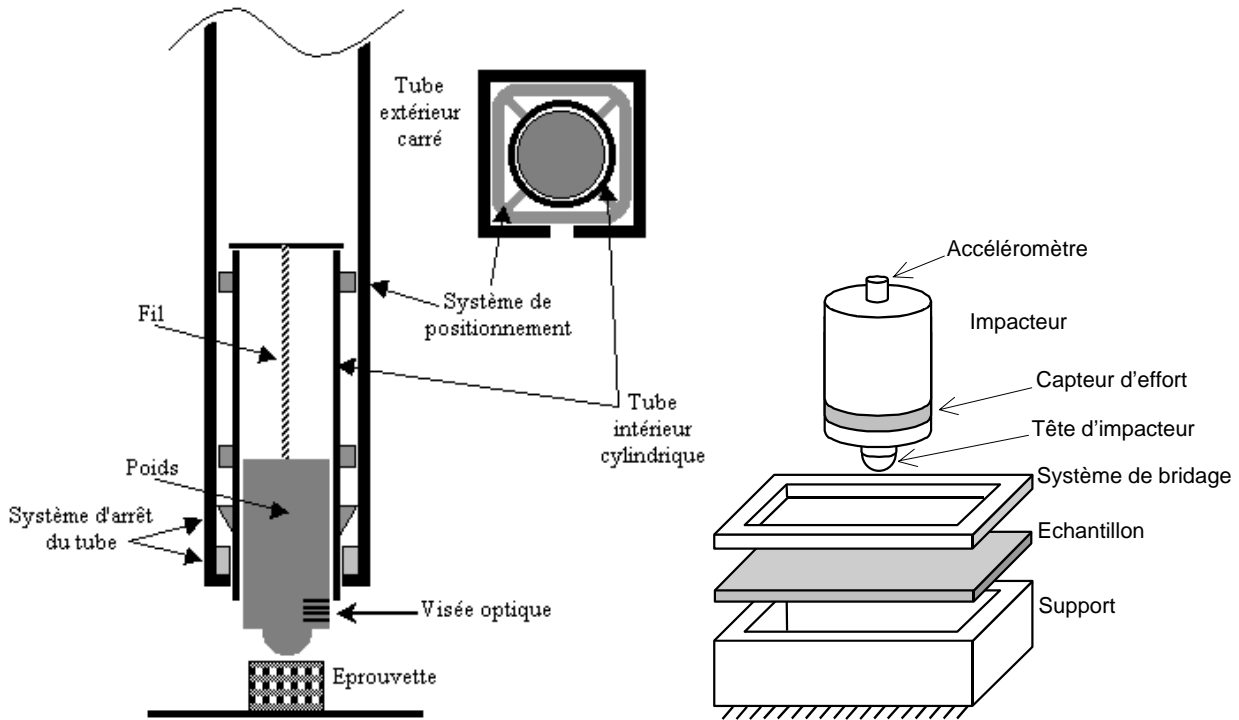


Figure II- 1 : Schémas de principe du poids tombant

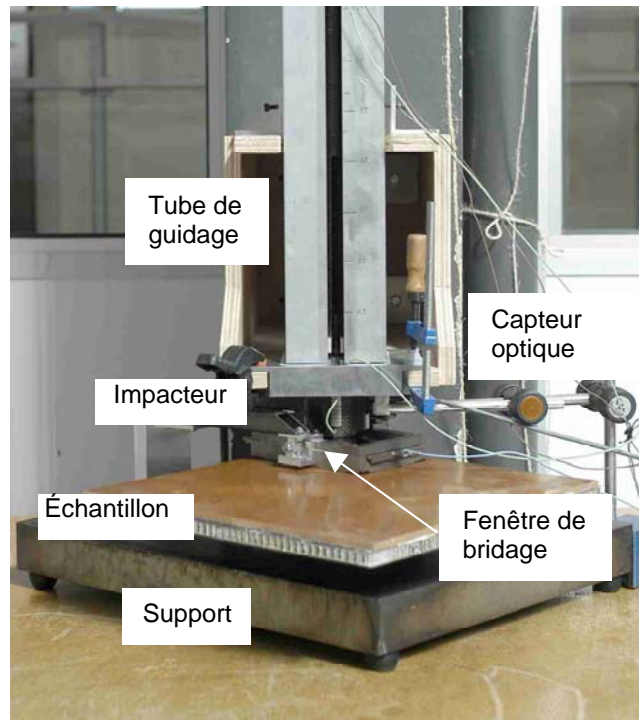


Figure II- 2 : Photo du poids tombant au laboratoire de Supaéro

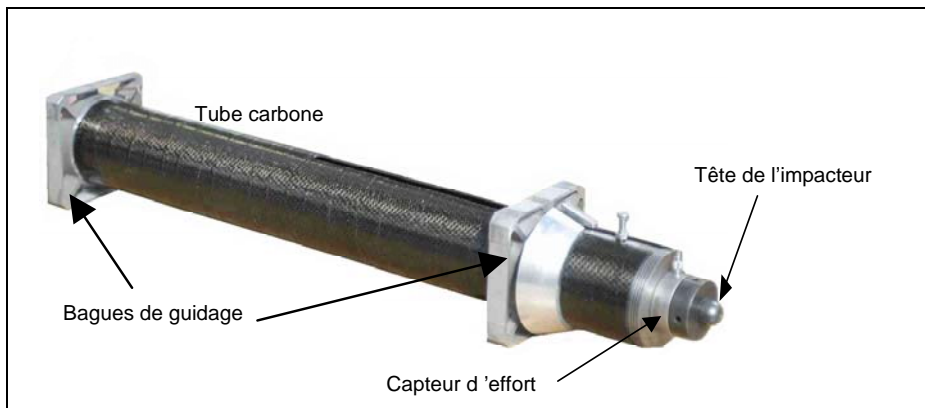


Figure II- 3 : Photo de l'impacteur

#### II.2.1.1.2. Instrumentation et mesures

Lors de l'essai d'impact, la masse est instrumentée avec un accéléromètre et un capteur d'effort et la vitesse avant impact est obtenue par un capteur optique. La Figure II- 4 montre le poids tombant instrumenté utilisé à Supaéro.

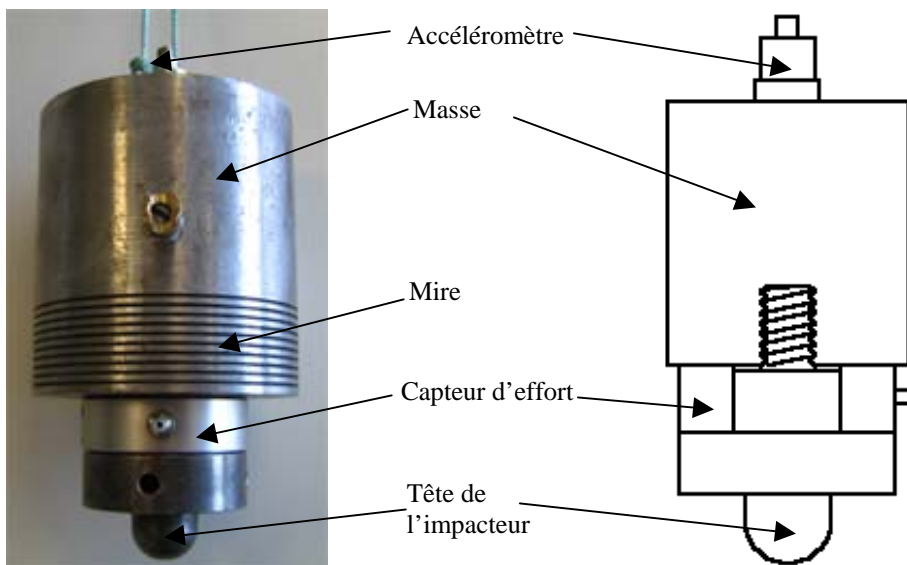


Figure II- 4 : Poids tombant instrumenté (photo et schéma)

#### II.2.1.1.2.1. Mesure de l'effort de contact

La mesure de l'effort à l'impact est réalisée par un capteur de charge. Il s'agit d'une rondelle piézoélectrique KISTLER de capacité 120 kN, placée entre la masse de l'impacteur et la tête de l'impacteur interchangeable, de masse plus faible. L'effort mesuré n'est donc pas l'effort

réel de l'impact puisque une masse est intercalée entre le stratifié et le capteur. La force de l'impact est déterminée suivant l'expression :

$$F_{\text{impact}} = \frac{m_{\text{impacteur}}}{m_{\text{impacteur}} - m_{\text{tête\_impacteur}}} F_{\text{mesuré}} \quad \text{Equation II- 1}$$

avec  $F_{\text{impact}}$  : Effort réel au moment de l'impact

$F_{\text{mesuré}}$  : Effort mesuré par la cellule d'effort

$m_{\text{impacteur}}$  : Masse totale de l'ensemble de l'impacteur

$m_{\text{tête\_impacteur}}$  : Masse de la tête de l'impacteur, interchangeable

D'autre part, le fait de venir comprimer la rondelle contre la masse pour la fixer au moyen d'un filetage fait qu'une partie de l'effort passe dans la vis. Pour une mesure donnée de la charge, lue à partir du capteur, l'effort global qui passe en statique est donc supérieur. Il est par conséquent nécessaire d'effectuer un étalonnage préalable de l'ensemble du poids tombant, afin de connaître le ratio des efforts passant dans la vis et dans la rondelle de charge.

#### II.2.1.1.2.2. Mesure de l'accélération

L'accélération est mesurée avec un accéléromètre KISTLER de capacité 5000 g . Les essais ont montré une bonne corrélation entre l'accélération et l'effort mesurés par les capteurs, une fois le signal d'accélération filtré (Cf. Figure II- 5). Ces résultats permettent de valider les moyens de mesure utilisés sur le poids tombant. Il est aussi possible d'obtenir la vitesse d'impact à l'instant  $t$  en intégrant les mesures fournies par l'accéléromètre et en connaissant les conditions initiales.

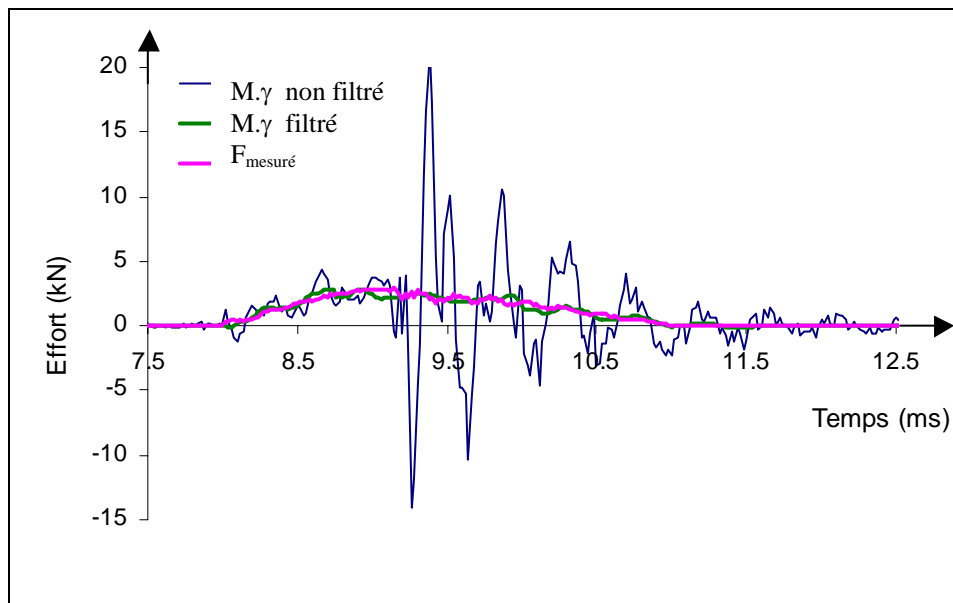
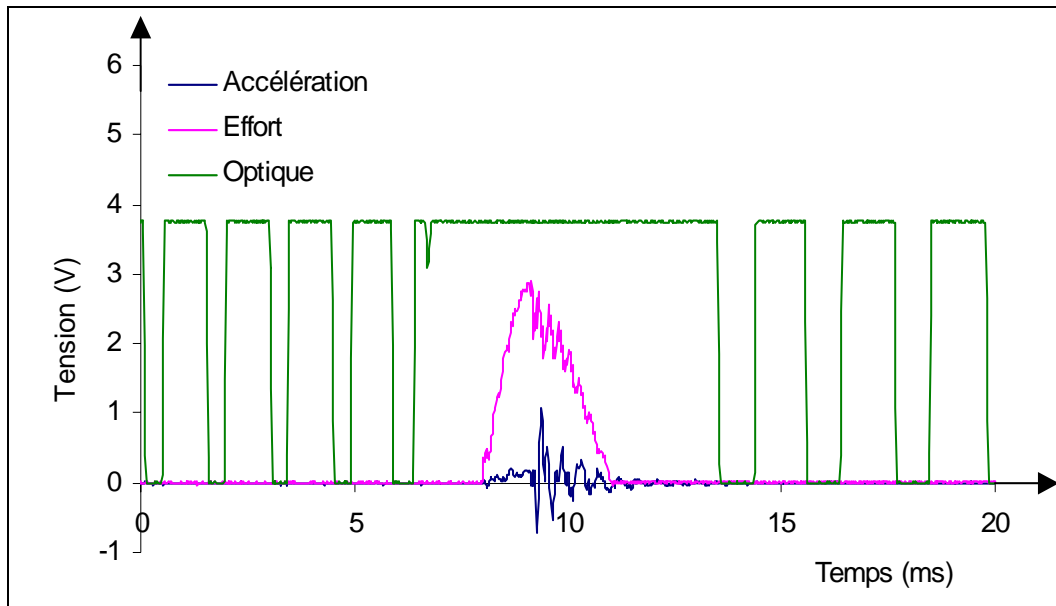


Figure II- 5 : Corrélation effort / accélération

### II.2.1.1.2.3. Mesure de la vitesse d'impact

Le système de mesure de la vitesse de l'impacteur est réalisé à l'aide d'un capteur optique (laser) dont le signal de sortie dépend de la réflexion du faisceau émis et donc de la surface réfléchissante. La surface cylindrique de l'impacteur est rainurée de stries noires (Cf. Figure II- 4). Pendant la chute de l'impacteur au moment de l'essai, le capteur optique détecte donc une succession de surfaces réfléchissantes (parties métalliques de l'impacteur) et de surfaces absorbantes (stries noires). Le signal mesuré est par conséquent un signal carré : la tension mesurée par le système d'acquisition est maximale lorsque le laser détecte les parties métalliques ; elle est nulle lorsque le laser détecte les stries noires. Connaissant la distance et le temps enregistré par le laser entre deux stries, il est alors facile de déterminer la vitesse d'impact.

Un exemple de signal enregistré par le système d'acquisition pour un essai d'impact de 2J sur une plaque monolithique nue HM est donné Figure II- 6.



**Figure II- 6 :** Données enregistrées pour un impact sur plaque HM impactée à 2J

### II.2.1.1.3. Analyses

L'énergie d'impact initiale est déterminée par l'équation suivante :

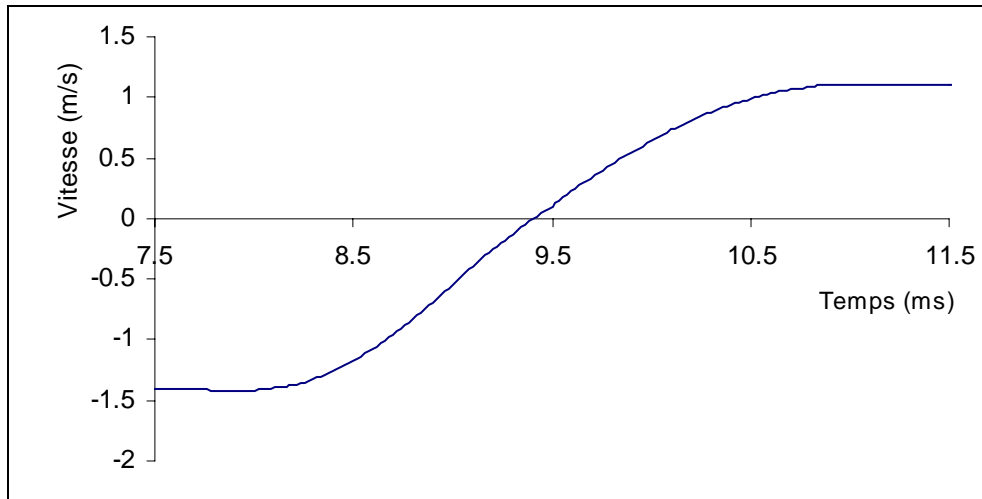
$$E_{\text{impact}} = \frac{1}{2} m_{\text{impacteur}} V_{\text{impacteur}}(0)^2 \quad \text{Equation II- 2}$$

avec  $m_{\text{impacteur}}$  : masse totale de l'impacteur  
 $V_{\text{impacteur}}(0)$  : vitesse initiale au moment de l'impact déterminée par la procédure décrite au paragraphe précédent.

Par intégration des équations du principe fondamental de la dynamique, la vitesse de l'impacteur à l'instant  $t$  est obtenue à partir de la mesure de l'effort fournie par le capteur KISTLER (Cf. Figure II- 7) :

$$V_{\text{impacteur}}(t) = V_{\text{impacteur}}(0) - \frac{1}{m_{\text{impacteur}}} \int_0^t F(t) dt \quad \text{Equation II- 3}$$

avec  $V_{\text{impacteur}}(t)$  : vitesse de l'impact à l'instant  $t$   
 $F(t)$  : force de contact à l'instant  $t$



**Figure II- 7** : Evolution de la vitesse de l'impacteur pour un impact de 2J sur une plaque HM

Connaissant la vitesse d'impact initiale et celle à l'instant  $t$ , il est alors possible de déterminer l'énergie absorbée par la structure à l'instant  $t$  (Cf. Figure II- 8) :

$$E_{\text{absorbée}}(t) = \frac{1}{2} m_{\text{impacteur}} (V_{\text{impacteur}}(0)^2 - V_{\text{impacteur}}(t)^2) \quad \text{Equation II- 4}$$

Après impact, la valeur résiduelle de l'énergie absorbée correspond majoritairement à de l'énergie dissipée par l'éprouvette par endommagement. L'énergie absorbée par la structure est alors déterminée par l'équation suivante :

$$E_{\text{absorbée}} = \frac{1}{2} m_{\text{impacteur}} (V_{\text{impacteur}}(0)^2 - V_{\text{impacteur}}(t_{\text{final}})^2) \quad \text{Equation II- 5}$$

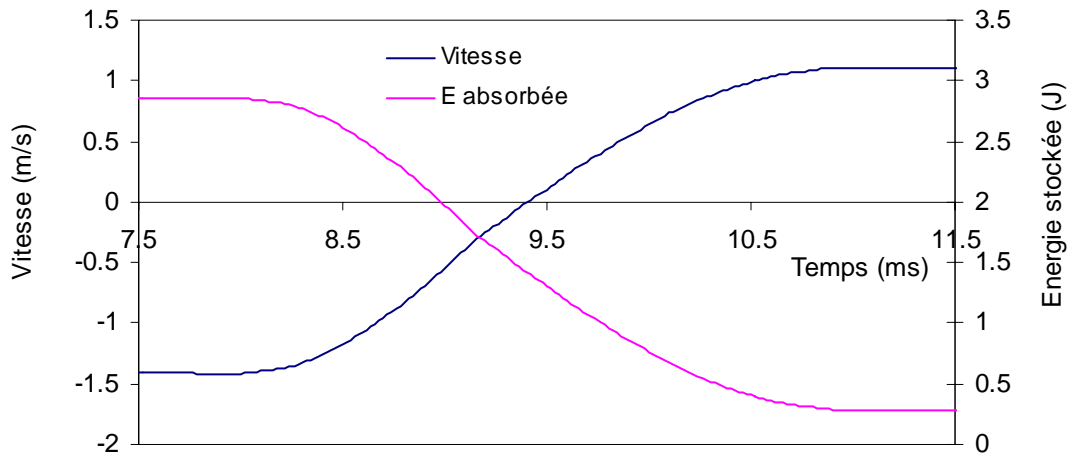


Figure II- 8 : Evolution de l'énergie stockée pour une plaque HM impactée à 2J

Enfin, le déplacement de l'impacteur est calculé par intégration de la vitesse (Cf. Figure II-9) :

$$\delta(t) = \delta(0) + \int_0^t V(\tau) d\tau \quad \text{Equation II- 6}$$

avec  $\delta(t)$  : déplacement de l'impacteur à l'instant  $t$   
 $\delta(0)$  : déplacement initial de l'impacteur

Le déplacement initial est choisi nul au moment du contact.

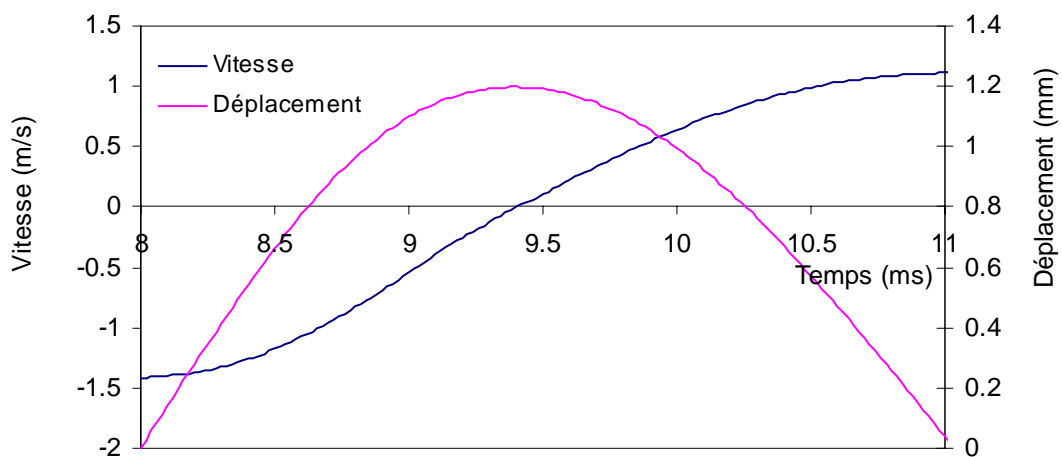
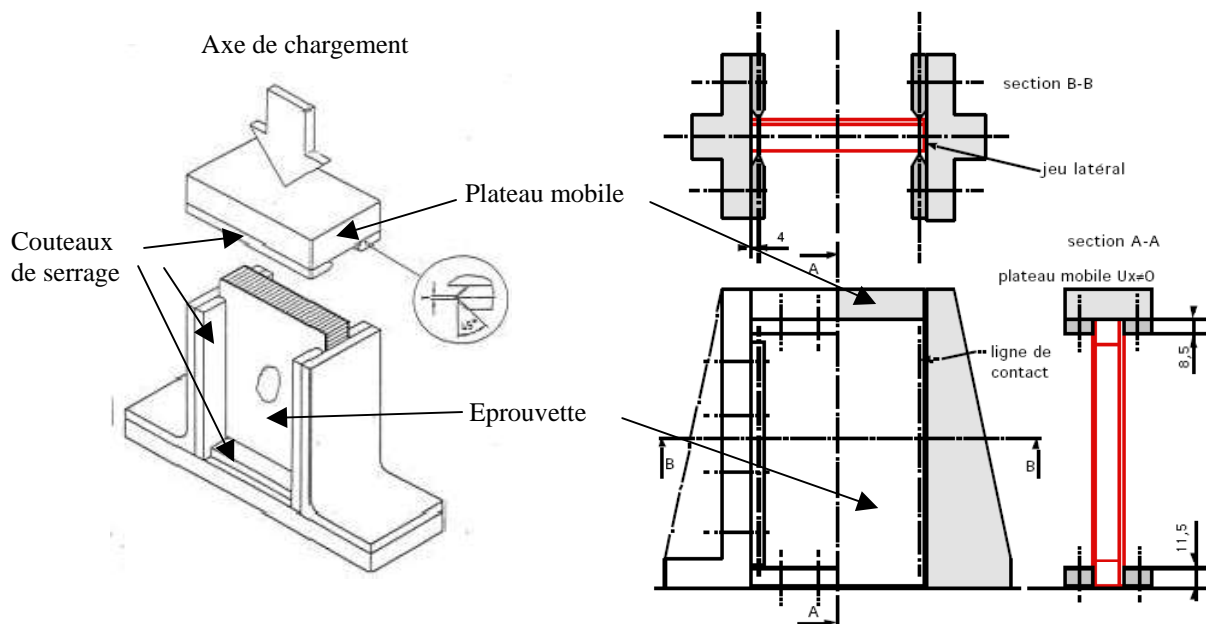


Figure II- 9 : Evolution du déplacement pour une plaque HM impactée à 2J

### II.2.1.2. Essais de compression après impact

#### II.2.1.2.1. Principe de l'essai

Le but de ces essais est de caractériser le comportement en compression résiduelle des éprouvettes endommagées par impact avec ou sans protection thermique et de déterminer les pertes de caractéristiques en compression par rapport à une sollicitation en compression pure. La machine d'essais est une SCHENCK de capacité 16 t dotée de plateaux de compression qui permettent l'application des efforts. La Figure II- 10 présente le montage d'essais réalisé au laboratoire de Supaéro. Ce montage a été élaboré de façon à respecter la norme Airbus AITM 1-0010. L'utilisation de couteaux de serrage sur chaque bord de l'éprouvette permet d'appliquer des conditions limites de type « tout-appuyé » et évite ainsi l'apparition d'un flambage global avant le processus d'endommagement de l'éprouvette [AMINANDA, 2004].



**Figure II- 10** : Schématisation du montage d'essais de compression après impact

#### II.2.1.2.2. Instrumentation et mesures

Les éprouvettes sont instrumentées de jauges unidirectionnelles afin de mesurer l'évolution des déformations au cours de l'essai et de vérifier que la compression est bien uniforme. Le nombre de jauges, ainsi que leur position sur les éprouvettes, seront détaillées dans le chapitre traitant de la compression après impact.

L'évolution de la profondeur et de la forme de l'empreinte est observée au cours de l'essai par une méthode de corrélation d'images 3D : deux caméras CCD sont placées devant la face impactée de l'éprouvette (Cf. Figure II- 11). Le traitement informatique permet alors de



reconstruire, avec une bonne précision, les déplacements dans le plan de l'éprouvette ainsi que l'évolution de la géométrie hors plan de l'éprouvette côté impacté.

La flèche de la face opposée à l'impact est mesurée à l'aide d'un capteur LVDT positionné au centre de l'éprouvette côté non impacté.

Enfin, la force de compression est mesurée directement au cours du temps par la cellule d'effort de la machine SCHENCK.

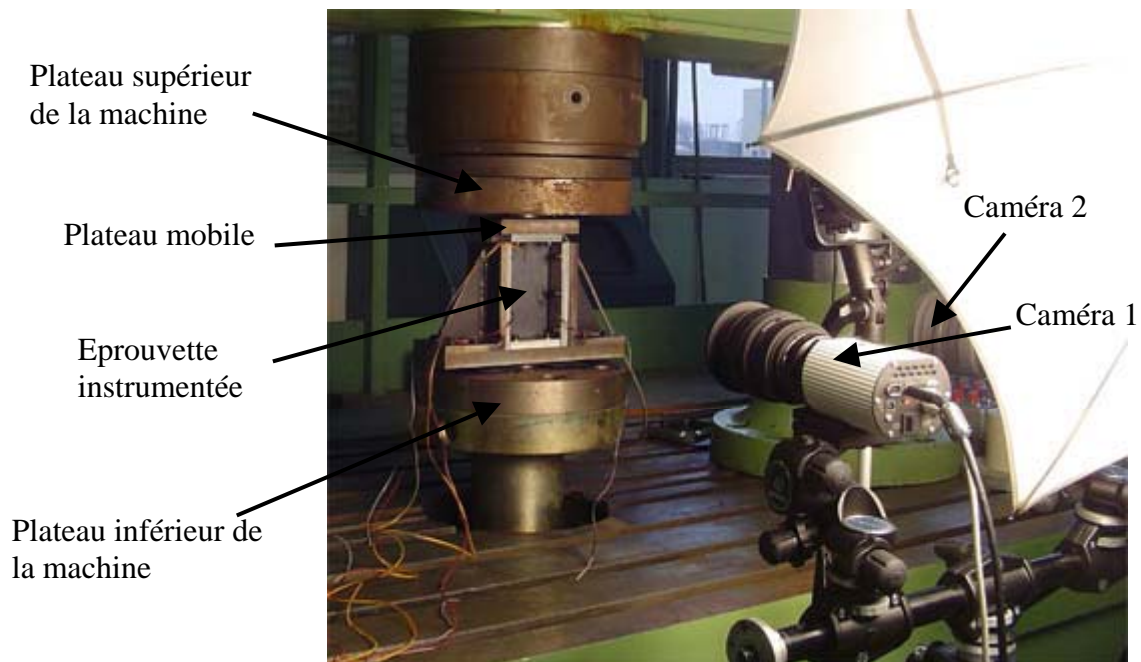
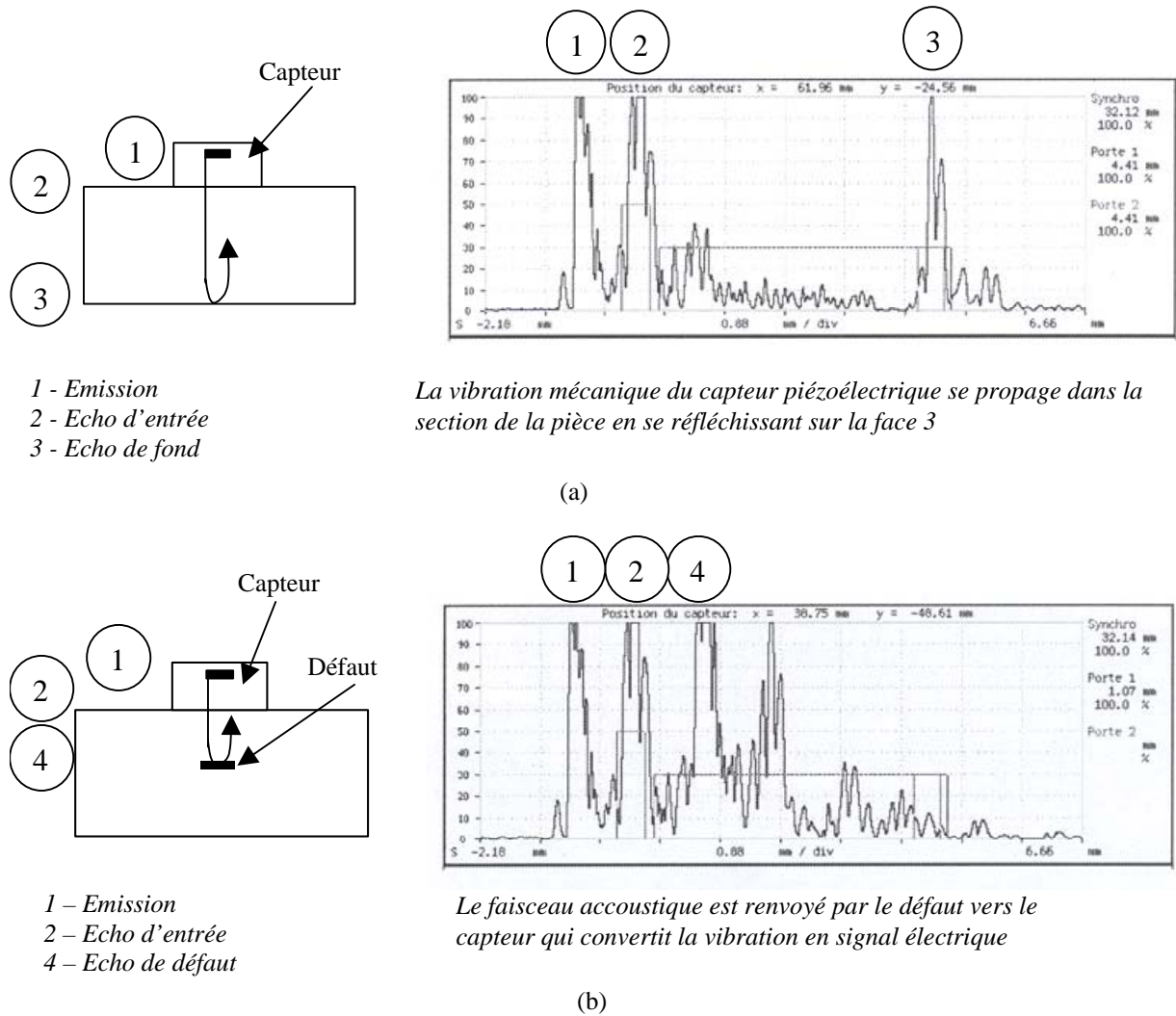


Figure II- 11 : Photo du montage de Compression Après Impact de Supaéro

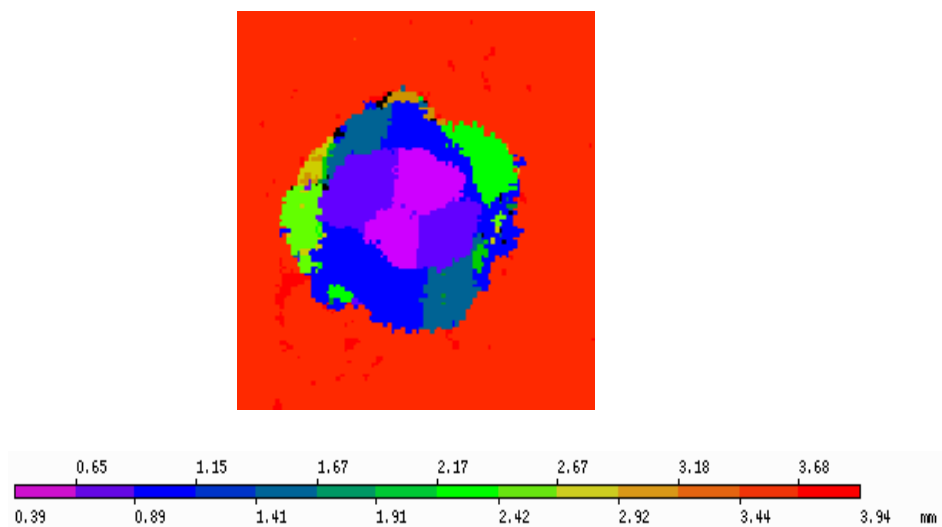
## II.2.2. Moyens et méthodes de contrôle

### II.2.2.1. Contrôles non destructifs : les ultrasons

Le contrôle par ultrasons est un procédé de contrôle non destructif qui consiste à engendrer une impulsion ultrasonore dans le matériau à l'aide d'un palpeur et à observer les échos éventuels réfléchis par les discontinuités rencontrées. La distance entre échos correspond à des temps de propagation aller et retour de l'onde et permet donc de localiser les défauts en profondeur dans la pièce examinée. L'amplitude relative des échos d'émission, de défaut et de fond permet d'avoir une estimation de l'importance du défaut. Cette méthode est appelée A-scan (Cf. Figure II- 12). Il est aussi possible d'obtenir des cartographies ultrasonores des défauts contenues dans la pièce grâce au positionnement du palpeur une table X-Y (Cf. Figure II- 13). La cartographie est alors réalisée suivant un plan parallèle à la surface de balayage du palpeur. C'est le C-scan [LABARRERE, 2003]. Le C-scan ne donne en fait que la superposition de l'étendue des endommagements dans l'épaisseur des éprouvettes. On ne peut pas accéder à la forme des délaminages mais à l'enveloppe de la réunion de leur projection dans le plan de l'éprouvette.



**Figure II- 12 :** A-scan (a) d'une zone non délaminée ; (b) d'une zone délaminée



**Figure II- 13 :** C-scan d'une éprouvette monolithique T300/914 nue impactée à 7J

Les contrôles par ultrasons ont été réalisés au laboratoire de l'ENSICA et au CEAT de Toulouse. Les éprouvettes endommagées sont contrôlées en piscine à l'aide d'un capteur piézoélectrique de 7 MHz fixé sur un chariot à deux degrés de liberté pouvant balayer la surface entière de l'éprouvette. Cette méthode présente l'inconvénient de faire pénétrer l'eau, assurant la transmission du signal ultrasonore entre le capteur et l'échantillon, à l'intérieur du composite fissuré. Chaque éprouvette est par conséquent pesée avant et après contrôle US. L'eau emmagasinée par l'éprouvette au cours des C-scan, qui se manifeste par une prise de poids de l'éprouvette, disparaîtra par évaporation en plaçant les éprouvettes en étuve pendant quelques minutes.

### II.2.2.2. Contrôles destructifs : observations de coupes micrographiques

Les investigations précédentes sont complétées par d'autres de nature destructive : plusieurs coupes ont été effectuées afin de décrire la structure de la fissuration matricielle, et d'observer les délaminages et les ruptures de fibres (Cf. Figure II- 14) . Les moyens d'observation utilisés dans cette étude sont le microscope optique et le microscope électronique à balayage qui permet de voir les détails au niveau des fibres, de la résine et des interfaces.

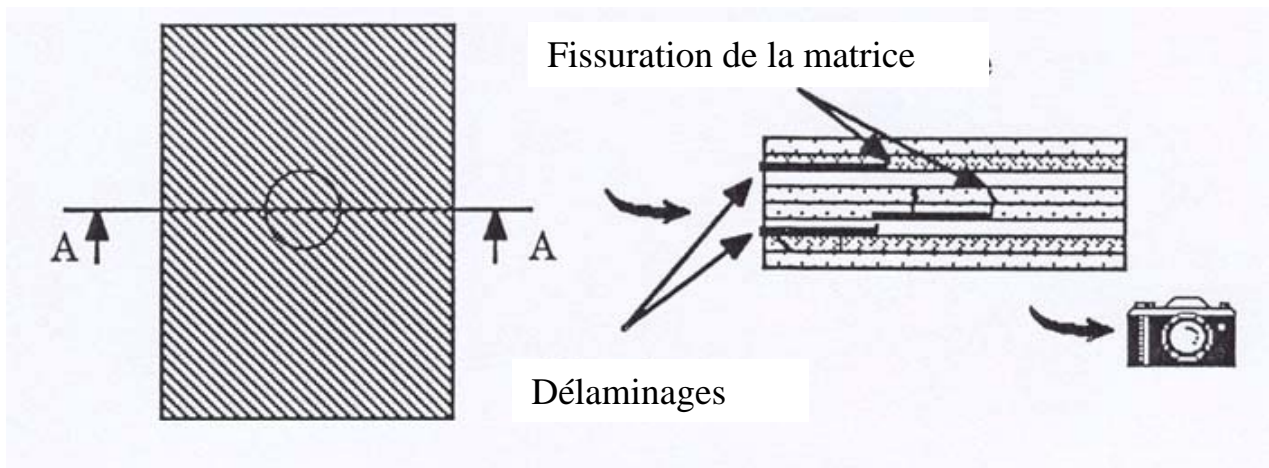


Figure II- 14 : Coupes micrographiques

## II.3. FABRICATION DES PLAQUES

### II.3.1. Drapage des plaques monolithiques

Les plaques HM ont été élaborées sur le site de production d'EADS Space Transportation des Mureaux alors que celles en préimprégné HR ont été fabriquées au laboratoire de Supaéro. Toutefois, les procédures de fabrication sont très similaires.

Les différents plis, découpés à partir du rouleau de préimprégné, sont directement drapés sur l'outillage (Cf. Figure II- 15). La polymérisation finale s'effectuant à faible pression, il est par conséquent nécessaire de faire de nombreux prétassages intermédiaires afin de permettre une adhérence optimale entre les différents plis et de limiter le taux de porosité.

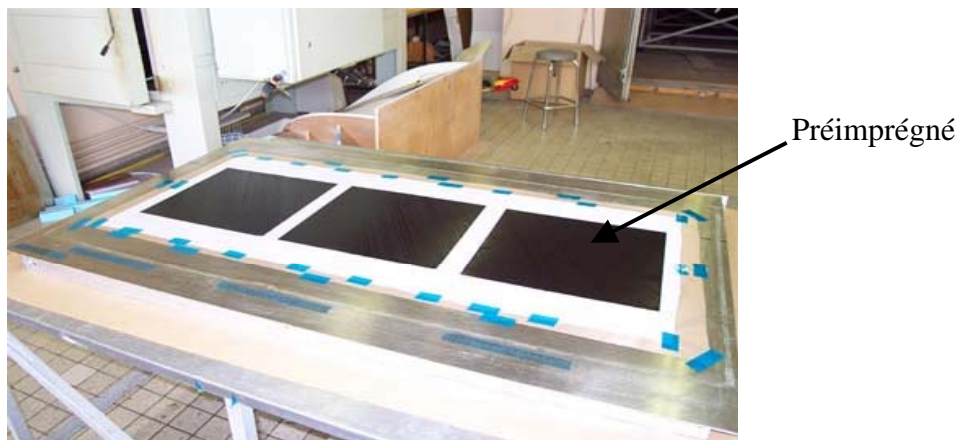


Figure II- 15 : drapage des différents plis

*N.B.* Les valeurs de vide pour les pré-tassages du monolithique ont été choisies à partir des valeurs déterminées par EADS Space Transportation pour *les structures sandwiches* : en effet, pendant la réalisation de la première peau pour une structure sandwich, un vide maximum peut être effectué ; par contre, après la pose du nida et pendant le drapage de la deuxième peau, un vide trop important écraserait le nida. Afin d'être représentatif de la gamme de fabrication des structures échelle 1 EADS-ST correspondantes, les éprouvettes sont réalisées en respectant les mêmes paramètres, à la fois pour les éprouvettes monolithiques et sandwiches.

### II.3.2. Drapage des plaques sandwiches

Comme pour les plaques monolithiques, les plaques sandwiches HM ont été élaborées sur le site de production d'EADS Space Transportation des Mureaux alors que celles en préimprégné HR ont été fabriquées au laboratoire de Supaéro.

La procédure de drapage des plis constituant les peaux des plaques sandwiches est identique à celle décrite dans le paragraphe II.3.1 pour les plaques monolithiques. Une fois la première peau drapée, un dernier prétassage sous vide maximum est effectué. Un film de colle est ensuite positionné sur la peau de chaque plaque suivi par la pose de pains de nida en aluminium (Cf. Figure II- 16). Un premier prétassage sous vide contrôlé est alors réalisé afin que les pains en aluminium adhèrent au maximum à la colle tout en veillant à ne pas



endommager les cellules du nida. Un nouveau film de colle est disposé sur le pain de nida de chaque plaque et les plis constituant la deuxième peau sont drapés de la même façon qu'au paragraphe II.3.1 (Cf. Figure II- 17).

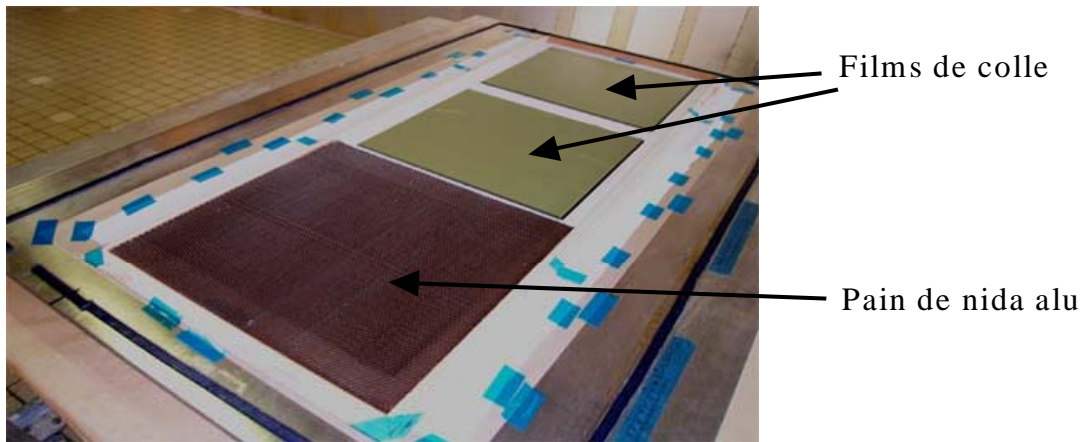


Figure II- 16 : Pose des pains de nida en aluminium

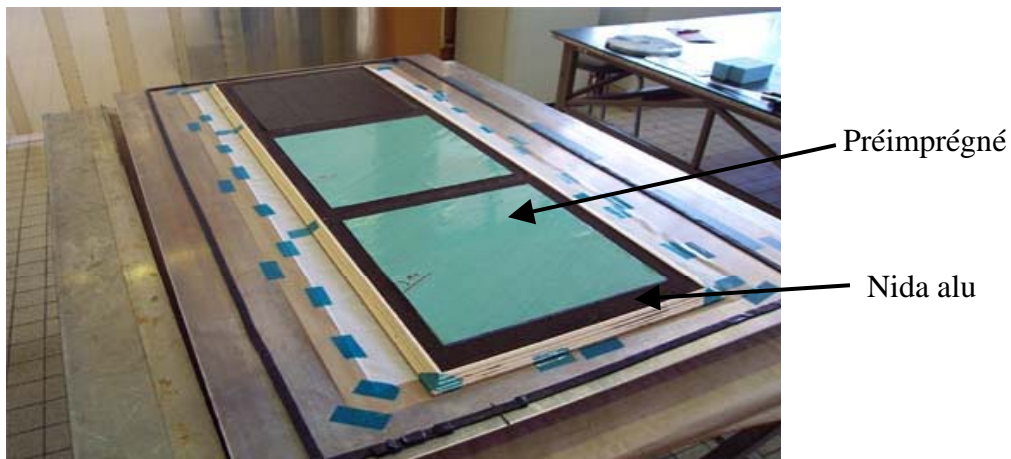


Figure II- 17 : Drapage de la deuxième peau sandwich

Les caractéristiques du nida alu sont données dans le Tableau II- 1. Les directions sont celles usuelles du nid d'abeille : direction W ou direction L (Cf. Figure II- 18).

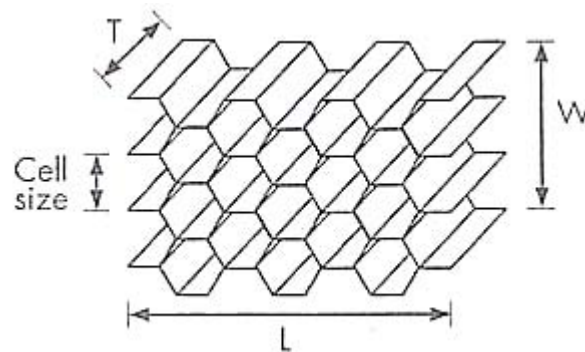


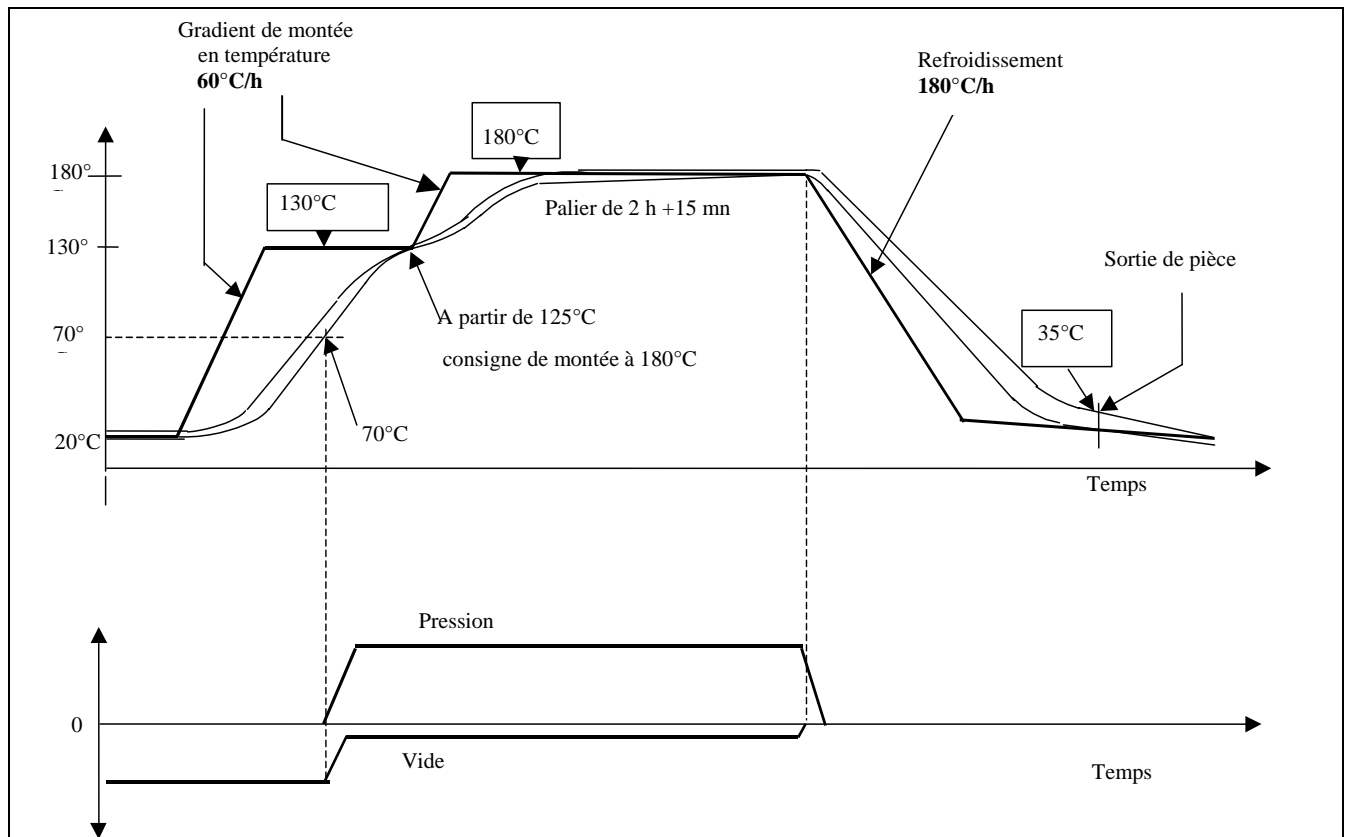
Figure II- 18 : Directions d'observation

NIDA 5056 4-20		
$E_H = E_3 = 310 \text{ MPa}$	$E_2 = 1000 \text{ Pa}$	$E_1 = 1000 \text{ Pa}$
$G_L = G_{13} = 170 \text{ MPa}$	$G_W = G_{23} = 90 \text{ MPa}$	$G_{12} = 1000 \text{ Pa}$
$\nu_{12} = 0,3$	$\nu_{23} = 0$	$\nu_{13} = 0$
$\sigma_{Hcomp} = \sigma_{c3} = 0,84 \text{ MPa}$	$\sigma_{c2} \approx 0$	$\sigma_{c1} \approx 0$
	$\tau_W = \tau_{23} = 0,45 \text{ MPa}$	$\tau_L = \tau_{13} = 0,76 \text{ MPa}$
Diamètre cellule = 4mm		
Epaisseur clinquant alu = 20 micromètres		
Densité = 32 kg/m <sup>3</sup>		

**Tableau II- 1** : Caractéristiques du nida

### II.3.3. Polymérisation des plaques

Comme nous l'avons déjà dit dans le paragraphe II.3.1, la polymérisation est identique pour les structures monolithiques et sandwiches. La cuisson est effectuée en autoclave sous pression et vide contrôlés. Les cycles de températures et de pressions sont donnés Figure II-19.



**Figure II- 19** : cycle de polymérisation des plaques monolithiques

#### II.3.4. Expertise des éprouvettes avant essai

Les éprouvettes pour les essais sont ensuite débitées de ces plaques puis inspectées par ultrasons dans l'air en réflexion avant le collage de la PT. Les cartographies C-scan des plaques composites mettent en évidence une bonne santé matière des éprouvettes.

#### II.3.5. Collage de la protection thermique

La protection thermique est collée sur les éprouvettes monolithiques et sandwiches en respectant les procédures utilisées pour réaliser les structures de lanceurs échelle 1.

L'adhésif utilisé pour assembler les éléments est un élastomère CAF 730. Après positionnement de la PT sur les plaques composites, une pression d'accostage est appliquée pendant 24 h grâce à une vessie sous dépression. D'après la procédure de collage, la tenue du joint de colle est à 80% de ses caractéristiques optimales 24 h après accostage et à 100% après 7 jours. Les essais d'impact ne sont donc réalisés que 7 jours après le collage de la PT sur les éprouvettes.

Il faut noter que la phase de collage de la PT sur les stratifiés composites est assez délicate à réaliser : le CAF, qui doit s'étaler à la spatule, doit être déposé de manière très uniforme. En effet, il est nécessaire d'éviter la formation de « bosses » ou de « creux » qui sont susceptibles de créer des bulles d'air et de réduire la surface réelle de collage entre le stratifié et la protection thermique. Ces défauts de collage peuvent avoir une influence sur le comportement à l'impact de la structure. Aucun contrôle n'a pu être effectué avant les essais pour vérifier qu'il ne subsistait aucune bulle d'air entre le stratifié et la PT. Toutefois, après expertise des plaques impactées où l'arrachement de la PT est nécessaire, aucun défaut de collage n'a été détecté.

## II.4. CHOIX DES EMPILEMENTS

### II.4.1. Eprouvettes monolithiques HM

Les éprouvettes HM sont constituées d'un empilement de 18 plis unidirectionnels dont la séquence a été fixée par EADS Space Transportation. L'empilement de  $0^\circ/\pm 60^\circ/90^\circ$  adopté est représentatif de ce qui est retenu sur certaines structures de lanceurs dimensionnées en statique et en rigidité.

Le Tableau II- 2 donne de manière générale les caractéristiques des plaques :

HM 210 $\mu\text{m}/\text{pli}$ ( $0^\circ/60^\circ/0^\circ/-60^\circ/0^\circ/60^\circ/90^\circ/-60^\circ/0^\circ$ ) <sub>s</sub>		
Orientation des plis	Nombre	Pourcentage
0°	8	44.4
60°	4	22.2
-60°	4	22.2
90°	2	11.1
TOTAL	18	100

**Tableau II- 2** : caractéristiques des plaques HM

L'épaisseur par pli du préimprégné étant de 210  $\mu\text{m}$ , la plaque a donc une épaisseur totale de 3.8 mm.

### II.4.2. Eprouvettes monolithiques HR

Les éprouvettes HR sont constituées d'un empilement de 28 plis unidirectionnels (épaisseur 130  $\mu\text{m}$  par pli) de façon à avoir une épaisseur de plaque la plus proche possible de celle en HM et de pouvoir respecter la symétrie miroir. Avec 28 plis, l'épaisseur de la plaque est donc de 3.64 mm. Le nombre de couches à 0°, 60°, -60° et 90°, ainsi que la séquence d'empilement des plis, ont été déterminés de façon à respecter au maximum les pourcentages et l'ordre de drapage définis pour les plaques HM (Cf. Tableau II- 3).

HR 130 $\mu\text{m}/\text{pli}$ ( $0^\circ/60^\circ/0^\circ/-60^\circ/0^\circ/60^\circ/90^\circ/90^\circ/-60^\circ/0^\circ/-60^\circ/0^\circ/60^\circ/0^\circ$ ) <sub>s</sub>		
Orientation des plis	Nombre	Pourcentage
0°	12	42.9
60°	6	21.4
-60°	6	21.4
90°	4	14.3
TOTAL	28	100

**Tableau II- 3** : Caractéristiques des plaques HR



### II.4.3. Eprouvettes sandwiches

Le nombre de plis total et la séquence d'empilement pour les éprouvettes sandwiches sont identiques aux éprouvettes monolithiques. Le nida aluminium vient juste s'intercaler au milieu de l'empilement. Par conséquent, une plaque sandwich HM sera constituée de deux peaux de 9 plis chacune ; une plaque sandwich HR sera constituée de deux peaux de 14 plis.

## II.5. CARACTERISATION DES MATERIAUX

L'objectif est de déterminer les propriétés mécaniques du pli des matériaux HR et HM et de les comparer avec les valeurs données dans la littérature. Ces matériaux sont testés en statique afin de déterminer les caractéristiques dans le plan  $E_1^t$ ,  $E_2^t$ ,  $G_{12}$  ainsi que les contraintes à rupture  $\sigma_1^t$ ,  $\sigma_1^c$ ,  $\sigma_2^t$ ,  $\sigma_2^c$  et  $\tau_{12}$ . Ces valeurs seront utilisées pour les études numériques.

Le matériau HM n'étant plus disponible pour réaliser des éprouvettes élémentaires permettant de remonter facilement aux caractéristiques du pli, des éprouvettes ont été prélevées dans les plaques précédemment définies au paragraphe II.4.1 avec la séquence d'empilement  $0^\circ/\pm 60^\circ/90^\circ$ . De la même manière, des éprouvettes sont prélevées dans les plaques en HR.

Deux types d'essais sont réalisés :

- essais de traction sur la machine INSTRON 4466 de capacité 100 kN;
- essais de compression sur la machine SCHENCK de capacité 160 kN.

### II.5.1. Essais de traction

Des essais de traction sont réalisés pour chaque matériau et pour des sollicitations à différents angles par rapport au pli à  $0^\circ$ . (Cf. Figure II- 20) :

- Essais de traction à  $0^\circ$  par rapport au pli à  $0^\circ$ ;
- Essais de traction à  $90^\circ$  par rapport au pli à  $0^\circ$ ;
- Essais de traction à  $45^\circ$  par rapport au pli à  $0^\circ$ .

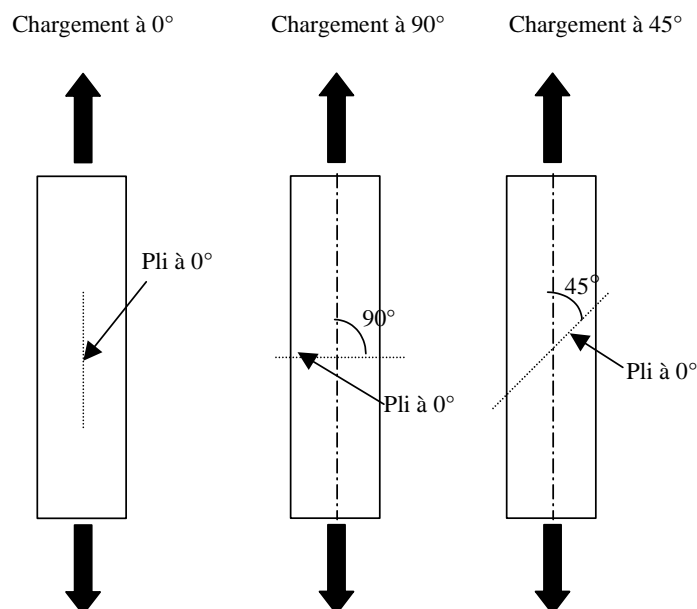


Figure II- 20 : Schématisation des éprouvettes de traction

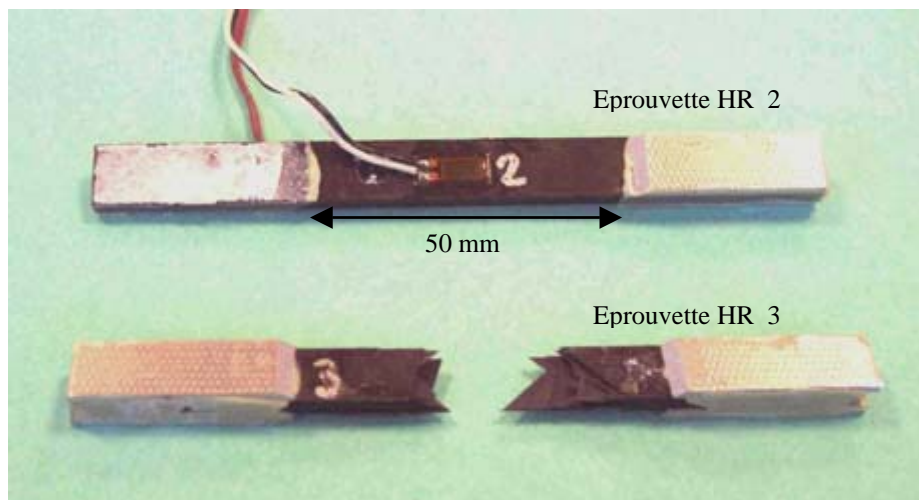
Les éprouvettes sont équipées de deux jauges unidirectionnelles d'extensométrie collées en vis-à-vis au centre de la partie utile. Pour chaque essai, les valeurs du module d'Young  $E_0$  sens long et de la contrainte à rupture  $\sigma_R$  sens long (moyenne des déformations de chaque face) de l'éprouvette homogénéisée sont déterminées.

Le Tableau II- 4 présente les différentes éprouvettes utilisées pour les essais de traction. Le calcul des contraintes est effectué à partir de l'épaisseur mesurée et non à partir de l'épaisseur théorique du stratifié.

Dénomination	Direction de chargement	Section
HR_2	0°	3.64 x 10.78 mm <sup>2</sup>
HR_6	90°	3.68 x 10.6 mm <sup>2</sup>
HR_3	45°	3.62 x 9.32 mm <sup>2</sup>
HM_7	0°	3.8 x 10 mm <sup>2</sup>
HM_12	90°	3.76 x 10.2 mm <sup>2</sup>
HM_9	45°	3.76 x 9.9 mm <sup>2</sup>

**Tableau II- 4 :** Epreuves testées en traction

La Figure II- 21 montre une photo des éprouvettes de traction avant et après rupture.



**Figure II- 21 :** Epreuves de traction

La Figure II- 22 et la Figure II- 23 présentent respectivement l'évolution de la contrainte  $\sigma$  sens long en fonction de la déformation moyenne  $\varepsilon$  sens long (moyenne des déformations mesurées sur chaque face de l'éprouvette) pour les matériaux HR et HM et pour les différentes directions de chargement. Toutes les éprouvettes ont cassé au centre de la partie utile, excepté l'éprouvette HR\_2 où les talons se sont décollés avant d'atteindre la rupture.

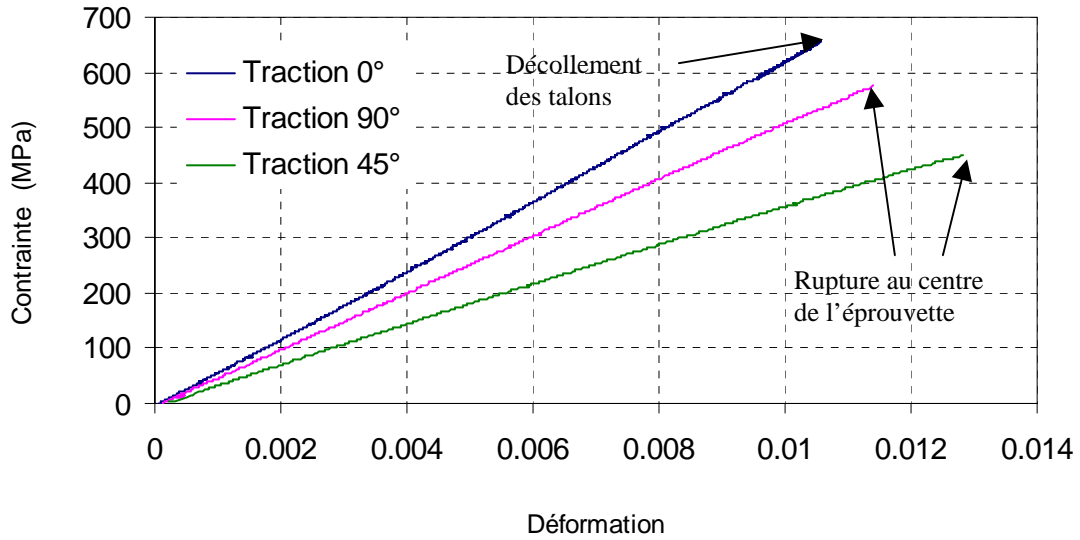


Figure II- 22 : Caractérisation en traction du matériau HR

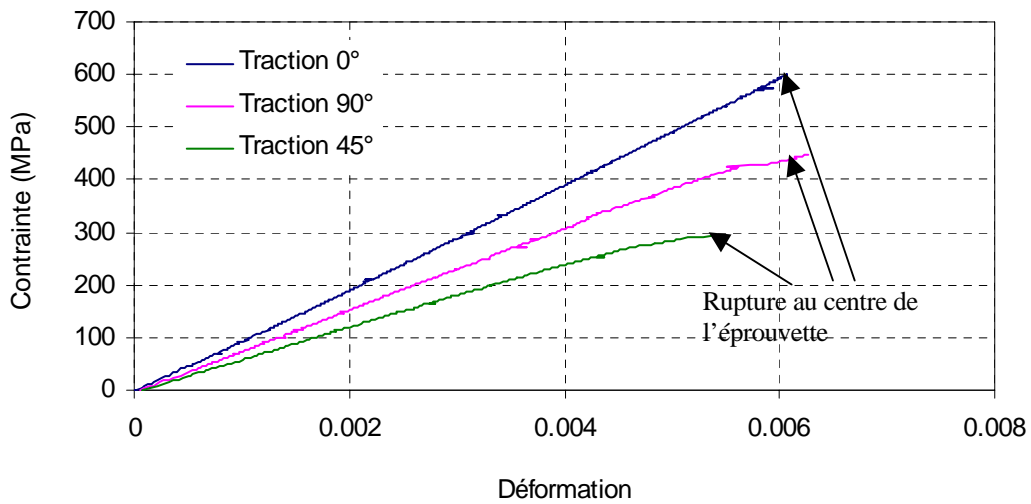


Figure II- 23 : Caractérisation en traction du matériau HM

Les différentes valeurs sont reportées dans le Tableau II- 5.

		Traction 0°	Traction 90°	Traction 45°
HR	$E_0$	62.3 GPa	49.2 GPa	35.6 GPa
	$\sigma_R$	> 660 MPa	576 MPa	450 MPa
HM	$E_0$	110 GPa	78 GPa	58.5 GPa
	$\sigma_R$	600 MPa	450 MPa	295 MPa

Tableau II- 5 : Résultats des essais de traction

## II.5.2. Essais de compression

Comme dans la paragraphe II.5.1, des essais de compression sont réalisés pour chaque matériau et pour des sollicitations à différents angles par rapport au pli à 0°:

- Essais de compression à 0° par rapport au pli à 0;
- Essais de compression à 90° par rapport au pli à 0;
- Essais de compression à 45° par rapport au pli à 0.

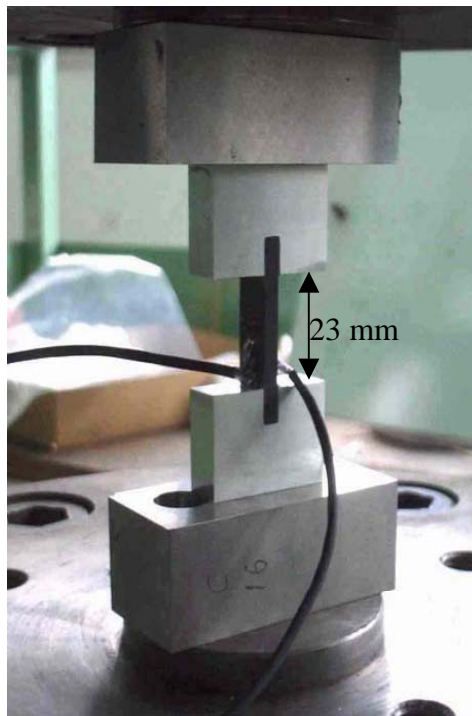
De la même façon, les éprouvettes sont équipées de deux jauges unidirectionnelles d'extensométrie collées en vis-à-vis au centre de la partie utile. Les valeurs du module d'Young  $E_0$  et de la contrainte à rupture  $\sigma_R$  de l'éprouvette sont déterminées pour chaque essai.

Le Tableau II- 6 présente les différentes éprouvettes utilisées pour les essais de traction. Le calcul des contraintes est effectué à partir de l'épaisseur mesurée.

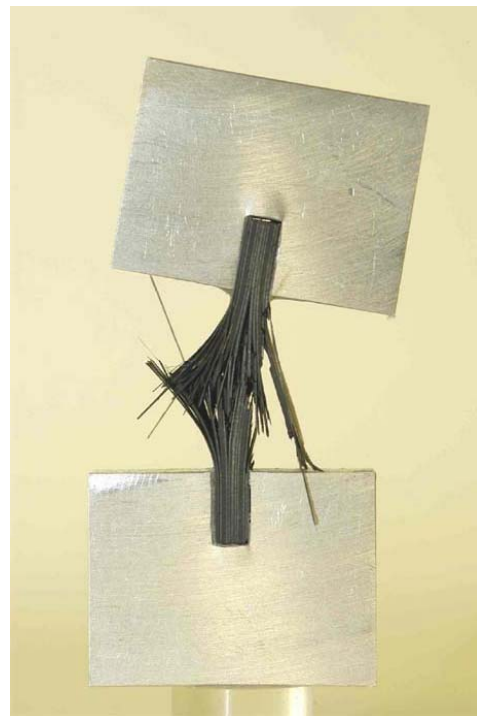
Dénomination	Direction de chargement	Section
HR_0_1	0°	3.62 x 10.85 mm <sup>2</sup>
HR_0_2	0°	3.6 x 10.6 mm <sup>2</sup>
HR_90_3	90°	3.64 x 10.77 mm <sup>2</sup>
HR_90_5	90°	3.58 x 10.6 mm <sup>2</sup>
HR_45_4	45°	3.57 x 10.7 mm <sup>2</sup>
HR_45_6	45°	3.63 x 10.2mm <sup>2</sup>
HM_0_7	0°	3.78 x 10.85 mm <sup>2</sup>
HM_0_8	0°	3.83 x 10.8 mm <sup>2</sup>
HM_90_9	90°	3.75 x 9.05 mm <sup>2</sup>
HM_90_10	90°	3.75 x 8.9 mm <sup>2</sup>
HM_45_11	45°	3.7 x 10.5mm <sup>2</sup>
HM_45_12	45°	3.8 x 10.4 mm <sup>2</sup>

**Tableau II- 6** : Eprouvettes testées en compression

La Figure II- 24 montre une éprouvette de compression avant et après rupture. La rupture dans les éprouvettes est explosive en compression.



(a)



(b)

**Figure II- 24** : Epreuve de compression : (a) avant rupture ; (b) après rupture

La Figure II- 25 présente l'évolution des contraintes en fonction des déformations de chaque face d'une éprouvette HM dont l'axe de sollicitation est confondu avec la fibre à 0°. Les déformations mesurées sur chacune des deux faces montrent l'apparition de la rupture à partir de 330 MPa.

Les déformations de flexion et de compression sont aussi découplées :

$$\varepsilon_{comp} = \frac{\varepsilon_{face1} + \varepsilon_{face2}}{2}$$

$$\varepsilon_{flexion} = \frac{\varepsilon_{face1} - \varepsilon_{face2}}{2}$$

**Equation II- 7**

On montre sur la graphe que les déformations sont principalement dues à de la compression.

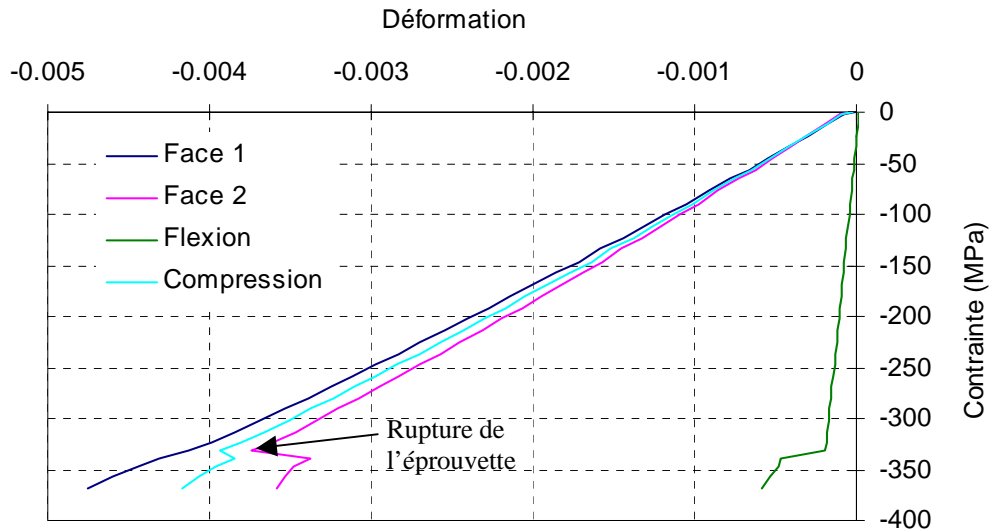


Figure II- 25 : Caractérisation en compression de l'éprouvette HM\_0\_8

Les courbes donnant l'évolution des contraintes en fonction des déformations pour les autres éprouvettes ont la même allure que celle présentée à la Figure II- 25. Les différentes valeurs sont reportées dans le Tableau II- 7.

		Compression 0°	Compression 90°	Compression 45°
HR	$E_0$	50 GPa	43.5 GPa	30 GPa
	$\sigma_R$	770 MPa	520 MPa	412 MPa
HM	$E_0$	90 GPa	66.5 GPa	52.5 GPa
	$\sigma_R$	330 MPa	300 MPa	270 MPa

Tableau II- 7 : Résultats des essais de compression

### II.5.3. Résultats

A partir des essais précédents réalisés sur des éprouvettes avec la séquence d'empilement 0°/60°/90°, il est alors possible de remonter aux caractéristiques du pli pour chaque matériau. Ces caractéristiques du pli sont estimées de façon à se rapprocher le plus possible des déformations mesurées pendant les différents tests pour les éprouvettes. Elles prennent donc en compte les spécificités de fabrication de la structure de lanceur comme, par exemple, la pression de polymérisation sous pression réduite. Les différentes valeurs sont présentées dans le Tableau II- 8 ci-dessous et sont comparées aux valeurs du pli déterminées à partir d'éprouvettes polymérisées à pression élevée [THOMAS, 2002 ; LACHAUD, 1997 ; MESPOULET, 2004].

Les valeurs des modules de traction et de compression sens fibre  $E_1^t$  et  $E_1^c$  du pli, ainsi que celles des contraintes à rupture sens fibre  $\sigma_1^t$  et  $\sigma_1^c$ , ont été déterminées à partir des essais précédents. Les valeurs des modules de traction sens traverse  $E_2^t$  ainsi que celles des contraintes à rupture  $\sigma_2^t$  et  $\sigma_2^c$  n'ont pas pu être déterminées par rapport aux résultats d'essai de caractérisation, vu le manque de précision sur ces types d'empilement. Il en a été de même pour le module de cisaillement  $G_{12}$  et la contrainte à rupture en cisaillement  $\tau_{12}$ . Concernant le

matériau HR, ces valeurs sont par conséquent prises identiques à celle de l'UD polymérisé à pression élevée [LACHAUD, 1997] ; concernant le matériau HM, les valeurs choisies ont été déterminées par M. Thomas et S. Mespoulet lors d'un travail de recherche interne EADS [THOMAS, 2002 ; MESPOULET, 2004]. Les modules d'Young en compression sens fibre de l'UD, déterminés à partir d'empilements polymérisés à pression élevée, n'ont pas été trouvés dans la littérature.

	HR			HM		
	Valeurs UD EADS Haute pression	Valeurs UD Essais Basse pression	Ecart	Valeurs UD EADS Haute pression	Valeurs UD Essais Basse pression	Ecart (%)
$E_1^t$ [GPa]	140	130	7 %	266	230	13.5 %
$E_1^c$ [GPa]	-	110	-	-	190	-
$E_2^t$ [GPa]	8.4	8.4	0 %	6.9	4.6	33.3 %
$G_{12}$ [GPa]	4.8	4.8	0 %	3.8	3.8	0 %
$\sigma_1^t$ [MPa]	1550	1500	3.2 %	1760	1300	26 %
$\sigma_1^c$ [MPa]	1400	1400	-	888	880	0.9 %
$\sigma_2^t$ [MPa]	35	35	0 %	26	26	0 %
$\sigma_2^c$ [MPa]	120	120	0 %	120	120	0 %
$\tau_{12}$ [MPa]	100	100	0 %	78	74	5 %
Epaisseur du pli [mm]	0.13	0.13	0 %	0.21	0.21	0 %
$\nu_{12}$	0.35	0.35	0 %	0.27	0.27	0 %

**Tableau II- 8** : Propriétés de l'UD pour les matériaux HR et HM

Le Tableau II- 9 et le Tableau II- 10 présentent :

- les résistances à rupture calculées avec le critère de Hill dans lequel on néglige  $\sigma_2^t$  afin de ne pas surévaluer l'influence de la fissuration matricielle ;
- les modules d'Young déterminés à partir des caractéristiques du pli « Haute pression » pour les empilements définis dans le paragraphe II.4 pour les deux matériaux.

Ces valeurs sont ensuite comparées aux résistances à rupture et modules déterminés expérimentalement pour les éprouvettes polymérisées à basse pression.

### Modules d'élasticité

- *Module de traction :*

Pour le matériau HR, les modules de traction mesurés pendant l'essai sur monolithiques stratifiés croisés polymérisés à basse pression sont inférieurs à ceux calculés sur monolithiques croisés à partir des caractéristiques UD « haute pression ». Le module de l'unidirectionnel en traction  $E_1^t$  pour caractériser le matériau HR « basse pression » est donc pris légèrement inférieur à celui déterminé par LACHAUD pour le pli « haute pression ».

Pour le matériau HM, on constate que les modules de traction mesurés sur monolithiques croisés pendant l'essai sont inférieurs de 11 à 20 % à ceux déterminés à partir des caractéristiques UD « haute pression ». Il semble par conséquent plus conservatif de prendre un module de l'unidirectionnel de 230 GPa au lieu de 266 GPa.



- *Module de compression :*

Les modules de compression mesurés sur monolithiques stratifiés croisés « basse pression » sont inférieurs à ceux de traction de 12 à 20% pour le matériau HR et de 10 à 18% pour le matériau HM. Cette différence peut s'expliquer par un possible non alignement des fibres à 0°.

N'ayant pas les modules d'Young en compression UD « haute pression », il est impossible de déduire les modules en compression des stratifiés croisés « haute pression », et de comparer ces valeurs à celles sur stratifiés croisés « basse pression ». Toutefois, une étude réalisée par Michèle THOMAS sur le matériau HM a montré que les modules de compression, mesurés sur monolithiques stratifiés croisés polymérisés à basse pression, mais pour des empilements légèrement différents (24 plis 50% 0° / 50% ±60°) étaient inférieurs à ceux déduits des modules de l'unidirectionnel « haute pression » de 27 à 32 %.

**Résistances à rupture**

- *Résistance en traction :*

Le Tableau II- 9 fait apparaître des résistances à rupture mesurées inférieures à celles déterminées à partir des valeurs admissibles de l'unidirectionnel « haute pression », notamment pour le matériau HM. En conséquence, les valeurs de calcul de l'unidirectionnel sont diminuées en traction. Ainsi, un écart de 26% est noté pour  $\sigma_1^t$  entre l'UD « haute pression » et l'UD « basse pression » pour le matériau HM.

Le matériau HR présente, quant à lui, une résistance à rupture en traction supérieure de 13 % à celle du matériau HM.

- *Résistance en compression*

Pour retrouver les valeurs de rupture en compression obtenues expérimentalement sur stratifiés croisés, les valeurs de calcul de l'unidirectionnel ont été conservées en compression pour le matériau HR, alors qu'elles ont été très légèrement diminuées pour le matériau HM. Ainsi, un écart de 0.9% seulement est noté pour  $\sigma_1^c$  entre l'UD « haute pression » et l'UD « basse pression » pour le matériau HM.

			(0°/±60°/90°)	(0°/±60°/90°) Essai	Ecart (%)
			Haute pression	Basse pression	
Traction	0°	$\sigma_R$ (MPa)	730	> 660	9.5 %
		$E_0$ (GPa)	66.7	62.3	6.6 %
	90°	$\sigma_R$ (MPa)	631	576	8.7%
		$E_0$ (GPa)	57	49.2	13.7 %
	45°	$\sigma_R$ (MPa)	477	450	5.6 %
		$E_0$ (GPa)	42.8	35.6	16.8 %
Compression	0°	$\sigma_R$ (MPa)	-	770	-
		$E_0$ (GPa)	-	50	-
	90°	$\sigma_R$ (MPa)	-	520	-
		$E_0$ (GPa)	-	43.5	-
	45°	$\sigma_R$ (MPa)	-	412	-
		$E_0$ (GPa)	-	30	-

**Tableau II- 9 :** Synthèse des résultats sur les stratifiés croisés (0°/±60°/90°) HR

			(0°/±60°/90°)	(0°/±60°/90°) Essai	Ecart (%)
			Haute pression	Basse pression	
Traction	0°	$\sigma_R$ (MPa)	825	600	27 %
		$E_0$ (GPa)	124.6	110	11.7 %
	90°	$\sigma_R$ (MPa)	640	450	29.7 %
		$E_0$ (GPa)	96.9	78	19.5 %
	45°	$\sigma_R$ (MPa)	510	295	42 %
		$E_0$ (GPa)	73.2	58.5	20 %
Compression	0°	$\sigma_R$ (MPa)	-	330	-
		$E_0$ (GPa)	-	90	-
	90°	$\sigma_R$ (MPa)	-	300	-
		$E_0$ (GPa)	-	66.5	-
	45°	$\sigma_R$ (MPa)	-	270	-
		$E_0$ (GPa)	-	52.5	-

**Tableau II- 10** : Synthèse des résultats sur les stratifiés croisés (0°/±60°/90°) HM

## II.6. DETERMINATION DES PROPRIETES MECANIQUES DE LA PT

### II.6.1. Présentation du matériau

Les protections thermiques utilisées par EADS-ST pour les structures composites de lanceurs étudiées ici sont élaborées à partir de granulés de liège naturel agglomérés par imprégnation, puis polymérisation à chaud d'une résine Nitrile-Phénolique. Afin d'améliorer le comportement de cette PT vis-à-vis du vieillissement, elle comporte un vernis disposé sur la face non collée.

