



# Etude de l'impact oblique à haute vitesse sur des structures en sandwich composite : application aux pales d'hélicoptère

Pablo Navarro

## ► To cite this version:

Pablo Navarro. Etude de l'impact oblique à haute vitesse sur des structures en sandwich composite : application aux pales d'hélicoptère. Mécanique [physics.med-ph]. Université toulouse 3 Paul Sabatier, 2010. Français. NNT : . tel-01883049

**HAL Id: tel-01883049**

**<https://hal.science/tel-01883049>**

Submitted on 15 Nov 2018

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

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



# THÈSE

En vue de l'obtention du

## DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

**Délivré par** *l'Université Toulouse III – Paul Sabatier*  
**Discipline ou spécialité :** *Génie Mécanique*

---

**Présentée et soutenue par** *Pablo NAVARRO*  
**Le** *7 décembre 2010*

### **Titre :**

*Étude de l'impact oblique à haute vitesse sur des structures en sandwich composite : Application aux pales d'hélicoptère*

---

### **JURY**

*Daniel COUTELLIER  
Jean-Yves COGNARD  
Philippe VIOT  
Jean-Jacques BARRAU  
Jean-François FERRERO  
Steven MARGUET  
Patrice RAUCH*

*Président du Jury  
Rapporteur  
Rapporteur  
Directeur de thèse  
Co-directeur de thèse  
Encadrant de thèse  
Membre invité*

---

**Ecole doctorale :** *MEGeP*  
**Unité de recherche :** *Institut Clément Ader*

## REMERCIEMENTS

*Ce travail de thèse a été réalisé au sein de l'Institut Clément Ader de Toulouse en contrat CIFRE avec la société EUROCOPTER.*

*Je tiens à remercier Monsieur Jean-Jacques BARRAU, Professeur à l'Université Paul Sabatier et directeur de cette thèse, pour ses précieux conseils qui m'ont permis de mener à bien ce projet de recherche.*

*Je remercie vivement Monsieur Patrice RAUCH, Ingénieur à EUROCOPTER, qui a permis la mise en place et la réalisation de cette thèse.*

*J'adresse mes remerciements à Monsieur Daniel COUTELLIER, Professeur à l'Université de Valenciennes, pour m'avoir fait l'honneur de présider le jury de thèse.*

*Mes remerciements vont également à Monsieur Jean-Yves COGNARD, Professeur à l'Ecole Nationale Supérieure de Techniques Avancées Bretagne, et Monsieur Philippe VIOT, Professeur à l'Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers de Bordeaux, rapporteurs de ce travail de thèse, pour avoir bien voulu me consacrer une partie de leur temps.*

*Je remercie Monsieur Patrick BOSCHET, Ingénieur à EUROCOPTER, pour son accueil au sein du Laboratoire Matériaux et Procédés. J'en profite pour remercier également toute l'équipe du LMP : merci pour votre accueil chaleureux et votre bonne humeur.*

*Je tiens à remercier chaleureusement Monsieur Jean-François FERRERO, Maître de Conférences à l'Université Paul Sabatier, pour son encadrement efficace et son soutien tout au long de ces années. Merci pour ton amitié, ta bonne humeur, ta générosité, ton cassoulet, tes conseils techniques au golf, ta piscine...*

*Je remercie vivement Monsieur Steven MARGUET, Maître de Conférences à l'Université Paul Sabatier, pour son encadrement et l'aide précieuse qu'il m'a apporté. Merci pour ton amitié, ta gentillesse, ta générosité sans limite, tes leçons de roller, les soirées jeux de société...*

*Mes remerciements vont également à Madame Sandrine LEMAIRE, Ingénieur à EUROCOPTER, pour sa disponibilité, sa gentillesse et pour la transmission des « bons bleus ».*

*De plus, je n'aurais rien pu faire sans l'aide et l'implication de toutes les personnes du laboratoire. Merci Mimi et Xavier les rois du composite ; Thierry, Alain et Charly pour leur usinage efficace ; Marc (Chevalier) l'homme au microscope ; Marc (Chartrou) pour son expertise capteur ; Polo pour le jauges ; Christophe, Sam et Bruno pour leurs conseils ; et bien entendu merci Joël pour ta disponibilité, ta patience et la formation canon.*

*Bien sûr, je n'oublie pas de remercier les stagiaires que j'ai pu exploiter au nom de la science durant ces trois années. Merci Mati, je garde ton petit cahier précieusement. Merci aussi aux deux « grandes », Susana et Sonia, et aux deux « petites », Anna et Marta.*

*Enfin, durant ces trois années de thèse j'ai eu l'occasion de rencontrer de nombreuses personnes avec qui j'ai passé d'agréables moments :*

*Merci Pierre pour les entrées au « Purple »... Merci Xavier pour la découverte des perroquets de Bayonne... Merci J-Max pour les soirées poker... Merci Leo pour les caipirinhas... Merci Ahmad pour le narguilé... Merci Paula pour tes longues conversations... Merci Laurent pour la finesse de ton humour... Merci Amélie de supporter cet humour... Merci Elias et Issam pour l'ambiance libanaise... Merci Rizwan pour la découverte de la nourriture pakistanaise... Merci Jonathan pour m'avoir transmis ta passion de l'Islande... Merci Simon pour tes soirées barbecue... Merci Julien pour les bières fraîches et l'ambiance musicale du bureau... Merci Thomas pour la découverte de la « mauricio »... Merci Kamel pour tes goûts cinématographiques... Merci aux derniers arrivés Ludo, Teddy, Benjamin, Isa, Laure et Nat qui ont vite saisi l'importance d'une ambiance de travail chaleureuse...*



# TABLE DES MATIERES

|             |                                                            |    |
|-------------|------------------------------------------------------------|----|
| CHAPITRE I  | INTRODUCTION .....                                         | 5  |
| I.1.        | Problématique .....                                        | 5  |
| I.2.        | Contexte.....                                              | 6  |
| I.3.        | Plan de l'étude .....                                      | 7  |
| CHAPITRE II | APPROCHE EXPERIMENTALE .....                               | 9  |
| II.1.       | Objectifs.....                                             | 9  |
| II.2.       | Bibliographie .....                                        | 10 |
| II.2.1.     | Impact à basse vitesse .....                               | 10 |
| II.2.1.1.   | Stratifiés .....                                           | 10 |
| II.2.1.2.   | Tissus .....                                               | 17 |
| II.2.1.3.   | Sandwich.....                                              | 21 |
| II.2.2.     | Impact à haute vitesse .....                               | 24 |
| II.2.2.1.   | Différence haute et basse vitesse .....                    | 24 |
| II.2.2.2.   | Stratifié.....                                             | 27 |
| II.2.2.3.   | Tissus .....                                               | 30 |
| II.2.2.4.   | Sandwich.....                                              | 31 |
| II.2.3.     | Conclusion.....                                            | 31 |
| II.3.       | Etude expérimentale .....                                  | 33 |
| II.3.1.     | Introduction .....                                         | 33 |
| II.3.2.     | Moyen et type d'essais réalisés .....                      | 33 |
| II.3.2.1.   | Indentation statique .....                                 | 33 |
| II.3.2.2.   | Impact poids tombant.....                                  | 34 |
| II.3.2.3.   | Impact canon .....                                         | 36 |
| II.3.3.     | Paramètres testés .....                                    | 38 |
| II.3.3.1.   | Conditions expérimentales.....                             | 38 |
| II.3.3.2.   | Paramètres matériaux .....                                 | 39 |
| II.3.3.3.   | Paramètres structuraux .....                               | 39 |
| II.3.3.4.   | Présentation des éprouvettes .....                         | 40 |
| II.3.4.     | Influence des conditions expérimentales pour le canon..... | 41 |
| II.3.4.1.   | Influence de l'angle d'impact .....                        | 41 |
| II.3.4.2.   | Influence de la vitesse d'impact.....                      | 47 |
| II.3.4.3.   | Conclusions.....                                           | 53 |
| II.3.5.     | Influence des matériaux .....                              | 53 |
| II.3.5.1.   | Fibres.....                                                | 53 |

|              |                                                               |     |
|--------------|---------------------------------------------------------------|-----|
| II.3.5.2.    | Type de résine .....                                          | 59  |
| II.3.5.3.    | Matériaux d'âme .....                                         | 68  |
| II.3.6.      | Influence des paramètres structuraux .....                    | 73  |
| II.3.6.1.    | Type de peau .....                                            | 73  |
| II.3.6.2.    | Drapage .....                                                 | 75  |
| II.3.6.3.    | Etude particulière : sens chaîne et sens trame.....           | 80  |
| II.4.        | Conclusion .....                                              | 82  |
| CHAPITRE III | APPROCHE NUMERIQUE.....                                       | 85  |
| III.1.       | Introduction.....                                             | 85  |
| III.2.       | Etude bibliographique .....                                   | 86  |
| III.2.1.     | Eléments finis – Principes .....                              | 86  |
| III.2.1.1.   | Introduction .....                                            | 86  |
| III.2.1.2.   | Bases théoriques .....                                        | 86  |
| III.2.1.3.   | Formulation des éléments finis.....                           | 88  |
| III.2.1.4.   | Schémas d'intégration .....                                   | 90  |
| III.2.1.5.   | Algorithme Radioss .....                                      | 93  |
| III.2.2.     | Eléments de thermodynamique des milieux continus .....        | 94  |
| III.2.2.1.   | Introduction .....                                            | 94  |
| III.2.2.2.   | Principes .....                                               | 94  |
| III.2.2.3.   | Méthode de l'état local -Variables d'état .....               | 96  |
| III.2.2.4.   | Potentiel thermodynamique.....                                | 97  |
| III.2.3.     | Modélisation des composites.....                              | 99  |
| III.2.3.1.   | Modélisation des stratifiés .....                             | 99  |
| III.2.3.2.   | Modélisation des tissus.....                                  | 103 |
| III.2.4.     | Modélisation de la mousse .....                               | 107 |
| III.2.4.1.   | Comportement de la mousse.....                                | 107 |
| III.2.4.2.   | Modèles de mousse polymère.....                               | 109 |
| III.3.       | Modélisation de la peau .....                                 | 112 |
| III.3.1.     | Présentation du modèle.....                                   | 112 |
| III.3.2.     | Description de l'élément résine .....                         | 116 |
| III.3.2.1.   | Introduction .....                                            | 116 |
| III.3.2.2.   | Calcul du repère local .....                                  | 116 |
| III.3.2.3.   | Définition des points d'intégration .....                     | 117 |
| III.3.2.4.   | Calcul des taux de déformation aux points d'intégration ..... | 118 |
| III.3.2.5.   | Calcul des flux d'effort aux points d'intégration.....        | 121 |
| III.3.2.6.   | Calcul des efforts internes aux nœuds .....                   | 123 |

|             |                                                                       |     |
|-------------|-----------------------------------------------------------------------|-----|
| III.3.2.7.  | Blocage en cisaillement transverse .....                              | 125 |
| III.3.2.8.  | Dissociation des comportements de membrane et de flexion.....         | 126 |
| III.3.2.9.  | Pseudo plasticité .....                                               | 127 |
| III.3.2.10. | Endommagement .....                                                   | 128 |
| III.3.3.    | Elément barre.....                                                    | 129 |
| III.3.4.    | Maillage .....                                                        | 129 |
| III.4.      | Modélisation de la mousse .....                                       | 131 |
| III.4.1.    | Introduction .....                                                    | 131 |
| III.4.2.    | Essais de caractérisation .....                                       | 134 |
| III.4.2.1.  | Essais de compression .....                                           | 134 |
| III.4.2.2.  | Cisaillement .....                                                    | 139 |
| III.4.3.    | Modélisation .....                                                    | 143 |
| III.4.3.1.  | Introduction .....                                                    | 143 |
| III.4.3.2.  | Modèle Radioss .....                                                  | 144 |
| III.4.3.3.  | Implémentation d'un critère de rupture .....                          | 145 |
| III.5.      | Conclusion .....                                                      | 147 |
| CHAPITRE IV | VALIDATION DU MODELE .....                                            | 149 |
| IV.1.       | Introduction.....                                                     | 149 |
| IV.2.       | Identification du modèle de peau .....                                | 150 |
| IV.2.1.     | Identification des lois de comportement.....                          | 150 |
| IV.2.1.1.   | Présentation des essais de caractérisation.....                       | 150 |
| IV.2.1.2.   | Essais de traction statique.....                                      | 150 |
| IV.2.1.3.   | Essais de traction dynamique .....                                    | 153 |
| IV.3.       | Identification du modèle de mousse.....                               | 157 |
| IV.3.1.     | Identification des paramètres matériaux de la loi « foam_plas » ..... | 157 |
| IV.3.2.     | Evolution de la dégradation .....                                     | 158 |
| IV.3.3.     | Modélisation de l'indentation statique avec une bille .....           | 159 |
| IV.3.3.1.   | Présentation du modèle .....                                          | 159 |
| IV.3.3.2.   | Résultats du calcul .....                                             | 160 |
| IV.4.       | Modélisation de la structure complète .....                           | 162 |
| IV.4.1.     | Indentation statique.....                                             | 162 |
| IV.4.2.     | Indentation dynamique .....                                           | 164 |
| IV.4.3.     | Impact oblique .....                                                  | 167 |
| IV.4.3.1.   | Tissus orientés à 0-90° .....                                         | 168 |
| IV.4.3.2.   | Tissus orientés à $\pm 45^\circ$ .....                                | 171 |
| IV.5.       | Analyse des résultats du calcul d'impact oblique .....                | 176 |

|                                  |                                             |     |
|----------------------------------|---------------------------------------------|-----|
| IV.5.1.                          | Comportement de la mousse.....              | 176 |
| IV.5.2.                          | Comportement de la peau .....               | 178 |
| IV.5.2.1.                        | Drapage à $0^{\circ}$ - $90^{\circ}$ .....  | 178 |
| IV.5.2.2.                        | Drapage à $\pm 45^{\circ}$ .....            | 180 |
| IV.6.                            | Conclusion .....                            | 184 |
| CHAPITRE V                       | CONCLUSIONS GENERALES ET PERSPECTIVES ..... | 185 |
| V.1.                             | Conclusions générales .....                 | 185 |
| V.2.                             | Perspectives .....                          | 186 |
| ANNEXE                           | PRESENTATION DU PROJET CALMIP.....          | 189 |
| REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES..... |                                             | 191 |

# CHAPITRE I

## INTRODUCTION

### I.1. Problématique

Dans le monde des transports, la sécurité des passagers est un aspect primordial qui doit être assuré par les constructeurs en garantissant la fiabilité de leurs structures. Ceci est d'autant plus vrai dans le domaine aéronautique où la moindre faiblesse d'une partie de la structure d'un aéronef peut avoir des conséquences catastrophiques en termes de vies humaines.

Ainsi la prise de conscience de l'importance des cas d'impact en aéronautique n'est pas nouvelle. De nombreux exemples comme le dimensionnement du nez et du pare-brise des avions ou bien des réacteurs montrent que les impacts (généralement d'oiseaux) ne peuvent pas être négligés. Néanmoins la modélisation de ces phénomènes reste difficile et souvent l'essai remplace la prédiction, ce qui peut se révéler problématique en termes de coût.

Les hélicoptères n'échappent pas à la règle, et une des parties de la structure la plus sensible à l'impact est la pale. En effet, elle doit permettre la sustentation de l'appareil, si elle appartient au rotor principal, et la stabilisation de celui-ci, si elle appartient au rotor arrière.

Deux types d'impact sont possibles. Quand l'appareil est au sol, la pale peut subir des dommages dus à la chute d'outil. Ces types de sollicitations sont assimilables à des impacts à basse vitesse et peuvent créer des dommages difficilement détectables à l'œil nu mais pouvant réduire considérablement la tenue de la pale.

En vol, la pale peut subir divers impacts dus à la rencontre de nombreux objets avec les pales en rotation. Ces objets comme des cailloux, des pièces de la cellule ou bien des blocs de givre se détachant de l'appareil sont de nature diverse. La vitesse de rotation de la pale étant importante, de l'ordre de plusieurs centaines de mètres par seconde en fonction du lieu de la collision par rapport au rotor, ces impacts peuvent générer des dommages pouvant conduire à l'annulation de la mission de l'équipage ou mettre en péril la vie des passagers.

Le dimensionnement d'une pale doit être effectué non seulement pour tenir les charges statiques et dynamiques mais aussi pour pouvoir garantir à l'hélicoptère de pouvoir revenir de mission sans encombre après qu'un objet l'ait impactée. Ainsi le principal objectif de cette étude est de contribuer à l'optimisation de la tenue des pales aux impacts à haute vitesse.

## I.2. Contexte

Une pale d'hélicoptère est une structure complexe car elle doit à la fois avoir une forme aérodynamique spécifique et à la fois pouvoir reprendre les efforts mécaniques qui peuvent devenir très importants lors du fonctionnement de l'appareil. Une description du design d'un rotor arrière est représentée sur la Figure I.1.

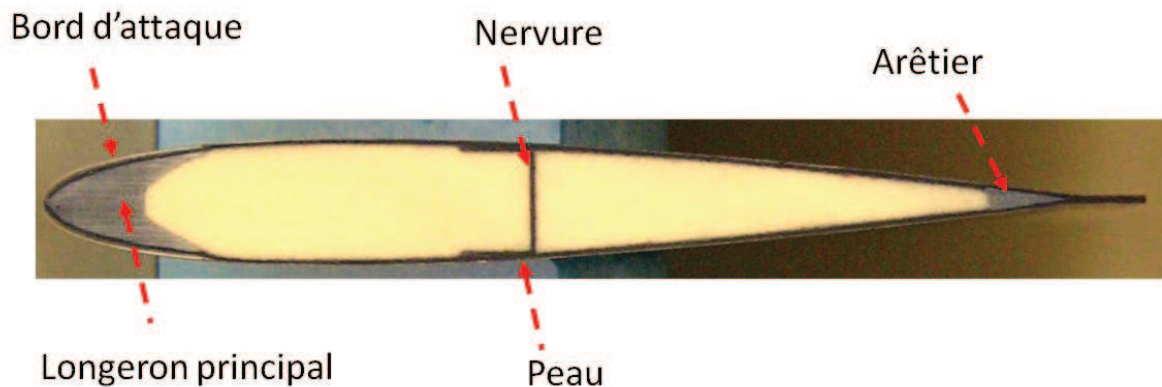


Figure I.1 : Vue en coupe d'une pale d'hélicoptère

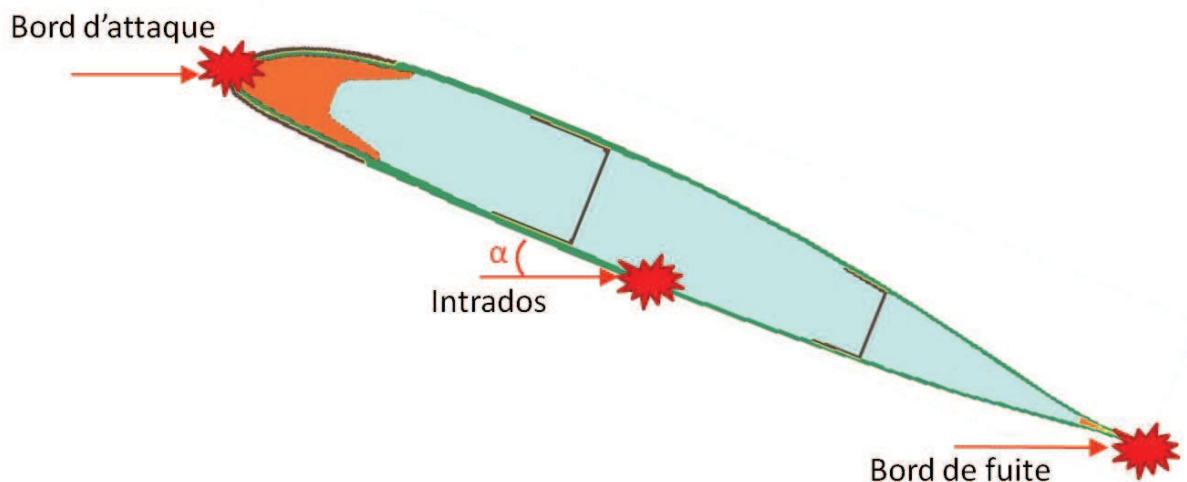
La peau, constituée de deux ou trois plis de tissus composites en verre ou en carbone, permet de reprendre les efforts de torsion.

Le longeron principal et l'arêtier, en unidirectionnel verre-époxy, permettent de reprendre les efforts normaux de la force centrifuge et de stabiliser la pale dans le plan.