Le Tableau II- 11 donne les caractéristiques du constructeur pour la protection thermique utilisée dans cette étude. Des essais complémentaires ont toutefois été réalisés au laboratoire de Supaéro pour compléter ces données.

Propriété	PT
Aspect	Marron, lisse et brillant (côté vernis)
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	0.47 ±0.05
Dureté Shore A	70 ±10
$\sigma_R$ en traction (T° amb)	2.5 ±0.5 MPa
$\varepsilon_R$ en traction (T° amb)	6 ±1 %

**Tableau II- 11** : Caractéristiques constructeur de la protection thermique

### II.6.2. Moyens d'essais

Des essais de compression monotone, menés à vitesse constante de déplacement, sont réalisés sur des plaques de liège rectangulaires 10 x 10 x 3.5 mm<sup>3</sup> et de 10 x 10 x 6.5 mm<sup>3</sup>. L'outillage utilisé est une machine de traction INSTRON 4466 10 kN. La vitesse de déplacement du vérin est de 1mm/min.

### II.6.3. Résultats d'essais

La Figure II- 26 présente les résultats de compression selon l'axe 3 normal à l'éprouvette pour des épaisseurs de PT de 3.5 et 6.5 mm et uniquement pour un chargement croissant. Ces essais ont été réalisés jusqu'à des contraintes avoisinant les 500 MPa et pour des déformations de l'ordre de 90%. Les premiers résultats font apparaître un comportement non linéaire du liège : au début du chargement, le matériau est élastique non linéaire. Au fur et à mesure que l'effort augmente, les cavités contenues dans le matériau se referment progressivement, et le liège se rigidifie (visible avec l'augmentation de pente sur les courbes de la Figure II- 26).

Un autre résultat important apparaît sur la Figure II- 26. Les courbes contrainte/déformation pour les épaisseurs de 3.5 et 6.5 mm sont très similaires. L'épaisseur de la PT a donc très peu d'influence sur le comportement en compression de la protection thermique.

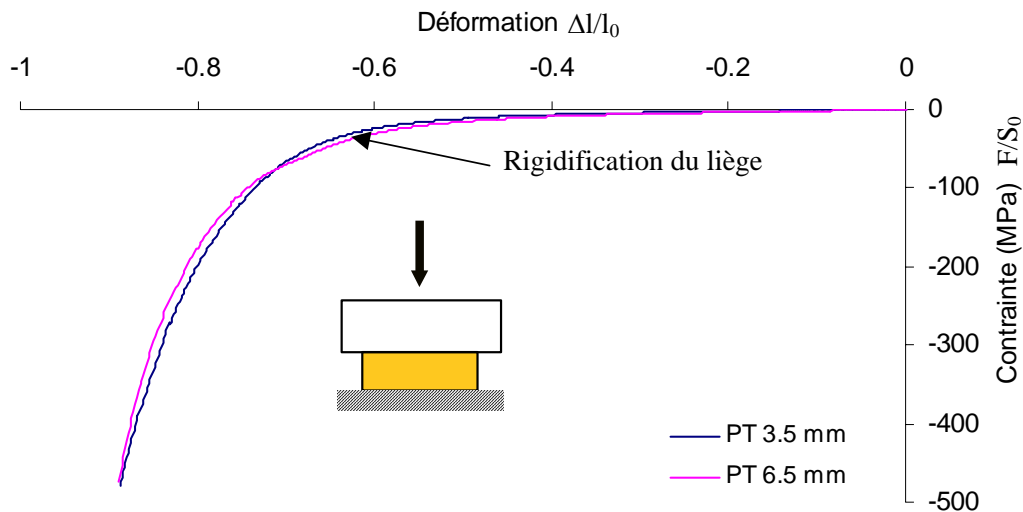


Figure II- 26 : comportement en compression de la PT

Des essais supplémentaires de compression ont été réalisés sur des éprouvettes similaires à celles décrites au paragraphe II.6.2 suivant les deux autres directions 1 et 2. Les comportements en compression sont très similaires aux résultats précédents: le matériau constituant la PT est donc très peu anisotrope.

#### II.6.4. Loi de comportement retenue pour la protection thermique

L'objectif à atteindre est de pouvoir modéliser la PT et de trouver par conséquent une loi de comportement se rapprochant le plus de la loi déterminée expérimentalement. Physiquement, la loi de comportement constatée est de type "mousse": le matériau est fortement compressible (en forte compression, le liège peut perdre près de 90% de son volume grâce au refermement progressif des cavités) et est caractérisé par un coefficient de Poisson quasi nul (Les déformations transversales sont très faibles, tous les phénomènes sont considérés comme verticaux).

D'un point de vue numérique, la loi choisie dans SAMCEF pour modéliser le comportement du liège est une loi « Hyperfoam ».

La densité de déformation est égale à :

$$W = \frac{2\mu}{\alpha^2} (\lambda_1^\alpha + \lambda_2^\alpha + \lambda_3^\alpha - 3) + \frac{2\mu}{\beta\alpha^2} \left( (\lambda_1\lambda_2\lambda_3)^{-\alpha\beta} - 1 \right) \quad \text{Equation II- 8}$$

avec :

$\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  Elongations selon les directions 1, 2 et 3

$\lambda_i^2 = 1 + 2.\varepsilon_i$  Elongation dans la direction  $i$ ,  $\lambda_i \in [0; +\infty[$

$\alpha, \beta, \mu$  Coefficients matériau

Les contraintes de Kirschoff sont alors définies dans chaque direction  $i$  par :

$$\sigma_i = \frac{\partial W}{\partial \varepsilon_i} = \frac{\partial W}{\partial \lambda_i} \cdot \frac{\partial \lambda_i}{\partial \varepsilon_i} \quad \text{Equation II- 9}$$

Soit, pour la direction de sollicitation 3, normale à l'éprouvette :

$$\sigma_3 = \frac{\partial W}{\partial \varepsilon_3} = \frac{\partial W}{\partial \lambda_3} \cdot \frac{\partial \lambda_3}{\partial \varepsilon_3} \quad \text{Equation II- 10}$$

avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial W}{\partial \lambda_3} = \frac{2\mu}{\alpha} \left( \frac{1}{\lambda_3^{1-\alpha}} - \frac{1}{\lambda_3 \cdot (\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3)^{\alpha\beta}} \right) \\ \frac{\partial \lambda_3}{\partial \varepsilon_3} = \frac{1}{\sqrt{1+2\varepsilon_3}} = \frac{1}{\lambda_3} \end{array} \right. \quad \text{Equation II- 11}$$

$$\text{Equation II- 12}$$

d'où :

$$\sigma_3 = \frac{2\mu}{\alpha} \left( \frac{1}{\lambda_3^{2-\alpha}} - \frac{1}{\lambda_3^2 \cdot (\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3)^{\alpha\beta}} \right) \quad \text{Equation II- 13}$$

Rappelons que la protection thermique est caractérisée par un coefficient de Poisson quasi nul. Il n'existe donc pas de couplage entre les différentes directions pour les déformations. Afin de supprimer ce couplage dans l'équation précédente,  $\beta$  est donc pris égal à 0, ce qui donne :

$$\sigma_3 = \frac{2\mu}{\alpha} \left( \frac{1}{\lambda_3^{2-\alpha}} - \frac{1}{\lambda_3^2} \right) \quad \text{Equation II- 14}$$

avec :

$\sigma_3$  Contrainte dans la direction 3

$\lambda_3^2 = 1 + 2 \cdot \varepsilon_3$  Elongation dans la direction 3,  $\lambda_3 \in [0; +\infty[$

La meilleure approximation numérique du comportement en compression de la PT est obtenue pour une valeur  $\alpha$  égale à -0.4 et une valeur  $\mu$  égale à 6 MPa. La Figure II- 27 présente l'évolution de la contrainte en compression en fonction de la déformation pour le modèle numérique (en vert) et pour un chargement croissant. Cette courbe, comparée avec les courbes précédentes obtenues expérimentalement, permet de valider le choix des valeurs de  $\alpha$  et  $\mu$  : une bonne corrélation entre calculs et essais est obtenue pour les essais de compression du liège.

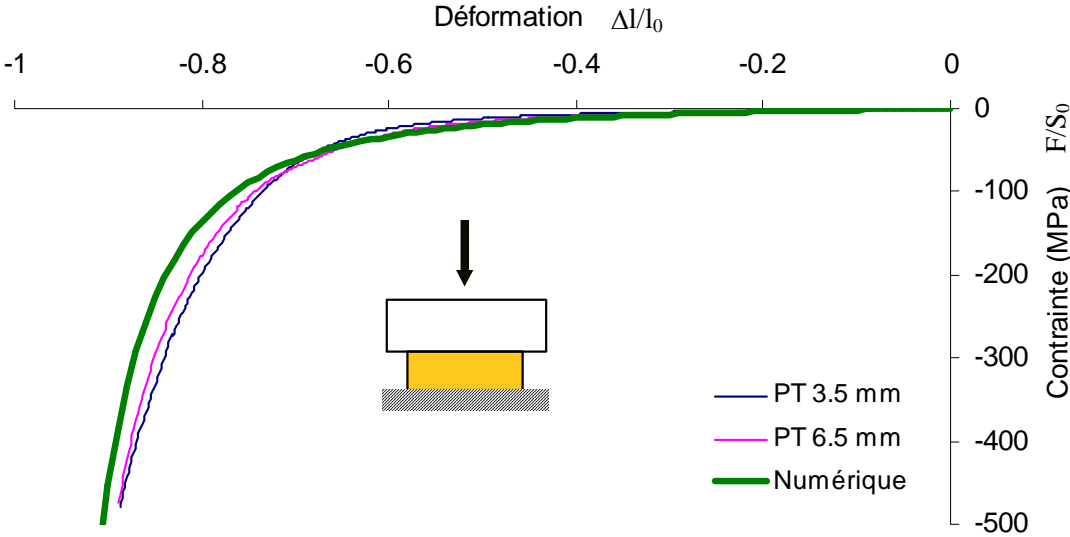


Figure II- 27 : Comparaison Calculs/Essais pour le comportement en compression de la PT

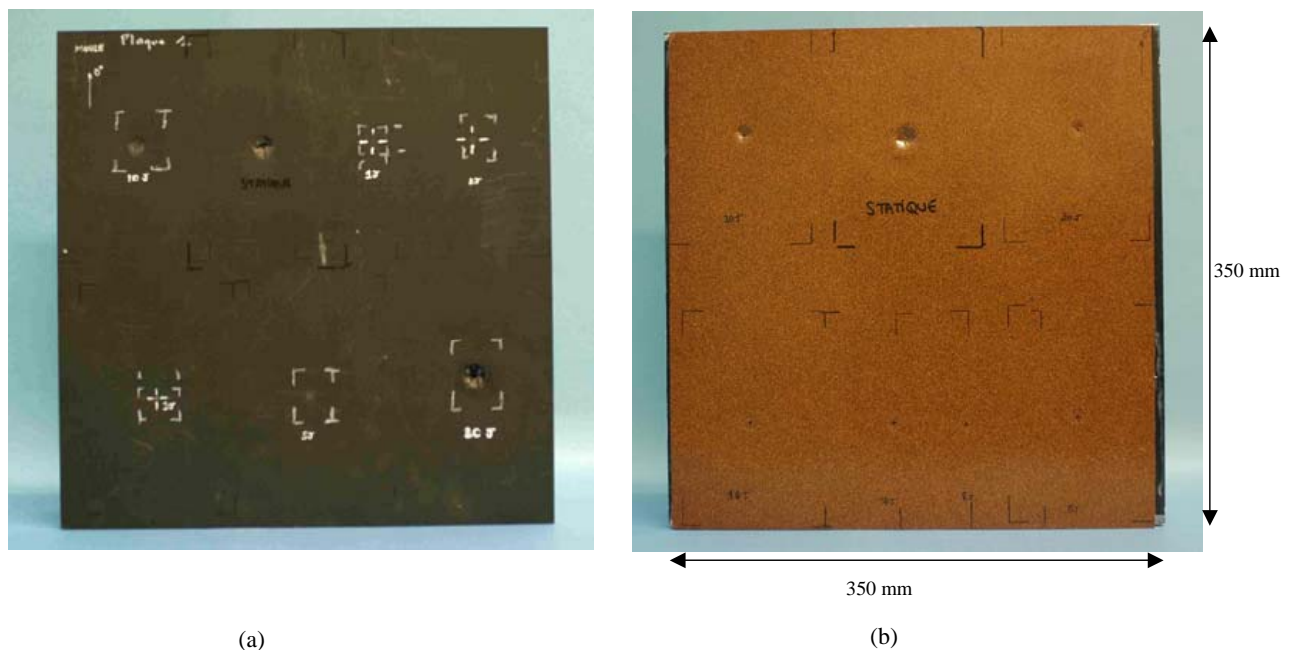
## II.7. DEFINITION DES EPROUVETTES

### II.7.1. Eprouvettes d'impact pour expertises

Ces éprouvettes (monolithiques et sandwiches) sont de dimensions 350 x 350 mm<sup>2</sup> (Cf. Figure II- 28) et ont été réalisées afin d'effectuer le maximum d'essais d'impact et avoir ainsi le moins de chute possible. Elles sont impactées à différents endroits en veillant à respecter une certaine distance entre chaque point d'impact de façon à ce que les zones délaménées n'interagissent pas entre elles.

Ces premiers essais sont réalisés dans le but :

- de déterminer les énergies d'impacts qui permettent d'atteindre le BVID (indentation > 0.6 mm au moment de l'impact) ;
- de déterminer les énergies d'impact qui initient un dommage dans le stratifié ;
- d'identifier les différentes interfaces délaménées après impact par les moyens de contrôle non destructifs (C-scan) et destructifs (observation de différentes coupes d'éprouvettes au microscope) ;
- de tirer les premières conclusions sur l'influence de la protection thermique sur la tolérance aux dommages des structures composites.



**Figure II- 28** : Eprouvettes pour expertise (a) nue ; (b) avec PT

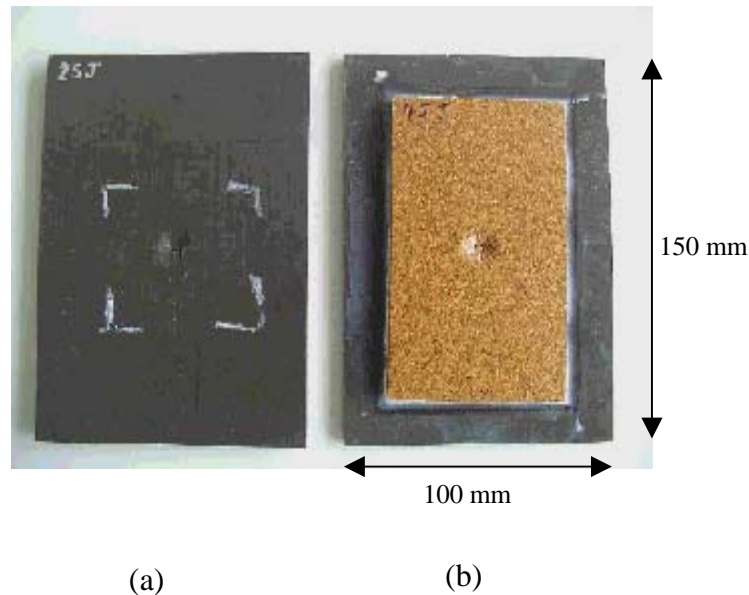
Pour les plaques avec protection thermique, il faut noter que le liège est collé sur la totalité de l'éprouvette (Cf. Figure II- 28 b). Pendant les essais d'impact, la fenêtre de bridage, mentionnée au paragraphe II.2.1.1.1, prendra donc directement appui sur la protection thermique et non sur le matériau composite comme c'est le cas pour les essais d'impact sur éprouvettes nues. Les conditions limites pour les essais d'impacts sont par conséquent sensiblement différentes pour les éprouvettes nues et les éprouvettes avec PT. L'influence de ce paramètre sera étudié ultérieurement.

### II.7.2. Eprouvettes de CAI

Ces éprouvettes sont de dimensions 100 x 150 mm<sup>2</sup> (Cf. Figure II- 29) et respectent la norme Airbus AITM 1-0010. Contrairement aux éprouvettes précédentes, un seul impact par éprouvette est réalisé. Les énergies d'impact sont déterminées à partir des essais réalisés sur les plaques de 350 x 350 mm<sup>2</sup>.

Pour les plaques avec protection thermique, le liège est collé au centre de l'éprouvette (Cf. Figure II- 29 b). La fenêtre de bridage prendra donc appui sur le matériau composite pendant l'essai d'impact, comme c'est le cas pour les plaques nues. Les conditions limites sont par conséquent, pour cette dimension de plaques, tout à fait identiques pour chaque éprouvette, avec ou sans la présence de protection thermique.

Après identification des différentes interfaces délaminées par C-scan, ces éprouvettes seront ensuite réutilisées pour être testées en compression après impact. L'objectif de ces essais est de déterminer l'influence de la protection thermique sur la tenue résiduelle en compression des structures composites impactées.



**Figure II- 29** : Eprouvettes de CAI (a) nue; (b) avec PT



## **II.8. CONCLUSIONS**

Ce chapitre s'est intéressé dans un premier temps aux moyens expérimentaux mis en œuvre au laboratoire de Supaéro pour la réalisation des différents essais nécessaires à cette étude. Plusieurs outillages ont été développés :

- un dispositif de poids tombant, pour les essais d'impacts basse vitesse, qui consiste à lâcher une masse instrumentée et guidée dans un tube sur une plaque composite maintenue par une fenêtre de bridage ;
- un montage de compression après impact (CAI), destiné à déterminer les pertes de caractéristiques en compression d'une plaque composite impactée, par rapport à une sollicitation de compression pure.

Ces deux dispositifs ont été conçus selon les normes Airbus AITM 1-0010.

Les méthodes de contrôles ont également été présentées :

- les ultrasons C-scan pour visualiser les délaminages dans l'épaisseur du stratifié ;
- la microscopie optique et la microscopie électronique à balayage pour observer les détails au niveau des fibres, de la résine et des interfaces.

Les différents matériaux composites faisant l'objet de cette étude ont ensuite été caractérisés en statique : les modules et les résistances à rupture du pli ont été déterminées pour chaque matériau.

Enfin, les caractéristiques mécaniques de la protection thermique, à base de liège, ont été déterminées en compression . Physiquement, le loi de comportement constatée est de type « mousse ». D'un point de vue numérique, la loi choisie pour modéliser la protection thermique est une loi « Hyperfoam » qui permet de retrouver qualitativement le comportement en compression du liège.

## **III - ENDOMMAGEMENT SOUS IMPACT**

### **III.1. INTRODUCTION**

Dans le cadre de la justification en tolérance aux dommages, ce chapitre présente les résultats d'essais et les analyses associées visant à déterminer l'influence de la protection thermique sur la détectabilité des chocs et sur les dommages générés dans le composite. Des essais d'impact ont à cet effet été menés. Rappelons que les impacts sont réalisés à basses vitesses sur le principe d'un poids tombant.

Des essais préliminaires sont réalisés sur la protection thermique seule : les résultats montreront que le liège, principal composant constituant la protection, se révèle être un matériau très absorbant du point de vue énergétique.

L'étude sera ensuite menée sur des plaques composites, monolithiques et sandwiches, munies ou non de protection thermique. Des contrôles ultrasonores, ainsi que des observations micrographiques seront effectuées pour déterminer les tailles de dommages et leur répartition dans l'épaisseur du composite.

Enfin, un modèle éléments finis sera développé dans cette partie : l'objectif est de comprendre les différences de phénomènes d'endommagement pouvant se produire lors d'un impact pour des plaques nues et des plaques revêtues de protection thermique.

### **III.2. ETUDE PRELIMINAIRE DU COMPORTEMENT A L'IMPACT DE LA PROTECTION THERMIQUE**

L'étude menée au chapitre précédent au paragraphe II-6 a permis de déterminer les propriétés mécaniques de la protection thermique et plus particulièrement son comportement en compression. La loi de comportement proposée, de type « mousse », a été calibrée par des essais de compression uniforme sur des éprouvettes d'épaisseur 3.5 et 6.5 mm.

Dans cette partie, des essais d'impact et d'indentation statique seront réalisés sur la PT seule. Les résultats de ces essais seront ensuite comparés aux résultats obtenus numériquement à partir d'un modèle Eléments Finis dans lequel, la loi de comportement du liège, déterminée au chapitre précédent, a été intégrée.

#### **III.2.1. Définition des éprouvettes**

Des échantillons de protection thermique à base de liège, d'épaisseurs 3.5 mm et 6.5 mm, sont posés sur une plaque épaisse en acier, sans être collés.

#### **III.2.2. Déroulement des essais**

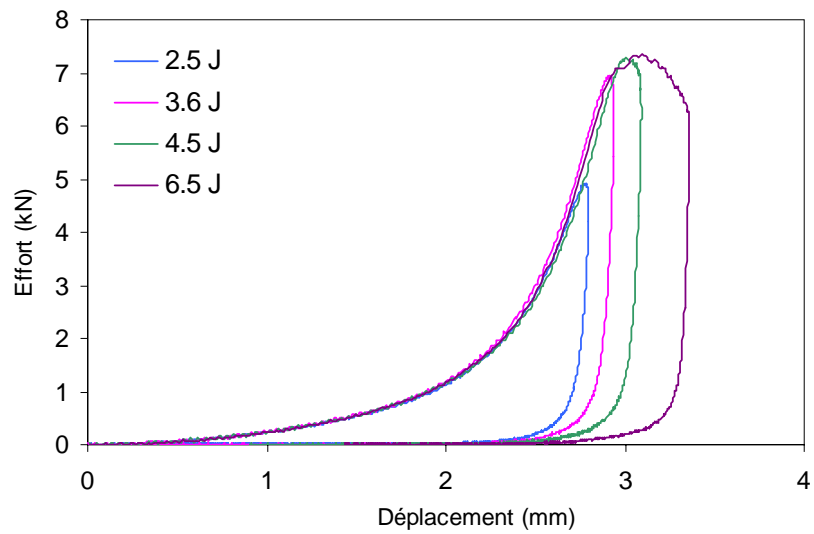
Les essais sont réalisés au poids tombant du laboratoire de Supaéro. L'ensemble {plaque acier + PT} est directement positionné sous l'impacteur. Le système de bridage réalisé par la fenêtre de dimension intérieure 125 x 75 mm<sup>2</sup> n'est pas utilisé dans cette étude préliminaire. Les essais d'impact se font par le lâcher de masse à partir d'une hauteur définie en fonction de l'énergie d'impact souhaitée. Après chaque test, les opérations suivantes sont réalisées :

- Calcul de l'énergie réelle d'impact à partir de la vitesse de l'impacteur au moment de l'impact ;
- Mesure de la profondeur d'impact au moment de l'essai et évolution dans le temps ;
- Contrôle visuel de l'état de la protection thermique.

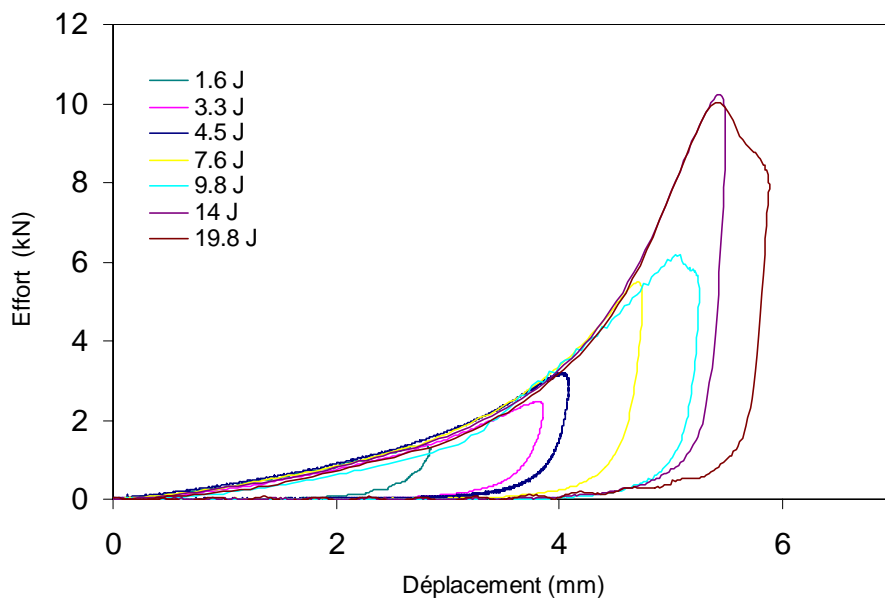
Des essais supplémentaires d'indentation statique sont réalisés sur des éprouvettes similaires avec l'embout hémisphérique utilisé comme impacteur dans les essais d'impacts basses vitesses. L'objectif est de comparer le comportement de la protection thermique dans ces deux cas de chargement et de constater si oui ou non l'hypothèse concernant l'équivalence « statique / impact basses vitesses » est vérifiée dans le cas du liège.

#### **III.2.3. Résultats et analyses**

Les courbes des Figure III- 1et Figure III- 2 présentent l'évolution de l'effort (en kN) en fonction du déplacement (en mm) pour les deux épaisseurs de protection thermique et pour différentes énergies d'impact.



**Figure III- 1:** Effort en fonction du déplacement pour une plaque de PT 3.5 mm

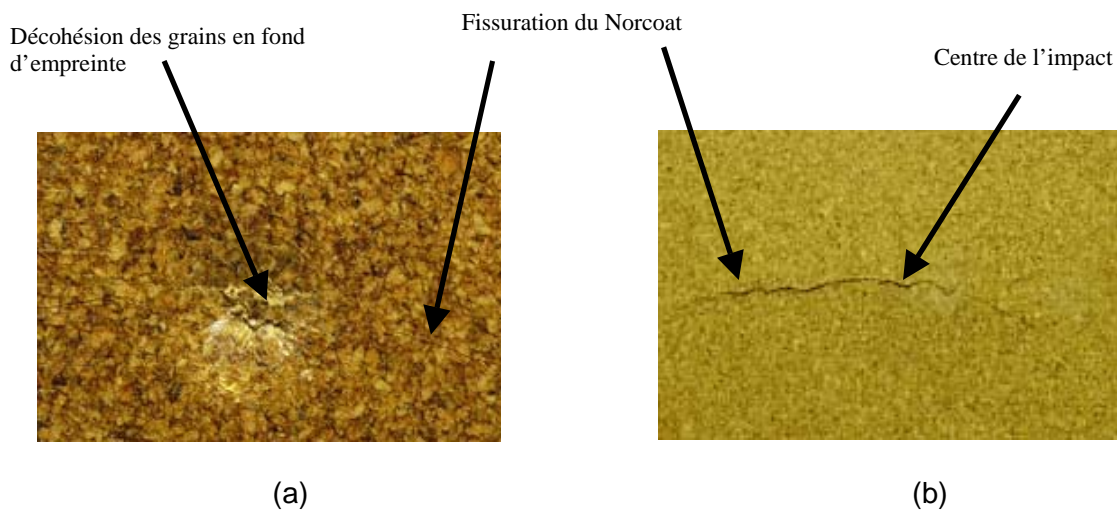


**Figure III- 2 :** Effort en fonction du déplacement pour une plaque de PT 6.5 mm

Les courbes effort-déplacement montrent un comportement similaire à celui observé lors de la caractérisation en compression de la PT au chapitre II : le comportement de la protection thermique est non linéaire quelle que soit son épaisseur. En début de cycle, le matériau est élastique non-linéaire. Au fur et à mesure que l'énergie d'impact augmente, les cavités

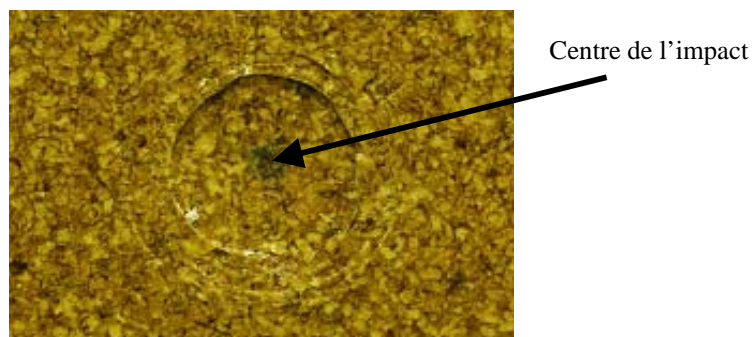
contenues dans le matériau se referment progressivement, et le liège se rigidifie. Un hystérésis important est observé dans chaque cas : il correspond à l'énergie absorbée par la PT et traduit majoritairement des phénomènes de visco-élasticité et d'endommagement.

Une saturation des courbes est observée entre 4.5 J et 6.5 J pour la PT d'épaisseur 3.5 mm Figure III- 1, et entre 14 et 19.8 J pour la PT d'épaisseur 6.5 mm Figure III- 2. L'état de surface de la PT présente alors une importante décohésion de grains de liège en fond d'empreinte (Cf. Figure III- 3 (a)). Des fissures sont visibles autour de l'empreinte créée par l'impact sur les faces impactée et non impactée, se propageant du centre vers l'extérieur de la zone d'impact (Cf. Figure III- 3 (a) et (b)).



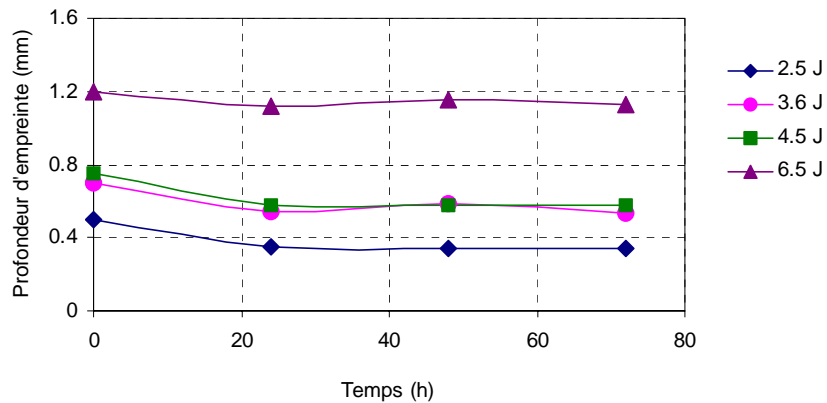
**Figure III- 3** : PT d'épaisseur 3.5 mm impactée à 6.5 J (a) face impactée – (b) face non impactée

Pour des énergies d'impact inférieures, aucune décohésion de grains de liège n'est constatée. Seules des fissures circulaires, centrées sur le point d'impact, apparaissent sur le vernis de la PT (Cf. Figure III- 4).

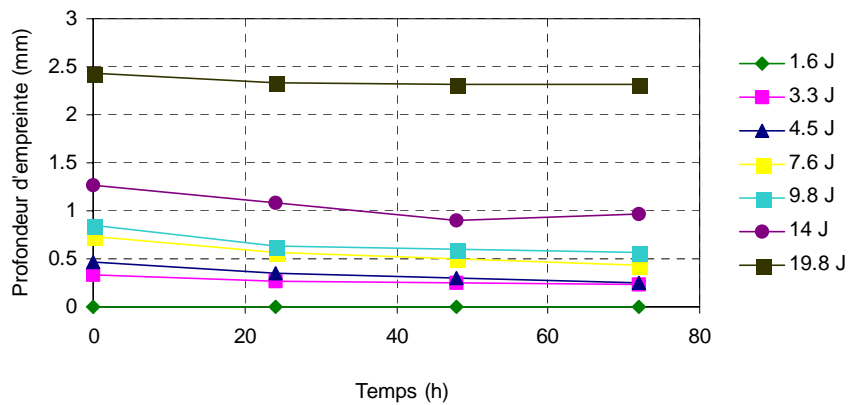


**Figure III- 4** : Fissuration de la résine de la PT

Les profondeurs d'impact ont été mesurées au cours du temps à l'aide d'un comparateur. Une diminution de la profondeur d'empreinte est constatée pour chacun des échantillons de la protection thermique. C'est la relaxation, encore appelée évanescence. Au delà de 72h, la profondeur d'impact se stabilise (Cf. Figure III- 5 et Figure III- 6).



**Figure III- 5 :** Evolution de la profondeur d'empreinte au cours du temps pour la PT de 3.5 mm



**Figure III- 6 :** Evolution de la profondeur d'empreinte au cours du temps pour la PT de 6.5 mm

La Figure III- 7 et la Figure III- 8 montrent respectivement l'évolution de la relaxation en fonction de l'énergie d'impact pour des épaisseurs de protections thermiques de 3.5 et 6.5 mm. La relaxation moyenne observée pour la PT avant la dégradation du matériau est de l'ordre de 25% quelle que soit son épaisseur. Une fois le liège dégradé (rappelons que la dégradation apparaît entre 4.5 J et 6.5 J pour une épaisseur de 3.5 mm et entre 14 et 19 J pour une épaisseur 6.5 mm), la décohésion de grains de liège en fond d'empreinte limite la relaxation du matériau : une relaxation de 6% est mesurée pour une protection thermique

d'épaisseur 3.5 mm impactée à 6.5 J ; la protection thermique d'épaisseur 6.5 mm impactée à 19.8 J présente, quant à elle, une relaxation de 4%.

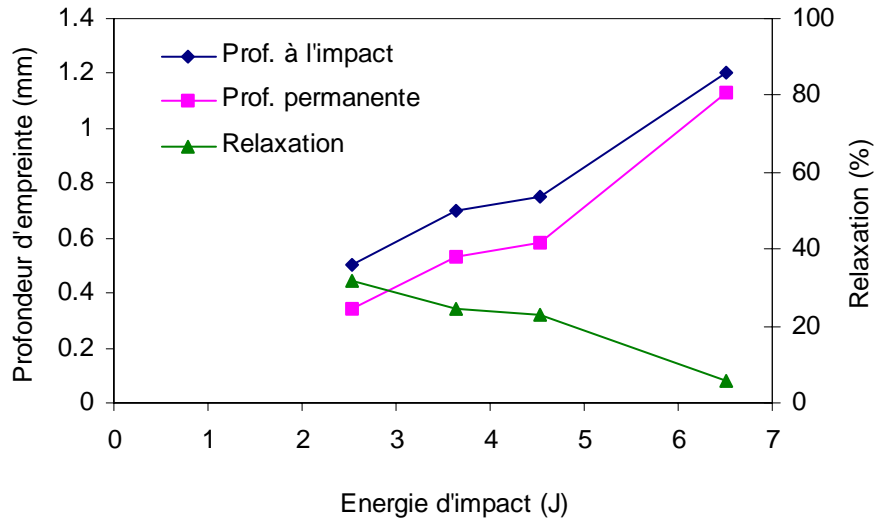


Figure III- 7 : évolution de la relaxation pour une épaisseur de PTE de 3.5 mm

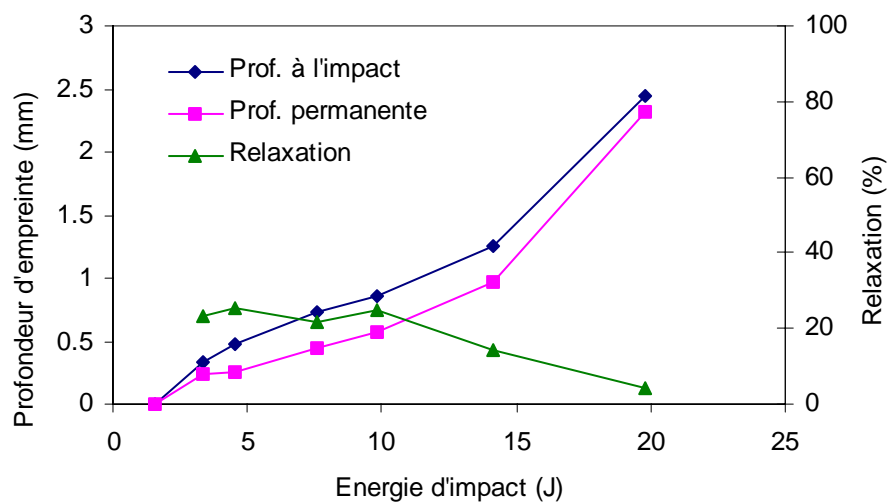
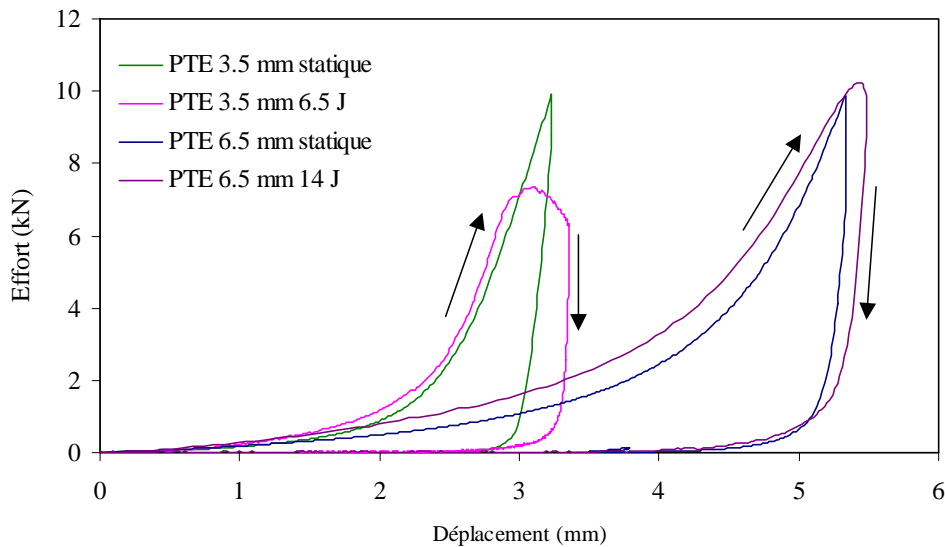


Figure III- 8 : évolution de la relaxation pour une épaisseur de PTE de 6.5 mm

Des essais statiques ont également été effectués avec le même impacteur sur des éprouvettes similaires posées sur un support en acier. La Figure III- 9 présente la comparaison des résultats dynamiques avec les résultats statiques.



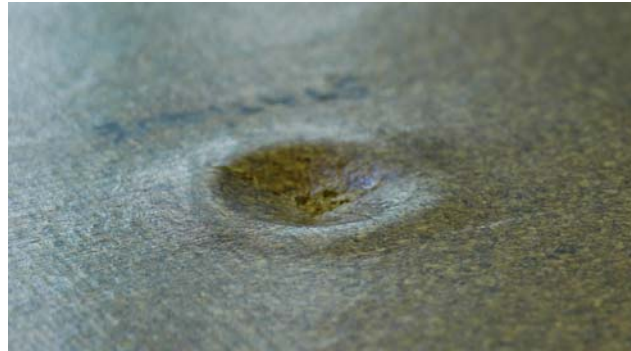
**Figure III- 9** : Comparaison des comportements statique et dynamique de la protection thermique

Les essais dynamiques ont été réalisés pour des énergies comprises entre 1.5 et 20 J, ce qui correspond à des vitesses d'impact comprises entre 1.2 et 4.4 m/s. Dans cette gamme de vitesses, on observe que le comportement de la PT ne varie pas (pour une même épaisseur de liège) ; Pour des vitesses plus faibles, propres aux essais statiques (de l'ordre de 1mm/min soit  $1.67 \cdot 10^{-5}$  m/s), nous observons que le comportement du liège change peu (Cf. Figure III- 9).

Toutefois, il est possible de constater que l'aire à l'intérieur des courbes est différente pour les plaques testées à l'impact et pour les plaques sollicitées en indentation statique. Cette aire correspond à l'énergie absorbée par le liège lors de l'essai : l'énergie absorbée est plus importante en dynamique. En effet, la Figure III- 3 et la Figure III- 4 permettent de constater que le liège s'endommage plus fortement lors d'un impact (fissuration de la résine). En statique, l'état de surface de la PT diffère légèrement : le liège présente un bourrelet plus ou moins marqué autour de l'empreinte (Cf. Figure III- 10).

A même épaisseur de PT, et en ne considérant que la phase de charge, il y a donc équivalence entre impact basse vitesse et indentation statique. Du point de vue énergétique, il existe, par contre, une légère différence entre impact basse vitesse et indentation statique pour la protection thermique. Cette différence de comportement sera toutefois négligée dans la modélisation puisque seule la montée en charge sera étudiée.





**Figure III- 10** : Observation d'un bourrelet autour de l'empreinte en statique

### III.2.4. Modélisation de la protection thermique

La modélisation par éléments finis est représentée Figure III- 11. Seul un quart de plaque de la protection thermique a été modélisée grâce aux symétries. Le quart de la PT est maillée à l'aide de 1 élément volumique dans l'épaisseur. En effet, rappelons que la protection thermique à base de liège a un comportement de type mousse et qu'elle est caractérisée par un coefficient de Poisson quasi nul : les déformations transversales étant très faibles, tous les phénomènes sont par conséquent considérés comme verticaux.

La loi choisie pour modéliser le liège a été déterminée au chapitre précédent. Il s'agit d'une loi Hyperfoam où la contrainte est déterminée selon l'équation :

$$\sigma_3 = \frac{2\mu}{\alpha} \left( \frac{1}{\lambda_3^{2-\alpha}} - \frac{1}{\lambda_3^2} \right) \quad \text{Equation III- 1}$$

avec

$\sigma_3$  Contrainte dans la direction 3

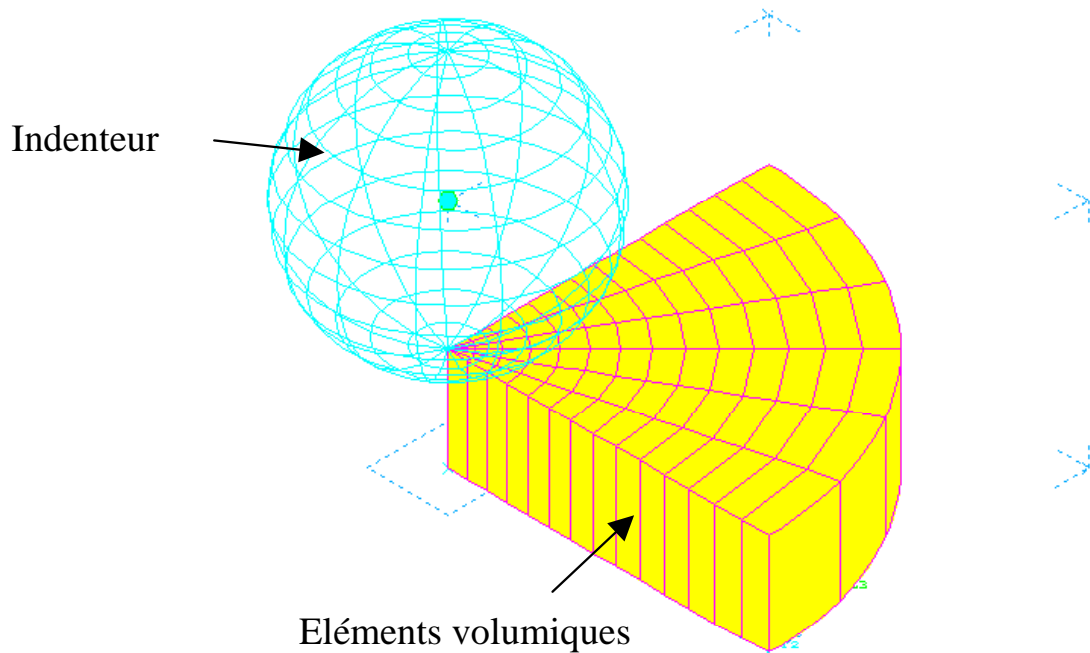
$\lambda_3^2 = 1 + 2 \varepsilon_3$  Elongation dans la direction 3,  $\lambda_3 \in [0; +\infty[$

$\alpha = -0.4$

$\mu = 6 \text{ MPa}$

Il faut également noter que le comportement du liège est choisi élastique non linéaire pour le modèle, ce qui est faux dans la réalité puisque nous avons observé expérimentalement que de l'énergie était dissipée lors de l'indentation de la protection thermique. Cette hypothèse reste toutefois correcte dans le cas où seule la montée en charge est étudiée, ce qui est fait par la suite.

Le comportement local en indentation est modélisé à l'aide d'un corps rigide. La plaque de liège est encastrée sur le bas.



**Figure III- 11** : Modélisation de l'indentation de la protection thermique

La Figure III- 12 et la Figure III- 13 montrent l'évolution de l'effort en fonction du déplacement de l'impacteur pour un essai d'indentation statique sur des épaisseurs de protection thermique de 3.5 mm et 6.5 mm. Seule la montée en charge est modélisée dans un premier temps. Le comportement numérique est relativement proche de celui observé expérimentalement pour les deux épaisseurs. L'allure globale des lois effort/déplacement est correctement retrouvée.

Un modèle numérique supplémentaire a été étudié avec une plaque en acier positionnée sous la PT afin d'étudier numériquement l'influence de la rigidité du support en acier . Les résultats sont identiques à ceux présentés dans le cas de l'indentation de la PT seule.

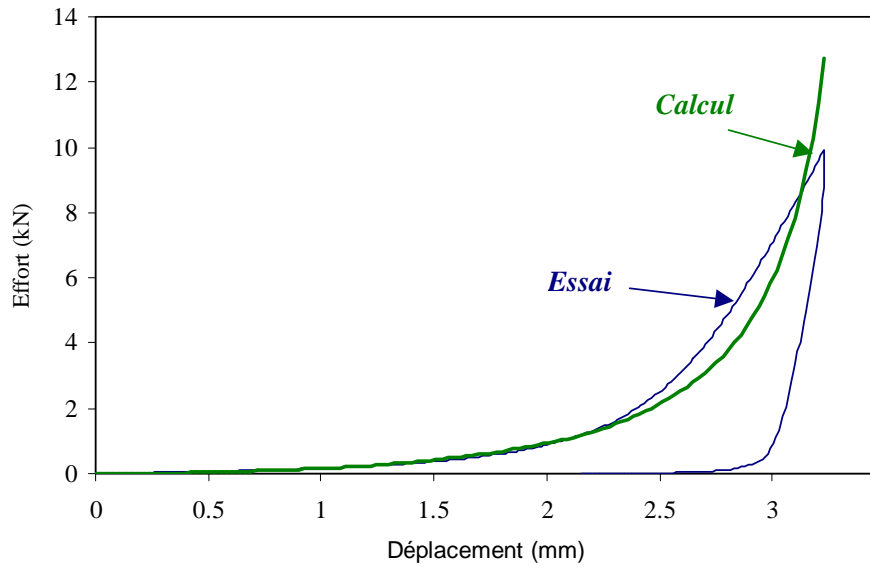


Figure III- 12 : Loi Effort/Déplacement pour une protection thermique d'épaisseur 3.5 mm

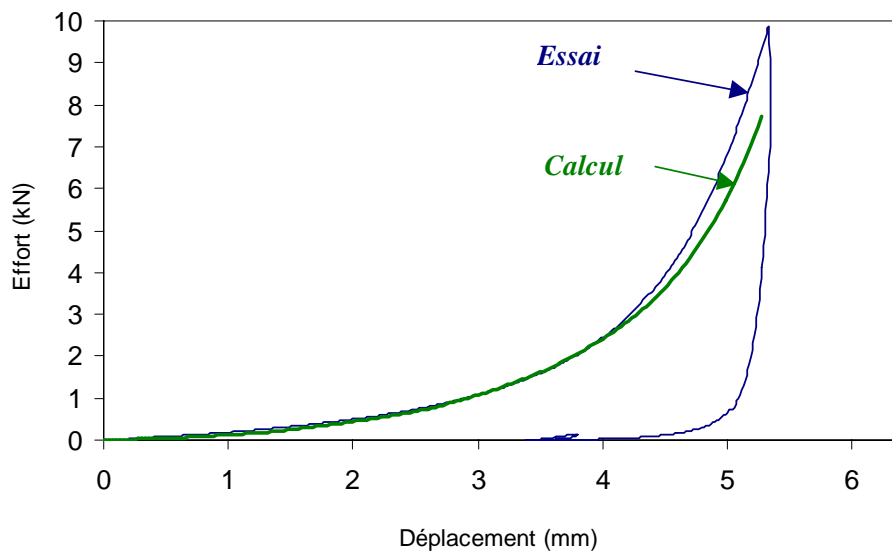


Figure III- 13: :Loi Effort/Déplacement pour une protection thermique d'épaisseur 6.5 mm

### **III.3. COMPORTEMENT A L'IMPACT DE PLAQUES COMPOSITES MONOLITHIQUES**

#### **III.3.1. Définition des éprouvettes**

Deux matériaux ont été utilisés pour les essais d'impact : un matériau HR, le T300/914, bien connu dans le monde aéronautique, et un matériau HM utilisé dans la fabrication des coiffes de lanceurs. Les éprouvettes HR sont constituées d'un empilement de 28 plis  $0^\circ/\pm 60^\circ/90^\circ$ , les éprouvettes HM sont, quant à elles, constituées d'un empilement de 18 plis  $0^\circ/\pm 60^\circ/90^\circ$ .

Les essais d'impact ont également porté sur deux dimensions d'éprouvettes :

- Des plaques de  $350 \times 350 \text{ mm}^2$  ont été impactées à différents endroits.
- Des plaques de  $100 \times 150 \text{ mm}^2$  ont été réalisées selon la norme Airbus AITM 1-0010. Contrairement aux plaques de grandes dimensions précédentes, un seul impact par plaque est effectué.

Chaque éprouvette, quelle que soit sa taille, est maintenue par une fenêtre de bridage de dimensions intérieures  $125 \times 75 \text{ mm}^2$  au cours de l'essai d'impact. Pour les éprouvettes nues, les conditions limites pendant l'impact sont donc identiques pour les grandes plaques et pour les plaques Airbus. Pour les plaques protégées, rappelons que la protection thermique est collée sur la totalité de l'éprouvette pour les grandes plaques, alors qu'elle est seulement collée au centre pour les plaques Airbus. Pendant les essais, la fenêtre de bridage prendra donc appui différemment sur les éprouvettes suivant leurs dimensions et les conditions limites seront par conséquent sensiblement différentes pour les plaques avec PT.

Deux épaisseurs de protection thermique ont été testées :

- 3.5 mm, épaisseur classiquement utilisée pour protéger les structures de lanceurs ;
- 6.5 mm, pour pouvoir étudier l'influence de l'épaisseur de la protection.

#### **III.3.2. Déroulement des essais**

Rappelons que chaque éprouvette a été contrôlée aux ultrasons C-Scan avant impact afin d'avoir une cartographie de référence pour chaque plaque.

L'éprouvette est posée sur une fenêtre de dimensions intérieures  $125 \times 75 \text{ mm}^2$ . La plaque est maintenue sur le dessus par une fenêtre de bridage de dimensions intérieures identiques à celle de la fenêtre du bas.

Les essais se font par un lâcher de masse à partir d'une hauteur définie en fonction de l'énergie d'impact souhaitée. Après chaque test, les opérations suivantes sont réalisées :

- Contrôle visuel de l'éprouvette ;
- Mesure de la profondeur d'impact et évolution dans le temps ;

- Arrachage de la protection thermique ;
- C-scan des plaques impactées dans le but de déterminer les surfaces délaminées ;
- Observations au microscope de coupes de certaines éprouvettes.

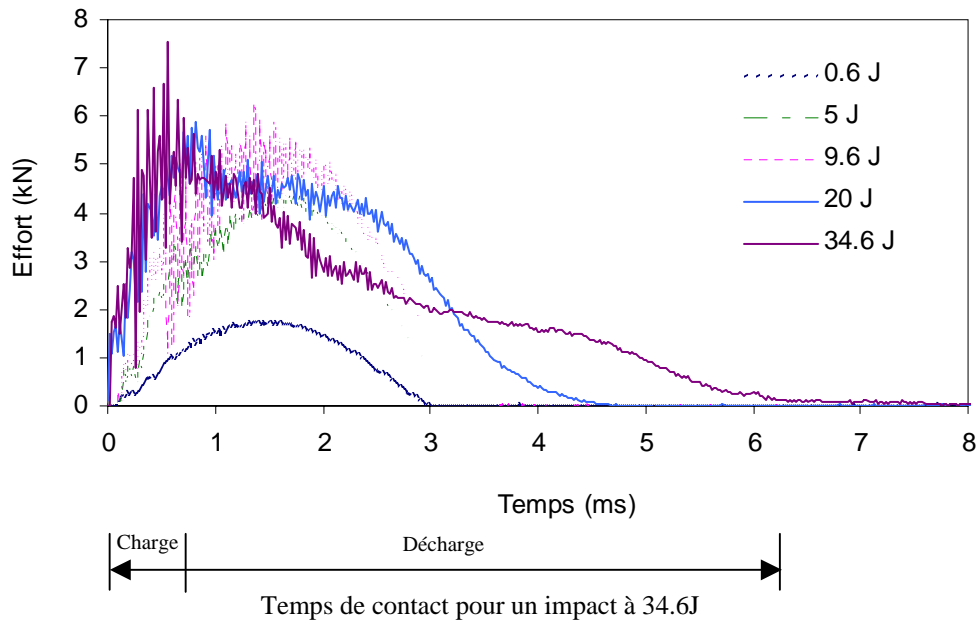
### III.3.3. Résultats et analyses

#### III.3.3.1. Premières observations

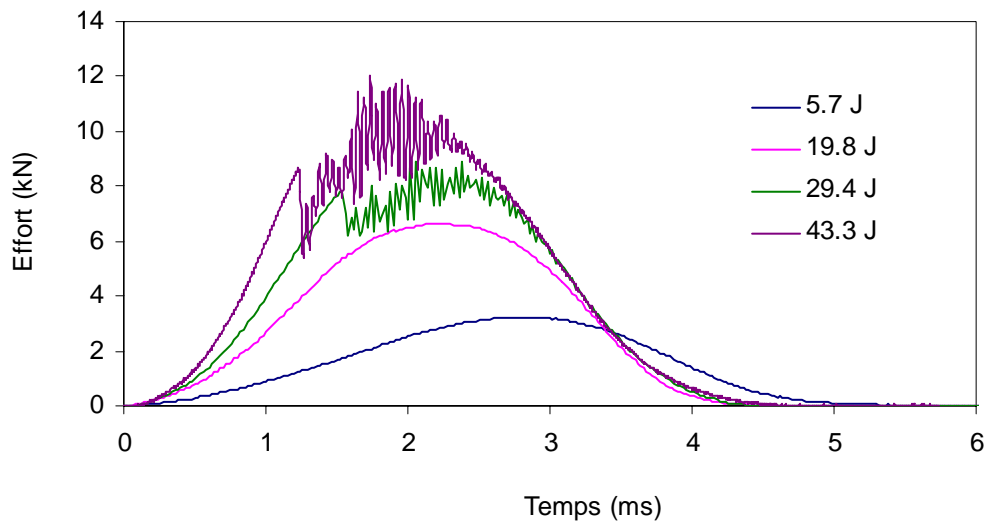
La Figure III- 14 et la Figure III- 15 montrent respectivement l'évolution de l'effort en fonction du temps mesurée pour quelques énergies d'impact pour des plaques composites HM nues et avec protection thermique d'épaisseur 6.5 mm. Les premières observations montrent un comportement similaire avec ou sans la présence de PTE : l'effort maxi de contact augmente avec l'énergie d'impact. Pour des énergies d'impact ne créant pas de dommages dans le stratifié, la plaque composite répond de façon élastique à l'impact : les courbes de charge et de décharge sont globalement symétriques par rapport au pic de l'effort maxi. Pour des énergies supérieures, les courbes effort en fonction du temps font apparaître des oscillations au moment du chargement ce qui indique l'apparition d'un dommage dans le stratifié. Ainsi, il est possible de dire, en observant simplement l'allure des courbes Effort/Temps, que la plaque HM nue impactée à 5 J est endommagée, alors que celle avec PTE de 6.5 mm ne s'endommage qu'à partir de 29.4 J. Le capteur d'effort peut donc être utilisé comme un « détecteur de dommages ». Des contrôles ultrasonores permettront toutefois de vérifier à partir de quelles énergies d'impact les structures commencent à s'endommager.

Pour des énergies d'impact encore plus importantes, les courbes montrent un déplacement de la phase de décharge vers la droite, indiquant le début de perforation du stratifié (Cf. Figure III- 14).

Pour la plaque HM nue impactée à 34.6 J, on note que la première partie du temps de contact (temps du chargement) est plus faible que celles enregistrées pour des énergies plus basses : c'est le signe de l'apparition d'un début de perforation dans le stratifié composite. La deuxième partie du temps de contact (temps de décharge) est due, quant à elle, au frottement entre l'impacteur et le stratifié composite après perforation.



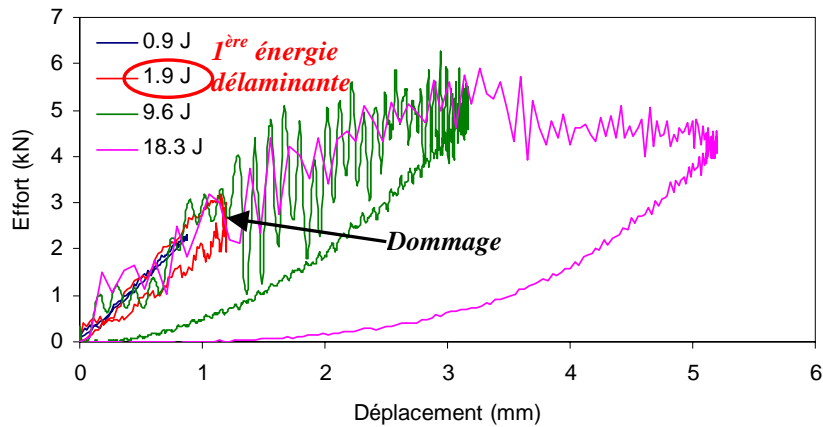
**Figure III- 14 :** Evolution de la force d'impact pour le matériau HM nu



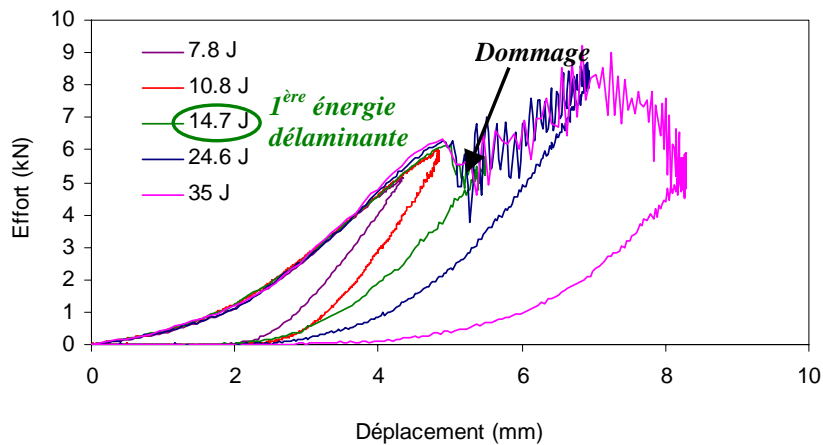
**Figure III- 15 :** évolution de la force d'impact pour un matériau HM avec PTE de 6.5 mm

Toutefois, le meilleur moyen d'appréhender les différents phénomènes apparaissant pendant l'impact est d'étudier les courbes effort/déplacement. Une partie de ces courbes est présentée Figure III- 16 et Figure III- 17. Les premiers résultats montrent que, pour des vitesses d'impacts comprises entre 0 et 6 m/s, la vitesse d'impact n'a pas d'influence sur le comportement de la structure : les courbes de phases de chargement se superposent.

Pour des énergies d'impact créant un dommage dans le composite, les courbes présentent une chute importante de l'effort et le dommage induit une perte de rigidité locale de la structure. Ainsi, des délaminages apparaissent dès 1.9 J pour les plaques HM nues et dès 5J pour des plaques HR identiques. Avec PT, les dommages apparaissent dans le composite pour des énergies d'impact plus élevées : pour des énergies inférieures à 14.7 J, aucune dégradation n'est observée dans le composite sur les plaques HM avec PT de 3.5 mm ; pour les plaques HR avec une épaisseur de liège identique, le seuil d'endommagement apparaît pour une énergie d'impact de 19.3 J. La chute brutale d'effort, observée sur les courbes pour les cas endommagés, est suivie d'une réponse vibratoire importante : en effet, la variation brusque de l'effort est perçue par le reste de la plaque non endommagée comme un front d'effort, ce qui aurait pour effet d'exciter les fréquences propres de l'éprouvette.



Plaques HM nues



Plaques HM avec PT de 3.5 mm

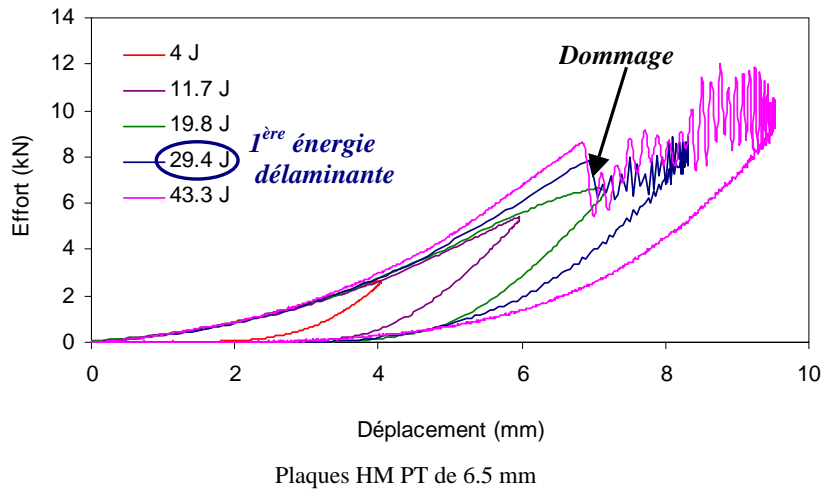
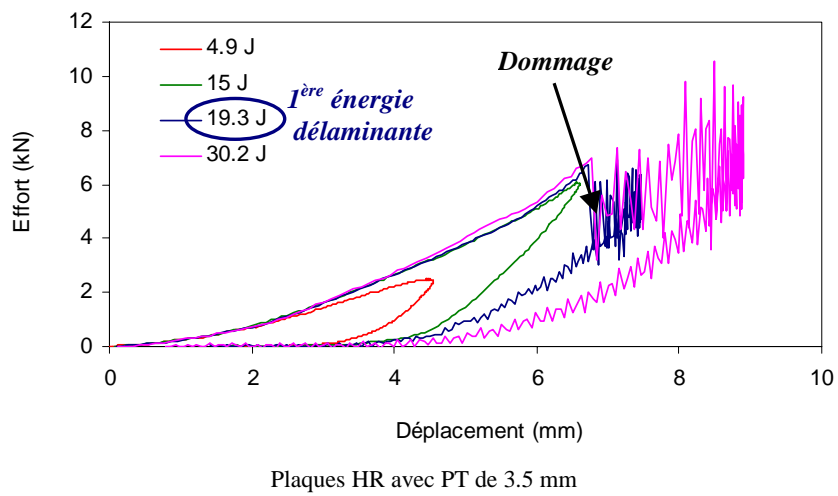
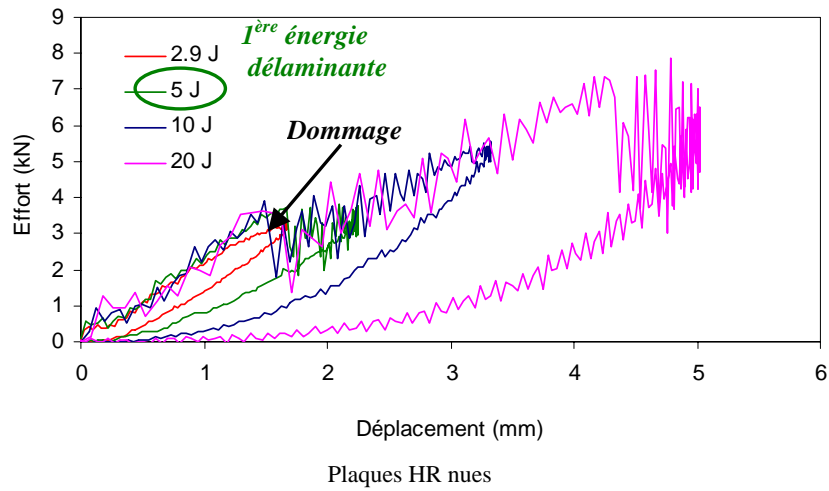
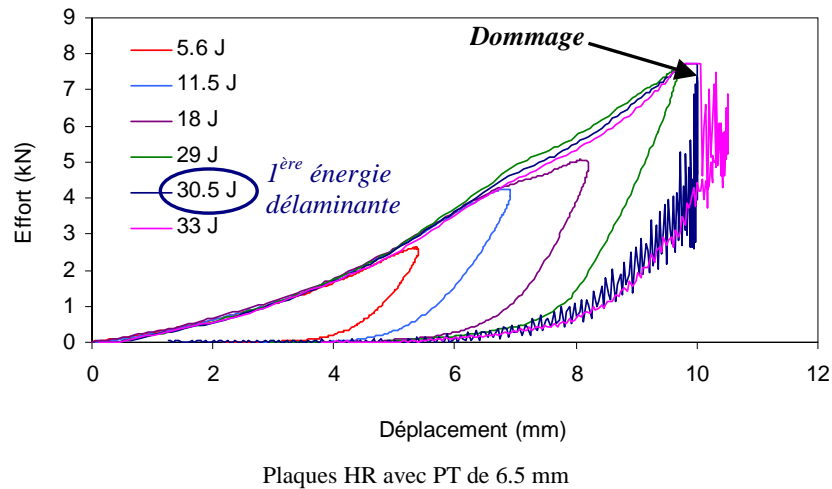


Figure III- 16 : Loi effort - déplacement pour les plaques HM







**Figure III- 17** : Loi effort - déplacement pour les plaques HR

L'énergie absorbée par la structure est généralement un bon indicateur de l'apparition du dommage. En effet, Herup et Palazotto [HERUP, 1997] ont montré que l'initiation de dommage dans un stratifié composite entraînait une forte absorption d'énergie par la structure, ce qui se manifestait, sur les courbes Energie absorbée/Energie d'impact par un saut brusque de l'énergie absorbée. Dans la Figure III- 18 et la Figure III- 19, l'énergie absorbée est rendue adimensionnelle en la divisant par l'énergie d'impact. Une première constatation est qu'au moins 20% de l'énergie d'impact n'est pas restituée par les plaques nues, même pour des énergies d'impact suffisamment basses ne créant pas de dommages détectables aux C-scans. De l'énergie est par conséquent perdue dans des dommages non détectables, comme par exemple des ruptures de fibres ou de la fissuration matricielle, dans les frottements entre la structure et l'impacteur, et au niveau des conditions limites.

De plus, dans cette étude, les stratifiés s'endommagent pour des énergies d'impact relativement faibles. Un seuil d'énergie d'impact devrait donc apparaître très rapidement pour lequel l'énergie absorbée devrait augmenter brusquement. Pourtant, ce pic attendu en énergie absorbée n'est pas observé et doit être perdu dans la dispersion expérimentale. L'énergie absorbée ne permet donc pas de conclure sur la santé matière de ces éprouvettes.

Pour les stratifiés avec PT, le pourcentage de l'énergie absorbée est important, même à basses énergies (de 60 à 80% en moyenne). En effet, rappelons que le liège présente un hystérésis important pendant l'impact (Cf. paragraphe III.2), caractéristique d'un matériau très absorbant. De plus, en dépit d'une dispersion assez importante sur le calcul de l'énergie absorbée, les courbes sont relativement constantes pour les plaques avec PT, quelle que soit l'épaisseur de la protection thermique. Ce dernier résultat est assez surprenant puisqu'il tendrait à faire conclure que les dommages dans les plaques contribuent peu à la quantité d'énergie absorbée. En effet, pour une énergie d'impact créant un dommage dans le stratifié, aucune variation de l'énergie absorbée n'est constatée sur les courbes. Il est probable qu'à faibles énergies (produisant peu de dommages dans le stratifié), les phénomènes se produisant dans le composite soient négligeables en terme d'énergie devant ceux intervenant dans le liège. Par contre, à plus fortes énergies et une fois la PT complètement écrasée, le rapport  $E_{abs}/E_{impact}$  devrait augmenter avec l'énergie d'impact. Une séparation de l'énergie dissipée

dans la PT et dans le composite a été tentée à partir des résultats d'indentation obtenus expérimentalement, sans succès.

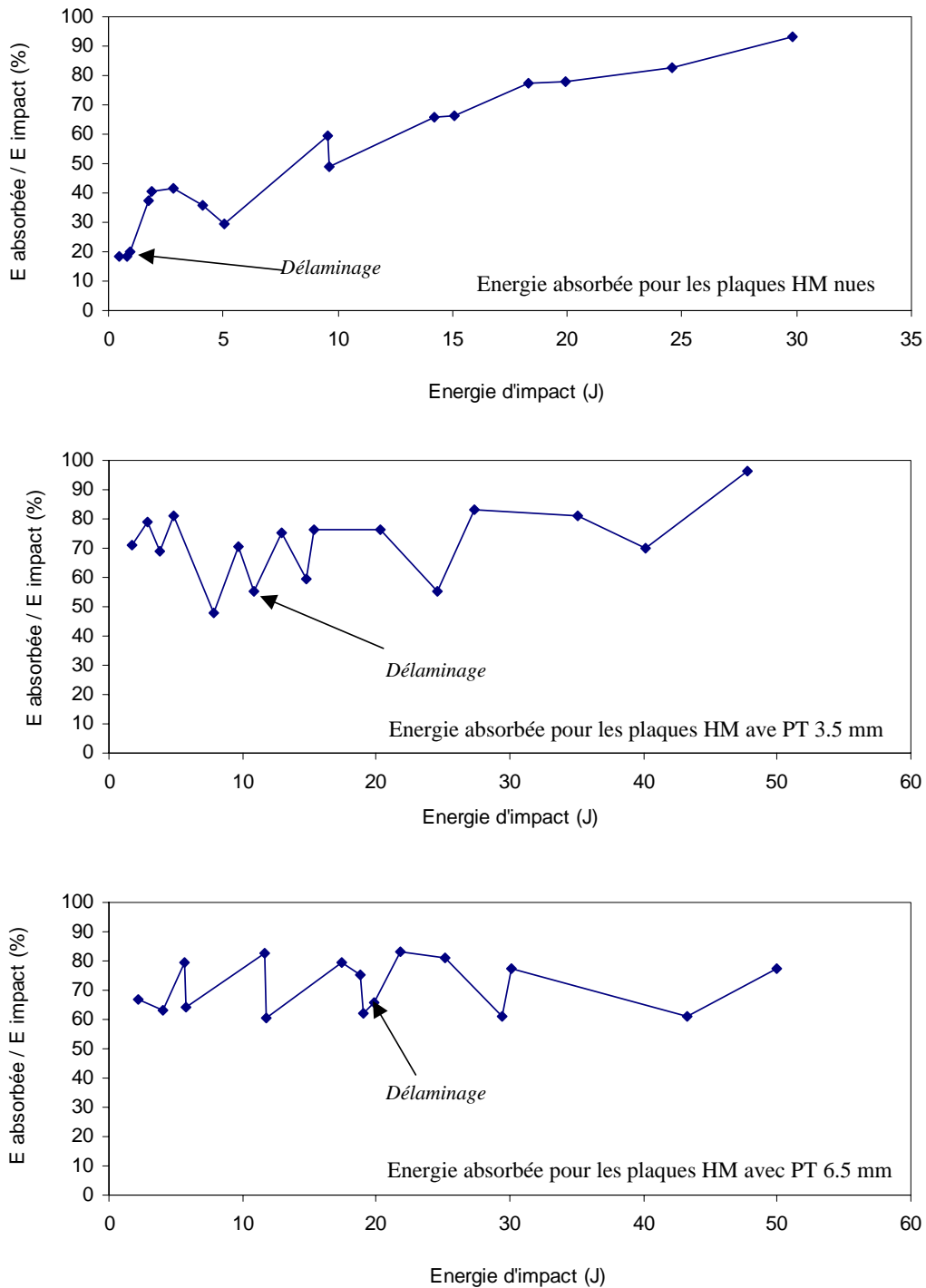


Figure III- 18 : Evolution de l'énergie absorbée en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HM

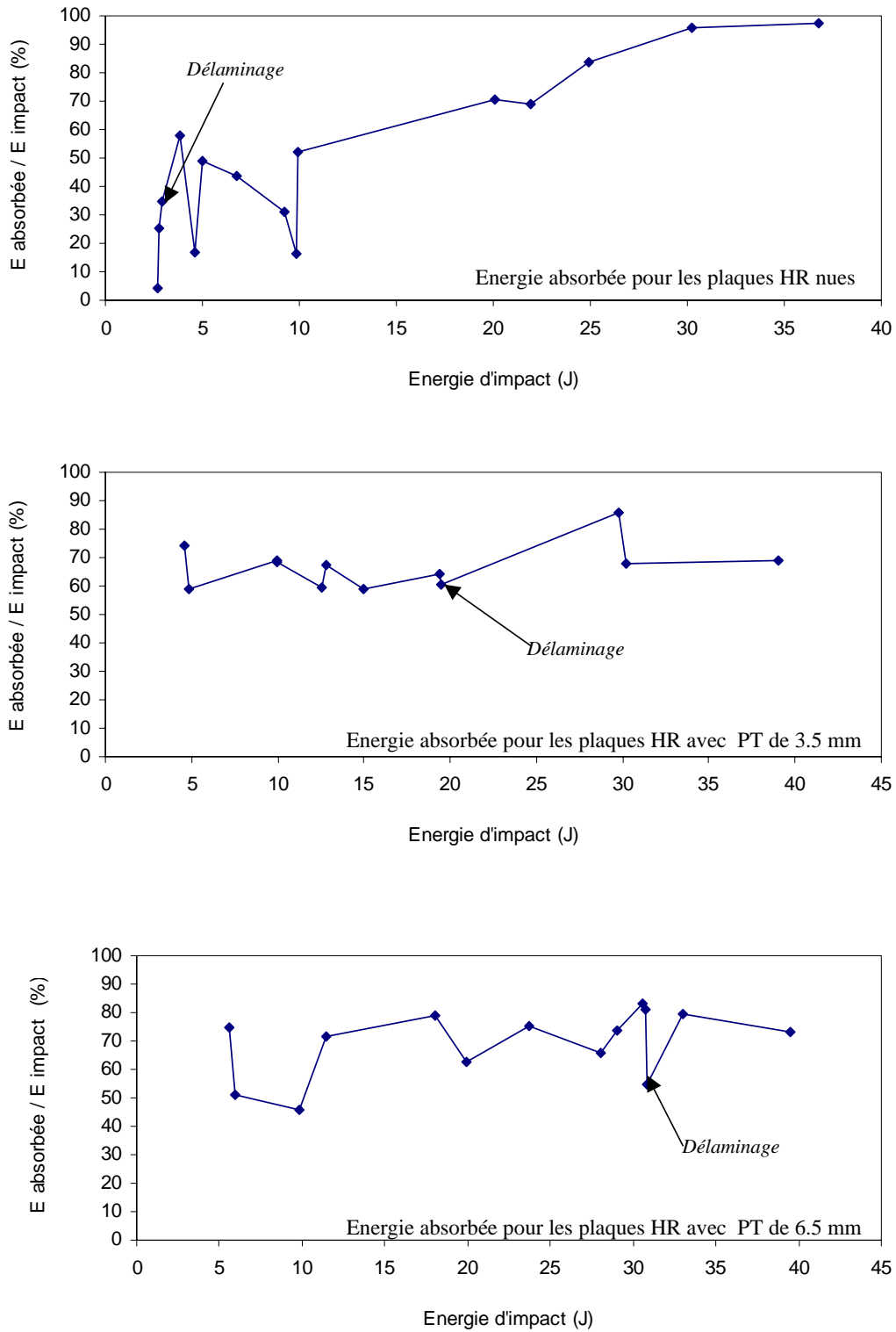
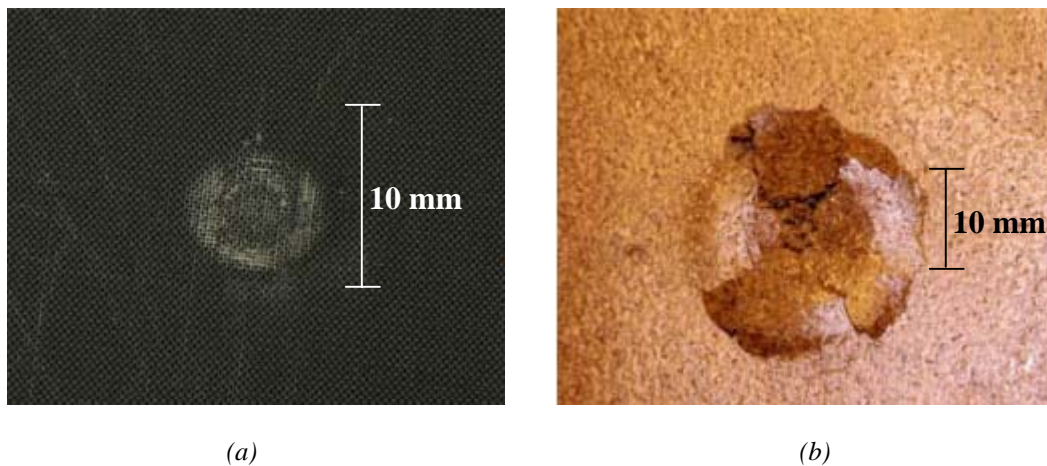
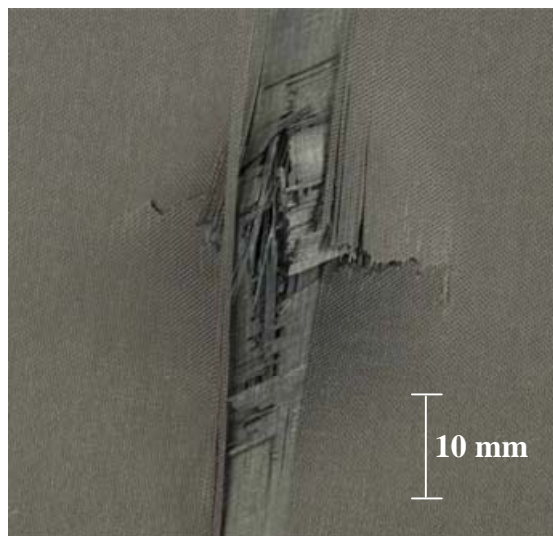


Figure III- 19 : Evolution de l'énergie absorbée en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HR

Après impact, un premier contrôle visuel est effectué sur chaque éprouvette. On note une empreinte face impactée (Cf. Figure III- 20 a et b). A fortes énergies, des ruptures de fibres sont visibles sur la face non impactée : ce sont des échardes (Cf. Figure III- 21).



**Figure III- 20** : Empreinte observée sur plaque composite  
(a) HR nue impactée à 20J ; (b) HR + PT 6.5 mm impactée à 40J



**Figure III- 21** : Observations d'échardes face non impactée sur une plaque HR nue impactée à 40 J

Pour les deux matériaux, HR et HM, nus et avec protections thermiques, les profondeurs d'impact ont été mesurées au moment de l'impact et après 10 à 15 jours.

Une diminution de la profondeur d’empreinte (évanescence) est constatée pour chacune des éprouvettes. On note les réductions suivantes :

- sur plaques HM nues : 30 % maxi, 15% en moyenne ;
- sur plaques HM avec PT de 3.5 mm : 45% maxi, 18% en moyenne ;
- sur plaques HM avec PT d’épaisseur 6.5 mm : 45% maxi, 18% en moyenne ;
- sur plaques HR nues : 66% maxi, 22% en moyenne ;
- sur plaques HR avec PT de 3.5 mm : 23% maxi, 11% en moyenne ;
- sur plaques HR avec PT d’épaisseur 6.5 mm : 45% maxi, 14% en moyenne.

La relaxation maximale relevée a donc été mesurée pour une plaque HR nue. Pour couvrir les effets du temps (viscoélasticité de la résine, relaxation du liège), et afin d’être sûr d’avoir le seuil de détectabilité attendu après plusieurs jours de stockage (0.3 mm d’après les certifications Airbus), il conviendrait donc d’augmenter la valeur du seuil de détectabilité au moment de l’impact de 66%. Ce coefficient ne couvre pas les effets du vieillissement humide, les effets thermiques et les effets de la fatigue. Dans cette étude, il a été décidé de prendre une profondeur d’empreinte de 0.6 mm comme critère de détectabilité au moment de l’impact, qui correspond au critère aéronautique usuel appelé BVID (Barely Visible Impact Damage).