Cette structure est stabilisée grâce à un matériau de remplissage pouvant être une mousse ou un nid d'abeille. Cette fonction de stabilisateur de la peau peut éventuellement être complétée par la présence d'une ou deux nervures.

Le bord d'attaque est recouvert d'une plaque d'acier inoxydable afin de prévenir la pale contre une usure prématurée.

Durant le vol de l'hélicoptère, l'orientation de la pale autorise les impacts sur plusieurs endroits. Ainsi, ces impacts peuvent avoir lieu au bord d'attaque (on parle alors d'impact frontal) ou bien sur l'intrados ou le bord de fuite (on parle alors d'impact latéral). Ces différents cas d'impact sont représentés Figure I.2.



**Figure I.2 : Différents cas d'impact en vol**

L'impact frontal a fait l'objet d'une précédente étude [TAWK, 2009]. Il est caractérisé par l'ouverture du bord d'attaque en acier inoxydable et la fissuration du longeron principal. Ce type d'impact peut provoquer, selon les énergies mises en œuvre, un décollement de la peau sur de grandes surfaces.

L'objet de cette thèse est l'étude de l'impact sur l'intrados de la pale. Ce type d'impact latéral est caractérisé par ses conditions aux limites et par son lieu d'impact. En effet, l'objet impactant, de géométrie et de masse inconnue, va heurter la structure à grande vitesse et suivant un angle (noté  $\alpha$  sur la Figure I.2) défini par l'inclinaison de la pale, généralement compris entre  $10^\circ$  et  $20^\circ$ . Cet impact va avoir lieu directement sur la peau de la pale.

### I.3. Plan de l'étude

Pour cette étude, il a été décidé d'observer et d'analyser la réponse expérimentale et numérique des pales à un impact sur l'intrados pour une gamme de vitesses comprises entre 70 et 150 m/s et pour une masse d'environ 30g.

Etant données les structures étudiées et le type de sollicitations, les pales sont assimilées à des panneaux sandwich constitués de deux peaux minces en tissu composite et d'une âme en mousse ou en nid d'abeille.

Ce rapport de thèse est divisé en trois parties.

Dans la première partie l'étude expérimentale est présentée. Dans un premier volet un état de l'art des études expérimentales d'impact sur structure composite est décrit.

Dans un second volet les essais effectués à l'aide d'un canon à gaz qui permet de projeter des billes à haute vitesse (de l'ordre de la centaine de mètres par seconde) sont

présentés. Les panneaux sandwich sont placés avec un angle  $\alpha$ , représentatif de l'inclinaison de la pale en vol, face au canon, comme illustré dans la Figure I.3.

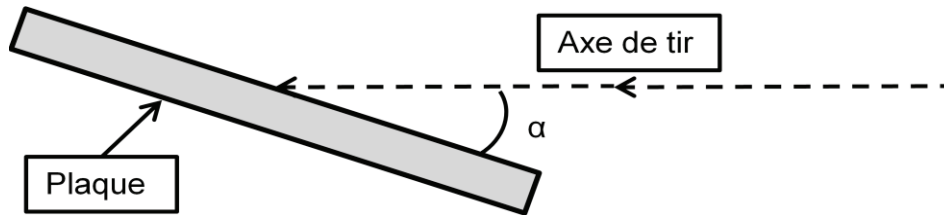


Figure I.3 : Présentation de l'angle d'impact  $\alpha$

Ces essais permettent d'observer l'influence de plusieurs paramètres matériaux et structuraux sur la réponse des plaques à ce type de sollicitations. Ces paramètres sont :

- le type de résine et le type de fibres utilisé pour la peau ;
- le drapage et le type de composite utilisé (nappes ou tissus) pour la peau ;
- le matériau d'âme ;
- la vitesse et l'angle d'impact.

La deuxième partie concerne le modèle numérique proposé. Tout d'abord une étude bibliographique sur les codes d'élément finis explicites ainsi que sur les lois d'endommagement existantes est menée. Une présentation des modèles de tissus et de mousse est effectuée.

Ensuite un modèle de peau permettant de reproduire à une échelle de la maille le comportement et les dommages observés expérimentalement est mis en place, puis les lois matériaux sont identifiées. Ce modèle est implémenté dans le code éléments finis explicite Radioss.

Enfin le comportement des mousses utilisées est analysé expérimentalement et une loi matériau adaptée aux impacts est proposée.

Dans la troisième partie une validation du modèle par rapport aux résultats expérimentaux est effectuée.



# CHAPITRE II

## APPROCHE EXPERIMENTALE

### II.1. Objectifs

Dans ce chapitre, on s'intéresse principalement à l'analyse expérimentale du comportement à l'impact oblique d'une structure en composite sandwich.

Dans une première partie, une étude bibliographique est réalisée. Elle permet de faire une synthèse des différents travaux concernant l'impact sur les structures en matériau composite. Pour cela, les impacts à basse et haute vitesse ont été distingués. La réponse à un impact des plaques en composite stratifié, des plaques en composite tissé et des plaques en composite sandwich est étudiée pour chacune de ces deux sollicitations. L'influence des paramètres matériaux et structuraux ainsi que des conditions expérimentales sur le comportement des éprouvettes est mise en évidence.

La deuxième partie est consacrée à la présentation et l'analyse des essais structuraux réalisés. Afin d'identifier les paramètres influents sur la réponse à l'impact d'une structure sandwich, trois types d'essais ont été menés : des essais d'indentation statique, des essais d'indentation au poids tombant et des essais d'impact oblique. L'influence des paramètres matériaux (résines, fibres, matériau d'âme), des paramètres structuraux (type de peau, drapage) et des conditions expérimentales est analysée.

## II.2. Bibliographie

L'objectif de cette partie est de faire une synthèse des différents travaux déjà réalisés pour étudier l'impact sur différentes structures en composite.

### **II.2.1. Impact à basse vitesse**

#### II.2.1.1. Stratifiés

##### *II.2.1.1.1. Chronologie de l'endommagement*

Le scénario d'endommagement lors d'un impact basse vitesse d'une plaque stratifiée peut être résumé en trois étapes décrites en détail par [PETIT, 2005] [BONINI, 1995] [CABANAC, 1999] [ESPINOSA, 1991].

Dans un premier temps, l'impacteur génère un effort qui entraîne une flexion locale de la plaque ou un poinçonnement. Ce phénomène est très localisé.

Dans un deuxième temps, la flexion provoquée par l'impact génère un champ de contrainte important sur la face opposée à l'impact, ce qui conduit à la fissuration de la matrice à cet endroit. Les fissures s'amorcent au niveau des défauts de la matrice et vont croître en fonction des sollicitations.

Il est possible de distinguer deux types de fissurations de matrice. Les premières, dues au cisaillement transverse, sont inclinées à 45° et apparaissent à une certaine distance de la zone impactée. Ces fissurations concernent les plaques composites à forte épaisseur. Les secondes, dues à la flexion de la plaque, sont verticales et apparaissent sous l'impacteur dans le pli le plus éloigné de l'impact.

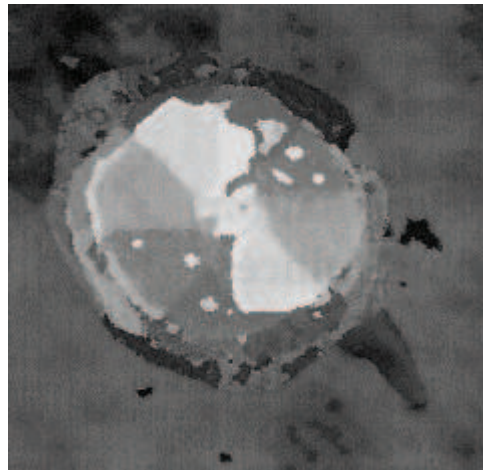
Généralement, l'endommagement de la matrice est le premier mode de rupture à être induit par un impact [ABOISSIERE, 2003]. Il prend souvent la forme de fissurations matricielles mais aussi de décohésions entre les fibres et la matrice. Les fissurations sont dues à la différence de propriétés entre la matrice et les fibres et sont en général parallèles à la direction des fibres dans les plis unidirectionnels [RICHARDSON, 1996]. L'aspect de la fissuration dépend essentiellement de la séquence de drapage du composite, et la propagation des fissures dans la matrice est régie par un mode mixte des modes I et II [WANG, 1990].

Dans un troisième temps, la flexion globale du stratifié induit un champ de cisaillement transverse important qui provoque la propagation des fissures dans les plis. La croissance des fissurations continue alors jusqu'à ce que les fissures atteignent une interface

fibre/matrice. Si la fissure est assez longue (environ deux fois la distance entre deux fibres), elle se développe en s'ouvrant et provoque la rupture d'une interface. L'endommagement de l'interface se propage alors le long de la fibre [CABANAC, 1999].

La présence de fissures à l'interface de deux plis d'orientation différentes mène à l'apparition de délaminage. Ce dernier est défini par une décohésion relativement étendue au niveau de l'interface entre deux plis consécutifs d'orientations différentes. Il apparaît lorsque les plis de part et d'autre de l'interface sont endommagés par fissuration de la matrice et que le pli inférieur est localement saturé en fissures [BONINI, 1995]. Le délaminage 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.

Ainsi, les formes observées pour le délaminage et représentées Figure II.1 dépendent fortement du drapage du stratifié impacté [GUINARD, 2001].



**Figure II.1 : C-scan d'un panneau équilibré impacté à 7,1 J [GUINARD, 2001]**

Dans un quatrième temps, la dernière étape du processus d'endommagement du stratifié est la rupture des fibres. Elle apparaît généralement après la fissuration de la matrice et le délaminage. Lors de l'impact, la mise en flexion de la plaque fait apparaître une zone de compression dans la partie supérieure du stratifié et une zone de traction dans sa partie inférieure. Ainsi, lorsque les fibres situées dans cette dernière zone subissent une contrainte supérieure à leur résistance en traction, elles cassent.

Ainsi, il est possible de classer chronologiquement les différents modes d'endommagement qui conduisent à la ruine de la structure. Ces modes, représentés Figure II.2, sont l'endommagement de la matrice, le délaminage et la rupture des fibres.

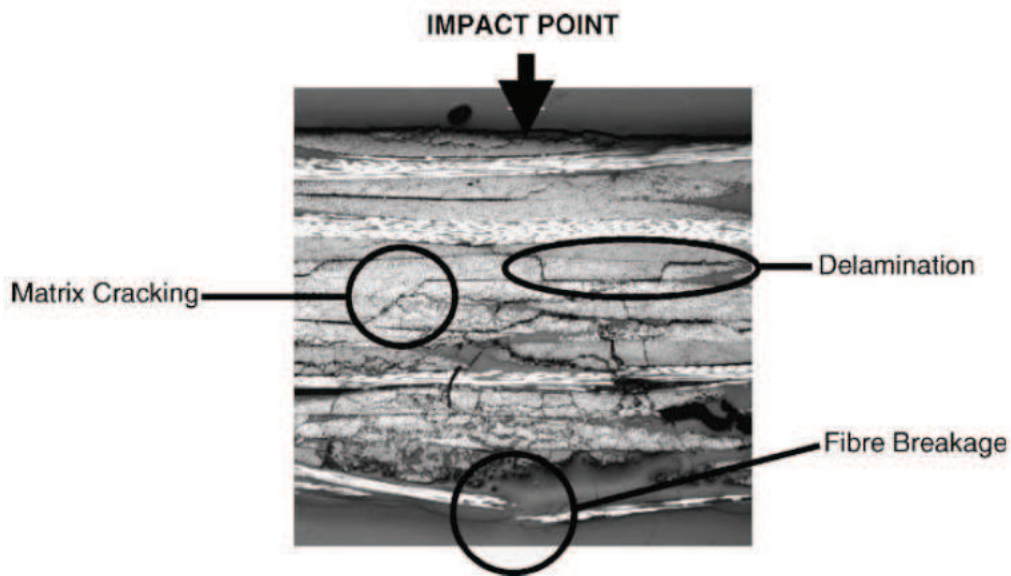


Figure II.2 : Coupe d'un stratifié endommagé [WANG, 1990]

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

#### II.2.1.1.2. Influence de la séquence de drapage

Comme l'a montré Hitchen [HITCHEN, 1995], les délaminages apparaissent entre les différents plis à cause de la différence de rigidité de flexion de ces plis, elle-même due à la différence d'orientation des plis. Ainsi, la forme du délaminage entre le pli  $i$  et  $i+1$  est allongée dans le sens de l'orientation des fibres du pli  $i+1$  (pli inférieur). Ceci est représenté Figure II.3.

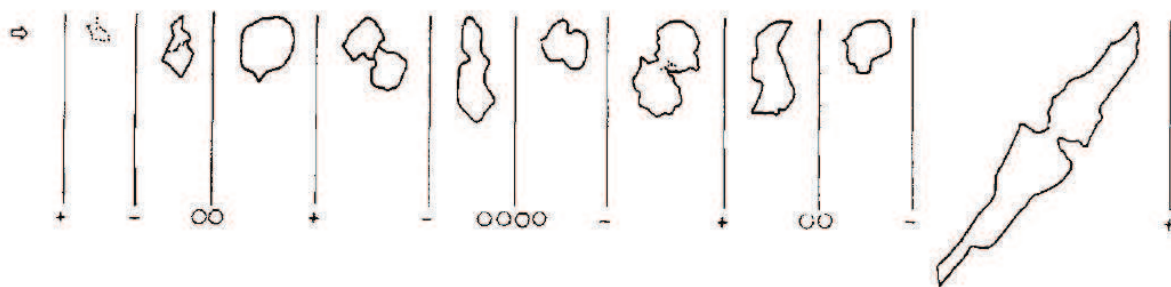


Figure II.3 : Forme du délaminage entre les différents plis d'un panneau  $[(+45, 0_2)_2]_s$  [HITCHEN, 1995]

Il a été constaté que plus le nombre d'interfaces dans la plaque est grand, ce qui revient à dire que plus le nombre d'empilements de plis de même orientation est réduit, plus le délaminage est faible [HITCHEN, 1995 ; FUOSS, 1998].

Fuoss [FUOSS, 1998] a réalisé une étude visant à observer l'influence de l'orientation relative des fibres entre les plis successifs d'une plaque stratifiée sur la réponse à l'impact de la plaque. Ainsi, une courbe représentant l'aire délamainée après impact en fonction de l'angle d'interface a pu être tracée pour montrer que le dommage s'accroît de manière importante quand l'angle entre deux plis successifs est inférieur à 30° et supérieur à 75° (Figure II.4).

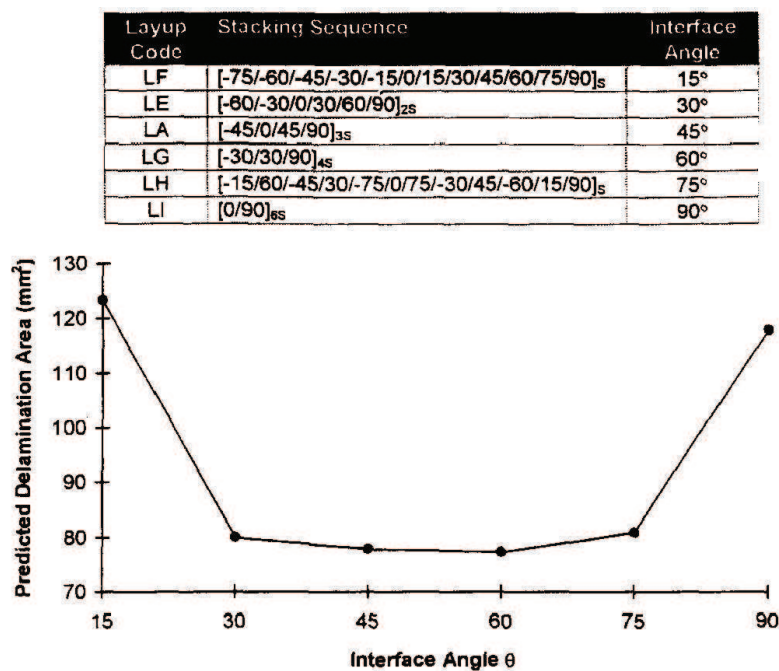


Figure II.4 : Courbe représentant l'aire délamainée en fonction de l'angle d'interface [FUOSS, 1998]

#### II.2.1.1.3. Influence de l'épaisseur

Un des paramètres qui influence fortement la réponse à l'impact d'une plaque stratifiée est l'épaisseur de la plaque. En effet, une des conséquences de l'augmentation de l'épaisseur est l'augmentation de la raideur, d'une part, et l'augmentation du nombre de plis (i.e. du nombre d'interfaces), d'autre part.

De nombreuses études ont été menées [BELINGARDI, 2003 ; CANTWELL 1989] pour observer l'influence de l'épaisseur, ce qui a permis de révéler plusieurs phénomènes.

Premièrement, la rupture initiale apparaît sur les faces opposées pour les plaques minces et sur les faces impactées pour les plaques épaisses. Ceci s'explique par le fait que pour les plaques minces, pour lesquelles la raideur en flexion est plus faible, la déflexion est plus importante, ce qui entraîne l'apparition de fortes contraintes sur la face opposée à

l'impact et donc une rupture à cet endroit. Au contraire, pour les plaques plus épaisses le mode de rupture dominant est le cisaillement qui va initier une rupture sur la face de l'impact.

Deuxièmement, il est noté que pour les plaques épaisses, la résistance à la perforation est plus grande. Cela s'explique simplement par le fait qu'il y a plus de matière à traverser pour le projectile.

Troisièmement, pour les plaques les plus épaisses, l'énergie nécessaire à initier le premier dommage est plus grande. La conséquence de ceci est que pour les plaques épaisses la zone de délaminage est plus petite.

#### *II.2.1.1.4. Influence des propriétés fibre et résine*

En dehors des paramètres géométriques, le comportement à l'impact d'une plaque stratifiée est aussi influencé par les propriétés mécaniques des fibres et de la résine. En effet, la première phase du mécanisme de l'endommagement à l'impact est l'apparition et la propagation de fissures dans la matrice. Cartié [CARTIE, 2002] a analysé l'influence de la variation de la ténacité de la résine ainsi que la résistance des fibres qui permettent de stopper ou non la propagation d'une fissure.

Il a testé quatre types de résine époxy (Hexcel 922, 914, 924, 920) et deux types de fibres (Toray HTA et Toray IMS) ; la ténacité de la résine  $G_{IC}$  allant de 51 J/m<sup>2</sup> pour le 922 à 541 J/m<sup>2</sup> pour le 920 et les fibres IMS étant 25% plus raides et 60% plus résistantes que les fibres HTA.

Les résultats obtenus et représentés Figure II.5 montrent que, premièrement, pour le même type de fibres (HTA) la surface endommagée est la plus petite pour la résine 920 ( $G_{IC} = 541 \text{ J/m}^2$ ) et la plus grande pour la résine 922 ( $G_{IC} = 51 \text{ J/m}^2$ ). Ce résultat met en évidence que plus la ténacité de la résine est grande plus le délaminage aura du mal à se propager.

Deuxièmement, en utilisant le même type de résine (922 ou 924), la valeur de la surface endommagée est sensiblement plus grande pour les fibres IMS que pour les fibres HTS. Cela montre que l'augmentation de la raideur va intensifier le processus de délaminage. Troisièmement, l'auteur fait remarquer que les différences d'aires de la surface endommagée sont la conséquence de la modification de la valeur de l'effort à l'initiation du dommage qui apparaît comme étant dépendant de  $G_{IC}$  et indépendant de l'énergie d'impact.