### III.3.3.2. Influence de la géométrie de l’éprouvette

Rappelons que deux dimensions de plaques ont été testées :

- Eprouvettes de dimensions 350 x 350 mm<sup>2</sup>, impactées à différents endroits et utilisées pour les expertises ;
- Eprouvettes de dimensions 100 x 150 mm<sup>2</sup>, réalisées selon la norme Airbus AITTI 1-0010.

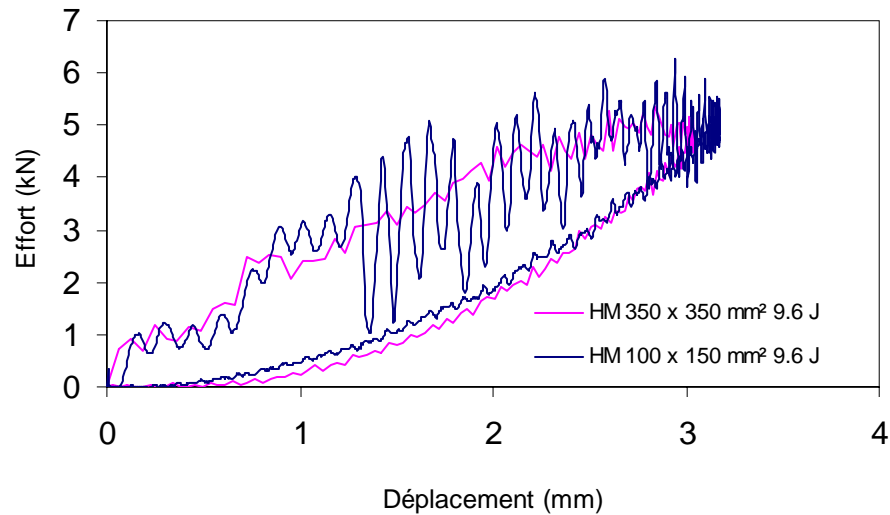
Dans ce contexte, il est logique de se questionner sur l’équivalence « Grande plaque / Petite plaque » en terme de comportement à l’impact.

Dans ce paragraphe, la comparaison entre les résultats obtenus pour les différentes géométries étudiées sera présentée sans pour autant rentrer dans le détail des phénomènes physiques qui apparaissent lors de l’impact. Ces phénomènes seront étudiés plus tard dans le paragraphe III.3.5.

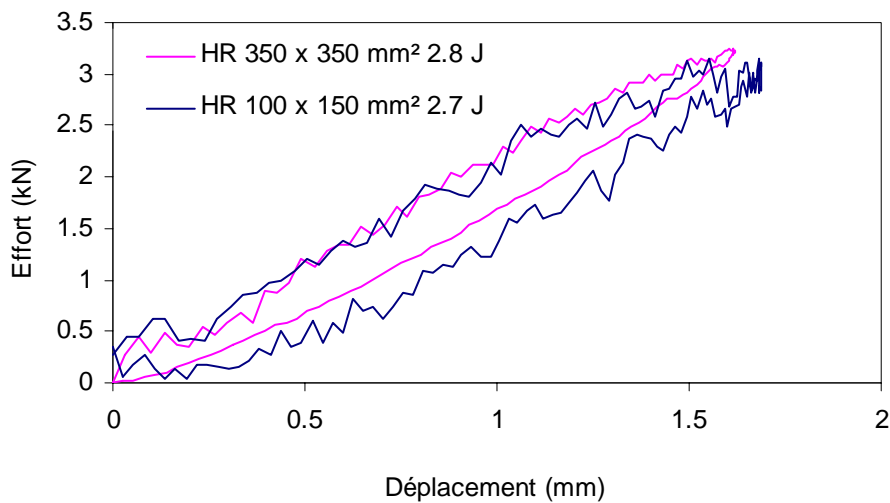
#### III.3.3.2.1. Eprouvettes nues

La Figure III- 22 présente l’évolution de l’effort en fonction du déplacement de l’impacteur pour deux plaques HM de dimensions respectives 350 x 350 mm<sup>2</sup> et 100 x 150 mm<sup>2</sup> impactées à 9.6 J. Les premières observations font apparaître une loi de comportement similaire pour les deux dimensions de plaques. Un résultat identique est observé pour les autres énergies d’impact, ainsi que pour le matériau HR (Cf. Figure III- 23).

Les courbes des éprouvettes normalisées Airbus de dimensions 100 x 150 mm<sup>2</sup> présentent toutefois une amplitude d’oscillations plus importante que celle observée sur les éprouvettes de dimensions 350 x 350 mm<sup>2</sup>. Il est probable que ce phénomène, constaté également pour les autres énergies d’impact, soit dû aux dispersions des conditions d’essais et notamment aux conditions de serrage des éprouvettes lors de l’impact.



**Figure III- 22 :** Comparaison de la géométrie sur le comportement de plaques HM impactées à 9.6 J



**Figure III- 23 :** Comparaison de la géométrie sur le comportement de plaques HR impactées à 2.8 J

La Figure III- 24 et la Figure III- 25 présentent l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'énergie d'impact pour les deux dimensions de plaques et pour chacun des deux matériaux. En dépit d'une légère dispersion sur ce type d'essais, une bonne corrélation est observée en terme de surface délaminée entre les deux dimensions, et ce pour les deux matériaux. Les surfaces délaminées, mesurées aux ultrasons, suivent la même tendance pour un même matériau quelle que soit la taille de l'éprouvette. Au regard de ces résultats, aucune influence de la géométrie des éprouvettes n'est par conséquent constatée pour les cas sans PT.

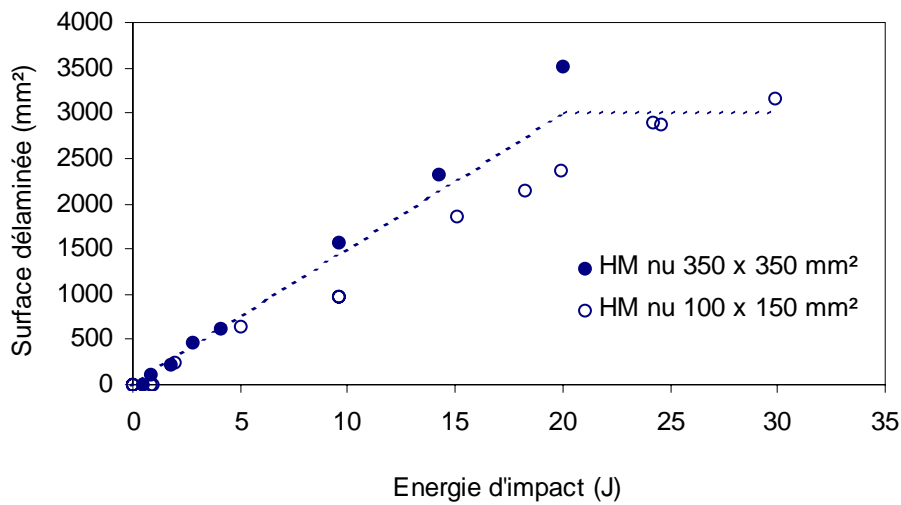


Figure III- 24 : évolution de la surface délaminiée pour les plaques HM nues

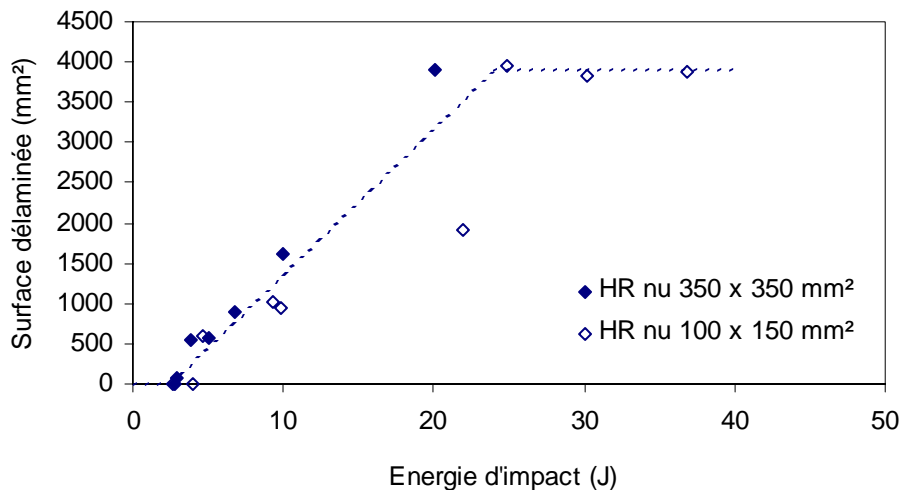
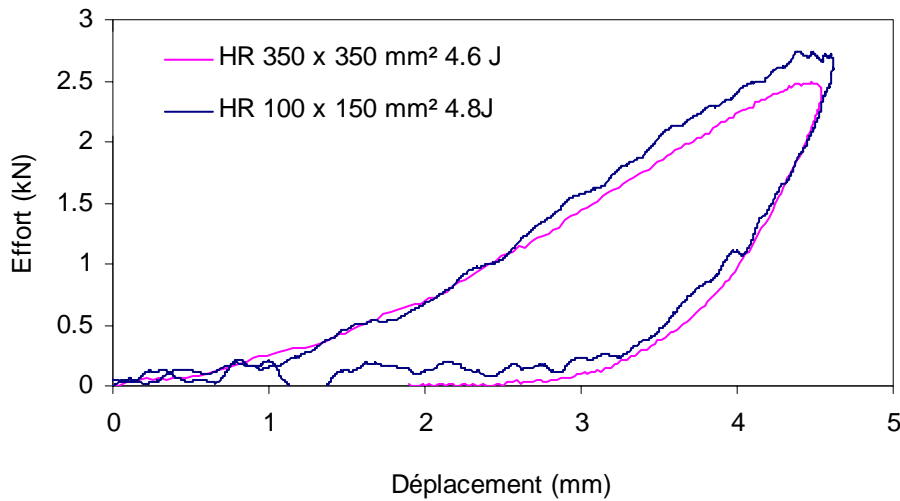


Figure III- 25 : évolution de la surface délaminiée pour les plaques HR nues

### III.3.3.2.2. Eprouvettes avec protection thermique

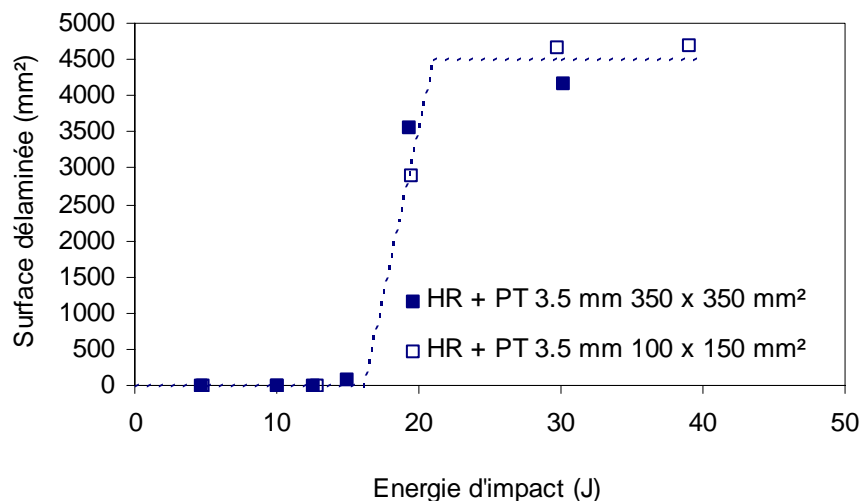
Sur la Figure III- 26, est représentée l'évolution de l'effort en fonction du déplacement de l'impacteur pour deux plaques HR avec PT de 3.5 mm de dimensions respectives 350 x 350 mm<sup>2</sup> et 100 x 150 mm<sup>2</sup> impactées à 4.6 J et 4.8 J. Comme précédemment, les premières observations font apparaître une loi de comportement similaire pour les deux dimensions de plaques. Un résultat identique est observé pour les autres énergies d'impact, ainsi que pour le matériau HM, et ce pour les deux épaisseurs de protection thermique.



**Figure III- 26 :** Comparaison de la géométrie sur le comportement de plaques HR impactées à 4.6 J et 4.8 J

La Figure III- 27 présente l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'énergie d'impact pour les deux dimensions de plaques HR avec PT de 3.5 mm.

Une bonne corrélation est observée en terme de surface délaminée entre les deux dimensions, et ce pour les deux matériaux ainsi que pour les deux épaisseurs de protection thermique. Au regard de ces résultats, aucune influence de la géométrie des éprouvettes n'est par conséquent constatée pour les cas avec PT même si les conditions limites pour les deux dimensions de plaques sont sensiblement différentes. En effet, pour les plaques de dimensions 350 x 350 mm², la fenêtre de bridage est serrée contre la protection thermique, alors qu'elle prend appui sur la zone monolithique pour les plaques Airbus. De ce fait, d'après les résultats précédents, il découle que la méthode de bridage n'affecte pas les résultats de l'impact.



**Figure III- 27 :** évolution de la surface délaminée pour les plaques HR avec PT 3.5 mm²



III.3.3.3. Influence du matériau

Les courbes Figure III- 28 présentent l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'énergie d'impact pour les éprouvettes HR et HM nues. Les plaques HM s'endommagent dès les premières énergies d'impact alors que la dégradation dans les stratifiés HR n'apparaît qu'entre 3 et 5J. Les stratifiés HM s'endommagent donc plus facilement que les stratifiés HR. Une fois le seuil d'endommagement atteint, la surface délaminée croît proportionnellement à l'énergie d'impact (courbe linéaire) pour les deux matériaux jusqu'au début de perforation des stratifiés. Les surfaces délaminées atteignent alors une valeur de saturation et les courbes tendent vers une asymptote. Il faut noter que cette constante atteinte par la surface délaminée à perforation dépend des caractéristiques de l'éprouvette mais aussi du diamètre de l'impacteur (16 mm dans cette étude). Ainsi, pour les éprouvettes HR nues, la surface délaminée sature autour de 4000 mm<sup>2</sup>, alors qu'elle devient constante à 3000 mm<sup>2</sup> pour les plaques HM. En effet, le matériau HM étant plus fragile, la perforation se produit pour des énergies d'impact inférieures à celles entraînant la perforation des stratifiés HR et les surfaces délaminées atteintes à perforation sont d'autant plus faibles.

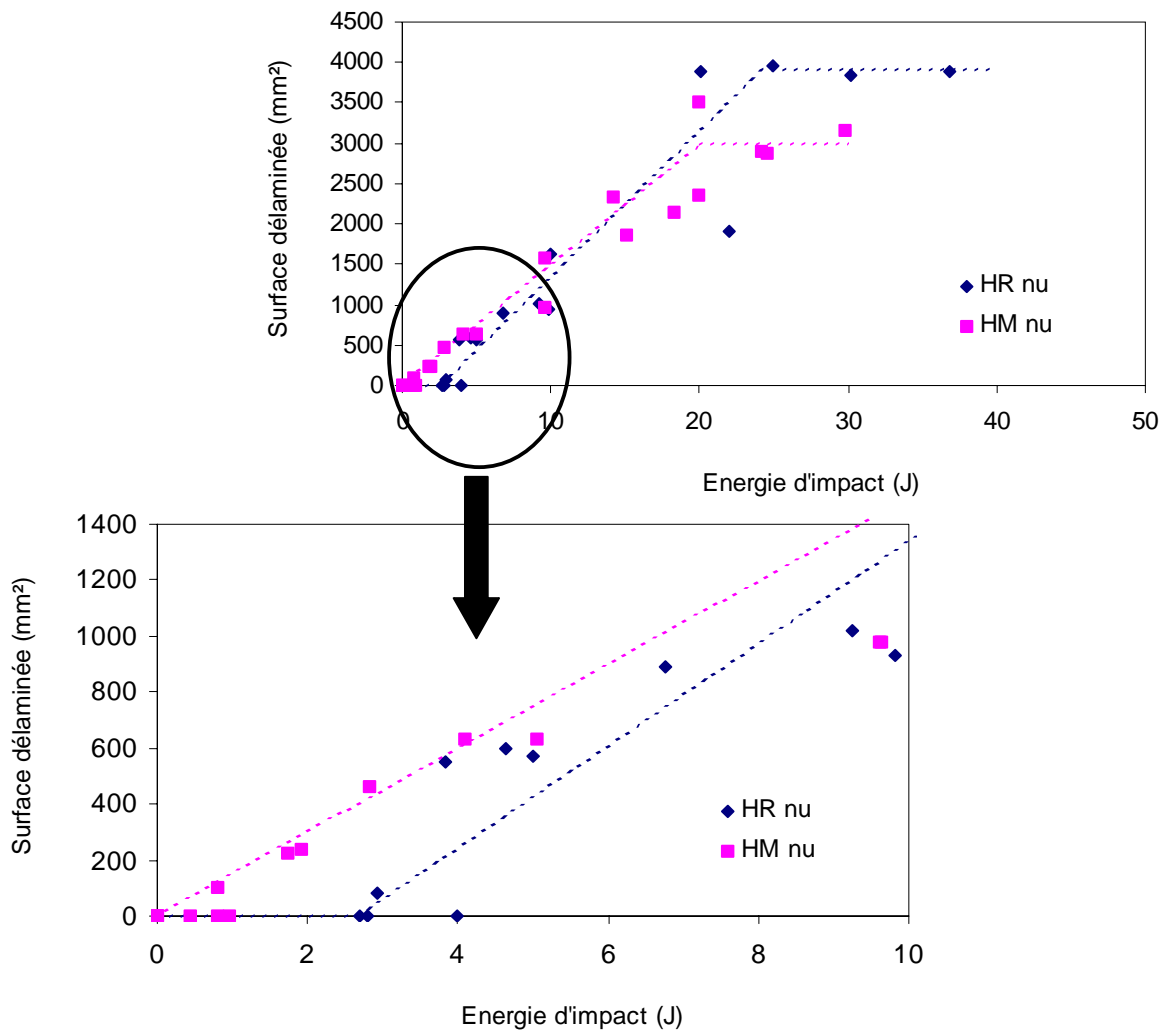
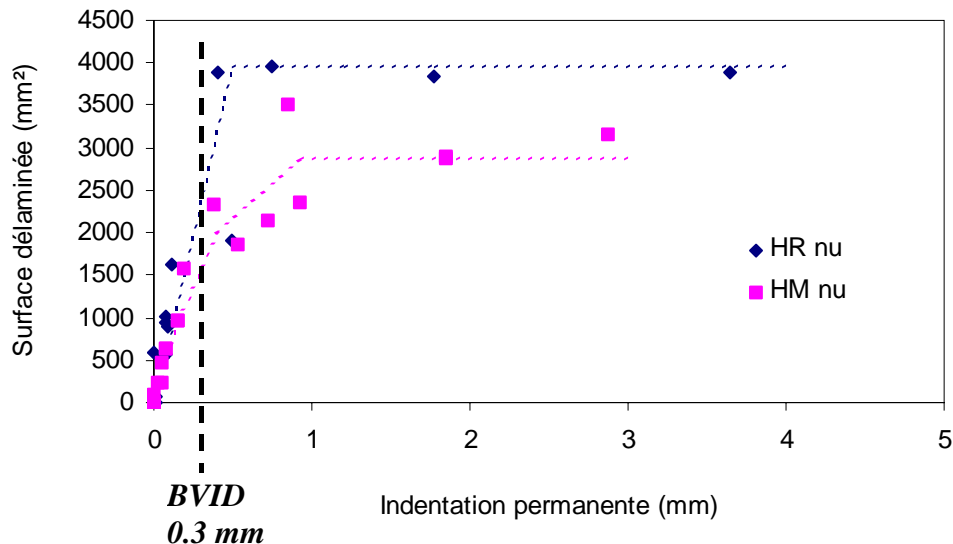


Figure III- 28 : Evolution de la surface délaminée en fonction de l'énergie d'impact pour les 2 matériaux

L'évolution de la surface délaminée en fonction de l'indentation permanente est représentée Figure III- 29 pour les deux matériaux. Les courbes montrent que la dégradation dans les deux matériaux apparaît bien avant d'avoir une empreinte visible sur les plaques composites. De plus, à surfaces délaminées équivalentes, la profondeur d'empreinte est plus importante sur les stratifiés HM, ce qui indique probablement un dommage plus important suivant les autres modes de dégradation (fissurations, rupture de fibre) pour les stratifiés HM que pour les stratifiés HR.



**Figure III- 29** : Evolution de la surface délaminée en fonction de l'indentation permanente pour les 2 matériaux

#### III.3.3.4. Influence de la protection

Pour les plaques avec PT, l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'énergie d'impact est donnée Figure III- 30 pour les plaques HM et Figure III- 31 pour les plaques HR. D'un point de vue général, le comportement des plaques avec PT est identique à celui observé pour les plaques nues au paragraphe III.3.3.3. : la surface délaminée est proportionnelle à l'énergie d'impact jusqu'au début de perforation des stratifiés où les délaminages deviennent constants.

Pour les plaques nues, les dommages apparaissent dans le composite dès les premières énergies d'impact. Pour les plaques avec PT, la dégradation dans le composite apparaît pour des énergies d'impact plus importantes : en effet, pour une énergie inférieure à 5J, il n'y a aucun dommage dans le stratifié HM munie d'une protection thermique d'épaisseur 3.5 mm, alors qu'un dommage apparaît dans le composite dès 1J dans une éprouvette similaire non protégée (Cf. Figure III- 30). Pour les stratifiés HR, le résultat est identique : un délaminage est observé aux C-scan à partir de 4J pour les éprouvettes nues, alors qu'il n'apparaît qu'à partir de 15J pour les éprouvettes avec PT de 3.5 mm (Cf. Figure III- 31). De plus, l'épaisseur de la protection semble avoir une influence sur le seuil d'endommagement du composite. Les essais montrent une protection croissante en fonction de l'épaisseur de la PT jusqu'à un

certain niveau d'énergie d'impact : les premiers dommages apparaissent à partir de 17.5 J pour un stratifié HM protégé par une épaisseur de liège de 6.5 mm alors qu'ils apparaissent à partir de 10 J pour un même stratifié protégé par une épaisseur de 3.5 mm. L'hypothèse, qui sera vérifiée au paragraphe III.3.5.1, est que le liège a pour effet de répartir l'effort d'impact sur une plus grande surface. La contrainte de contact maxi est donc diminuée sous l'impacteur, ce qui permet de reculer le seuil d'endommagement. Une fois ce seuil d'endommagement atteint, la surface délaminée croît plus rapidement en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques avec PT. Ainsi, pour des énergies d'impact élevées (proches de celles entraînant la perforation du stratifié), il est possible d'avoir des dommages plus importants pour les stratifiés avec PT que pour les stratifiés nus. En effet, le liège, comme déjà dit précédemment, répartit l'effort sur une surface plus grande. Impacter une plaque avec PT revient donc un peu, en simplifiant le problème, à impacter une plaque nue avec un impacteur de diamètre plus grand, ce qui a pour conséquence de retarder le début de la perforation des plaques et d'obtenir des surfaces délaminées à saturation d'autant plus importantes que l'épaisseur du liège est grande.

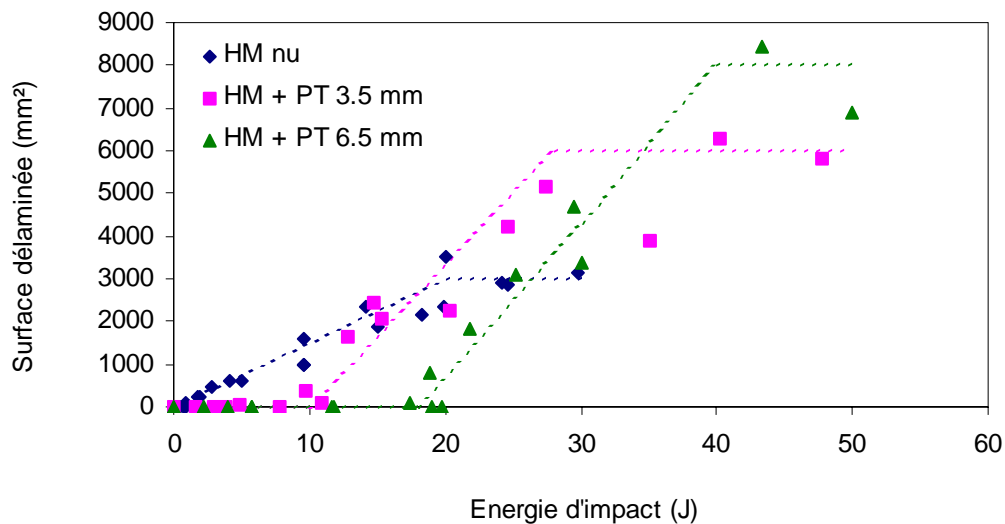
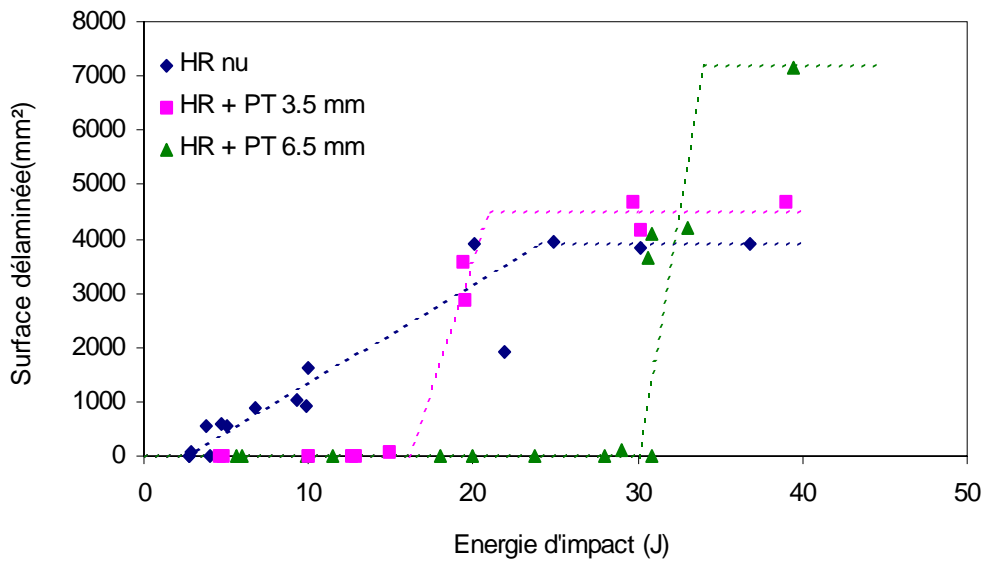


Figure III- 30 : Evolution de la surface délaminée en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HM



**Figure III- 31** : Evolution de la surface délaminee en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HR

L'évolution de la surface délaminee est maintenant représentée en fonction de l'effort maximum mesuré pendant la choc (Cf. Figure III- 32 et Figure III- 33).

Pour un matériau et une épaisseur de protection thermique donnée (nulle, 3.5 mm ou 6.5 mm), ces courbes font apparaître un seuil d'endommagement en effort en dessous duquel aucun délamination n'est observé. Par contre, une fois ce seuil atteint, il est possible de constater que le délamination détecté dans la structure augmente brutalement : ainsi pour une plaque HR avec PT d'épaisseur 6.5 mm, aucun délamination n'est enregistré pour un effort d'impact inférieur à 7.5 kN, alors qu'une surface délaminee de 7000 mm<sup>2</sup> est mesurée pour un effort de 7.9 kN.

Il est également possible d'observer, à surfaces délaminees équivalentes, que les efforts maxi atteints à l'impact sont bien plus élevés pour le matériau HM que pour le matériau HR : par exemple, on note qu'un effort d'impact de 10 kN est nécessaire pour provoquer un délamination de 5000 mm<sup>2</sup> sur une plaque HM avec PT de 6.5 mm, alors qu'un effort inférieur à 8 kN provoque la même taille de dommage sur une plaque HR avec une protection de même épaisseur. Cette différence vient du fait que le matériau HM est beaucoup plus raide que le matériau HR. De ce fait, la flèche dans les éprouvettes HM étant plus faible, les allongements transverses sont par conséquent plus réduits et les endommagements sont plus faibles dans les plis inférieurs. Un effort d'impact supérieur est alors nécessaire pour obtenir des tailles de délamination identiques à celles obtenues pour les plaques HR.

Plus généralement, et quel que soit le matériau, les tendances des courbes des Figure III- 32 et Figure III- 33 montrent qu'à même effort d'impact, les dommages dans le composite nu sont plus importants que dans le composite protégé. En effet, l'hypothèse, déjà émise précédemment, est que le liège a pour effet d'étaler l'effort d'impact et donc de diminuer les contraintes de contact maxi sous l'impacteur. A même effort d'impact, les surfaces

dé laminées sont donc plus faibles pour les stratifiés avec PT. Par contre, toujours à cause de cet effet qu'a le liège de répartir l'effort d'impact sur des surfaces plus grandes, les efforts atteints dans le cas de plaques avec PT sont plus importants à perforation que dans le cas de plaques nues, et les surfaces endommagées sont plus grandes.

Enfin, il est également possible de constater que la surface dé laminée évolue globalement de la même façon pour les éprouvettes HM et HR nues. Par contre, si l'on compare les matériaux avec PT, on note une progression beaucoup plus brutale des dé laminages dans le cas des plaques HR (Cf. différences de pente entre HM + PT et HR + PT Figure III- 32 et Figure III- 33). Un calcul numérique pour les deux matériaux serait nécessaire pour expliquer cette différence de comportement.

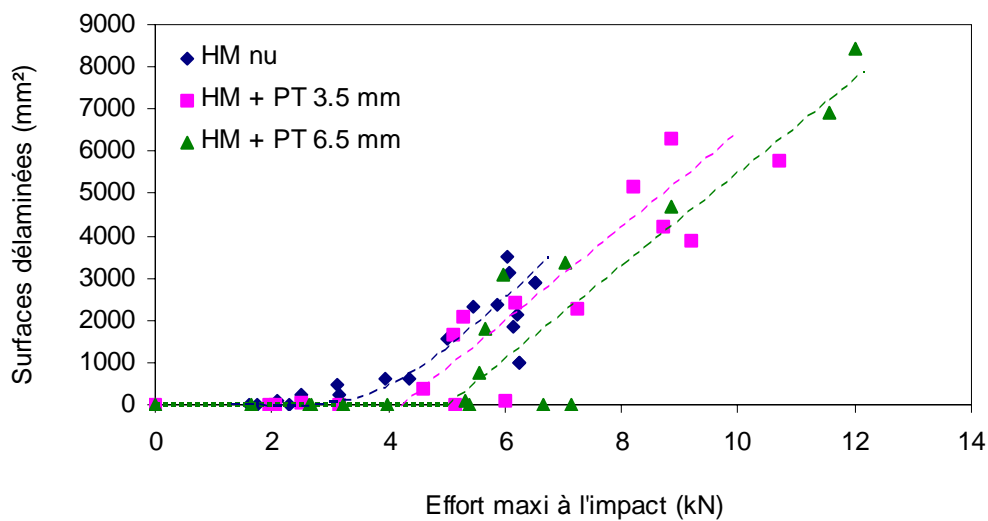


Figure III- 32 : Evolution de la surface dé laminée en fonction de l'effort maxi pour les plaques HM

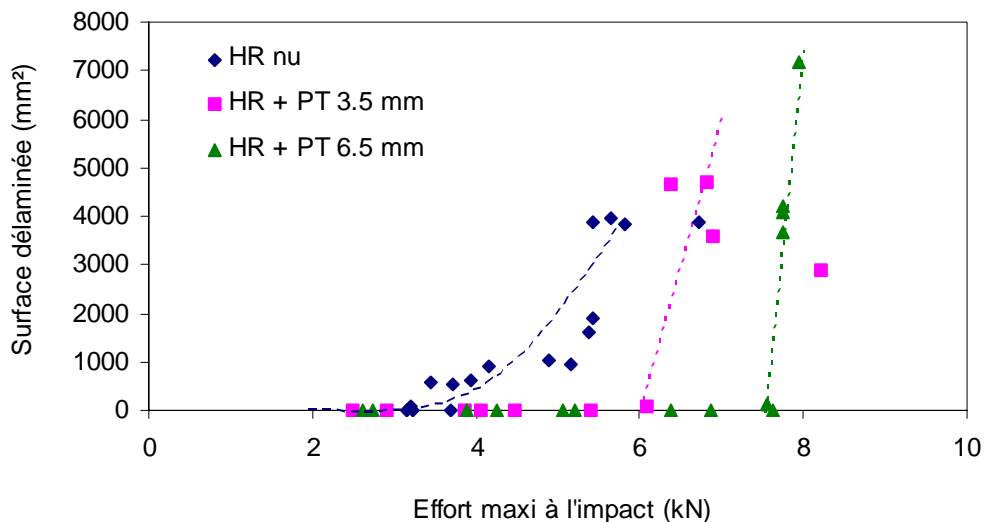


Figure III- 33 : Evolution de la surface dé laminée en fonction de l'effort maxi pour les plaques HR

Les Figure III- 34 et Figure III- 35 présentent l'évolution de l'effort maximum mesuré au cours de l'essai en fonction de l'énergie d'impact.

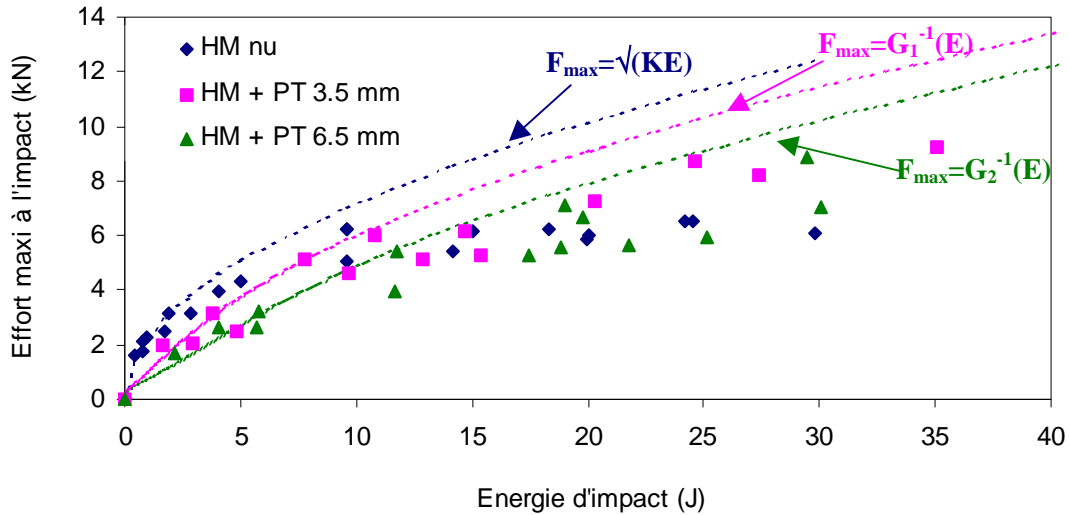


Figure III- 34 : évolution de l'effort en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HM

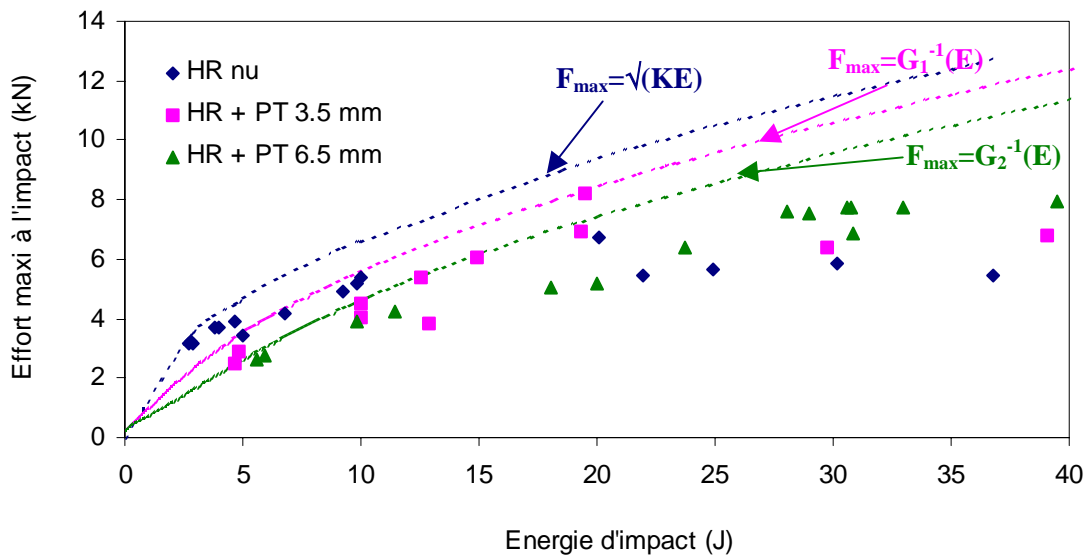


Figure III- 35 : évolution de l'effort en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HR

En faisant l'hypothèse d'un matériau composite purement linéaire entre la force et le déplacement de l'impacteur au cours de l'impact avant l'endommagement des plaques, il est alors possible de comparer le comportement des plaques composites nues à celui d'un ressort élastique linéaire :

$$F = Kx \quad \text{Equation III- 2}$$

où  $F$  est l'effort,  $K$  la rigidité et  $x$  le déplacement sous l'impacteur.  
L'énergie s'écrit alors de la façon suivante :

$$E = \frac{Kx^2}{2} = \frac{F^2}{2K} \quad \text{Equation III- 3}$$

Notamment, pour  $F_{\max}$ , on a la relation suivante :

$$F_{\max} = \sqrt{2KE} \quad \text{Equation III- 4}$$

Si l'on considère maintenant que la protection thermique se comporte comme une raideur supplémentaire que l'on ajouterait entre la plaque composite et l'impacteur, il est alors possible d'écrire l'énergie pour l'ensemble {stratifié + PT} de la façon suivante :

$$E = G(F) = \frac{F^2}{2K} + f(F) \quad \text{Equation III- 5}$$

avec :

$\frac{F^2}{2K}$  Energie absorbée par le carbone

$f(E)$  Energie absorbée par la PT, calculée en prenant l'aire sous la courbe force/déplacement obtenue expérimentalement pour les essais de compression uniforme sur des éprouvettes de liège d'épaisseurs 3.5 et 6.5 mm.

Notamment, pour  $F_{\max}$ , on a les relations suivantes :

$$E = G_1(F) = \frac{F_{\max}^2}{2K} + f_1(F_{\max}) \quad \text{Equation III- 6}$$

$$E = G_2(F) = \frac{F_{\max}^2}{2K} + f_2(F_{\max}) \quad \text{Equation III- 7}$$

avec :

$f_1(E)$  Energie absorbée par la PT d'épaisseur 3.5 mm

$f_2(E)$  Energie absorbée par la PT d'épaisseur 6.5 mm

Soit :

$$F_{\max} = G_1^{-1}(E) \quad \text{Equation III- 8}$$

$$F_{\max} = G_2^{-1}(E) \quad \text{Equation III- 9}$$

Pour les matériaux HM et HR nus, et avant endommagement des plaques, l'effort maximum évolue avec la racine carrée de l'énergie. En revanche, dès que le matériau s'endommage, une

partie de l'énergie est dissipée par le matériau et les courbes doivent être inférieures à la courbe théorique  $F_{max} = \sqrt{2KE}$ .

Pour les plaques avec PT et avant endommagement des plaques, les courbes  $F_{max} / E_{impact}$  évoluent de la même façon que les courbes données par les fonctions  $G_1^{-1}$  et  $G_2^{-1}$ . Par la suite, le composite s'endommage et une partie de l'énergie est dissipée par le matériau : les courbes doivent être alors inférieures aux courbes théoriques  $F_{max} = G_1^{-1}(E)$  et  $F_{max} = G_2^{-1}(E)$ .

La Figure III- 36 et la Figure III- 37 montrent l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'indentation permanente relevée sur le carbone pour les éprouvettes nues, et relevée sur la protection thermique pour les éprouvettes protégées pour chacun des deux matériaux.

Comme déjà observé au paragraphe III.3.3.3, les courbes montrent que la dégradation dans le composite apparaît bien avant d'avoir une empreinte visible (0.3 mm) sur les plaques composites non protégées. En effet, des délaminages sont observés aux C-scan pour les deux matériaux alors que des profondeurs d'empreinte inférieures à 5/100 mm sont mesurées au comparateur. Concernant les stratifiés protégés thermiquement, l'empreinte causée par l'impact sur la protection thermique est visible bien avant d'avoir un dommage dans le composite : les premiers délaminages apparaissent pour des indentations supérieures à 0.5 mm pour les plaques HM avec PT, et pour des indentations supérieures à 1 mm pour les plaques HR protégées.

Ainsi, la protection thermique joue le rôle de révélateur de chocs et permet la détection d'impacts avant l'apparition de délaminages dans le stratifié. Cependant, au-delà d'une certaine profondeur d'empreinte, propre au matériau composite et à l'épaisseur de la protection thermique, la surface délaminée augmente brusquement et il devient très difficile d'estimer la taille du dommage à une profondeur d'empreinte donnée. Ainsi, en prenant l'exemple d'une plaque HR avec PT de 6.5 mm (Cf. Figure III- 37), une indentation de 3.2 mm mesurée sur la protection permet difficilement de conclure sur la dégradation du stratifié : le composite peut être sain ( $S_d = 0 \text{ mm}^2$ ) comme complètement endommagé ( $S_d \approx 7000 \text{ mm}^2$ ).

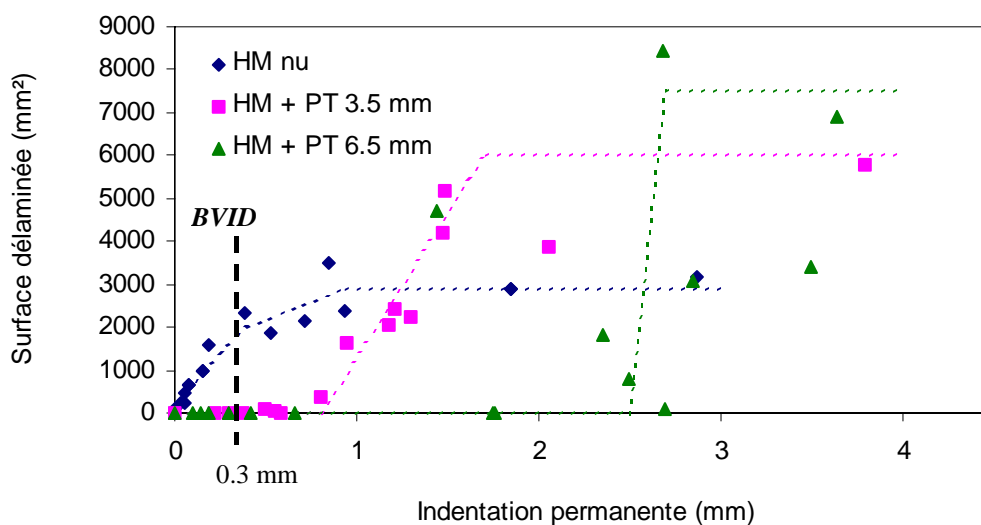
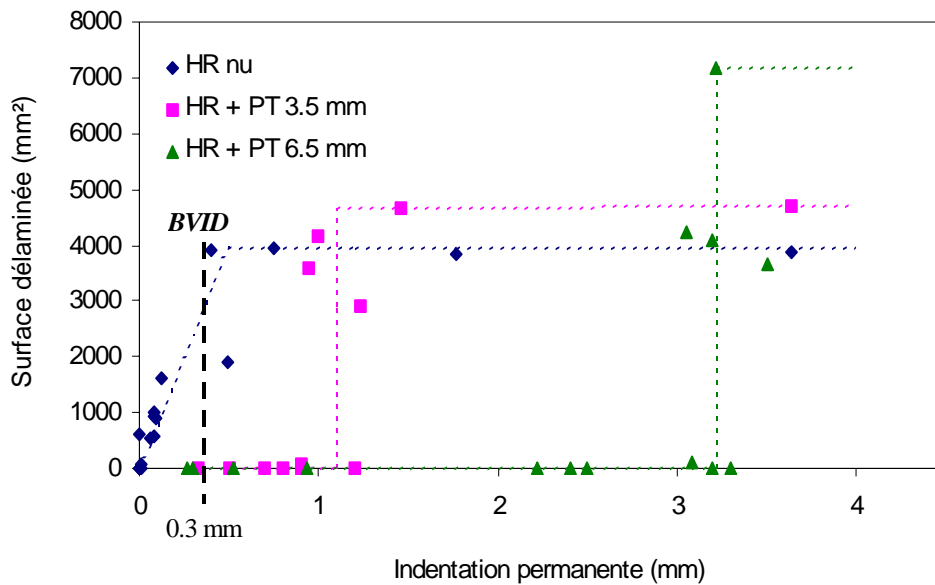


Figure III- 36 : Evolution de la surface délaminée en fonction de l'indentation permanente pour les plaques HM





**Figure III- 37** : Evolution de la surface délaminée en fonction de l'indentation permanente pour les plaques HR

Les profondeurs d'empreinte ont ensuite été directement mesurées sur la plaque composite, une fois la PT arrachée, à l'aide du système des deux caméras CCD. Les Figure III- 38 et Figure III- 39 présentent l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'empreinte mesurée sur matériau composite pour les plaques HM et HR. Comme déjà observé sur les courbes précédentes, la dégradation dans le composite apparaît bien avant d'avoir une empreinte visible sur les plaques nues. Concernant les plaques avec PT, les empreintes mesurées sur le carbone sont beaucoup plus faibles et les possibilités d'inspection visuelle sur ces plaques sont quasi nulles. Il est donc possible, pour les plaques protégées, d'avoir des dommages importants dans le composite alors qu'aucune empreinte n'est encore visible sur le carbone. La matériau HR avec PT de 6.5 mm (Cf. Figure III- 39) présente d'ailleurs une surface délaminée maxi de 7000 mm<sup>2</sup> pour une énergie d'impact de 40J, alors qu'aucune profondeur d'empreinte n'est mesurée.

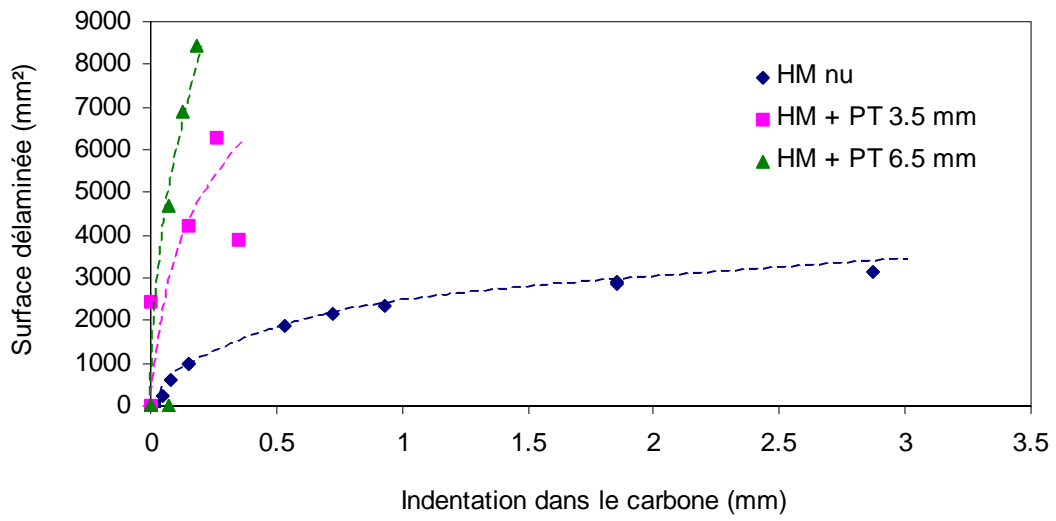


Figure III- 38 : Surface délaminée en fonction de l'empreinte dans le composite pour plaques HM

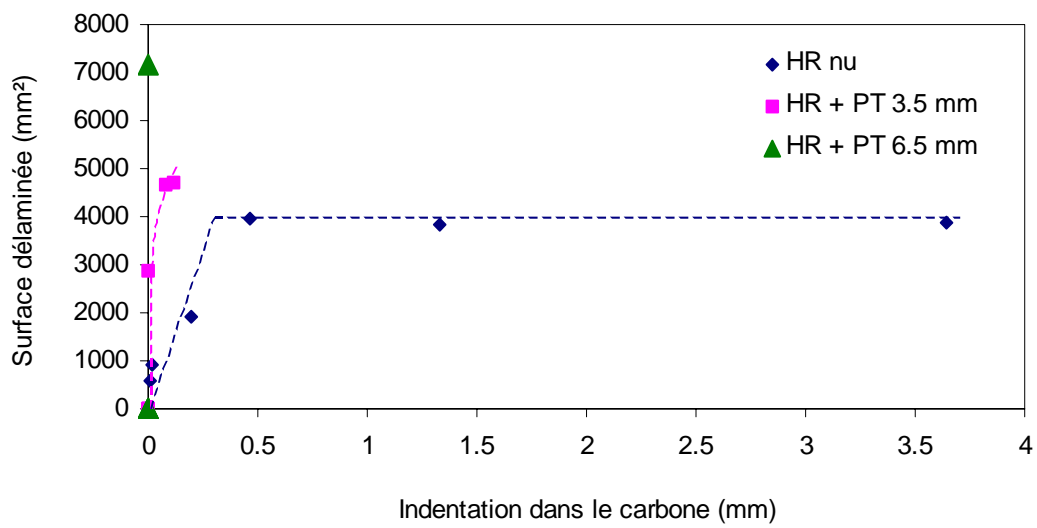


Figure III- 39 : Surface délaminée en fonction de l'empreinte dans le composite pour les plaques HR

### III.3.4. Conclusions

Les premiers résultats ont montré l'influence de la protection thermique sur le comportement à l'impact de stratifiés composites HM et HR.

Une des premières conclusions que l'on peut tirer est que la protection thermique joue le rôle de révélateur de chocs : l'empreinte causée par l'impact est visible bien avant d'avoir un délaminage dans le composite. Les conséquences de cette sensibilité au choc vis-à-vis des exigences en lancement et en vol du lanceur n'ont pas été menées mais devront être étudiées : il faudrait déterminer, par exemple, si la dégradation et le décollement de la PT sous choc de faible énergie sont acceptables vis-à-vis des exigences thermiques.

Au-delà d'une certaine profondeur d'empreinte, la dégradation dans le composite augmente de façon assez brutale et il devient très difficile d'estimer la taille du dommage dans le stratifié à une profondeur d'empreinte donnée. Il sera alors nécessaire, afin de statuer sur l'acceptabilité du défaut généré, de caractériser les délaminages par ultrasons après avoir enlevé localement le PT.

La protection thermique joue aussi le rôle de protection mécanique : la dégradation du composite intervient pour des énergies d'impact bien plus hautes en présence de PT, ce qui est un point positif pour la justification en tolérance aux dommages. Toutefois, cet aspect est à prendre avec précaution puisque au-delà d'un certain seuil d'énergie d'impact, il est possible d'avoir des tailles de dommages plus importantes sur des plaques protégées. En effet, le liège a pour effet d'étaler les contraintes sur une plus grande surface et de diminuer la contrainte de contact maxi sous l'impacteur, ce qui entraîne des dommages plus grands mais apparaissant plus tard dans la cas de plaques impactées avec PT. Concernant l'étude de l'influence de l'épaisseur de la PT sur la dégradation du composite, les résultats obtenus tendent à montrer une protection croissante en fonction de l'épaisseur.

### III.3.5. Analyse des phénomènes d'endommagement

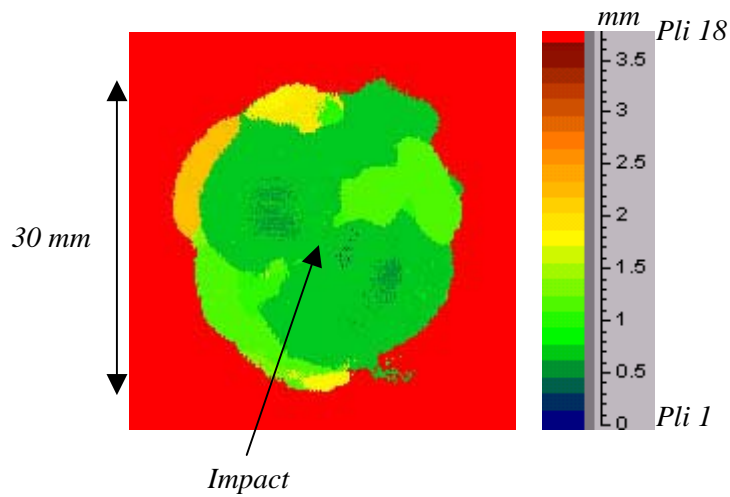
#### III.3.5.1. Expertises et CND

Après impact, tous les échantillons ont été contrôlés aux ultrasons C-scan pour avoir une cartographie des dommages. Ces investigations sont complétées par d'autres de nature destructive : des coupes sont effectuées sur une partie des éprouvettes puis observées au microscope optique et au MEB. Il est alors possible d'identifier les interfaces délaminées et de déterminer correctement la forme des délaminages dans l'épaisseur.

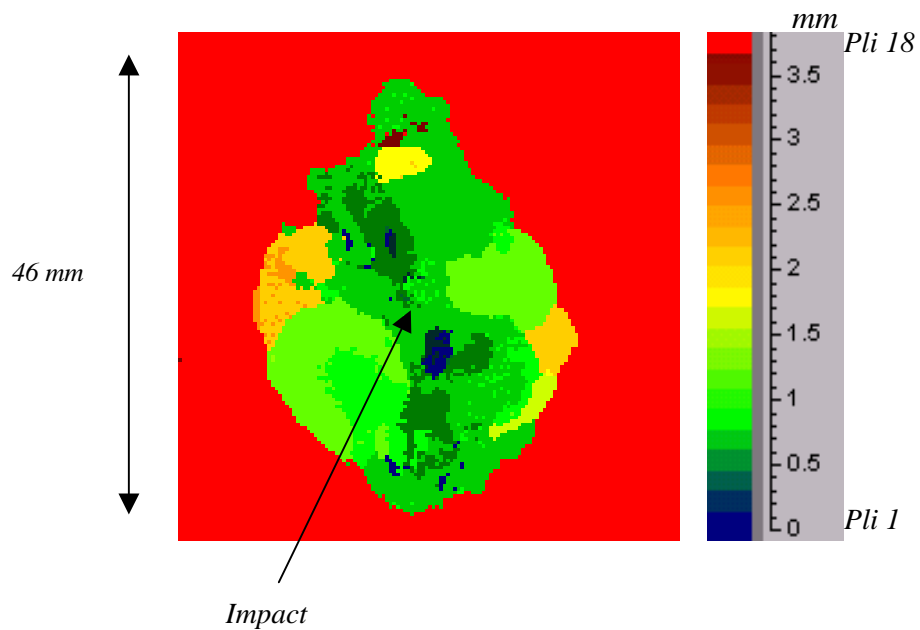
##### III.3.5.1.1. Plaques nues

Les images qui suivent montrent des exemples de C-scan pour les deux matériaux HM et HR nus. Toutes les interfaces sont délaminées. Les contrôles C-scan montrent que des paires de triangles jumeaux se développent à chaque interface. Par itération sur l'ensemble du stratifié, une forme caractéristique dite en « double hélice » se dessine dans l'espace, augmentant

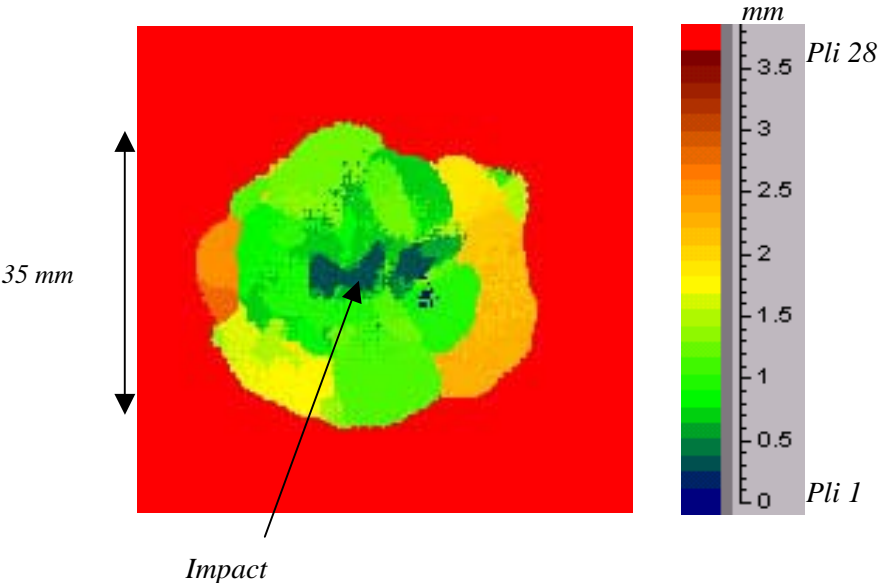
depuis le côté impacté vers le côté libre. L'ensemble des endommagements développés dans le stratifié a donc une enveloppe de forme cônica dont la grande base est située du côté libre de la plaque impactée.



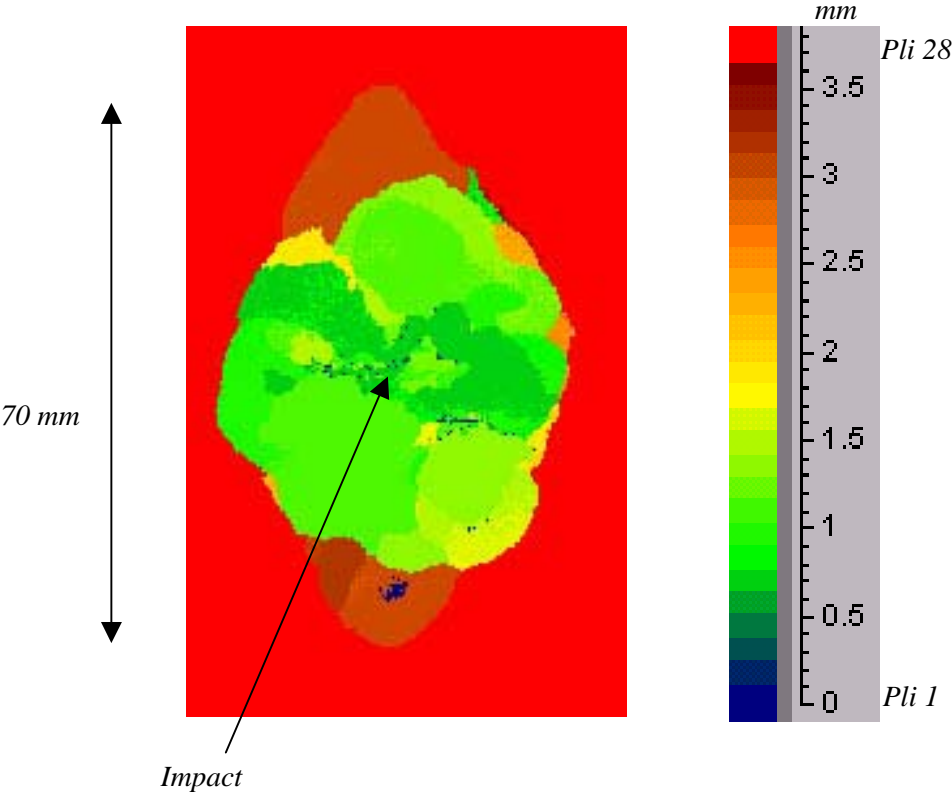
(a) Impact de 5J sur une éprouvette HM,  $S_d=632 \text{ mm}^2$



(b) Impact de 9.6J sur une éprouvette HM,  $S_d=977 \text{ mm}^2$



(c) Impact de 9.8J sur une éprouvette HR,  $S_d=935 \text{ mm}^2$



(d) Impact de 21.9J sur une éprouvette HR,  $S_d=1910 \text{ mm}^2$

Figure III- 40 : Images C-scan de différentes éprouvettes nues après impact

Des travaux menés au CCR [PAROIS, 1993 ; RENAULT, 1994] ont permis de déterminer les modes de dégradation et leur chronologie. Un scénario complet est proposé par le CCR où un rôle précurseur est accordé à la fissuration transverse dans les plis.

Ainsi, au cours du chargement, des fissures transverses se développent dans chaque pli, centrées sur la zone d'impact et se propageant dans la direction des fibres. Dans chaque pli, une bande se désolidarise et gagne un degré de liberté dans la direction normale au plan de la plaque. La largeur de chaque bande s'apparente au diamètre de la zone de contact de l'impacteur. Vues d'une interface, les déplacements normaux de ces bandes définissent :

- une zone de traction interfaciale, au-dessus de la bande désolidarisée du pli inférieur ;
- une zone de compression interfaciale, au-dessous de la bande désolidarisée du pli supérieur.

Les délaminages progressent au sein de la zone de traction, dans les limites de la zone de compression, décrivant à chaque interface une paire de triangles jumeaux.

La Figure III- 41 et la Figure III- 42 illustrent ce mécanisme. Pour une séquence de 3 plis (45°/0°/-45°), les délaminages sont décrits schématiquement à la Figure III- 42.

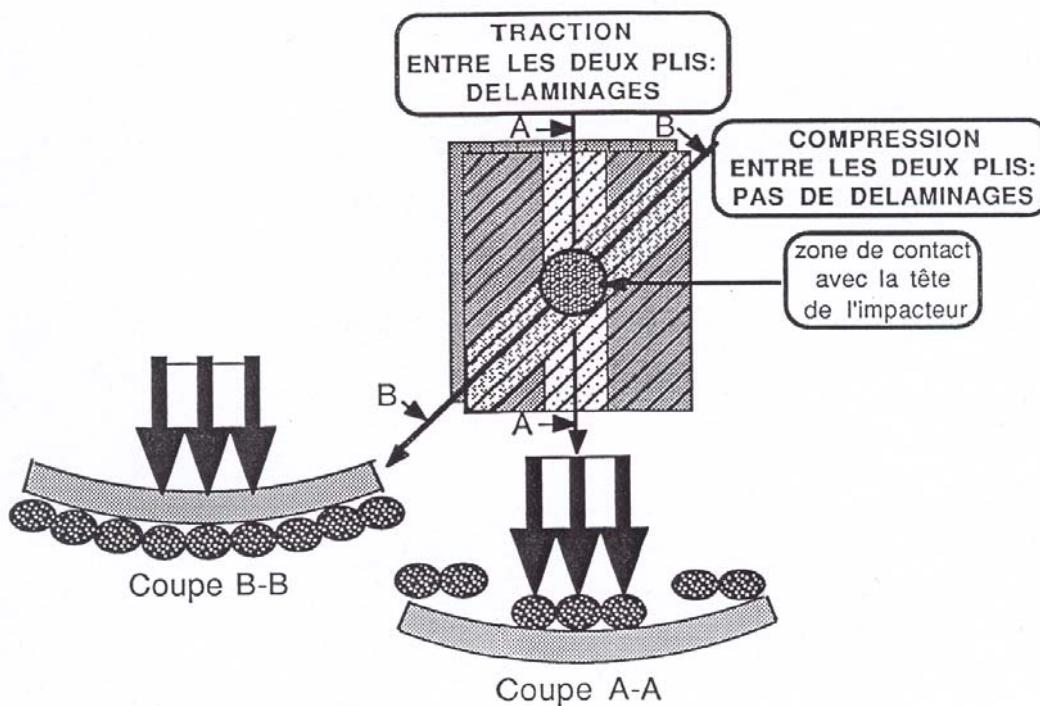


Figure III- 41 : Actions de l'impacteur sur le stratifié [RENAULT, 1994]

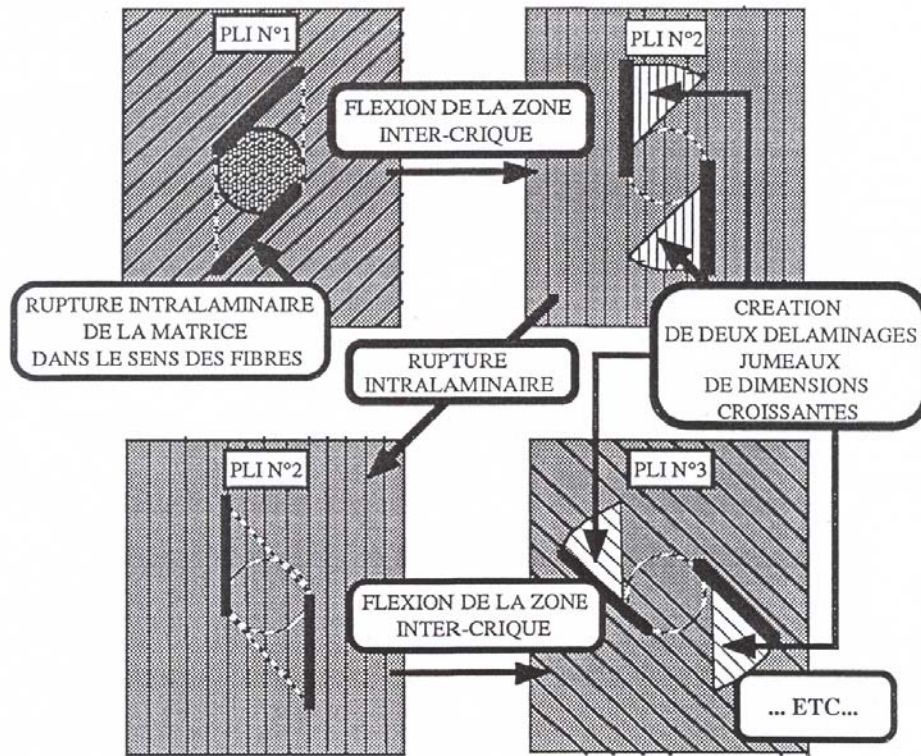


Figure III- 42 : Mécanismes de formation des délaminages [RENAULT, 1994]

Pour une séquence de drapage donnée, on obtient schématiquement des délaminages selon les configurations suivantes :

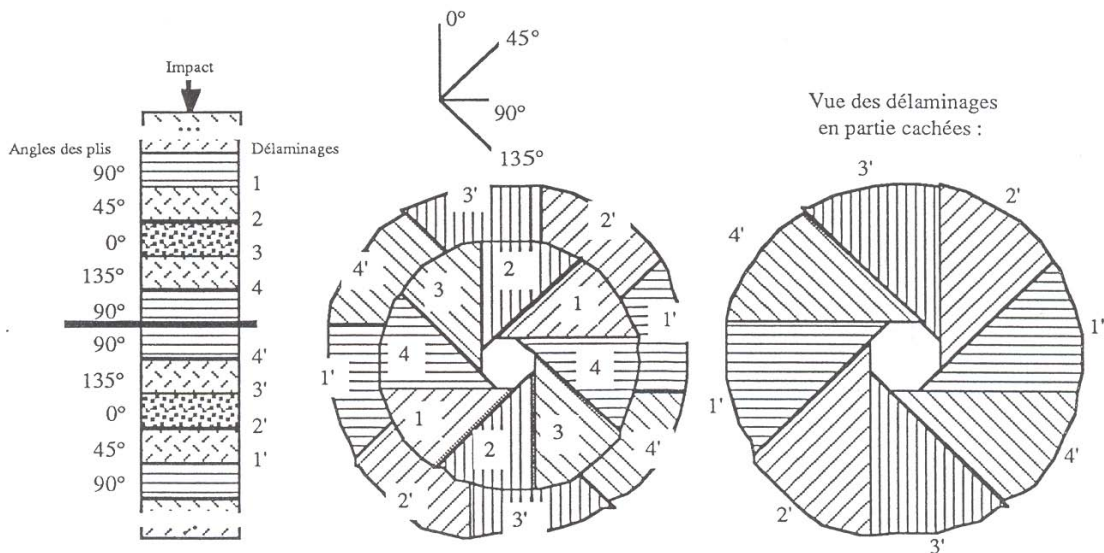
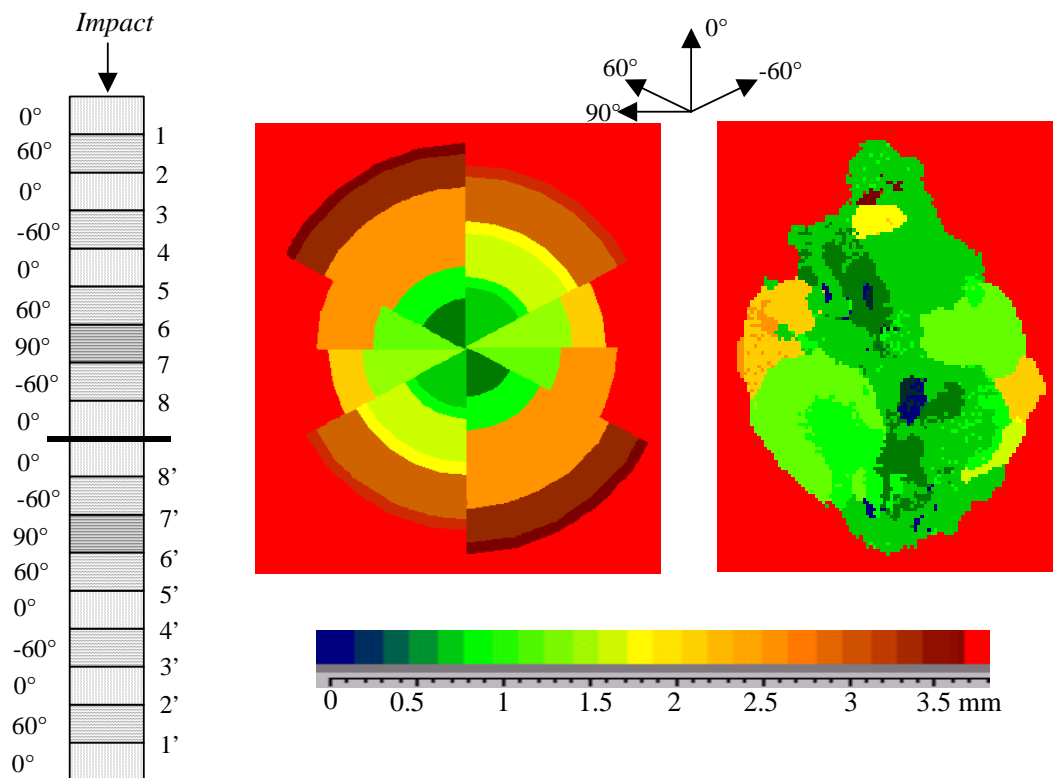


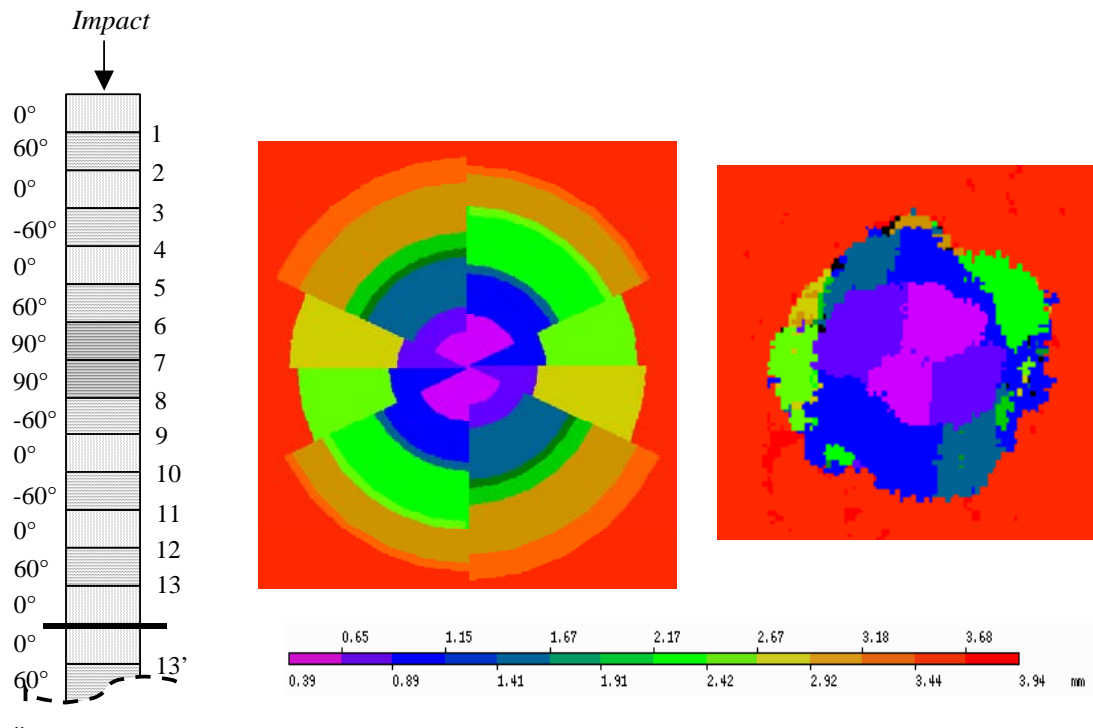
Figure III- 43 : Progression des délaminages dans l'épaisseur : avant et après passage du plan de symétrie [RENAULT, 1994]

En appliquant ces mécanismes à nos séquences d'empilement, et en augmentant le rayon des délaminages entre chaque interface d'une valeur constante donnée depuis le côté supérieur impacté vers le côté inférieur libre, nous obtenons les schémas des Figure III- 44 (a) et Figure III- 45 (a). Ces schémas sont comparés aux C-Scan obtenus expérimentalement, les cartographies sont assez semblables



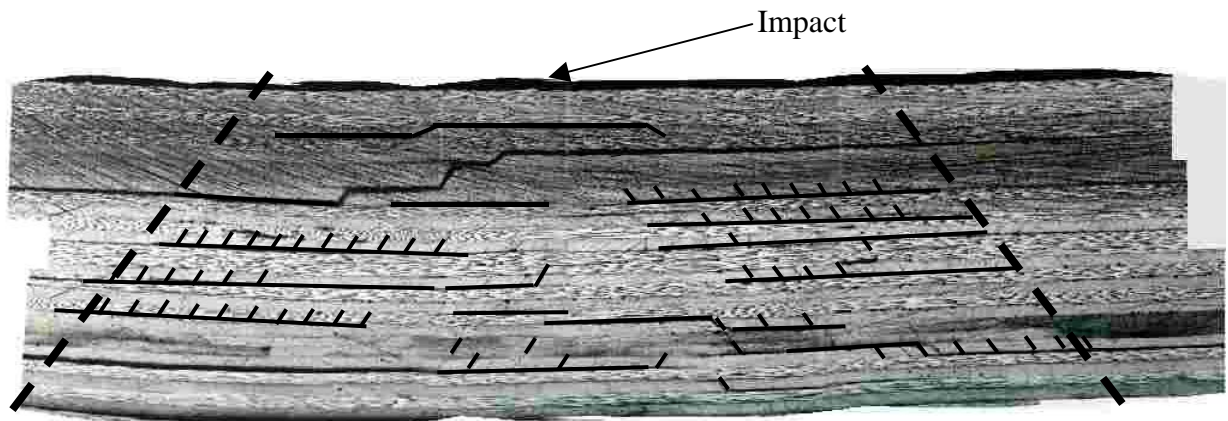
**Figure III- 44 :** Comparaison schéma de délaminage / C-scan pour une plaque HM impactée à 9.6J





**Figure III- 45** : Comparaison schéma de délaminage / C-scan pour une plaque HR impactée à 7J

La Figure III- 46 présente un exemple de coupe micrographique réalisée sur une éprouvette HR impactée à 7J. Cette coupe met nettement en évidence la forme cônique de la zone fissurée, ainsi que les nombreux délaminages entre chaque plis.



**Figure III- 46** : coupe micrographique d'une plaque HR nue impactée à 7J

Une observation au microscope électronique à balayage de ce même échantillon fait apparaître des fissurations matricielles avec un angle de 45° par rapport à l'épaisseur de l'éprouvette (Cf. Figure III- 47 a). Le stratifié révèle de nombreuses porosités, du fait de sa

faible pression de compactage, qui favorisent la propagation de la fissuration matricielle à travers les plis, et par conséquent celle des délaminages (Cf. Figure III- 47 b, c et d).

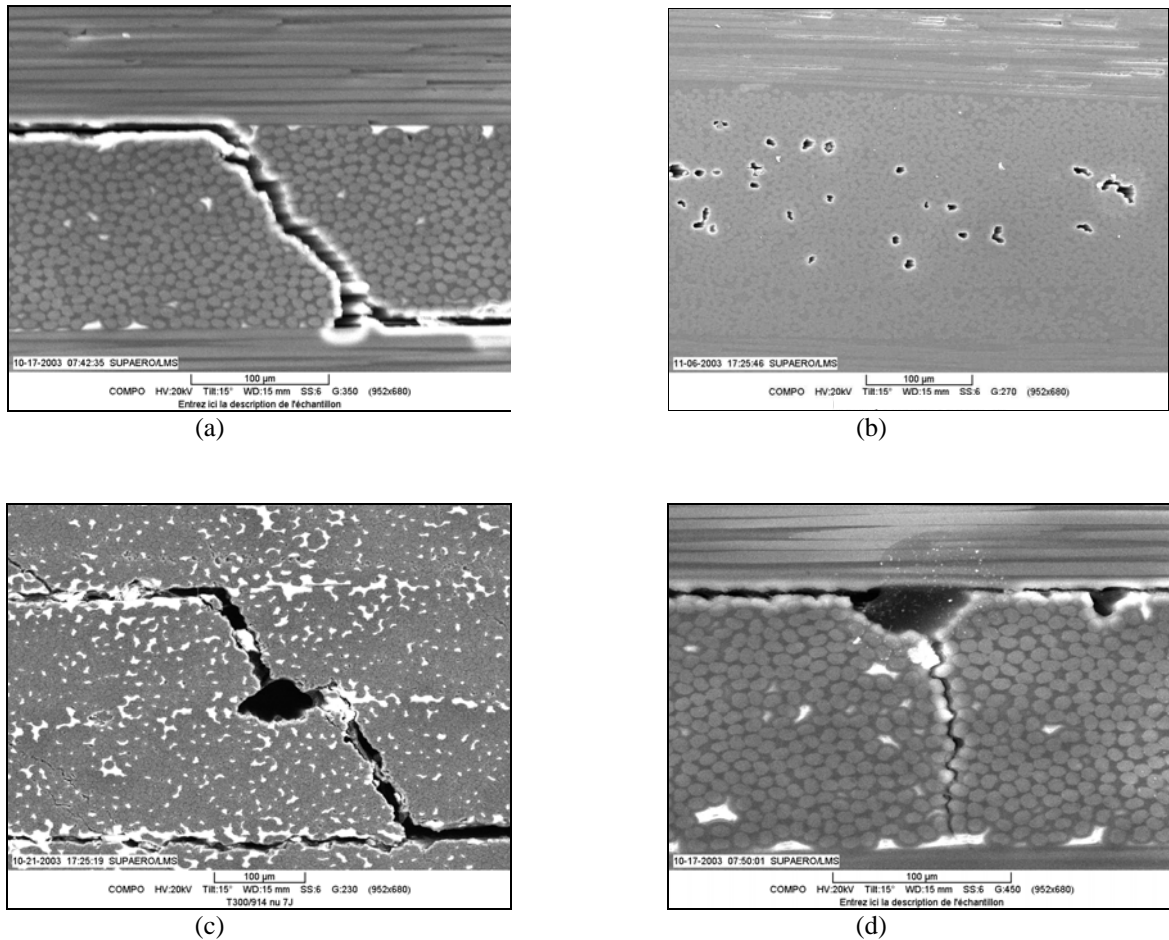


Figure III- 47 : Observations au MEB d'une plaque HR nue impactée à 7J

### III.3.5.1.2. Plaques avec PT

Les cartographies C-scan (Cf. Figure III- 48) et les observations faites au microscope optique (Cf. Figure III- 49) font apparaître deux types de comportement à l'impact pour les plaques composites avec protection thermique :

- en dessous d'un certain seuil d'énergie d'impact appelé  $E_0$ , la forme générale du délaminage n'est plus cônica dans l'épaisseur, le délaminage est situé localement, à mi-épaisseur de l'échantillon. L'endommagement intralaminare est observé au microscope optique : la fissuration matricielle est surtout visible côté non impacté (Cf. Figure III- 48 a et c) ;

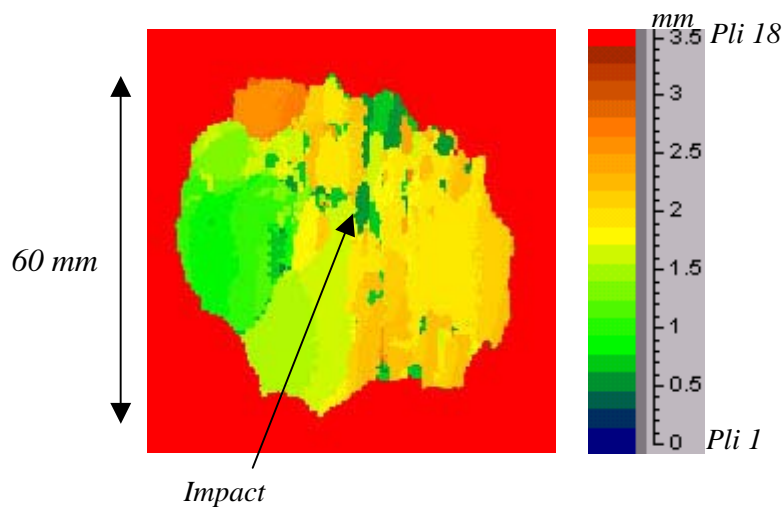
- au-dessus de ce même seuil d'énergie  $E_0$ , le délaminage principal est toujours situé à mi-épaisseur de l'échantillon mais le dommage tend progressivement vers un cône de délaminage (Cf. Figure III- 48 b et d)

Le seuil d'énergie d'impact  $E_0$  est propre à chaque type d'éprouvette : il est différent pour chaque matériau et chaque épaisseur de protection thermique. Les différentes valeurs sont données dans le Tableau III- 1 et ont été déterminées expérimentalement par analyses des cartographies C-scan et des observations au microscope.