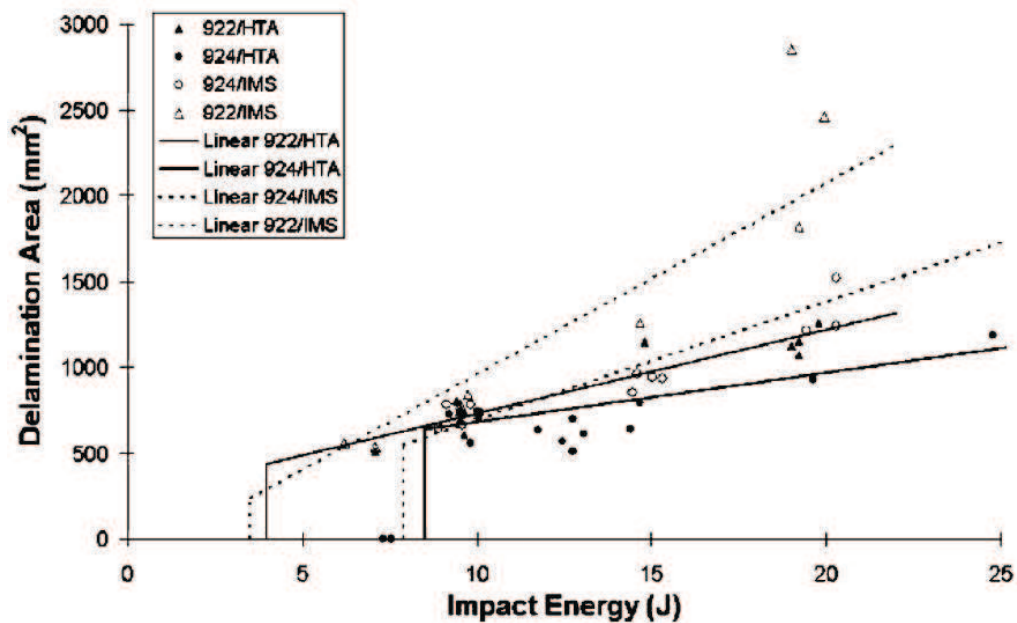


Figure II.5 : Comparaison de l'aire délaminée en fonction des fibres et résines utilisées [CARTIE, 2002]

#### II.2.1.1.5. Influence de la forme de l'impacteur

Pour étudier l'influence de la forme de l'impacteur, Mitrevski [MITREVSKI, 2006] a réalisé une série d'essais de type poids tombant pour trois géométries d'impacteur différentes : hémisphérique, ogivale et conique (Figure II.6).

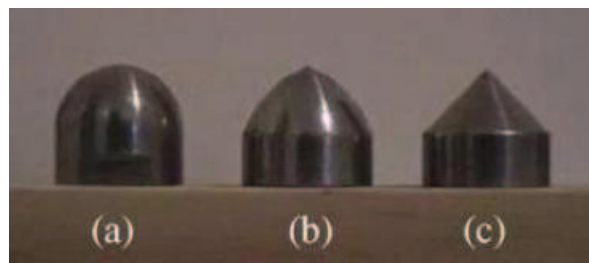
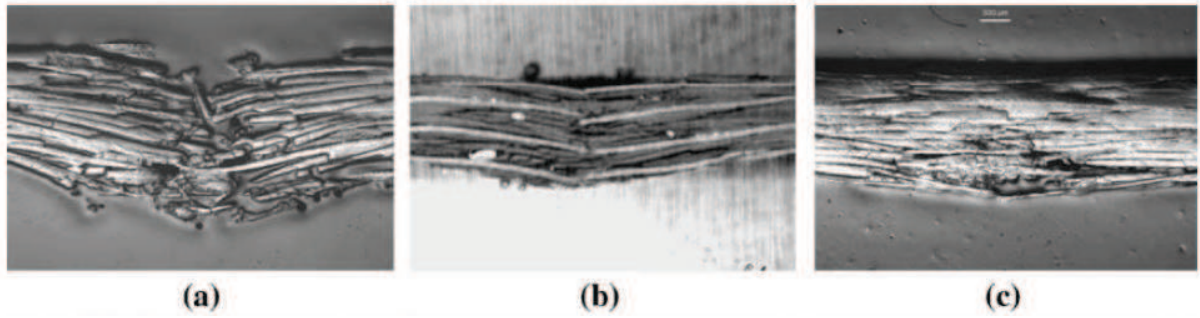


Figure II.6 : Géométries d'impacteur : (a) hémisphérique, (b) ogival, (c) conique [MITREVSKI, 2006]

Cette étude a permis de montrer que le délaminage est le plus important pour une forme hémisphérique de l'impacteur et le plus faible pour l'impacteur conique. Au contraire, l'impacteur conique a provoqué plus de ruptures de fibres que l'hémisphérique. Ceci a pour conséquence une résistance en traction plus importante pour les éprouvettes impactées avec le projectile hémisphérique. Ces résultats sont représentés sur la Figure II.7.





**Figure II.8 : Micrographies de coupes de plaques impactées avec un impacteur de forme (a) conique, (b) ogivale, (c) hémisphérique [MITREVSKI, 2006]**

L'auteur conclut, dans un premier temps, que le délaminage étant causé principalement par la flexion de la plaque, plus le rayon du projectile est grand, plus le délaminage est important. Dans un deuxième temps, il remarque que plus le rayon de l'impacteur est petit, plus la force de contact est localisée, ce qui entraîne une rupture des fibres avant la mise en flexion de la plaque.

#### *II.2.1.1.6. Influence de la présence d'une précontrainte*

Whittingham [WHITTINGHAM, 2004] a effectué une série de tests dans lesquels des plaques carbone quasi-isotropes ont été impactées grâce à un système de poids tombant ; les plaques étant chargées axialement, bi-axialement et en cisaillement ( $500\mu\epsilon$ ,  $1000\mu\epsilon$ ,  $1500\mu\epsilon$ ). Il observe que la pré-charge n'a aucune influence sur l'évolution du pic d'effort et sur le niveau d'énergie absorbée pour différentes énergies d'impact et que la profondeur d'empreinte reste la même quelle que soit la pré-charge (il en relève néanmoins légèrement l'influence pour des impacts à 10J).

#### *II.2.1.1.7. Effet d'échelle*

Si on souhaite appliquer des résultats d'essais directement sur une structure réelle, donc sûrement de taille différente de l'éprouvette, il est important de savoir comment influe le changement d'échelle sur le comportement à l'impact.

Un premier élément de réponse a été apporté par Viot [VIOT, 2008]. En effet dans cet article sont étudiés les effets d'échelle d'une plaque plane soumise à un impact basse vitesse type poids tombant. Pour cela deux plaques ont été impactées, l'une étant deux fois plus grande que l'autre dans toutes les dimensions. Pour chaque plaque il a impacté avec deux vitesses différentes (1.8 m/s et 2.2 m/s) mais en réglant la masse du poids tombant pour que l'énergie d'impact soit deux fois plus grande pour la plus grande plaque.



Dans le cas où les impacts sur la grande et la petite plaque n'ont pas généré de dommages visibles à l'œil nu, Viot a pu trouver une relation linéaire pour les déplacements et les efforts mesurés des différentes plaques.

Néanmoins, dans le cas où les endommagements sont plus importants, une loi générale caractérisant l'effet d'échelle lors d'un impact semble difficile à établir car la mécanique mise en jeu est fortement non linéaire et que les matériaux composites sont fortement hétérogènes.

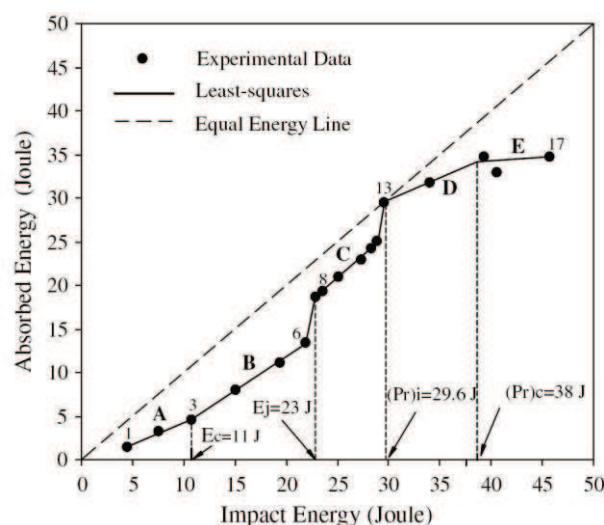
### II.2.1.2. Tissus

#### *II.2.1.2.1. Comportement à l'impact*

Newton [NEWTON, 2002] et Atas [ATAS, 2008] se sont intéressés à l'étude de l'impact des composites tissés.

La rupture, de la même manière que pour un stratifié, survient à la suite d'une multiplication de défauts dans le matériau. Ces modes d'endommagement sont l'endommagement de la matrice, le délaminage et la rupture des fibres. Un classement chronologique de ces différents modes ne peut pas être fait aussi clairement que dans le cas d'un stratifié car la propagation des fissures peut être bloquée par les fibres des plis adjacents, mais aussi par les fibres du même pli, ce qui a pour conséquence que la présence d'une fissure localisée a pour condition nécessaire la rupture de fibres.

C'est pourquoi une analyse de l'impact basse vitesse sur des plaques en composite tissé formé de quatre plis de tissus en fibres de verre et résine époxy a été faite. Le niveau d'énergie absorbée par la plaque en fonction de l'énergie d'impact a été relevé. Atas a classé la chronologie d'endommagement à l'impact d'un tissu en cinq phases (A,B,C,D,E) que l'on peut distinguer sur la courbe (Energie Absorbée/ Energie d'Impact) représentée sur la Figure II.8.



**Figure II.8 : Courbe ( $E_a/E_i$ ) de l'impact sur tissu [ATAS, 2008]**

- Tout d'abord, durant la phase A, seule la matrice s'endommage.
- Ensuite, lors des phases B et C, la rupture des fibres commence. Entre ces deux phases, pour une énergie d'impact  $E_j$ , on observe un saut d'énergie absorbée qui correspond à un seuil de dommage atteint : pour une énergie d'impact inférieure à  $E_j$ , on a un niveau d'endommagement de la plaque beaucoup plus faible que pour une énergie d'impact supérieure à  $E_j$ . Ce saut est sûrement dû à un changement dans le mode de rupture.
- A la fin de la zone C, on atteint un seuil où l'énergie absorbée est presque égale à l'énergie d'impact. Cela signifie que la plaque a absorbé toute l'énergie d'impact et que le projectile commence à pénétrer.
- Ainsi, la phase D correspond à la phase de pénétration de la plaque par le projectile.
- Enfin, la phase E est caractérisée par la systématique perforation de la plaque par le projectile.

#### *II.2.1.2.2. Influence de l'épaisseur*

Tout comme pour des plaques stratifiées, l'épaisseur influence considérablement le comportement de la plaque à l'impact.

Sutherland [SUTHERLAND, 2004-2005] a étudié cette influence en impactant des plaques de 5 à 30 plis. Les résultats montrent que les plaques les plus fines sont affectées par l'importante flexion tandis que les plaques les plus épaisses sont affectées en plus par la pénétration de l'impacteur (cisaillement). Ainsi, deux modes d'endommagement différents sont observés selon que la plaque est plus ou moins épaisse. Un comportement similaire à celui décrit pour les plaques stratifiées est retrouvé.

Cet article évoque aussi un problème dû à l'augmentation de l'épaisseur d'un pli : celui de l'ondulation des fibres. En effet une augmentation de l'épaisseur du pli va entraîner une plus forte ondulation de fibre, ce qui, d'après les essais, va favoriser la rupture des fibres.

#### *II.2.1.2.3. Influence du type de tissage*

Une des caractéristiques des composites tissés est qu'il existe de nombreux types de tissage différents, dont des exemples sont donnés Figure II.9, amenant à des réponses à un impact basse vitesse différentes.

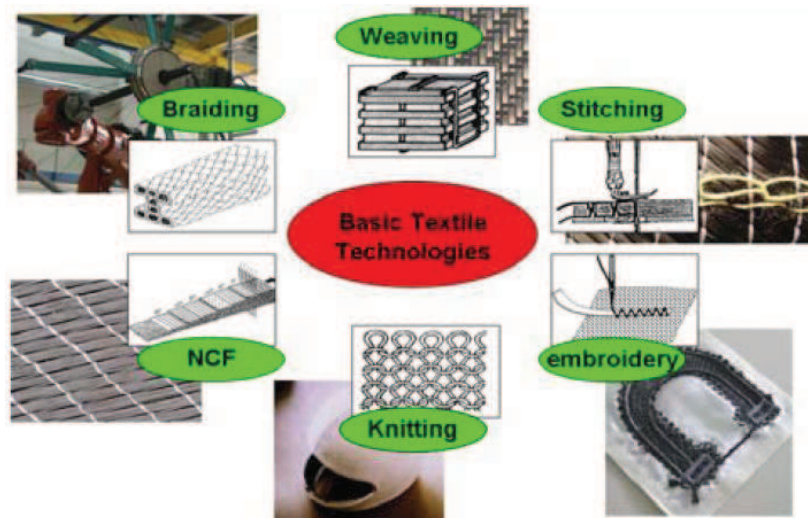


Figure II.9 : Exemples de différents types de tissus [WAGNER, 2006]

Dans le cadre d'une étude menée au sein d'Eurocopter [WAGNER, 2006] traitant de l'impact sur l'arbre de transmission du rotor arrière en composite, une comparaison entre les matériaux en tissus carbone classique et les matériaux en tissus carbone NCF (Non Crimp Fabrics) a pu être faite. Ces derniers ont l'avantage de ne pas faire onduler les fibres. Cette ondulation conduit généralement à une baisse des propriétés du composite dans le plan.

Ainsi, une série d'essais au poids tombant a été effectuée sur différents types d'éprouvettes en considérant le type de tissu. La résine utilisée est de la résine RTM6.

Les résultats des essais (Figure II.10) montrent que les tissés ont un meilleur comportement à l'impact que les NCF. En effet, les NCF réagissent à l'impact de la même manière que les stratifiés (grande zone délamérée).

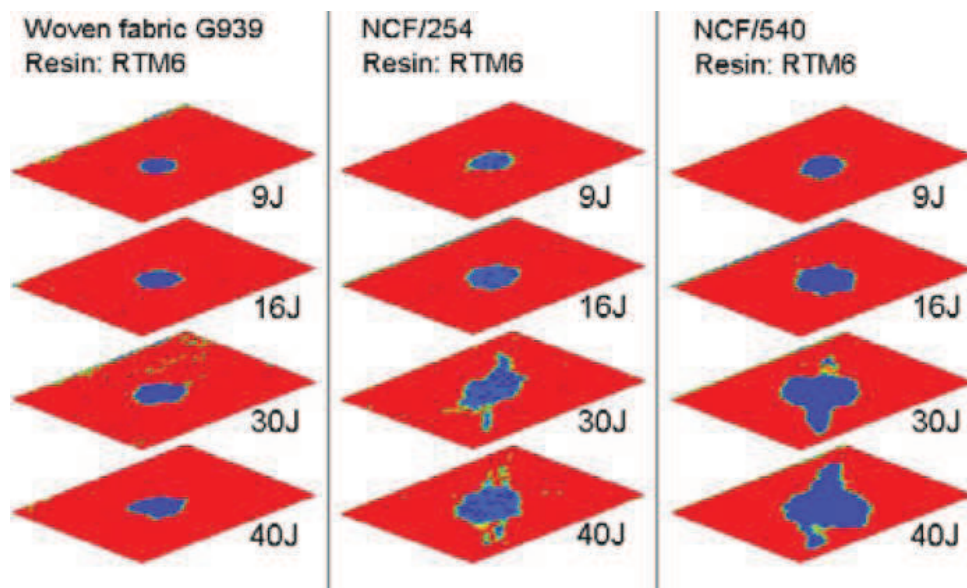


Figure II.10 : C-scans de plaques impactées pour différentes énergies [WAGNER, 2006]

#### II.2.1.2.4. Orientation des fibres

Pour le même type de tissu, il est possible de regarder l'influence de l'angle de tissage sur le comportement d'une plaque sous impact basse vitesse.

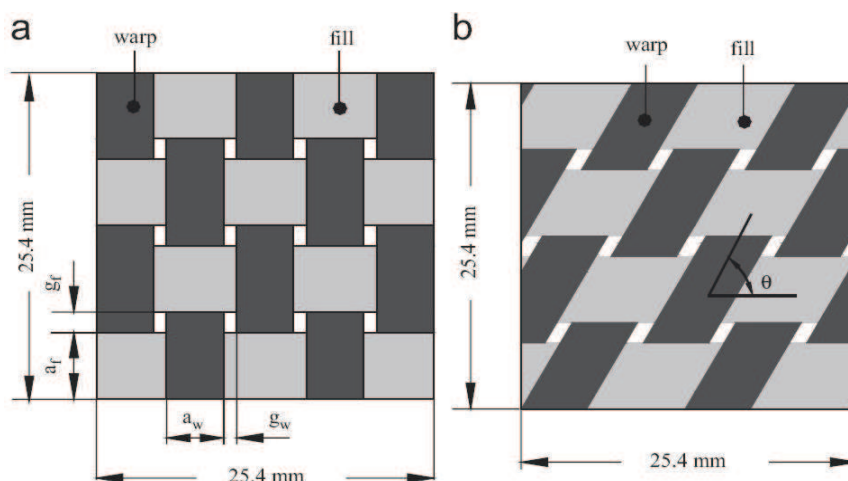


Figure II.11 : Exemple de tissus réalisés avec deux différents angles de tissage [ATAS, 2008]

Atas [ATAS, 2008] a étudié l'effet de l'angle de tissage sur la réponse à un impact basse vitesse. Les impacts sont réalisés grâce à un système de poids tombant pour permettre d'impacter la plaque à une vitesse de 4.3 m/s avec une masse de 5 kg.

Les résultats montrent que les plaques dont l'angle de tissage est petit ( $20^\circ$  à  $30^\circ$ ) ont, comparativement à des plaques dont l'angle de tissage est grand ( $75^\circ$  à  $90^\circ$ ):

- une valeur légèrement plus petite d'effort maximal de réaction ;
- une durée de contact plus grande ;
- une déflexion plus importante ;
- une quantité d'énergie absorbée plus grande ;
- une zone endommagée plus grande ;

De plus, la capacité d'absorption d'énergie et le seuil de perforation d'un tissu à  $20^\circ$  est 40% plus grande qu'un tissu à  $90^\circ$ . Il est à remarquer que dans ce cas l'auteur analyse deux effets : un effet structure dû à la différence de rigidité et un effet purement matériau lié à l'angle de drapage.

#### *II.2.1.2.5. Influence de la forme de l'impacteur*

Mitreviski [MITREVSKI, 2005] a réalisé une série d'essais de type poids tombant pour trois géométries différentes d'impacteur : hémisphérique, ogivale et conique (Figure II.7). Chaque impacteur a un diamètre de 12 mm.

Il en a conclu que :

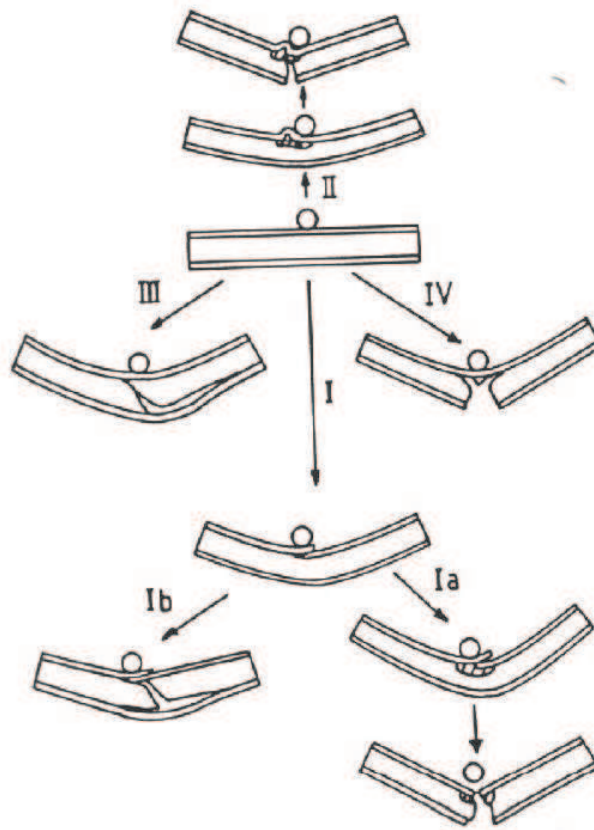
- L'énergie absorbée est légèrement plus grande pour l'impacteur conique (~5%).
- La profondeur de pénétration est de l'ordre de 20% plus grande pour l'impacteur conique.
- La force de contact maximale est plus grande de 30% pour l'impacteur hémisphérique.
- La durée de contact est plus courte de 14% pour l'impacteur hémisphérique.
- L'effort d'initiation du dommage est le plus important pour l'impacteur hémisphérique (1,5 kN), suivi par l'ogival (1,2 kN) et le conique (1 kN).

#### II.2.1.3. Sandwich

##### *II.2.1.3.1. Comportement à l'impact*

La réponse à l'impact d'une structure en composite sandwich est différente de celle observée sur des plaques monolithiques.

Plusieurs études permettent de comprendre les mécanismes qui pilotent le comportement d'une structure sandwich à l'impact [CHOI, 2006] [FAA/AR-99/49] [ANDERSON, 2000] [SCHUBEL, 2005-2007]. Plusieurs modes de rupture, représentés Figure II.12, ont été mis en évidence.



**Figure II.12 : Modes de rupture d'une structure sandwich à l'impact [FAA/AR-99/49]**

- I) Rupture en compression de la peau supérieure :
  - a) compression de la mousse et rupture en traction de la peau inférieure
  - b) rupture de la mousse en cisaillement
- II) Flambement de la peau supérieure
- III) Rupture de la mousse en cisaillement
- IV) Rupture en traction de la peau inférieure

Tout d'abord, l'effort généré par l'impacteur entraîne la flexion de la plaque. La plaque étant épaisse, les contraintes dues à la flexion sont importantes, ce qui peut entraîner la rupture en compression de la peau supérieure (modes Ia et Ib), le flambage de la peau supérieure (mode II) et la rupture en traction de la peau inférieure (mode IV).

De plus, dans ces différents cas, une fois le premier dommage apparu, une compression du matériau d'âme a lieu, ce qui entraîne la ruine de la structure.

Enfin, il est possible que l'effort généré par le projectile ne suffise pas à entraîner le flambage ou la rupture des peaux, mais soit suffisant pour créer un cisaillement capable d'entraîner la rupture de l'âme (mode III).



#### *II.2.1.3.2. Influence des paramètres de l'âme*

Kim [KIM, 1992] et Madenci [MADENCI, 2000] ont constaté expérimentalement que plus la densité de l'âme augmente, plus le seuil d'endommagement et la force maximale de contact sont importants. Ainsi pour un matériau d'âme plus dense, on aura une aire délaminiée plus faible pour la même quantité d'énergie absorbée.

L'âme des structures sandwich peut être de deux types différents : en mousse ou en nid d'abeille. Il existe de grandes différences de comportement entre ces deux types de matériaux.

Aminanda [AMINANDA, 2004] a étudié dans sa thèse les structures sandwich en nid d'abeille. Pour lui, l'épaisseur des parois est évidemment le paramètre qui intervient directement au niveau du flambement des cellules. Pour Williamson [WILLIAMSON, 1994], la hauteur a des effets très importants. Lorsqu'elle augmente, la rigidité de flexion augmente aussi et l'effort de contact maximum est augmenté ce qui est un effet de structure connu. Toutefois, l'augmentation de la force de contact maximale n'obéit pas uniquement à cet effet de structure car à profondeur indentée identique, elle est proportionnellement moins importante pour les sandwiches plus épais. En effet, les dégradations doivent être aussi pilotées par des effets locaux dans la peau.

#### *II.2.1.3.3. Influence du type de collage*

Le comportement à l'impact de structures sandwich (fibre de Verre/polyester/mousse PVC) et assemblées par différentes méthodes de collage a été observé par Imielinska [IMIELINSKA, 2008]. Pour réaliser ces plaques, la mousse et les faces ont été collées de trois manières différentes :

- en utilisant une colle haute densité (Crestomer 118-6PA) et une colle basse densité et haute résistance (Crestomer 1196-2PA) après cuisson des faces ;
- en collant la mousse et les peaux avant la cuisson grâce à une résine polyester Palatal U541TV-03.

Les résultats des essais permettent de voir que :

- les éprouvettes qui ont été collées avant la cuisson réagissent mieux à l'impact ;
- le type de collage ne modifie pas la valeur de l'effort d'initiation des délaminages ;
- les éprouvettes ayant été fabriquées avec de la colle montrent moins de délaminage sur la peau supérieure. Ceci peut s'expliquer par le fait que l'énergie va être absorbée plutôt par les microfissurations de la colle que par le délaminage de la peau.

Néanmoins, on constate expérimentalement que, de manière générale et quasi systématique, il y a rupture de la mousse parallèlement à la peau avant qu'il y ait un

décollement entre la peau et la mousse car la tenue de la colle est bien supérieure à la contrainte de rupture de la mousse.

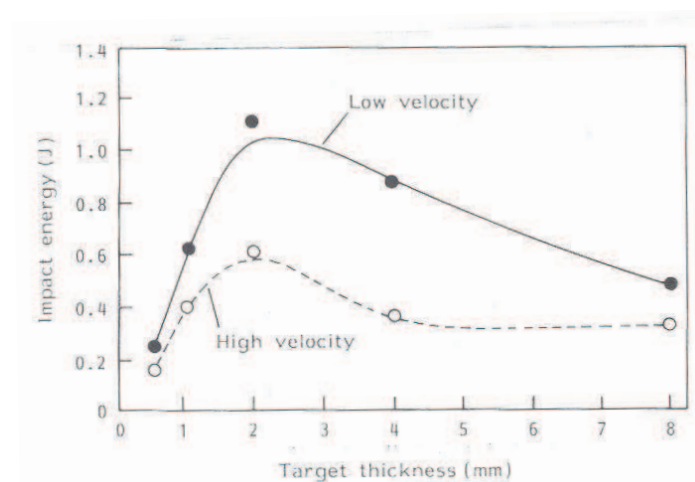
## **II.2.2. Impact à haute vitesse**

### **II.2.2.1. Différences haute et basse vitesse**

Cantwell [CANTWELL, 1989] a étudié les différences de comportement en fonction de la vitesse en comparant la réponse d'un stratifié à l'impact d'un projectile à haute et basse vitesse. Pour l'impact basse vitesse, un dispositif de poids tombant a été utilisé avec un impacteur de 680g lâché à plus de 2m. Pour l'impact à haute vitesse, un canon a été utilisé pour pouvoir propulser un projectile de 1g à des vitesses de l'ordre de 100 m/s.

Les résultats suivants ont été trouvés :

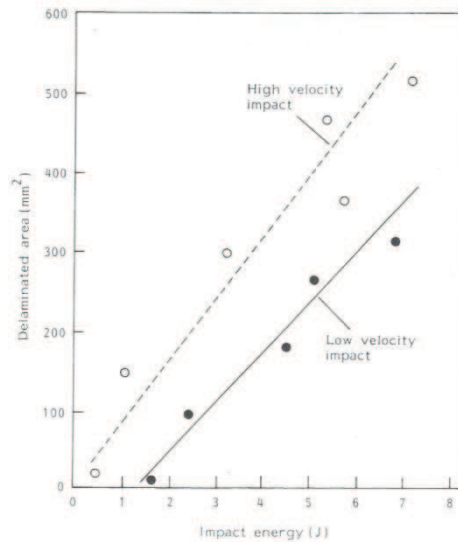
- Le premier dommage apparaît pour une énergie d'impact plus grande pour un impact basse vitesse que pour un impact haute vitesse (Figure II.13). Ce résultat semble logique, car lors d'un impact basse vitesse une plus grande partie de l'énergie est absorbée par la flexion de la plaque.



**Figure II.13 : Evolution de l'énergie d'initiation du dommage pour des impacts haute et basse vitesse**  
[CANTWELL, 1989]

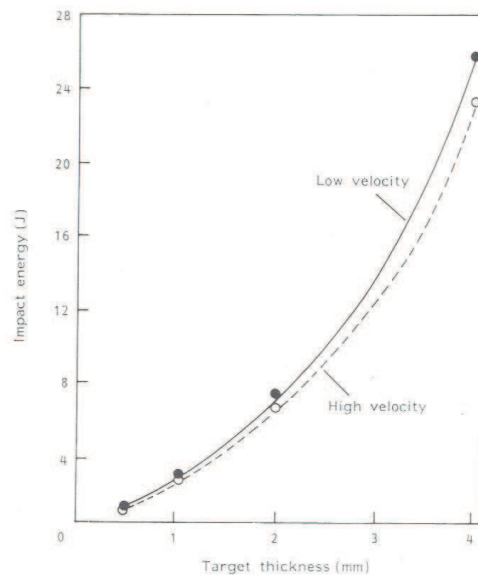
- Pour une même énergie d'impact, l'aire délaminée est plus grande pour un impact haute vitesse que pour un impact basse vitesse (Figure II.14), ce qui semble logique étant donné le résultat précédent.





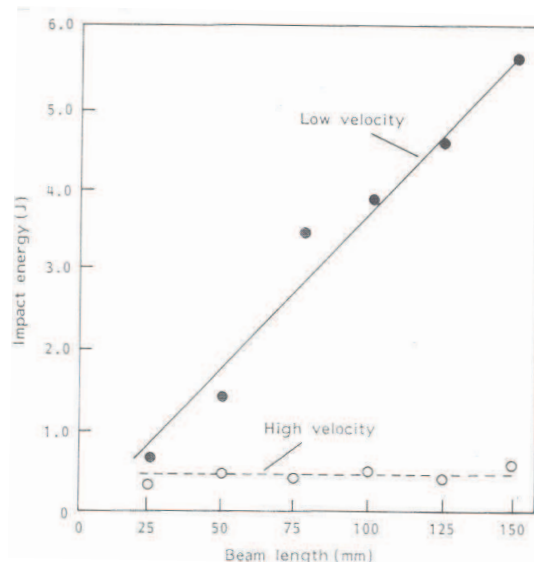
**Figure II.14 : Evolution de l'aire délaminée pour des impacts haute et basse vitesse [CANTWELL, 1989]**

- L'énergie d'impact au seuil de la perforation est légèrement plus grande pour un impact basse vitesse (Figure II.15).



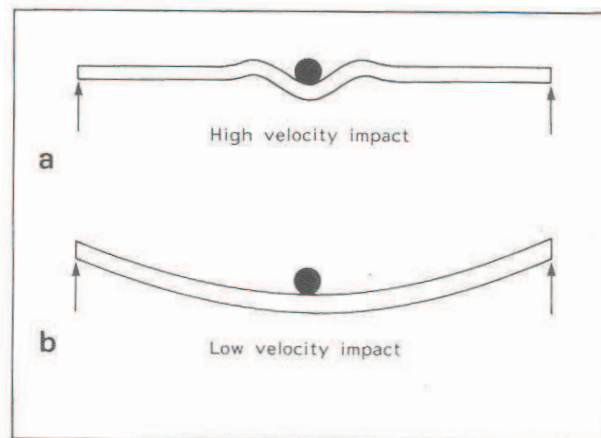
**Figure II.15 : Evolution de l'énergie de perforation pour des impacts haute et basse vitesse [CANTWELL, 1989]**

- Pour un impact haute vitesse, la valeur de l'énergie d'initiation du premier dommage ne varie pas quand la longueur de l'éprouvette augmente (Figure II.16). Cela montre que pour ce type d'impact on n'a pas d'effet de la structure. En effet, les ondes d'impact n'ont pas le temps d'aller chercher les conditions aux limites.



**Figure II.16 : Evolution de l'énergie d'initiation du dommage en fonction de la longueur d'éprouvette pour les hautes et basses vitesses d'impact [CANTWELL, 1989]**

- Pour un impact basse vitesse, la valeur de l'énergie d'initiation du premier dommage augmente linéairement quand la longueur de l'éprouvette augmente. Quand on écarte les appuis, on augmente la capacité de la structure à absorber de l'énergie en flexion. On peut remarquer aussi qu'en éloignant les appuis, le mode initial de rupture change : on passe d'une fissuration en cisaillement transverse à une rupture de la matrice de la face inférieure due à la flexion.



**Figure II.17 : Illustration de l'effet structure [CANTWELL, 1989]**

Ainsi, il est possible de donner deux différences fondamentales de comportement des plaques composites sous impact basse et haute vitesse.

La première différence est que, pour les impacts à basse vitesse, la structure a la possibilité d'absorber de l'énergie élastique, et donc la géométrie de l'éprouvette va modifier le comportement à l'impact, tandis que pour les impacts haute vitesse, on n'a pas d'effets de

la structure car la réponse à l'impact est locale et donc la taille de l'éprouvette n'influence pas le comportement.

La seconde différence est que, pour l'impact basse vitesse, les phénomènes d'endommagement sont très liés à la flexion de la plaque, tandis que pour l'impact haute vitesse, le mode de rupture dominant est le cisaillement.

#### II.2.2.2. Stratifié

##### *II.2.2.2.1. Influence de l'épaisseur*

Cantwell [CANTWELL, 1988] a mis en évidence dans son étude expérimentale l'influence de la variation de l'épaisseur sur la réponse à l'impact à haute vitesse d'une plaque en composite stratifié.

Premièrement, deux modes de rupture apparaissent suivant que la plaque est plus ou moins épaisse. Le premier mode de rupture est un mode de flexion, qui apparaît pour les plaques les plus fines. Dans ce cas là, les premiers dommages sont observés sur la face non impactée. Le second mode est le cisaillement qui est généré par les efforts de contact entre le projectile et la plaque apparaît pour les plaques les plus épaisses. Dans ce cas là, les premiers dommages sont observés sur la face impactée.

Deuxièmement, il existe une épaisseur optimale pour laquelle le niveau d'énergie seuil d'apparition des dommages est maximal, et donc pour laquelle le délaminage est moins important. Cette épaisseur correspond à l'épaisseur intermédiaire pour laquelle les premiers dommages apparaissent simultanément sur les deux faces de la plaque.

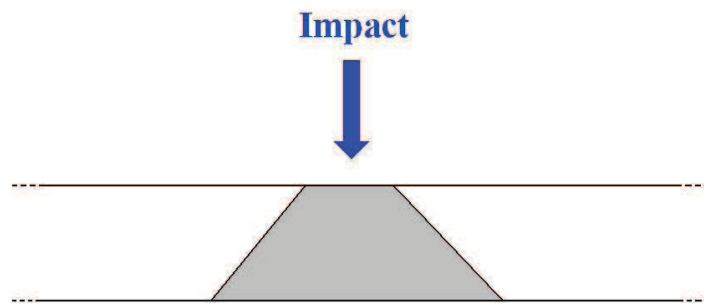
Troisièmement, on peut observer expérimentalement que le niveau d'énergie seuil de perforation augmente avec l'épaisseur de la plaque, ce qui est presque évident.

##### *II.2.2.2.2. Influence du drapage*

Hammond [HAMMOND, 2004], après avoir réalisé plusieurs essais sur des stratifiés unidirectionnels et quasi-isotropes  $[0 -45 45 90]_{2s}$  (drapage A) et  $[0 60 -60]_{3s}$  (drapage B) a trouvé que le mécanisme microstructural de déformation pour chaque empilement restait le même ; c'est-à-dire un cisaillement de la matrice suivi d'un décollement de l'interface matrice/fibre.

Néanmoins cette étude expérimentale permet de distinguer quelques différences.

Premièrement, l'auteur constate que, pour le drapage A, la forme du trou dû à la perforation de la plaque est rhomboédrique tandis que pour le drapage B elle est hexagonale. Dans les deux cas le diamètre du trou de sortie est plus grand que celui du trou d'entrée (Figure II.18).



**Figure II.18 : Schéma de la forme du trou selon l'épaisseur**

Deuxièmement, la zone de ruptures inter et intra laminaires n'a pas la même étendue pour les deux types de drapage. En effet pour le drapage A cette zone s'étend sur 10mm autour du trou tandis que pour le drapage B elle ne s'étend que sur 6mm. Ainsi, la plaque avec le drapage A voit une plus grande propagation du dommage que la plaque avec le drapage B.

Une conséquence directe de ce résultat est que le drapage A permet plus d'absorption d'énergie que le drapage B.

#### *II.2.2.2.3. Influence des fibres*

Tanabe [TANABE, 2003] a étudié l'impact haute vitesse (150m/s à 314m/s) sur des plaques stratifiées fabriquées avec trois types de fibres ayant toutes des rigidités différentes en traction. Les résultats des essais montrent que la rigidité des fibres utilisées n'est influente que pour les fibres situées du côté opposé à l'impact. Le fait de changer les propriétés des fibres dans la partie la plus proche de l'impact ne modifie pas le comportement de l'éprouvette.

Il est observé que pour les fibres situées loin de l'impact dans l'épaisseur, une augmentation de leur rigidité permet d'augmenter la capacité de la plaque à absorber de l'énergie. Cela peut s'expliquer par le fait que la flexion engendrée par l'impact fait travailler les fibres de la face opposée à l'impact en traction. Elles emmagasinent alors une quantité d'énergie élastique qui augmente avec leur rigidité.

#### *II.2.2.2.4. Influence de la masse du projectile*

La masse de l'impacteur a une influence sur le comportement à l'impact. Comme le révèle Cantwell [CANTWELL, 1989] dans son étude expérimentale, pour un niveau d'énergie et une géométrie donnés, une variation de la masse du projectile modifie le seuil d'initiation du premier dommage, la surface délaminée et l'énergie de perforation.

Tout d'abord il remarque que l'énergie nécessaire pour initier le premier dommage augmente avec la masse du projectile. Ensuite, et dans la logique de ce qui vient d'être dit, la

surface délaminée est plus grande pour une masse de projectile plus faible. Enfin, les résultats expérimentaux montrent que l'énergie de perforation est plus faible pour les projectiles légers que pour les projectiles plus lourds.

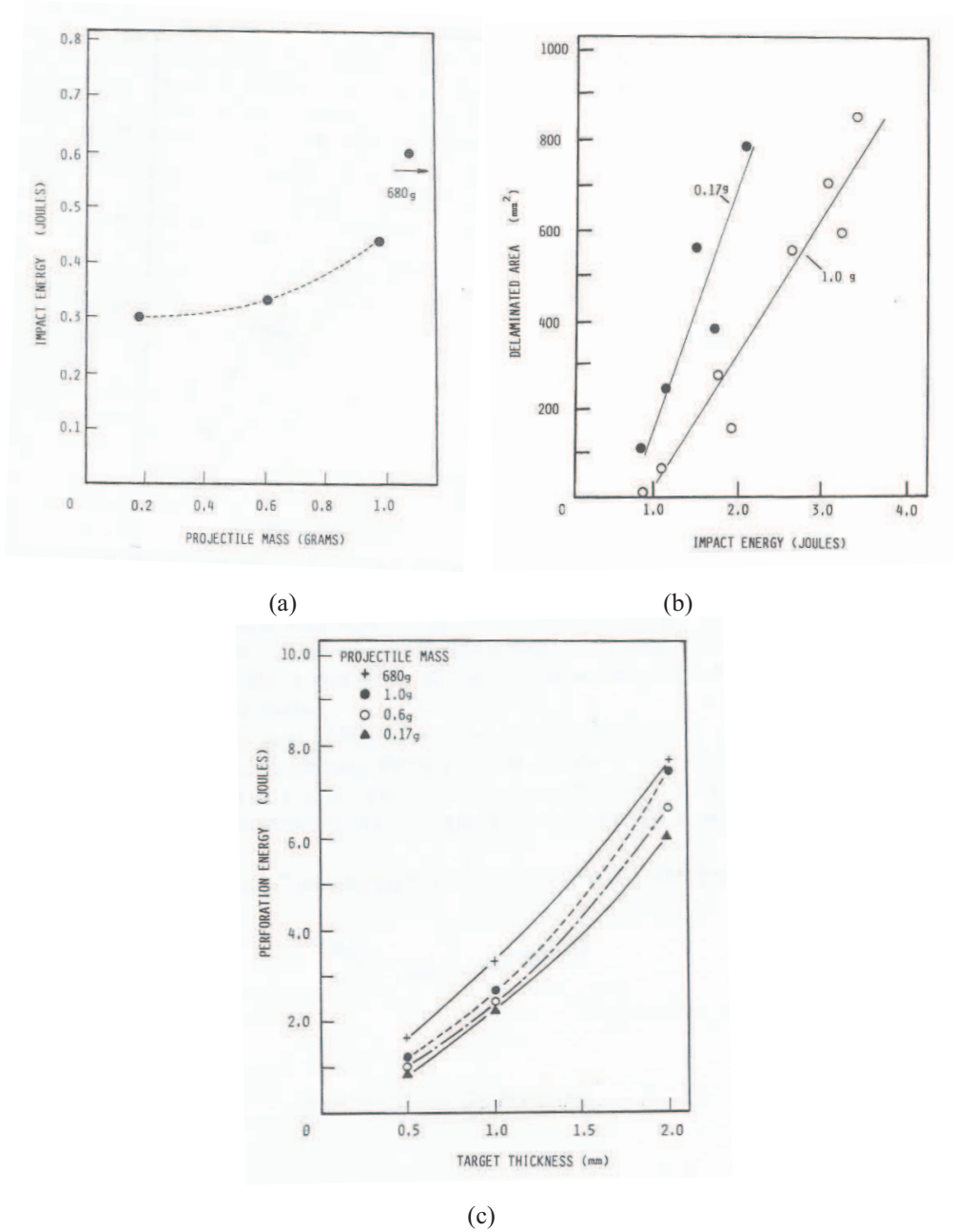


Figure II.19 : Influence de la variation de la masse sur l'énergie d'initiation du dommage (a), l'aire délaminée (b) et l'énergie de perforation (c) [CANTWELL, 1989]

### II.2.2.3. Tissus

#### II.2.2.3.1. Influence du type de tissage

De manière similaire au cas de l'impact sur tissu basse vitesse, le type de tissage détermine aussi le comportement de la plaque sous impact haute vitesse. En effet, une différence de comportement existe entre les tissus taffetas et les tissus satins, illustrés Figure II.20.