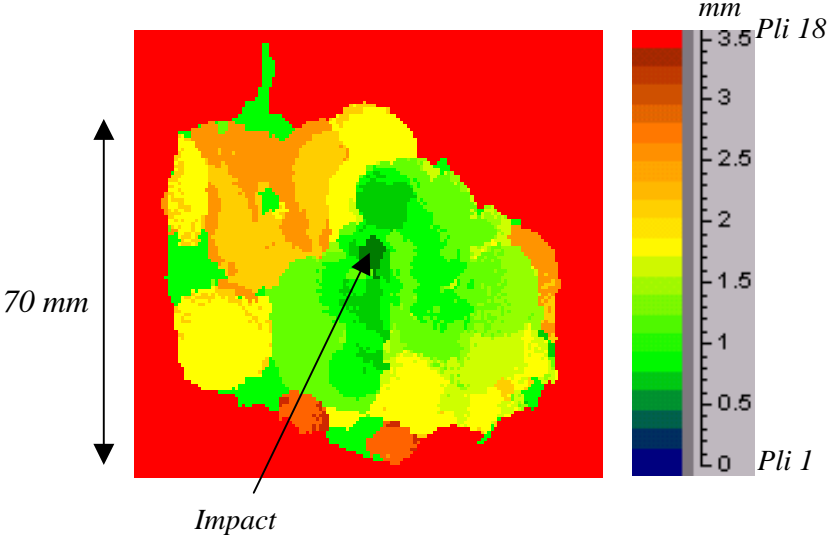
	PT 3.5 mm	PT 6.5 mm
HR	30 J	35J
HM	20 J	> 25J

**Tableau III- 1** : Différentes valeurs de  $E_0$  pour les plaques monolithiques

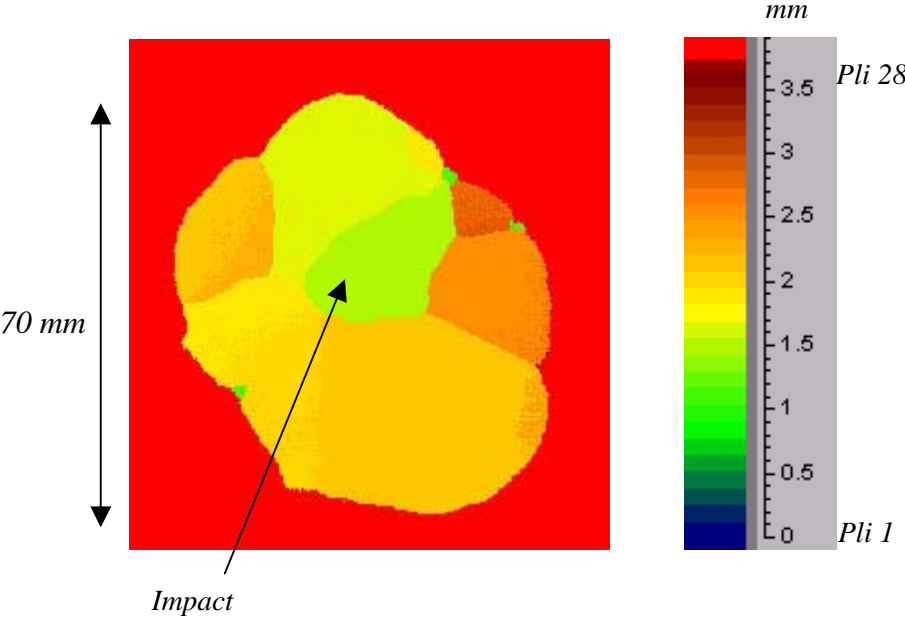
Les images qui suivent montrent des exemples de C-scan pour les deux matériaux HM et HR avec PT.



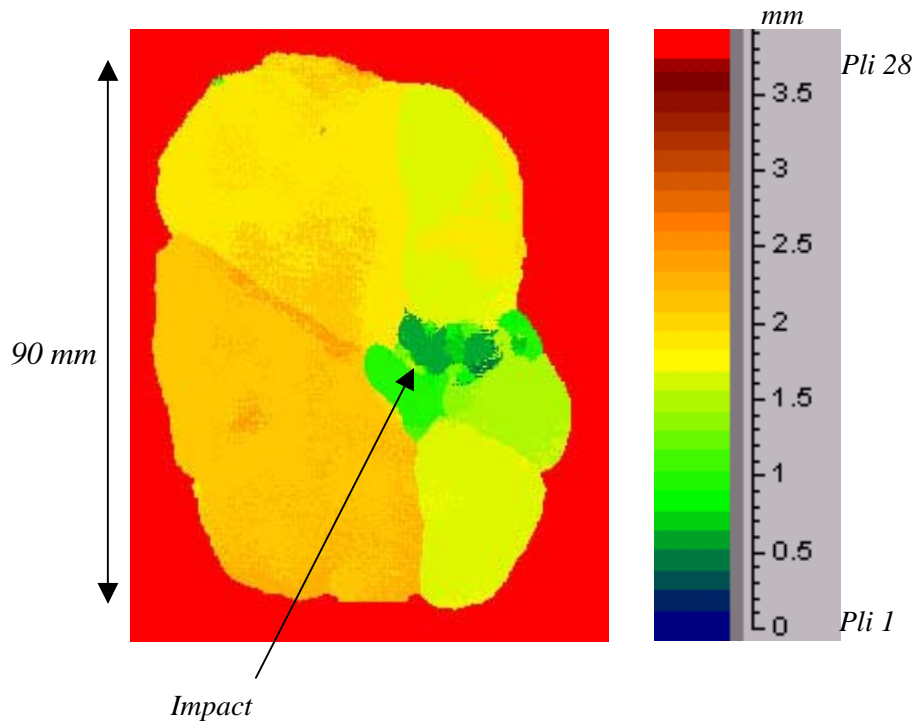
(a) Impact de 14.7J sur une éprouvette HM avec PT de 3.5 mm,  $S_d=2430 \text{ mm}^2$



(b) Impact de 24.6J sur une éprouvette HM avec PT de 3.5 mm,  $S_d=4210 \text{ mm}^2$



(c) Impact de 19.5J sur une éprouvette HR avec PT 3.5 mm,  $S_d=2890 \text{ mm}^2$



(d) Impact de 29.7J sur une éprouvette HR avec PT 3.5mm,  $S_d=4675 \text{ mm}^2$

**Figure III- 48** : Images C-scan de différentes éprouvettes avec PT après impact

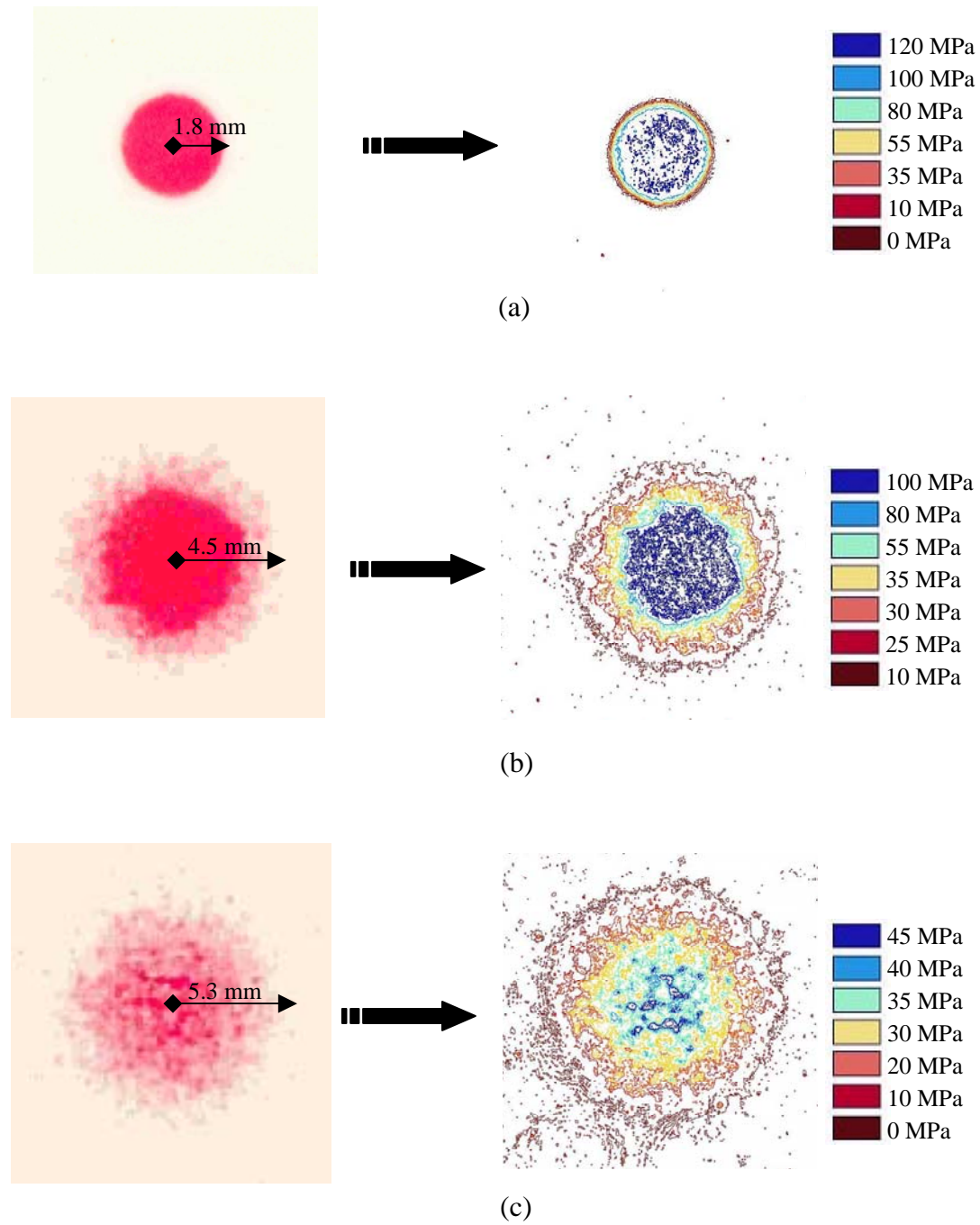


**Figure III- 49** : coupe micrographique d'une plaque HM avec PT de 3.5 mm impactée à 14.2J

Le fait d'obtenir des délaminages à mi-épaisseur de l'éprouvette pour les cas impactés avec PT sera expliqué au paragraphe suivant à l'aide d'un modèle numérique simple.

En revanche, nous observons sur les cartographies ce que nous observons déjà sur les courbes « surfaces délaminées / Energie d'impact » Figure III- 30 : les surfaces délaminées sont plus importantes à saturation pour les éprouvettes impactées avec PT que pour les éprouvettes nues. L'hypothèse, qui était formulée au paragraphe III.3.3.4, était que le liège

avait pour effet de répartir l'effort d'impact sur une plus grande surface. Afin de vérifier cette hypothèse, des essais d'indentation statique ont été réalisés sur des éprouvettes HR avec des films indicateurs de pression Pressurex®. L'objectif est de comparer la répartition de pression à même effort sur l'éprouvette carbone pour les cas nus et avec PT : un film de pression est donc directement placé entre la plaque carbone et l'indenteur pour les cas nus, alors qu'il est positionné entre la PT et la plaque carbone pour les cas protégés. Un essai statique jusqu'à 2.5 kN est effectué sur chaque éprouvette. Le film de pression se colore instantanément d'un camaïeu de roses dont l'intensité est proportionnelle à la valeur de la pression appliquée : dans les zones de fortes pressions, le film vire au rose foncé ; dans les zones de pressions plus faibles, le film vire au rose clair. Les échantillons de film sont numérisés puis traités avec Matlab. La pression correspondant à chaque nuance de rose est déterminée à l'aide d'abaques fournies par le fabricant (Cf. Figure III- 50).



**Figure III- 50** : Répartition de la pression (a) sous l'impacteur ; (b) sous PT de 3.5 mm ; (c) sous PT de 6.5 mm pour une indentation de 2.5 kN

L'évolution de la pression en fonction du rayon de distribution de pression est donnée Figure III- 51. Les résultats obtenus pour le nu sont complétés avec les valeurs de pression déterminées par la théorie de Hertz [ABRATE, 1998]. On observe que le liège a pour effet de répartir la pression et par conséquent l'effort d'indentation sur une plus grande surface (a, le rayon de distribution de pression, est de l'ordre de 1.8 mm pour une plaque nue, alors qu'il est de l'ordre de 6 mm pour la même plaque avec PT d'épaisseur 6.5 mm). La contrainte de contact maxi est diminuée sous l'impacteur (370 MPa pour une plaque nue d'après la théorie de Hertz, 45 MPa pour une plaque avec PT de 6.5 mm), ce qui explique que l'endommagement apparaît plus tard pour les plaques avec PT.

Une approximation des courbes obtenues pour les plaques avec PT de 3.5 mm et 6.5 mm est réalisée à l'aide de la théorie de Hertz. D'après ces résultats, il est alors possible de donner un ordre de grandeur de diamètre équivalent d'impacteur pour les cas avec PT de 3.5 mm et 6.5 mm : impacter une plaque protégée de PT 3.5 mm, avec un indenteur de diamètre 16 mm, reviendrait, en simplifiant le problème, à impacter une plaque nue avec un impacteur de diamètre 120 mm ; impacter une plaque protégée de PT 6.5 mm, avec un indenteur de diamètre 16 mm, reviendrait à impacter une plaque nue avec un impacteur de diamètre 400 mm. Le diamètre équivalent de l'impacteur ne suffit toutefois pas à expliquer l'influence de la protection thermique sur les différences de comportement à l'impact. Rappelons qu'il existe aussi un effet absorbant du liège : la structure est plus souple et la PT se comporte un peu comme une raideur supplémentaire que l'on ajouterait entre la plaque stratifiée et l'impacteur.

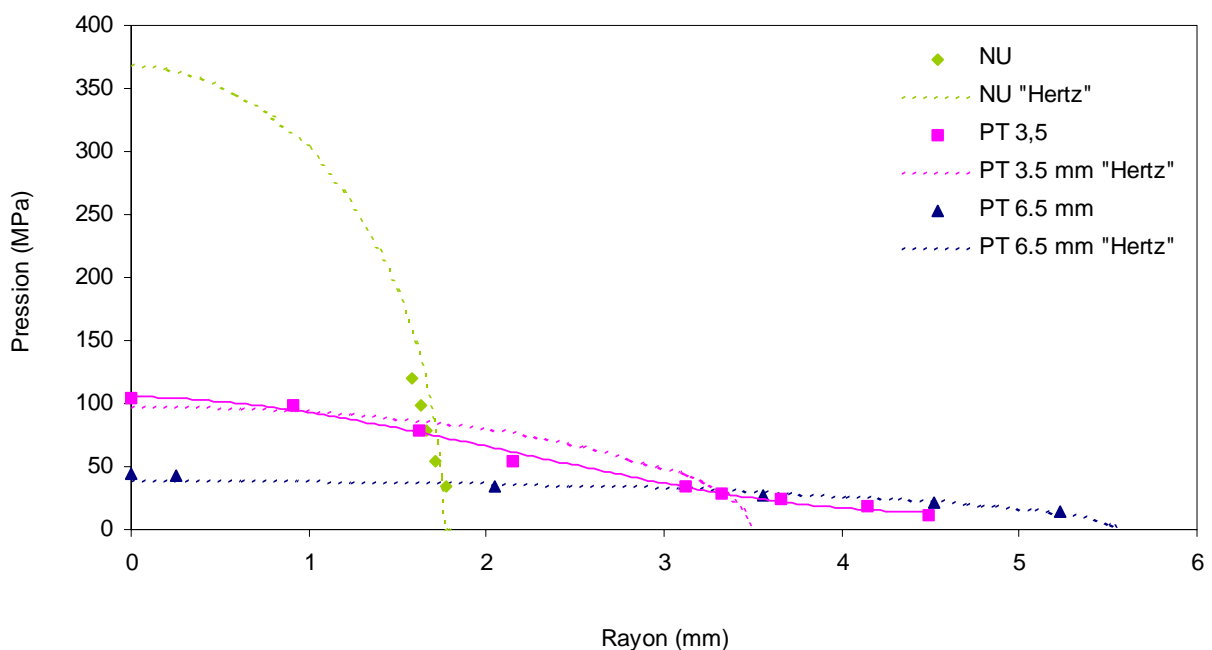


Figure III- 51 : Courbes de pression en fonction du rayon pour un effort de 2.5 kN

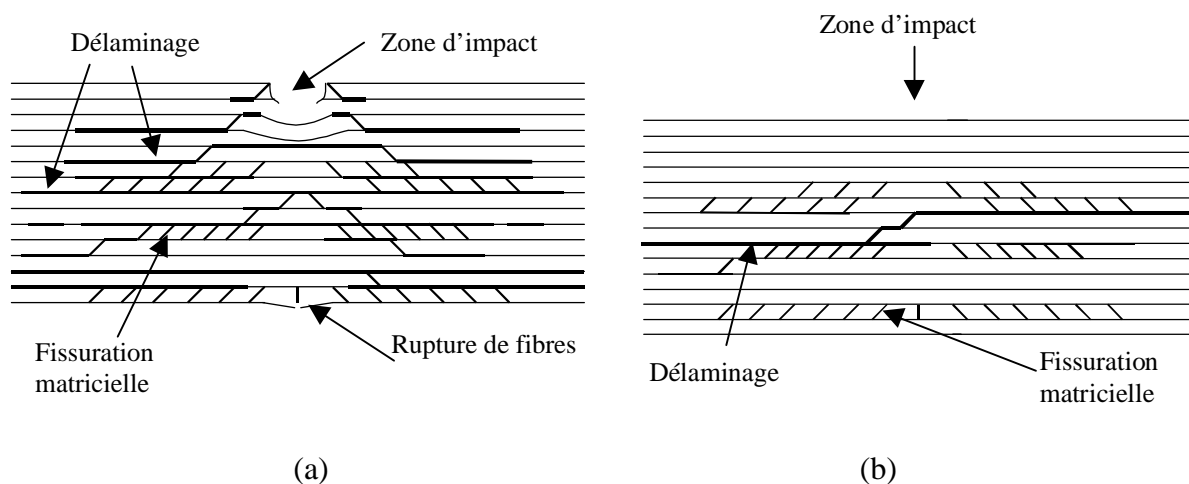


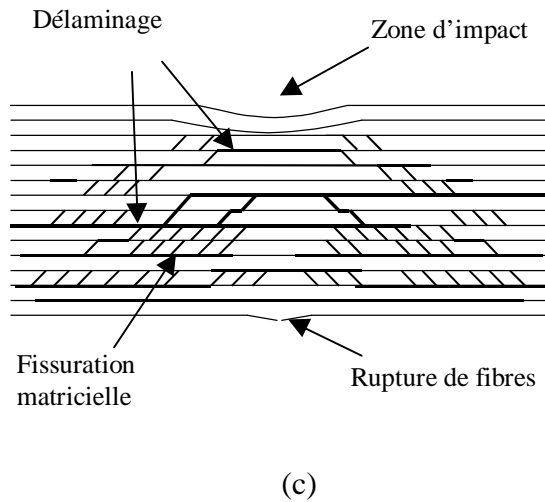
### III.3.5.1.3. Conclusions

Contrairement à ce qui a été observé dans la littérature, où il est indiqué que la forme générale de l'endommagement d'une plaque impactée est conique dans l'épaisseur, trois types de comportement à l'impact différents ont été observés sur les cartographies C-scan et les observations faites au microscope pour les échantillons monolithiques HM et HR avec et sans protection thermique :

- Pour les plaques composites impactées sans PT, toutes les interfaces sont délaminées. Les cartographies ont montré que des paires de triangles jumeaux se développaient à chaque interface. La surface délaminée augmente depuis la face impactée vers la face opposée sous la forme d'un cône d'endommagement ;
- Pour les plaques composites impactées avec PT, et pour une énergie d'impact inférieure à  $E_0$ , le délaminage est situé localement, à mi-épaisseur de l'échantillon ;
- Pour les plaques composites impactées avec PT et au-delà d'une énergie d'impact  $E_0$ , le délaminage principal est toujours situé à mi-épaisseur de l'échantillon mais tend progressivement vers un cône de délaminage.

A partir des observations précédentes, il est possible de schématiser les modes d'endommagement à l'impact pour chacun des trois cas (Cf. Figure III- 52) :





**Figure III- 52 :** Schématisation des dommages d'impact (a) plaque nue ; (b) plaque avec PT impactée à  $E < E_0$  ; (c) pour une plaque avec PT impactée à  $E > E_0$

Ces différences de comportement seront expliquées dans le paragraphe suivant à l'aide d'un modèle numérique simple. Toutefois, il est d'ors et déjà possible d'observer que la PT a deux effets :

- dans un premier temps, le liège a un effet absorbant : la structure est plus souple et le liège se comporte comme un ressort que l'on ajouterait entre la plaque composite et l'impacteur. Les contraintes de contact maxi sont alors diminuées sous l'impacteur et la dégradation dans le composite apparaît pour des énergies d'impact supérieures. Ce comportement est lié à un effet structure.
- Lorsque la PT est complètement endommagée, c'est un effet d'étalement de contraintes qui ressort. Les surfaces délaminées obtenues avec PT à saturation sont d'autant plus importantes que l'épaisseur de la protection est grande (0, 3.5 ou 6.5 mm). Impacter une plaque avec PT revient donc, alors, à impacter une plaque nue avec un impacteur de diamètre plus grand.

### III.3.5.2. Modélisation Eléments Finis

Le paragraphe précédent a mis en évidence des différences de comportement à l'impact des plaques composites avec et sans PT, notamment en terme d'endommagement :

- sans PT, un cône de délaminage est observé dans l'épaisseur du stratifié ;
- avec PT, le délaminage est principalement situé à mi-épaisseur du stratifié.

Nous tenterons, avec la modélisation éléments finis qui va suivre, de comprendre l'origine de ces différences de comportements en étudiant les mécanismes d'endommagements mis en jeu pendant l'impact.

#### III.3.5.2.1. Caractéristiques générales

Cette étude sera limitée aux stratifiés HM et ce pour deux raisons :

- c'est le matériau utilisé par EADS ST pour ses structures de lanceurs ;
- le nombre de plis dans l'épaisseur de la plaque est plus faible que dans le cas des structures HR (18 plis pour les plaques HM contre 28 plis pour les plaques HR), ce qui permet d'alléger le modèle éléments finis.

Néanmoins, la même démarche pourra être adoptée pour les structures HR afin d'étudier l'influence du matériau sur le comportement à l'impact.

La modélisation par éléments finis est représentée Figure III- 53 (a) pour une plaque HM nue et Figure III- 53 (b) pour une plaque HM avec PT.

Rappelons, qu'expérimentalement, les éprouvettes normalisées, de dimensions 100 x 150 mm<sup>2</sup>, sont bridées par une fenêtre de dimensions intérieures 125 x 75 mm<sup>2</sup>. Seule la partie de l'éprouvette située à l'intérieur de cette fenêtre est modélisée dans cette étude. De même, uniquement un quart de la plaque est maillée, même si la symétrie n'est pas parfaitement respectée à cause des plis à  $\pm 60^\circ$ . Cependant, la précision du modèle reste largement acceptable. En effet, une comparaison avec un modèle de plaque entière a été effectuée et a permis de valider le modèle choisi. Les déplacements  $T_X$  et  $T_Y$  des nœuds dans les plans respectifs d'équation  $x=0$  et  $y=0$  sont donc bloqués.

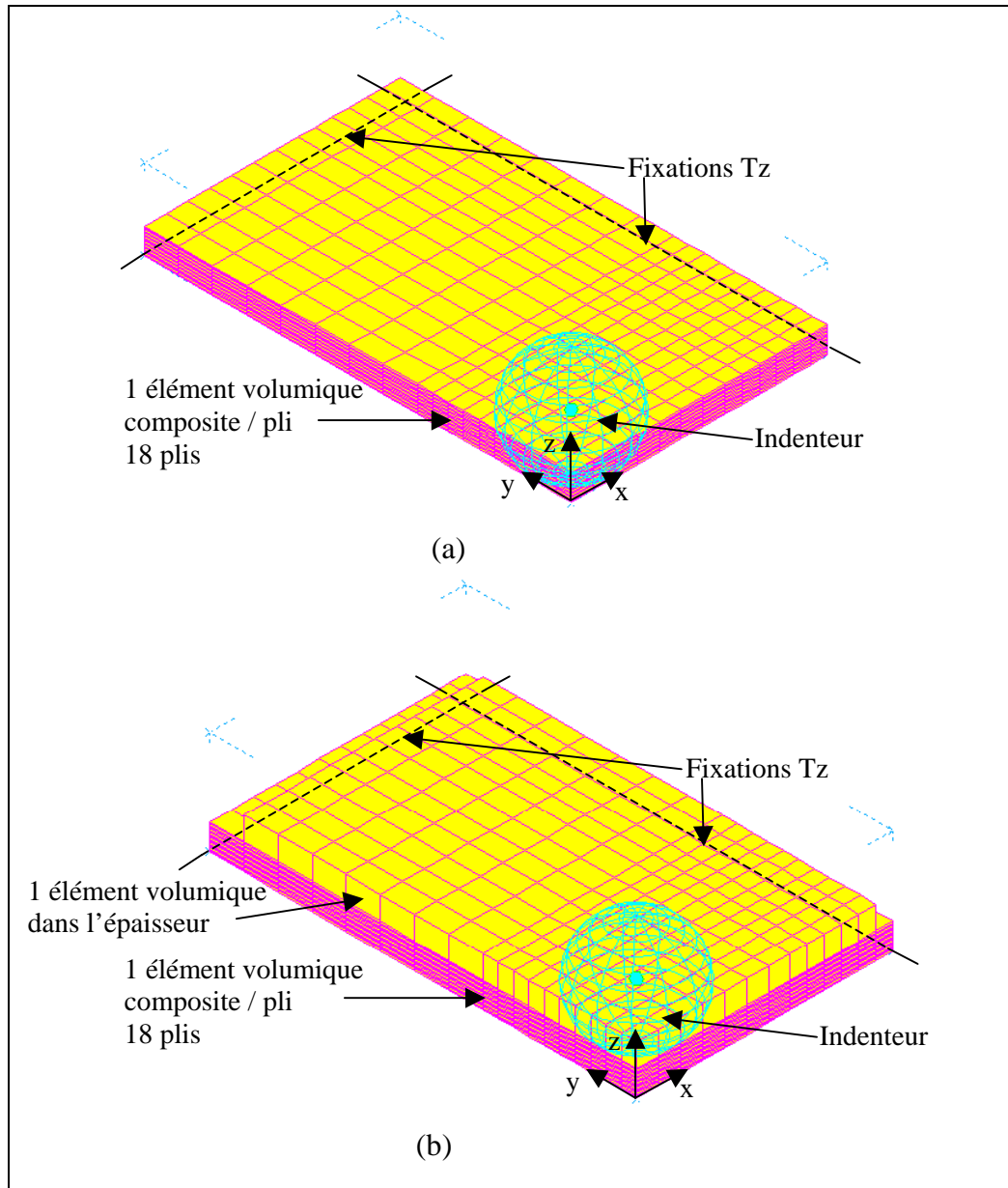
Chaque pli est modélisé par un élément volumique composite et 18 plis sont représentés dans l'épaisseur du stratifié. La protection thermique est maillée, quant à elle, à l'aide d'un élément volumique dans l'épaisseur. La loi choisie pour modéliser le liège est celle décrite au paragraphe III.2.4. De plus, afin d'éviter des glissements exagérés au niveau du contact entre le liège et l'impacteur (glissements dus au fait qu'aucun coefficient de frottement n'est modélisé), les déplacements en X et Y des nœuds situés sur le plan supérieur de la protection thermique sont bloqués.

Le maillage est réalisé à l'aide d'une routine spécifique programmée en Fortran.

Le comportement local en indentation est modélisé à l'aide d'un corps rigide.

Pour représenter les conditions aux limites obtenues par la fenêtre de bridage, les déplacements en Z sont bloqués sur deux lignes (Cf. Figure III- 53 ).

Le calcul éléments finis est réalisé à l'aide du logiciel SAMCEF en statique non-linéaire. Cette approche est similaire au cas de l'impact . En effet, un modèle, traité en dynamique, a donné des résultats similaires et a permis de constater que les effets dynamiques étaient négligeables dans la gamme de vitesse étudiée. L'hypothèse d'équivalence dynamique/ statique est par conséquent vérifiée pour ce type de structure et cette gamme de vitesse.



**Figure III- 53** : Modèle éléments finis pour le calcul de l'impact  
 (a) pour une plaque HM nue ; (b) pour une plaque HM avec PT de 3.5 mm

Les modes d'endommagement étudiés dans ce modèle sont ceux décrit au paragraphe I.3.2 :

- ruptures de fibres ;
- fissuration matricielle ;
- délaminage.

Pour chaque mode, un critère est utilisé pour détecter l'apparition du dommage.

- Concernant la rupture de fibre, on considère que ce phénomène intervient lorsque la déformation maxi dans le sens fibre en traction est atteinte. Le critère de rupture s'écrit alors :

$$e_f = \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{11}^t} \quad \text{Equation III- 10}$$

avec :

$\varepsilon_{11}^t$ , déformation à rupture de la fibre en traction. Dans ce modèle, la valeur est prise à 5600  $\mu\text{def}$ .

Suite à la rupture de fibres, le module d'Young dans le sens fibre  $E_{11}$ , pris égal à la moyenne des modules de traction  $E_1^t$  et de compression  $E_1^c$  (soit 210 GPa), ainsi que le module de cisaillement dans le plan du pli  $G_{12}$  (3.8 GPa), sont dégradés. La matrice d'élasticité s'écrit alors de la façon suivante :

$$H = \begin{bmatrix} \frac{(-1 + \nu_{23}\nu_{32})}{\mu} d.E_{11} & -\frac{(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})}{\mu} d.E_{11} & -\frac{(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})}{\mu} d.E_{11} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})}{\mu} E_{22} & \frac{(-1 + \nu_{23}\nu_{32})}{\mu} E_{22} & -\frac{(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})}{\mu} E_{22} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})}{\mu} E_{33} & -\frac{(\nu_{21} + \nu_{23}\nu_{31})}{\mu} E_{33} & \frac{(-1 + \nu_{23}\nu_{32})}{\mu} E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d.G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} \end{bmatrix}$$

Equation III- 11

avec :

$$\mu = -1 + \nu_{23}\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{21} + \nu_{13}\nu_{31} + \nu_{12}\nu_{23}\nu_{31} + \nu_{32}\nu_{13}\nu_{21}$$

$d$ , paramètre de dégradation qui vaut 1 quand il n'y a pas rupture de fibre et pris égal à 0.01 quand le critère en déformation est atteint.

Le traitement de ce mode de rupture est introduit dans le calcul Samcef à travers une routine utilisateur programmée en Fortran.

Il a été décidé, dans un premier temps, de ne pas dégrader les cisaillements hors plan  $G_{13}$  et  $G_{23}$ . Cette hypothèse, qui peut sembler un peu exagérée, avait pour but de simplifier au maximum les dégradations et de permettre l'étude progressive de l'influence de la dégradation de chacun de ces cisaillements. Néanmoins, le manque de temps ne nous a pas permis d'aller plus avant dans cette étude.

- Concernant la fissuration matricielle, le critère de Chang-Chang [CHANG, 1987] est adopté, où l'on considère que les contraintes en traction dans le sens travers  $\sigma_{22}$  et les contraintes de cisaillement dans le plan du pli  $\sigma_{12}$  contribuent à la dégradation de la matrice :

$$e_m^2 = \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \geq 1 \quad \text{Equation III- 12}$$

Avec :

$Y_T$ , résistance à la matrice à la traction dans le sens transverse (23 MPa dans cette étude)

$S_{12}$ , résistance au cisaillement dans le plan du pli (40 MPa dans cette étude)

Nous avons décidé, dans un premier temps, de ne pas effectuer de dégradation une fois ce critère atteint. Ce choix a ainsi permis d'étudier la fissuration matricielle en post-traitement et de tester différents critères ainsi que différentes valeurs de paramètres matériaux, sans qu'il soit nécessaire de relancer de nouveaux calculs.

De plus, l'effet d'une dégradation matrice semble négligeable sur le calcul, vu les ordres de grandeurs très différents des modules d'Young sens fibre (230 GPa) et sens travers (4.6 GPa).

- Pour le délaminage, le critère utilisé est basé sur les travaux de Hou et al. [HOU, 1998]. Nous tenons alors compte de l'effet bénéfique de la compression dans le sens transverse ( $\sigma_{33} < 0$ ) sur la tenue au délaminage, tout en autorisant le délaminage sous faible compression et fort cisaillement. Il est également considéré que le délaminage se produit uniquement après apparition de la fissuration matricielle, c'est-à-dire lorsque  $e_m^2 \geq 1$ . Cette forme de critère repose sur la constatation expérimentale que le délaminage apparaît dans une interface dont les plis supérieurs et inférieurs sont saturés en fissuration matricielle [ABOISSIERE, 2003 ; BONINI, 1995]. Cette idée est largement admise en expérimental mais assez peu utilisée en numérique. On peut toutefois citer les travaux de Guinard [GUINARD, 2001]. Cette hypothèse est primordiale et permet d'expliquer la forme conique des délaminages lors d'un impact sur une plaque stratifiée sans PT.

Le critère utilisé s'écrit :

$$\text{Cas où } -\sqrt{\frac{(\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)}{8}} \leq \sigma_{33} \text{ alors } e_d^2 = \frac{\sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2}{S_{TR}^2} \geq 1 \quad \text{Equation III- 13}$$

$$\text{Cas où } -\sqrt{\frac{(\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)}{8}} > \sigma_{33} \text{ alors } e_d^2 = 0 \text{ pas de délaminage} \quad \text{Equation III- 14}$$

$S_{TR}^2$  étant la résistance au cisaillement transverse de la matrice (la valeur de ce paramètre est prise à 30 MPa dans cette étude).

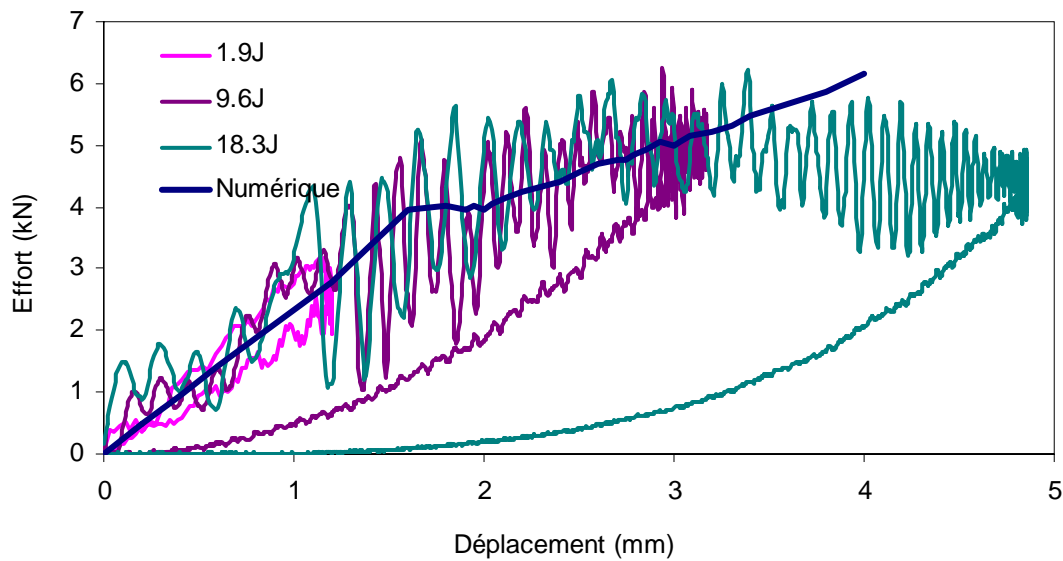
La contrainte de traction dans le sens transverse ( $\sigma_{33}>0$ ) n'est pas prise en compte dans le critère. En effet, cette contrainte est négative dans la zone située sous l'impacteur où l'on observe l'apparition du délaminage et devient positive bien loin de la zone impactée pour prendre des valeurs négligeables.

Comme pour la fissuration matricielle, il a été décidé de ne pas effectuer de dégradation une fois le critère de délaminage atteint. Néanmoins, cette hypothèse est bien plus discutable que dans le cas de la fissuration matricielle. En effet, l'effet du délaminage sur les raideurs de cisaillement hors plan  $G_{13}$  et  $G_{23}$  n'est pas négligeable en calculs, mais un manque de temps ne nous a pas permis de mener plus avant cette étude. Ce travail a toutefois permis de montrer la zone d'apparition des délaminages.

#### III.3.5.2.2. Réponse sur le comportement des plaques composites

##### Cas des plaques HM nues

La Figure III- 54 montre la comparaison de l'évolution de l'effort en fonction du déplacement entre calculs et essais pour des plaques HM nues impactées. Les premiers résultats font apparaître une bonne corrélation en terme de raideur. Une variation de rigidité est observée vers un effort de 4 kN. Cette dégradation est due à la rupture de fibres qui se produit dans la partie inférieure de la plaque. Pour un déplacement supérieur à 3mm, la loi effort/déplacement donnée par le modèle ne corrèle plus correctement la loi expérimentale. En effet, il est possible d'observer, expérimentalement, une légère diminution de l'effort à partir de 3 mm de déplacement, alors que la modélisation indique une augmentation. Cette différence est due à la perforation de la plaque qui n'est pas prise en compte au niveau de la modélisation. Afin d'améliorer le modèle, il aurait fallu dégrader les modules de cisaillement  $G_{13}$  et  $G_{23}$ , voire éliminer certains éléments trop déformés, comme c'est le cas dans les simulations de crash. Dans cette étude, il a été décidé de se limiter à la modélisation présentée au paragraphe III.3.5.2.1, puisque seul le début de l'impact nous intéresse.



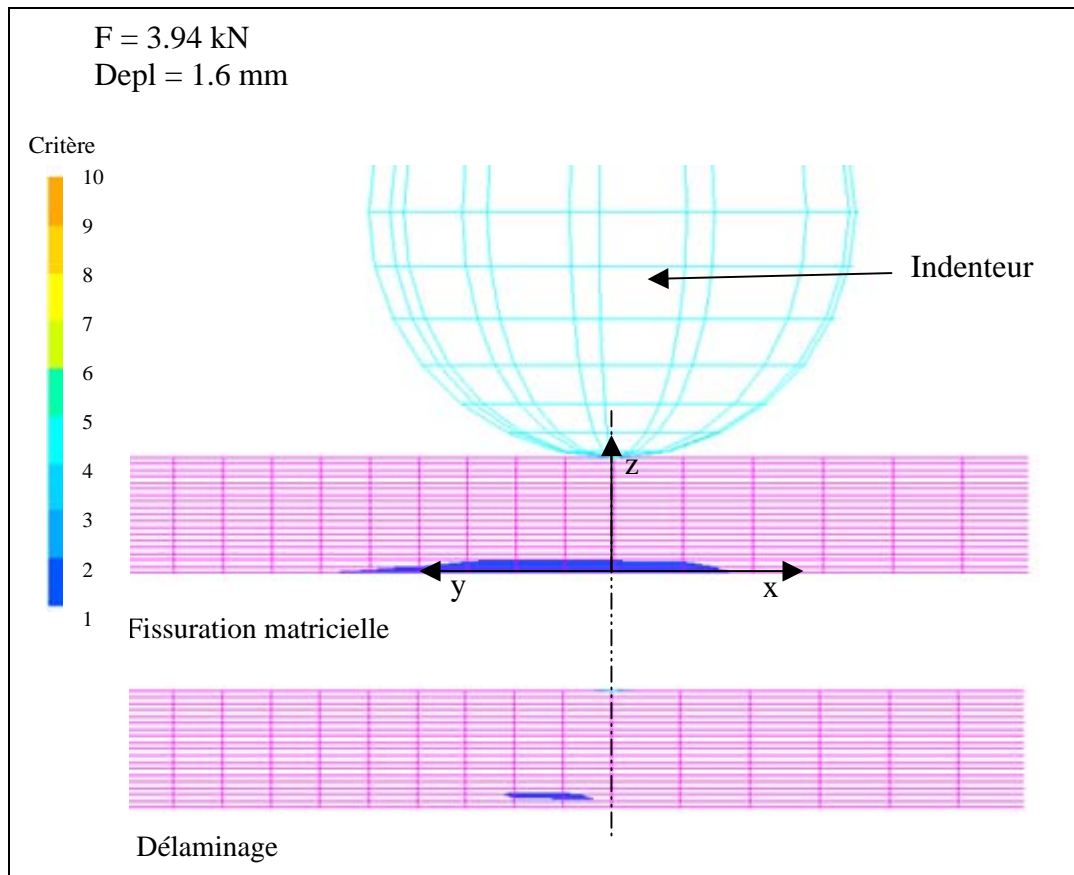
**Figure III- 54 :** Comparaison calculs/essais de la loi effort-déplacement pour les plaques HM nues

Les Figure III- 55 et Figure III- 56 présentent la prédiction de dommages donnée par le modèle à partir des critères cités précédemment pour les déplacements 1.6 et 1.8 mm. Les vues selon les axes X et Y sont superposées sur le même dessin (à gauche, observation dans le plan YZ ; à droite, observation dans le plan XZ).

La fissuration matricielle est le premier mode d'endommagement qui apparaît. Elle s'amorce dans la zone où les contraintes en traction dans le sens travers  $\sigma_{22}$  sont importantes, c'est-à-dire dans la partie inférieure de la plaque située sous l'impacteur.

Le délaminage apparaît peu après, pour un effort de 3.94 kN (au lieu de 3 kN en expérimental) et s'initie dans les derniers plis du stratifié, où la fissuration matricielle s'est déjà produite et où le critère en cisaillement est vérifié (Cf. Figure III- 55).

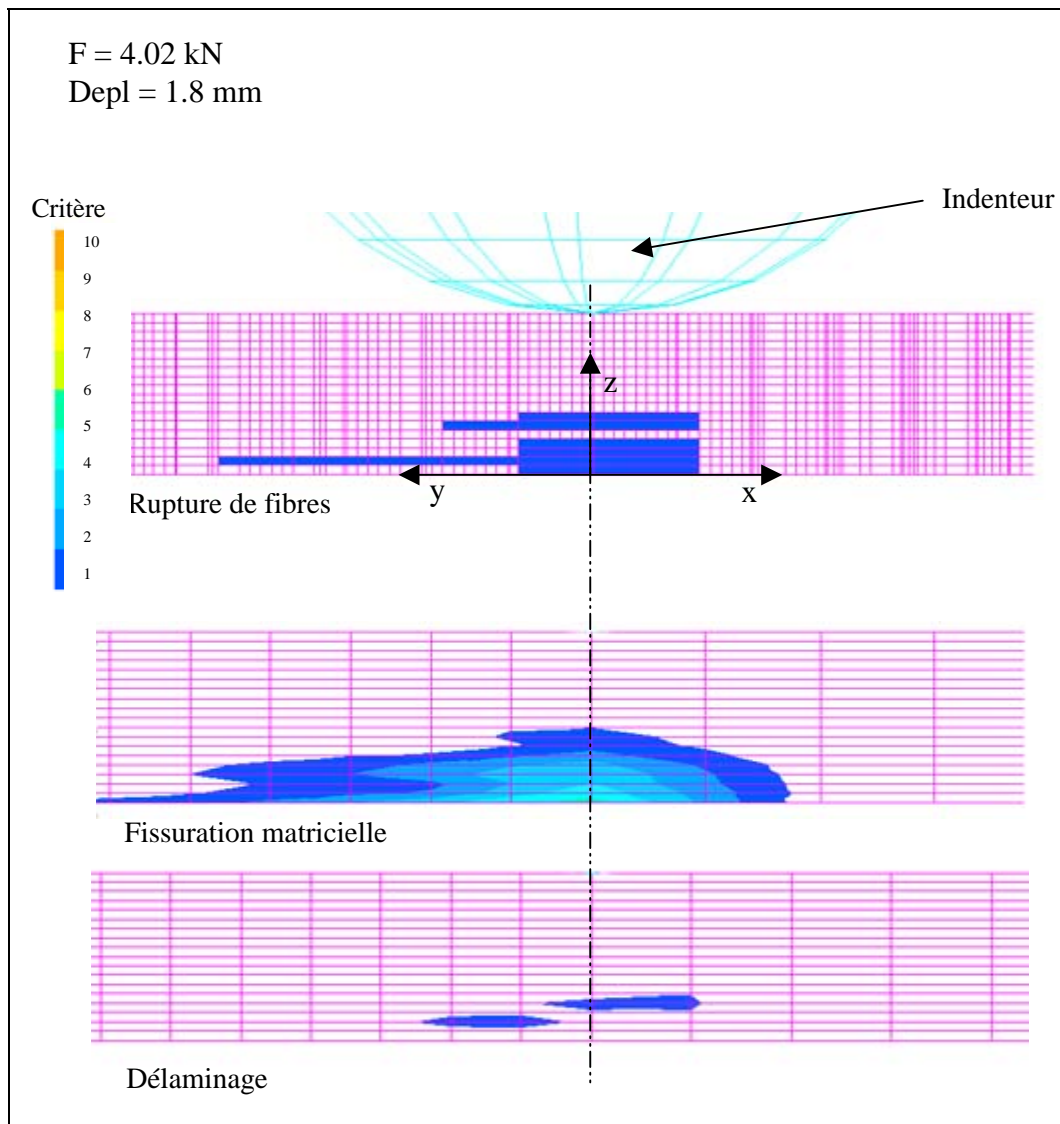




**Figure III- 55 :** Endommagements présents à 3.94 kN pour un déplacement de l'indenteur de 1.6 mm

La rupture de fibres est le dernier mode d'endommagement et apparaît dans les derniers plis pour un effort de 4.02 kN (Cf. Figure III- 56). Suite à cette rupture, les modules  $E_{11}$  et  $G_{12}$  sont dégradés dans la partie inférieure de la plaque. Par conséquent, la raideur en flexion de la plaque diminue localement et les déformations longitudinales  $\varepsilon_{11}$  et sens travers  $\varepsilon_{22}$  augmentent. Le module d'Young  $E_{22}$  n'étant pas dégradé, les contraintes  $\sigma_{22}$  s'amplifient et la fissuration matricielle se propage alors brutalement dans la partie inférieure du stratifié.

D'autre part, le fait de dégrader la raideur dans le bas de la plaque fait remonter la ligne neutre dans l'épaisseur de l'éprouvette ainsi que les contraintes de traction  $\sigma_{22}$  dues à la flexion. Par conséquent, le cône de fissuration matricielle remonte également dans l'épaisseur de la plaque (Cf. Figure III- 56 et Figure III- 57). Il faut également noter sur la Figure III- 56, ainsi que sur toutes les figures suivantes, que le délaminage représenté est la superposition des délaminages atteints pour les déplacements inférieurs ou égaux au déplacement courant (1.8 mm pour la Figure III- 56). En effet, lors de la rupture de fibres, la répartition des contraintes varie et le critère de délaminage peut ne plus être vérifié, alors qu'il l'était auparavant pour un déplacement plus faible (ce qui n'est pas physique puisqu'un délaminage, une fois créé, ne peut pas disparaître). A terme, une variable interne au modèle permettra de remédier à ce problème, comme c'est le cas pour la rupture de fibres. Le délaminage sera alors traité dans la routine utilisateur au cours du calcul et non plus en post-traitement. Ce travail est en cours de réalisation.



**Figure III- 56 :** Endommagements présents à 4.02 kN pour un déplacement de l'indenteur de 1.8 mm

Expérimentalement, nous avons observé que le délaminage prenait une forme conique dans l'épaisseur. Numériquement, il reste difficile de retrouver totalement cette morphologie, même pour des chargements importants (Cf. Figure III- 57).

En effet, il ne faut pas oublier que la fissuration matricielle, présente dans les plis inférieurs, se multiplie jusqu'à saturation et se propage dans les interfaces entre les plis d'orientations différentes pour donner naissance à des délaminages supplémentaires. Le critère, pris en compte dans ce modèle pour le délaminage et basé uniquement sur les contraintes de cisaillement, ne permet pas, par conséquent, d'observer la totalité des délaminages présents

dans la plaque : les délaminages liés à la saturation en fissuration matricielle dans les plis inférieurs du stratifié ne sont pas détectés.

D'autre part, les modules de cisaillement hors plan n'étant pas dégradés, les éléments ayant atteint le critère de délaminage continuent à encaisser du cisaillement au lieu de se décharger et de redistribuer les contraintes sur les éléments voisins qui, à leur tour, seraient alors susceptibles d'atteindre le critère de délaminage, et de faire propager davantage le délaminage.

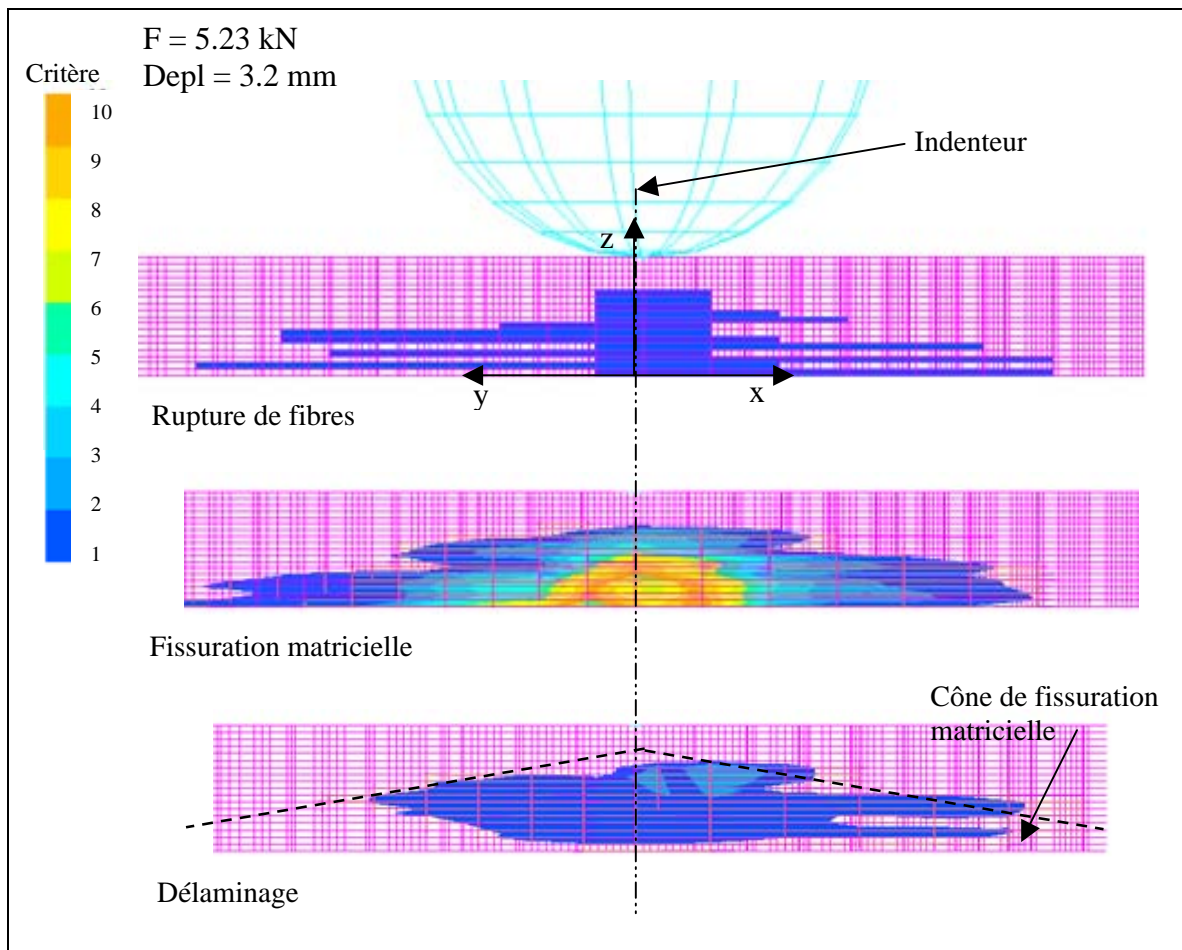
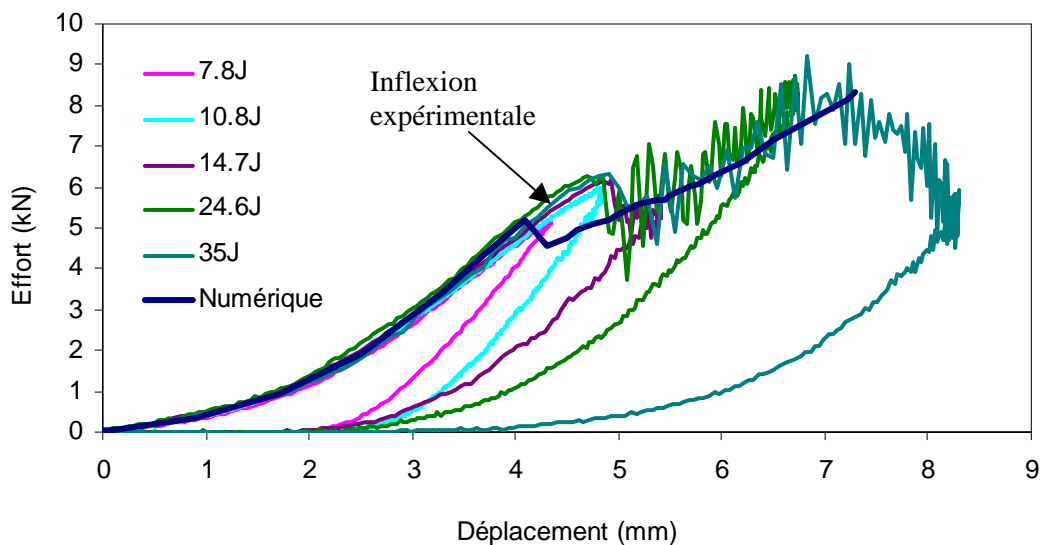


Figure III- 57 : Endommagements présents à 5.23 kN pour une déplacement de l'indenteur de 3.2 mm

Cas des plaques HM avec PT d'épaisseur 3.5 mm :

La Figure III- 58 montre l'évolution de l'effort en fonction du déplacement obtenue expérimentalement pour différentes énergies d'impact et numériquement pour le modèle décrit précédemment avec PT. Ces courbes montrent une bonne corrélation calculs/essais jusqu'à un effort de 5.2 kN. A ce niveau, des ruptures de fibres se produisent numériquement et l'effort chute brutalement, alors qu'une légère inflexion est seulement observée sur la courbe expérimentale et que l'effort obtenu en essais ne commence à chuter vraiment qu'à partir de 6 kN. Une fois ce seuil de 6 kN atteint, une bonne corrélation calcul/essais est à nouveau observée. A l'heure actuelle, la différence de comportement observée à partir de 5.2 kN reste inexpliquée. Il est toutefois possible de remarquer que l'inflexion à 5.5 kN sur les courbes expérimentales est vraisemblablement due à des ruptures de fibres. En effet, le délaminage n'apparaissant qu'à 6 kN, seul un dommage de type rupture de fibres peut expliquer cette inflexion. Il est par conséquent légitime de penser que la rupture de fibres, introduite dans le modèle, est trop brutale en comparaison de celle observée expérimentalement. Il faut toutefois souligner que ce problème n'a pas été rencontré lors de l'étude numérique des plaques HM nues. Ce point reste à éclaircir.



**Figure III- 58 :** Comparaison calculs/essais de la loi effort-déplacement pour plaques HM avec PT de 3.5 mm

Les Figure III- 59 et Figure III- 60 présentent la prédiction de dommages donnée par le modèle pour une plaque HM indentée avec PT à partir des critères cités précédemment pour les déplacements 4.1 et 4.5 mm. Comme précédemment, les vues selon les axes X et Y sont superposées sur le même dessin (à gauche, observation dans le plan YZ ; à droite, observation dans le plan XZ).

Comme dans le cas de l'indentation d'une plaque HM nue, la fissuration matricielle est le premier mode d'endommagement qui apparaît pour une plaque HM indentée avec PT.

Par contre, contrairement au cas précédent, il est possible d'observer Figure III- 59 que la rupture de fibre s'initie pour un déplacement de l'indenteur de 4.1 mm et un effort de 5.2 kN alors qu'aucun délaminage n'est encore détecté dans le stratifié. Le délaminage n'apparaît que plus tard, pour un déplacement de l'impacteur de 4.5 mm (expérimentalement : 4.9 mm) et un effort de 4.77 kN (Cf. Figure III- 60). Cette différence vient du fait que la protection thermique répartit l'effort de contact de l'indenteur sur une plus grande surface (Cf. paragraphe III.3.5.1.2). Les contraintes de cisaillement hors plan  $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$  sont donc diminuées sous l'indenteur et l'apparition du délaminage est alors retardée après la rupture de fibres.

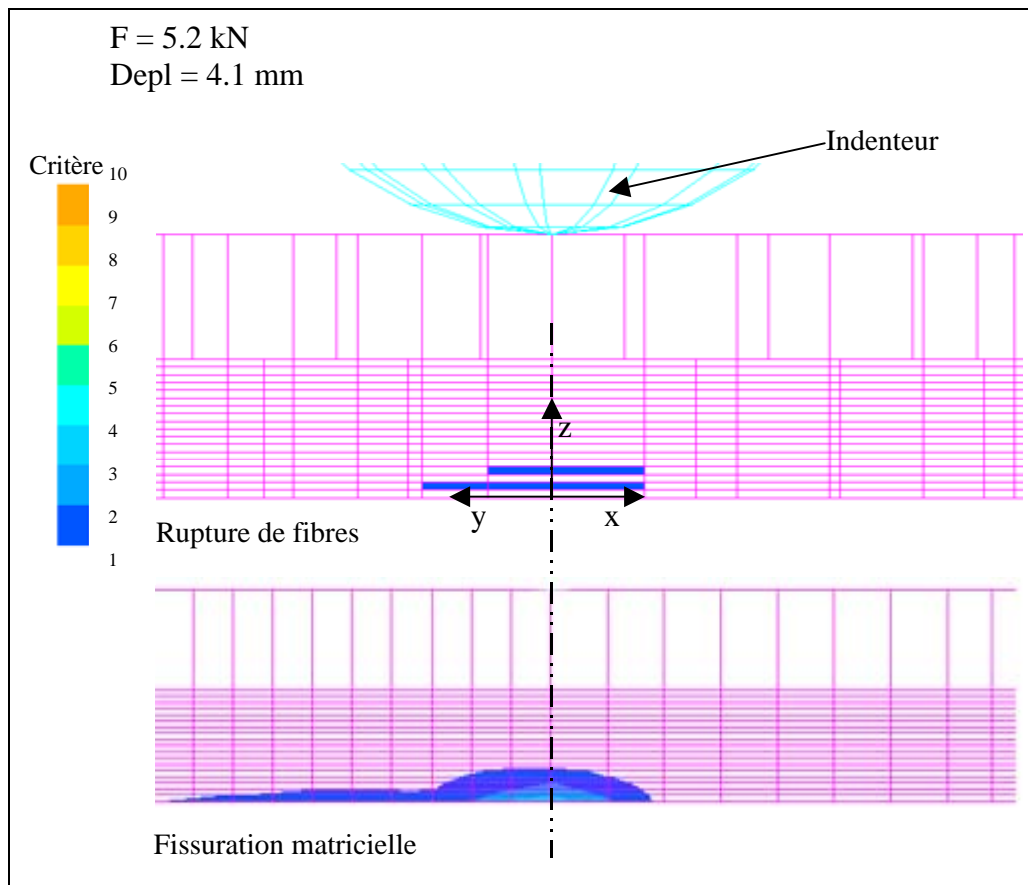
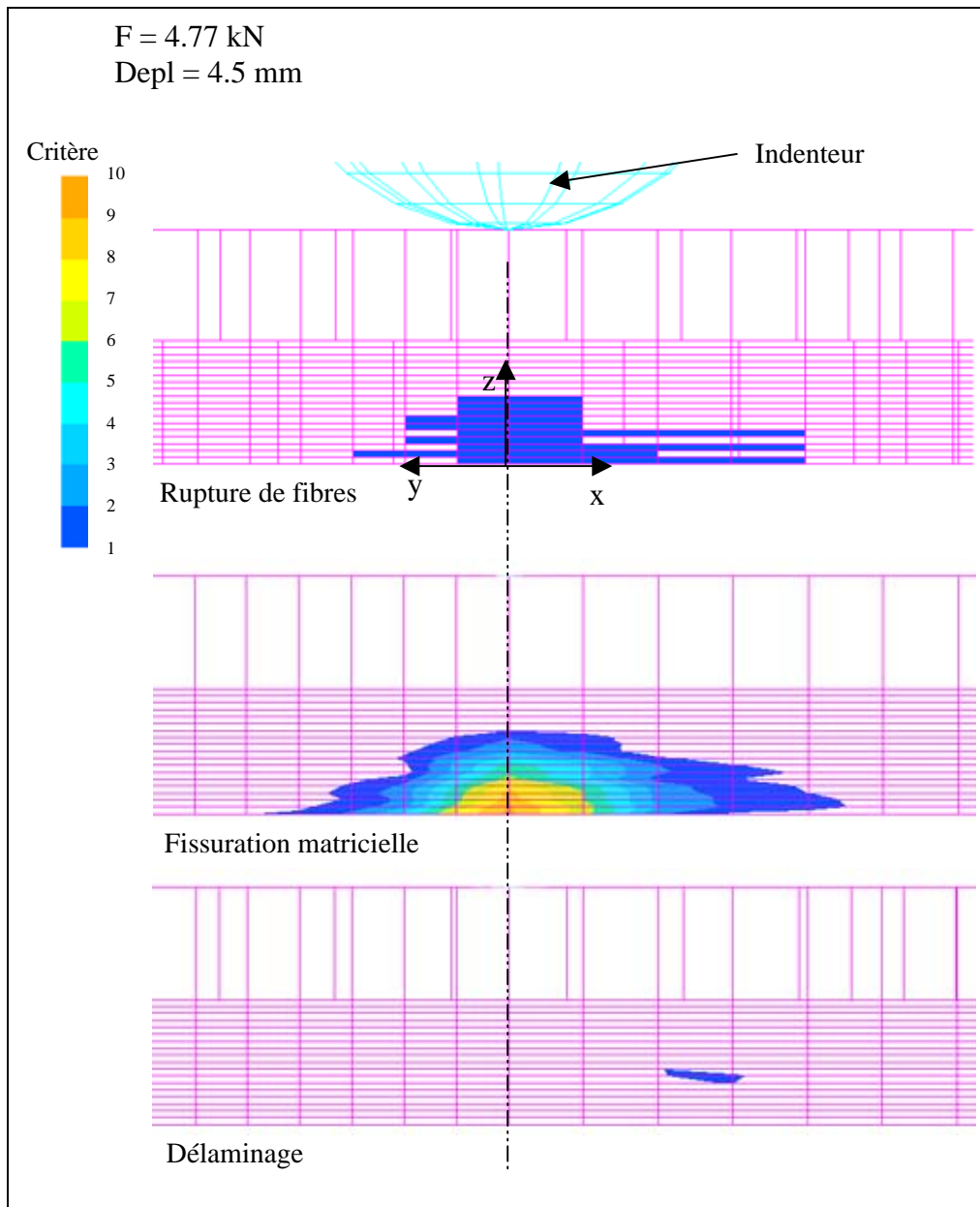


Figure III- 59 : Endommagements présents à 5.2 kN pour une déplacement de l'indenteur de 4.1 mm

Expérimentalement, nous avons observé que le délaminage prenait naissance localement, à mi-épaisseur de la structure. Numériquement, cette morphologie est globalement retrouvée (Cf. Figure III- 60).

En effet, comme dans le cas d'une plaque HM nue, le fait de casser des fibres fait remonter le cône de fissuration matricielle dans l'épaisseur du stratifié. C'est peu après que le délaminage s'initie, dans la zone où la fissuration matricielle s'est déjà produite et où les contraintes de cisaillement transverses sont maximales et vérifient le critère : le délaminage apparaît par conséquent au milieu de l'éprouvette. On peut également remarquer que le délaminage n'apparaît pas dans la zone située sous l'indenteur, là où le cisaillement hors plan est pourtant le plus important. L'explication vient du fait que les contraintes de compression  $\sigma_{33}$  sont suffisamment importantes dans cette zone pour bloquer l'apparition du délaminage (Cf. critère de délaminage au paragraphe III.3.5.2.1).



**Figure III- 60** : Endommagements présents à 4.77 kN pour un déplacement de l'indenteur de 4.5 mm

La Figure III- 61 présente les dommages dans la plaque pour un déplacement de 5.7 mm. Les différents dommages évoluent au cours du chargement. La morphologie de la zone délaminiée est globalement satisfaisante : une évolution du délaminage central est en effet constatée. La taille de la surface délaminiée reste néanmoins bien inférieure à celle mesurée expérimentalement. Cette différence est vraisemblablement due, dans le cas avec PT comme dans le cas nu, au fait que les modules de cisaillements hors plan ne sont pas dégradés une fois le critère de délaminage atteint, ce qui empêche les délaminages de se propager.



De plus, des délaminages sont observés numériquement dans la partie inférieure sous le délaminage central. Cette morphologie de dommage ne peut être vérifiée expérimentalement. En effet, les C-scans ont été réalisés sur la face impactée et ne permettent pas, par conséquent, de détecter les délaminages de la partie inférieure de la plaque, cachés par le délaminage central. Notons toutefois qu'avec ce délaminage, situé à mi-épaisseur de la plaque, les contraintes de cisaillement  $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$  dans la partie inférieure diminuent, ce qui devrait limiter la formation de délaminages dans cette zone. Numériquement, cette hypothèse pourrait être vérifiée en dégradant les modules de cisaillement hors plan après apparition du délaminage central.

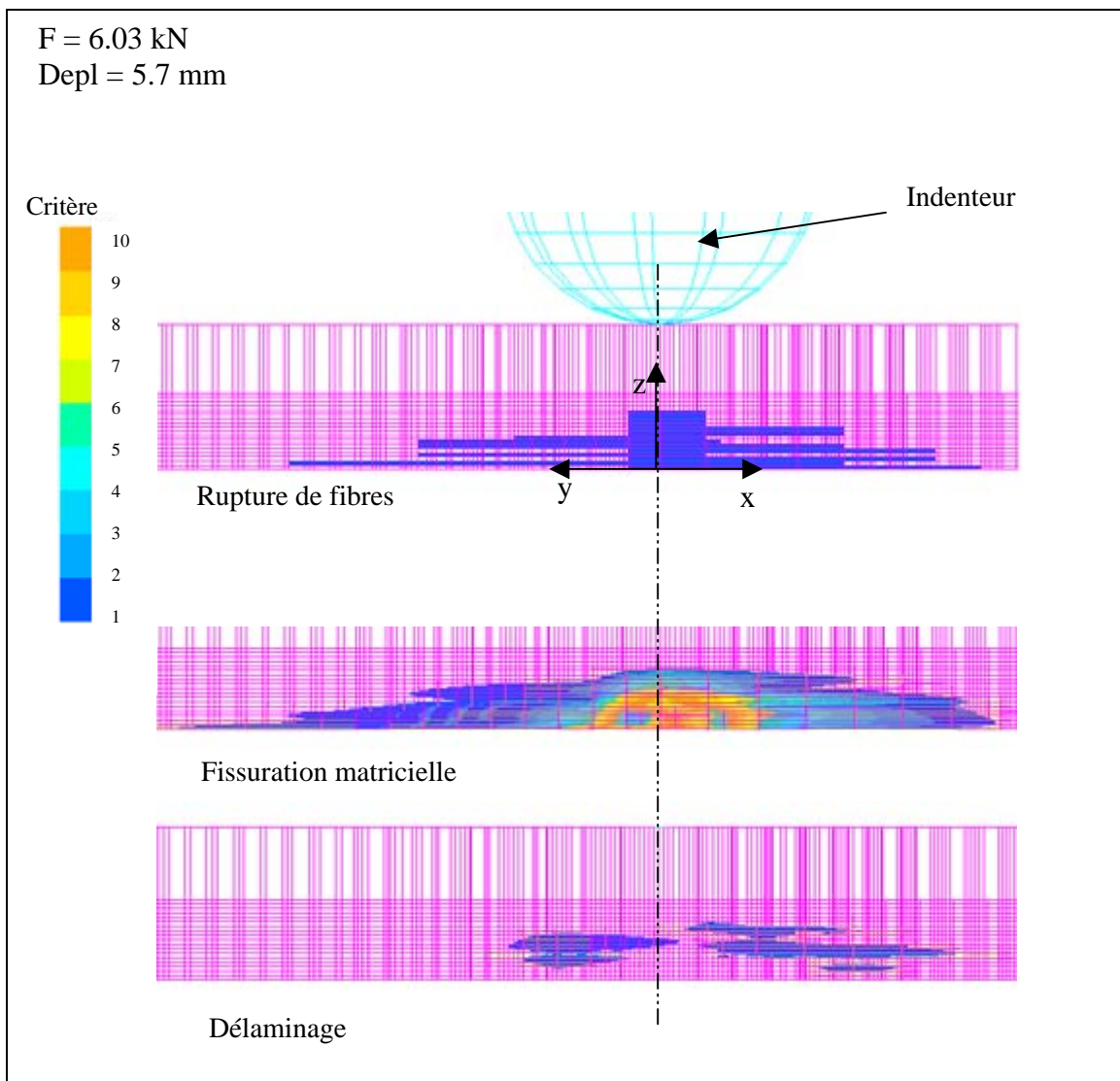


Figure III- 61 : Endommagements présents à 6.03 kN pour un déplacement de l'indenteur de 5.7 mm



Conclusions :

Le modèle éléments finis développé dans ce paragraphe a permis de retrouver globalement les morphologies de dommages apparaissant lors d'un impact sur plaques stratifiés composites HM avec et sans PT, et d'appréhender la phénoménologie de l'endommagement.

Ainsi, il a été possible de montrer que la chronologie de l'apparition des modes d'endommagement variait entre une plaque HM nue et une plaque avec PT. La fissuration matricielle est le premier mode d'endommagement dans les deux cas et s'initie dans les plis inférieurs du stratifié, là où les contraintes en traction dans le sens travers  $\sigma_{22}$  sont les importantes. Concernant le délaminage, il a été possible de constater que ce type de dommage intervenait avant la rupture de fibres dans le cas d'une plaque nue alors qu'il se produisait après la rupture des fibres pour les plaques avec PT.

Cette différence semble être à l'origine de la zone d'initiation du délaminage :

- Dans le cas nu, le délaminage apparaît avant la rupture de fibres. A ce stade, la fissuration matricielle est encore localisée dans la partie inférieure de la plaque et le délaminage ne peut apparaître que dans cette zone, où le critère en cisaillement maxi est également atteint ;
- Dans le cas avec PT, l'étalement de l'effort de contact de l'indenteur, dû à la présence du liège, diminue les contraintes de cisaillement hors plan. La rupture de fibres apparaît alors avant le délaminage et fait remonter la fissuration matricielle dans l'épaisseur du stratifié. Le critère de délaminage est alors atteint en premier au centre de la plaque, là où la fissuration matricielle est déjà présente et où les contraintes de cisaillements hors plan sont importantes.

Concernant la propagation du délaminage, les surfaces délaminées obtenues numériquement sont très inférieures à celles obtenues expérimentalement, aussi bien pour les plaques nues que pour les plaques avec PT.

Dans le cas des plaques nues, le début de la forme conique est retrouvé mais les délaminages des plis inférieurs ne sont pas modélisés. Ce phénomène est dû, soit à une non prise en compte du couplage fissuration matricielle / délaminage, soit à la non dégradation des modules de cisaillement suite au délaminage. Il sera facile de tester l'effet de la dégradation des modules  $G_{13}$  et  $G_{23}$  sur la propagation des délaminages. Ce travail est actuellement en cours. Concernant le couplage entre la fissuration matricielle et le délaminage, il semble clair qu'il permettra d'obtenir le cône de délaminage observé expérimentalement sur les plaques nues. Néanmoins, sur les plaques avec PT, ce couplage risque de créer des délaminages précoces dans les plis inférieurs. En effet, il est possible d'observer Figure III- 60 que même si les plis sont très fortement fissurés dans les plis inférieurs, aucun délaminage n'est observé dans cette zone. Il faut également remarquer qu'il existe dans ces plis des ruptures de fibres qui, en vue d'une modélisation du délaminage avec couplage fissuration matricielle / délaminage, devrait permettre de bloquer les délaminages dans la partie inférieure en diminuant les cisaillements hors plan. Il est ainsi possible de se risquer à penser que les ruptures de fibres ont un effet protecteur contre le délaminage. Cette hypothèse sera rediscutée lors du chapitre IV concernant la Compression Après Impact.

Ainsi, le modèle présenté dans cette étude reste un modèle approché pour aider à la compréhension des mécanismes d'endommagement et n'a pas la prétention de représenter la physique exacte des phénomènes de rupture.

Il est certain que de nombreuses améliorations peuvent y être apportées. En effet, seuls le module d'Young dans le sens fibre  $E_{11}$ , et le module de cisaillement dans le plan du pli  $G_{12}$ , sont dégradés suite à la rupture de fibres. Aucune dégradation de propriété n'est réalisée pour prendre en compte les pertes de caractéristiques suite au délaminage ou à la fissuration matricielle. La dégradation du module sens travers  $E_{22}$ , pour la fissuration matricielle, ainsi que du module transverse  $E_{33}$  et des modules de cisaillement  $G_{13}$  et  $G_{23}$ , pour le délaminage, pourrait alors améliorer les résultats du modèle. De plus, il semble que la dégradation du module d'Young  $E_{11}$  et du module de cisaillement  $G_{12}$ , suite à la rupture de fibres, s'effectue de façon trop brutale, créant par la suite un délaminage trop localisé. Une dégradation progressive, à l'aide de lois d'endommagement, permettrait certainement de rendre le phénomène plus doux et d'obtenir ainsi des surfaces délaminées plus importantes, de l'ordre de celles mesurées en essais.

### **III.4. COMPORTEMENT A L'IMPACT DE PLAQUES COMPOSITES SANDWICHES**

#### **III.4.1. Définition des éprouvettes**

Trois types d'éprouvettes ont été testés à l'impact :

- Plaques sandwiches HR de dimensions 350 x 350 mm<sup>2</sup> impactées à différents endroits ;
- Plaques sandwiches HM de dimensions 350 x 350 mm<sup>2</sup> impactées à différents endroits ;
- Plaques sandwiches HM de dimensions 100 x 150 mm<sup>2</sup> réalisées selon la norme Airbus AITM 1-0010 et ne subissant qu'un impact par plaque.

Il a été montré au paragraphe traitant des plaques monolithiques que la taille des éprouvettes n'avait pas d'influence sur le comportement à l'impact des plaques. Ce sujet a également été étudié pour les plaques sandwiches et a permis d'aboutir au même résultat : les plaques sandwiches de grandes dimensions et de type Airbus (maintenues par une même fenêtre de bridage de dimensions intérieures 125 x 75 mm<sup>2</sup>) présentent un comportement similaire à l'impact. Ce point ne sera pas détaillé par la suite.

Suite à ces observations, il ne sera donc plus fait de distinction entre les deux dimensions de plaques jusqu'à la fin de ce chapitre.

Deux épaisseurs de protection thermique ont également été testées :

- 3.5 mm, épaisseur classiquement utilisée pour protéger les structures de lanceurs ;
- 6.5 mm, pour pouvoir étudier l'influence de l'épaisseur de la protection.

#### **III.4.2. Déroulement des essais**

Chaque éprouvette a été contrôlée aux ultrasons C-Scan avant impact afin d'avoir une cartographie de référence pour chaque plaque.

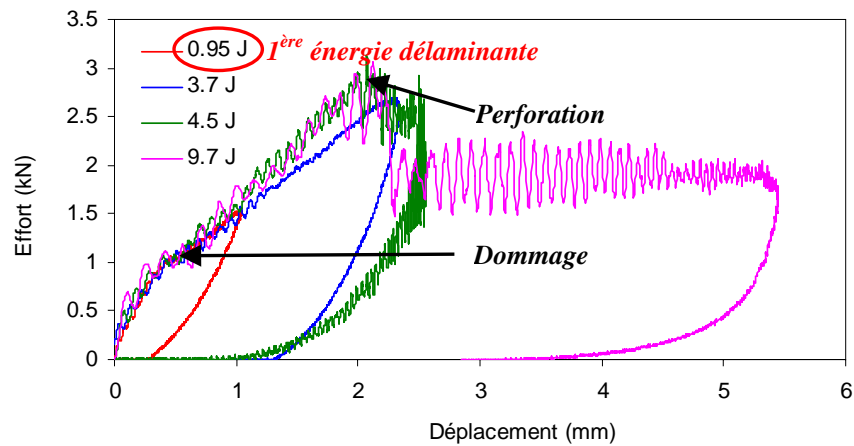
Les essais se font par un lâcher de masse avec la même procédure définie au paragraphe III.3.2 pour les éprouvettes monolithiques. Après chaque test, les opérations suivantes sont réalisées :

- Contrôle visuel de l'éprouvette ;
- Mesure de la profondeur d'impact et évolution dans le temps ;
- Arrachage de la protection thermique ;
- C-scan des plaques impactées dans le but de déterminer les surfaces délaminées ;
- Observations au microscope de coupes de certaines éprouvettes.

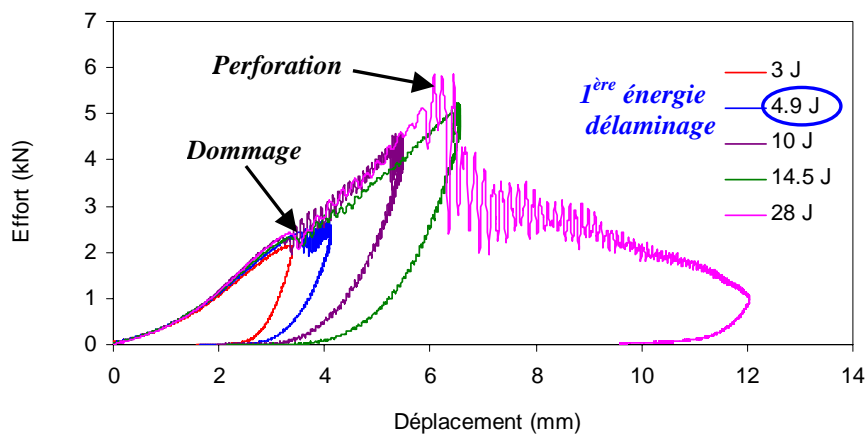
### III.4.3. Résultats et analyses

#### III.4.3.1. Premières observations

Une partie des courbes effort / déplacement est présentée Figure III- 62 et Figure III- 63. Les premiers résultats font apparaître un comportement similaire à celui des plaques monolithiques impactées : pour des vitesses d'impacts comprises entre 0 et 6 m/s, la vitesse d'impact n'a pas d'influence sur le comportement de la structure au début du chargement : les courbes de chargement se superposent parfaitement. De plus, une chute de la rigidité est enregistrée pour des énergies d'impact créant un dommage dans le composite. Ainsi, des délaminages apparaissent dès 0.9 J pour des plaques sandwiches HM et HR nues. Avec PT, les dommages apparaissent pour des énergies d'impact plus élevées : pour des énergies inférieures à 4.9 J, aucune dégradation n'est observée sur les plaques HM avec PT de 3.5 mm ; pour les plaques HR avec une épaisseur de liège identique, le seuil d'endommagement apparaît pour une énergie d'impact de 9.7 J.



HM nu



HM + PT 3.5 mm

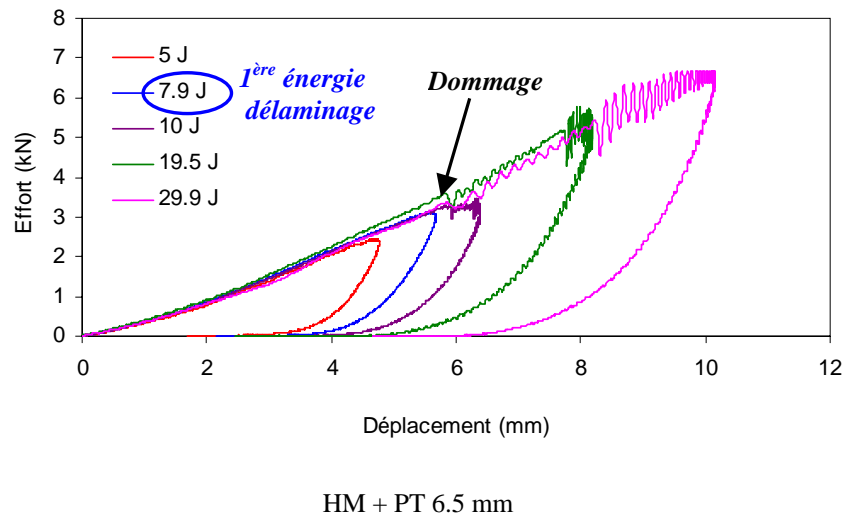
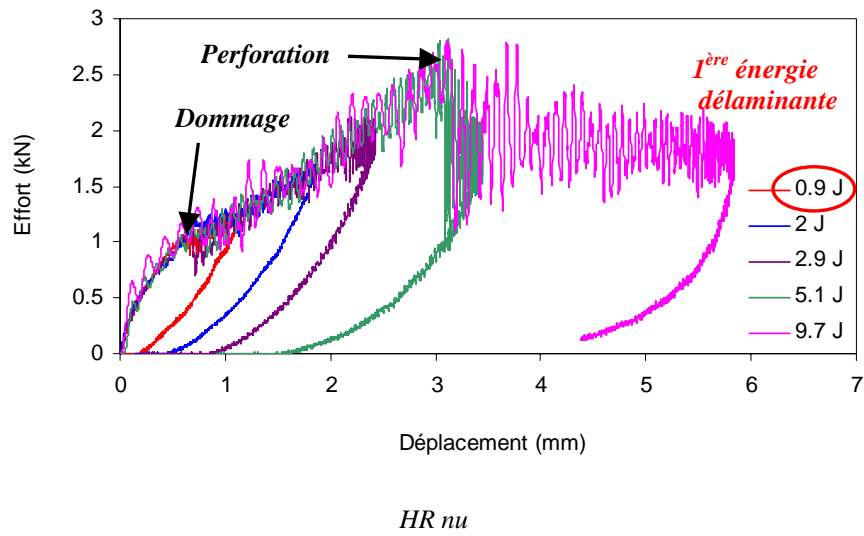
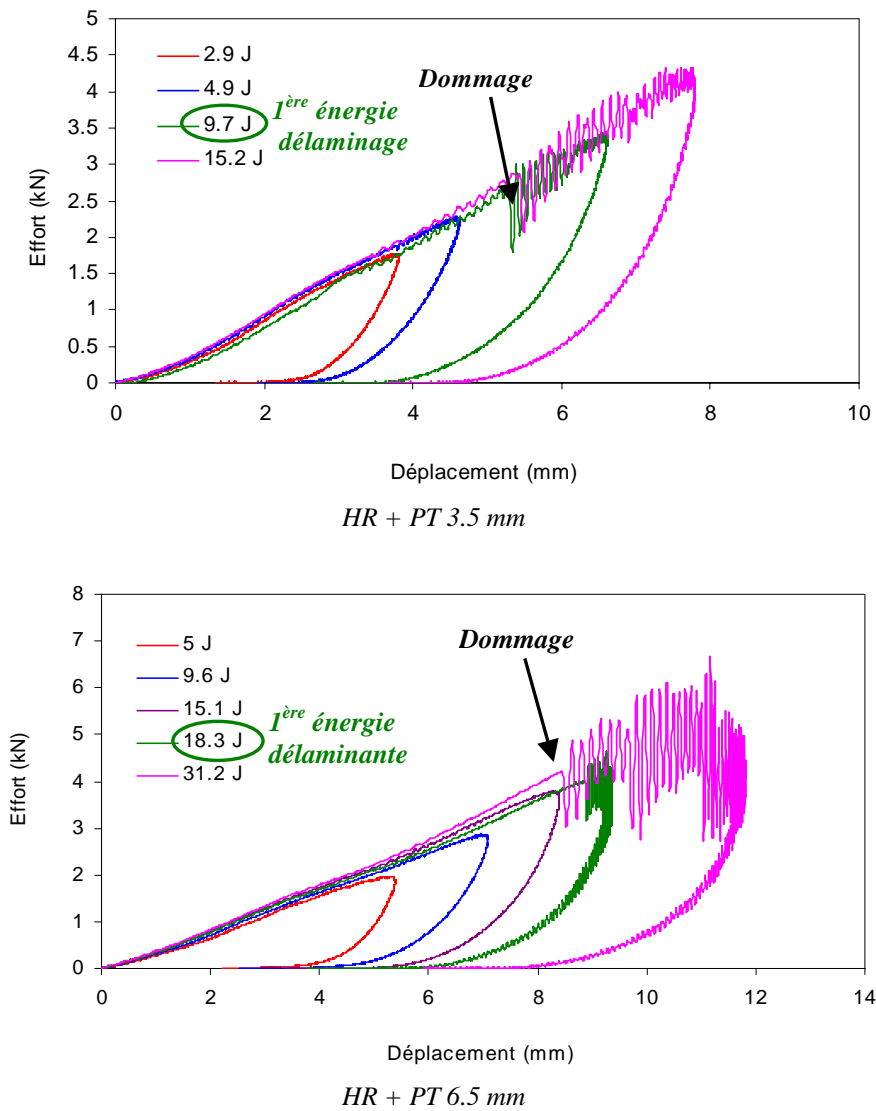


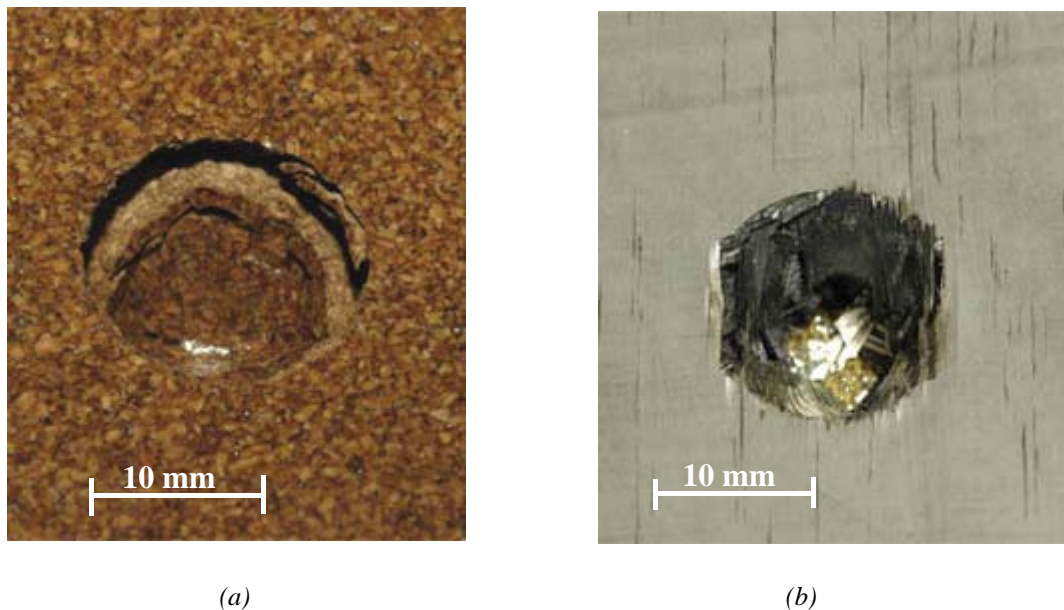
Figure III- 62 : Loi Effort/Déplacement pour les plaques sandwiches HM





**Figure III- 63** : Loi Effort/Déplacement pour les plaques sandwiches HR

Comme pour le monolithique, un contrôle visuel est effectué sur les éprouvettes après chaque essai d'impact. Une empreinte est notée sur la peau impactée. A fortes énergies, la peau se perforé entraînant avec elle le nida qui finit par s'écrouler (Cf. Figure III- 64).



**Figure III- 64** : empreinte observée sur plaque sandwich  
 (a) HM + PT 3.5 mm impactée à 40.2J ; (b) HM nue impactée à 19.8J

Les profondeurs d'impact ont été mesurées au moment de l'impact et après 10 à 15 jours. Une diminution de la profondeur d'empreinte est constatée pour chacune des éprouvettes.

Les réductions suivantes sont enregistrées :

- sur plaques HM nues : 46.5 % maxi, 14% en moyenne ;
- sur plaques HM avec PT de 3.5 mm : 36% maxi, 15.5% en moyenne ;
- sur plaques HM avec PT d'épaisseur 6.5 mm : 37% maxi, 21% en moyenne ;
- sur plaques HR nues : 55% maxi, 35.5% en moyenne ;
- sur plaques HR avec PT de 3.5 mm : 47% maxi, 33% en moyenne ;
- sur plaques HR avec PT d'épaisseur 6.5 mm : 37% maxi, 20% en moyenne.

La relaxation maximale est mesurée pour une plaque HR nue. Pour couvrir les effets du temps et afin d'être sûr d'avoir le seuil de détectabilité attendu après plusieurs jours de stockage (0.3 mm d'après les certifications Airbus), il conviendrait donc d'augmenter la valeur du seuil de détectabilité au moment de l'impact de 55%. Dans cette étude, il a été décidé de garder une profondeur d'empreinte de 0.6 mm (valeur utilisée pour les plaques monolithiques) comme critère de détectabilité au moment de l'impact.

#### III.4.3.2. Influence de la protection thermique

L'évolution de la surface délaminée en fonction de l'énergie d'impact est représentée Figure III- 65 pour les plaques sandwiches HM et Figure III- 66 pour les plaques sandwiches HR. D'un point de vue général, le comportement est identique à celui observé pour les plaques monolithiques : la surface délaminée est proportionnelle à l'énergie d'impact jusqu'au début de perforation des stratifiés où les délaminages deviennent constants. Rappelons toutefois que

chaque peau du sandwich est constituée de deux fois moins de plis que les plaques monolithiques (9 plis par peau pour les sandwiches HM et 14 plis par peau pour les sandwiches HR). La résistance dans la peau est donc plus faible que pour le monolithique. En rajoutant le fait que la rigidité des plaques sandwiches est plus grande, la perforation du composite est donc atteinte pour des énergies plus faibles dans le cas des plaques sandwiches et les surfaces délaminées à saturation sont plus faibles : le début de perforation apparaît, par exemple, autour de 5J pour une plaque sandwich HM nue avec une surface délaminée de 700 mm<sup>2</sup> (Cf. Figure III- 65), alors qu'il apparaît autour de 20J pour une plaque monolithique HM nue (Cf. Figure III- 30) avec une surface délaminée quatre fois plus importante (3000 mm<sup>2</sup> environ).

Les plaques avec PT présentent une dégradation dans le composite pour des énergies d'impact plus importantes que celles créant un dommage dans les plaques sandwiches nues : pour une énergie inférieure à 5J, il n'y a aucun dommage dans le sandwich HR muni d'une protection thermique d'épaisseur 3.5 mm, alors qu'un dommage apparaît dans le composite dès 1J pour une éprouvette similaire non protégée (Cf. Figure III- 30). Le résultat est similaire pour les plaques sandwiches HM.

L'épaisseur de la protection a le même effet sur le seuil d'endommagement du composite que pour les éprouvettes monolithiques : les essais montrent une protection croissante en fonction de l'épaisseur de la PT jusqu'à un certain niveau d'énergie d'impact : les premiers dommages apparaissent à partir de 15 J pour un sandwich HR protégé par une épaisseur de liège de 6.5 mm alors qu'ils apparaissent à partir de 5J pour une même éprouvette protégée par une épaisseur de 3.5 mm. Le liège répartit, une fois de plus, l'effort d'impact sur une plus grande surface. La contrainte de contact maxi est diminuée sous l'impacteur, et le seuil d'endommagement est reculé. Une fois ce seuil d'endommagement atteint, la surface délaminée croît plus rapidement en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques avec PT. Pour des énergies d'impact élevées (proches de celles entraînant la perforation du stratifié), les dommages sont plus importants pour les stratifiés avec PT que pour les stratifiés nus. A ces niveaux d'énergie, l'influence de la PT et de son épaisseur est toutefois moins évidente que pour les éprouvettes monolithiques : une différence de 200 mm<sup>2</sup> seulement est relevée pour les surfaces délaminées à saturation entre les sandwiches HM avec PT de 3.5 mm et PT de 6.5 mm, alors qu'un écart de 2000 mm<sup>2</sup> est constaté pour les éprouvettes monolithiques avec protections de même épaisseur.



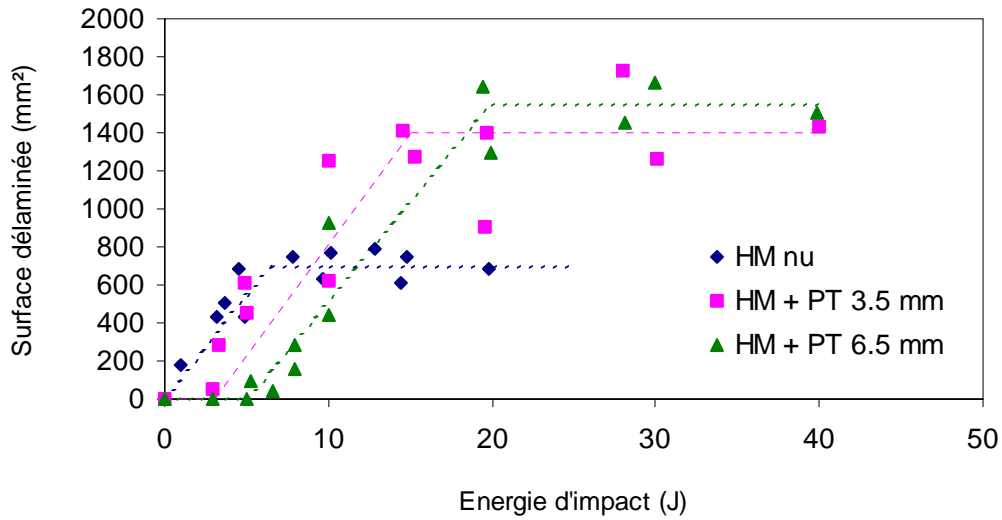


Figure III- 65 : Surface délaminiée en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques sandwiches HM

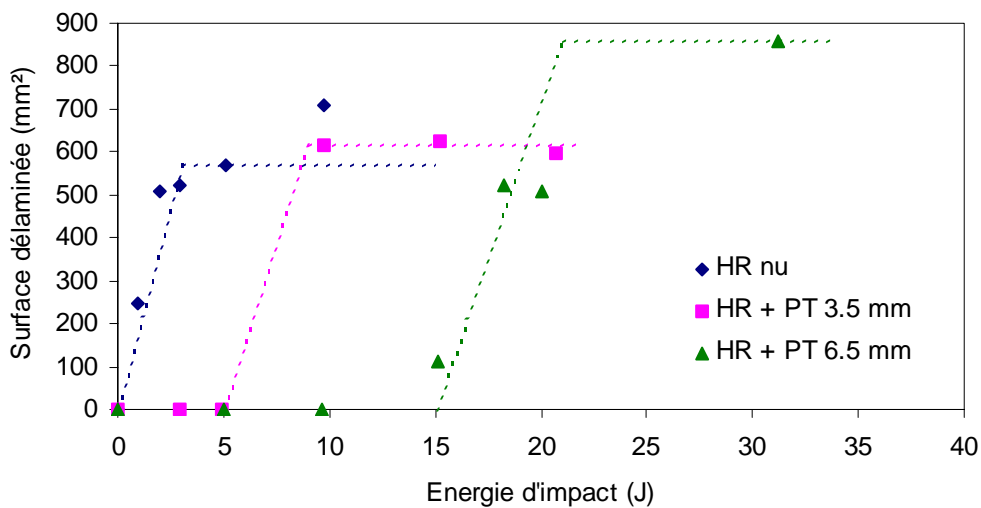


Figure III- 66 : Surface délaminiée en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques sandwiches HR

L'évolution de la surface délaminiée en fonction de l'effort maximum mesuré pendant le choc est représentée Figure III- 67 et Figure III- 68.

Pour un matériau et une épaisseur de protection thermique donnée (nulle, 3.5 mm ou 6.5 mm), ces courbes font apparaître un seuil d'endommagement en effort en dessous duquel aucun délaminage n'est observé. Par contre, une fois ce seuil atteint, il est possible de constater que le délaminage détecté dans la structure augmente rapidement : ainsi pour une plaque HM avec PT d'épaisseur 3.5 mm, aucun délaminage n'est enregistré pour un effort d'impact inférieur à 2 kN, alors qu'une surface délaminiée de 1000 mm<sup>2</sup> est mesurée pour un effort de 4 kN.

Plus généralement, et quel que soit le matériau, les tendances des courbes des Figure III- 67 et Figure III- 68 montrent qu'à même effort d'impact, les dommages dans le composite nu sont plus importants que dans le composite protégé. En effet, l'hypothèse, déjà émise précédemment, est que le liège a pour effet d'étaler l'effort d'impact et donc de diminuer les contraintes de contact maxi sous l'impacteur. A même effort d'impact, les surfaces délaminées sont donc plus faibles pour les stratifiés avec PT. Par contre, toujours à cause de cet effet qu'a le liège de répartir l'effort d'impact sur des surfaces plus grandes, les efforts atteints dans le cas de plaques avec PT sont plus importants à perforation que dans le cas de plaques nues, et les surfaces endommagées sont plus grandes.

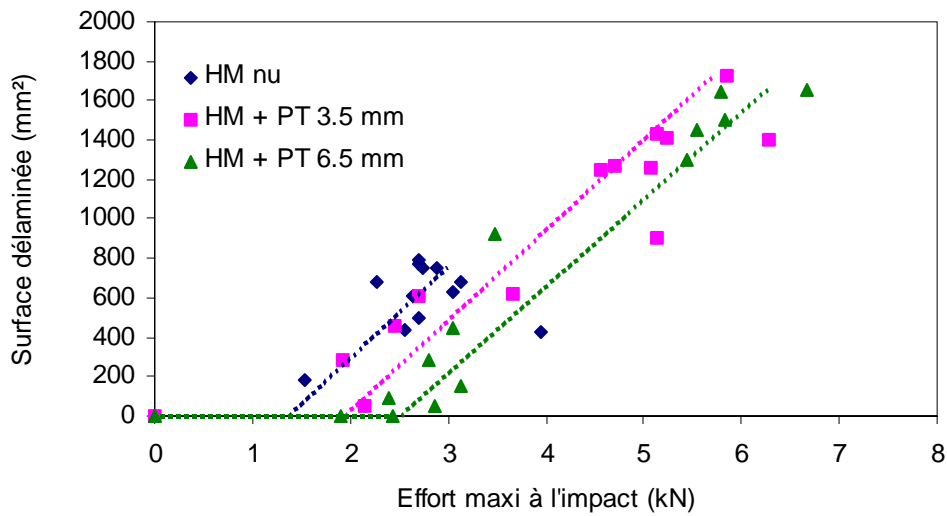


Figure III- 67: Surface délaminée en fonction de l'effort maxi pour les plaques sandwichs HM

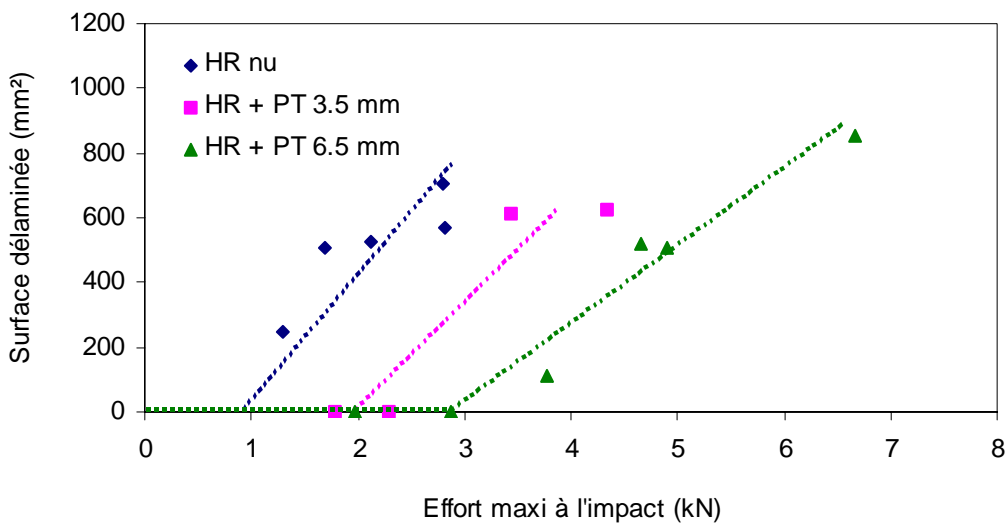


Figure III- 68 : Surface délaminée en fonction de l'effort maxi pour les plaques sandwichs HR

L'évolution de l'effort maximum en fonction de l'énergie d'impact est donnée Figure III- 69 et Figure III- 70 pour chaque série d'essais.

On observe que chaque courbe tend vers une asymptote en effort maxi, qui correspond au début de perforation du stratifié. Pour les plaques protégées, la perforation apparaît bien après celle des plaques nues. L'effort augmente en fonction de l'énergie d'impact et atteint donc une valeur à saturation supérieure à celle atteinte par l'effort pour les plaques non protégées.

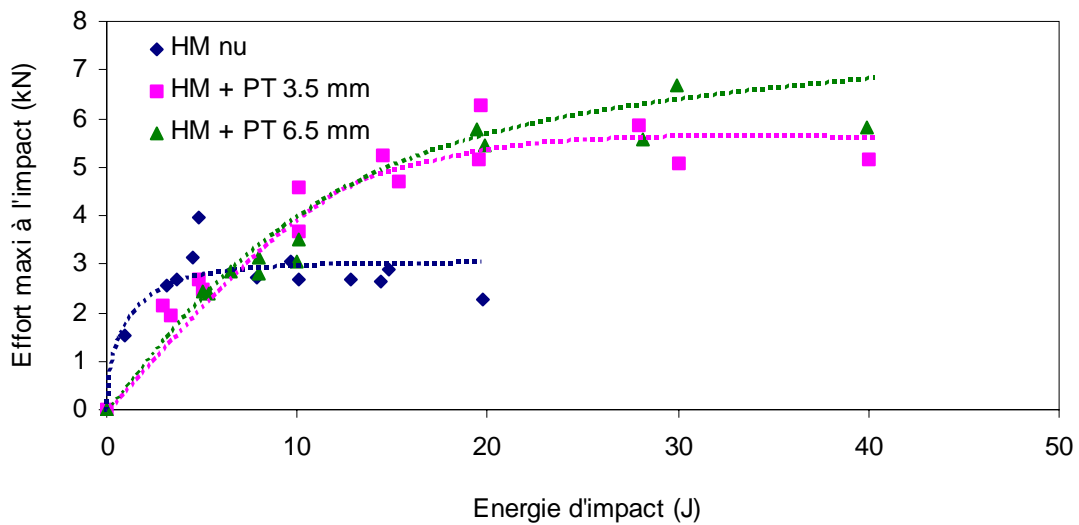


Figure III- 69 : Effort en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques sandwiches HM

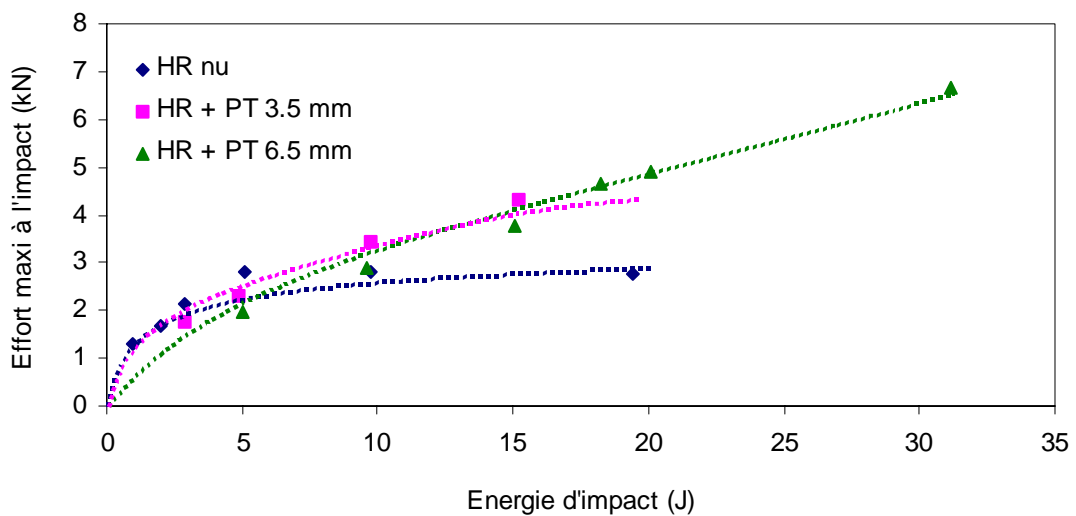


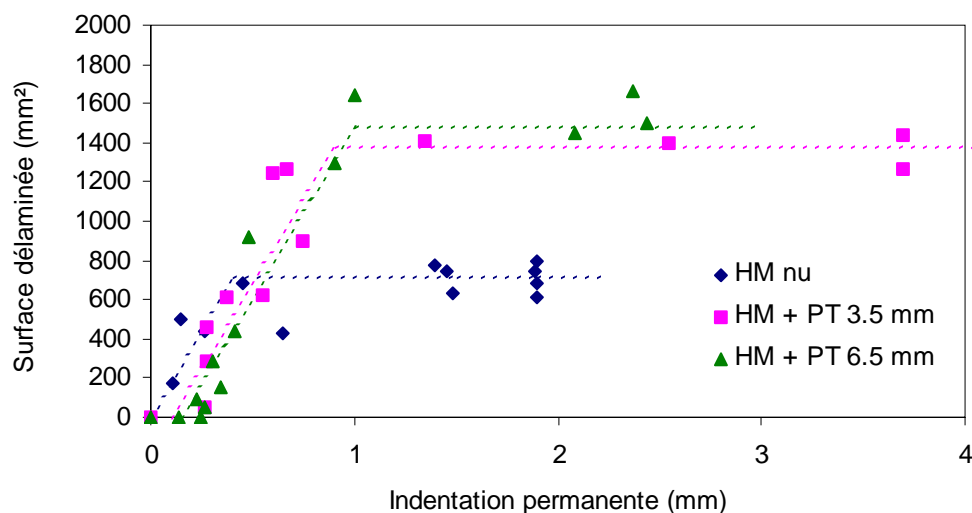
Figure III- 70 : Effort en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques sandwiches HR

La Figure III- 71 et la Figure III- 72 montrent l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'indentation permanente pour chacun des deux matériaux.

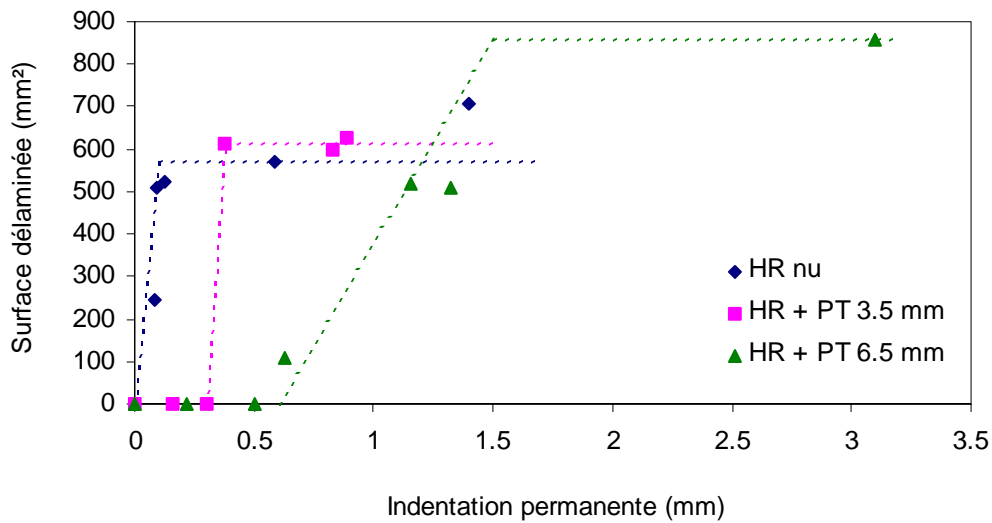
Comme déjà observé pour les éprouvettes monolithiques, les courbes montrent que la dégradation dans le composite apparaît avant d'avoir une empreinte permanente visible (0.3mm) sur les plaques composites non protégées. En effet, les premiers délaminages observés aux C-scan pour les deux matériaux apparaissent pour des profondeurs d'empreinte inférieures à 0.1 mm.

Concernant les stratifiés protégés thermiquement, l'empreinte causée par l'impact sur la protection thermique devient détectable juste au moment de l'apparition des premiers délaminages pour les plaques sandwiches HM avec PT de 3.5 mm et 6.5 mm, ainsi que pour les plaques HR avec PT de 3.5 mm. Concernant les plaques sandwiches HR avec PT de 6.5 mm, l'empreinte est visible bien avant d'avoir un dommage dans le composite : les premiers dommages apparaissent pour une indentation supérieure à 0.5 mm.

Ainsi, la protection thermique joue, là aussi, le rôle de révélateur de chocs même si les premiers dommages apparaissent pour des profondeurs d'empreinte plus faibles que dans le cas des éprouvettes monolithiques. En effet, il faut rappeler que le nombre de plis constituant chaque peau du sandwich est deux fois plus faible que celui des stratifiés monolithiques : il est donc normal que les plaques sandwiches s'endommagent plus vite, d'autant plus que leur raideur globale est nettement plus élevée que celle des plaques monolithiques (à iso-épaisseur, l'endommagement augmente quand la raideur croît). Au-delà d'une certaine profondeur d'empreinte, propre au matériau composite et à l'épaisseur de la protection thermique, la surface délaminée augmente brusquement et il devient très difficile d'estimer la taille du dommage à une profondeur d'empreinte donnée.

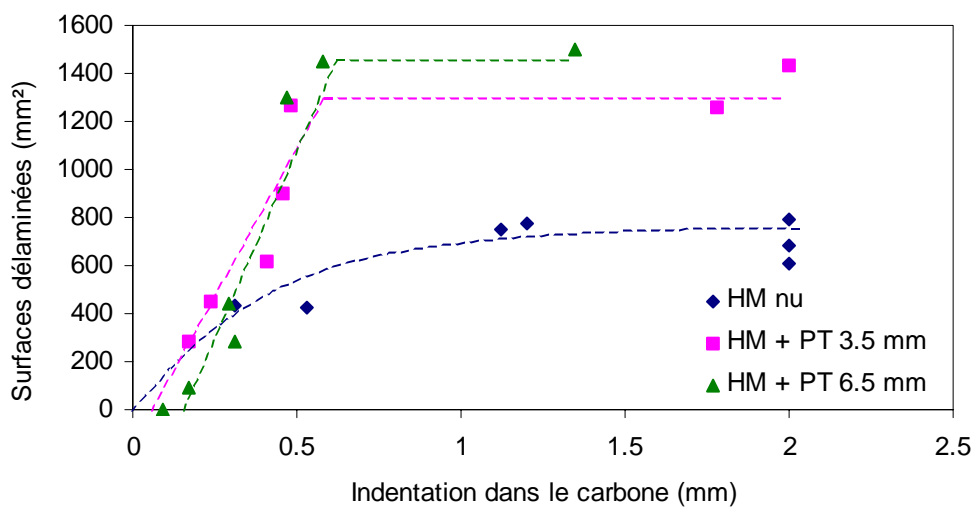


**Figure III- 71** : Surface délaminée en fonction de l'indentation permanente pour les plaques sandwiches HM



**Figure III-72** : Surface délaminée en fonction de l'indentation permanente pour les plaques sandwiches HR

Comme pour les éprouvettes monolithiques, les profondeurs d'empreinte ont ensuite été directement mesurées sur la partie composite, une fois la PT arrachée, à l'aide du système des deux caméras CCD. Seules les éprouvettes de type Airbus de dimensions 100 x 150 mm<sup>2</sup> ont été analysées. La Figure III- 73 présente donc l'évolution de la surface délaminée en fonction de l'empreinte mesurée sur matériau composite pour les plaques sandwiches HM. Comme déjà observé sur les courbes précédentes, la dégradation dans le composite apparaît bien avant d'avoir une empreinte visible sur les plaques nues. Concernant les plaques avec PT, les empreintes mesurées sur le carbone sont beaucoup plus faibles. Il est donc possible, pour les plaques protégées, d'avoir des dommages importants dans le composite alors qu'aucune empreinte n'est encore visible sur le carbone.

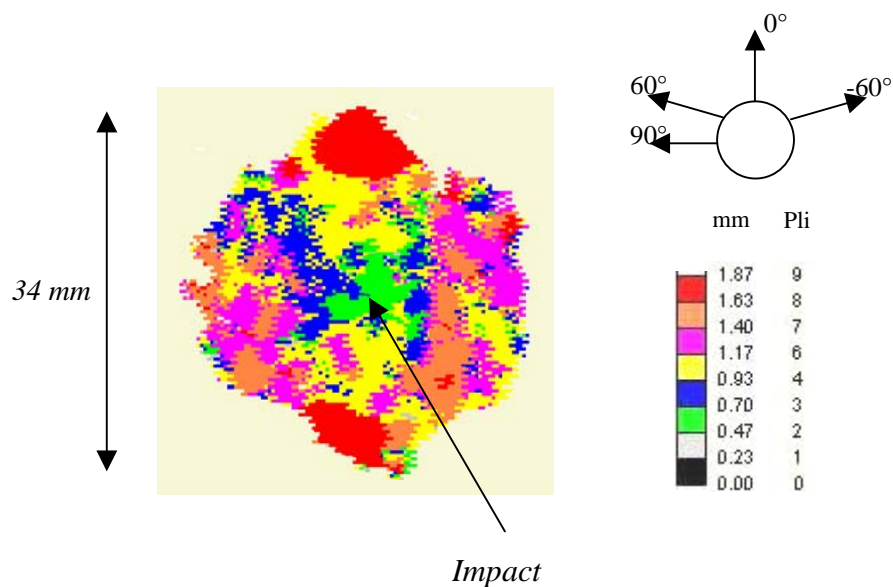


**Figure III-73** : Surface délaminée en fonction de l'empreinte dans le composite pour plaques composites HM

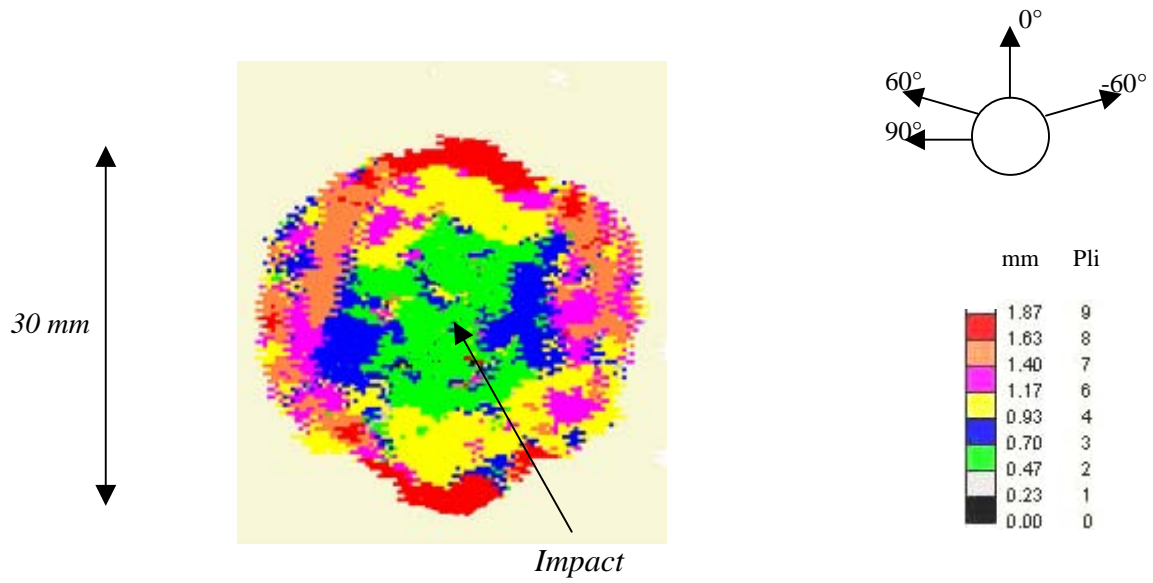
### III.4.4. Analyse des phénomènes d'endommagement

#### III.4.4.1. Plaques nues

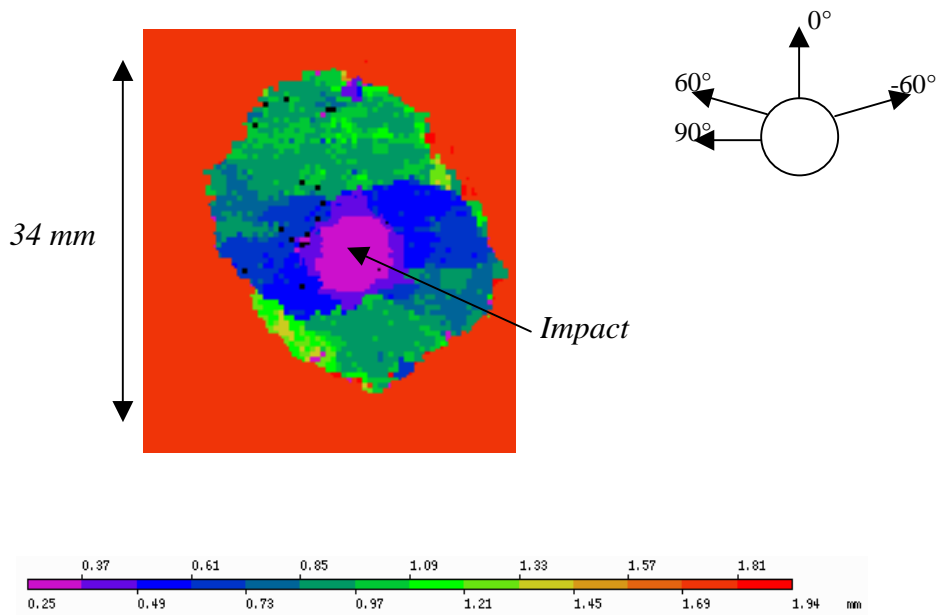
Les images qui suivent montrent des exemples de C-scan pour les plaques sandwiches HM et HR nues. Les tendances qui ressortent sont identiques à ce qui a été observé pour les éprouvettes monolithiques. Toutes les interfaces de la peau impactée sont délaminées et l'ensemble des endommagements développés dans la peau supérieure présente une enveloppe de forme cônique (Cf. Figure III- 74). Un contrôle ultrasonore a également été effectué sur la deuxième peau de chaque éprouvette. Aucun dommage n'a été détecté.



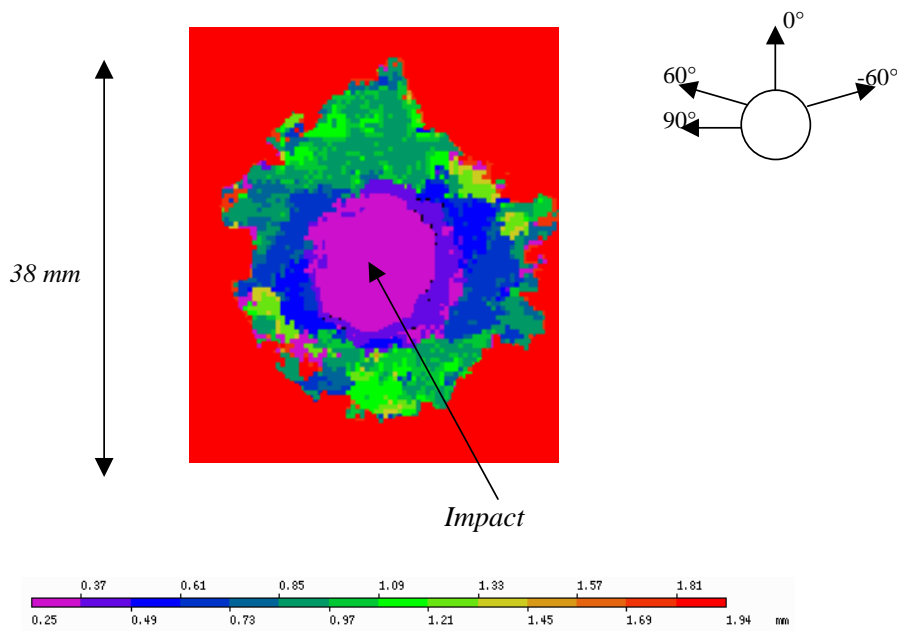
Impact de 4.5J sur une éprouvette HM,  $S_d=685 \text{ mm}^2$



Impact de 9.7J sur une éprouvette HM,  $S_d=630 \text{ mm}^2$



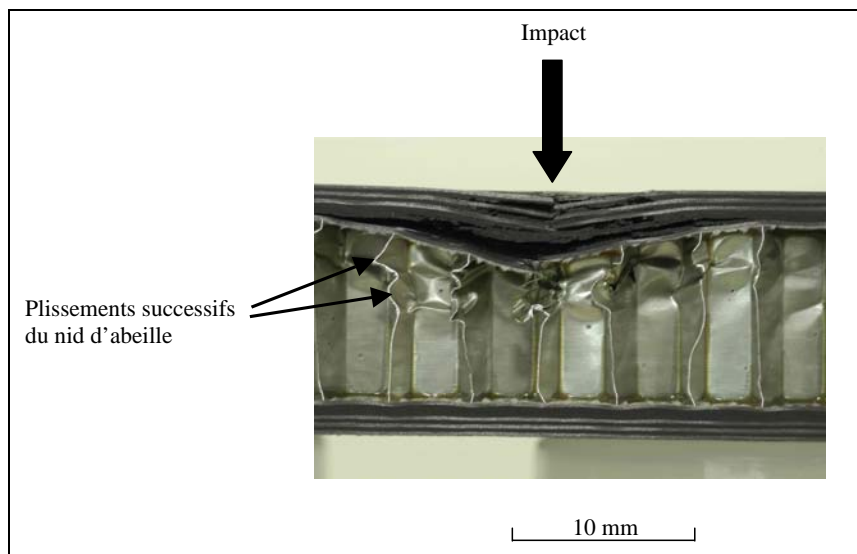
Impact de 5.1J sur une éprouvette HR,  $S_d=570 \text{ mm}^2$



Impact de 9.7J sur une éprouvette HR,  $S_d=710 \text{ mm}^2$

**Figure III- 74** : Images C-scan de différentes éprouvettes sandwiches nues après impact

L'observation d'une coupe de la structure impactée fait apparaître une dégradation importante du nida alu (Cf. Figure III- 75) avec un flambage local sous la peau impactée. Il arrive également parfois que la peau impactée du sandwich se décolle du nida autour de l'impact et que le retour de la peau après impact génère un espace libre entre la peau et le nida. Ce point est important vis-à-vis de la CAI du sandwich, car cela laisse un degré de liberté supplémentaire à la peau, favorisant ainsi l'apparition d'un cloquage.



**Figure III- 75** : observation d'une plaque HM nue impactée à 9.7J



III.4.4.2. Plaques avec PT

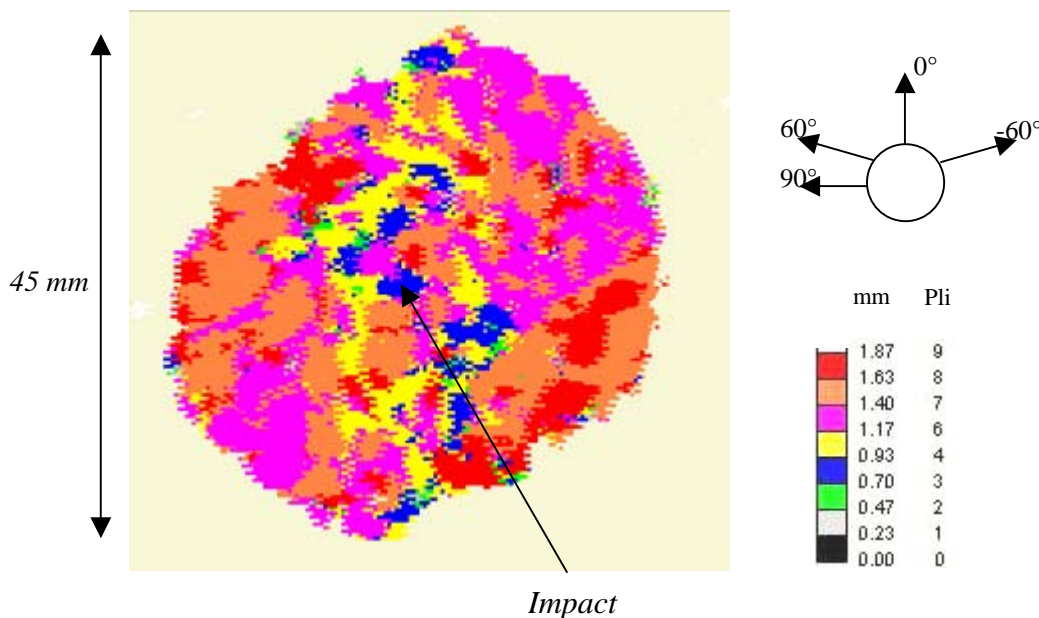
Les cartographies C-scan (Cf. Figure III- 76) et les observations faites au microscope optique (Cf. Figure III- 77) des éprouvettes sandwichs avec PT font apparaître des comportements similaires à ceux observés pour les stratifiés monolithiques protégés :

- en dessous d'un certain seuil d'énergie d'impact  $E_0$ , la forme générale du délaminage n'est plus conique dans l'épaisseur, le délaminage est situé localement, à mi-épaisseur de l'échantillon. L'endommagement intralaminare est observé au microscope optique : la fissuration matricielle est surtout visible dans les plis situés de part et d'autre des délaminages centraux ;
- au dessus de ce même seuil d'énergie  $E_0$ , le délaminage principal est toujours situé à mi-épaisseur de l'échantillon mais tend progressivement vers un cône de délaminage.

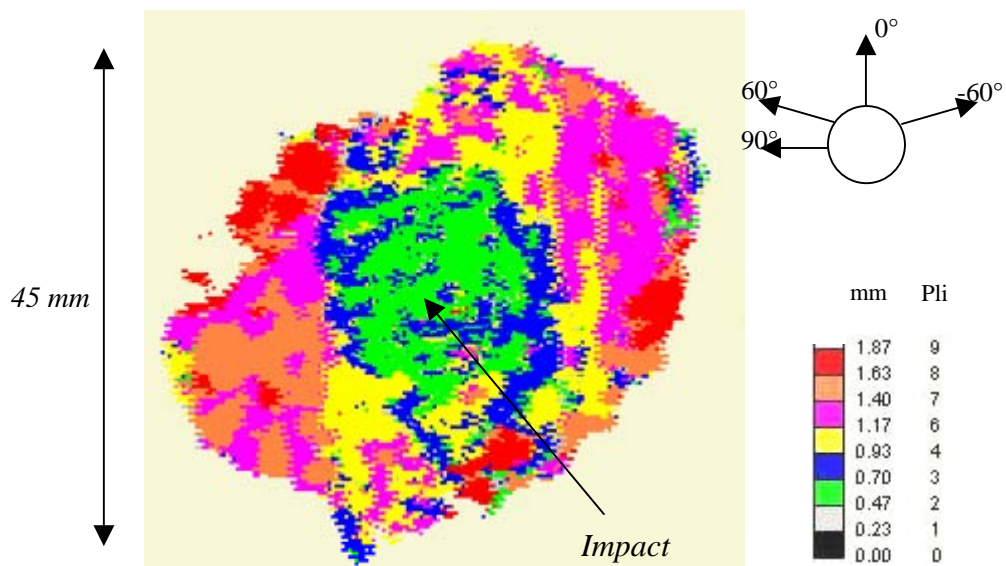
Les différentes valeurs de  $E_0$  sont données dans le Tableau III- 2 et ont été déterminées expérimentalement par analyses des cartographies C-scan et des observations au microscope.

	PT 3.5 mm	PT 6.5 mm
HR	20 J	30 J
HM	20 J	> 30J

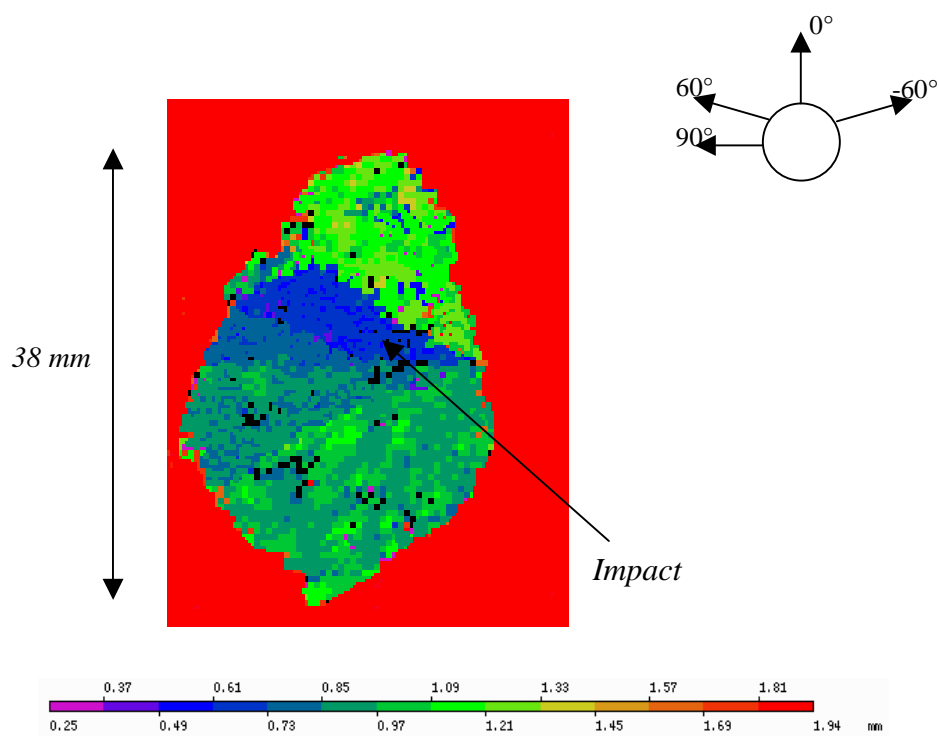
Tableau III- 2 : Différentes valeurs de  $E_0$  pour les plaques sandwichs



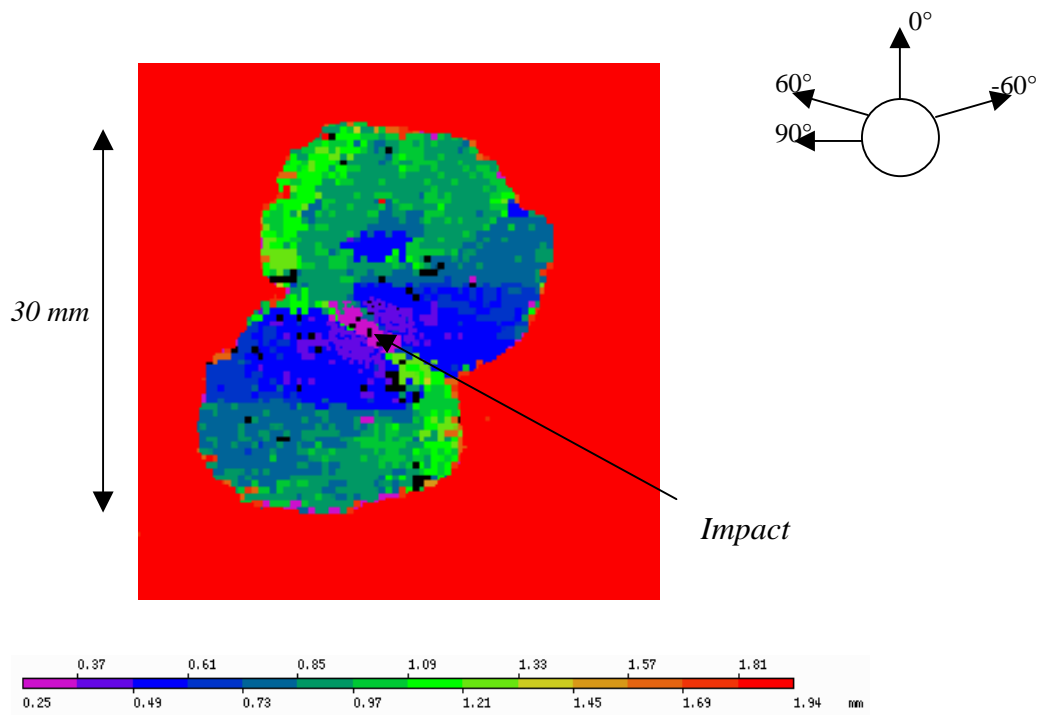
Impact de 10J sur une éprouvette HM avec PT 3.5mm,  $S_d=1250 \text{ mm}^2$



Impact de 19.7J sur une éprouvette HM avec PT 3.5mm,  $S_d=1400 \text{ mm}^2$

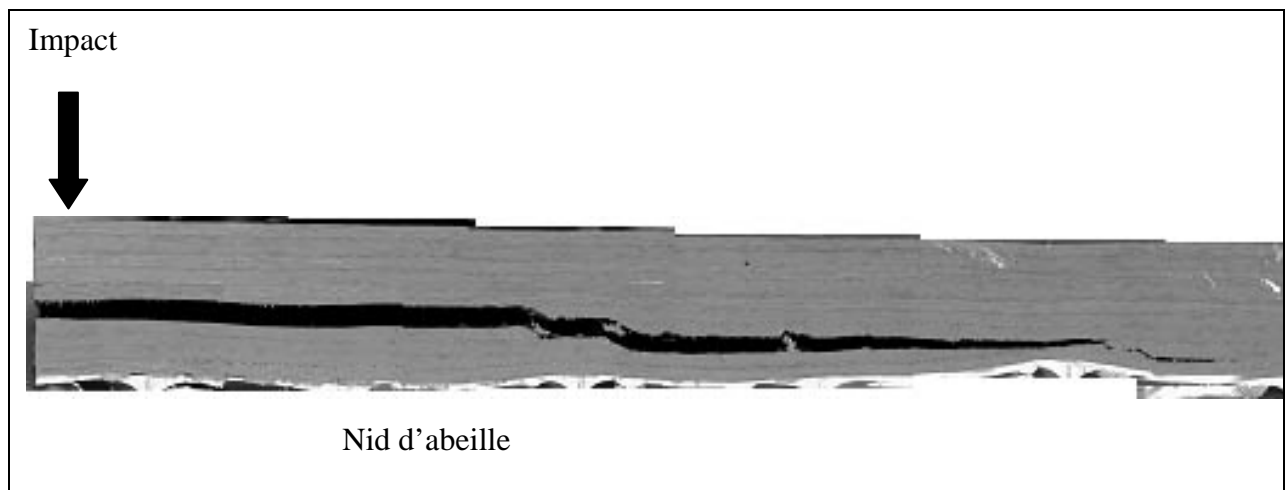


Impact de 9.7J sur une éprouvette HR avec PT 3.5mm,  $S_d=615 \text{ mm}^2$



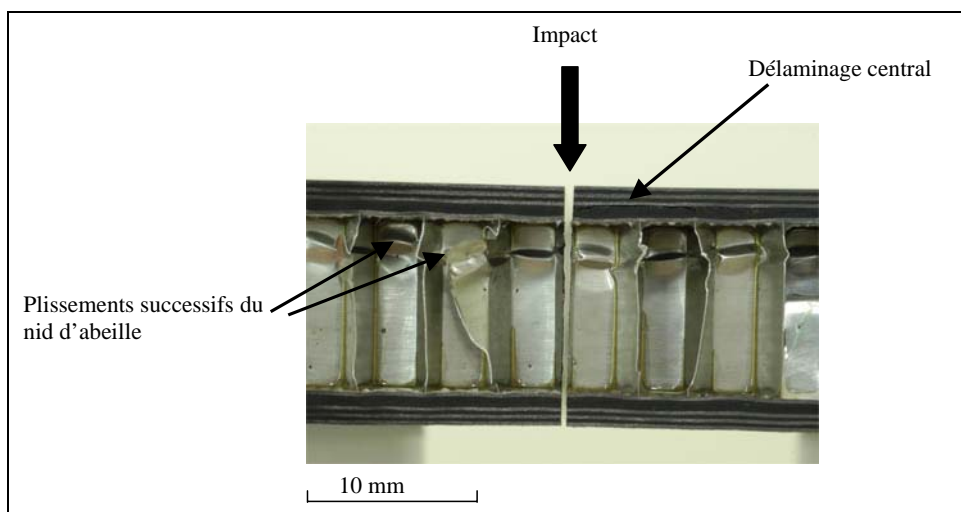
Impact de 20.7J sur une éprouvette HR avec PT 3.5mm,  $S_d=600 \text{ mm}^2$

**Figure III- 76 :** Images C-scan de différentes éprouvettes sandwiches avec PT après impact

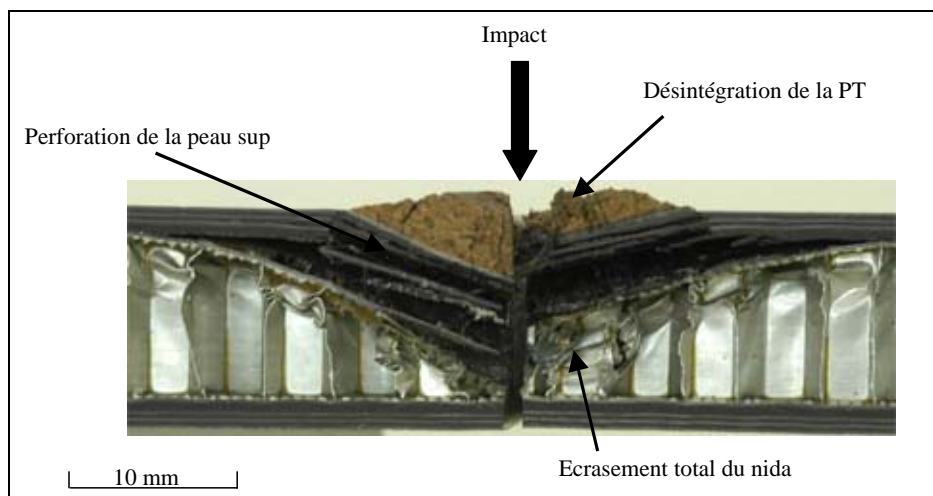


**Figure III- 77 :** Coupe micrographique d'une plaque HM avec PT de 3.5 mm impactée à 15J  
Observation de la peau supérieure

Les Figure III- 78 et Figure III- 79 montrent les observations macrographiques de deux éprouvettes sandwiches HM avec PT. La plaque avec PT de 6.5 mm impactée à 10J présente des plissements importants du nid d'abeille (identiques à ceux observés Figure III- 75), alors qu'une empreinte permanente de 0.5 mm seulement est mesurée au comparateur. Un délaminage situé à mi épaisseur de l'éprouvette est visible à l'œil nu. Concernant la plaque HM avec PT de 3.5 mm impactée à 28J, la protection thermique s'est complètement détériorée et a pénétré la peau supérieure du sandwich jusqu'à complète perforation de celle-ci. Le nida s'est entièrement effondré, mais aucun dommage dans la peau inférieure n'a été détecté aux ultrasons.



**Figure III- 78** : observation d'une plaque HM avec PT 6.5 mm impactée à 10J



**Figure III- 79** : observation d'une plaque HM avec PT 3.5 mm impactée à 28J

### **III.5. CONCLUSIONS**

Ce chapitre s'est intéressé aux résultats des différents essais d'impact réalisés sur éprouvettes monolithiques et sandwiches avec et sans PT, et ce pour les matériaux HR et HM. L'objectif était de déterminer l'influence de la protection thermique sur l'endommagement à l'impact des structures composites.

Il a ainsi été possible d'observer que la PT avait deux effets :

- dans un premier temps, le liège a un effet absorbant : la structure est plus souple et le liège se comporte comme un ressort que l'on ajouterait entre la plaque composite et l'impacteur. Les contraintes de contact maxi sont alors diminuées sous l'impacteur et la dégradation dans le composite apparaît pour des énergies d'impact supérieures. Ce comportement est lié à un effet structure ;
- Lorsque la PT est complètement endommagée, c'est un effet d'étalement de contraintes qui ressort. Les surfaces délaminées obtenues avec PT à saturation sont d'autant plus importantes que l'épaisseur de la protection est grande (0, 3.5 ou 6.5 mm). Impacter une plaque avec PT revient donc, alors, à impacter une plaque nue avec un impacteur de diamètre plus grand.

Les cartographies C-scan et les observations faites au microscopes ont mis en évidence que la protection thermique avait également une influence sur la forme du délaminage dans le stratifié :

- sans PT, un cône de délaminage est observé dans l'épaisseur du stratifié ;
- avec PT, le délaminage est principalement situé à mi-épaisseur du stratifié. Pour des énergies d'impact plus importantes, le délaminage principal reste situé à mi-épaisseur du stratifié mais tend progressivement vers un cône de délaminage.

Un modèle éléments finis a été développé afin de comprendre l'origine de ces différences de comportements.

Les calculs ont permis de retrouver globalement les morphologies de dommages apparaissant lors d'un impact sur plaques stratifiés composites avec et sans PT, et d'appréhender la phénoménologie de l'endommagement.

Ainsi, il a été possible de montrer que la chronologie de l'apparition des modes d'endommagement variait entre une plaque nue et une plaque avec PT. La fissuration matricielle est le premier mode d'endommagement dans les deux cas et s'initie dans les plis inférieurs du stratifié. Concernant le délaminage, il a été possible de constater que ce type de dommage intervenait avant la rupture de fibres dans le cas d'une plaque nue alors qu'il se produisait après la rupture des fibres pour les plaques avec PT. Cette différence semble être à l'origine de la zone d'initiation du délaminage.

# IV - ETUDE DU COMPORTEMENT EN COMPRESSION APRES IMPACT

## IV.1. INTRODUCTION

L'influence de la protection thermique sur l'endommagement dû à l'impact basse vitesse de plaques composites monolithiques et sandwiches a été étudiée. Dans ce chapitre, l'analyse va porter sur le comportement en compression de la structure impactée et endommagée (On parle alors de Compression Après Impact : CAI).

Cette partie de l'étude comportera une partie expérimentale importante qui a nécessité un grand nombre de mises au point et l'utilisation de moyens de mesure des déplacements par corrélation d'images et capteur LVDT. Il sera par conséquent établi des cartographies de déplacements hors plan de la face impactée de l'éprouvette. L'évolution des déformations pendant la mise en charge (3 jauges par éprouvette en moyenne) sera également analysée.

Enfin, un modèle basé sur des éléments finis 3D sera développé. Une répartition des délaminages, dans l'épaisseur de l'éprouvette, affectée d'une empreinte résiduelle localisée autour du point d'impact, sera utilisée pour représenter la structure réelle de l'endommagement. L'objectif est de retrouver le comportement de la zone endommagée observée expérimentalement et de conclure sur les mécanismes de ruine.

## IV.2. DEFINITION DES EPROUVETTES

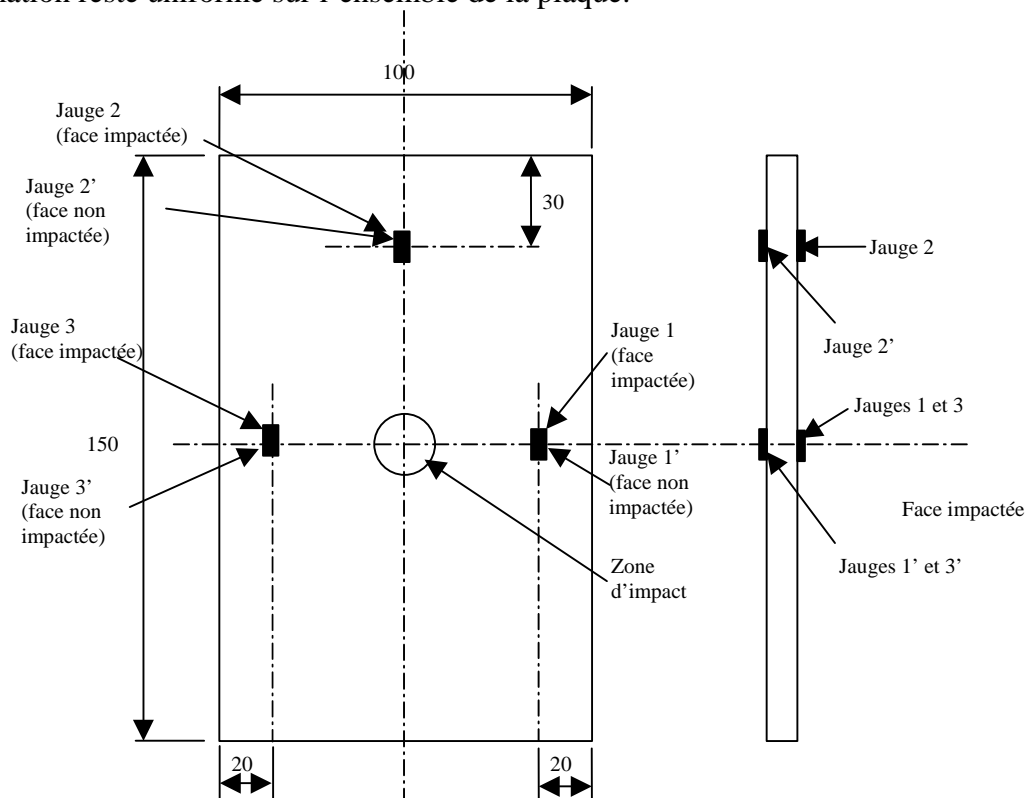
Les éprouvettes utilisées pour étudier le comportement en compression résiduelle sont les éprouvettes de dimensions 100 x 150 mm<sup>2</sup> de type Airbus étudiées au chapitre précédent.

Le montage de CAI a été défini précédemment au chapitre II.

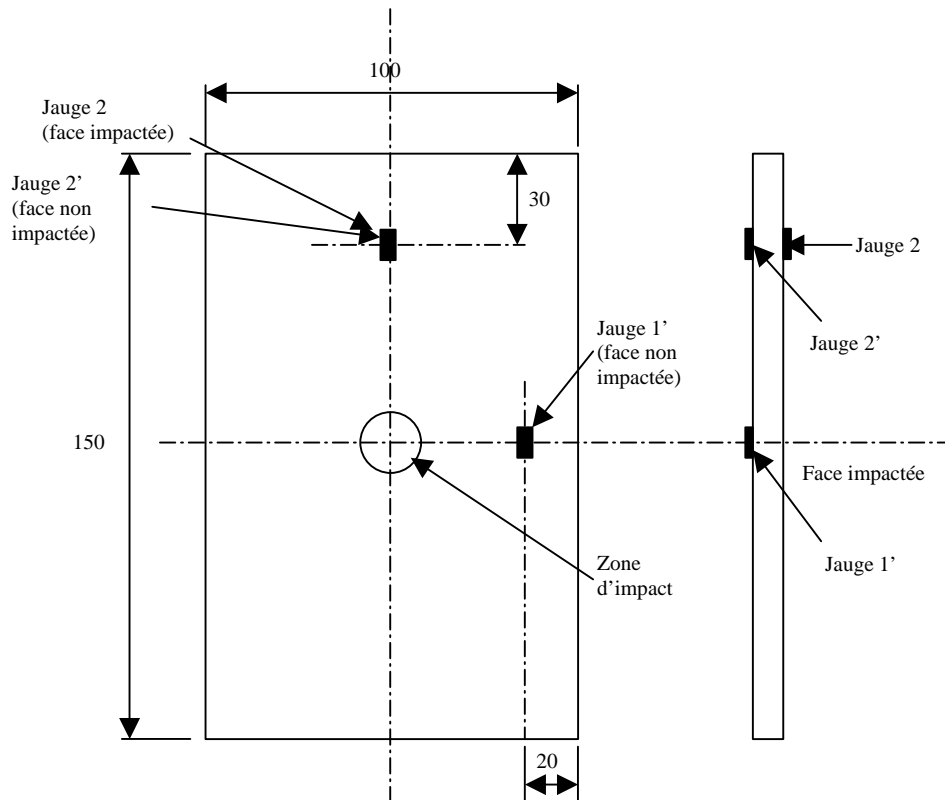
### IV.2.1. Eprouvtes monolithiques

Rappelons que deux matériaux avaient été utilisés pour les essais d'impact : un matériau HR, le T300/914, bien connu dans le monde aéronautique, et un matériau HM utilisé dans la fabrication des structures de partie haute de lanceurs. Les éprouvettes HR étaient constituées d'un empilement de 28 plis 0°/±60°/90°, les éprouvettes HM étaient, quant à elles, constituées d'un empilement de 18 plis 0°/±60°/90°. Une fois impactées et contrôlées aux C-scans après arrachage de la PT, ces mêmes éprouvettes ont été instrumentées de jauges d'extensométrie afin d'observer l'évolution des déformations au cours du chargement.

La géométrie des éprouvettes monolithiques, ainsi que la disposition des jauges, sont schématisées Figure IV- 1. Dans un premier temps, six jauges d'extensométrie ont été collées sur quelques éprouvettes afin de mettre au point l'essai de compression et de vérifier que les champs de déformations étaient uniformes sur les deux faces des éprouvettes (Cf. Figure IV- 1 a). Une fois le montage réglé, il a été décidé de limiter le nombre de jauges à trois (Cf. Figure IV- 1 b). Les jauges J2 et J2', situées en vis-à-vis en haut de l'éprouvette, servent alors à vérifier que l'éprouvette ne part pas en flexion dès le début du chargement. Les jauges J1' et J2', situées toutes les deux côté non impacté, permettent de vérifier que le champ de déformation reste uniforme sur l'ensemble de la plaque.



(a) Eprouvette pour mise au point de l'essai



(b) Eprouvette standard

Figure IV- 1 : Schémas des éprouvettes CAI monolithiques

#### IV.2.2. Eprouvettes sandwiches

Pour les éprouvettes sandwiches, seules les plaques HM ont été testées en compression après impact. Les peaux sont constituées d'un empilement de 8 plis  $0^\circ/\pm 60^\circ/90^\circ$  et l'âme est constituée de nid d'abeille en aluminium d'épaisseur 10 mm. Deux talons en résine du type de ceux utilisés pour réaliser des inserts (Scotch-Weld 350-AB/A) sont moulés aux deux extrémités des éprouvettes pour renforcer localement la zone et pour que le transfert de charge soit plus progressif (Cf. Figure IV- 2).



Figure IV- 2 : Photo d'une éprouvette sandwich de CAI



Comme pour les plaques monolithiques, une fois les sandwichs impactés et contrôlés aux C-scans après arrachage de la PT, les éprouvettes sont instrumentées de jauges d'extensométrie afin d'observer l'évolution des déformations au cours du chargement.

La géométrie des éprouvettes sandwichs, ainsi que la disposition des jauges, sont schématisées Figure IV- 3.

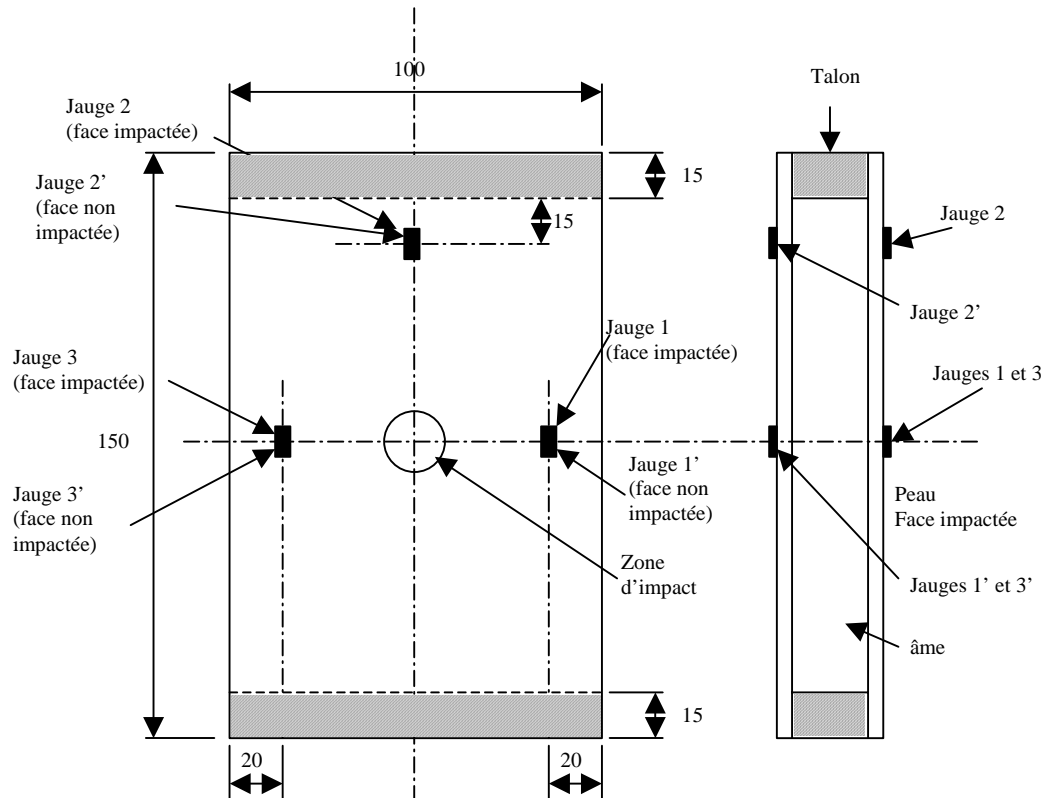


Figure IV- 3 : Schéma de l'éprouvette CAI sandwich

### IV.3. DEROULEMENT DES ESSAIS

#### IV.3.1. Mesure

Les moyens de mesures utilisés pour les essais de compression après impact ont été définis au chapitre II. Rappelons toutefois que l'évolution de la profondeur et de la forme de l'empreinte au cours du chargement est enregistrée par deux caméras CCD placées devant la face indentée. Un traitement informatique de corrélation d'images 3D permet alors de reconstruire les déplacements dans le plan de l'éprouvette ainsi que l'évolution des déplacements hors plan de l'éprouvette côté impacté.

La flèche de la face opposée à l'impact est mesurée, quant à elle, à l'aide d'un capteur LVDT positionné au centre de l'éprouvette côté non impacté.

Enfin, des jauges unidirectionnelles d'extensométrie, dont les positions ont été définies au paragraphe précédent, ont été utilisées pour mesurer l'évolution des déformations au cours de l'essai et vérifier que la compression était bien uniforme. Les jauges collées en vis-à-vis sur les deux faces des éprouvettes permettent de déterminer les déformations de compression et de flexion engendrées par la charge :

$$\varepsilon_{comp} = \frac{\varepsilon_{face1} + \varepsilon_{face2}}{2} \quad \text{Equation IV- 1}$$

$$\varepsilon_{flexion} = \frac{\varepsilon_{face1} - \varepsilon_{face2}}{2}$$

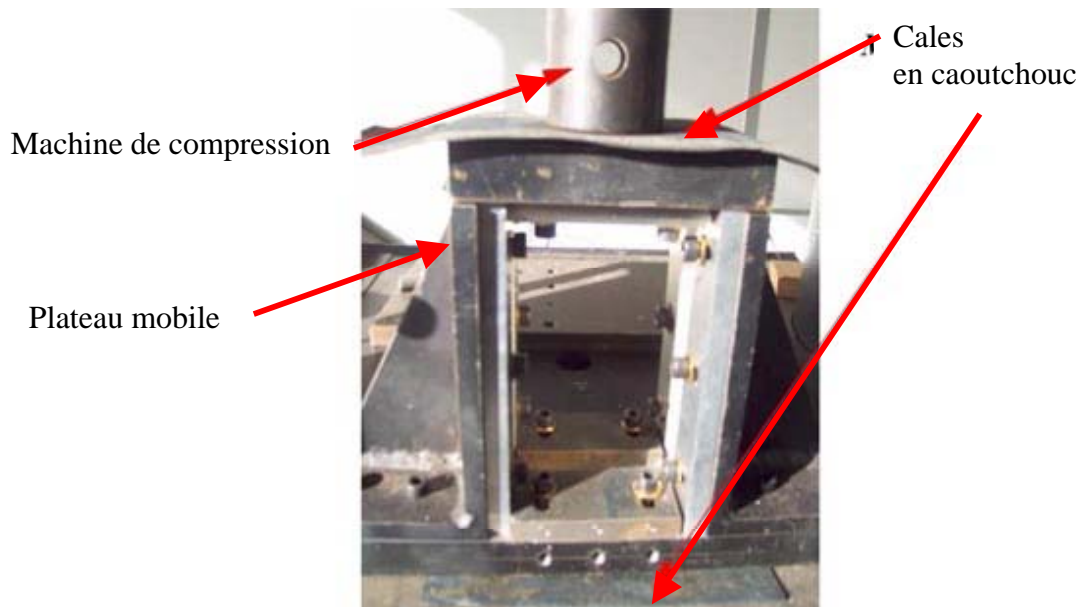
#### IV.3.2. Mise au point du montage

Des essais préliminaires, ayant pour but de vérifier que les champs de déformations sont uniformes, sont réalisés sur une éprouvette monolithique HR saine équipée de six jauges dont les positions ont été définies Figure IV- 1 (a). Les essais sont réalisés en déplacement imposé avec une vitesse de 0.2 mm/min.

Les courbes de déformation mesurées par les jauges montrent que la compression n'est pas distribuée uniformément sur la plaque (Cf. Figure IV- 5) : les jauges en vis-à-vis J1/J1' et J3/J3' donnent les mêmes déformations, mais les jauges J2/J2' font apparaître une flexion sur le haut de l'éprouvette, près des conditions de chargement où le champ de contrainte n'est pas encore uniforme. De plus, le chargement n'est pas réparti de façon homogène sur la largeur de la plaque (les jauges J1, J2 et J3 ne donnent pas la même valeur ; idem pour J1', J2' et J3'). Le montage appuie donc davantage sur un côté de l'éprouvette et semble, par conséquent, générer de la flexion parasite.