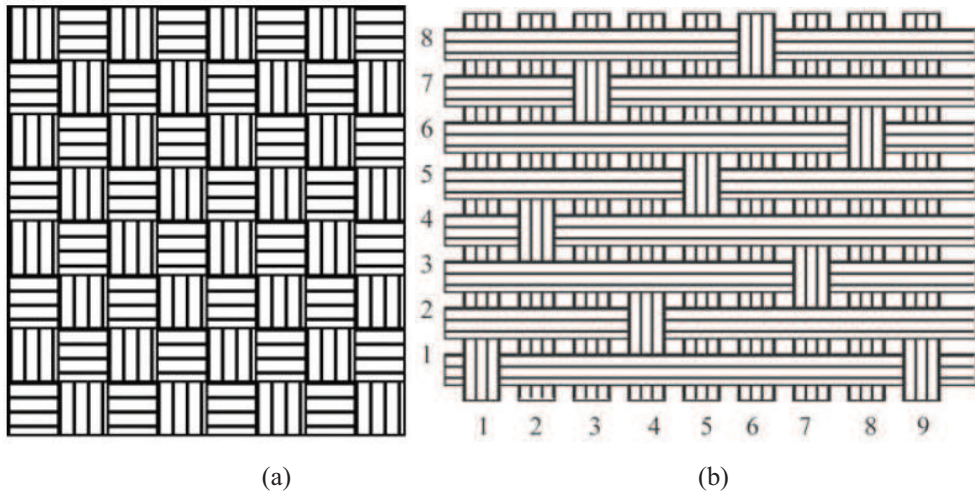


Figure II.20: (a) tissu taffetas - (b) tissu satin [HOSUR, 2004]

Hosur [HOSUR, 2004] a réalisé une série d'impacts sur ces deux types de plaques en composite tissu et a regardé leur comportement à l'impact. Il a été observé expérimentalement deux phénomènes.

Premièrement, il faut une vitesse d'impact plus élevée pour le tissu taffetas pour que le projectile commence à pénétrer dans la plaque.

Deuxièmement, les images type C-scan post impact des plaques impactées (Figure II.21) montrent clairement que les éprouvettes tissus satins ont une zone endommagée plus grande.

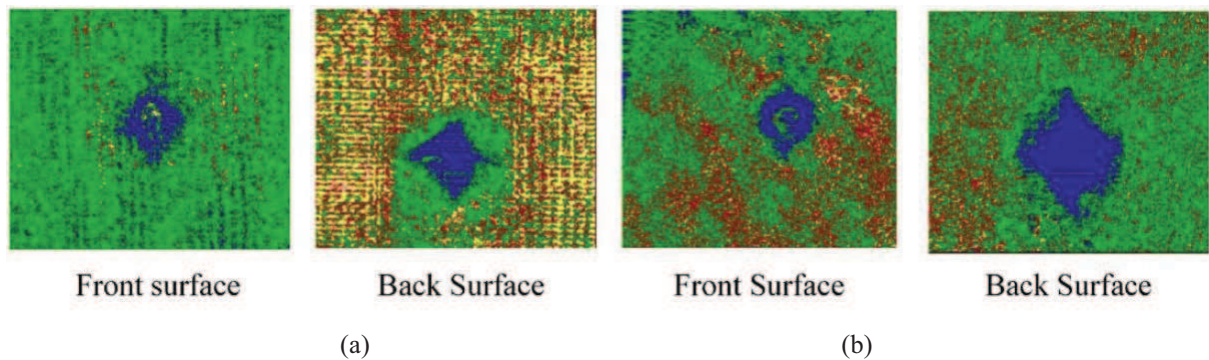


Figure II.21 : C-scans pour des plaques en tissu taffetas (a) et tissu satin (b) [HOSUR, 2004]

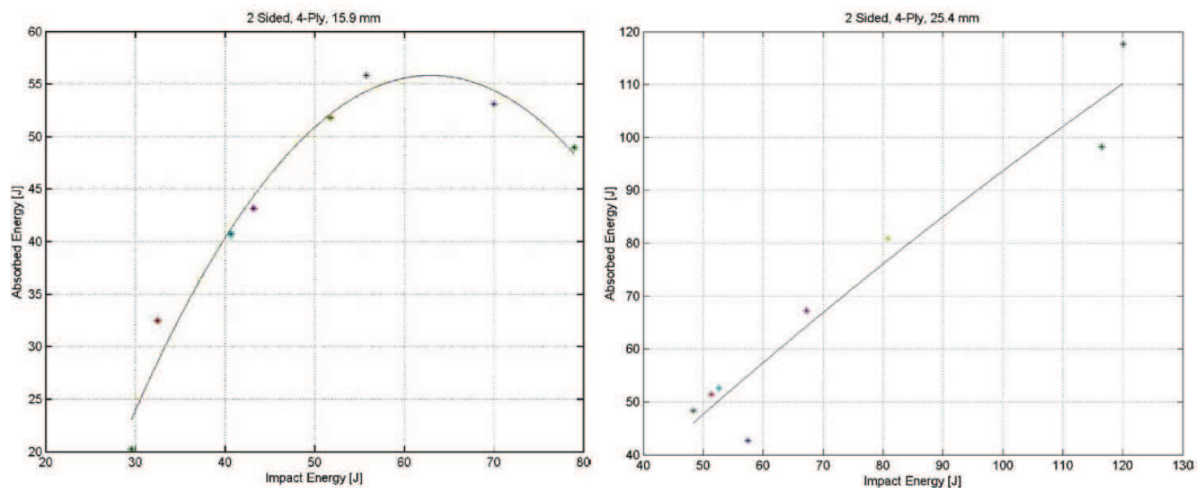


#### II.2.2.4. Sandwich

##### *II.2.2.4.1. Influence de l'épaisseur de mousse*

Christopherson [CHRISTOPHERSON, 2005] a regardé, grâce à une étude expérimentale, l'influence de l'épaisseur de la mousse d'une plaque composite sandwich sur son comportement à l'impact. Ainsi, trois types de plaques ont été testés : une épaisse de 25,4 mm, une épaisse de 15,9 mm et une sans mousse, les peaux étant pour chaque éprouvette composées de 4 plis de tissus carbone imprégné de résine époxy. Des tests de Compression Après Impact ont aussi été effectués pour regarder la perte de résistance de chaque plaque.

Ces essais ont permis d'observer que plus l'épaisseur de la mousse est importante, plus la structure sandwich absorbe de l'énergie et moins elle perd de résistance lors de l'impact (Figure II.22). En effet, cela peut s'expliquer par le fait que la mousse absorbe les ondes dues au choc et limite ainsi le délaminage dans les peaux.



**Figure II.22 : Courbes ( $E_a/E_i$ ) pour deux plaques sandwich d'épaisseur de mousse différente  
[CHRISTOPHERSON, 2005]**

#### II.2.3. Conclusion

Cette étude bibliographique a permis de voir l'état des connaissances actuelles au sujet de l'impact haute ou basse vitesse sur plusieurs types de plaques en composite.

Il ressort de cette étude que les recherches les plus nombreuses sont sur les impacts à basse vitesse et que, dans ce cas, le comportement d'une plaque monolithique stratifiée est mieux maîtrisé.

En ce qui concerne les plaques monolithiques en tissu, leur comportement global est défini et l'influence de certains paramètres est dégagée. Néanmoins, il n'est pas possible de

décrire leurs mécanismes de dégradation sous impact aussi clairement que pour les plaques stratifiées.

Pour les structures sandwich, la différence de comportement s'explique par la présence de mousse ou d'un nid d'abeille. Ainsi, le comportement des peaux est sensiblement le même que si elles étaient seules, les paramètres influents concernant principalement l'âme.

Concernant les impacts à moyenne vitesse, il ressort que les études consacrées à ce sujet sont moins nombreuses. Néanmoins, la réponse des structures sous impact normal à grande vitesse est globalement identifiée et les différences de comportement entre les impacts à haute et basse vitesse ressortent clairement. Ces différences résident principalement dans la prise en compte de l'importance des phénomènes de cisaillement et de la vitesse de déformation.

Les structures stratifiées sont celles qui ont été l'objet de la majorité des études, tandis que pour les structures en composite tissé et sandwich, des inconnues, comme l'influence des matériaux ou des drapages, subsistent.

Ainsi, un des objectifs de la campagne d'essai réalisée et présentée dans la partie suivante concerne l'étude de l'influence de différents paramètres que sont le type de fibres, le type de résine, le type de matériau d'âme, la séquence de drapage et le type de peau de la structure sandwich.



## II.3. Étude expérimentale

### **II.3.1. Introduction**

Cette étude expérimentale a trois objectifs principaux :

- comprendre les mécanismes de dégradation pour un impact oblique ;
- caractériser le comportement à l'impact des différents constituants possibles, pour une structure sandwich industrielle ;
- réunir suffisamment de données expérimentales pour qualifier le modèle de calcul développé.

En accord avec l'industriel, différents paramètres ont été testés. Trois types d'essais ont été réalisés : un essai de poinçonnement quasi-statique, un impact normal au poids tombant et un impact oblique à haute vitesse.

De façon à limiter le nombre d'essais, une première étude sur les conditions expérimentales des impacts obliques a été effectuée. Cela a permis de définir, à partir des résultats obtenus pour différents angles d'impact et différentes vitesses sur une éprouvette de référence, les conditions expérimentales qui seront appliquées à l'ensemble des échantillons.

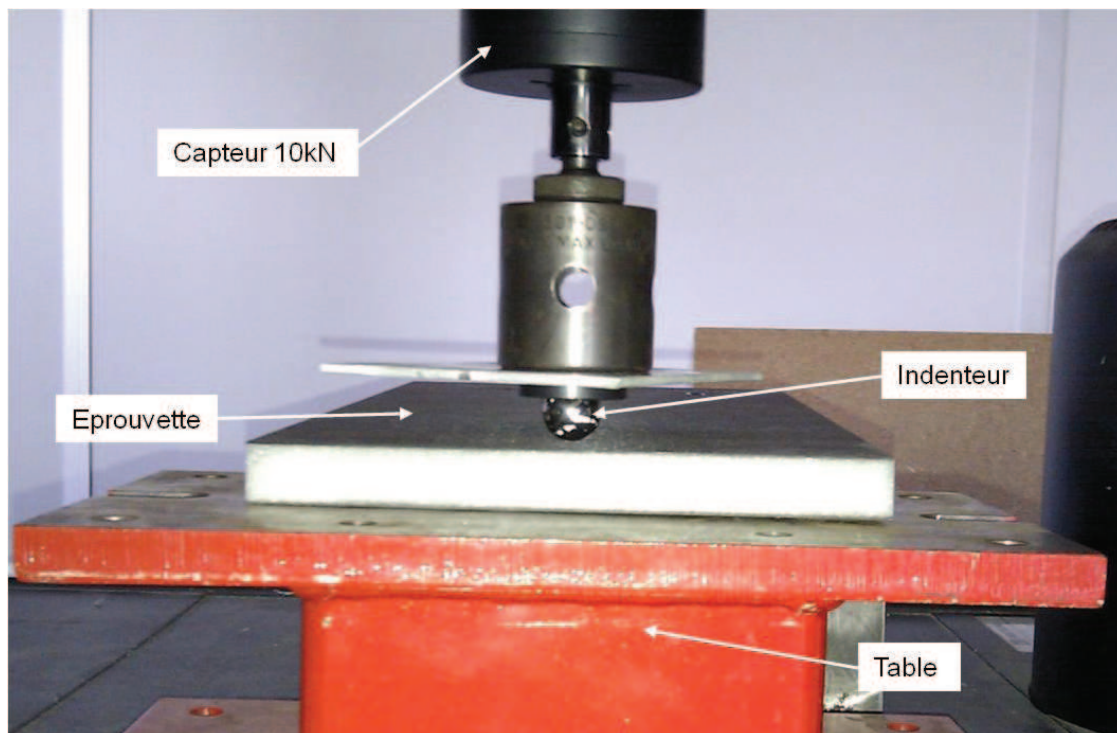
Ensuite, dans un objectif d'optimisation, différents paramètres matériaux et structuraux ont été testés.

### **II.3.2. Moyen et type d'essais réalisés**

#### **II.3.2.1. Indentation statique**

Afin de mieux comprendre le comportement et les phénomènes d'endommagement des structures étudiées, des essais d'indentation normale quasi statiques ont été réalisés. Pour cela une machine de traction-compression INSTRON équipée d'une cellule de mesure d'effort de 10 kN a été utilisée. Cette machine permet d'imposer un déplacement tout en mesurant l'effort exercé.

Pour cette campagne d'essais, les éprouvettes sont indentées à l'aide d'une bille en acier de 19 mm de diamètre. Chaque plaque est posée sur la table sous l'indenteur (Figure II.23).



**Figure II.23 : Indentation statique d'une plaque avec une bille**

Le poinçonnement est effectué à une vitesse fixe de 2 mm/min. Pour chaque essai, l'effort de réaction de la plaque ainsi que le déplacement de la bille sont enregistrés.

#### II.3.2.2. Impact poids tombant

Des essais d'indentation à basse vitesse ont été réalisés. Un poids tombant équipé d'un impacteur hémisphérique de diamètre 19 mm a été utilisé pour poinçonner les plaques perpendiculairement. Celles-ci sont posées sur la table sous l'impacteur (Figure II.24).

La masse de l'impacteur est de 2 kg. Chaque éprouvette est impactée avec des énergies de 5 et 10J, correspondant à des vitesses de 2,24 et 3,16 m/s. En ce qui concerne les mesures, le poids tombant est équipé d'un capteur d'effort piézoélectrique KISTLER de capacité 120 kN situé entre l'indenteur et la masse, ainsi que d'un capteur optique réglé pour connaître la vitesse de la masse juste avant l'impact (Figure II.25).

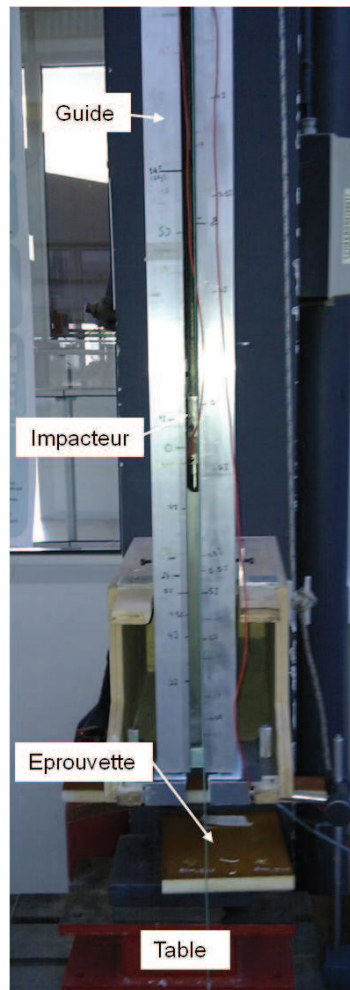


Figure II.24 : Installation de la tour de chute

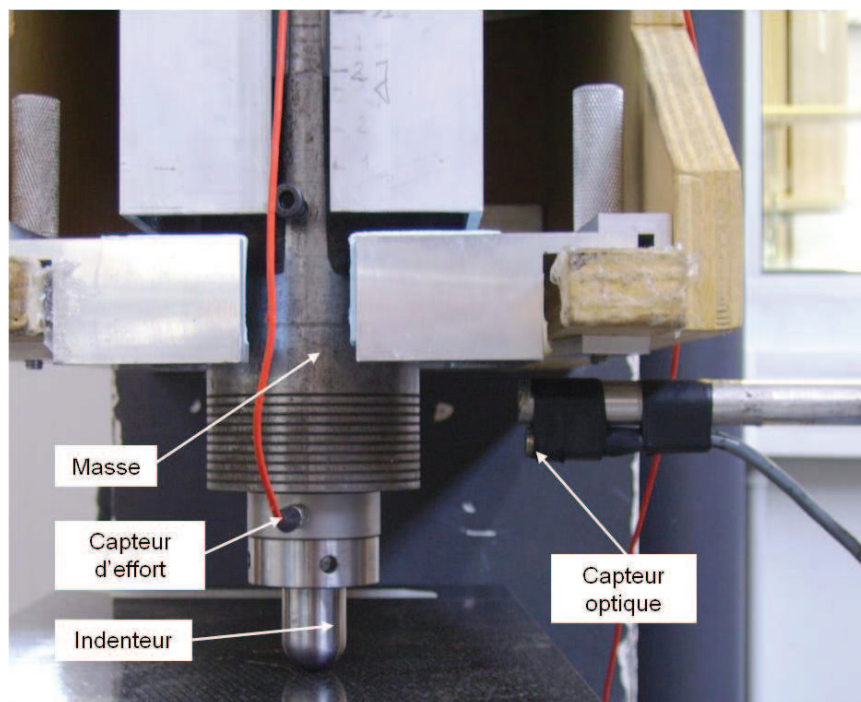


Figure II.25 : Poids tombant et dispositifs de mesure

À partir du capteur d'effort situé entre la masse et la tête de l'impacteur, il est possible d'obtenir la force réelle lors de l'impact ( $F_{impact}$ ) à partir de l'effort mesuré ( $F_{mes}$ ) et des masses de l'impacteur total ( $m_{impacteur}$ ) et de la tête de l'impacteur ( $m_{tête\_impacteur}$ ):

$$F_{impact} = \frac{m_{impacteur}}{m_{impacteur} - m_{tête\_impacteur}} F_{mes} \quad \text{Eq II.1}$$

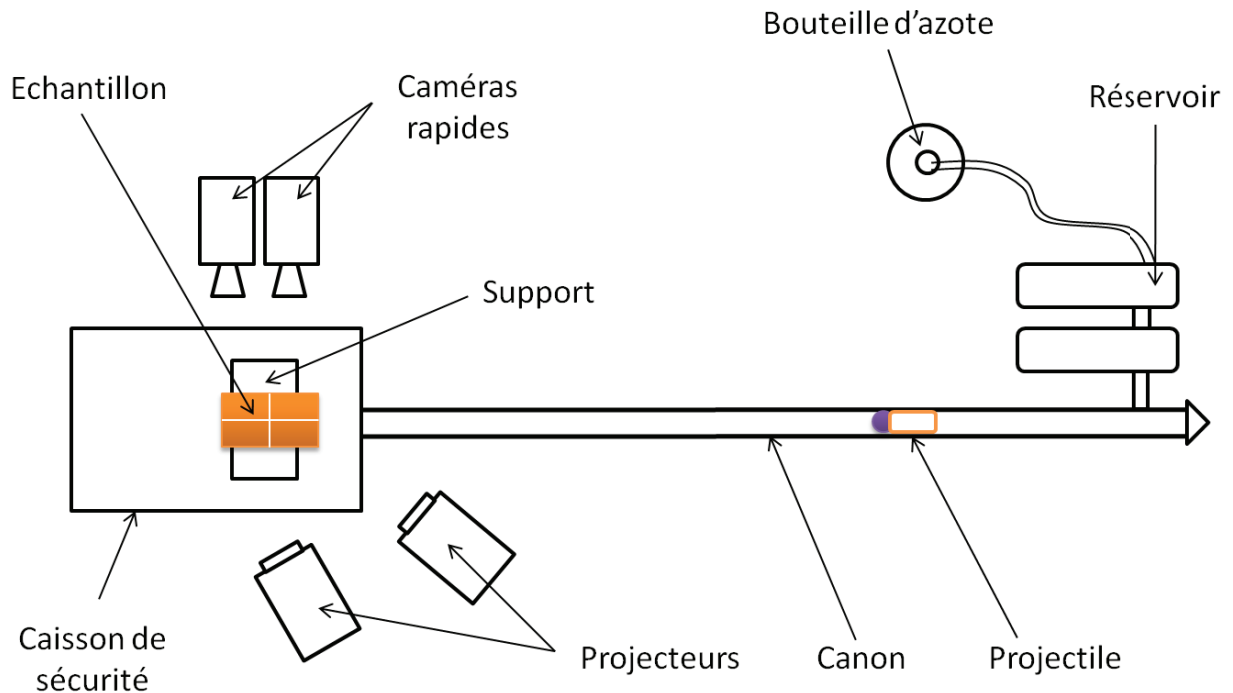
L'accélération de l'impacteur est obtenue en utilisant le Principe Fondamental de la Dynamique appliqué au poids tombant. La donnée de la vitesse avant impact permet ensuite, en intégrant deux fois cette accélération, d'obtenir le déplacement de l'indenteur en fonction du temps.