Après vérification du montage, il a été conclu que cette flexion détectée provenait d'un défaut de parallélisme entre l'éprouvette, le plateau mobile et le plateau supérieur de la machine hydraulique. Pour compenser cette accumulation de défauts, des cales de caoutchouc rigide d'épaisseur 2 mm sont mises en place en haut et en bas du montage (Cf. Figure IV- 4). Cette correction permet de limiter la flexion dans le plan et de retrouver un champ de déformation plus homogène dans la largeur de l'éprouvette. Une légère flexion hors plan apparaît

cependant, un écart inférieur à 7% étant observé entre les jauges en vis-à-vis (Cf. Figure IV-6)



**Figure IV- 4 :** Photo du montage de CAI

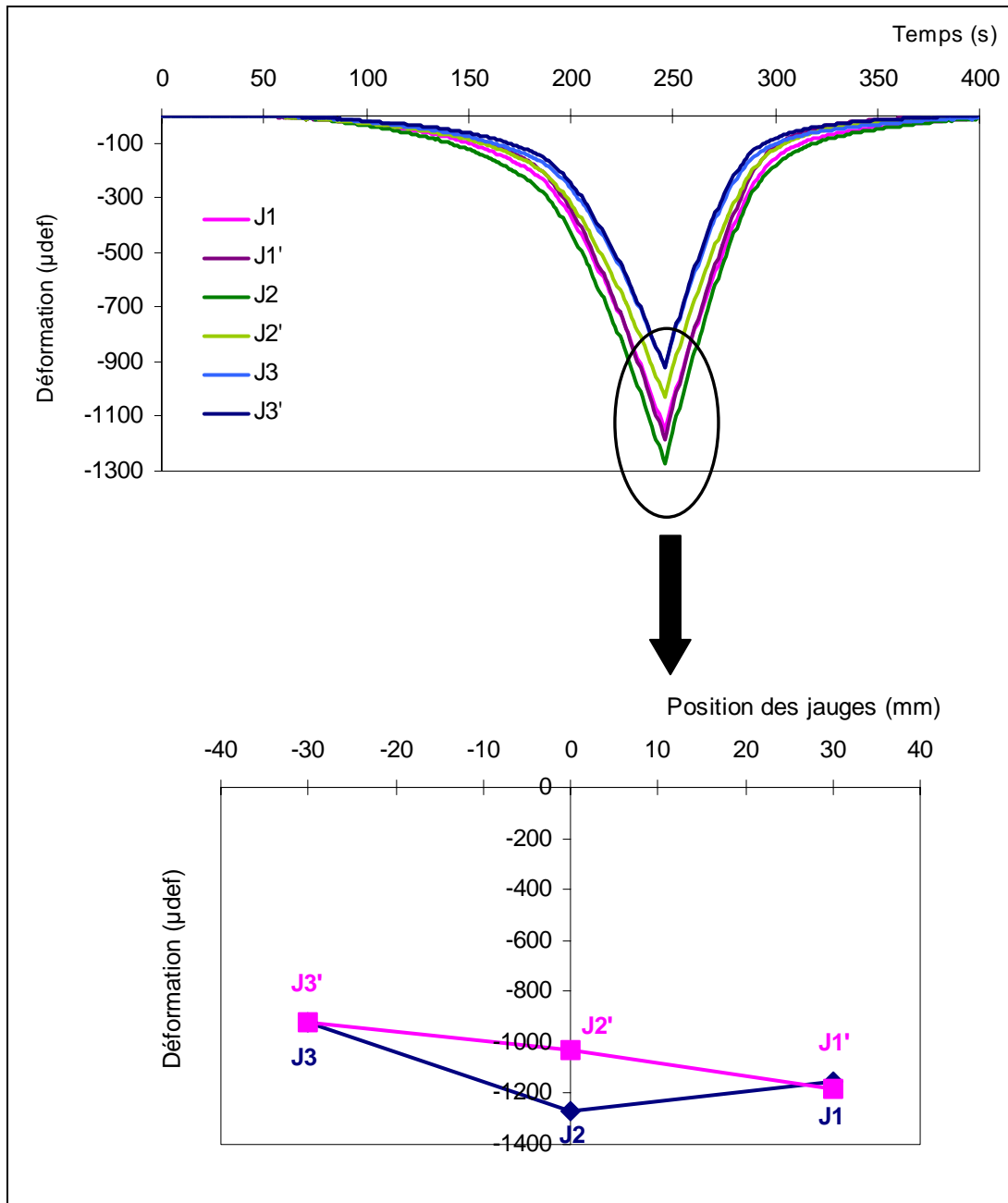


Figure IV- 5 : Déformations mesurées avant mise au point du montage

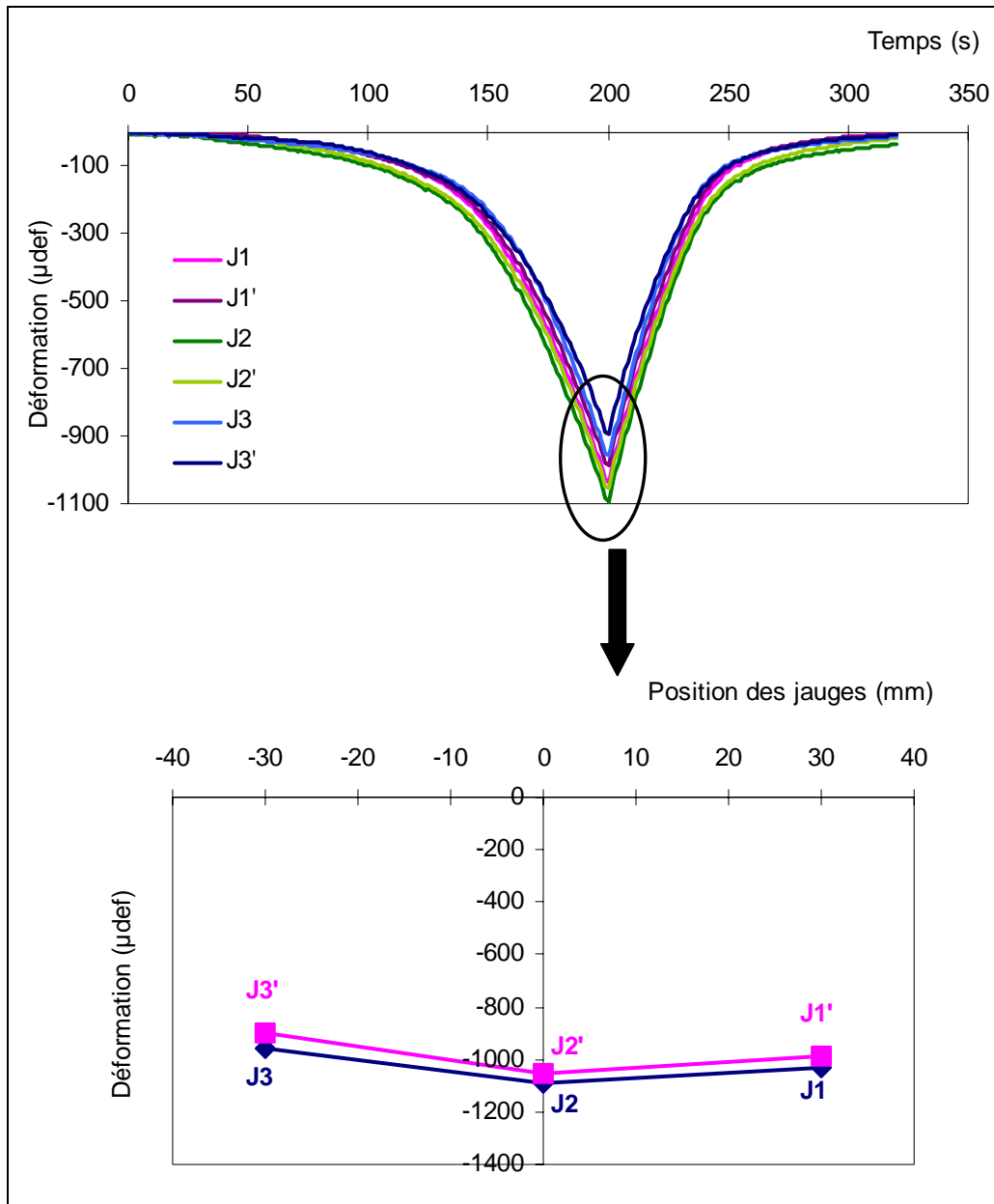


Figure IV- 6 : Déformations mesurées après mise au point du montage

### IV.3.3. Mise au point de l'éprouvette

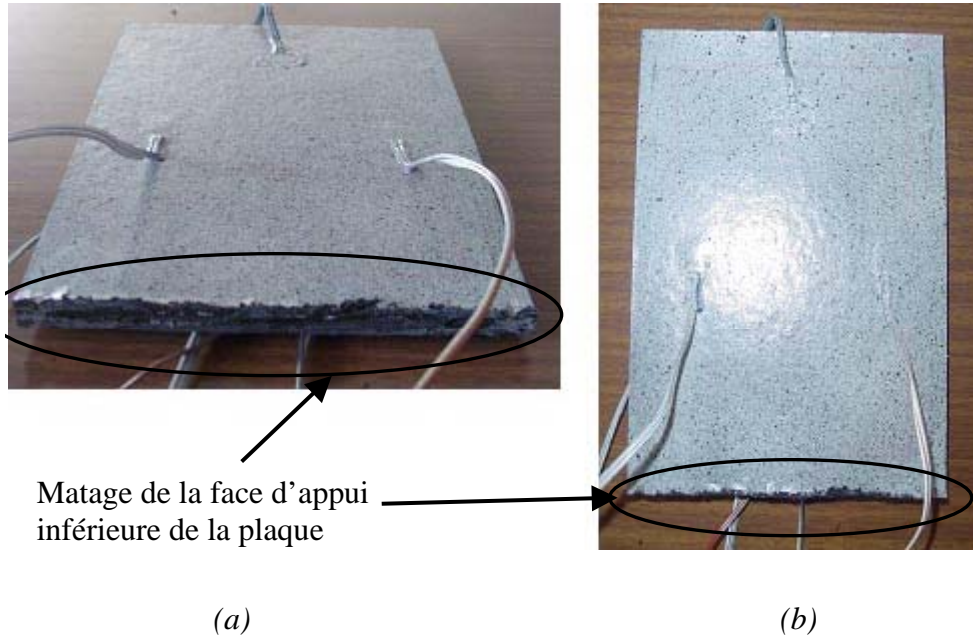
Un essai préliminaire a aussi été effectué sur une plaque HM saine non impactée. Un matage important apparaît au niveau de la face d'appui inférieure à partir de 64 kN, ce qui correspond à une contrainte de 168 MPa (Cf. Figure IV- 7).

Des essais complémentaires de compression, réalisées sur de petites éprouvettes de section 11 x 4 mm<sup>2</sup>, font pourtant apparaître le phénomène de matage à partir de 290 MPa.

Il semblerait donc que la face d'appui inférieure de l'éprouvette HM normalisée Airbus ait atteint localement la contrainte de matage de 290 MPa dû à un défaut de planéité de la surface de contact de l'éprouvette. Cette concentration de contraintes a alors généré un matage local qui s'est propagé le long de la face d'appui au cours du chargement.

Toutes les éprouvettes, impactées et non impactées, ont par conséquent été rectifiées de façon à supprimer les défauts de parallélisme et de planéité éventuels, en respectant une tolérance de 5/100 mm.

Des essais sur trois éprouvettes HM saines rectifiées font maintenant apparaître un début de matage pour un effort moyen de 115 kN, soit une contrainte de 300 MPa, ce qui correspond environ à la valeur de contrainte à matage déterminée expérimentalement sur petites éprouvettes.



**Figure IV- 7 :** Rupture en matage d'une plaque monolithique HM

## IV.4. RESULTATS ET ANALYSES

Une fois le montage et les éprouvettes mis au point, les essais de compression après impact sont effectués sur les différentes éprouvettes de type Airbus impactées au chapitre précédent. L'objectif de ces essais n'est pas de réaliser une étude exhaustive sur le comportement en compression résiduelle des éprouvettes monolithiques et sandwichs mais de fournir une base de données matériaux suffisante pour pouvoir caractériser et dimensionner les structures de lanceurs d'EADS, tout en gardant une démarche de justification en tolérance aux dommages. Le comportement de quelques éprouvettes est analysé de manière détaillée dans les paragraphes suivants.

### IV.4.1. Eprouvettes monolithiques HM

#### IV.4.1.1. Etude détaillée de quelques éprouvettes

- *Plaque monolithique HM nue impactée à 15 J*

L'étude qui suit est réalisée pour une plaque HM nue impactée à 15J. Toutefois, le processus d'endommagement observé dans cet exemple pourra être généralisé aux autres cas de plaques HM nues, impactées aux différentes énergies d'impact, décrites au chapitre III. L'analyse des courbes Figure IV- 8 à Figure IV- 11, fait apparaître un comportement en compression que l'on peut séparer en trois étapes :

**O → A** : Comportement linéaire de l'éprouvette

La structure est presque soumise à de la compression pure : les courbes Figure IV- 8 font apparaître une déformation de flexion quasi nulle. Les déplacements hors plan mesurés au droit de l'impact de part et d'autre de l'éprouvette montrent que les deux faces se déplacent de la même façon et que la plaque a tendance à se creuser (Cf. Figure IV- 10). L'empreinte permanente initiale mesurée est de 0.43 mm. Au cours du chargement, la profondeur et le rayon de l'empreinte évoluent doucement (Cf. Figure IV- 11).

**A → B** : Apparition d'une cloque centrée sur la zone d'impact

A partir de 35 kN (Point A), des déplacements importants sont enregistrés côté non impacté (Cf. Figure IV- 10 ). L'épaisseur de la plaque a donc tendance à augmenter au droit de l'impact, indiquant une décohésion de plis à l'intérieur de la plaque. Ce résultat est d'ailleurs confirmé par les déplacements hors plan enregistrés côté impacté par les caméras CCD (Cf. Figure IV- 9). Cette non-linéarité locale n'affecte pas le comportement linéaire global de l'éprouvette. En effet, les déformations mesurées par les jauges J2 et J2' évoluent toujours de façon linéaire (Cf. Figure IV- 8).

**B → Rupture** : Flexion de la plaque

A partir de 57 kN (Point B), les déformations de flexion augmentent brusquement. La cloque, enregistrée par les caméras CCD, se propage alors très rapidement juste avant la rupture de la plaque à 61 kN. Une indentation maximale de 0.84 mm est enregistrée en fin d'essai.

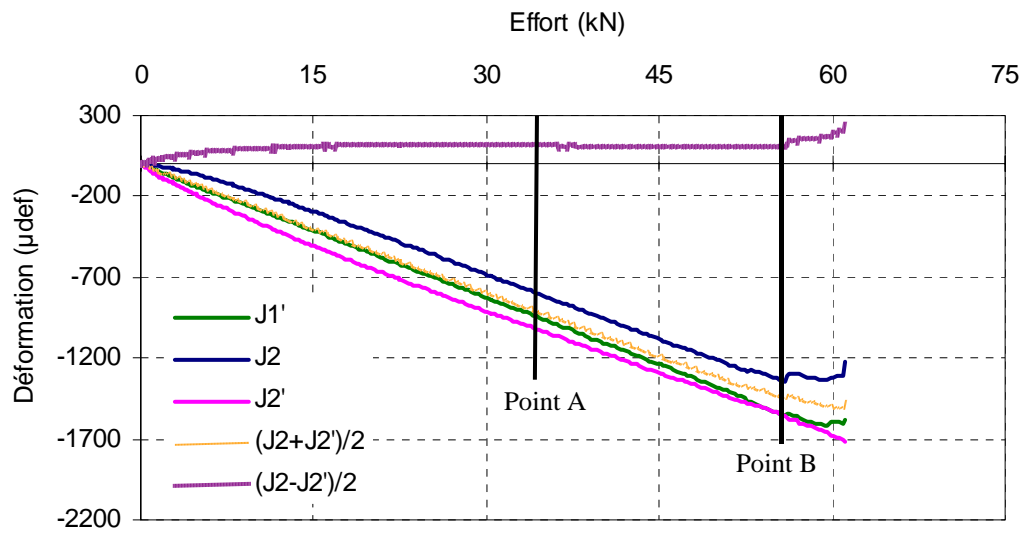


Figure IV- 8 : Evolution des déformations sur plaque HM nue impactée à 15J

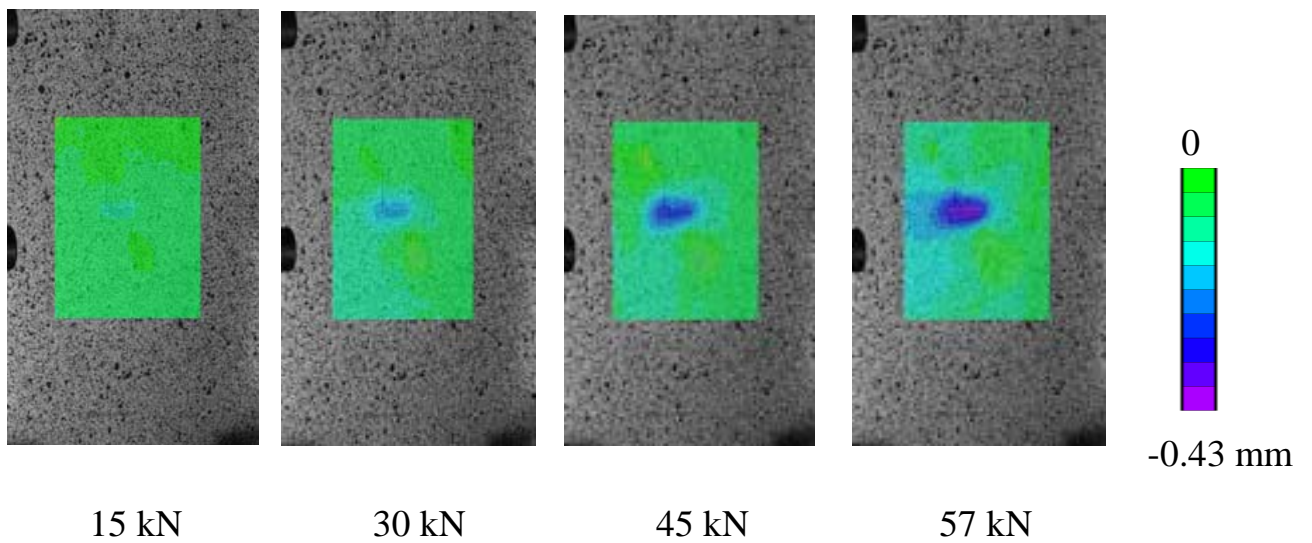


Figure IV- 9 : Déplacements hors plan enregistrés côté impacté sur plaque HM nue impactée à 15J



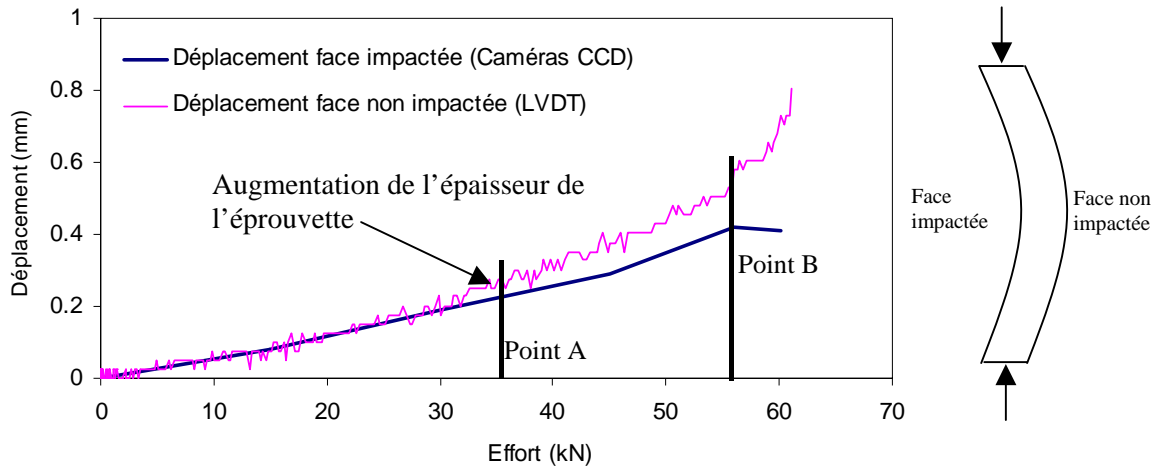


Figure IV- 10 : Déplacements hors plan au droit du dommage sur plaque HM nue impactée à 15J

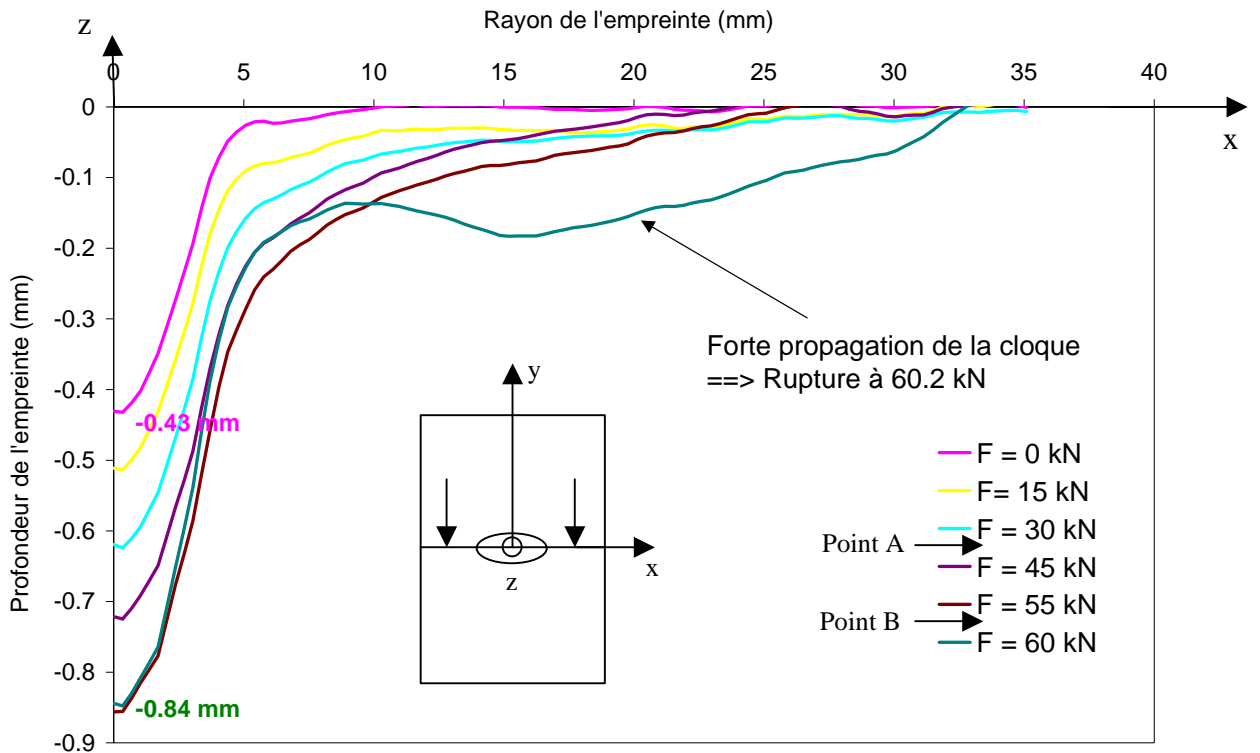


Figure IV- 11 : Evolution de l'empreinte au cours du chargement pour une plaque HM nue impactée à 15J

- *Plaque monolithique HM avec PT de 3.5 mm impactée à 40J*

Les Figure IV- 12 à Figure IV- 15 sont données pour une structure HM avec PT d'épaisseur 3.5 mm impactée à 40J. Le processus d'endommagement observé dans cet exemple pourra être généralisé aux autres cas de plaques HM avec PT, impactées aux différentes énergies d'impact, décrites au chapitre III. Comme pour le cas précédent, le comportement peut être séparé en trois étapes :

**O → A** : Comportement linéaire de l'éprouvette.

La structure est soumise à de la compression quasi pure : les courbes Figure IV- 12 font apparaître une déformation de flexion presque nulle. Une empreinte initiale de 0.26 mm est enregistrée sur le composite en début d'essai. Il est possible d'observer que cette empreinte est plus étalée dans la plaque, en comparaison de la plaque HM nue étudiée précédemment où l'empreinte est beaucoup plus localisée.

**A → B** : Apparition d'une cloque centrée sur la zone d'impact

A partir de 10 kN (Point A), les déplacements hors plan enregistrés côté impacté par les caméras CCD montrent un début d'apparition de cloque centrée sur la zone d'impact (Cf. Figure IV- 13). La cloque mesurée au droit de l'impact par les caméras CCD évolue progressivement au cours de l'essai (Cf. Figure IV- 13 et Figure IV- 15). La comparaison des déplacements hors plan, enregistrés sur les deux faces de l'éprouvette, montre que des déplacements plus importants sont enregistrés par le LVDT, indiquant que la cloque se développe plus rapidement côté non impacté. (Cf. Figure IV- 14). Le développement important de cette cloque explique les non-linéarités observées sur les jauges de déformations à partir du point A (Cf. Figure IV- 12). Notons que ces non-linéarités ne sont pas observées pour les éprouvettes HM nues. L'explication réside probablement dans le fait que les dommages sont généralement plus étendus dans les cas avec PT, et que leur influence se fait ressentir davantage sur le comportement global de l'éprouvette. De même, cette influence est observée sur les flèches enregistrées au droit de l'impact, qui sont plus importantes dans les cas avec PT que dans les cas nus.

**B → Rupture** : Flexion de la plaque

A partir de 50 kN (Point B), les déformations de flexion augmentent brusquement (Cf. Figure IV- 12). La cloque, enregistrée par les caméras CCD, se propage alors très rapidement jusqu'à la rupture de la plaque à 54.7 kN (Cf. Figure IV- 13). Une indentation maximale de 1.73 mm est enregistrée en fin d'essai (Cf. Figure IV- 15).

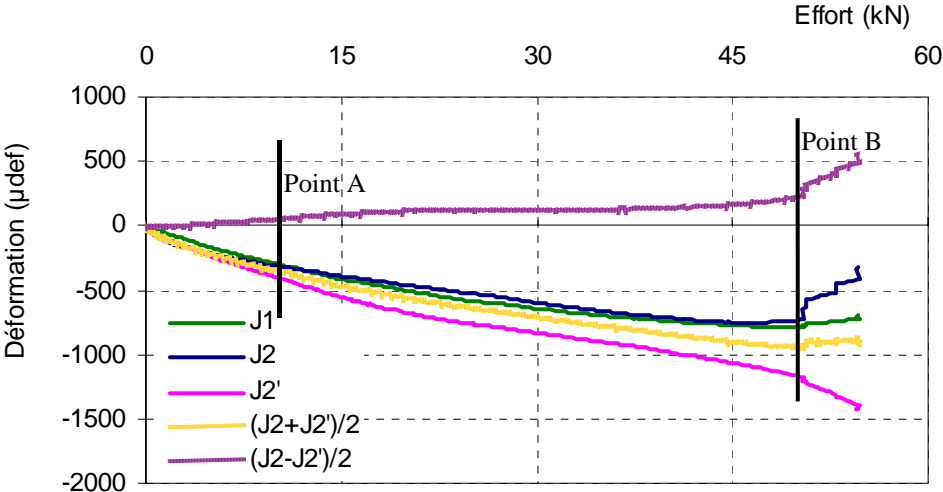


Figure IV- 12 : Evolution des déformations sur plaque HM - PT 3.5 mm - impact à 40J

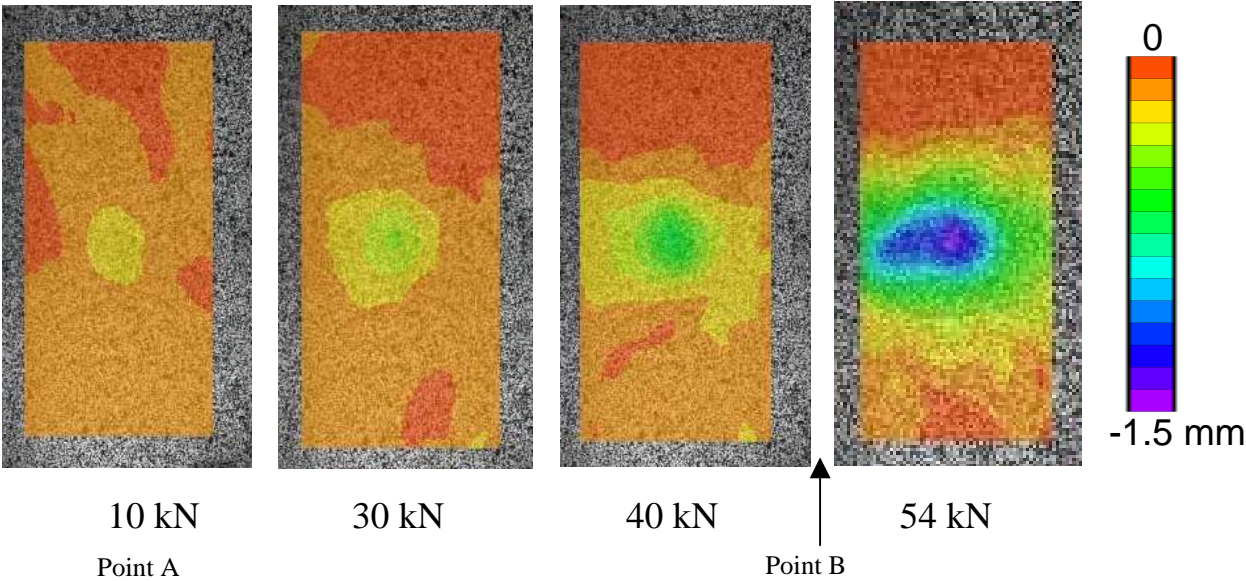


Figure IV- 13 : Déplacements hors plan côté impacté sur plaque HM - PT 3.5 mm - impact à 40J

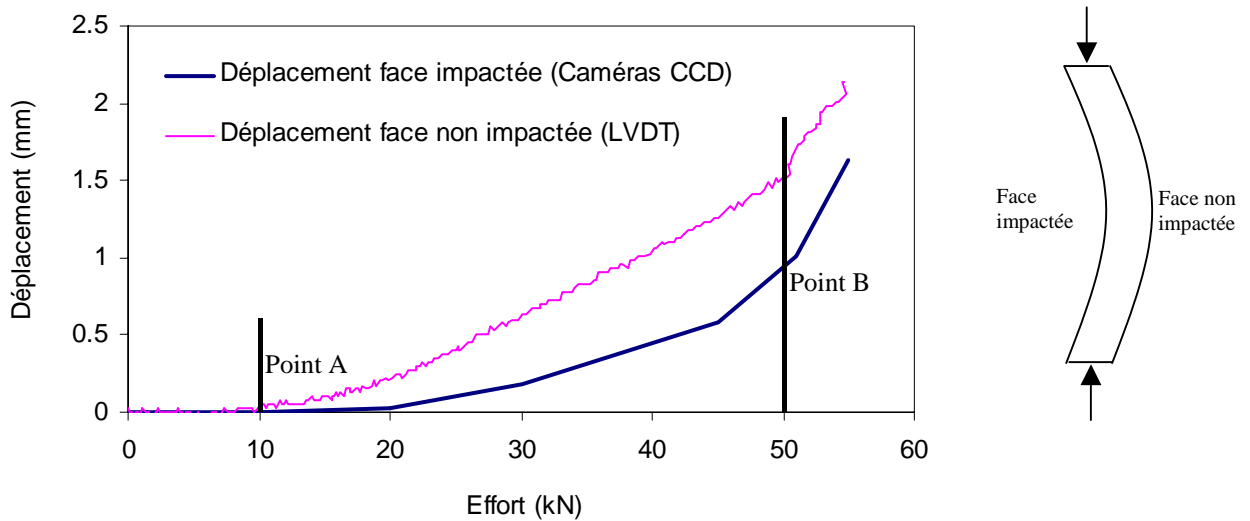


Figure IV- 14 : Déplacements hors plan au droit du dommage sur plaque HM - PT 3.5 mm - impact à 40J

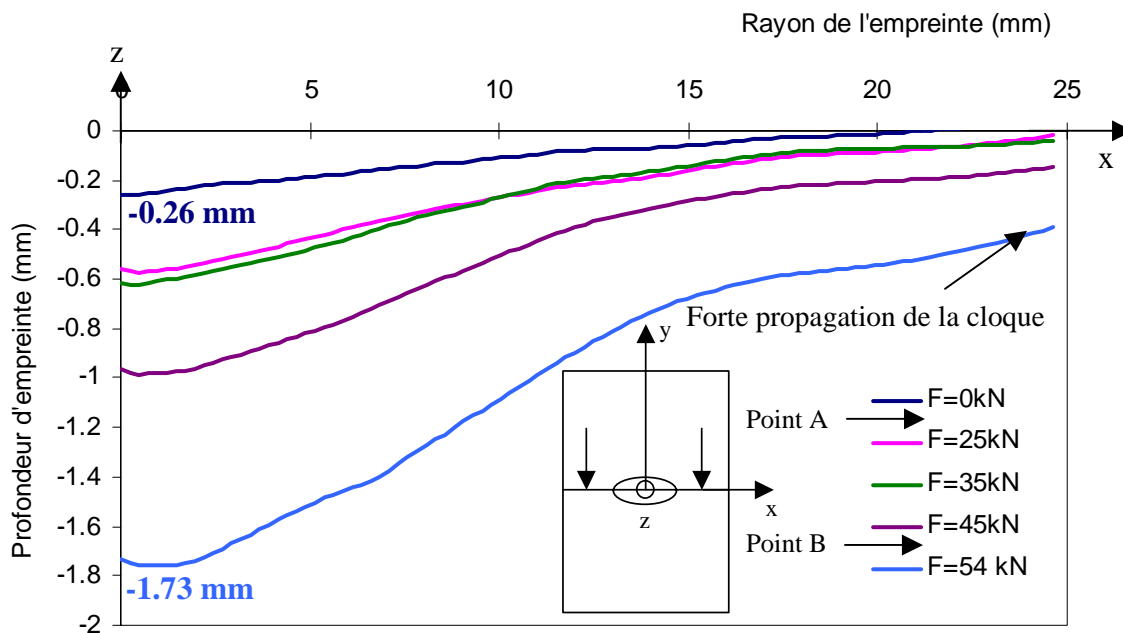


Figure IV- 15 : Evolution de l'empreinte pour une plaque HM – PT 3.5 mm - impact à 40J

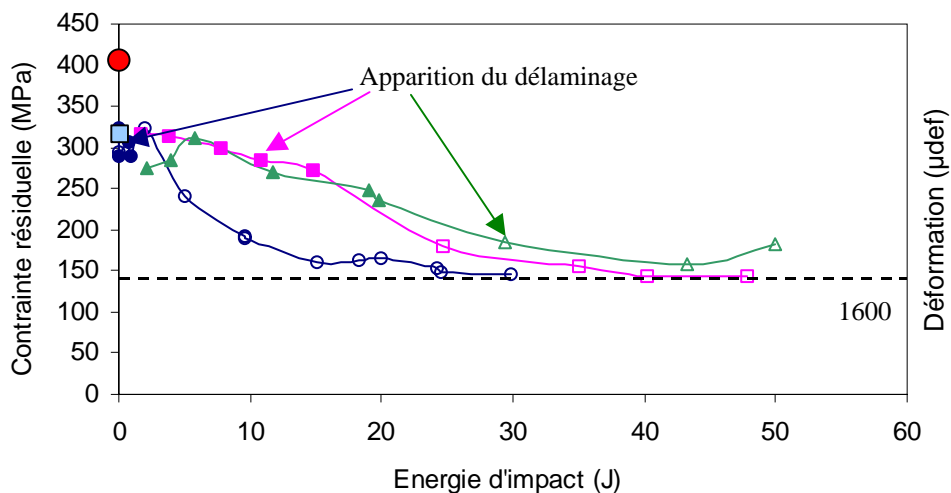
#### IV.4.1.2. Influence de la PT sur la résistance résiduelle

L'évolution de la contrainte résiduelle est donnée en fonction de l'énergie d'impact Figure IV- 16. Les « points pleins » sur les courbes représentent une rupture explosive par matage des plaques, les « points vides » une rupture locale au centre de l'éprouvette. La valeur théorique de rupture en compression pure pour une plaque sans dommage est également

reportée (414 MPa) ainsi que la contrainte de rupture théorique en flambage en appuyé/appuyé déterminée analytiquement (320 MPa).

Il s'agit de déterminer les pertes de caractéristiques en CAI par rapport à une sollicitation en compression pure. Les trois courbes présentent la même asymptote autour de 145 MPa ce qui correspond à un allongement d'environ 1600  $\mu\text{def}$  pour un module théorique du stratifié de 90 GPa, et à une perte moyenne de caractéristique de 62% (Cf. Tableau IV- 1). Ce résultat montre par conséquent, qu'en dépit d'une plus grande saturation en surface délaminée pour les plaques protégées thermiquement, la diminution maximale de la résistance résiduelle est identique pour toutes les plaques, qu'elles soient protégées ou non. De plus, les résultats sur les plaques HM montrent que pour une indentation permanente de 0.3 mm, une diminution de près de 61% est constatée pour des stratifiés non protégés, 31.5% pour des stratifiés avec protection thermique d'épaisseur 3.5 mm et 35% pour des stratifiés d'épaisseur 6.5 mm (Cf. Tableau IV- 1).

Pour les plaques impactées avec PT mais non délaménées, subissant une rupture par matage, une chute de caractéristique résiduelle semble apparaître par rapport à une éprouvette non impactée (points pleins sur les courbes). L'observation d'une coupe longitudinale de plaque HM avec PT 6.5 mm impactée à 20J ne laisse pourtant apparaître aucune fissuration matricielle ni aucun autre dommage. Le modèle proposé au chapitre III montre pourtant que des ruptures de fibres apparaissent lors de l'impact mais que le premier pli concerné est le pli à 60° côté non impacté. Pour détecter ces ruptures de fibres, il aurait par conséquent fallu couper l'éprouvette à 60°, ce qui n'a pas pu être réalisé car les découpes pour expertises étaient déjà toutes effectuées. Il serait intéressant de réaliser ces expertises ultérieurement.



- HM sans PT (●), avec PT de 3.5 mm (■), avec PT de 6.5 mm (▲) : rupture en matage
- HM sans PT (○), avec PT de 3.5 mm (□), avec PT de 6.5 mm (△) : rupture locale au centre
- Contrainte théorique de rupture en compression
- Contrainte théorique de rupture en flambage, conditions appuyé/appuyé

Figure IV- 16 : Contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HM

L'analyse des résultats est maintenant réalisée en visualisant l'évolution de la contrainte résiduelle en fonction de la surface délaminée Figure IV- 17. Pour les plaques HM nues, la tendance constatée est identique à celle observée dans la littérature : la contrainte résiduelle évolue avec la taille de la surface délaminée. Pour les plaques avec PT, les courbes présentent la même asymptote que celle du cas nu, mais la contrainte résiduelle évolue de manière différente : la surface délaminée est moins influente sur la tenue résiduelle. La taille maxi de la surface délaminée n'est donc pas le seul critère pilotant la contrainte résiduelle en compression après impact. Il est également possible que l'emplacement des délaminages dans l'éprouvette puisse avoir une influence sur la tenue résiduelle. En effet, rappelons que pour les cas avec PT, le délaminage apparaît à mi-épaisseur des éprouvettes pour des énergies d'impact inférieures à  $E_0$  (valeurs données au chapitre III). Le type de dégradation pour les plaques avec PT présente donc vraisemblablement moins d'influence sur le flambage global des éprouvettes que les délaminages de forme conique obtenus sur les éprouvettes non protégées, ce qui pourrait expliquer les différences de comportement en CAI entre les éprouvettes nues et avec PT.

La profondeur d'empreinte permanente mesurée sur le composite est également notée comme un paramètre important pour la tenue résiduelle des plaques HM. En effet, il est possible d'observer sur la Figure IV- 18, présentant l'évolution de la contrainte résiduelle en fonction de l'indentation permanente mesurée sur le carbone, une fois la PT arrachée, que les trois courbes HM nu, HM avec PT 3.5 mm et HM avec PT 6.5 mm sont très proches.

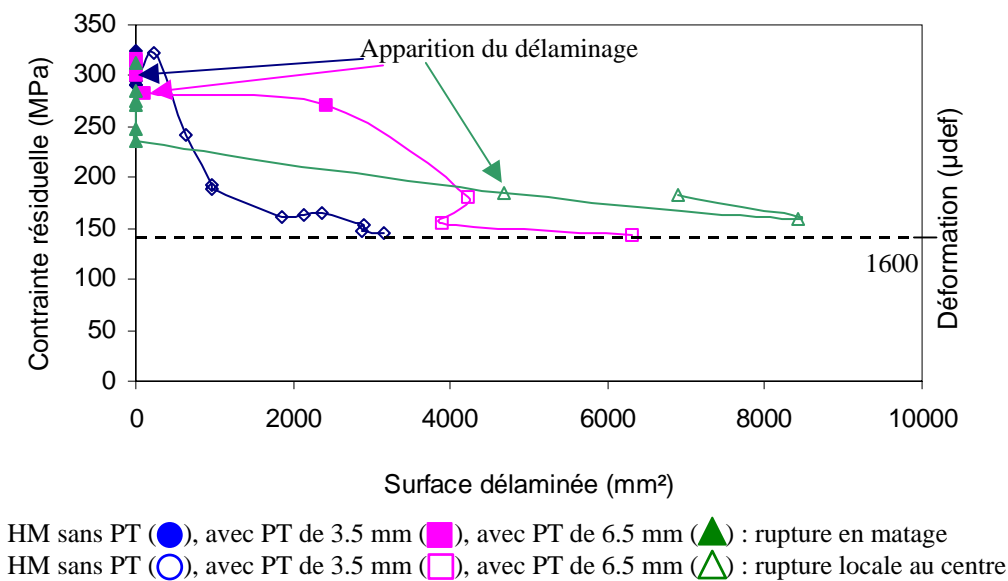
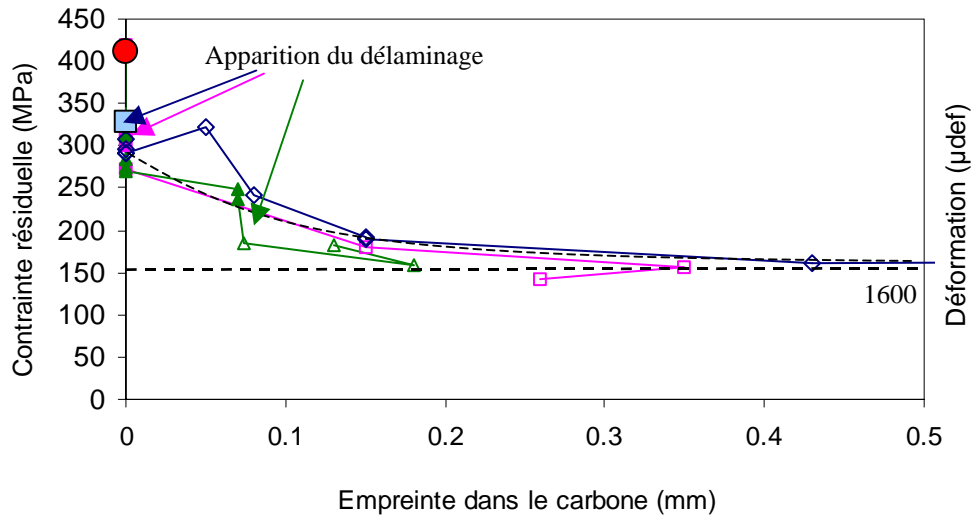


Figure IV- 17 : Contrainte résiduelle en fonction de la surface délaminée pour les plaques HM



● HM sans PT (●), avec PT de 3.5 mm (■), avec PT de 6.5 mm (▲) : rupture en matage  
 ○ HM sans PT (○), avec PT de 3.5 mm (□), avec PT de 6.5 mm (△) : rupture locale au centre  
 ● Contrainte théorique de rupture en compression  
 ■ Contrainte théorique de rupture en flambage, conditions appuyé/appuyé

**Figure IV- 18 :** Contrainte résiduelle en fonction de l’empreinte sur le composite pour les plaques HM

Au regard de ces différents résultats, deux paramètres peuvent être considérés reliés au comportement en compression résiduelle des plaques HM :

- la surface délaminée engendrée par l’impact dans l’éprouvette, combinée avec la position dans l’épaisseur du stratifié ;
- la profondeur d’empreinte mesurée sur le composite une fois la PT arrachée.

L’influence de ces paramètres sera analysée à l’aide d’un modèle éléments finis en fin de chapitre.

	Contrainte de compression pure (MPa)	Perte de caractéristique au BVID (%)	Perte de caractéristique à l’asymptote (%)
HM sans PT		61	65
HM avec PT 3.5 mm	414	31.5	65.5
HM avec PT 6.5 mm		35	62

**Tableau IV- 1 :** Chutes de caractéristique pour les éprouvettes HM

## IV.4.2. Eprouvettes monolithiques HR

### IV.4.2.1. Etude détaillée de quelques éprouvettes

- *Plaque monolithique HR nue impactée à 22J*

L'étude qui suit est réalisée pour une plaque HR nue impactée à 22J. Toutefois, le processus d'endommagement observé dans cet exemple pourra être généralisé aux autres cas de plaques HR nues, impactées aux différentes énergies d'impact, décrites au chapitre III. L'analyse des courbes sur Figure IV- 19 à Figure IV- 22, fait apparaître un scénario de rupture identique à celui observé dans le cas des plaques HM nues. Le comportement en compression peut être séparé en trois étapes :

**O → A** : Comportement linéaire de l'éprouvette.

La structure est presque soumise à de la compression pure : les courbes, données Figure IV- 19, font apparaître des déformations de flexion nulles. L'empreinte permanente initiale mesurée est de 0.2 mm (Cf. Figure IV- 22).

**A → B** : Apparition d'une cloque centrée sur la zone d'impact

A partir de 15 kN (Point A), des déplacements hors plan sont mesurés au droit de l'impact de part et d'autre de l'éprouvette, montrant que les deux faces se déplacent de la même façon et que la plaque a tendance à se creuser (Cf. Figure IV- 21). La présence d'une cloque est d'ailleurs confirmée par les photos prises avec les caméras CCD face impactée (Cf. Figure IV- 20). Cette flèche locale n'affecte pas le comportement linéaire global de l'éprouvette. En effet, les déformations mesurées par les jauges J2 et J2' évoluent toujours de façon linéaire (Cf. Figure IV- 19). Notons que cette cloque, à l'inverse de celle observée dans le cas de la plaque HM nue impactée à 15J, ne semble pas présenter de décohésions de plis à l'intérieur de la plaque : les déplacements enregistrés pour chacune des deux faces étant identiques, l'épaisseur de la plaque a donc tendance à rester constante au droit de l'impact au cours du chargement.

**B → Rupture** : Flexion de la plaque

Au-delà de 35 kN (Point B), les déformations mesurées par les jauges J2 et J2' font apparaître un comportement non linéaire de l'éprouvette. La flexion augmente progressivement jusqu'à rupture à 63.5 kN (Cf. Figure IV- 19). La propagation de la cloque, enregistrée par les caméras CCD, s'accélère jusqu'à la rupture de la plaque. L'indentation maximale mesurée en fin d'essai est de 1.4 mm.



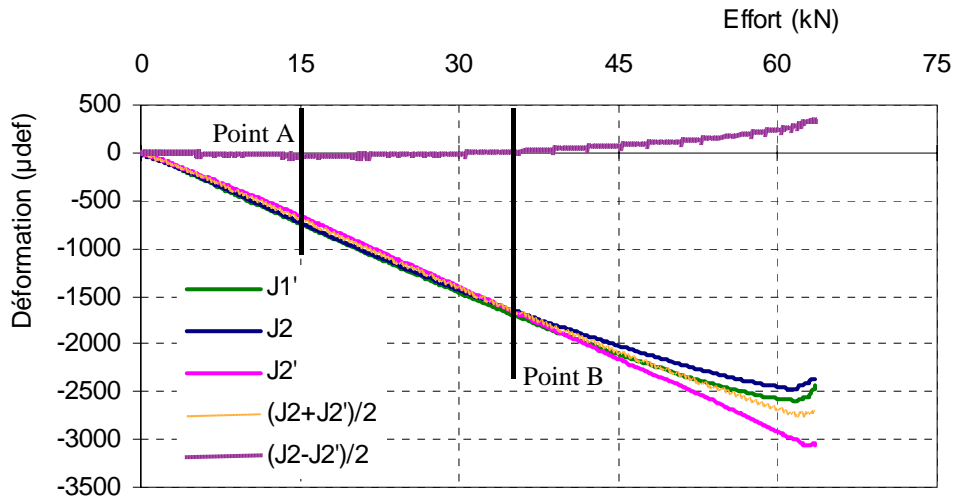


Figure IV- 19 : Evolution des déformations sur plaque HR nue impactée à 22J

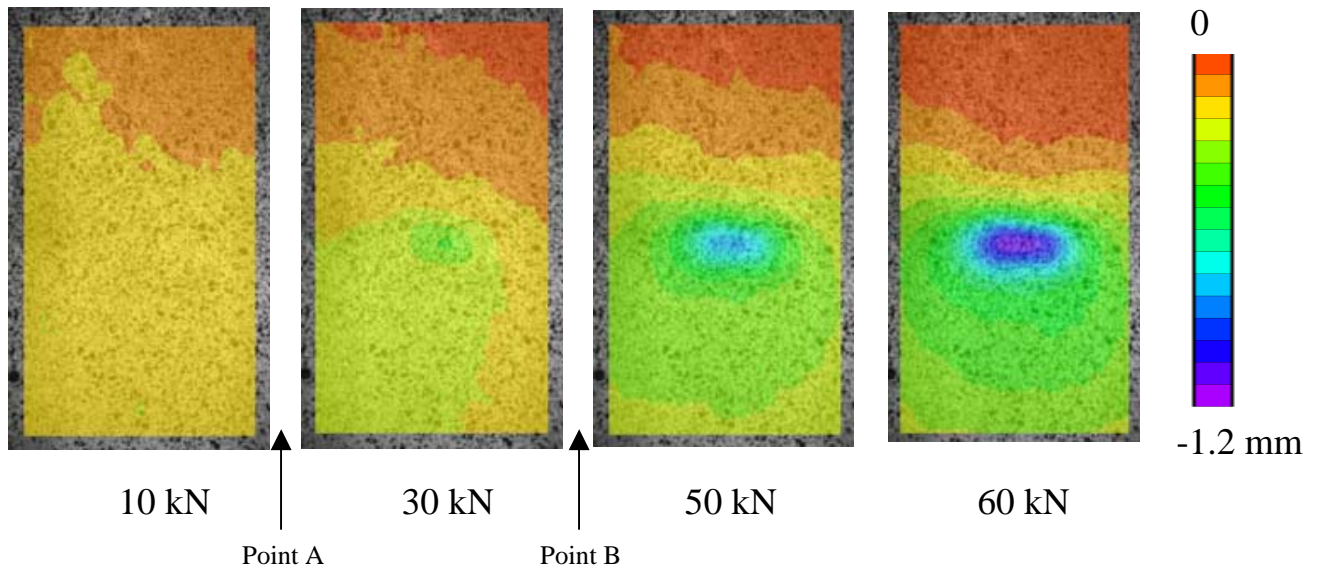


Figure IV- 20 : Déplacements hors plan côté impacté sur plaque HR nue impactée à 22J

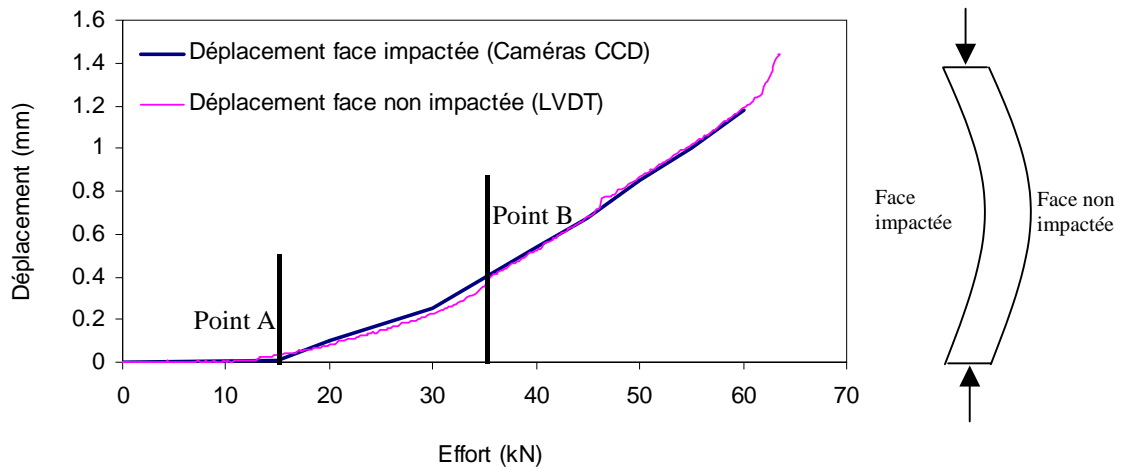


Figure IV- 21 : Déplacements hors plan au droit du dommage sur plaque HR nue impactée à 22J

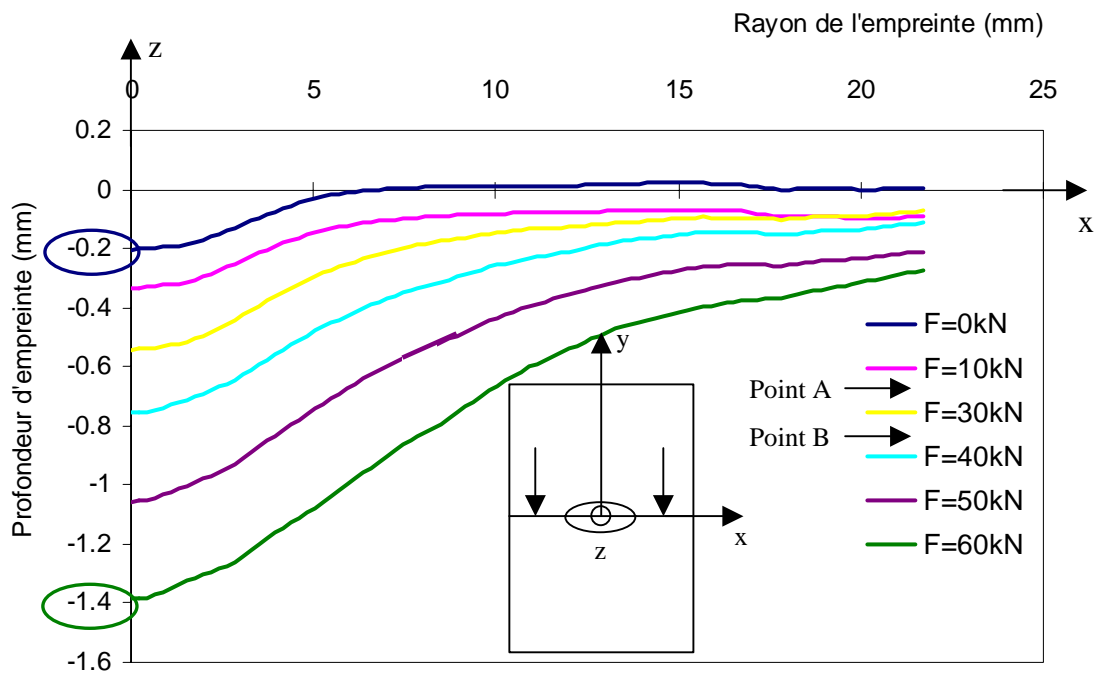


Figure IV- 22 : Evolution de l'empreinte pour une plaque HR nue impactée à 22J

- *Plaque monolithique HR avec PT de 3.5mm impactée 30J*

Les Figure IV- 23 à Figure IV- 26 sont données pour une structure HR avec PT d'épaisseur 3.5 mm impactée à 30J. Le processus d'endommagement observé dans cet exemple pourra être généralisé aux autres cas de plaques HR avec PT, impactées aux différentes énergies d'impact, décrites au chapitre III. Comme pour le cas précédent, le comportement peut être séparé en trois étapes :

**O → A** : Comportement linéaire de l'éprouvette

La structure est soumise à de la compression quasi pure : les courbes Figure IV- 23 font apparaître une déformation de flexion négligeable. A ce niveau d'énergie d'impact, pourtant élevé, l'éprouvette ne comporte quasiment aucune empreinte dans le carbone une fois la PT arrachée.

**A → B** : Apparition d'une cloque centrée sur la zone d'impact

A partir de 40 kN (Point A), des déplacements hors plan sont mesurés au droit de l'impact de part et d'autre de l'éprouvette, montrant que les deux faces se déplacent de la même façon et que la plaque a tendance à se creuser (Cf. Figure IV- 25), sans augmentation de l'épaisseur (comportement similaire au cas HR nu). Cette flèche locale n'affecte pas le comportement linéaire global de l'éprouvette. En effet, les déformations mesurées par les jauges J2 et J2' évoluent toujours de façon linéaire (Cf. Figure IV- 23).

**B → Rupture** : Flexion de la plaque

A partir de 58 kN (Point B), les déformations de flexion augmentent brusquement. Les déplacements hors plan enregistrés côté impacté par les caméras CCD font apparaître un phénomène de flambage (Cf. Figure IV- 24). La comparaison des déplacements mesurés au niveau du point d'impact de part et d'autre de l'éprouvette montre que les deux faces continuent de se déplacer de la même façon (Cf. Figure IV- 25). L'évolution de l'empreinte au cours du chargement, donnée Figure IV- 26, montre que, à partir de 70 kN, la cloque se propage rapidement jusqu'à la rupture par flambage de l'éprouvette à 73 kN. Une indentation maximale de 2 mm est enregistrée en fin d'essai.

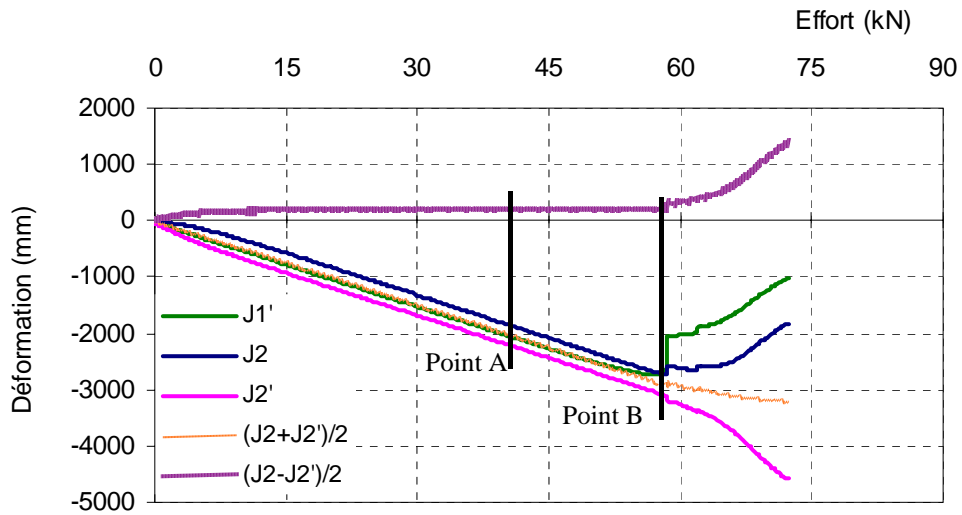


Figure IV- 23 : Evolution des déformations sur plaque HR – PT 3.5 mm - impact à 30J



Figure IV- 24 : Déplacements hors plan côté impacté sur plaque HR – PT 3.5 mm - impact à 30J

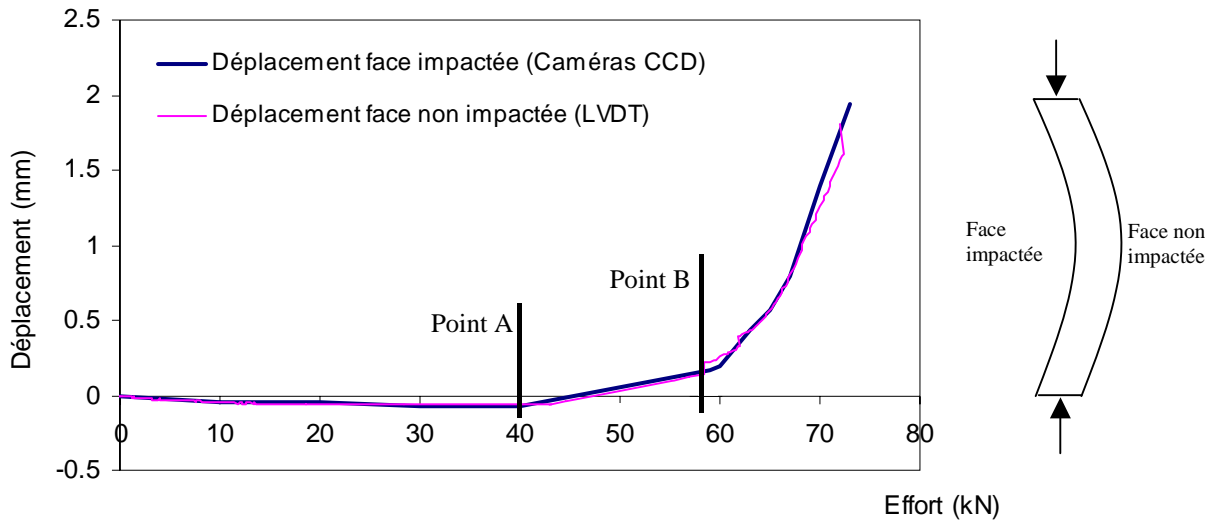


Figure IV- 25 : Déplacements hors plan au droit du dommage sur plaque HR – PT 3.5 mm - impact à 30J

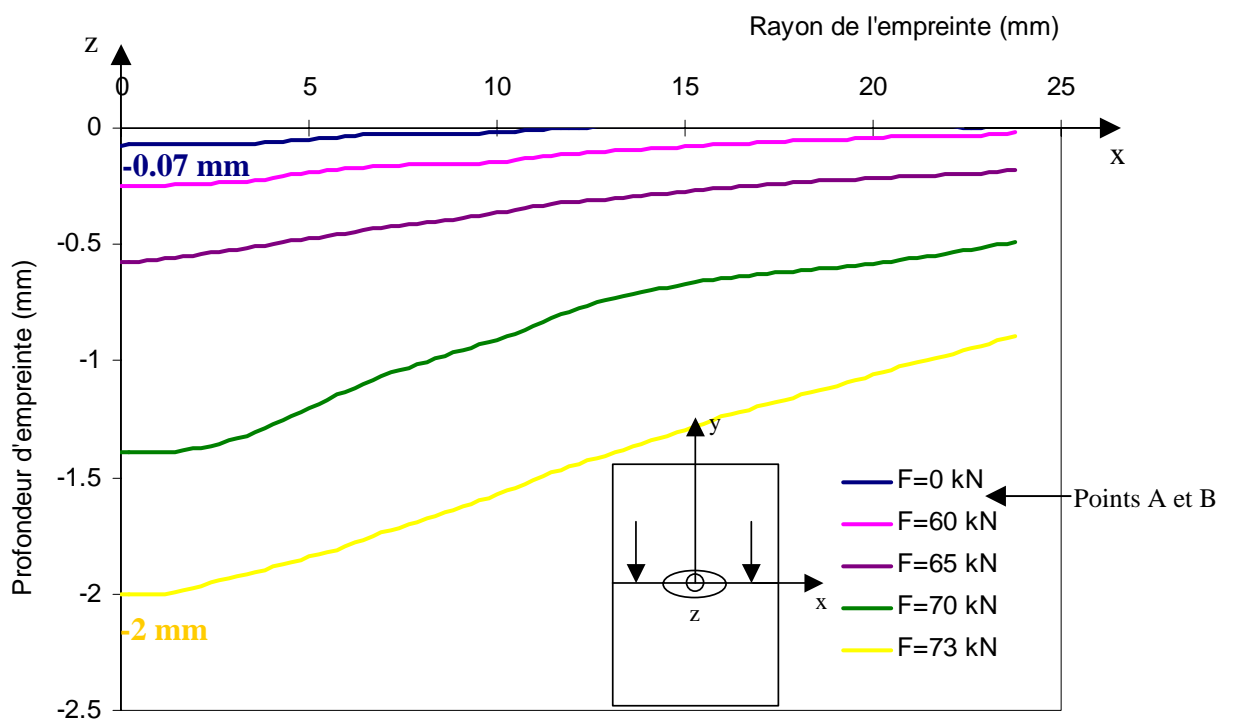


Figure IV- 26 : Evolution de l'empreinte pour une plaque HR –PT 3.5 mm - impact à 30J

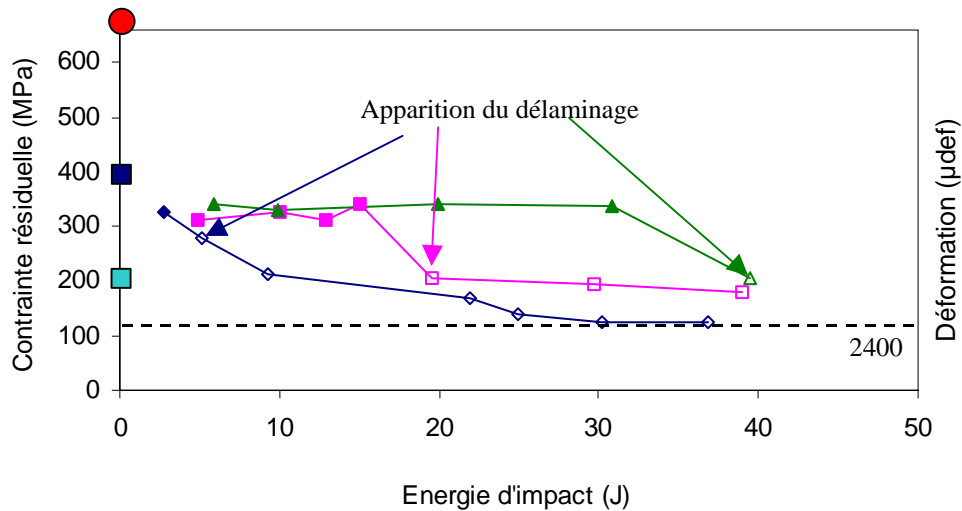
#### IV.4.2.2. Influence de la PT sur la résistance résiduelle

L'analyse des résultats est maintenant réalisée en visualisant l'évolution de la contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact Figure IV- 27. Comme dans le cas des éprouvettes monolithiques HM, les « points pleins » sur les courbes représentent une rupture explosive par matage des plaques, les « points vides » une rupture locale au centre de l'éprouvette. La valeur théorique de rupture en compression pure pour une plaque HR sans dommage est également reportée (680 MPa) ainsi que les contraintes de rupture théoriques en flambage déterminées analytiquement en appuyé/appuyé (205 MPa) et encastré/encastré (415 MPa).

Pour les plaques impactées et non délaminées, la rupture apparaît au niveau des surfaces d'appui de l'éprouvette, faisant penser dans un premier temps, comme dans le cas du matériau HM, à une rupture par matage. Pourtant, on observe que les points correspondant à ces cas sur les courbes de la Figure IV- 27 sont compris entre les valeurs de contrainte à rupture en flambage conditions appuyé/appuyé et encastré/encastré. Il semblerait donc qu'un flambage global apparaisse pour les éprouvettes HR dont les points sur la courbe sont situés sur le « plateau » situé autour de 300 MPa. L'évolution des déformations données par les jauges pour ces éprouvettes permet de confirmer cette hypothèse. En effet, rappelons qu'un flambage global était observé pour une éprouvette HR avec PT de 6.5 mm impactée à 30 J Figure IV- 23. Ce flambage global serait donc à l'origine de la rupture de ces premières éprouvettes et entraînerait par la suite le phénomène de matage observé sur les surfaces d'appui.

La deuxième constatation est que les trois courbes obtenues pour les plaques HR n'atteignent pas exactement les mêmes valeurs à saturation de contraintes résiduelles aux énergies d'impact maxi testées (40J). Les éprouvettes avec PT n'ont, en fait, pas pu être impactées à des énergies suffisantes pour retrouver le phénomène observé dans le cas du matériau HM. En effet, si les plaques HR avec PT avaient été testées au-delà de 40J, les 3 courbes tendraient probablement vers la même asymptote et on retrouverait la même tendance que celle obtenue pour les éprouvettes HM. La contrainte résiduelle atteinte à saturation est donc de 125 MPa, ce qui correspond à une perte moyenne de caractéristique de 84% par rapport à une sollicitation en compression pure (Cf. Tableau IV- 2). L'allongement correspondant est d'environ 2400  $\mu$ def pour un module théorique du stratifié de 52 GPa, ce qui reste faible par rapport aux 3000  $\mu$ def trouvés dans la littérature. Cet écart vient probablement de la différence des conditions de fabrication : en effet, rappelons que les éprouvettes utilisées dans cette étude ont été polymérisées à faible pression alors que les stratifiés composites généralement étudiés sont fabriqués sous pression maxi.

De plus, pour un défaut permanent de 0.3 mm de profondeur, la perte de caractéristique en compression est inversement proportionnelle à l'épaisseur de la protection thermique : une diminution de près de 77% est constatée pour des stratifiés non protégés, 56% pour des stratifiés avec protection thermique d'épaisseur 3.5 mm et 51% pour des stratifiés avec protection thermique d'épaisseur 6.5 mm (Cf. Tableau IV- 2).



- HR sans PT (●), avec PT de 3.5 mm (■), avec PT de 6.5 mm (▲) : rupture en matage
- HR sans PT (○), avec PT de 3.5 mm (□), avec PT de 6.5 mm (△) : rupture locale au centre
- Contrainte théorique de rupture en compression
- Contrainte théorique de rupture en flambage, conditions appuyé/appuyé
- Contrainte théorique de rupture en flambage, conditions encastré/encastré

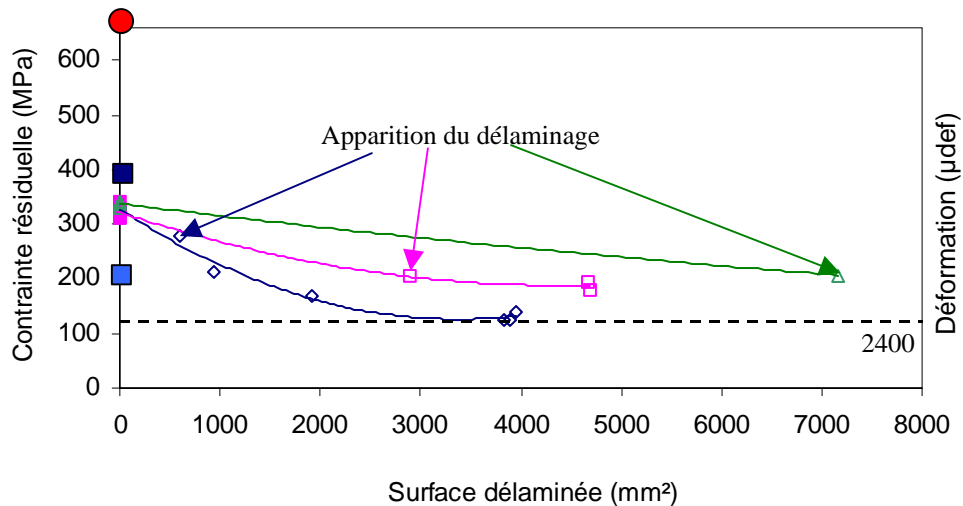
Figure IV- 27 : Contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact pour les plaques HR

La Figure IV- 28 présente l'évolution de la contrainte résiduelle en fonction de la surface délaminée. Pour les plaques HR nues, la tendance constatée est identique à celle observée pour les plaques monolithiques HM : la contrainte résiduelle évolue avec la taille de la surface délaminée. Pour les plaques HR avec PT, il est difficile de sortir une tendance vu le peu de points intermédiaires obtenus entre le moment où l'éprouvette est saine et le moment où l'éprouvette est complètement endommagée (Avec PT de 6.5 mm, une seule éprouvette impactée présente un dommage et la surface délaminée atteinte est supérieure à 7000 mm<sup>2</sup>). Toutefois, si l'on observe la courbe représentant les plaques HR avec PT de 3.5 mm, où le nombre de points est un peu plus important, il semble que les conclusions soient similaires à celles tirées sur les éprouvettes monolithiques HM avec PT : la contrainte résiduelle évolue de manière différente en fonction de la surface délaminée par rapport aux éprouvettes non protégées. En effet, il est possible de constater, à ces niveaux d'énergie, que les plaques avec PT, comportant des tailles de dommages plus importantes que les éprouvettes nues, présentent paradoxalement une meilleure tenue à la compression. La taille de la surface délaminée n'est donc pas le seul critère pilotant la contrainte résiduelle en compression après impact. L'emplacement des délaminages dans l'éprouvette doit donc avoir aussi une influence sur la tenue résiduelle.

L'évolution de la contrainte résiduelle en fonction de l'indentation mesurée dans le carbone, donnée sur le graphe Figure IV- 29, permet de confirmer cette hypothèse. En effet, il est possible d'y observer que les trois courbes HR nu, HR avec PT 3.5 mm et HR avec PT 6.5 mm sont très proches, même si le cas avec PT de 6.5 mm semble moins évident du fait de son nombre de points limité. La profondeur d'empreinte permanente mesurée sur le composite est donc un paramètre important à prendre également en compte pour la tenue résiduelle.

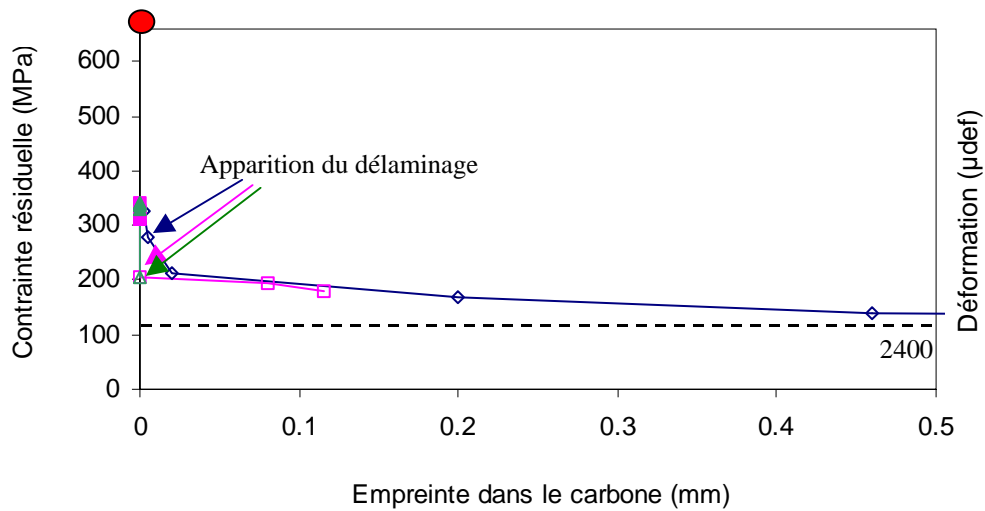
Il est pourtant possible de noter également sur ces courbes un abattement important de la tenue résiduelle pour des éprouvettes avec PT mais ne présentant aucune empreinte dans le carbone. Cet abattement intervient au moment où un délaminage est mesuré sur l'éprouvette.

A partir de ces observations, il est possible de dégager les mêmes tendances que celles définies pour le matériau HM : les chutes de caractéristiques enregistrées par rapport à une sollicitation en compression pure dépendent à la fois de la surface délaminée et de la profondeur d'empreinte mesurée sur le composite une fois la PT arrachée.



**Figure IV- 28 :** Contrainte résiduelle en fonction de la surface délaminée pour les plaques HR





HR sans PT (●), avec PT de 3.5 mm (■), avec PT de 6.5 mm (▲) : rupture en matage  
 HR sans PT (○), avec PT de 3.5 mm (□), avec PT de 6.5 mm (△) : rupture locale au centre  
 ● Contrainte théorique de rupture en compression

Figure IV- 29 : Contrainte résiduelle en fonction de l’empreinte sur le composite pour les plaques HR

	Contrainte de compression pure (MPa)	Perte de caractéristique au BVID (%)	Perte de caractéristique à l’asymptote (%)
HR sans PT		77	84
HR avec PT 3.5 mm	680	56	76
HR avec PT 6.5 mm		51	76

Tableau IV- 2: Chutes de caractéristique pour les éprouvettes HR

### IV.4.3. Eprouvettes sandwiches HM

#### IV.4.3.1. Etude détaillée de quelques éprouvettes

- *Plaque sandwich HM nue impactée à 3J*

Les courbes Figure IV- 30 à Figure IV- 34 sont données pour une structure sandwich HM nue impactée à 3J. Toutefois, le processus d'endommagement observé dans cet exemple pourra être généralisé aux autres cas de plaques sandwiches HM nues, impactées aux différentes énergies d'impact, décrites au chapitre III. Le comportement en compression constaté peut être séparé en quatre étapes :

**O → A** : Comportement linéaire des deux peaux de l'éprouvette en compression

Le comportement de l'éprouvette sandwich est globalement linéaire. Une inflexion est toutefois observée sur les courbes de déformations données par les jauges J1 / J1', J2 / J2' et J3 / J3', certainement due à une mise en place de l'éprouvette au début du chargement (Cf. Figure IV- 30).

L'empreinte permanente initiale mesurée sur la peau carbone impactée est de 0.3 mm (Cf. Figure IV- 34).

**A → B** : Apparition d'une cloque sur la peau impactée

A partir de 15 kN (point A), les jauges en vis à vis J1 / J1', J2 / J2' et J3 / J3' mesurent des déformations différentes sur chacune des peaux du sandwich (Cf. Figure IV- 30 et Figure IV- 31) : les déformations enregistrées sur la peau côté impact sont plus importantes que celle enregistrées sur la peau inférieure qui n'est pas endommagée. Les deux peaux du sandwich se comportent donc différemment au cours du chargement. Ce résultat est vérifié par l'étude des déplacements hors plan au droit de l'impact sur les deux faces du sandwich : des déplacements hors plan sont enregistrés par les caméras CCD sur la peau impactée alors que le LVDT ne mesure encore aucun déplacement sur la peau inférieure (Cf. Figure IV- 33). La peau impactée se creuse donc au cours du chargement et a tendance à pénétrer dans le nida : une cloque, centrée sur la zone d'impact, apparaît autour de 15 kN (Cf. Figure IV- 33).

**B → C** : Flexion globale de l'éprouvette

A partir de 35 kN (point B), des déplacements hors plans sont mesurés par le LVDT côté non impacté : l'éprouvette est sollicitée en flexion. La flèche, mesurée côté non impacté, évolue beaucoup plus lentement que celle mesurée sur l'autre peau : pendant la flexion globale de l'éprouvette, la peau impactée continue donc à se creuser, la cloque observée avec les caméras CCD évoluant progressivement pendant l'essai (Cf. Figure IV- 32 et Figure IV- 34).

**C → Rupture** : Flambage local

A partir de 65 kN (Point C), la cloque, enregistrée par les caméras CCD, se propage très rapidement. L'éprouvette casse brutalement en flambage local à 68 kN. Une indentation maximale de 0.7 mm est enregistrée en fin d'essai.