Il est alors possible d'obtenir, comme dans le cas d'indentation statique, la courbe de l'effort d'impact en fonction de la profondeur d'indentation.

#### II.3.2.3. Impact canon

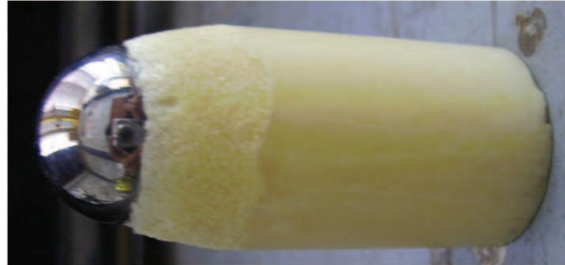
Enfin, des essais d'impacts obliques à haute vitesse ont été effectués. Pour cela un canon à gaz comprimé conçu au laboratoire a été utilisé. Deux réservoirs de 6 litres chacun sont reliés à un tube de 3 mètres de long et d'un diamètre intérieur de 30 mm. Ce dispositif permet la réalisation d'impacts à grande vitesse pouvant aller jusqu'à environ 150 m/s pour un impacteur d'environ 125 g.

La Figure II.26 décrit ce dispositif : le projectile est placé dans le tube et les réservoirs sont remplis jusqu'à la pression désirée pour l'impact. L'ouverture de l'électrovanne permet le tir.



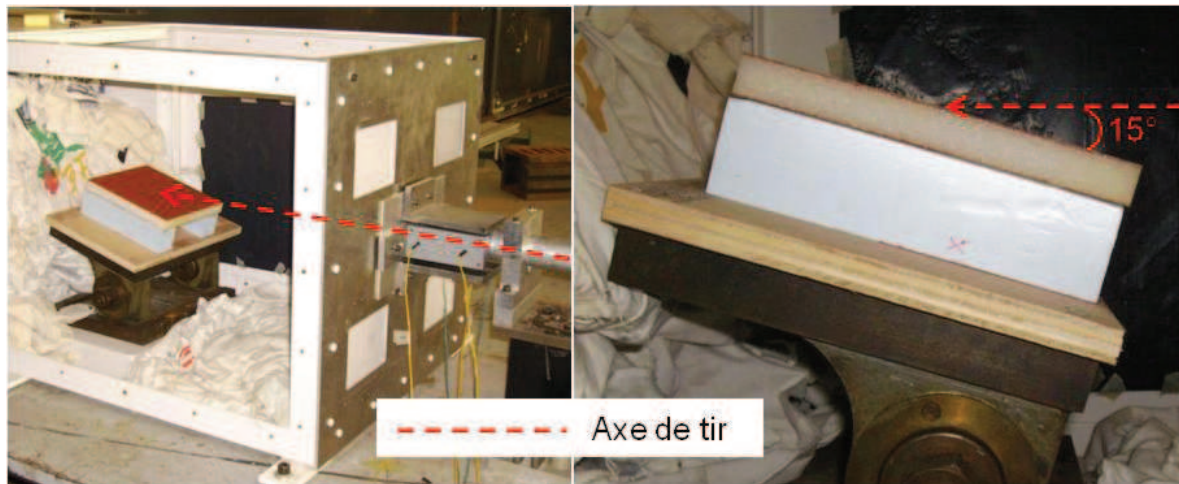
**Figure II.26 : Dispositif d'essai au canon à gaz comprimé**

Le projectile utilisé est une bille de 19mm de diamètre et de 28g. Elle est stabilisée à l'intérieur du tube du canon par un support en mousse polyuréthane (figure II.27).



**Figure II.27 : Projectile du canon à gaz comprimé**

L'éprouvette est posée sur une table inclinée d'un angle  $\alpha$  compris entre  $10^\circ$  et  $20^\circ$  par rapport à l'axe de tir. Des chiffons sont disposés dans le caisson derrière la plaque pour pouvoir freiner et récupérer le projectile. (Figure II.28)



**Figure II.28 : Définition de l'angle d'impact**

L'impact est filmé grâce à deux caméras rapides Fastcam Photron permettant d'enregistrer jusqu'à 120000 images par seconde. Pour les essais, la vitesse d'acquisition est de 50000 images par seconde, pour une résolution de 128 x 256 pixels.

### **II.3.3. Paramètres testés**

Cette étude expérimentale s'est déroulée en deux phases. Une première dans laquelle nous avons testé les conditions d'essai (positionnement de l'éprouvette et vitesse d'impact). Une seconde au cours de laquelle nous avons testé différents constituants potentiels de l'échantillon.

#### **II.3.3.1. Conditions expérimentales**

Lors d'un impact oblique, l'angle d'attaque du projectile est un paramètre important qui doit influencer la physique de l'endommagement. Ainsi, il est intéressant d'observer l'influence de cet angle sur la réponse de la plaque. Pour cela, une série de tirs a été effectuée sur des plaques identiques en faisant varier l'angle d'impact.

Quatre angles représentatifs de la position de la pale en vol sont choisis pour cette étude : 10°, 12,5°, 15° et 17,5°.

De plus, une campagne d'essai a été réalisée pour observer l'influence de la vitesse sur le comportement d'une structure sandwich de référence à un impact oblique. La gamme de vitesses balayée va de 29 m/s à 120 m/s. Cette campagne permettra de définir les vitesses utilisées pour la campagne expérimentale d'étude d'influence des paramètres matériaux.



### II.3.3.2. Paramètres matériaux

Tout d'abord, deux types de fibres ont été comparés : les fibres de verre (7781) et les fibres de carbone (G963).

Ensuite, cinq types de résine ont été testés. Il existe deux grandes familles de résines : les résines thermodurcissables et les résines thermoplastiques.

Les résines thermodurcissables peuvent se présenter sous différentes formes. La première, et la plus classique, est la forme préimprégnée. Dans cette étude, les résines 913 et M18 ont été testées. La deuxième forme de résine thermodurcissable, dont le comportement à l'impact a été observé est la résine d'injection RTM6 (Resin Transfer Moulding). Cette résine, plus liquide avant polymérisation, est injectée dans un moule de la forme de la pièce désirée contenant les fibres.

Pour les résines thermoplastiques, la réponse des résines PEEK et PEI est étudiée.

Enfin, trois types de matériaux d'âme ont été testés :

- Deux mousses Poly Uréthane (PU) ayant pour densité 65 kg/m<sup>3</sup> (PU65) et 80 kg/m<sup>3</sup> (PU80), une mousse Poly Ethyle Imine (PEI) à 80 kg/m<sup>3</sup> et la mousse Rohacell A51 à 51kg/m<sup>3</sup>.
- Le nid d'abeille (Nomex).
- La réponse de nid d'abeille rempli de mousse PU.

### II.3.3.3. Paramètres structuraux

Actuellement, les pales Eurocopter ont une peau constituée de deux ou trois plis de composite tissé. Néanmoins, il n'est pas exclu pour le développement des futures pales d'utiliser des nappes composite pour réaliser ces peaux. Ces deux types de peau ont été testés.

Comme le montre l'étude bibliographique, la disposition des plis les uns par rapport aux autres va modifier la répartition des contraintes dans la peau et ainsi modifier le comportement de la peau. De plus, dans le cas d'impact oblique, l'orientation du pli de surface par rapport à l'axe de tir est un paramètre à prendre en compte pour notre étude d'influence. La Figure II.29 montre une plaque dont les tissus de la peau sont orientés à  $\pm 45^\circ$ .



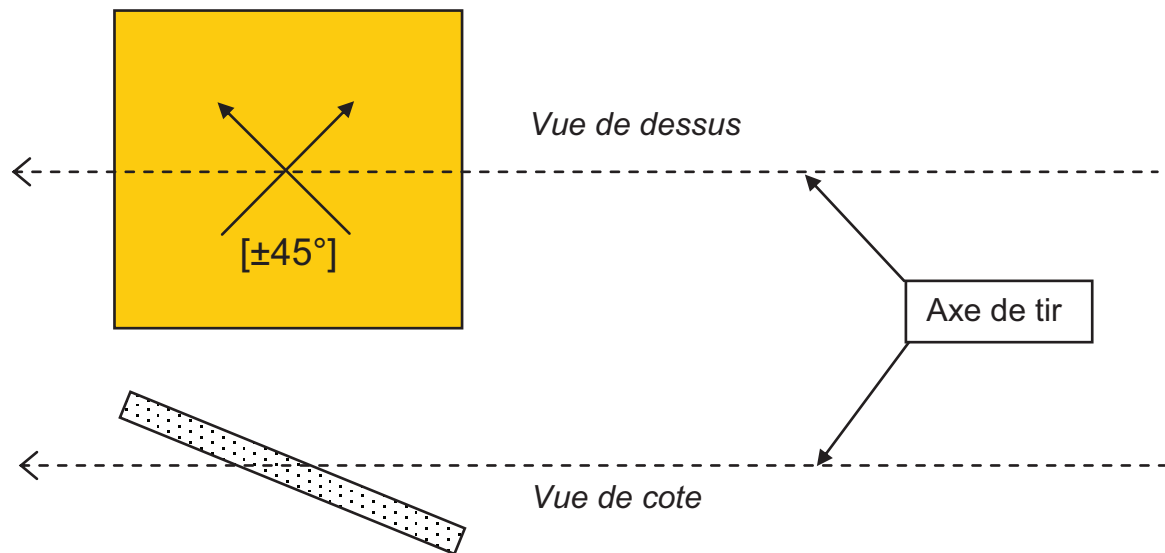


Figure II.29 : Exemple d'une peau orientée à  $\pm 45^\circ$

Ainsi, quatre drapages de peau sont comparés pour cette étude :  $[0^\circ-90^\circ]_2$ ,  $[\pm 45^\circ]_2$ ,  $[0^\circ-90^\circ/\pm 45^\circ]$  et  $[\pm 45^\circ/0^\circ-90^\circ]$ . Les deux premiers seront qualifiés de drapages non mixtes et les deux autres de drapage mixtes.

#### II.3.3.4. Présentation des éprouvettes

Pour réaliser cette campagne d'essais, 29 configurations de plaques ont été testées (Table II.1). Ces plaques ont été réalisées durant un séjour au Laboratoire des Matériaux et Procédés sur le site d'Eurocopter La Courneuve.

| Nom   | Drapage       | Résine | Fibre          | Ame                   |
|-------|---------------|--------|----------------|-----------------------|
| C1P1  | [±45°]2s      | 913    | 7781 (Verre)   | PU 65                 |
| C1P2  | [0-90°]2s     | 913    | 7781 (Verre)   | PU 65                 |
| C2P1  | [±45°]2s      | 913    | 7781 (Verre)   | PEI                   |
| C2P2  | [0-90°]2s     | 913    | 7781 (Verre)   | PEI                   |
| C3P1  | [±45°]2s      | 913    | G963 (Carbone) | PU 65                 |
| C3P2  | [0-90°]2s     | 913    | G963 (Carbone) | PU 65                 |
| C3P3  | [±45°/0-90°]s | 913    | G963 (Carbone) | PU 65                 |
| C3P4  | [0-90°/±45°]s | 913    | G963 (Carbone) | PU 65                 |
| C4P1  | [±45°]2s      | 913    | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C4P2  | [0-90°]2s     | 913    | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C5P1  | [±45°]2s      | 913    | G963 (Carbone) | Nid d'abeille         |
| C5P2  | [0-90°]2s     | 913    | G963 (Carbone) | Nid d'abeille         |
| C6P1  | [±45°]2s      | 913    | G963 (Carbone) | Nid d'abeille +Mousse |
| C6P2  | [0-90°]2s     | 913    | G963 (Carbone) | Nid d'abeille +Mousse |
| C13P1 | [±45°]2s      | M18    | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C13P2 | [0-90°]2s     | M18    | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C14P1 | [±45°]2s      | M18    | G963 (Carbone) | Nid d'abeille         |
| C14P2 | [0-90°]2s     | M18    | G963 (Carbone) | Nid d'abeille         |
| C15P1 | [±45°]2s      | 913    | G963 (Carbone) | PU 80                 |
| C15P2 | [0-90°]2s     | 913    | G963 (Carbone) | PU 80                 |
| C22P1 | [±45°]2s      | PEEK   | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C22P2 | [0-90°]2s     | PEEK   | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C22P3 | [±45°]2s      | PEI    | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C22P4 | [0-90°]2s     | PEI    | G963 (Carbone) | PEI                   |
| C23P1 | [±45°]2s      | RTM6   | G963 (Carbone) | Rohacell              |
| C23P2 | [±45°]2s      | RTM6   | 7781 (Verre)   | Rohacell              |
| C24P1 | [±45°]2s      | 913    | G963 (Carbone) | Rohacell              |
| C25P1 | [45°/-45°]2s  | 913    | G963 (Carbone) | PU 80                 |
| C25P2 | [0°]4s        | 913    | G963 (Carbone) | PU 80                 |

**Table II.1 : Liste des éprouvettes**

### **II.3.4. Influence des conditions expérimentales pour le canon**

#### **II.3.4.1. Influence de l'angle d'impact**

L'objectif de cette étude d'influence est l'analyse du comportement d'une plaque soumise à un impact oblique à 10°, 12,5°, 15° et 17,5° et à différentes vitesses.

Les deux types d'éprouvettes impactées sont constitués de deux peaux composées soit de deux plis de tissus en fibre de verre et résine 913, soit de deux plis de tissus en fibre de carbone et résine 913. Leur âme est en mousse Rohacell A51.

Le post traitement des essais au canon consiste à analyser les endommagements des plaques après impact (Figure II.30). Deux mesures sont effectuées :

- La surface de rupture définie par l'aire des dommages visibles (fissuration de la matrice, rupture de fibres)
- La surface de décollement définie par l'aire de décohésion entre la peau et la mousse.

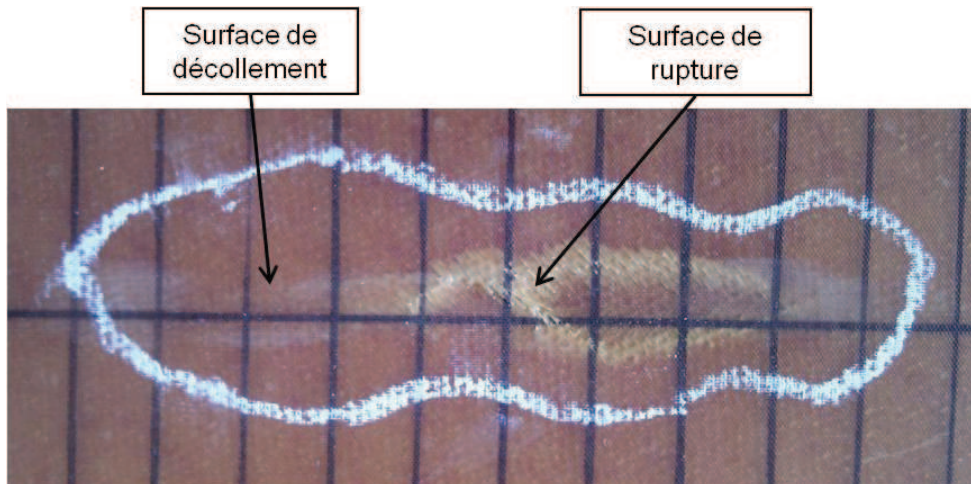


Figure II.30 : Surface de décollement et surface de rupture

La surface de décollement entre la peau et la mousse est obtenue par tapping. La précision de ce type de mesure a été validée en décollant la peau de l'âme et en mesurant la surface de mousse arrachée pendant l'impact aussi bien au niveau de la peau qu'au niveau de la mousse (Figure II.31).

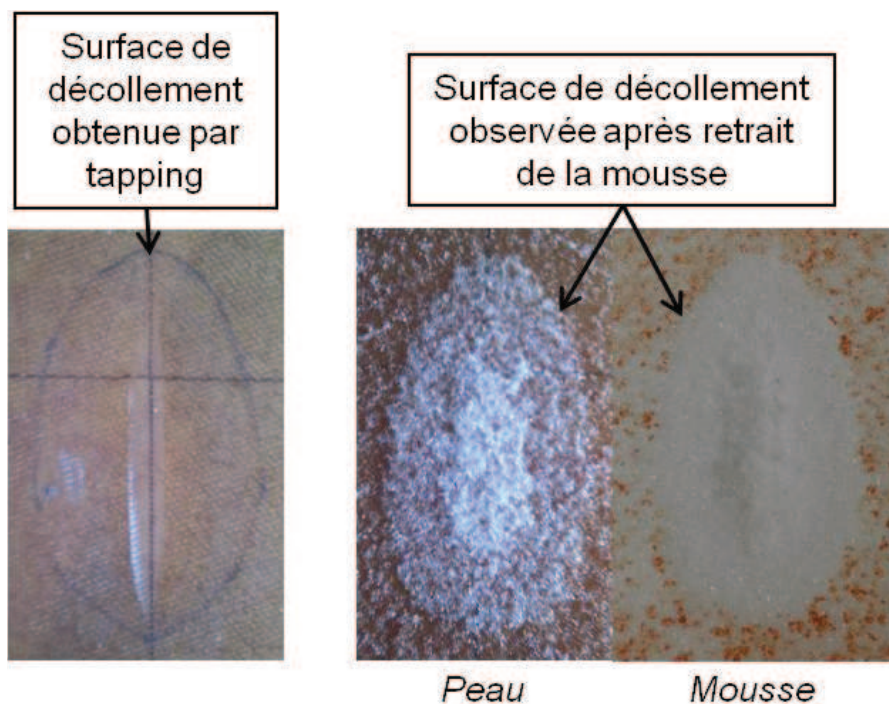


Figure II.31 : Contrôle de la précision de la mesure par tapping

La mesure de ces surfaces a été effectuée numériquement par traitement d'image.

D'autres techniques de mesure de dommages comme les rayons X ou encore les C-scans ont été testées. Néanmoins, elles n'ont pas permis d'obtenir des mesures exploitables du fait de la faible épaisseur de la peau et de la présence du matériau d'âme.

Cette étude a pour but d'analyser l'influence de l'angle de l'éprouvette sur son comportement à l'impact. Des différences peuvent être mises en évidence à partir de l'observation des vidéos de l'impact. Les images enregistrées grâce à deux caméras rapides juxtaposées sont représentées sur les Figures II.32, II.33, II.34 et II.35 pour quatre impacts à  $10^\circ$ ,  $12,5^\circ$ ,  $15^\circ$  et  $17,5^\circ$  pour la même configuration d'éprouvette et pour une même vitesse d'impact de 82 m/s. L'utilisation de deux caméras synchronisées permet de gagner en précision d'image et en vitesse d'acquisition (50000 images/seconde) sans pour autant réduire le champ au point de rendre les enregistrements inexploitables.

Pour un impact à  $10^\circ$ , le contact de la bille avec la peau va générer une flexion très localisée de la peau de 2 mm (Figure II.32-3). La profondeur d'indentation reste assez faible et ne génère pas de rupture de fibres (Figure II.32-4 et II.32-5).

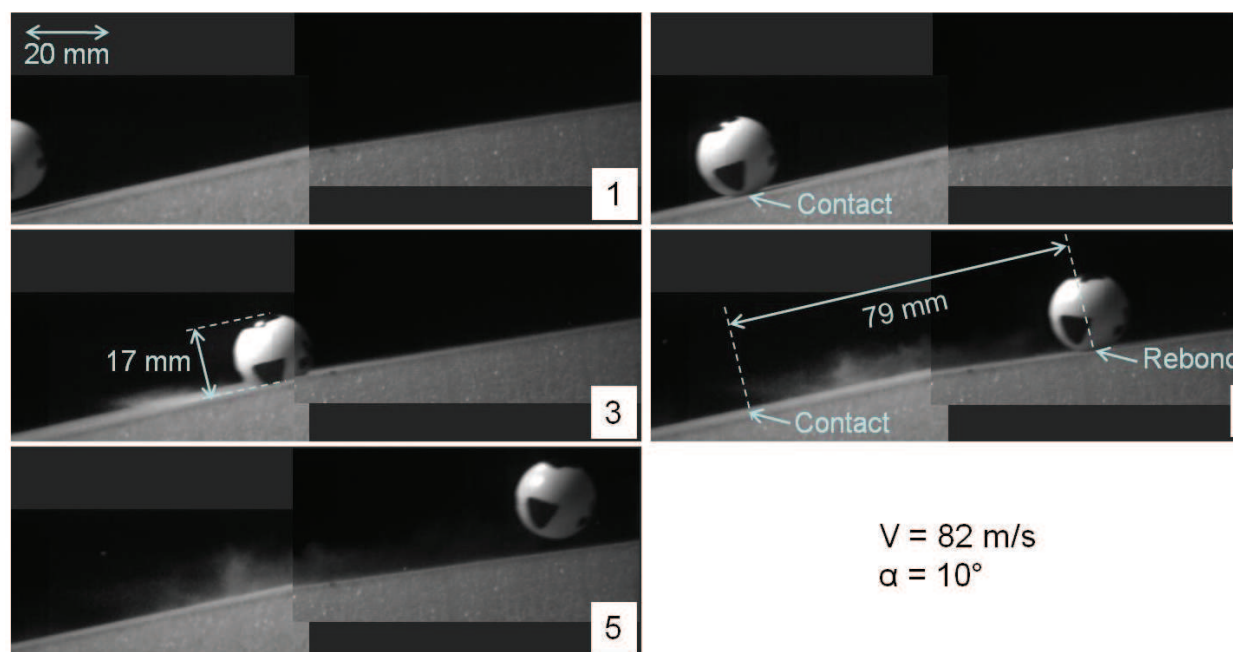


Figure II.32 : Images d'un impact à  $10^\circ$  pour une vitesse de 82 m/s

Pour un impact à  $12,5^\circ$ , on observe le même comportement que pour un angle de  $10^\circ$  (Figure II.33). La profondeur d'indentation de la bille est de 3 mm et génère un blanchiment de la résine sans entraîner de rupture de fibres. La longueur de contact est de 85 mm, ce qui est 7% plus grand que pour l'impact à  $10^\circ$ .

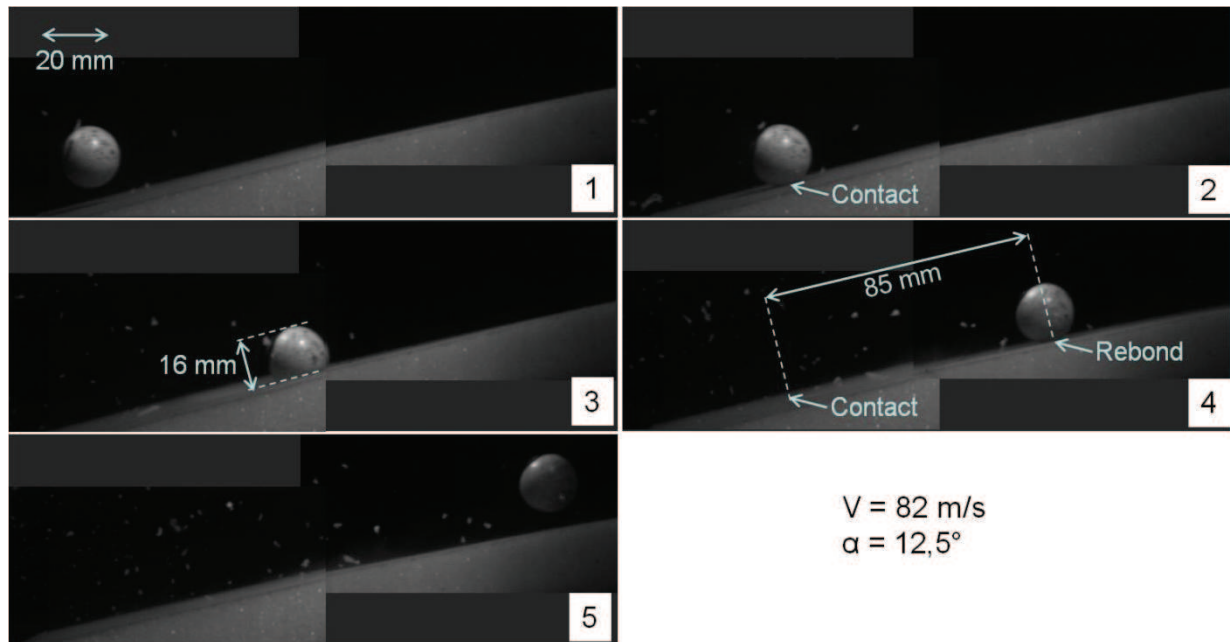


Figure II.33 : Images d'un impact à  $12,5^\circ$  pour une vitesse de 82 m/s

Lors d'un impact à  $15^\circ$ , la profondeur d'indentation de 5 mm (Figure II.34-3) va, cette fois, entraîner un endommagement de la résine couplée à une rupture de fibres. On remarque, de plus que la longueur de contact est de 92 mm.

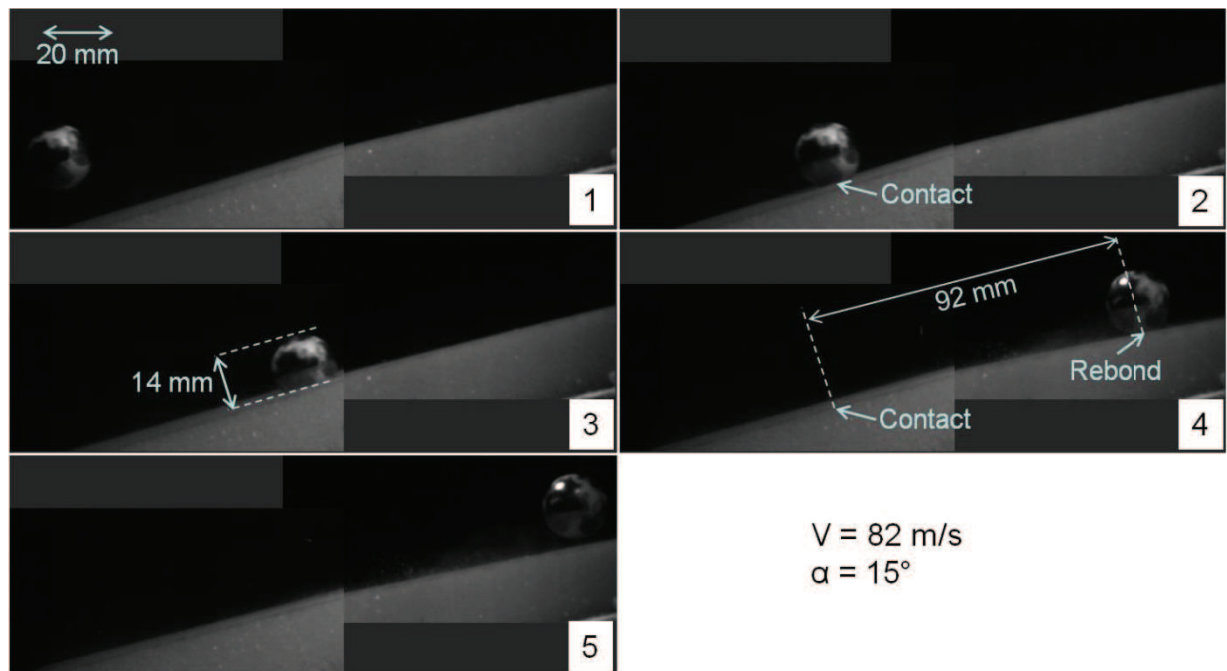


Figure II.34 : Images d'un impact à  $15^\circ$  pour une vitesse de 82 m/s

Enfin, lors d'un impact à  $17,5^\circ$ , la perforation de la peau par la bille est atteinte. La bille passe sous la peau et continue sa course dans le matériau d'âme (Figure II.35).



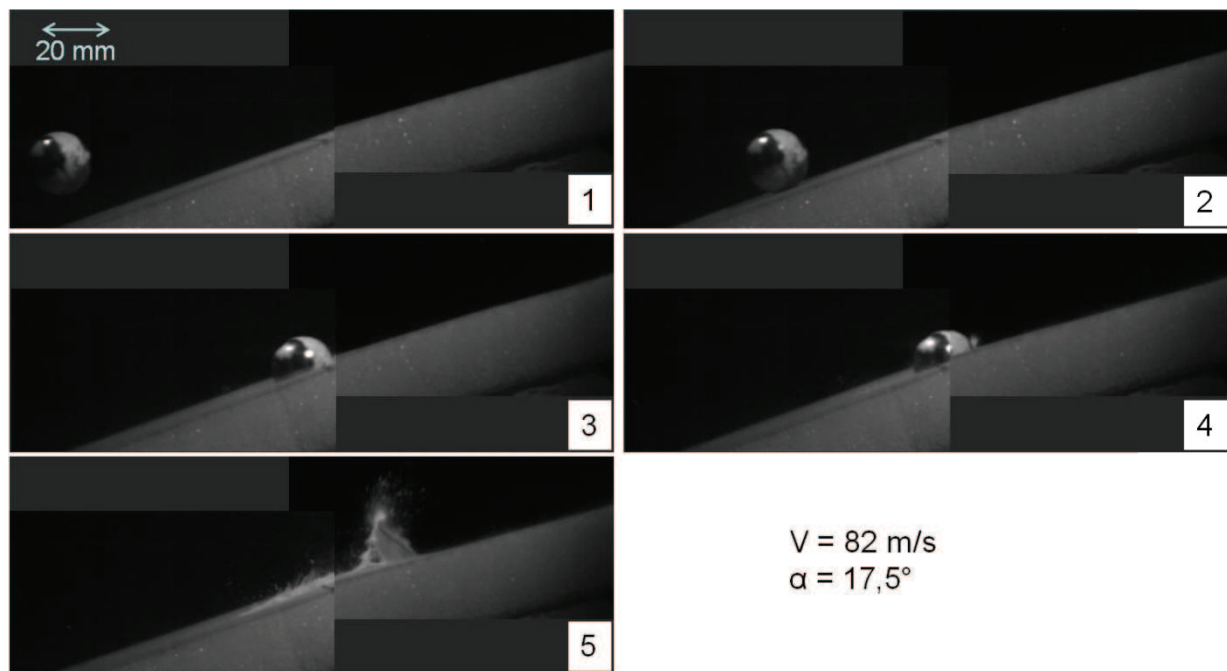


Figure II.35 : Images d'un impact à  $17,5^\circ$  pour une vitesse de 82 m/s

Cette différence de réponse de la structure sandwich pour différents angles à iso-vitesse est aussi relevée par l'analyse du revêtement des éprouvettes post impact (Figure II.36).

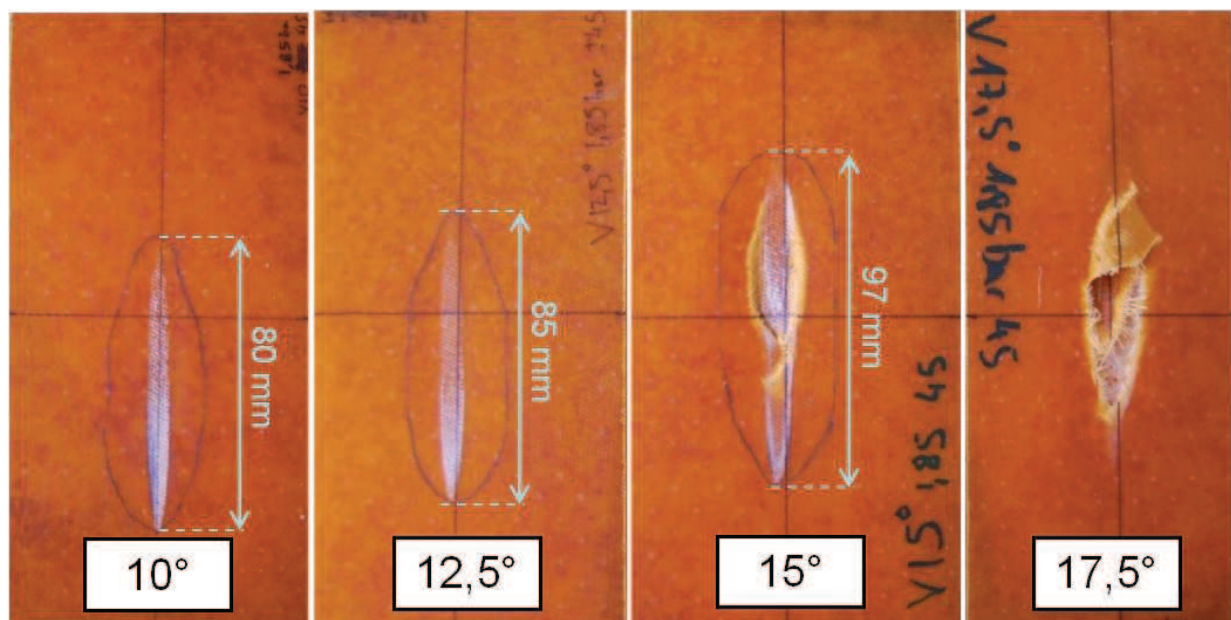


Figure II.36 : Faciès de rupture des éprouvettes impactées à  $10^\circ$ ,  $12,5^\circ$ ,  $15^\circ$  et  $17,5^\circ$

Un comportement analogue a été observé sur des éprouvettes dont les peaux sont composées de deux plis de tissus en fibre de carbone et résine époxy. La Figure II.37 donne pour ces deux configurations la vitesse minimale de l'impacteur nécessaire pour créer une rupture du pli.

Pour les éprouvettes en fibre de verre, la valeur de cette vitesse a été obtenue grâce à la réalisation de 6 essais par angle d'impact. Cette valeur est obtenue avec une précision de  $\pm 3$  m/s. On observe que l'apparition des ruptures se fait pour une vitesse d'impact de 110 m/s en moyenne quand l'inclinaison est de  $10^\circ$  et pour une vitesse de 90 m/s en moyenne quand l'angle d'impact est de  $12,5^\circ$ . Pour l'angle maximal de  $17,5^\circ$ , cette vitesse est en moyenne de 65 m/s, soit une énergie 65% plus faible pour une variation d'angle de  $7,5^\circ$ .

Pour les éprouvettes en fibre de carbone, 4 essais ont été réalisés par angle d'impact, ce qui a permis d'obtenir la vitesse minimale nécessaire à la rupture de fibres avec une précision inférieure à  $\pm 5$  m/s. Ces essais ont permis d'observer d'une part un comportement similaire aux éprouvettes en fibre de verre et d'autre part de mesurer une vitesse minimale à la rupture de fibres plus faible pour les éprouvettes en fibre de carbone (différences de l'ordre de 30% pour un angle de  $10^\circ$  et de l'ordre de 20% pour un angle de  $17,5^\circ$ ).

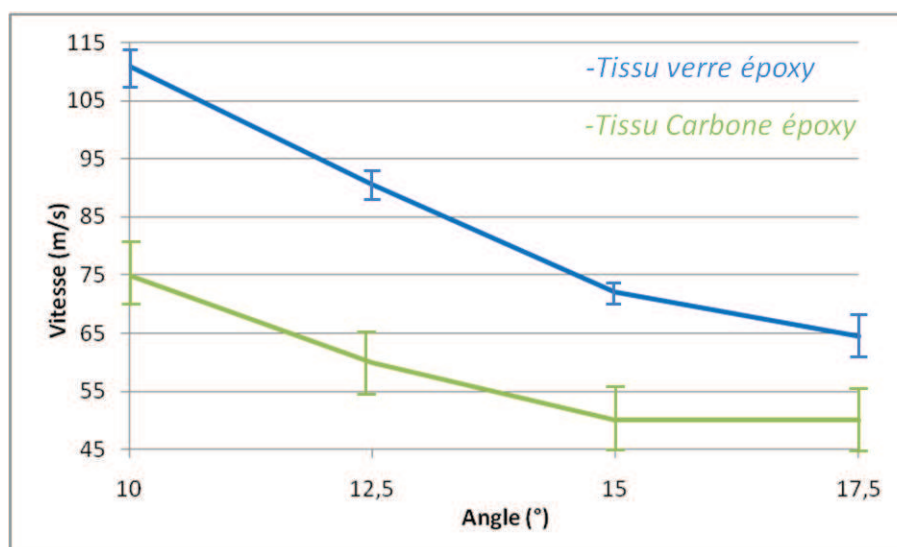


Figure II.37 : Evolution de la vitesse minimale nécessaire à la rupture en fonction de l'angle d'impact

L'évolution de la longueur de la zone de rupture de fibres en fonction de la vitesse d'impact et pour différents angles est maintenant observée (Figure II.38).

Tout d'abord, il est possible de retrouver les observations faites précédemment : on constate que plus l'angle est grand, moins la vitesse d'impact doit être élevée pour générer un endommagement.

Ensuite, on observe que pour une même vitesse, la longueur de rupture est plus grande pour les plaques orientées avec un angle plus grand. Pour une vitesse de 91 m/s, cette longueur est 20 % plus grande pour la plaque orientée à  $15^\circ$  par rapport à celle orientée à



12,5°. Ceci s'explique grâce à ce qui a été vu sur les vidéos : plus l'angle augmente, plus la longueur de contact entre la bille et la peau est grande.

Enfin, il est possible de remarquer que plus l'angle est grand, moins l'évolution de la longueur de rupture va dépendre de la vitesse. En effet, pour un angle de 17,5°, une augmentation de la vitesse de 18 m/s va provoquer un allongement de longueur de rupture de 2,3 cm. Pour un angle à 12,5°, la longueur de rupture augmente de 2,3 cm pour une variation de vitesse de 3 m/s seulement.

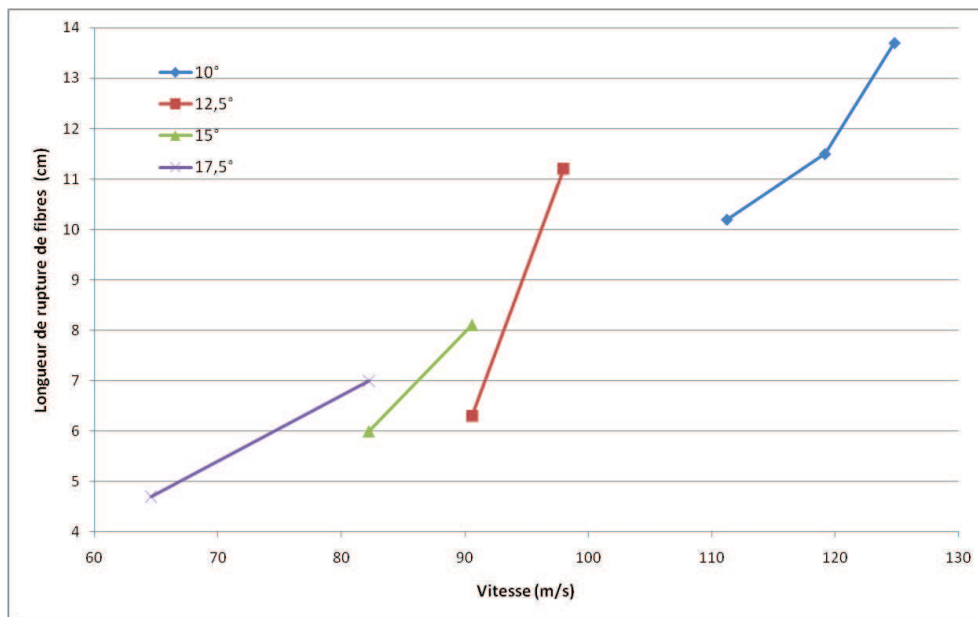


Figure II.38 : Evolution de la longueur de rupture en fonction de la vitesse et de l'angle d'impact

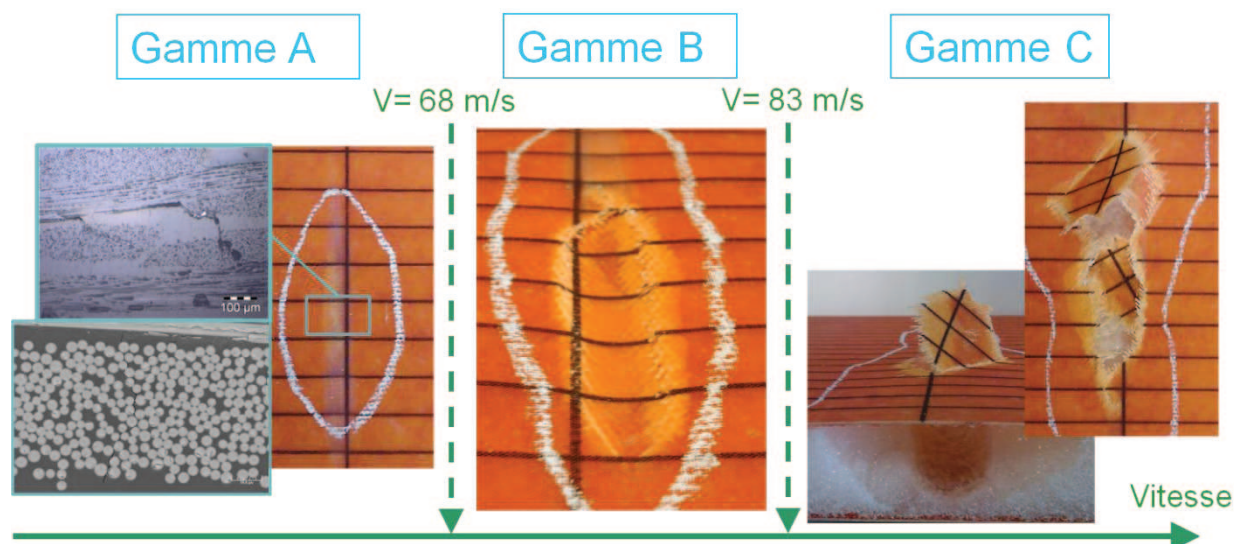
#### II.3.4.2. Influence de la vitesse d'impact

En s'appuyant sur les résultats des essais précédents, la vitesse d'impact apparaît comme étant un paramètre important dans la réponse des structures étudiées.