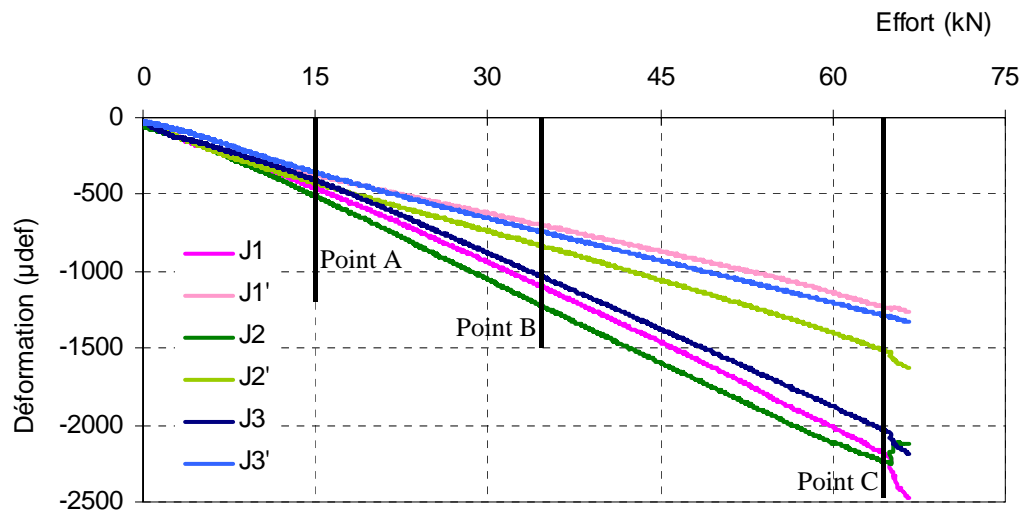


Figure IV- 30 : Evolution des déformations sur plaque sandwich HM nue impactée à 3J

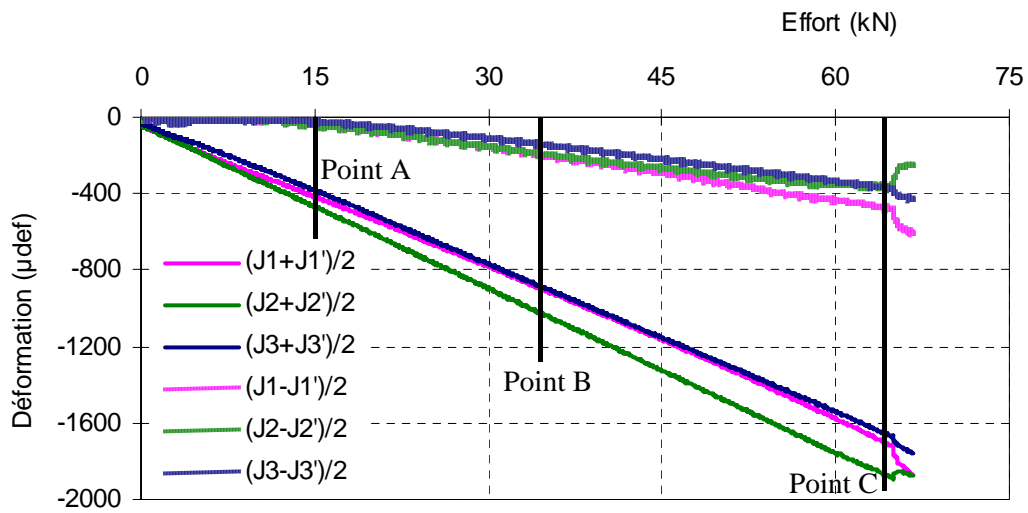


Figure IV- 31 : Evolution des déformations de flexion/compression sur plaque sandwich HM nue impactée à 3J

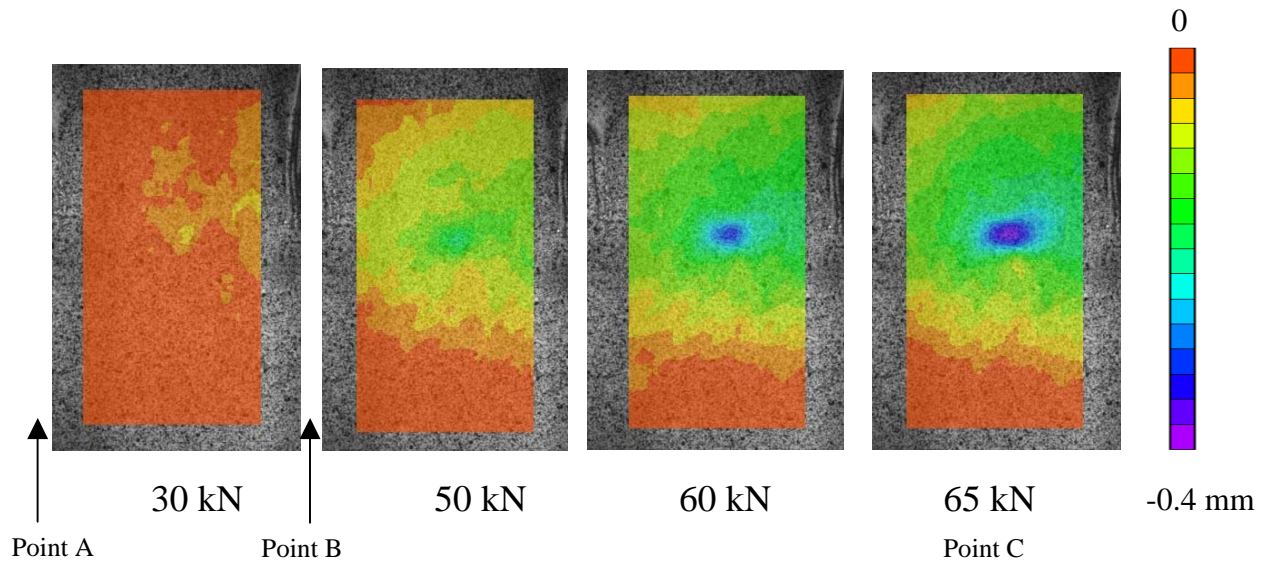


Figure IV- 32 : Déplacements hors plan côté impacté sur plaque sandwich HM nue impactée à 3J

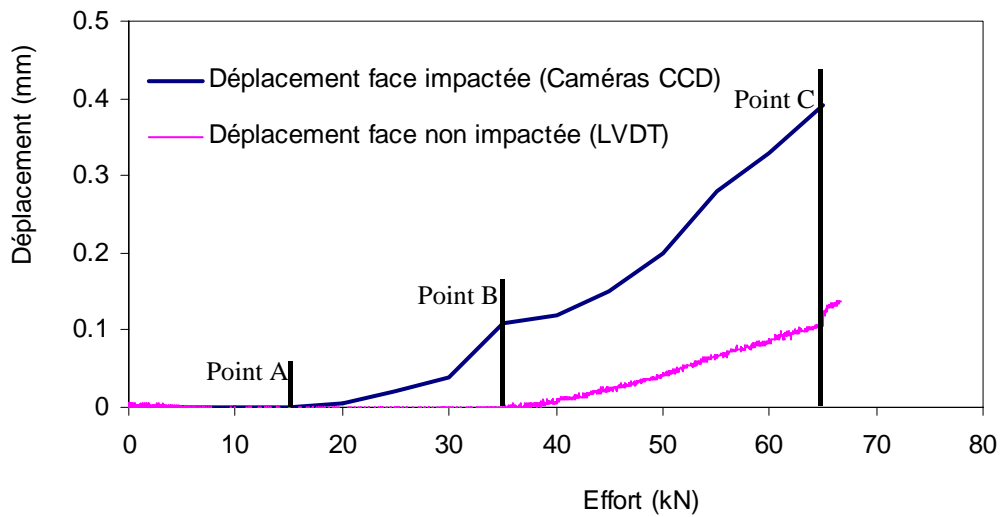


Figure IV- 33 : Déplacements hors plan au droit du dommage sur plaque sandwich HM nue impactée à 3J

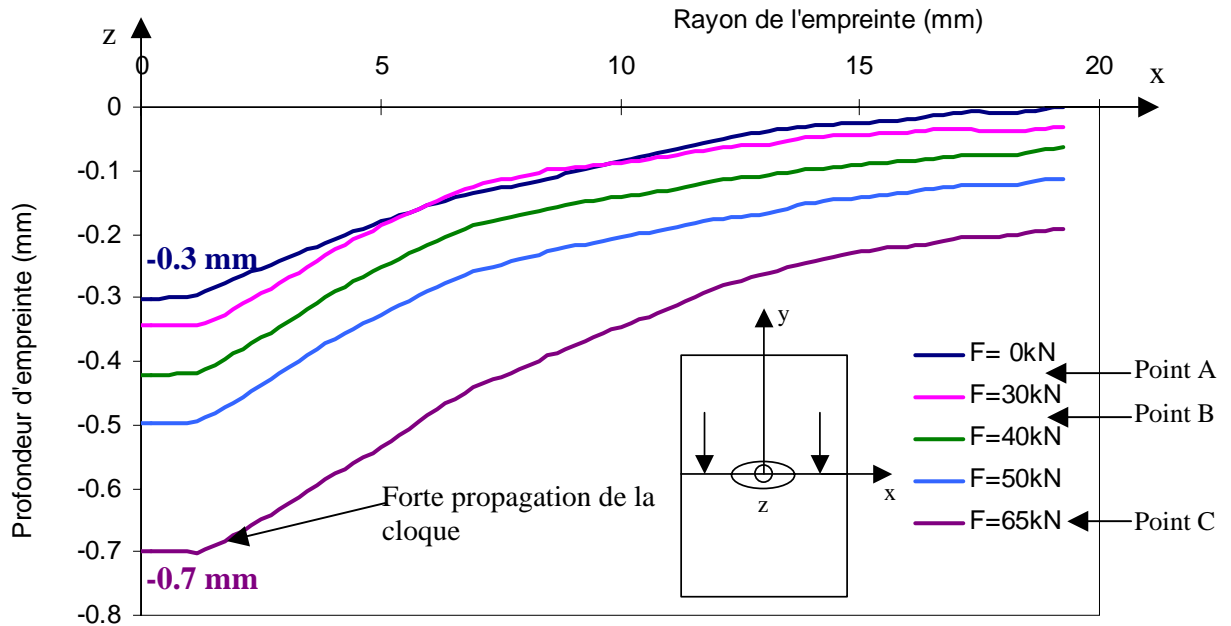


Figure IV- 34 : Evolution de l'empreinte pour une plaque sandwich HM nue impactée à 3J

- *Plaque sandwich HM avec PT de 3.5 mm impactée à 10J*

Avec protection thermique, le comportement des éprouvettes sandwiches est identique : L'analyse des courbes Figure IV- 35 à Figure IV- 39, données pour une structure sandwich HM avec PT de 3.5 mm et impactée à 10J, fait apparaître un comportement en compression que l'on peut séparer en quatre étapes :

**O → A** : Comportement linéaire des deux peaux de l'éprouvette en compression

Le comportement global de l'éprouvette sandwich est linéaire même si les jauges de déformations font apparaître des non-linéarités, probablement dues à une mise en place de l'éprouvette au début du chargement (Cf. Figure IV- 35 et Figure IV- 36). L'empreinte permanente initiale mesurée sur la peau carbone impactée est de 0.39 mm (Cf. Figure IV- 39).

**A → B** : Apparition d'une cloque sur la peau impactée

A partir de 10 kN (point A), les jauges en vis à vis commencent à mesurer des déformations différentes sur chacune des peaux du sandwich (Cf. Figure IV- 35) : les déformations enregistrées sur la peau côté impact sont légèrement plus importantes que celle enregistrées sur la peau inférieure qui n'est pas endommagée. Les deux peaux du sandwich se comportent donc différemment au cours du chargement. Des déplacements hors plan sont d'ailleurs enregistrés par les caméras CCD sur la peau impactée alors que le LVDT ne mesure encore aucun déplacement sur la peau inférieure (Cf. Figure IV- 38). La peau impactée commence, par conséquent, à se creuser au cours du chargement et à pénétrer dans le nida comme dans l'exemple étudié précédemment.

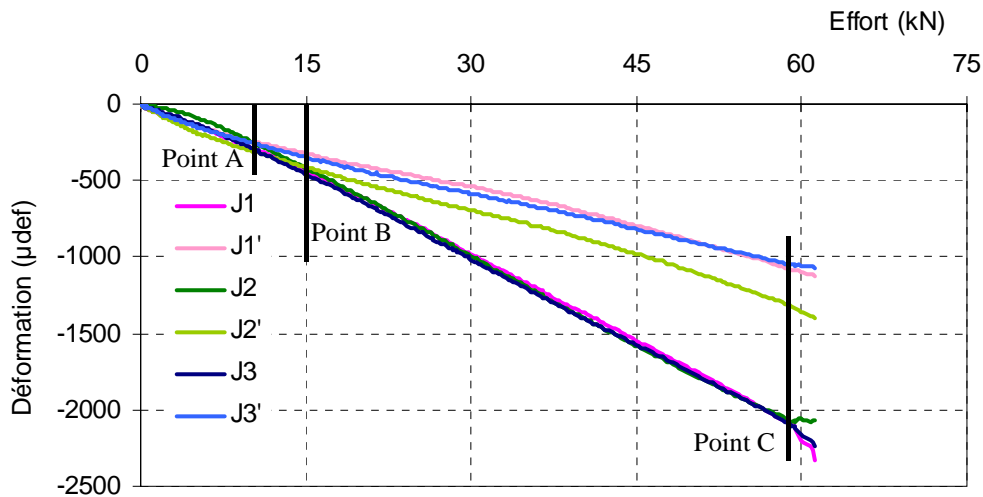
**B → C** : Flexion globale de l'éprouvette

A partir de 15 kN (point B), des déplacements hors plans sont mesurés par le LVDT côté non impacté : l'éprouvette est soumise à de la flexion. La flèche mesurée côté non impacté

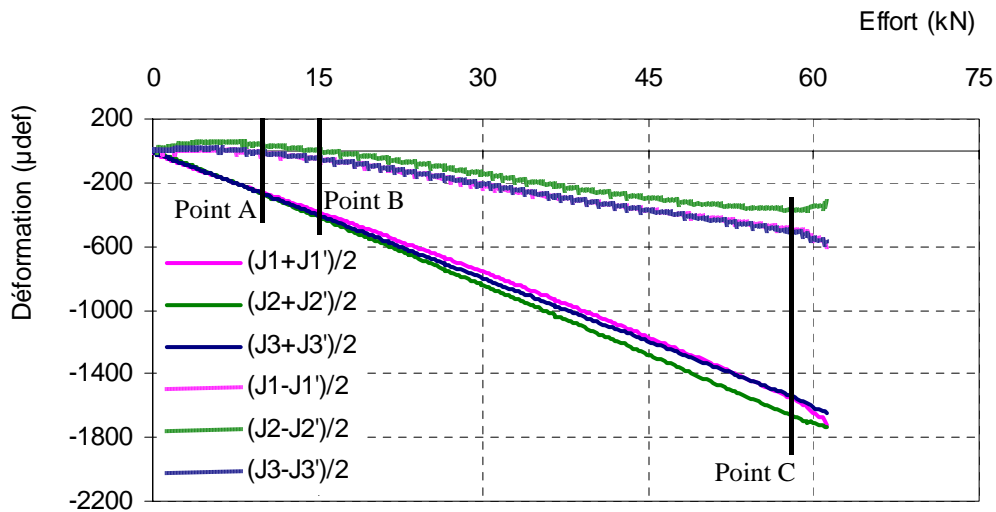
évolue beaucoup plus lentement que celle mesurée sur l'autre peau : pendant la flexion globale de l'éprouvette, la peau impactée continue donc à se creuser, la cloque observée, centrée sur la zone d'impact (Cf. Figure IV- 37 à 20 kN), se propageant progressivement pendant l'essai.

**C** → *Rupture* : Flambage local

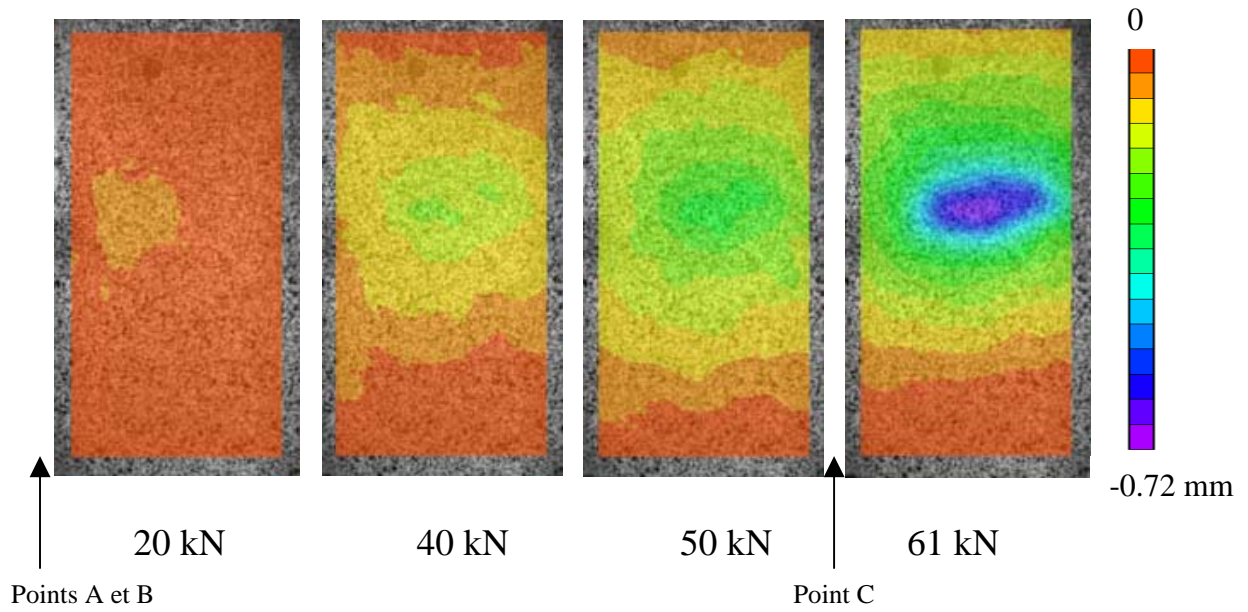
A partir de 58 kN (point C), la cloque, enregistrée par les caméras CCD, se propage très rapidement. L'éprouvette casse brutalement en flambage local à 61 kN. Une indentation maximale de 1.1 mm est enregistrée en fin d'essai.



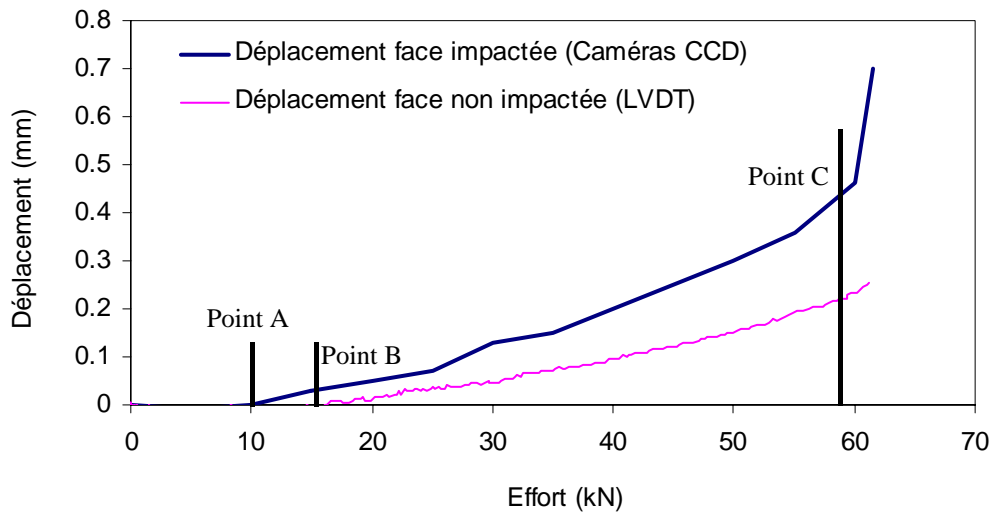
**Figure IV- 35** : Evolution des déformations sur plaque sandwich HM – PT 3.5 mm - impact à 10J



**Figure IV- 36** : Evolution des déformations de flexion / compression sur plaque sandwich HM – PT 3.5 mm - impact à 10J



**Figure IV- 37 :** Déplacements hors plan côté impacté sur plaque sandwich HM – PT 3.5 mm - impact à 10J



**Figure IV- 38 :** Déplacements au droit du dommage sur plaque sandwich HM – PT 3.5 mm – impact à 10J

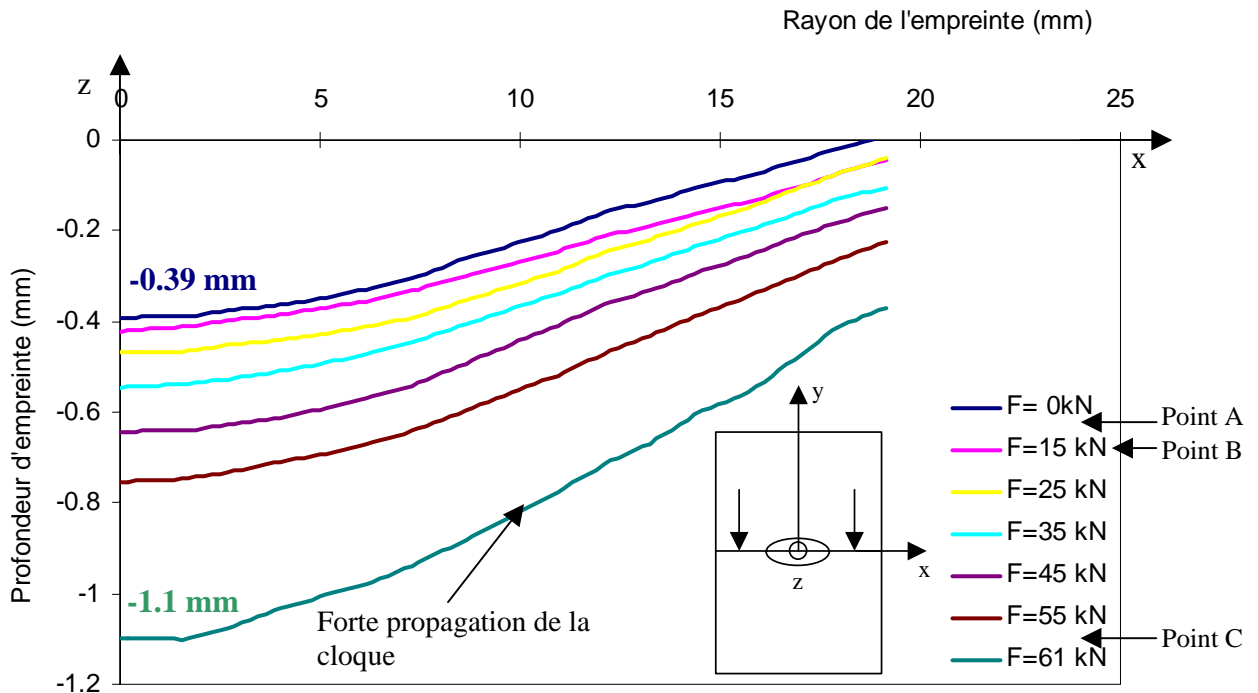


Figure IV- 39 : Evolution de l'empreinte pour une plaque sandwich HM – PT 3.5 mm - impact à 10J

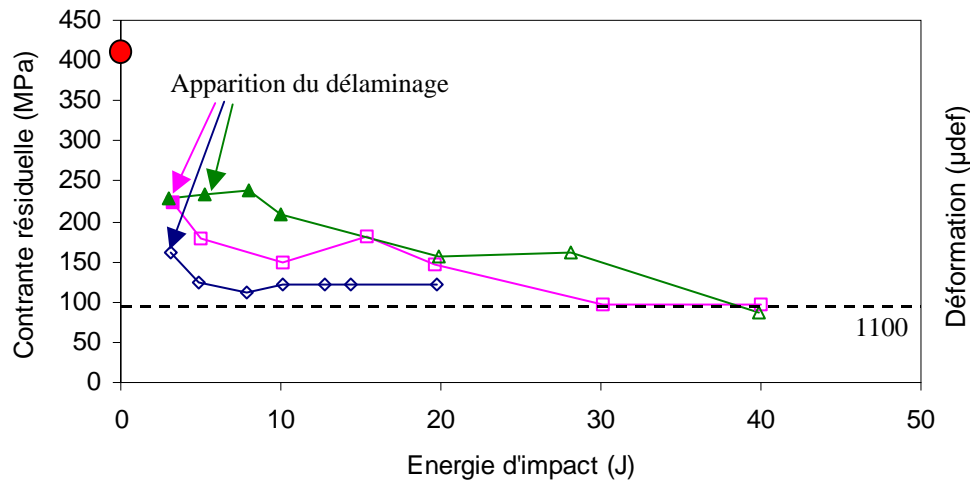
#### IV.4.3.2. Influence de la PT sur la résistance résiduelle

L'analyse des résultats est maintenant réalisée en visualisant l'évolution de la contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact Figure IV- 40. Les « points pleins » sur les courbes représentent une rupture explosive des deux peaux du sandwich, les « points vides » une rupture au centre de la peau impactée de l'éprouvette. La valeur théorique de rupture en compression pure pour une plaque sandwich HM sans dommage est également reportée. Il s'agit de la même valeur que celle déterminée pour les plaques monolithiques HM (414 MPa).

Les trois courbes présentent une asymptote autour de 100 MPa ce qui correspond à un allongement d'environ 1100  $\mu$ def pour un module théorique du stratifié de 90 GPa, et à une perte moyenne de caractéristique de 75%. Rappelons que dans le cas du monolithique HM, un allongement de 1600  $\mu$ def était constaté à l'asymptote et qu'un allongement similaire aurait dû être retrouvé pour le sandwich. La perte enregistrée à l'asymptote pour le sandwich par rapport à une sollicitation de compression pure est par conséquent probablement liée à un problème de flambage stabilisé par le nida. En effet, il est possible que la peau supérieure du sandwich se soit localement décollée du nida pendant l'impact et que le flux de compression soit alors essentiellement repris par la peau non impactée du sandwich.

De plus, les résultats sur les sandwiches HM montrent que pour une indentation permanente de 0.3 mm, une diminution de près de 60.8% est constatée pour des stratifiés non protégés, 63.7% pour des stratifiés avec protection thermique d'épaisseur 3.5 mm et 42.5% pour des stratifiés d'épaisseur 6.5 mm (Cf. Tableau IV- 3).



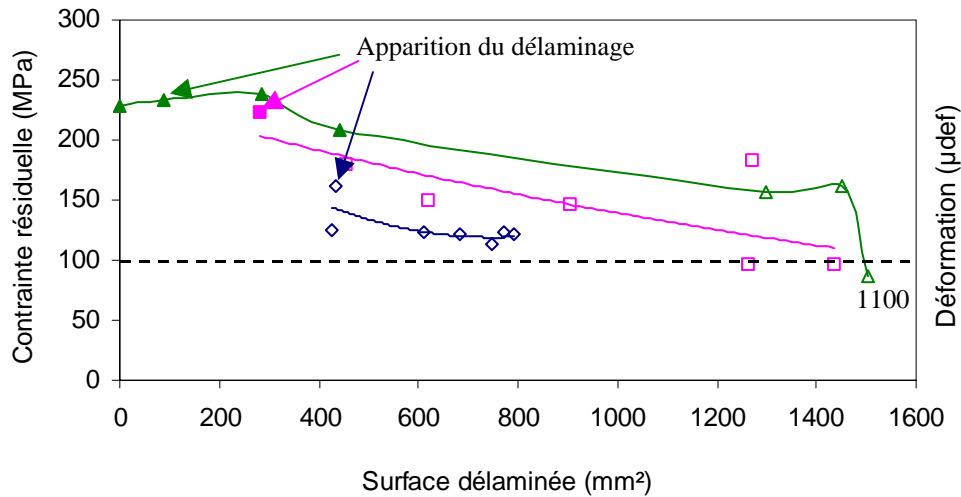


Sandwich HM sans PT (◆), avec PT de 3.5 mm (◆), avec PT de 6.5 mm (▲) : rupture des 2 peaux  
 Sandwich HM sans PT (◇), avec PT de 3.5 mm (◇), avec PT de 6.5 mm (△) : rupture peau impactée  
 ● Contrainte théorique de rupture en compression

**Figure IV- 40 :** Contrainte résiduelle en fonction de l'énergie d'impact pour les sandwichs HM

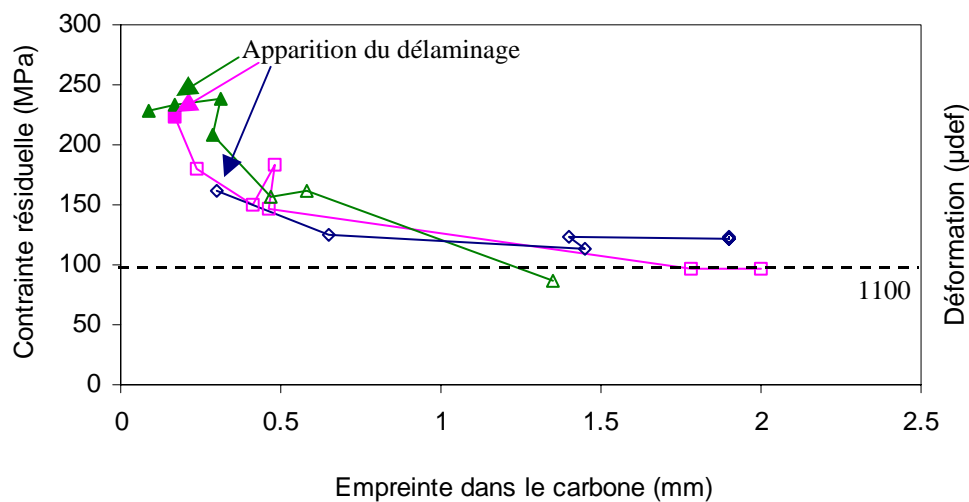
La Figure IV- 41 présente l'évolution de la contrainte résiduelle en fonction de la surface délaminée pour les plaques sandwichs HM. La tendance constatée est identique à celle observée pour les plaques monolithiques HM et HR précédentes : la contrainte résiduelle évolue de manière différente en fonction de la surface délaminée suivant la présence ou non de protection thermique. La surface délaminée n'est donc pas le seul critère pilotant la contrainte résiduelle en compression après impact. L'indentation mesurée dans le carbone semble également, dans le cas du sandwich, être un paramètre important à prendre en considération (Cf. Figure IV- 42).

A partir de ces observations, il est possible de dégager les mêmes tendances que celles définies pour les éprouvettes monolithiques : les chutes de caractéristiques enregistrées par rapport à une sollicitation en compression pure dépendent à la fois de la surface délaminée et de la profondeur d'empreinte mesurée sur le composite une fois la PT arrachée.



Sandwich HM sans PT (◆), avec PT de 3.5 mm (◻), avec PT de 6.5 mm (▲) : rupture des 2 peaux  
 Sandwich HM sans PT (◇), avec PT de 3.5 mm (◻), avec PT de 6.5 mm (△) : rupture peau impactée

Figure IV- 41 : Contrainte résiduelle en fonction de la surface délaminée pour les sandwichs HM



Sandwich HM sans PT (◆), avec PT de 3.5 mm (◻), avec PT de 6.5 mm (▲) : rupture des 2 peaux  
 Sandwich HM sans PT (◇), avec PT de 3.5 mm (◻), avec PT de 6.5 mm (△) : rupture peau impactée

Figure IV- 42 : Contrainte résiduelle en fonction de l’empreinte sur le composite pour les sandwichs HM

	Contrainte de compression pure (MPa)	Perte de caractéristique au BVID (%)	Perte de caractéristique à l’asymptote (%)
Sandwich HM sans PT		60.8	71
Sandwich HM avec PT 3.5 mm	414	63.7	76
Sandwich HM avec PT 6.5 mm		42.5	79

Tableau IV- 3 : Chutes de caractéristique pour les éprouvettes sandwichs HM

#### IV.4.4. Conclusions

L'analyse des essais effectués en compression après impact des structures monolithiques et sandwichs a permis de faire apparaître globalement les mêmes scénarios conduisant à la ruine de la structure.

- En ce qui concerne les *plaques monolithiques*, avec ou sans PT et quel que soit le matériau, le comportement peut être séparé en 3 étapes :

- 1- Comportement linéaire de la structure au début du chargement ;
- 2- Apparition d'une cloque centrée sur la zone d'impact , puis évolution très progressive de l'empreinte ;
- 3- A l'approche de l'effort maxi que peut supporter la structure, la cinétique augmente fortement : l'empreinte se creuse fortement, la cloque se propage brusquement et la zone endommagée rompt en flexion-compression.

La protection thermique a toutefois une légère influence sur le comportements des plaques HR et HM. En effet, il est possible d'observer, que dans le cas des plaques avec PT, l'empreinte mesurée sur le composite est plus faible mais plus étalée que dans le cas d'une plaque nue. L'évolution de l'empreinte au cours du chargement varie donc suivant le cas étudié : pour une plaque nue, où l'indentation est très localisée, le rayon de l'empreinte varie peu et la cloque ne se propage vraiment que peu de temps avant la rupture. Pour une plaque avec PT, le rayon de l'empreinte augmente dès le début du chargement.

De même, l'influence de la PT est observée sur la valeur des flèches enregistrées au droit de l'impact, qui, à iso-énergie, sont plus importantes dans les cas protégés que dans les cas nus. L'explication réside probablement dans le fait que les dommages sont généralement plus étendus dans les éprouvettes avec PT.

- Concernant les *plaques sandwichs*, le scénario est légèrement différent. Un comportement linéaire est toujours observé au début du chargement, puis une cloque centrée sur la zone d'impact apparaît progressivement sur la peau supérieure. La peau impactée se creuse alors au cours du chargement et a tendance à pénétrer dans le nida, sans que la linéarité globale de la structure ne soit affectée. L'éprouvette est ensuite soumise à une flexion globale puis périt brutalement en flambage local.

Si l'on se penche maintenant sur la tenue résiduelle en CAI, les résultats ont montré qu'une perte moyenne de caractéristique de 62% (par rapport à une sollicitation de compression pure) était observée à l'asymptote dans le cas de plaques monolithiques HM, de 80% dans le cas de plaques monolithiques HR et de 75% dans le cas de plaques sandwichs HM. Ces abattements sont phénoménaux et il faudra se positionner à l'asymptote pour le dimensionnement des structures.

De façon plus générale, cette étude a permis de déterminer deux paramètres comme pilotant le comportement en compression résiduelle des plaques composites :

- la surface délaminée engendrée par l'impact dans l'éprouvette, combinée avec la position dans l'épaisseur du stratifié ;
- la profondeur d'empreinte mesurée sur le composite une fois la PT arrachée.

L'influence de ces paramètres est analysée numériquement dans le paragraphe suivant.

## **IV.5. MODELISATION ELEMENTS FINIS**

Les objectifs de cette modélisation par éléments finis sont, connaissant le dommage d'impact :

- d'expliquer le scénario de la rupture en CAI afin d'expliquer, en particulier, l'influence de la différence de morphologie du dommage entre les éprouvettes nues et protégées thermiquement ;
- de prédire les contraintes à rupture en CAI afin d'étudier une structure réelle en tolérance aux dommages.

Afin de répondre à ces objectifs, cette partie débutera par la modélisation éléments finis de la CAI d'une plaque nue impactée à 15 J, puis montrera l'influence de différents paramètres de la modélisation sur la CAI et en particulier sur la contrainte à rupture. Ceci nous permettra d'expliquer le scénario de la rupture en CAI et de montrer, en particulier, que la rupture s'initie au droit de la zone du dommage, sur la face impactée, dans le plan médian perpendiculaire à la direction de la charge.

Enfin, la même étude sur la CAI d'une plaque protégée thermiquement impactée à 40 J sera menée afin d'étudier l'influence du liège lors de l'impact sur la CAI.

Comme pour la modélisation de l'impact (Cf. chapitre III), ce travail sera limité à l'étude du matériau HM et la structure sera modélisée à l'aide d'un élément volumique par pli du stratifié.

### **IV.5.1. Plaques composites HM nues sollicitées en CAI**

#### *IV.5.1.1. Caractéristiques générales*

La modélisation par éléments finis pour une plaque nue sollicitée en CAI est représentée Figure IV- 43. Seul un quart de la plaque est maillée. Chaque pli est modélisé par un élément volumique composite et 18 plis sont représentés dans l'épaisseur du stratifié. Le maillage est réalisé à l'aide d'une routine spécifique programmée en Fortran. Le calcul éléments finis est réalisé en non-linéaire à l'aide du logiciel SAMCEF.

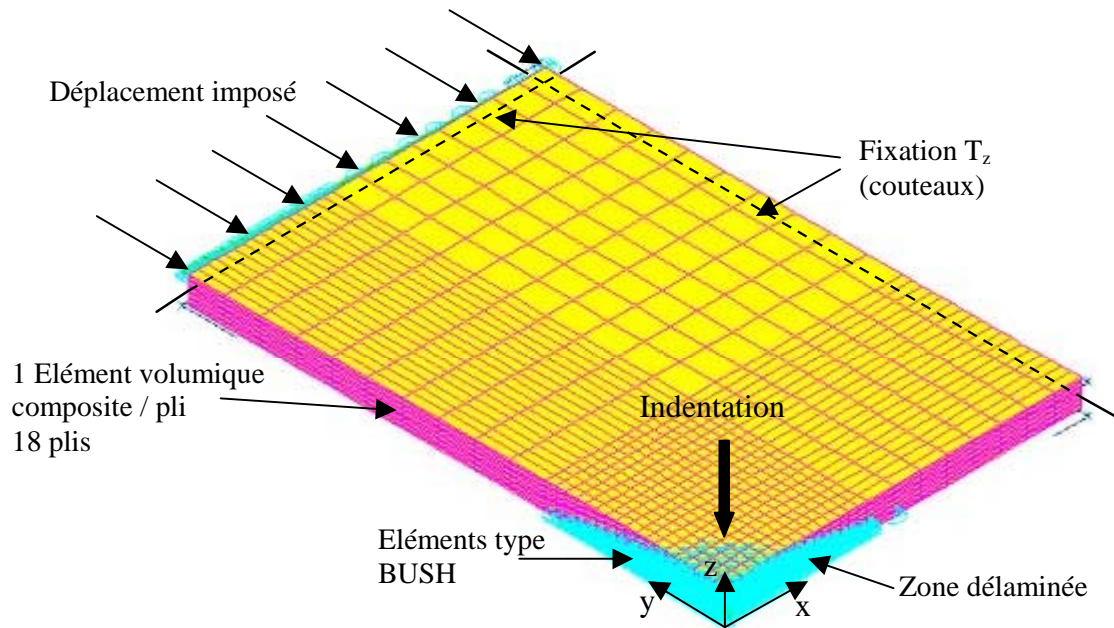


Figure IV- 43 : Modèle éléments finis pour le calcul de CAI d'une plaque nue

Pour représenter les couteaux de l'essai, les déplacements en Z sont bloqués sur deux lignes situées à mi-épaisseur. La compression après impact se fait en imposant un déplacement sur la ligne située au milieu de la face d'appui. Des éléments poutres sont ajoutés verticalement entre les nœuds de la face d'appui afin de ne pas déformer de façon exagérée les plis du milieu où l'on applique la charge pendant le chargement.

La modélisation de la plaque impactée nécessite également l'introduction :

- d'une déflexion initiale localisée au niveau du point d'impact affectant toute l'épaisseur de l'éprouvette. La déflexion en Z est définie par l'équation :

$$w(x, y, z) = A \cdot \sin \frac{\pi[a(z) + x]}{2 \cdot a(z)} \sin \frac{\pi[b(z) + y]}{2 \cdot b(z)} \quad \text{Equation IV- 2}$$

avec :

A profondeur d'empreinte mesurée sur le composite ;  
 $a(z)$ ,  $b(z)$ , valeurs des demi-axes de l'ellipse respectivement en X et en Y définissant la zone indentée. Ces valeurs varient pour chaque pli de façon à avoir une déflexion de forme conique dans l'épaisseur :

$$a = a_{1s} \frac{z}{e} + a_{1l} \left(1 - \frac{z}{e}\right) \quad \text{Equation IV- 3}$$

$$b = b_{1s} \frac{z}{e} + b_{1l} \left(1 - \frac{z}{e}\right) \quad \text{Equation IV- 4}$$

avec :

$e$  épaisseur d'un pli

$a_{1S}$  demi-axe de l'ellipse supérieure pour la zone indentée dans le sens X

$a_{1I}$  demi-axe de l'ellipse inférieure pour la zone indentée dans le sens X

(Cf. Figure IV- 47)

- de délaminages elliptiques répartis dans l'épaisseur du stratifié. Dans la zone contenant ces délaminages, les mailles supérieures sont construites sur des nœuds quasiment confondus à d'autres nœuds servant à la construction des mailles inférieures (1/100 mm d'écart entre chaque nœud). Ce type de nœud sera appelé « nœud double » dans la suite de l'étude. Dans le reste de la structure, un seul nœud commun définit la maille (Cf. Figure IV- 44).

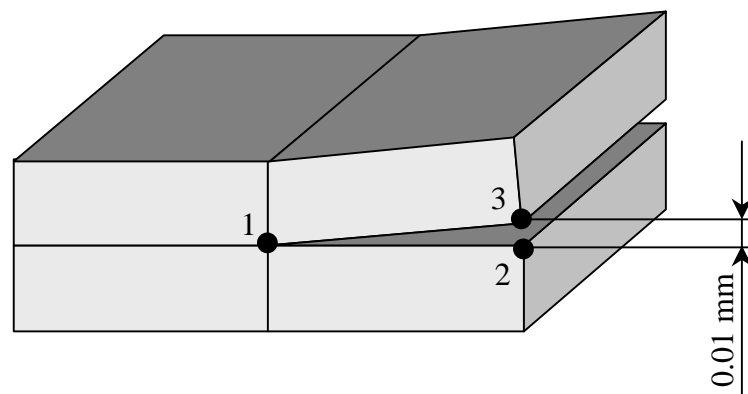


Figure IV- 44 : Schématisation de la modélisation du délaminage

Les nœuds doubles, situés dans la zone délaminée, sont reliés entre eux par des éléments de type BUSH. La loi utilisée pour ces éléments est de type bilinéaire (Cf. Figure IV- 45). Cette loi a été déterminée de façon à :

- gérer le contact en compression entre les différents éléments dans la zone délaminée. En effet, sans liaison entre les nœuds doubles, les éléments ont tendance à pénétrer les uns dans les autres. La raideur de compression est donc choisie très grande, en pratique  $\lambda_c = 100000$  N/mm.
- introduire une certaine raideur en traction dans le but d'éviter les décollements excessifs entre les différents plis. Rappelons que, dans le chapitre précédent, les cartographies obtenues à partir de plaques nues impactées faisaient apparaître une double hélice de délaminage à chaque interface. Les délaminages elliptiques, introduits dans ce modèle pour chaque interface, sont par conséquent trop exagérés par rapport à la réalité. Le fait de rajouter une raideur en traction permet par conséquent de compenser l'exagération de délaminages introduits dans le modèle. En pratique, la raideur choisie est de  $\lambda_t = 1000$  N/mm.
- Empêcher le passage du cisaillement hors plan ( $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$ ) entre les plis. On supposera en effet le frottement nul entre les 2 plis en contact. Cette hypothèse, un peu exagérée en comparaison à la réalité, semble rendre compte de façon satisfaisante des différents mécanismes physiques intervenant lors de la CAI.

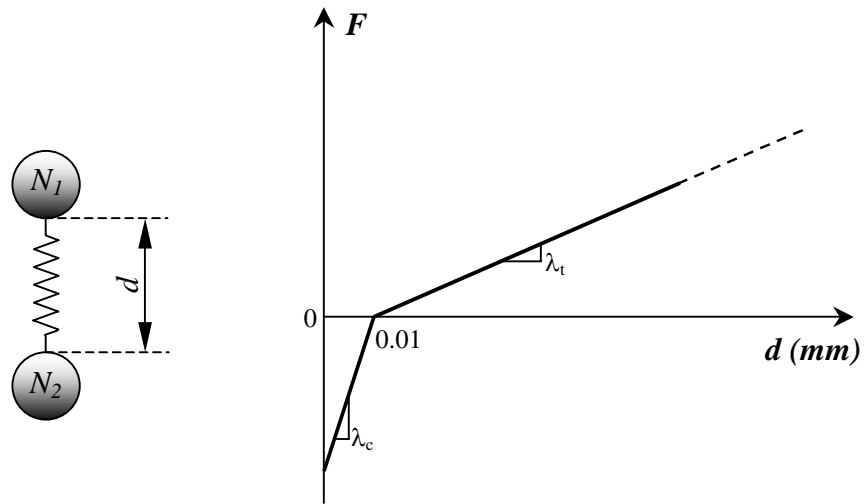


Figure IV- 45 : Loi de comportement des éléments BUSH

Le délaminage modélisé est de forme conique dans l'épaisseur (Cf. Figure IV- 46).

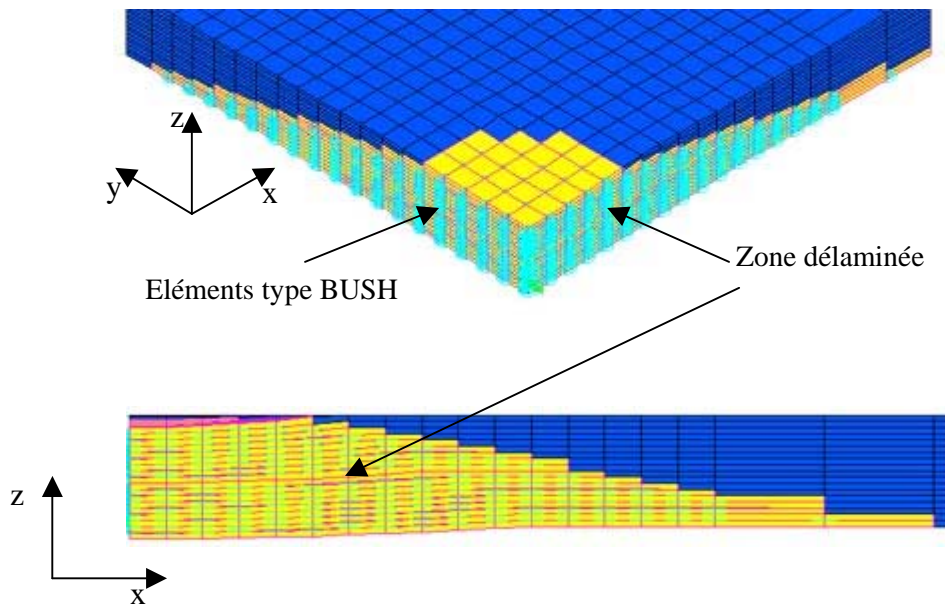
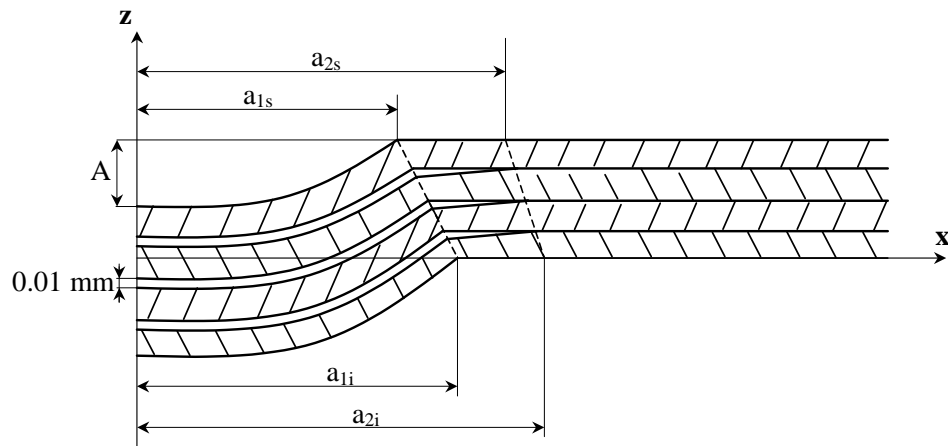


Figure IV- 46 : Modélisation du délaminage

Les différents paramètres de la modélisation en CAI d'une plaque HM nue sont synthétisées Figure IV- 47.



**Figure IV- 47 :** Coupe d'une configuration du modèle de la plaque impactée

Avec :

- A profondeur d'empreinte
- $a_{1S}$  demi-axe de l'ellipse supérieure pour la zone indentée dans le sens X
- $a_{1I}$  demi-axe de l'ellipse inférieure pour la zone indentée dans le sens X
- $a_{2S}$  demi-axe de l'ellipse supérieure pour la zone délaminée dans le sens X
- $a_{2I}$  demi-axe de l'ellipse inférieure pour la zone délaminée dans le sens X

Dans le sens Y, les paramètres pour les demi-axes sont  $b_{1S}$ ,  $b_{1I}$ ,  $b_{2S}$  et  $b_{2I}$ .

#### IV.5.1.2. Comparaison calculs/essais pour le cas de la plaque HM nue impactée à 15J

Les valeurs affectées aux paramètres décrits précédemment pour une plaque HM nue impactée à 15J sont données dans le Tableau IV- 4.

Pour chaque cas étudié, l'empreinte et le délaminage correspondant sont pris en compte dans le modèle. Rappelons que les dimensions de l'empreinte sont déterminées expérimentalement par corrélation d'images 3D à l'aide des deux caméras CCD. Concernant la déflexion face non impactée, aucune mesure n'a pu être effectuée pendant l'essai. On prendra donc, arbitrairement, une zone de déflexion face non impactée deux fois plus grande que la surface de la déflexion face impactée.

La taille des délaminages, ainsi que leur répartition dans l'épaisseur, sont mesurées par ultrasons.

Paramètres	Valeurs (mm)	Caractéristiques matériau
A	0.43	
$a_{1S}$	5	
$a_{1I}$	10	
$a_{2S}$	5	$E_1 = 190000 \text{ MPa}$
$a_{2I}$	25	$E_t = 4600 \text{ MPa}$
$b_{1S}$	9	$G = 3800 \text{ MPa}$
$b_{1I}$	18	$\nu = 0.27$
$b_{2S}$	5	
$b_{2I}$	25	

**Tableau IV- 4 :** Paramètres pour la plaque HM nue impactée à 15J



La Figure IV- 48 montre l'évolution des déformations données par les jauges  $J_1$ ,  $J_2$  et  $J_2'$  obtenue expérimentalement et numériquement. Nous avons également reporté l'évolution de la déformation obtenue sur une plaque saine en compression calculée analytiquement à partir des valeurs de l'UD du chapitre I (module d'Young en compression du stratifié  $E = 90$  GPa). L'effet du dommage sur la raideur globale de la structure est faible. En effet, l'endommagement dû à l'impact a un effet sur le comportement effort / flèche ainsi que sur la répartition des contraintes et des déformations aux alentours du dommage lors de la CAI, mais n'influence que très faiblement la raideur globale de la plaque en compression.

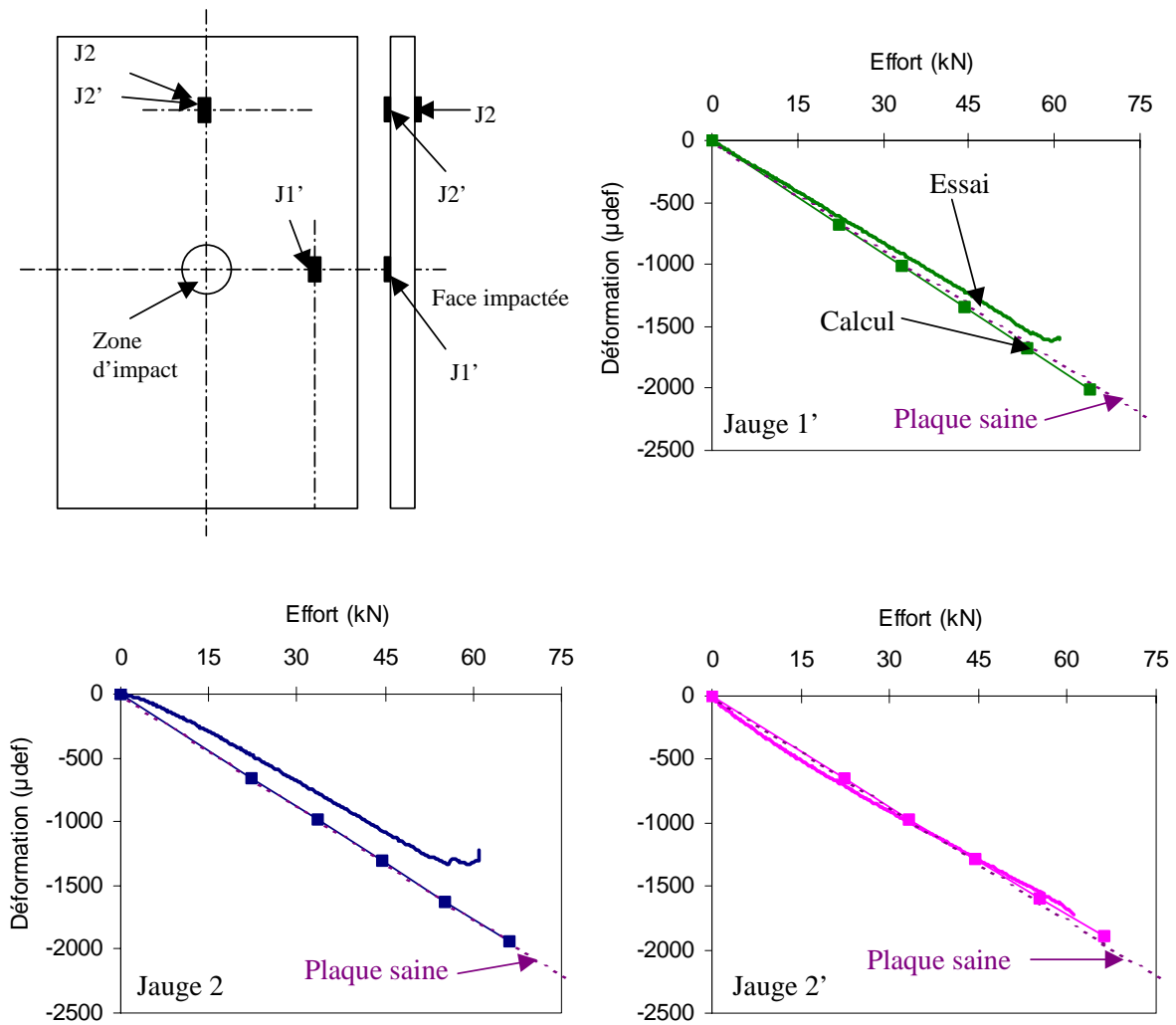


Figure IV- 48 : Comparaison calculs/essais des déformations de la plaque HM nue impactée à 15J

La Figure IV- 49 montre la répartition des contraintes  $\sigma_{11}$  et des déformations longitudinales  $\epsilon_{11}$  dans les plis du stratifié pour un effort de 55 kN. Afin d'analyser ces différentes contraintes, il est utile de rappeler que les plis supérieur et inférieur de l'empilement sont 2 plis orientés à  $0^\circ$ , soit dans la direction de l'effort de compression. Par conséquent, pour ces 2 plis,  $\sigma_{11} = \sigma_{yy}$  et  $\epsilon_{11} = \epsilon_{yy}$ . Nous reviendrons sur l'analyse de ces champs de contraintes et de déformation ultérieurement.

Il est toutefois possible de noter, dans l'immédiat, une forte concentration de contraintes  $\sigma_{11}$  en bord de la zone endommagée.

Afin de déterminer l'effort à rupture lors de la CAI, nous avons choisi un critère de rupture fibre en déformation maxi :

$$\varepsilon_{11} = -4600 \mu\text{def}$$

Cette valeur est atteinte sur la face impactée en bord de zone délaminée.

Dans le cas du 15J, la rupture se produit pour un effort de 66 kN, soit pour une contrainte moyenne à rupture de 174 MPa, contre 160 MPa trouvée en essai, soit une erreur inférieure à 10 %.

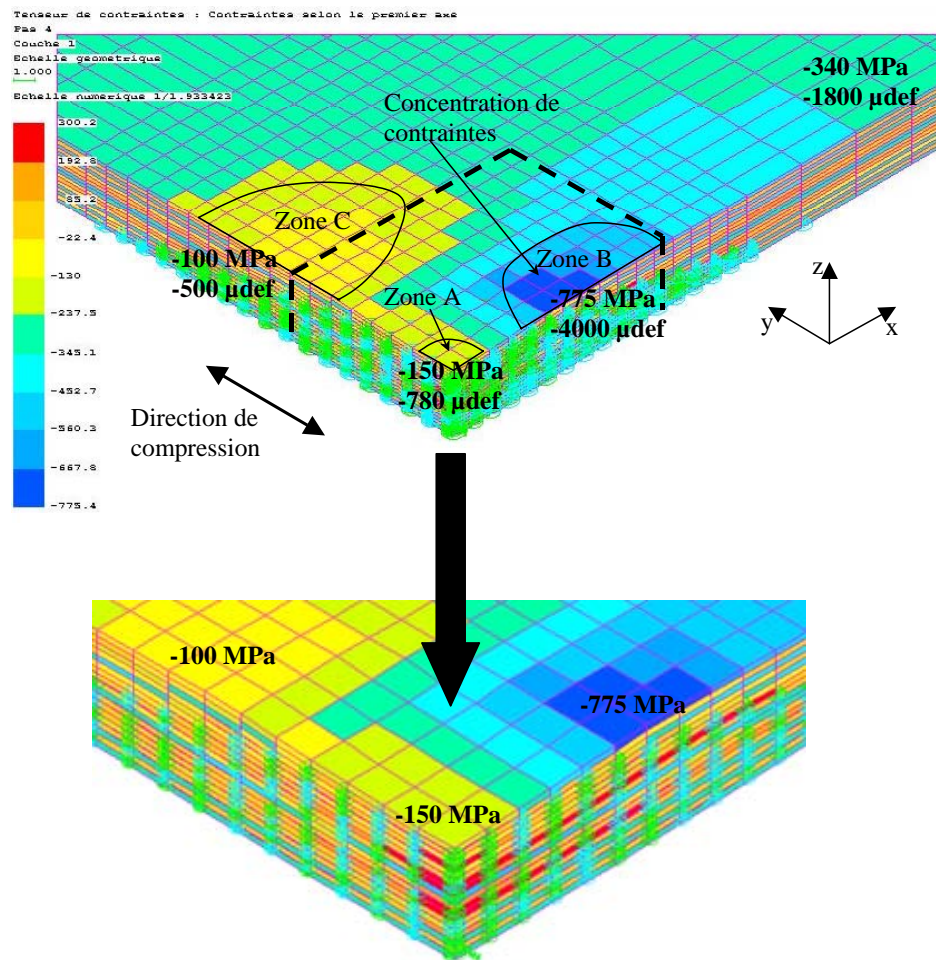


Figure IV- 49 : Répartition des contraintes  $\sigma_{11}$  et des déformations  $\varepsilon_{11}$  à  $F = 55$  kN

Il convient à présent d'étudier l'évolution de la surface et de la profondeur de l'empreinte pendant la compression issue du calcul et de les comparer avec les résultats des essais. L'évolution numérique de l'empreinte pendant le chargement est présentée en coupe transversale Figure IV- 50. La simulation donne la même évolution au cours du chargement qu'en essai. Il faut cependant noter, à 60 kN, une différence entre l'empreinte numérique et l'empreinte expérimentale : même si les profondeurs d'empreinte sont identiques, une forte évolution de l'empreinte est constatée expérimentalement que l'on n'observe pas numériquement. En essais, le dommage se propage brutalement juste avant la rupture. Pour retrouver ce phénomène en calculs, il faudrait, par conséquent, améliorer le modèle en y intégrant par exemple de la propagation de dommages. Toutefois, ce changement ne sera pas pris en compte dans cette étude. L'objectif étant, dans un premier temps, d'obtenir un modèle permettant de donner une bonne prédiction des contraintes résiduelles, ce modèle sera considéré comme suffisant pour le moment.

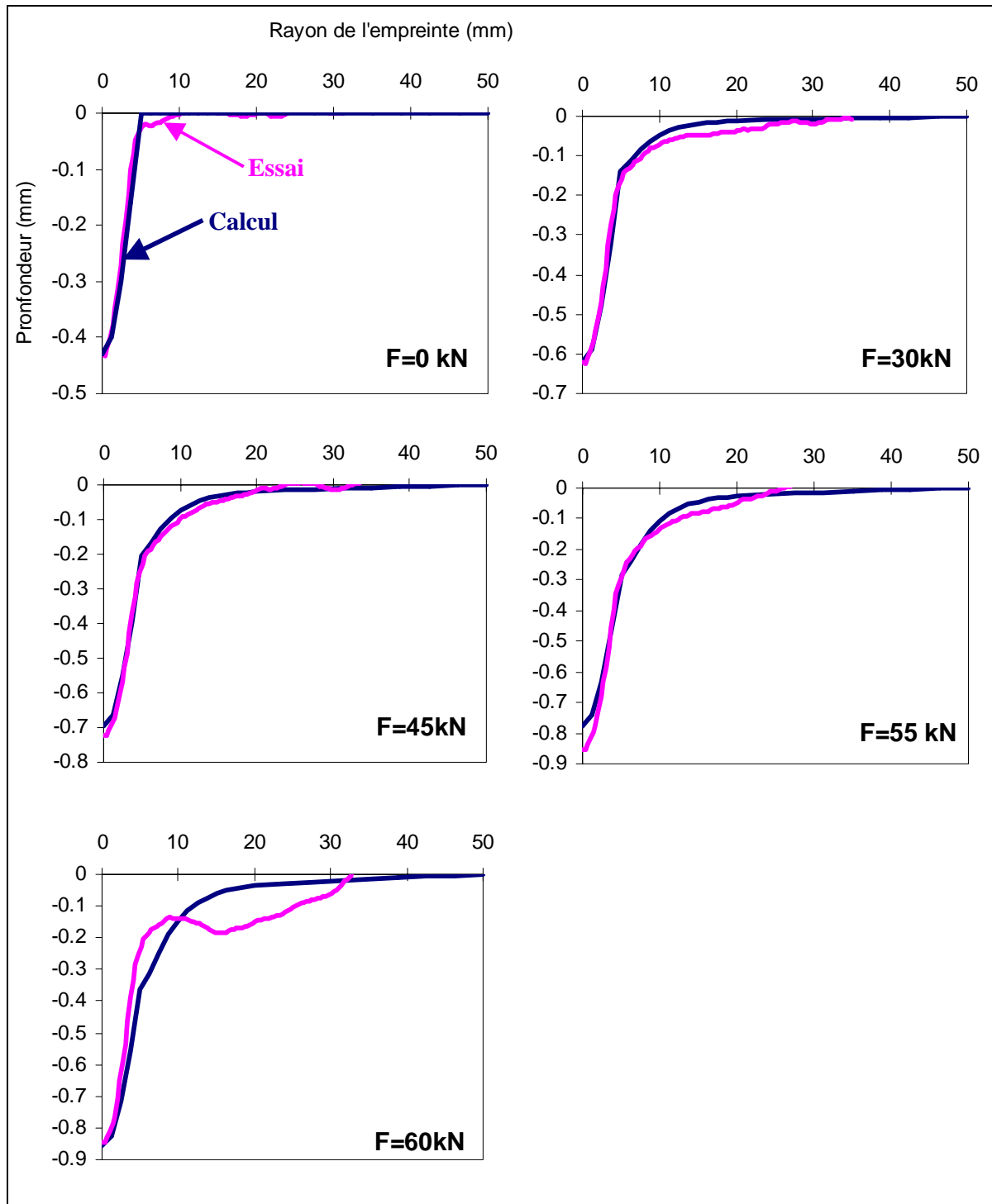


Figure IV- 50 : Evolution transversale de l'empreinte pour la plaque HM nue impactée à 15 J

L'évolution des flèches face impactée et face non impactée est maintenant représentée en fonction de l'effort Figure IV- 51. Comme déjà observé Figure IV- 50, la simulation corréle bien les résultats concernant l'évolution de la flèche face impactée. Par contre, la décohésion de plis à l'intérieur de la plaque, observée expérimentalement par une augmentation locale de l'épaisseur de l'éprouvette, n'est pas retrouvée numériquement : la simulation fait apparaître des flèches face impactée et non impactée identiques. Un début de séparation de plis est

observée cependant à partir de 55 kN. Il semble par conséquent que les conditions introduites pour les délaminages ne soient pas encore suffisantes. Expérimentalement, des ruptures de fibres sont observées sur la face non impactée. L'influence de la rupture de fibres dans les derniers plis du stratifié sur la séparation de plis sera étudiée ultérieurement dans le paragraphe IV.5.1.5.

On observe également une propagation de la zone indentée dans la direction perpendiculaire à l'effort de compression. Cette ovalisation de l'indentation est également observée lors des essais expérimentaux (Cf. Figure IV- 9) ainsi que dans la littérature [AMINANDA, 2004].

Cette propagation s'explique par le fait que, lors du cloquage de la zone indentée au centre de la plaque, une partie du flux d'effort de compression va être dévié pour transiter dans la zone située à la proximité immédiate de la zone indentée (Cf. zone B de la Figure IV- 49), provoquant alors un cloquage dans cette nouvelle zone. Il va donc y avoir propagation de la zone cloquée et donc de l'indentation dans la direction perpendiculaire à la charge.

Il est également possible d'observer une évolution de l'empreinte dans la direction de la charge (au dessus de la zone endommagée). Ceci s'explique par la transition brutale entre la plaque saine au dessus de la zone endommagée, quasiment en compression pure et présentant une courbure selon X faible, et la zone endommagée cloquée en flexion / compression. Cette évolution brutale crée un moment de flexion important dans cette zone de transition selon l'axe X, ce qui est particulièrement visible dans la zone C de la Figure IV- 49 où les contraintes dues à ce moment de flexion sont très inférieures (-100 MPa) à la contrainte moyenne de compression (-340 MPa).

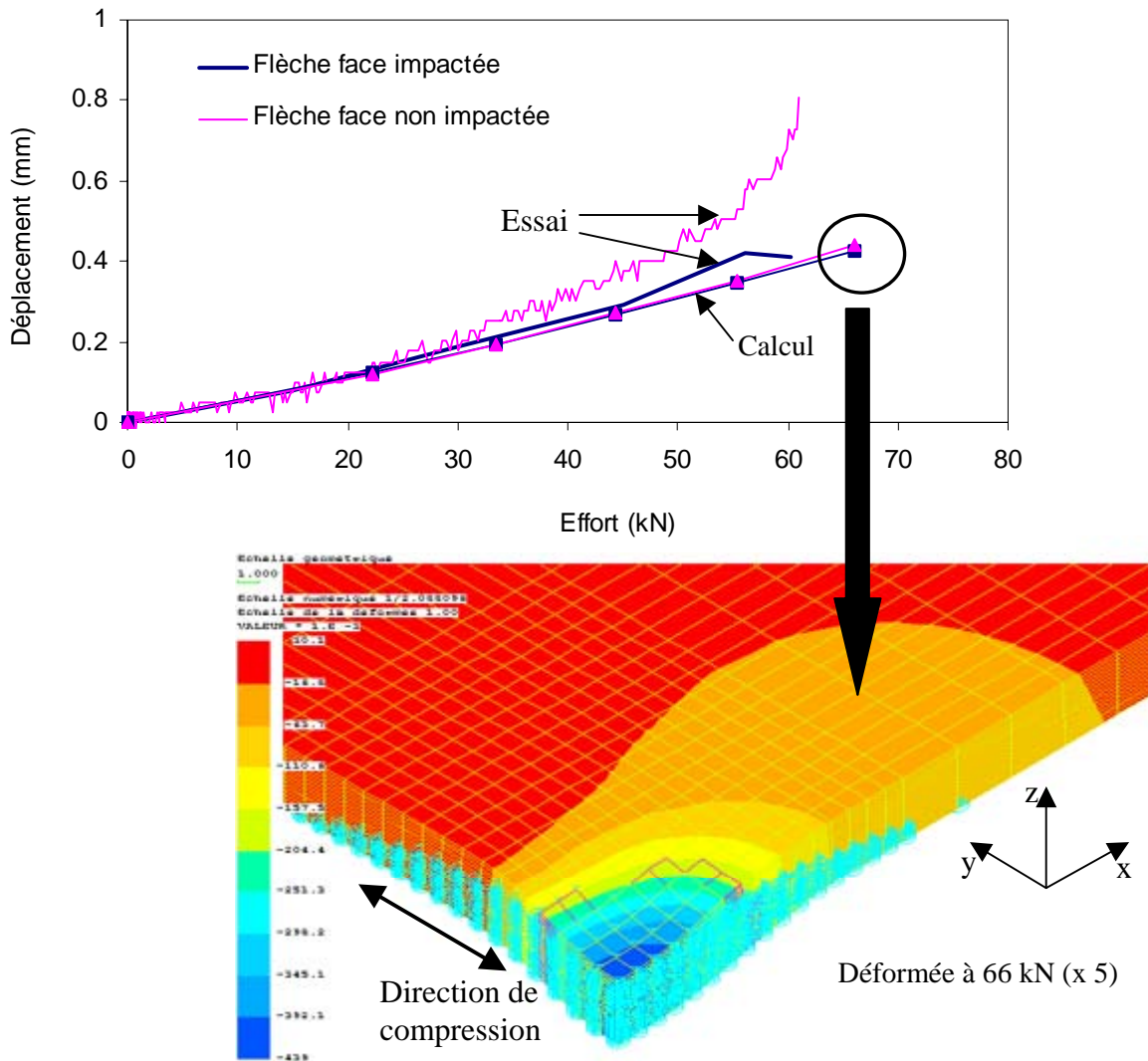


Figure IV- 51 : Evolution de la flèche en fonction de l'effort

#### IV.5.1.3. Influence de l'empreinte

Afin d'étudier l'influence de la déflexion initiale (localisée au niveau du point d'impact) sur le comportement en compression après impact d'une plaque composite, un calcul identique est effectué sur le même modèle mais avec une empreinte quasi-nulle ( $A=0.05$  mm). Le délaminage est conservé.

Les résultats montrent que la déflexion initiale :

- n'a aucune influence sur la raideur de la plaque en compression : les déformations calculées par Samcef dans le cas non indenté sont identiques au cas précédent ;
- n'a aucune influence sur le mode de rupture, ni sur la valeur de l'effort à rupture. Une concentration de contraintes est observée sur les plis supérieurs en bord de délaminage et l'effort de rupture se situe toujours autour de 66 kN.
- A une influence sur l'évolution de la flèche en fonction de l'effort (Cf. Figure IV- 52). En effet, il est possible de constater qu'avec une déflexion initiale de la plaque, l'évolution de la flèche est progressive. L'empreinte a tendance à se creuser doucement avec l'augmentation de l'effort. En effet, dans ce cas, le plan d'introduction de l'effort est non confondu avec le plan médian de la plaque impactée

(Cf. Figure IV- 53). La force introduite génère par conséquent un moment dans cette zone qui a tendance à creuser l’empreinte dès le début du chargement. Sans déflexion initiale, ce couplage n’est pas présent au début du chargement et la flexion apparaît de façon plus brutale.

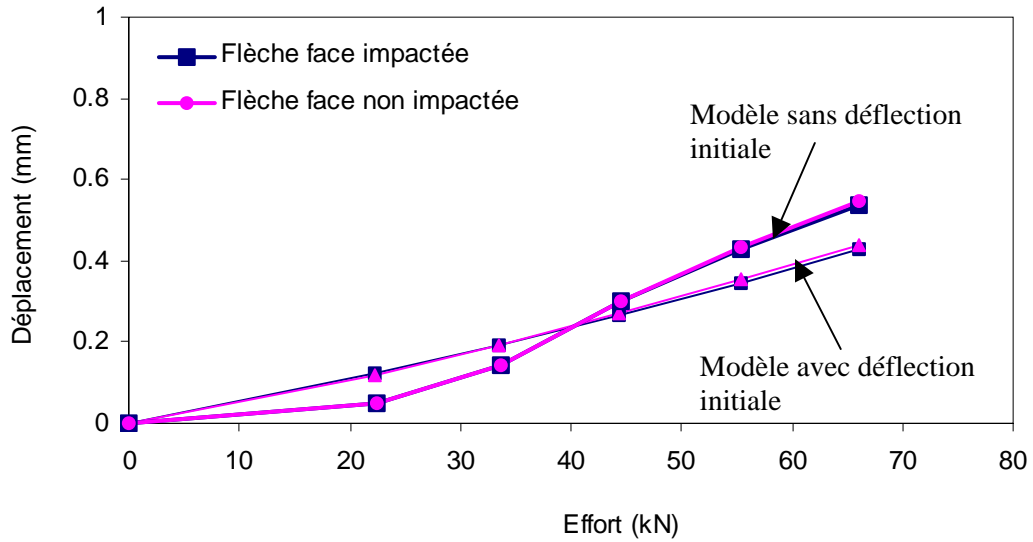


Figure IV- 52 : Comparaison de la flèche pour une éprouvette impactée à 15J avec et sans déflexion initiale

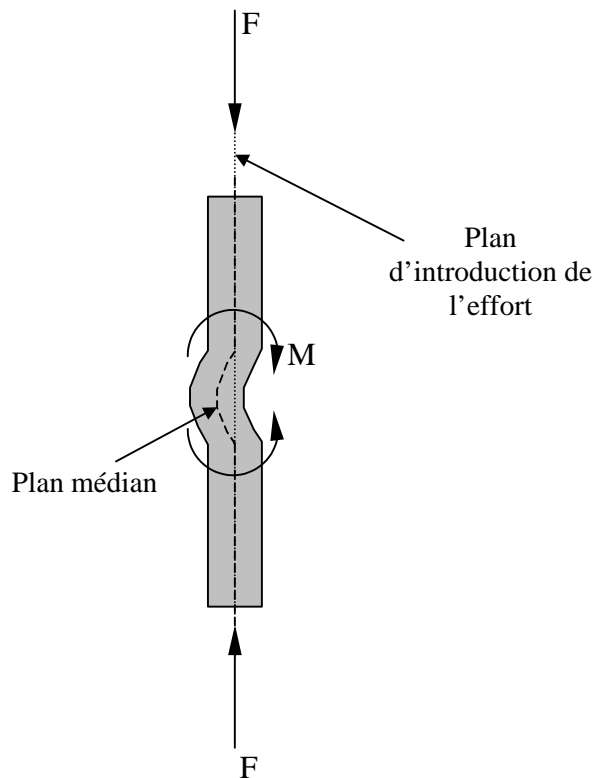


Figure IV- 53 : Moment de flexion initié au droit du dommage

IV.5.1.4. Influence du délaminage

Un calcul est maintenant effectué en supprimant les délaminages dans le stratifié mais en conservant la déflexion initiale décrite au paragraphe IV.5.1.2 pour l'éprouvette HM nue impactée à 15J. Les résultats montrent que, dans le cas d'une éprouvette indentée mais non délaminée, le mode de rupture diffère par rapport aux cas précédents. L'éprouvette ne périt plus par concentration de contraintes mais par flambage global (Cf. Figure IV- 54 et Figure IV- 55). La rupture de fibres en compression apparaît à 120 kN, ce qui correspond à une contrainte à rupture de 320 MPa.

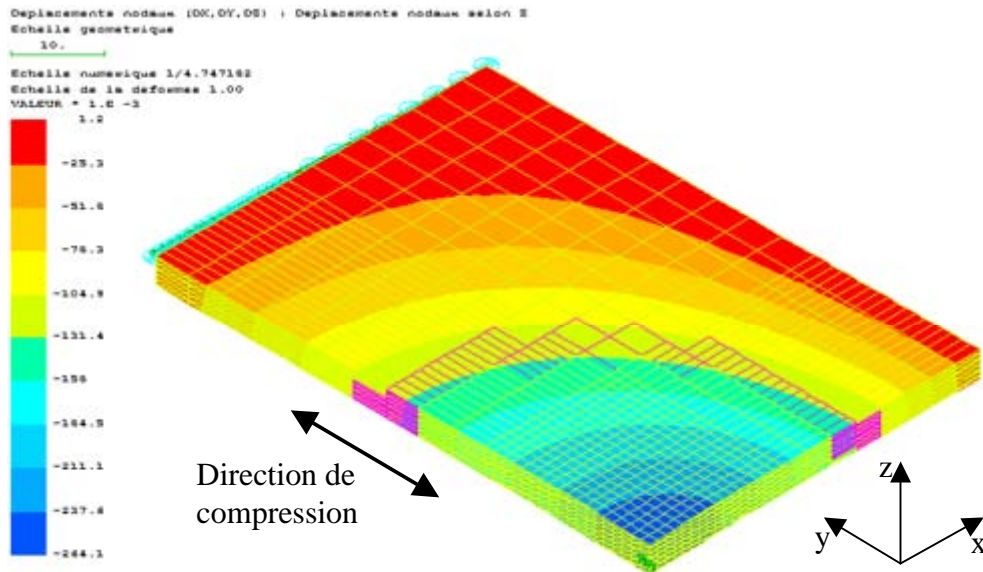


Figure IV- 54 : Déplacements/Z pour plaque HM non délaminée avec empreinte initiale de 0.43 mm à 110 kN

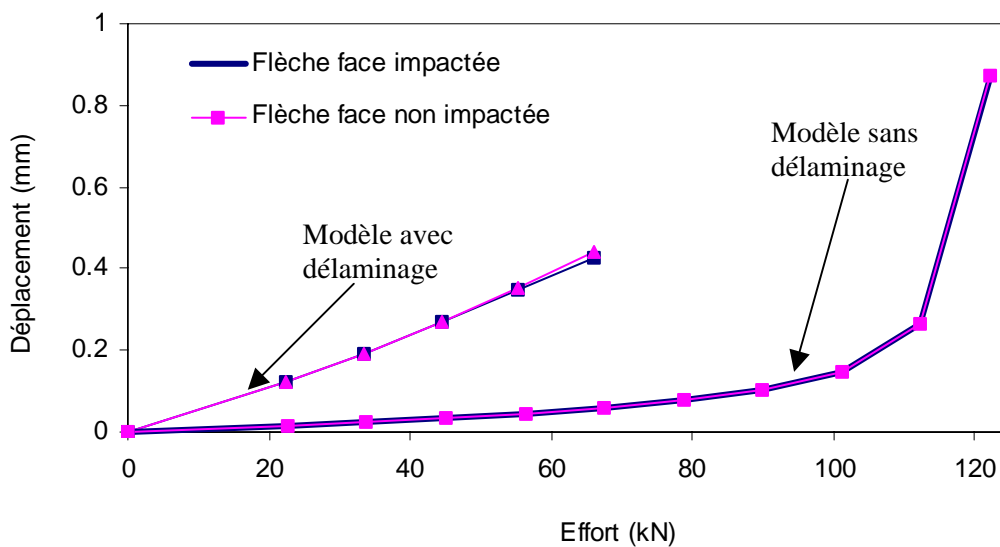


Figure IV- 55 : Comparaison de la flèche pour une éprouvette impactée à 15J avec et sans délaminage



Le modèle fait par conséquent apparaître que le délaminage a une influence :

- sur la raideur locale de la plaque : le délaminage provoque une chute du moment d'inertie localement, la plaque est plus souple au niveau de la zone délaminée. La flèche enregistrée pour une plaque délaminée est par conséquent plus importante que celle observée dans le cas d'une plaque non endommagée ;
- sur le mode de rupture : avec délaminage, la rupture se produit par concentration de contrainte au bord de la zone délaminée alors que sans délaminage, même en présence d'une empreinte, la plaque se comporte comme une plaque saine et périt en flambage global.

#### IV.5.1.5. Influence des ruptures de fibres dans les plis inférieurs

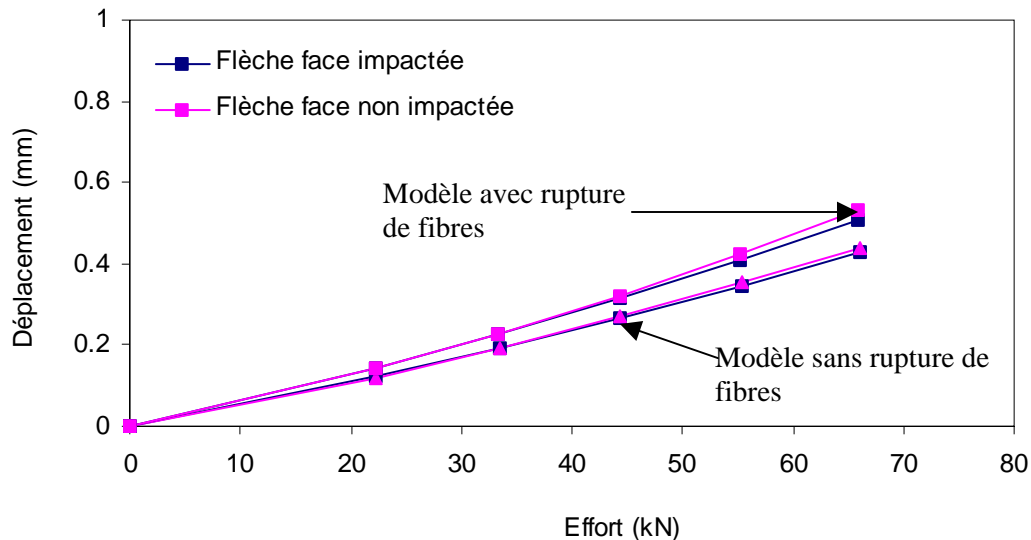
Expérimentalement, des ruptures de fibres sont observées sur la face non impactée de la plaque HM nue impactée à 15J. Il semble donc logique d'étudier, à présent, l'influence de la rupture de fibres sur le comportement en CAI d'une plaque composite.

Le modèle de référence est le modèle décrit au paragraphe IV.5.1.2. Des ruptures de fibres sont introduites dans le modèle pour la partie basse de la plaque en dégradant localement les propriétés matériaux en traction  $E_{11}$  par 50 et  $\nu$  par 10 pour les dix plis inférieurs du stratifié situés à l'intérieur du cône de déflexion. Les caractéristiques en compression sont gardées identiques aux précédentes.

Les résultats montrent que le fait de dégrader les propriétés matériaux en traction dans le sens fibre et pour les derniers plis de la plaque :

- a très peu d'influence sur la raideur de la plaque en compression : les déformations calculées par Samcef dans le cas dégradé sont quasiment identiques à celles déterminées dans le cas du 15J non dégradé ;
- n'a aucune influence sur le mode de rupture. Une concentration de contraintes est observée sur les plis supérieurs en bord de délaminage. L'effort à rupture, quant à lui, diffère très légèrement par rapport au cas non dégradé : la rupture apparaît à 60 kN, soit pour une contrainte de 160 MPa (au lieu de 174 MPa sans les ruptures de fibres) ;
- a une influence sur l'évolution de la flèche en fonction de l'effort (Cf. Figure IV- 56). Avec rupture de fibres dans les plis inférieurs, la plaque est plus souple et la flèche enregistrée est légèrement plus élevée, à iso-effort, que celle observée dans le cas d'une plaque non dégradée. Une différence plus importante de flèche entre les faces impactées et non impactées est également notée dans le cas de la plaque dégradée : les plis ont tendance à se séparer davantage pendant la compression.

Les résultats obtenus avec ce modèle semblent par conséquent mieux corrélés les résultats d'essais. Les résultats qui suivent ont toutefois été déterminés à partir du modèle développé au paragraphe IV.5.1.2 sans dégradation de fibres. Rappelons que l'objectif de cette étude est, dans un premier temps, d'obtenir un modèle permettant de donner une bonne prédiction des contraintes résiduelles. Le modèle sans dégradation sera, par conséquent, considéré comme suffisant pour le moment.



**Figure IV- 56** : Comparaison de la flèche pour une éprouvette impactée à 15J avec et sans rupture de fibres

#### IV.5.1.6. Scénario de rupture des plaques nues

A la lumière de ces différents éléments, il est possible de décrire le scénario de rupture intervenant lors de la CAI pour les plaques impactées sans PT :

- La présence de délaminages dans la zone centrale diminue fortement l'inertie de flexion de la plaque dans cette zone et provoque rapidement, par conséquent, le cloquage de la zone centrale délaminée ;
- Après cloquage, les charges de compression passant dans cette zone diminuent. Ce phénomène est particulièrement visible Figure IV- 49 dans la zone A où la contrainte  $\sigma_{11}$  est de  $-150$  MPa alors que la contrainte moyenne est de  $-340$  MPa. Le flux d'effort de compression transite dans la zone située à la proximité immédiate de la zone endommagée (zone B de la Figure IV- 49) et en particulier à la jonction entre la zone saine et la zone délaminée, ce qui explique la forte concentration de contraintes présente à cet endroit (Cf. Figure IV- 49) ;
- La rupture de l'éprouvette s'initie donc à cet endroit et provoque le rechargement de la zone voisine, provoquant ainsi une propagation brutale de la rupture perpendiculairement à la direction de la charge.

#### IV.5.1.7. Détermination des contraintes résiduelles pour différentes éprouvettes nues

A partir du modèle présenté pour la CAI d'une plaque composite HM nue impactée à 15J, différents calculs numériques sont effectués pour simuler le comportement de plusieurs éprouvettes nues en CAI et déterminer les contraintes résiduelles à rupture.

Pour chaque cas étudié, l'empreinte et le délaminage correspondant sont pris en compte dans le modèle. Rappelons que les dimensions de l'empreinte sont déterminées expérimentalement par corrélation d'images 3D à l'aide des deux caméras CCD. La taille des délaminages, ainsi que leur répartition dans l'épaisseur, sont mesurées par ultrasons. Les valeurs de paramètres utilisées pour les différentes éprouvettes sont données dans le Tableau IV- 5.

Les résultats sont donnés Figure IV- 57 et font apparaître une bonne estimation de la résistance résiduelle des éprouvettes nues impactées. Les chutes de compression résiduelle

proviennent de la présence de délaminages dans les stratifiés. Les comportements sont, dans tous les cas où il existe un dommage, de type concentration de contraintes, tendant vers le cas de la compression d'une plaque trouée pour les grandes surfaces délaminées.

Paramètres	1.9J 240 mm <sup>2</sup>	5J 630 mm <sup>2</sup>	10J 980 mm <sup>2</sup>	15J 1860 mm <sup>2</sup>	24.5J 2870 mm <sup>2</sup>
A	0.05	0.05	0.17	0.43	0.8
a <sub>1S</sub>	5	5	5	5	7
a <sub>1I</sub>	10	10	10	10	14
a <sub>2S</sub>	5	5	5	5	7
a <sub>2I</sub>	8.7	14.2	17.6	25	30
b <sub>1S</sub>	5	5	6	9	10
b <sub>1I</sub>	10	10	12	18	20
b <sub>2S</sub>	5	5	5	5	7
b <sub>2I</sub>	8.7	14.2	17.6	25	30

Tableau IV- 5 : Paramètres pour les différents cas étudiés en CAI

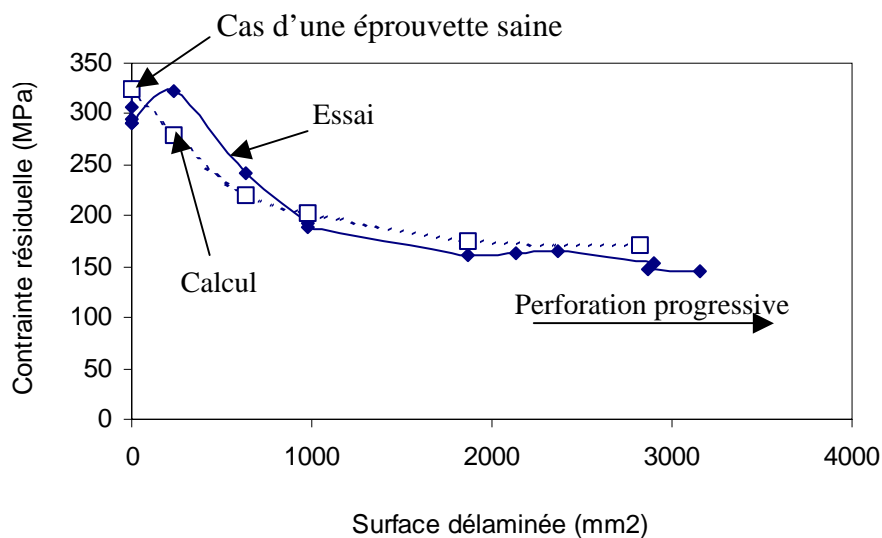


Figure IV- 57 : Evolution de la résistance résiduelle en fonction de la surface délaminée

## IV.5.2. Plaques composites HM impactées avec PT et sollicitées en CAI

### IV.5.2.1. Caractéristiques générales

La modélisation par éléments finis pour une plaque impactée avec PT puis sollicitée en CAI est quasiment identique à la modélisation pour une plaque nue. En effet, rappelons qu'expérimentalement la PT a été arrachée de la plaque composite avant de faire les essais de CAI. La protection thermique n'a donc pas lieu d'être modélisée.

Le maillage, ainsi que les conditions limites sont par conséquent identiques à ce qui a été décrit au paragraphe IV.5.1.1.

Une déflexion initiale localisée au niveau du point d'impact est également introduite. Cette déflexion correspond à la déflexion mesurée sur le composite à l'aide des caméras CCD une fois la PT arrachée (Cf. Equation IV-2).

Les délaminages modélisés, dans le cas d'éprouvettes impactées avec PT, sont de forme circulaire et sont situés à mi-épaisseur de la plaque (Cf. Chapitre II pour la taille et la forme des délaminages observés en essai). Pour les fortes énergies d'impact, le délaminage principal reste circulaire à mi-épaisseur de l'échantillon ; des délaminages supplémentaires en « double-hélice », dont l'enveloppe décrit une forme conique dans l'épaisseur, viennent se superposer à ces délaminages principaux (Cf. Figure IV- 58).

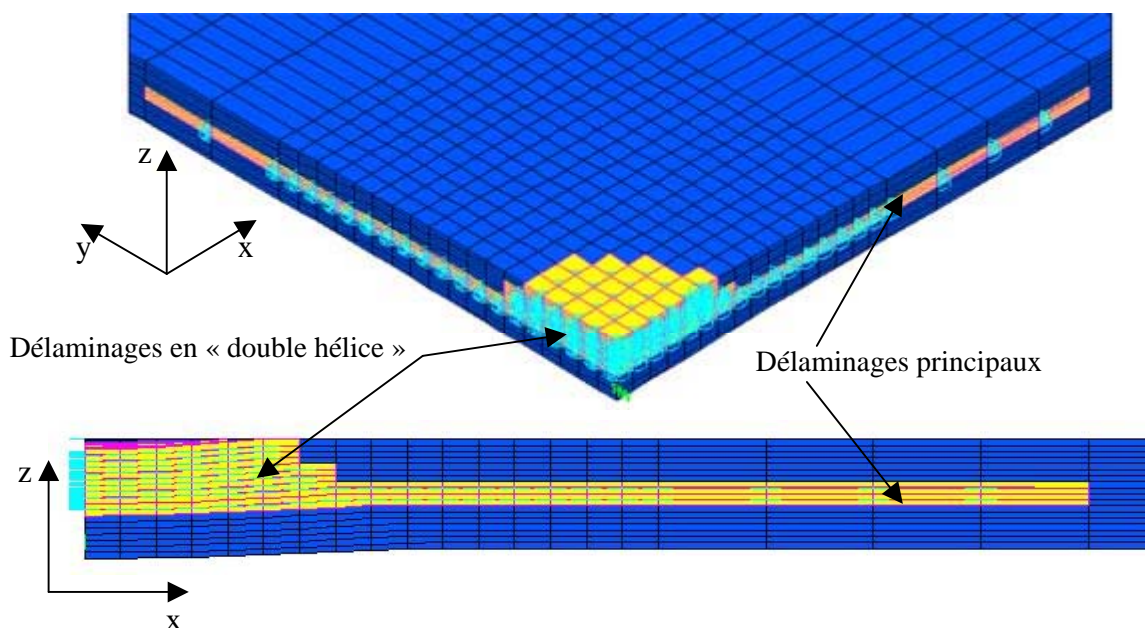


Figure IV- 58 : Modélisation du délaminage

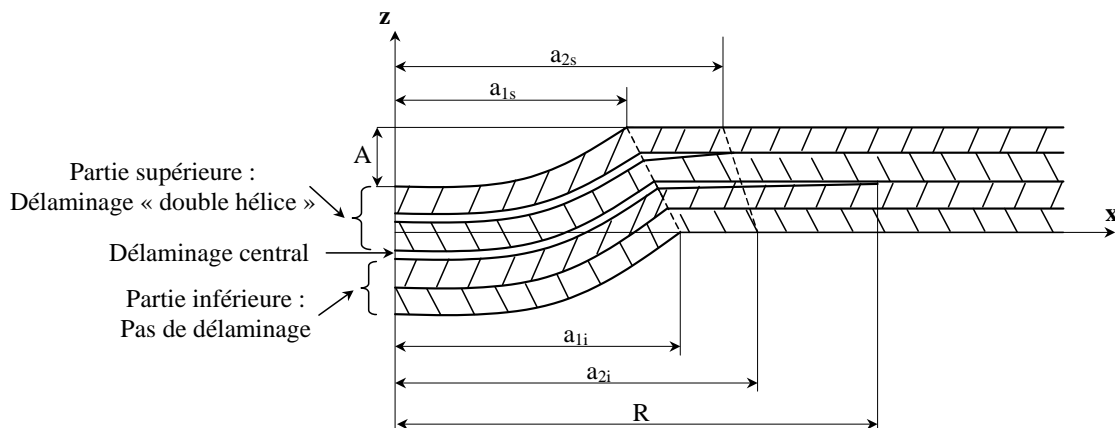
Deux lois différentes ont par conséquent été retenues pour les éléments BUSH modélisant le délaminage :

- une loi identique à celle décrite Figure IV- 45 pour les ressorts modélisant les délaminages en double-hélice de forme conique dans l'épaisseur. Une raideur en

traction non négligeable permet de compenser l'exagération des délaminages introduits dans le modèle.

- Une loi avec une raideur très faible en traction ( $\lambda_t = 1 \text{ N/mm}$ ) pour les BUSH modélisant le délaminage central. En effet, les C-scan ont mis en évidence que les délaminages n'avaient plus une forme de double-hélice dans cette zone. La façon dont est modélisée le dommage à mi-épaisseur semble donc assez représentative de la réalité et il n'est plus nécessaire de compenser une exagération de modélisation de dommages par une raideur importante en traction.

Les différents paramètres de la modélisation en CAI d'une plaque HM impactée avec PT sont synthétisées Figure IV- 59.



**Figure IV- 59 :** Coupe d'une configuration du modèle de la plaque impactée avec PT

Avec :

- A profondeur d'empreinte
- R rayon du délaminage principal
- $a_{1S}$  demi-axe de l'ellipse supérieure pour la zone indentée dans le sens X
- $a_{1I}$  demi-axe de l'ellipse inférieure pour la zone indentée dans le sens X
- $a_{2S}$  demi-axe de l'ellipse supérieure pour la zone délaminée dans le sens X
- $a_{2I}$  demi-axe de l'ellipse inférieure pour la zone délaminée dans le sens X

Dans le sens Y, les paramètres pour les demi-axes sont  $b_{1S}$ ,  $b_{1I}$ ,  $b_{2S}$  et  $b_{2I}$ .

#### IV.5.2.2. Comparaison calculs/essais pour le cas de la plaque HM impactée à 35J avec PT

Expérimentalement, des ruptures de fibres sont observées sur la face non impactée de la plaque HM impactée à 35J avec PT. Des ruptures de fibres sont introduites dans le modèle pour la partie basse de la plaque en dégradant localement les propriétés matériaux en traction  $E_{11}$  par 50 et  $\nu$  par 10 pour les dix plis inférieurs du stratifié situés à l'intérieur du cône de déflexion. Les caractéristiques en compression sont gardées identiques aux précédentes.

Les valeurs affectées aux paramètres décrits précédemment pour une plaque HM impactée avec PT à 35J et sollicitées en CAI sont données dans le Tableau IV- 6.

Rappelons que les dimensions de l’empreinte sont déterminées expérimentalement par corrélation d’images 3D à l’aide des deux caméras CCD. Concernant la déflexion face non impactée, aucune mesure n’a pu être effectuée pendant l’essai. On prendra donc, arbitrairement, une zone de déflexion face non impactée deux fois plus grande que la surface de la déflexion face impactée.

La taille des délaminages, ainsi que leur répartition dans l’épaisseur, sont mesurées par ultrasons.

Paramètres	Valeurs (mm)	Caractéristiques matériau
A	0.35	
R	35	
a <sub>1S</sub>	6	
a <sub>1I</sub>	12	E <sub>1</sub> = 190000 MPa
a <sub>2S</sub>	6	E <sub>t</sub> = 4600 MPa
a <sub>2I</sub>	12	G = 3800 MPa
b <sub>1S</sub>	9	ν = 0.27
b <sub>1I</sub>	18	
b <sub>2S</sub>	6	
b <sub>2I</sub>	12	

**Tableau IV- 6 :** Paramètres pour la plaque HM avec PT impactée à 35J

La Figure IV- 60 montre la répartition des contraintes  $\sigma_{11}$  et des déformations  $\epsilon_{11}$  dans le stratifié pour un effort de 64 kN. Comme dans le cas du matériau HM nu impacté à 15J, une forte concentration de contraintes est observée en bord de zone délaminée. La rupture se produit lorsque la déformation dans cette zone dépasse la déformation maxi à rupture en compression de la fibre (4600  $\mu$ def). Dans le cas du 35J impacté avec PT, la rupture est atteinte pour un effort de 66 kN, soit une contrainte à rupture de 174 MPa (au lieu de 155 MPa trouvée en essais, soit une erreur de 12%).

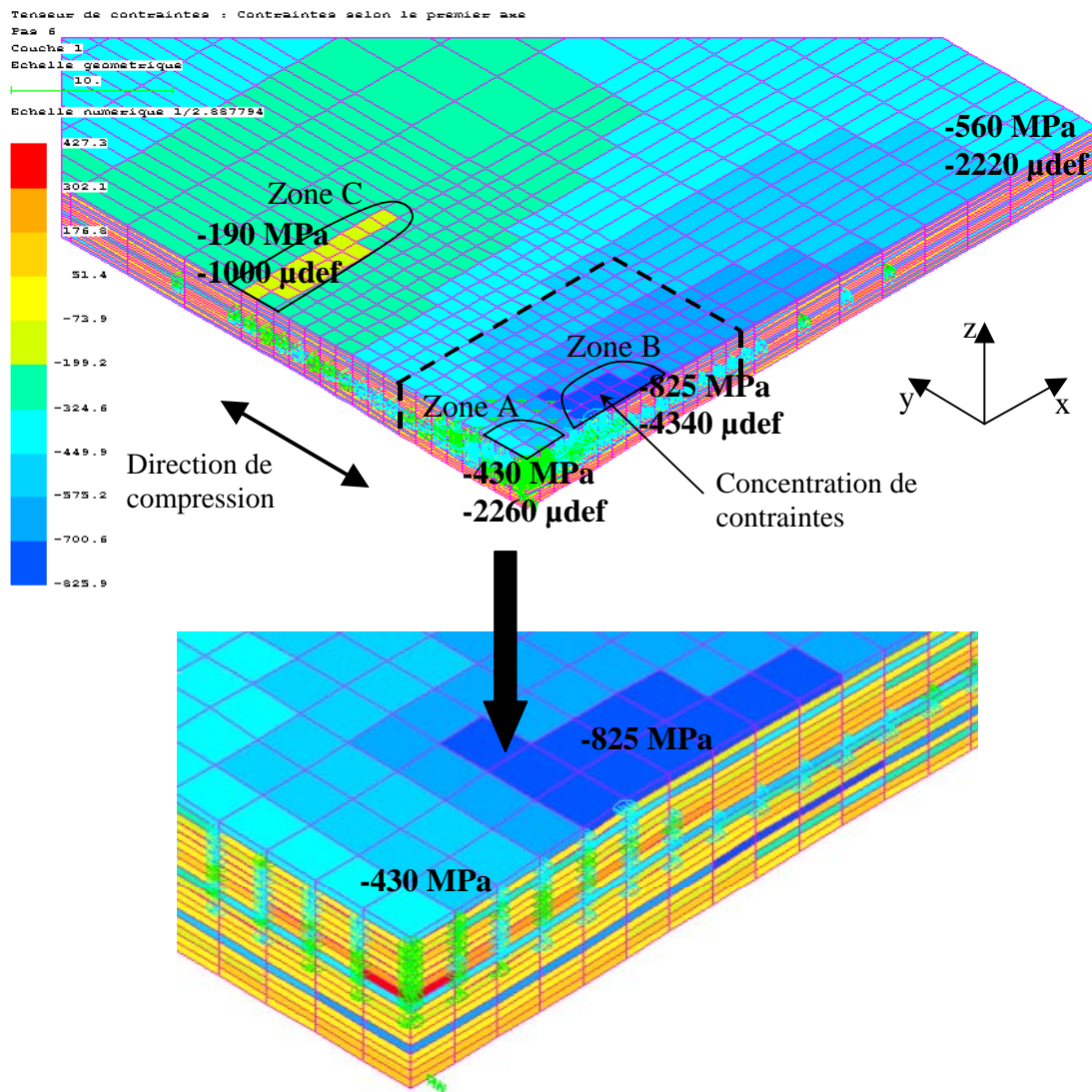
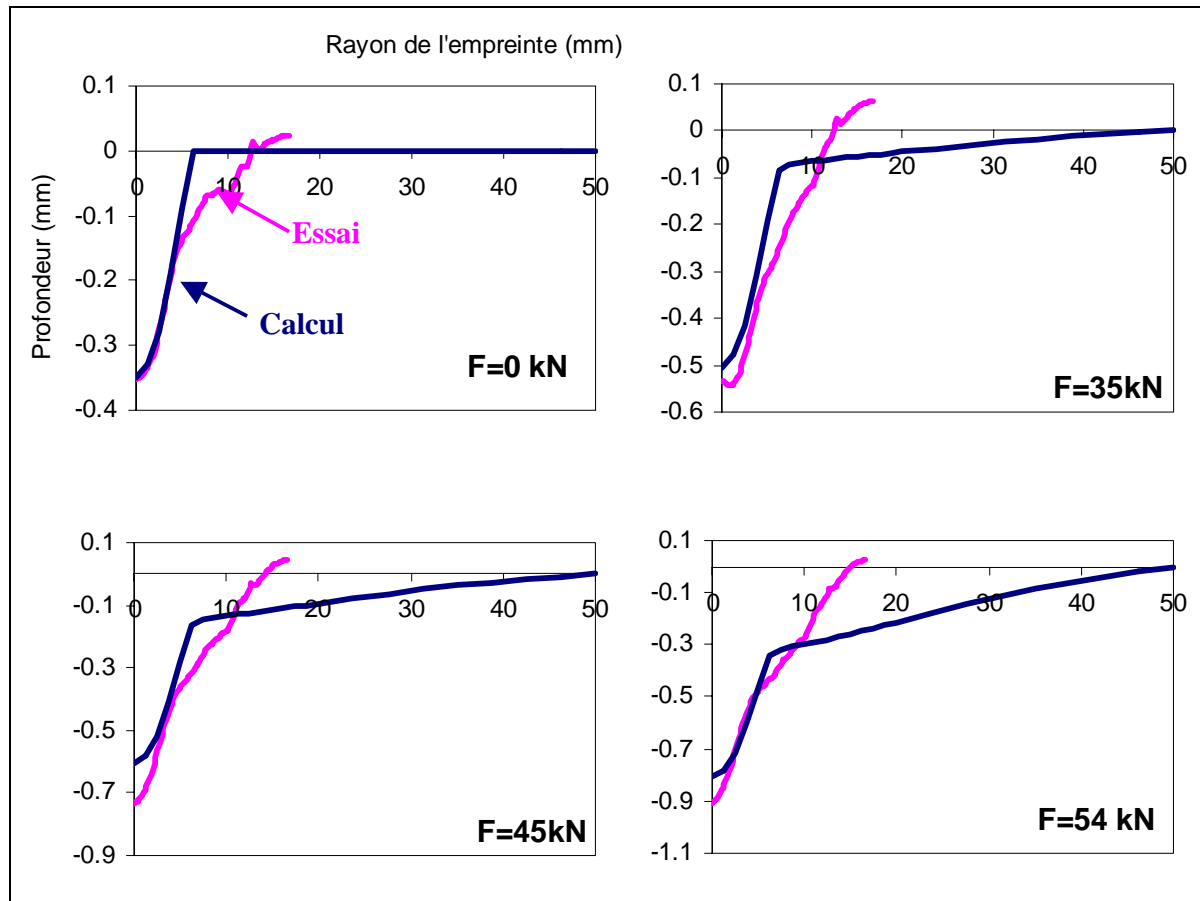


Figure IV- 60 : Répartition des contraintes  $\sigma_{11}$  et des déformations  $\epsilon_{11}$  à  $F=64$  kN

Il convient à présent d'étudier l'évolution de la surface et de la profondeur d'empreinte pendant la compression issue du calcul et de la comparer avec les résultats d'essais. L'évolution numérique de l'empreinte pendant le chargement est présentée en coupe transversale Figure IV- 61. La modélisation fait apparaître une propagation de l'empreinte selon l'axe X. Expérimentalement, l'empreinte reste plus localisée et a plus tendance à se creuser. On peut penser qu'il manque au modèle une dégradation matériau agissant sur les cisaillements hors plan  $\sigma_{13}$  et  $\sigma_{23}$  qui permettrait d'obtenir une évolution plus localisée de la cloque, voire un dommage de délaminage en double hélice également dans la partie inférieure de la plaque qui provoquerait une empreinte plus prononcée et plus locale.



**Figure IV- 61 :** Evolution transversale de l'empreinte pour la plaque HM avec PT impactée à 35J

L'évolution des flèches faces impactée et non impactée est maintenant représentée en fonction de l'effort Figure IV- 62. Globalement, la simulation corrèle bien les résultats concernant l'évolution de la flèche face impactée. Par contre, l'augmentation de l'épaisseur de la plaque, observée expérimentalement sur les courbes par une différence de flèche entre les faces impactée et non impactée, n'est pas totalement retrouvée numériquement : une décohésion de plis est observée au milieu de la plaque, mais cette séparation intervient trop tard (A partir de 34 kN numériquement au lieu de 10 kN expérimentalement) et reste faible.

Pour obtenir de meilleurs résultats, il faudrait améliorer le modèle en travaillant, par exemple, sur les raideurs des ressorts de type BUSH. Toutefois, ce modèle sera considéré comme suffisant, dans un premier temps, dans la mesure où il permet d'avoir une bonne prédiction des contraintes résiduelles.



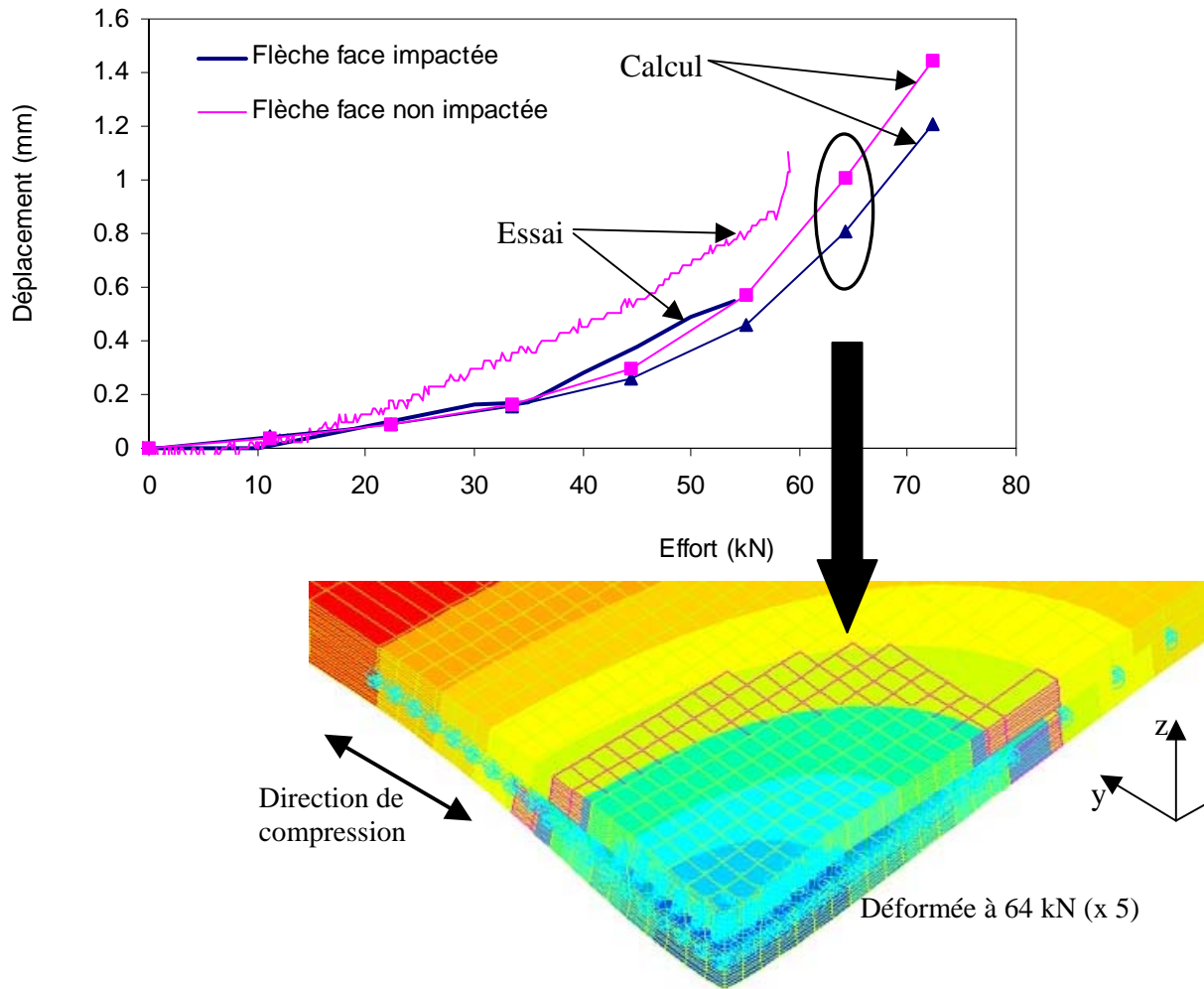


Figure IV- 62 : Evolution de la flèche en fonction de l'effort

#### IV.5.2.3. Influence des délaminages en « double-hélice »

Expérimentalement, les délaminages observés dans le cas d'éprouvettes impactées avec PT pour de faibles énergies d'impact sont de forme circulaire et sont situées à mi-épaisseur de la plaque. Les délaminages en « double-hélice » ne se superposent à ces délaminages que pour des énergies d'impact beaucoup plus élevées.

Il semble donc logique d'étudier, à présent, l'influence de la présence des délaminages en « double hélice » sur le comportement en CAI d'une plaque composite. Pour cela, seuls les délaminages circulaires sont introduits dans le modèle dans les deux plis à mi-épaisseur de l'éprouvette

Les résultats sont comparés au cas du 35 J du modèle de référence décrit au paragraphe IV.5.2.2 ayant à la fois des délaminages coniques dans l'épaisseur et des délaminages importants à mi-épaisseur de l'éprouvette.

Les résultats montrent que la présence des délaminages en « double hélice » :

- n'a aucune influence sur la raideur de la plaque en compression : les déformations calculées par Samcef dans le cas d'une plaque délaminée seulement au centre sont identiques à celles déterminées dans le cas du 35J avec les deux types de délaminages;
- n'a pas d'influence sur la flèche face non impactée en fonction de l'effort mais diminue la flèche face impactée. En effet, la rigidité de la demi-plaque supérieure est diminuée en présence des délaminages en « double hélice » ;
- n'a pas d'influence sur le mode de rupture. Une concentration de contraintes, moins localisée que dans le cas du 35J, est toujours observée sur les plis supérieurs en bord de délaminage (Cf. Figure IV- 63). Le fait que la concentration de contraintes soit moins localisée peut s'expliquer par la présence des délaminages en « double hélice » qui diminue la rigidité de la demi-plaque supérieure jusqu'au délaminage médian, modifiant alors légèrement la répartition des contraintes dans le stratifié en gommant en partie la concentration en bord d'empreinte ;
- L'effort à rupture passe à 70 kN.

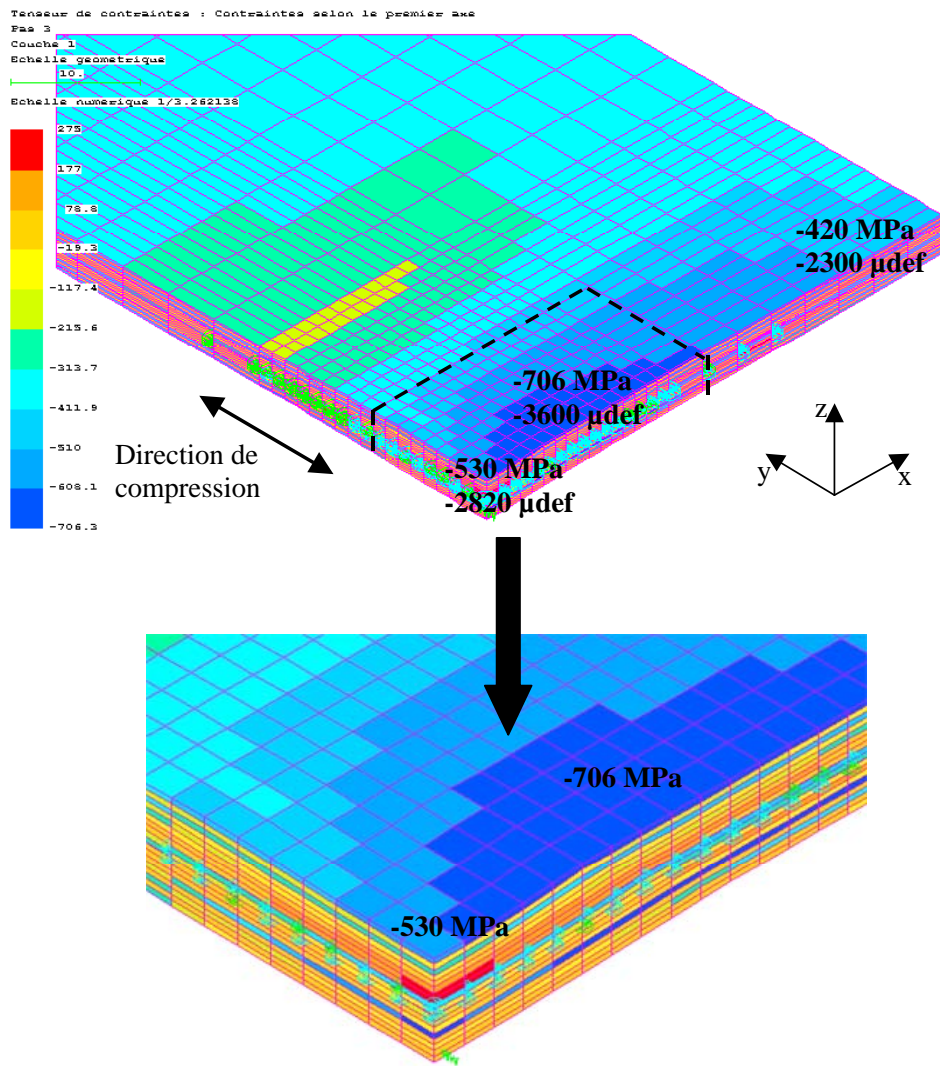
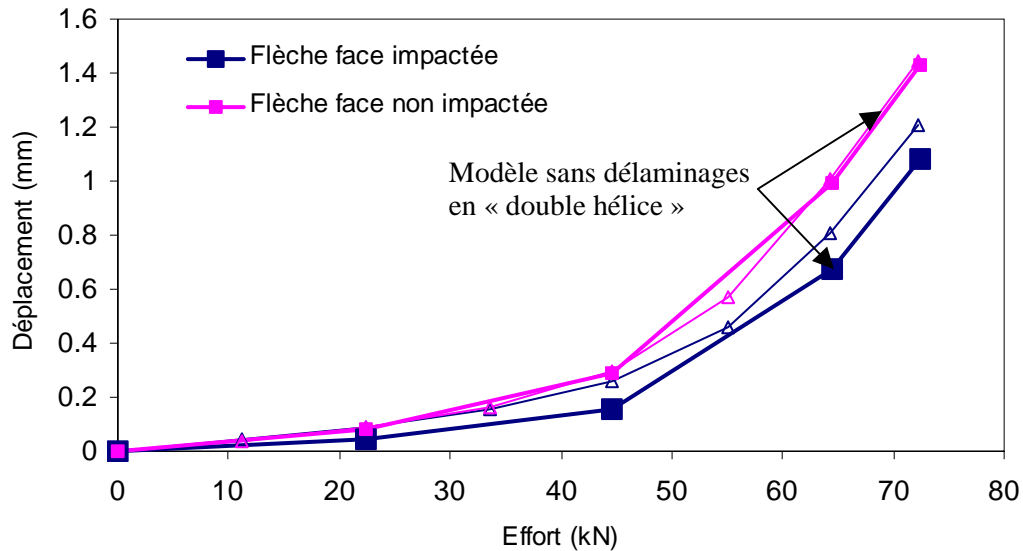


Figure IV- 63 : Répartition des contraintes à F = 64 kN



**Figure IV- 64 :** Comparaison de la flèche pour une éprouvette avec et sans délaminages en « double hélice »

#### IV.5.2.4. Influence des ruptures de fibres

Dans le cas présent, les ruptures de fibres sont supprimées du modèle. Les résultats sont comparés à ceux obtenus pour le 35J du modèle de référence décrit au paragraphe IV.5.2.2. Les résultats montrent que le fait de dégrader les propriétés matériaux en traction dans le sens fibre et pour les derniers plis de la plaque :

- n'a pas d'influence sur la raideur de la plaque en compression : les déformations calculées par Samcef dans le cas non dégradé sont identiques à celles déterminées dans le cas du 35J avec rupture de fibres ;
- n'a aucune influence sur le mode de rupture. Une concentration de contraintes est observée sur les plis supérieurs en bord de délaminage dans le cas non dégradé. L'effort à rupture, quant à lui, diffère très légèrement par rapport au cas dégradé : la rupture apparaît à 70 kN, soit pour une contrainte de 185 MPa (au lieu de 174 MPa avec les ruptures de fibres) ;
- a une influence sur l'évolution de la flèche en fonction de l'effort (Cf. Figure IV- 65). Avec rupture de fibres dans les plis inférieurs, la plaque est plus souple et la flèche enregistrée est légèrement plus élevée, à iso-effort, que celle observée dans le cas d'une plaque non dégradée. Une différence plus importante de flèche entre les faces impactées et non impactées est également notée dans le cas de la plaque dégradée : les plis ont tendance à se séparer davantage pendant la compression. Ceci s'explique par le fait que la demi-plaque inférieure, plus souple avec les ruptures de fibres, fléchit plus rapidement. Les deux demi-plaques ont alors tendance à plus se séparer.

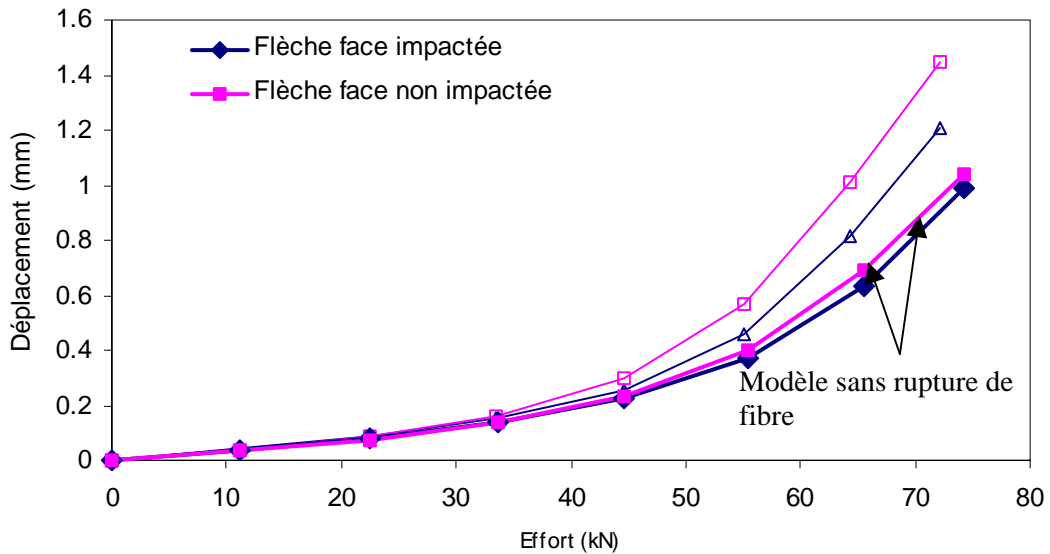


Figure IV- 65 : Comparaison de la flèche avec et sans rupture de fibres

#### IV.5.2.5. Détermination des contraintes résiduelles pour différentes éprouvettes impactées avec PT

A partir du modèle présenté pour la CAI d'une plaque composite HM impactée avec PT à 35J, différents calculs numériques sont effectués pour simuler le comportement de plusieurs éprouvettes avec PT en CAI et déterminer les contraintes résiduelles à rupture.

Pour chaque cas étudié, l'empreinte et le délaminage correspondant sont pris en compte dans le modèle. Les valeurs de paramètres utilisées pour les différentes éprouvettes sont données dans le Tableau IV- 7. Un cas supplémentaire est étudié en numérique ( $S_d=1000 \text{ mm}^2$ ) qui ne correspond à aucun essai en expérimental. L'objectif est d'avoir un point intermédiaire sur les courbes situé entre 0 et 2430  $\text{mm}^2$ . Pour une taille de délaminage de 1000  $\text{mm}^2$ , qui doit correspondre à une énergie d'impact comprise entre 10 et 15J, seuls les délaminages à mi-épaisseur sont modélisés.

Les résultats sont donnés Figure IV- 66 et font apparaître une bonne estimation de la résistance résiduelle des éprouvettes nues impactées, même pour les éprouvettes ayant péri en matage expérimentalement. On peut penser que, lors de ces essais, la rupture en matage est survenue peu avant la rupture au centre. Des essais complémentaires avec, par exemple des plaques renforcées au niveau des surfaces de contact, seraient nécessaires afin de justifier cette hypothèse. La comparaison des courbes numériques obtenues pour les éprouvettes HM avec et sans PT est donnée Figure IV- 67.

Les chutes de compression résiduelle proviennent de la présence de délaminages dans les stratifiés. Les comportements sont, dans tous les cas, de type concentration de contraintes, tendant vers le cas de la compression d'une plaque trouée pour les grandes surfaces délaminées.

Paramètres	1000 mm <sup>2</sup>	15J	35J	40J
		2430 mm <sup>2</sup>	3880 mm <sup>2</sup>	6300 mm <sup>2</sup>
A	0.06	0.06	0.35	0.26
R	17.8	27.8	35	45
a <sub>1S</sub>	6	6	6	15
a <sub>1I</sub>	12	12	12	30
a <sub>2S</sub>	-	6	6	10
a <sub>2I</sub>	-	12	12	20
b <sub>1S</sub>	9	9	9	30
b <sub>1I</sub>	18	18	18	60
b <sub>2S</sub>	-	6	6	10
b <sub>2I</sub>	-	12	12	20

Tableau IV- 7 : Paramètres pour les différents cas étudiés en CAI

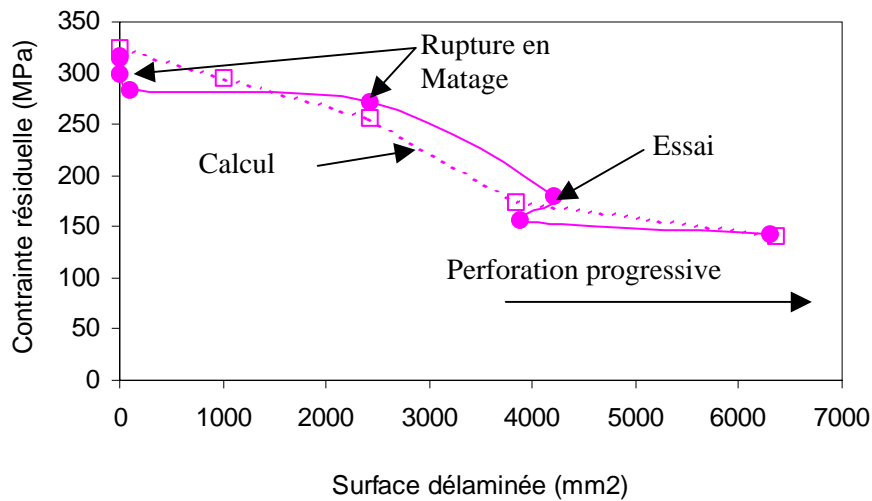


Figure IV- 66 : Evolution de la résistance résiduelle en fonction de la surface délaminée

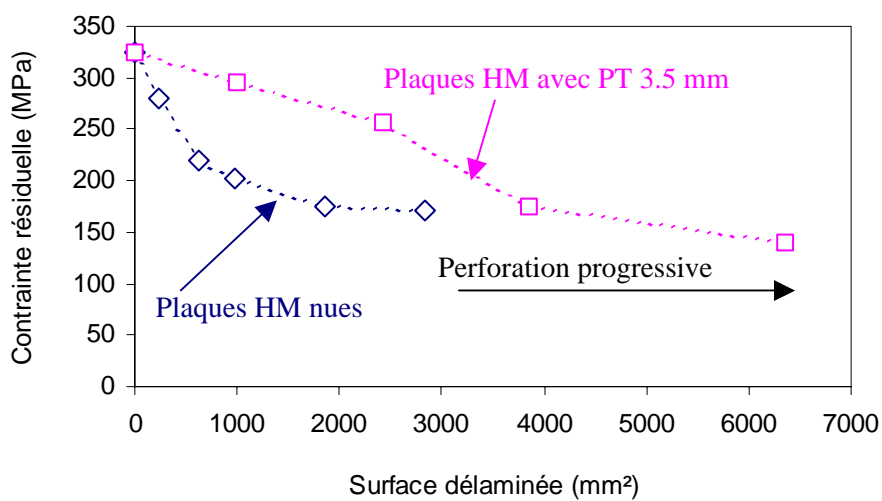


Figure IV- 67 : Comparaison cas nu/avec PT obtenus numériquement pour la contrainte résiduelle

#### IV.5.2.6. Scénario de rupture des plaques revêtues

Le scénario de rupture des plaques avec PT intervenant lors de la CAI est assez proche de celui des plaques nues :

- La présence du délaminage central en double hélice dans la demi-plaque supérieure provoque très tôt le cloquage de la zone centrale délaminée, diminuant ainsi la contrainte de compression  $\sigma_{11}$  passant dans cette zone (zone A Figure IV- 60).
- Le flux d'effort de compression transite dans la zone située à la proximité immédiate de la zone endommagée (zone B de la Figure IV- 60) et en particulier à la jonction entre la zone saine et la zone délaminée, ce qui explique la forte concentration de contraintes présente à cet endroit

Néanmoins, le dommage modélisé pour les plaques avec PT est moins pénalisant car aucun délaminage n'a été modélisé dans la partie inférieure de la plaque. Ceci explique la meilleure tenue en compression après impact des plaques avec PT à iso-surface délaminée (Cf. Figure IV- 67). Même si ce fait semble corrélérer les résultats obtenus expérimentalement, il est difficile à l'heure actuelle de prouver que la partie inférieure des plaques avec PT est saine ou en tout cas peu délaminée. En effet, tous les C-scans ont été effectués sur la face impactée et le grand délaminage central cache la partie inférieure de la plaque. Des études supplémentaires semblent nécessaires afin d'éclaircir ce point.

Néanmoins les études numériques sur l'impact (Cf. Chapitre III) semblent montrer que, lors d'un impact avec PT, des ruptures de fibres se développent dans la partie inférieure de l'éprouvette qui semblent bloquer l'apparition des délaminages dans cette partie. De plus, les ruptures de fibres étant peu pénalisantes en compression, les éprouvettes avec PT sont par conséquent plus résistantes en CAI puisqu'elles sont préservées dans leur partie inférieure lors de l'impact par les ruptures de fibres. Des études complémentaires semblent néanmoins nécessaires afin d'étayer ces hypothèses.

## **IV.6. CONCLUSIONS**

Ce chapitre s'est intéressé aux résultats des différents essais de compression après impact réalisés sur éprouvettes monolithiques et sandwiches avec et sans PT, et ce pour les matériaux HR et HM. L'objectif était de déterminer l'influence de la protection thermique sur les pertes de caractéristique en CAI (par rapport à une sollicitation en compression pure), ainsi que sur les mécanismes de ruine.

L'analyse de ces essais a permis de faire apparaître globalement les mêmes scénarios de rupture conduisant à la ruine de la structure et a permis de déterminer deux paramètres comme pilotant le comportement en compression résiduelle des plaques composites :

- la surface délaminée engendrée par l'impact dans l'éprouvette, combinée avec la position dans l'épaisseur du stratifié ;
- la profondeur d'empreinte mesurée sur le composite une fois la PT arrachée.

Un modèle éléments finis a été développé afin d'étudier l'influence de ces différents paramètres. Les résultats ont fait apparaître une bonne estimation de la résistance résiduelle, que ce soit pour les éprouvettes nues ou avec PT. Il a ainsi été possible de déterminer que les chutes de compression résiduelle provenaient essentiellement de la présence des délaminages dans les stratifiés. Les comportements observés étaient, dans tous les cas, où il existait un dommage, de type concentration de contraintes, tendant vers le cas de la compression d'une plaque trouée pour les grandes surfaces délaminées.

Une meilleure tenue en CAI a été observée, à iso-surface délaminée, pour les plaques avec PT.

# CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Ce travail, né d'un besoin de la part d'EADS ST, a porté sur l'étude de l'influence d'une protection thermique sur la tolérance aux dommages des structures composites utilisées dans les parties hautes de lanceurs.

Deux matériaux composites différents ont été étudiés dans ce travail de recherche

- Un matériau haut module (HM), utilisé dans la fabrication des structures de lanceurs ;
- Un matériau haute résistance (HR), le T300/914, qui permettra de se comparer à une référence bien connue dans le monde aéronautique.

Après caractérisation de ces deux matériaux ainsi que celle de la protection thermique, des essais d'impact basse vitesse ont été effectués afin d'étudier le comportement à l'impact de structures monolithiques et sandwiches, et de déterminer l'influence de la protection thermique sur la détectabilité des chocs et sur la forme des dommages générés dans le composite.

Il a ainsi été possible d'observer que la PT avait deux effets :

- dans un premier temps, le liège a un effet absorbant : la structure est plus souple et le liège se comporte comme un ressort que l'on ajouterait entre la plaque composite et l'impacteur. Les contraintes de contact maxi sont alors diminuées sous l'impacteur et la dégradation dans le composite apparaît pour des énergies d'impact supérieures ;
- Lorsque la PT est complètement endommagée, c'est un effet d'étalement de contraintes qui ressort. Les surfaces délaminées obtenues avec PT à saturation sont alors d'autant plus importantes que l'épaisseur de la protection est grande.

Les expertises réalisées sur les différentes éprouvettes ont mis en évidence que la protection thermique avait également une influence sur la répartition du délaminage dans le stratifié : alors qu'un cône de délaminage est observé dans l'épaisseur des plaques stratifiées non protégées, des délaminages principalement situés à mi-épaisseur de l'éprouvette se développent dans le cas de stratifiés avec PT.

Un modèle éléments finis a été développé afin de comprendre l'origine de ces différences de comportements. Pour chaque mode d'endommagement (rupture de fibres, fissuration matricielle, délaminage), un critère a ainsi été utilisé pour détecter l'apparition des dommages : concernant la rupture de fibres, le choix s'est porté sur un critère en déformation basé sur les travaux de Lee [LEE, 2004]. Une fois ce critère atteint, les modules d'Young sens fibre et de cisaillement dans le plan du pli ont alors été dégradés. Concernant les autres dommages, il a été décidé, dans un premier temps, de ne pas effectuer de dégradations. Les critères utilisés pour détecter l'apparition de la fissuration matricielle et des délaminages se sont basés, respectivement, sur les travaux de Chang [CHANG, 1987] et de Hou [HOU, 1998]. Les calculs ont permis de retrouver globalement les morphologies de dommages apparaissant lors d'un impact sur plaques stratifiées composites avec et sans PT, et d'appréhender la phénoménologie de l'endommagement. Ainsi, il a été possible de montrer



que la chronologie de l'apparition des modes d'endommagement variait entre une plaque nue et une plaque avec PT. La fissuration matricielle apparaît comme étant le premier mode d'endommagement dans les deux cas et s'initie dans les plis inférieurs du stratifié. Concernant le délaminage, il a été possible de constater que ce type de dommage intervenait avant la rupture de fibres dans le cas d'une plaque nue alors qu'il se produisait après la rupture des fibres pour les plaques avec PT. Cette différence semble être à l'origine de la zone d'initiation du délaminage.

Ce modèle reste toutefois limité. En effet, concernant les propagations de délaminages, les surfaces délaminées obtenues numériquement se sont avérées être très inférieures à celles obtenues expérimentalement. Il est probable que cette différence soit due au fait que les modules de cisaillement hors plan n'aient pas été dégradés ou encore qu'aucun couplage fissuration matricielle / délaminage n'ait été pris en compte. Cette étude devra être développée par la suite.

Des essais de Compression Après Impact ont été menés, dans un deuxième temps, afin de caractériser le comportement des éprouvettes endommagées.

En ce qui concerne les plaques monolithiques, avec ou sans PT et quel que soit le matériau, le comportement a ainsi pu être séparé en 3 étapes :

- 1- Comportement linéaire de la structure au début du chargement ;
- 2- Apparition d'une cloque centrée sur la zone d'impact, puis évolution très progressive de l'empreinte ;
- 3- A l'approche de l'effort maxi que peut supporter la structure, la cinétique augmente fortement : l'empreinte se creuse fortement, la cloque se propage brusquement et la zone endommagée rompt en flexion-compression.

Concernant les plaques sandwiches, le scénario constaté est légèrement différent. Un comportement linéaire est toujours observé au début du chargement, puis une cloque centrée sur la zone d'impact apparaît progressivement sur la peau supérieure. La peau impactée se creuse alors au cours du chargement et a tendance à pénétrer dans le nida, sans que la linéarité globale de la structure ne soit affectée. L'éprouvette est ensuite soumise à une flexion globale puis périt brutalement en flambage local.

De façon plus générale, deux paramètres ont été déterminés comme pilotant le comportement en compression résiduelle des plaques composites :

- la surface délaminée engendrée par l'impact dans l'éprouvette, combinée avec la position dans l'épaisseur du stratifié ;
- la profondeur d'empreinte mesurée sur le composite une fois la PT arrachée.

Un modèle éléments finis a également été développé pour la Compression Après Impact, basé sur le modèle précédent. Ce dernier modèle a nécessité l'introduction de nouveaux paramètres pour représenter le dommage créé par l'impact :

- Une déflexion initiale localisée au niveau du point d'impact affectant toute l'épaisseur de l'éprouvette ;
- Des délaminages elliptiques répartis dans l'épaisseur du stratifié, dans le cas des éprouvettes impactées sans PT ; un délaminage circulaire à mi-épaisseur de la plaque dans le cas des éprouvettes impactées avec PT avec, pour de fortes énergies d'impact, des délaminages elliptiques supplémentaires dans la moitié supérieure de l'éprouvette.

Le modèle permet une bonne prédiction de la contrainte résiduelle. Une meilleure tenue en compression après impact est observée, à iso-surface délaminée, pour les plaques avec PT. Cette différence peut s'expliquer par la modélisation du dommage, moins pénalisante dans les cas avec PT (pas de délaminage dans la partie inférieure de la plaque). Il faudra toutefois vérifier, expérimentalement, que la partie inférieure des éprouvettes avec PT reste saine ou peu délaminée. En effet, les C-scans, effectués sur la face impactée, ne permettent pas de détecter les délaminages éventuels cachés par le grand délaminage central.

De plus, ce modèle reste limité dans le sens où il n'est pas suffisamment prévisionnel. En effet, il exige la connaissance de l'empreinte et des délaminages dus à l'impact afin de fournir la contrainte résiduelle. Il serait intéressant, dans l'avenir, de développer un modèle qui demanderait, comme variable d'entrée, un paramètre représentatif de l'impact comme, par exemple, l'effort d'impact, et qui donnerait directement en sortie la contrainte à rupture.



# REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

## **1- [ABOISSIERE, 2003]**

ABOISSIERE J. : Propagation de dommages d'impact dans un matériau composite stratifié à fibres de carbone et résine époxyde.  
Thèse de doctorat, UPS Toulouse, 2003

## **2- [ABRATE,1998]**

ABRATE S. : Impact on composite structures  
Cambridge university press, 1998

## **3- [ALLIX, 1993]**

ALLIX O., ENGRAND D., LADEVEZE P. & PERRET L. : Une nouvelle approche des composites par la mécanique de l'endommagement  
Cachan, Avril 1993

## **4- [AMINANDA, 2004]**

AMINANDA Y. : Contribution à l'analyse et à la modélisation de structures sandwichs impactées.  
Thèse de doctorat, ENSAE Toulouse, 2004

## **5- [BONINI, 1995]**

BONINI J. : Contribution à la prédiction numérique de l'endommagement de stratifiés composites sous impact basse vitesse.  
Thèse de doctorat, ENSAM Bordeaux, 1995

## **6- [BREWER, 1988]**

BREWER J.C. & LAGACE P.A. : Quadratic stress criterion for initiation of delamination.  
Journal of Composite Materials, 1988, Vol 22 (12), pp 1141-1155

## **7- [BANERJEE, 1992]**

BANERJEE R. : Numerical simulation of impact damage in composite laminates.  
Proceedings of the 7<sup>th</sup> Technical Conference of the American Society for Composites, University Park, USA, 1992, pp 539-552

## **8- [CABANAC, 1999]**

CABANAC J.P. : Rapport de synthèse à 18 mois du marché 95/95 008 BC n°44 – Développement technique probatoire Tol Dom 2000 (phase 1), Tome 1, 1999

**9- [CASTANIE, 2000]**

CASTANIE B. : Contribution à l'étude des structures sandwichs dissymétriques  
Thèse de doctorat, ENSAE Toulouse, 2000

**10- [CINQUIN, 1993]**

CINQUIN J. & ABJEAN P. : Correlation between wet ageing, humidity absorption and properties on composite materials based on different resins family.  
38<sup>th</sup> International SAMPE Symposium, May 1993, pp 1539-1551

**11- [CHANG, 1987]**

CHANG F.K. & CHANG K.Y. : A progressive damage model for laminate composites containing stress concentrations.  
Journal of Composite Materials, September 1987, pp 834-855

**12- [DE LUZE, 1980]**

DE LUZE C. & EMONT M. : Essais de vulnérabilité des structures composites aux impacts d'éléments extérieurs.  
Compte-rendu d'essais, Avions Marcel Dassault Breguet Aviation, 1980

**13- [DIDIER-JEAN, 2004]**

DIDIER-JEAN S. : Etude du comportement des matériaux composites carbone / epoxy en environnement hygrothermique.  
Thèse de doctorat, UPS Toulouse, 2004

**14- [ESPINOSA, 1991]**

ESPINOSA C. : Contribution à l'étude du comportement sous impact localisé basse vitesse de plaques stratifiées à base d'unidirectionnels composites à fibres longues.  
Thèse de doctorat, Université de Bordeaux 1, 1991

**15- [EVE,1999]**

EVE O. : Etude du comportement des structures composites endommagées par un impact basse vitesse – Applications aux structures aéronautiques.  
Thèse de doctorat, Université de Metz, 1999

**16- [FINN, 1993 (1)]**

FINN S.R. & SPRINGER G.S. : Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads – a model.  
Composites structures, Vol 23, pp 177-190

**17- [FINN, 1993 (2)]**

FINN S.R. & SPRINGER G.S. : Delaminations in composite plates under transverse static or impact loads – experimental results.  
Composites structures, Vol 23, pp 191-204

**18- [FLEMING, 1999]**

FLEMING D.C. : Delamination modeling of composites for improved crash analysis.  
NASA 209725, 1999

**19- [FREITAS, 1998]**

DE FREITAS M. & REIS L. : Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact.  
Composite Structures, Vol 42, 1998, pp 365-373

**20- [GUINARD, 2001]**

GUINARD S. : Analyse de la tenue aux impacts à faible énergie et faible vitesse des structures en stratifié composite  
Thèse de doctorat, ENS Cachan, 2001

**21- [GUINARD, 2002]**

GUINARD S., ALLIX O., GUEDRA-DESGEORGES D. & VINET A. : A 3D damage analysis of low-velocity impacts on laminated composites.  
Composites Science and Technology, Vol 62, 2002, pp 585-589

**22- [GOSSE, 1988]**

GOSSE J.H., MORI P.B.Y. & AVERY W.B. : The relationship between impact-induced stress states and damage initiation and growth in composite plates.  
20<sup>th</sup> International SAMPE Technical conference, 1988, pp 187-193

**23- [HALLET, 2000]**

HALLET S.R. : Three points beam impact test on T300/914 carbone fibre composites.  
Journal of composites science and technology, Vol 60, 2000, pp 115-124

**24- [HASHIN, 1980]**

HASHIN Z. : Failure criteria of unidirectional fiber composites.  
Journal of applied Mechanics, 1980, Vol 47, pp 329-334

**25- [HERUP, 1997]**

HERUP E.J. & PALAZOTTO A.N. : Low velocity impact damage initiation in graphite/epoxy/nomex honeycomb-sandwich plates.  
Composite science and technology review, Vol 57, 1997, pp 1581-1598

**26- [HOU, 2000]**

HOU J.P., PETRINIC N., RUIZ C. & HALLET S.R. : Prediction of impact damage in composite plates.  
Composite Science and Technology, 2000, Vol 60, pp 273-281

**27- [HOU, 2001]**

HOU J.P., PETRINIC N. & RUIZ C. : A delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact.  
Composite Science and Technology, 2001, Vol 61, pp 2069-2074

**28- [INIZAN, 1986]**

INIZAN G. : Endommagement d'une plaque trouée en carbone-époxy sous chargement biaxial monotone et cyclique.  
La recherche aérospatiale n°1, 1986

**29- [KACZMAREK, 1994]**

KACZMAREK H. : Impact à basse vitesse et indentation statique  
La revue des laboratoires d'essais – mai/juin 1994, pp 7-9

**30- [KHONDKER, 2004]**

KHONDKER O.A., KERSZBERG I. & HAMADA H. : Measurements and prediction of the compression-after-impact strength of glass knitted textile composites.  
Composites, Part A 35, 2004, pp 145-157

**31- [LABARRERE, 2003]**

LABARRERE M. : Contrôle non destructif  
Cours DESS Conception et calcul des structures, Module choix des matériaux, 2003

**32- [LACHAUD, 1997]**

LACHAUD F. : Délaminage de matériaux composites à fibres de carbone et à matrices organiques : étude numérique et expérimentale, suivie par émission acoustique.  
Thèse de doctorat, UPS Toulouse, 1997

**33- [LEE, 2004]**

LEE J. : Modelling of low velocity impact damage in laminated composites.  
ECCM 11, paper B-148, 2004

**34- [LEVEQUE, 1998]**

LEVEQUE D. : Analyse de la tenue au délaminage des composites stratifiés : identification d'un modèle d'interface interlaminaire.  
Thèse de doctorat, LMT Cachan, 1998

**35- [LIU, 1988]**

LIU D. : Impact-induced delamination – A view of bending stiffness mismatching.  
Journal of composite materials, Vol 22, 1988, pp 674-692

**36- [MESPOULET, 2004]**

MESPOULET S. : Rapport d'exploitation des essais de caractérisation.  
Note technique interne EADS ST, 2004

**37- [PAROIS, 1993]**

PAROIS A.L. : Modélisation d'un impact statique sur un composite multiplis.  
Rapport de stage ingénieur, Ecole des Mines de Nancy, 1993

**38- [PIMM, 1998]**

PIMM J. : Damage resistance, damage tolerance and durability.  
Military Handbook, 1998

**39- [REIS, 1997]**

REIS L. & DE FREITAS M. : Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels.  
Composite Structures, Vol 38, 1997, pp 509-515

**40- [RENAULT, 1994]**

RENAULT M. : Compression après impact d'une plaque stratifiée carbone époxyde – Etude expérimentale et modélisation éléments finis associée.  
Rapport interne EADS CCR, 1994

**41- [RICHARDSON, 1996]**

RICHARDSON M.O.W. & WISHEART M.J. : Review of low velocity impact properties of composite materials.  
Composites, 1996, Part A 27 A, pp 1123-1131

**42- [RIVALLANT, 2003]**

RIVALLANT S. : Modélisation à l'impact de pales d'hélicoptères.  
Thèse de doctorat, ENSAE Toulouse, 2003

**43- [ROBINSON, 1995]**

ROBINSON J.H., NOLEN A.M., WITTMAN D.A. & NISSEN G.A. : Meteoroid/orbital debris implications to reusable launch vehicle thermal protection system.  
AIAA Space programs and technologies conference, Huntsville, Sept 1995, Paper 95-3606

**44- [ROUCHON, 1995]**

ROUCHON J. : Fatigue and damage tolerance aspects for composite aircraft structures.  
Delf, March 1995

**45- [ROUCHON, 1997]**

ROUCHON J. : Certification des structures en matériaux composites  
Stage SAE, Toulouse, 1997

**46- [SPOTTSWOOD, 2001]**

SPOTTSWOOD S.M. & PALAZOTTO A.N. : Progressive failure analysis of a composite shell.  
Composite Structures, 2001, Vol 53, pp 117-131

**47- [THOMAS, 2001]**

THOMAS M. : Tolérance aux dommages sur composites  
Note interne EADS ST, 2001

**48- [THOMAS, 2002]**

THOMAS M. : RAF DAF 2001 – Projet fédérateur 8 – Fiche 547  
Compte-rendu d'essais, EADS ST, 2002

**49- [TROPIS, 1994]**

TROPIS A., THOMAS M., BOUNIE J.L. & LAFON P. : Certification of the composite outer wing of the ATR 72.  
Proc. Instn. Mech. Engrs., Vol 209, 1994

**50- [ TSAI, 1971]**

TSAI S.W. & WU E.M. : A general theory of strength for anisotropic materials  
Journal of Composite Materials, January 1971, pp 58-80



**51- [TSOTIS, 1996]**

TSOTIS T.K. & LEE S.M. : Characterization of localised failures modes in honeycomb sandwich panels using indentation.  
ASTM STP 1274, 1996, pp 139-165

**52- [WALRICK, 1999]**

WALRICK J.C. : Contribution au développement d'une nouvelle méthodologie pour l'étude du délaminage dans les structures stratifiées composites : application à l'impact basse vitesse.  
Thèse de doctorat, Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis, 1999

**53- [WANG, 1990]**

WANG C.Y. & YEW C.H : Impact damage in composite laminates.  
Computers and structure Review, Vol 37, No 6, 1990, pp 967-982

**54- [ZAGAINOV, 1996]**

ZAGAINOV G.I. & LOZINO-LOZINSKI G.E. : Composite materials in aerospace design.  
Soviet advanced composites technologies series

**55- [ZHANG, 1998]**

ZHANG X. : Impact damage in composite aircraft structures : experimental testing and numerical simulation.  
Journal of aerospace Engineering. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G, Vol 212, 1998, pp 245-260

**56- [ZHOU, 1997]**

ZHOU G. : Compressive behaviour of large undamaged and damaged thick laminated panels.  
Composite Structures, Vol 38, 1997, pp 589-597

# ANNEXES

## **ANNEXE 1 : PRINCIPE DE L'ANALYSE DES DEPLACEMENTS PAR CORRELATION D'IMAGES 3D**

Le principe de corrélation d'image 3D consiste à utiliser deux caméras qui prennent chacun une image 2D sous un angle différent. Ces deux images 2D sont ensuite "superposées" par un logiciel qui pourra recréer la forme 3D en connaissant la position de chaque pixel (figure A- 10). La mesure de champs de déplacements ou déformations 3D est alors possible en prenant une paires d'images 2D aux instants  $t$  et  $t+\Delta t$  (figure A- 10).

Un point de l'espace 3D est identifié dans un plan image par la caméra comme un point (figure A- 11). L'image 2D peut donc être considérée comme la projection de tous les points 3D appartenant à l'objet étudié.

Les points de cette image 2D peuvent être inversement projetés dans l'espace suivant la direction de la prise de vue (figure A- 13). Pour fixer la position dans cette direction, une démarche analogue avec une deuxième caméra et un autre angle de prise de vue est nécessaire (figure A- 14). Connaissant précisément la position des points 2D dans chaque vue ainsi que deux directions de prise de vue, pour chaque point, le point de l'objet réel se trouve donc une simple intersection de deux droites dans l'espace. On peut donc reconstruire l'objet en traitant tous les points.

## **ANNEXE 2 : SUBROUTINE FORTRAN POUR LA CREATION DES FICHIERS DE BANQUE POUR CALCULS ELEMENTS FINIS**

```
Program mail
IMPLICIT NONE

real L1,L2,D1,D2,ZTH
integer
N1,N2,M1,M2,K1,I,J,K,L,N,ATT,M,LAM(150000),ATTR(150000),DIR1(150000),DIR2(150000),MAI(150000)
integer NUM(100,100,40,2),COMPT(40),SEL1(40,150000),SEL2(40,150000)
real X(100,100,40),Y(100,100,40),Z(100,100,40),XP(150000),YP(150000),ZP(150000)
real AS,AI,A1I,A1S,B1I,B1S,A,B,A3S,B3S,A3I,B3I
real DX,DY,DZ,EPAIS,DEFAUT,PI,DX1,DX2,DY1,DY2,AMPL,XM,YM
logical delam(40)

DELAM=.FALSE.
OPEN(1, FILE='15J_del.txt')

!dimensions
L1=25
```

L2=50  
D1=20  
D2=30  
!L1=22.5  
!L2=40  
!D1=22.5  
!D2=15

!ellipse  
!superieur empreinte  
A1S=6  
B1S=9

!inferieur empreinte  
A1I=12  
B1I=18

!ellipse  
!superieur délaminage  
A3S=15  
B3S=15  
!A3S=5  
!B3S=5

!inferieur délaminage  
A3I=45  
B3I=45

!empreinte profondeur  
AS=0.35  
AI=0.35

!Nombre de plis  
K1=18

!Nombre d'éléments en x  
!N1=16  
!N2=8  
N1=7  
N2=6

!Nombre d'éléments en Y  
!M1=18  
!M2=10  
M1=10  
M2=8

!epaisseur d un pli

DZ=0.21

! interfaces délaménées

```
!DELAM(2)=.TRUE.
!DELAM(3)=.TRUE.
!DELAM(4)=.TRUE.
!DELAM(5)=.TRUE.
!DELAM(6)=.TRUE.
!DELAM(7)=.TRUE.
!DELAM(8)=.TRUE.
!DELAM(9)=.TRUE.
!DELAM(11)=.TRUE.
DELAM(12)=.TRUE.
DELAM(13)=.TRUE.
DELAM(14)=.TRUE.
DELAM(15)=.TRUE.
DELAM(16)=.TRUE.
DELAM(17)=.TRUE.
DELAM(18)=.TRUE.
```

! création des coordonnées

Pi=3.141592

```
DX1=D1/N1
DX2=D2/N2
DY1=L1/M1
DY2=L2/M2
EPAIS=K1*DZ
```

! zone 1

```
!DO I=N1+N2+1,2*N1+N2+1
DO I=1,N1+1
DO J=1,M1+1
DO K=1,K1+1
```

```
!X(I,J,K)=DX1*(I-(N1+N2+1))
X(I,J,K)=DX1*(I-1)
Y(I,J,K)=DY1*(J-1)
```

```
end do
end do
```

```
DO J=M1+2,M1+M2+1
```

```

DO K=1,K1+1

!X(I,J,K)=DX1*(I-(N1+N2+1))
X(I,J,K)=DX1*(I-1)
Y(I,J,K)=Y(I,M1+1,K)+DY2*(J-(M1+1))

end do
end do
end do

!fin zone1

!zone2

!DO I=2*N1+N2+2,2*N1+2*N2+1
DO I=N1+2,N1+N2+1
DO J=1,M1+1
DO K=1,K1+1

!X(I,J,K)=X(2*N1+N2+1,J,K)+DX2*(I-(2*N1+N2+1))
X(I,J,K)=X(N1+1,J,K)+DX2*(I-(N1+1))
Y(I,J,K)=DY1*(J-1)

end do
end do

DO J=M1+2,M1+M2+1
DO K=1,K1+1

!X(I,J,K)=X(2*N1+N2+1,J,K)+DX2*(I-(2*N1+N2+1))
X(I,J,K)=X(N1+1,J,K)+DX2*(I-(N1+1))
Y(I,J,K)=Y(I,M1+1,K)+DY2*(J-(M1+1))

end do
end do

end do

! données en K

!DO I=N1+N2+1,2*N1+2*N2+1
DO I=1,N1+N2+1
DO J=1,M1+M2+1
DO K=1,K1+1
ZTH=(K-1)*DZ
!-0.05*COS(PI*X(I,J,K)/2/(D1+D2))*COS(PI*Y(I,J,K)/2/(L1+L2))
A=A1S*ZTH/EPAIS+A1I*(1-ZTH/EPAIS)

```

```

B=B1S*ZTH/EPAIS+B1I*(1-ZTH/EPAIS)
AMPL=AS*ZTH/EPAIS+AI*(1-ZTH/EPAIS)
!IF(X(I,J,K).LT.A.AND.Y(I,J,K).LT.B) THEN
IF(((X(I,J,K)/A)**2+(Y(I,J,K)/B)**2).LT.1) THEN
!DEFAULT=AMPL*(1+SIN(PI*(A+2*X(I,J,K))/(2*A)))*(1+SIN(PI*(B+2*Y(I,J,K))/(2*B)))/
4
DEFAULT=AMPL*SIN(PI*(A+X(I,J,K))/(2*A))*SIN(PI*(B+Y(I,J,K))/(2*B))
Z(I,J,K)=ZTH-DEFAULT
ELSE
Z(I,J,K)=ZTH
END IF
end do
end do
end do

```

!symetrie

```
!DO I=1,N1+N2
```

```
!DO J=1,M1+M2+1
```

```
!DO K=1,K1+1
```

```
!X(N1+N2+1-I,J,K)=-X(N1+N2+1+I,J,K)
```

```
!Y(N1+N2+1-I,J,K)=Y(N1+N2+1+I,J,K)
```

```
!Z(N1+N2+1-I,J,K)=Z(N1+N2+1+I,J,K)
```

```
!end do
```

```
!end do
```

```
!end do
```

! NUMEROTATION

```
N=0
```

! initialisation du compteur de noeuds double (gestion de contact)

```
DO K=1,K1+1
```

```
COMPT(K)=0
```

```
ENDDO
```

```
!DO I=1,2*N1+2*N2+1
```

```
DO I=1,N1+N2+1
```

```
DO J=1,M1+M2+1
```

```
DO K=1,K1+1
```

```
N=N+1
```

```
NUM(I,J,K,1)=N
```

```
IF(K.EQ.1.OR.K.EQ.K1+1) THEN
```

```
NUM(I,J,K,2)=N
```

```
ELSE
```

```
ZTH=(K-1)*DZ
```

```
!-0.05*COS(PI*X(I,J,K)/2/(D1+D2))*COS(PI*Y(I,J,K)/2/(L1+L2))
```

```
!pour changer la zone de delamination
```

```
A=A3S*ZTH/EPAIS+A3I*(1-ZTH/EPAIS)
```

```
B=B3S*ZTH/EPAIS+B3I*(1-ZTH/EPAIS)
```

```
! et définir A3S A3I B3S B3I
```

```
!A=A1S*ZTH/EPAIS+A1I*(1-ZTH/EPAIS)
```

```
!B=B1S*ZTH/EPAIS+B1I*(1-ZTH/EPAIS)
```

```
!IF(ABS(X(I,J,K)).LT.A.AND.Y(I,J,K).LT.B.AND.DELAM(K)) N=N+1
```

```
IF((((X(I,J,K)/A)**2+(Y(I,J,K)/B)**2).LT.1).AND.DELAM(K)) N=N+1
```

```
NUM(I,J,K,2)=N
```

```
! partie ajoutée pour la gestion du contact
```

```
!IF(ABS(X(I,J,K)).LT.A.AND.Y(I,J,K).LT.B.AND.DELAM(K).EQ.(.TRUE.)) THEN
```

```
IF((((X(I,J,K)/A)**2+(Y(I,J,K)/B)**2).LT.1).AND.DELAM(K).EQ.(.TRUE.)) THEN
```

```
COMPT(K)=COMPT(K)+1
```

```
SEL1(K,COMPT(K))=N-1
```

```
SEL2(K,COMPT(K))=N
```

```
ENDIF
```

```
END IF
```

```
END DO
```

```
END DO
```

```
END DO
```

```
!DO I=1,2*N1+2*N2+1
```

```
DO I=1,N1+N2+1
```

```
DO J=1,M1+M2+1
```

```
DO K=1,K1+1
```

```
DO L=1,2
```

```
XP(NUM(I,J,K,L))=X(I,J,K)
```

```
YP(NUM(I,J,K,L))=Y(I,J,K)
```

```
END DO
```

```
ZP(NUM(I,J,K,2))=Z(I,J,K)+0.01
```

```
ZP(NUM(I,J,K,1))=Z(I,J,K)
```

```
END DO
```

```
END DO
```

```
END DO
```

```
WRITE(1,('.NOEUDS'))
```

```
DO I=1,N
```

```
WRITE(1,('I ",I6," X ",3(F12.2,1X))')I,XP(I),YP(I),ZP(I)
```

```
END DO
```

```
!ELEMENTS
```

```
N=0
```

```
M=0
```

```
WRITE(1,('.MAILLES'))
```

```
!DO I=1,2*N1+2*N2
```

```
DO I=1,N1+N2
```

```

DO J=1,M1+M2
DO K=1,K1
N=N+1
ZTH=(K-1)*DZ
!-0.05*COS(PI*X(I,J,K)/2/(D1+D2))*COS(PI*Y(I,J,K)/2/(L1+L2))

!pour changer la zone de degradation
!A=A2S*ZTH/EPAIS+A2I*(1-ZTH/EPAIS)
!B=B2S*ZTH/EPAIS+B2I*(1-ZTH/EPAIS)
! et définir A2S A2I B2S B2I

A=A1S*ZTH/EPAIS+A1I*(1-ZTH/EPAIS)
B=B1S*ZTH/EPAIS+B1I*(1-ZTH/EPAIS)
ATT=K
XM=(X(I,J,K)+X(I+1,J,K))/2
YM=(Y(I,J,K)+Y(I+1,J,K))/2
!IF(ABS(XM).LT.A.AND.YM.LT.B) then
M=M+1
ATT=K1+M
ATTR(M)=ATT

IF
(((X(I,J,K)/A)**2+(Y(I,J,K)/B)**2).LT.1).OR.(((X(I+1,J,K)/A)**2+(Y(I+1,J,K)/B)**2).LT.
1).OR.(((X(I+1,J+1,K)/A)**2+(Y(I+1,J+1,K)/B)**2).LT.1).OR.(((X(I,J+1,K)/A)**2+(Y(I,J+
1,K)/B)**2).LT.1).OR.(((X(I,J,K+1)/A)**2+(Y(I,J,K+1)/B)**2).LT.1).OR.(((X(I+1,J,K+1)/
A)**2+(Y(I+1,J,K+1)/B)**2).LT.1).OR.(((X(I,J+1,K+1)/A)**2+(Y(I,J+1,K+1)/B)**2).LT.1)
.OR.(((X(I+1,J+1,K+1)/A)**2+(Y(I+1,J+1,K+1)/B)**2).LT.1)) THEN
LAM(M)=K1+K
ELSE
LAM(M)=K
ENDIF
DIR1(M)=NUM(I+1,J,K,2)
DIR2(M)=NUM(I+1,J+1,K,2)
MAI(M)=N
!end if
WRITE(1,('"I ",I6," AT ",I6," N ",4(I6,1X)," 0
$/ ,4X,4(I6,1X)'))MAI(M),ATT,NUM(I,J,K,2),NUM(I+1,J,K,2),NUM(I+1,J+1,K,2),NUM(I,
J+1,K,2),NUM(I,J,K+1,1),NUM(I+1,J,K+1,1),NUM(I+1,J+1,K+1,1),NUM(I,J+1,K+1,1)
END DO
END DO
END DO

DO I=1,M
WRITE(1,('" ATT ",I6," LAM ",I6," DIR ",I6,1X,I6," MAI ",I6," PREC GAUCHE
10."'))ATTR(I),LAM(I),DIR1(I),DIR2(I),MAI(I)
end do
! partie ajoutée pour l'écriture des groupes des noeuds maitres et esclaves
DO K=2,K1
IF(DELAM(K).EQ.(.TRUE.)) THEN
DO I=1,COMPT(K)

```



```

        IF ((K.EQ.9).OR.(K.EQ.11)) THEN
        WRITE(1,(' I ",I6," BUSH N ", 2(I6,1X), "ATTRIBUT
99997)'),100000+K*2000+I,SEL1(K,I),SEL2(K,I)
        ELSE
        WRITE(1,(' I ",I6," BUSH N ", 2(I6,1X), "ATTRIBUT
99999)'),100000+K*2000+I,SEL1(K,I),SEL2(K,I)
        ENDIF
        ENDDO
    ENDIF
ENDDO

```

```

N=1
DELAM(1)=.FALSE.
DELAM(19)=.FALSE.
DO I=1,N1+N2+1
DO J=1,M1+M2+1
DO K=1,K1
ZTH=(K-1)*DZ
!A=A1S*ZTH/EPAIS+A1I*(1-ZTH/EPAIS)
!B=B1S*ZTH/EPAIS+B1I*(1-ZTH/EPAIS)
A=A3S*ZTH/EPAIS+A3I*(1-ZTH/EPAIS)
B=B3S*ZTH/EPAIS+B3I*(1-ZTH/EPAIS)
!IF
((ABS(X(I,J,K)).GT.A.OR.Y(I,J,K).GT.B).OR.((DELAM(K).NE.(.TRUE.)).AND.(DELAM(
K+1).NE.(.TRUE.))) ) THEN
IF
((((X(I,J,K)/A)**2+(Y(I,J,K)/B)**2).GT.1).OR.((DELAM(K).NE.(.TRUE.)).AND.(DELAM
(K+1).NE.(.TRUE.)))) THEN
IF (J.EQ.M1+M2+1) THEN
IF (I.NE.N1+N2+1) THEN
WRITE(1,(' I ",I6," ATT 40000 BEAM N ", 3(I6,1X)
)'),200000+N,NUM(I,J,K,1),NUM(I,J,K+1,1),NUM(I+1,J,K,1)

```

```

N = N+1
ELSE
WRITE(1,(' I ",I6," ATT 40000 BEAM N ", 3(I6,1X)
)'),200000+N,NUM(I,J,K,1),NUM(I,J,K+1,1),NUM(I-1,J,K,1)
N = N+1
ENDIF
ENDIF
ENDIF
ENDDO
ENDDO
ENDDO

```

```

DO K=2,K1
IF(DELAM(K).EQ.(.TRUE.)) THEN
DO I=1,COMPT(K)
WRITE(1,(2(I6,1X)," $ ")),SEL1(K,I),SEL2(K,I)

```

```
ENDDO  
ENDIF  
ENDDO
```

```
! fin de la partie ajoutée  
STOP  
END
```

## Résumé

L'objet de ce travail de recherche est d'étudier l'influence des protections thermiques sur la tolérance aux dommages des structures composites utilisées sur les parties hautes de lanceurs. Il s'agit d'analyser les mécanismes de dégradation de structures composites protégées thermiquement, susceptibles de subir des dommages d'impact basses vitesses, et de déterminer l'influence de la protection sur la tenue résiduelle de la structure composite impactée. Les matériaux utilisés sont des matériaux composites haut module « HM », utilisés dans la fabrication des structures de lanceurs, et haute résistance « HR » afin d'avoir une référence bien connue dans le monde aéronautique.

L'étude du comportement à l'impact de plaques composites monolithiques et sandwichs, munies ou non de protection thermique est réalisée dans un premier temps. Un dispositif de poids tombant a été conçu au laboratoire de Supaéro selon les normes Airbus AITM 1-0010. Les contrôles ultrasonores, ainsi que les observations micrographiques des éprouvettes endommagées montrent que la protection thermique a une influence sur la taille ainsi que sur la répartition des délaminages dans le stratifié. Un modèle éléments finis, basé sur l'introduction de différents critères pour chaque mode d'endommagement, est développé en parallèle. Ce modèle montre que la chronologie de l'apparition des différents modes d'endommagement varie entre une plaque nue et une plaque avec protection.

Le comportement résiduel des éprouvettes endommagées est ensuite déterminé. Des essais de compression après impact sont effectués et mettent en évidence deux paramètres comme pilotant le comportement en CAI : la surface délaminée combinée avec la position dans l'épaisseur du stratifié ; la profondeur d'empreinte mesurée sur le composite. Un modèle éléments finis est développé afin de mieux comprendre les mécanismes d'endommagement des éprouvettes sollicitées et donne une bonne prédiction de la contrainte résiduelle.

## Mots clés

Structure composite, tolérance aux dommages, impact basse vitesse, CAI, délaminage.

## Abstract

This study concerns the influence of thermal shields on the damage tolerance of composite structures used in the upper parts of launchers. It analyses the damage mechanisms of shielded composite structures due to low velocity impacts as well as the influence of the thermal shield on the residual strength of the impacted structure. The materials used are high modulus composites "HM" used in the launcher's manufacturing, and high strength composites "HR" considered as a well known reference in aeronautics.

First, the study of the impact behaviour is realised on monolithic and sandwich composites panels, with and without thermal shield. A drop weight setup was designed in Supaero's laboratory according to Airbus norms AITM 1-0010. US controls and micrographic observations of the damaged specimens show that the thermal shield has an influence on the size and on the distribution of the delaminations in the composite laminate. A finite element model, based on different criteria for each damage mode, is developed in parallel. This model shows that the chronology of the different damage modes varies between the shielded and the unshielded panels.

The residual behaviour of the impacted specimens is then analysed. Post-impact compression tests are carried out. These tests highlights two parameters governing the CAI strength of the impacted structures : the delaminated area combined to its thickness-wise position, the indentation depth measured directly on the composite laminate. A finite element model is developed in order to explain the damage mechanisms of the loaded specimens. This model gives a good prediction of the residual strength.

## Keywords

Composite structure, damage tolerance, low velocity impact, CAI, delamination