Ainsi, l'objectif de cette étude d'influence est l'analyse du comportement d'une plaque soumise à un impact oblique pour un angle fixé et à différentes vitesses. L'angle choisi est de 15°. À l'issue de cette série d'essais, la vitesse d'impact pour la campagne d'étude d'influence des paramètres matériaux et structuraux sera déterminée.

Les plaques impactées sont constituées de deux peaux formées chacune de deux plis de tissus en fibre de verre et résine 913 et d'une âme en mousse Rohacell A51.

Comme pour l'étude du comportement des éprouvettes en fonction de l'angle d'impact, la réponse d'une structure sandwich en fonction de la vitesse d'impact peut se diviser en trois gammes de vitesses, correspondant à trois types de dommages (Figure II.39).



**Figure II.39 : Trois types de comportement en fonction de la vitesse d'impact**

Les images, obtenues grâce à la caméra rapide, de la réponse des éprouvettes à un impact pour une vitesse située dans chaque intervalle sont données Figures II.40, II.41 et II.42.

La première gamme de vitesses étudiée (gamme A) est comprise entre  $27 \text{ m/s}$  et  $68 \text{ m/s}$ . Elle est caractérisée par un décollement entre la peau et la mousse, une indentation permanente, des fissurations de la résine et une absence de rupture de fibres. Une flexion localisée au niveau de la bille est observée mais elle n'est pas suffisante pour endommager la peau (Figure II.40).

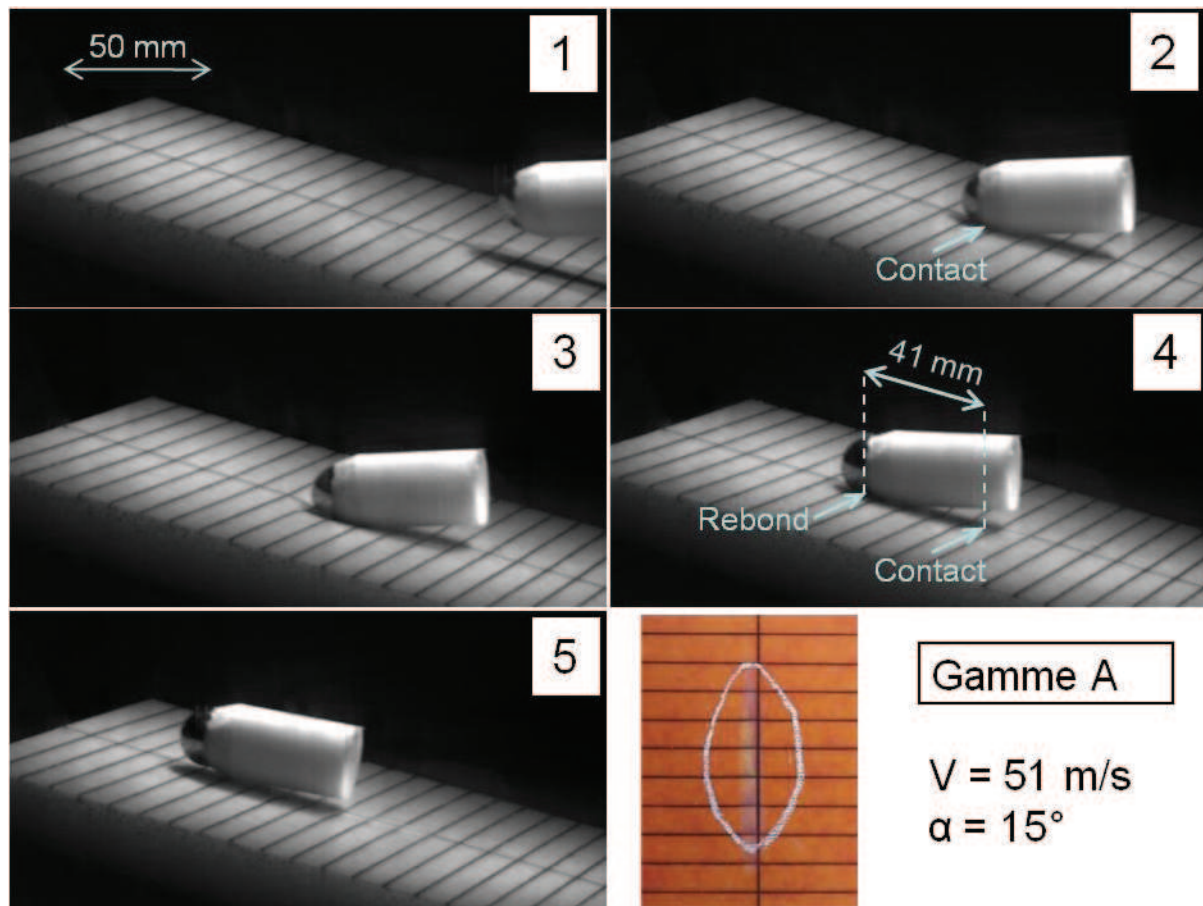


Figure II.40 : Images d'un impact à  $15^\circ$  pour une vitesse de 51 m/s

La deuxième gamme de vitesses étudiée (gamme B) est comprise entre 68 m/s et 83 m/s. Elle est caractérisée par un décollement entre la peau et la mousse, une indentation permanente, des fissurations de la résine et des ruptures de fibres. Lors de l'impact, la bille génère une flexion très localisée (Figure II.41-3). Aucune perforation n'est observée. Pour un impact à 75 m/s, la distance où la bille reste en contact avec la plaque est de 106 mm. Elle est plus grande de 60 % par rapport à un impact à une vitesse de 51 m/s.

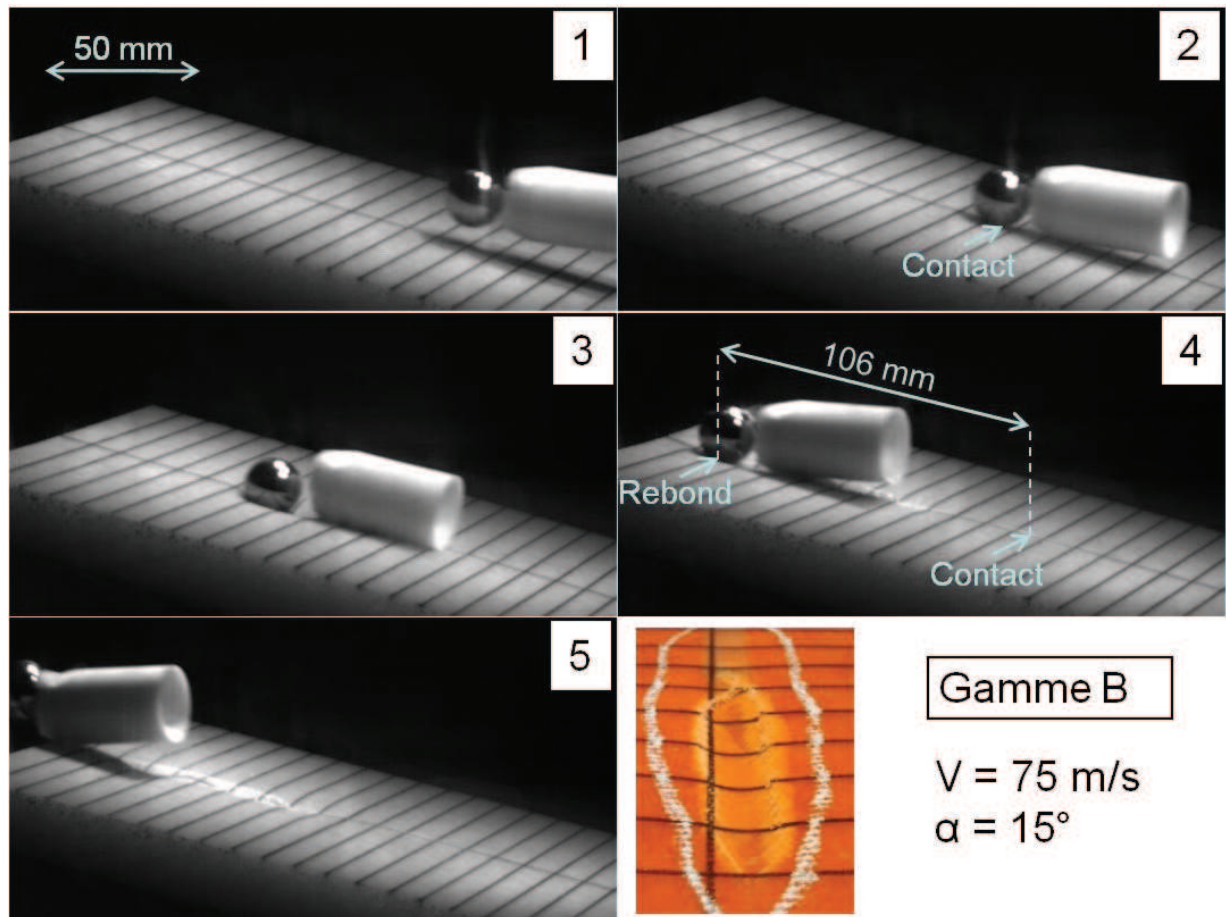


Figure II.41 : Images d'un impact à  $15^\circ$  pour une vitesse de 75 m/s

La troisième gamme de vitesses étudiée (gamme C) correspond aux vitesses supérieures à 83 m/s. Elle est caractérisée par la perforation de la peau supérieure. La bille passe ensuite sous la peau et continue à travers la mousse (Figure II.42-4 et II.42-5).



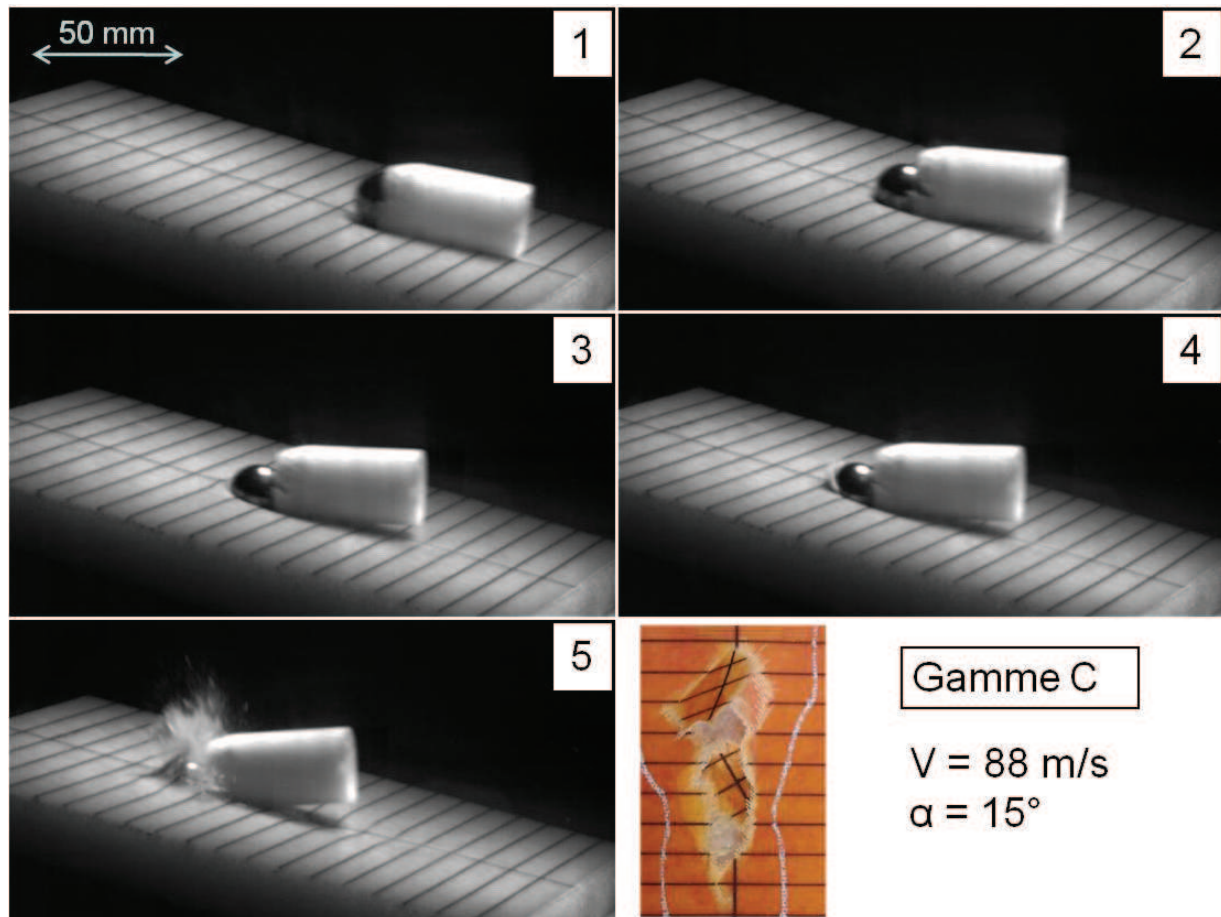


Figure II.42 : Images d'un impact à 15° pour une vitesse de 88 m/s

L'évolution de la surface de décollement entre la peau et la mousse en fonction de la vitesse est donnée Figure II.43. Cette courbe peut se diviser en trois parties correspondant aux trois gammes de vitesses définies précédemment.

Dans un premier temps, pour des vitesses allant de 27 m/s et 67 m/s, la surface de décollement augmente linéairement en fonction de la vitesse.

Ensuite, pour les vitesses de 68 m/s et 71 m/s, on observe localement une baisse de la surface de décollement par rapport aux valeurs de la fin de la gamme A. En effet, la gamme B étant caractérisée par la rupture des fibres de la peau, l'énergie nécessaire à l'endommagement des fibres ne pourra être utilisée pour décoller la peau de la mousse. Pour les dernières vitesses de cet intervalle, on observe une augmentation importante du décollement.

Enfin, pour la troisième partie de la courbe, il est impossible d'effectuer des comparaisons. En effet, pour la gamme C, la bille va pénétrer dans la mousse à travers la peau. Cela va provoquer des dommages importants de la mousse qui vont être détectés par tapping mais qui ne correspondent pas au phénomène de décollement peau mousse étudié jusqu'à présent.

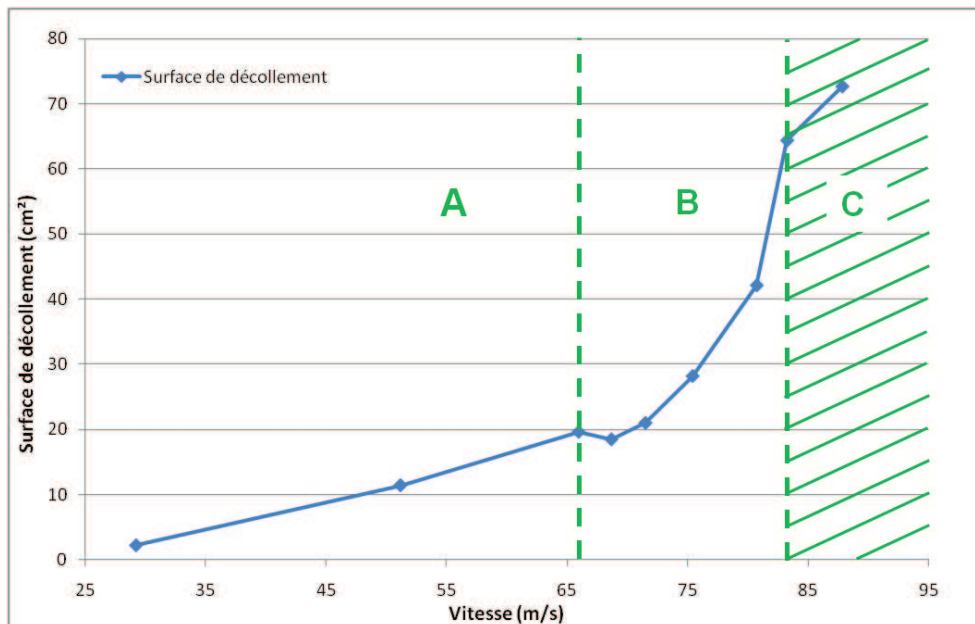


Figure II.43 : Evolution de la surface de décollement en fonction de la vitesse d'impact

De même, si on observe l'évolution de la surface de rupture de fibres en fonction de la vitesse d'impact (Figure II.44), il est possible de distinguer trois phases correspondant aux gammes de vitesse A, B et C. Premièrement, de 27 m/s à 67 m/s la surface de rupture de fibres générée par l'impact est nulle, ce qui est caractéristique de la gamme A.

Deuxièmement, pour des vitesses d'impact allant de 67 m/s à 83 m/s, on observe une augmentation linéaire de la surface de rupture de fibres.

Troisièmement, une baisse de surface de rupture est mesurée pour la vitesse de 88 m/s. Ceci s'explique par le fait qu'à cette vitesse, la bille transperce la peau et continue sa course dans la mousse.

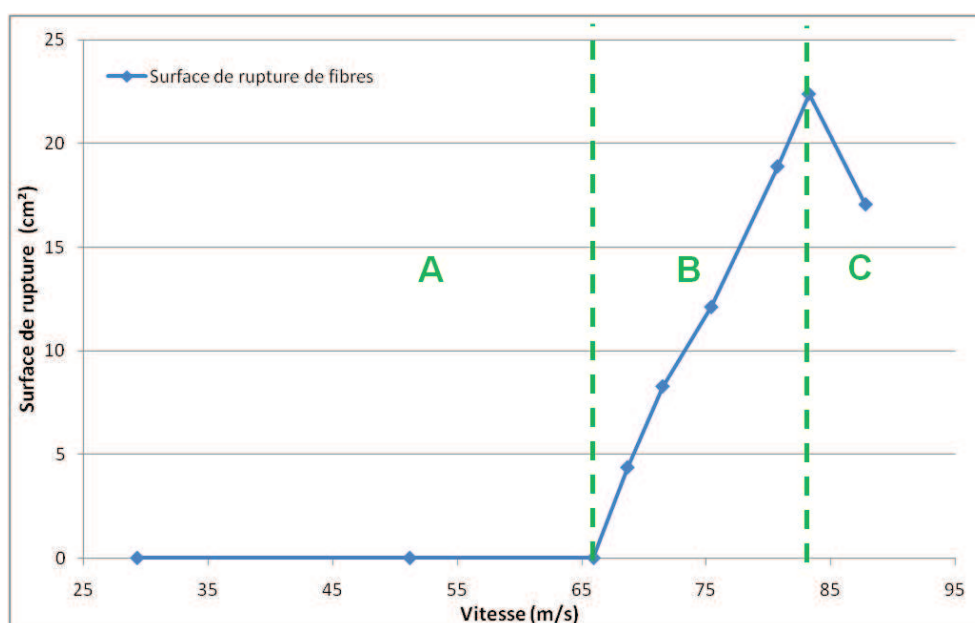


Figure II.44 : Evolution de la surface de rupture de fibres en fonction de la vitesse d'impact

#### II.3.4.3. Conclusions

L'étude des conditions expérimentales a révélé une dépendance forte de la réponse d'une structure sandwich à l'angle d'impact et à la vitesse du projectile. Une faible variation d'un de ces deux paramètres modifie la réponse de la plaque.

Pour effectuer la campagne d'étude d'influence, il a été décidé de se placer dans la gamme B afin de pouvoir observer et analyser la rupture des plis de la peau et le décollement entre la peau et la mousse sans pour autant que la bille ait perforé la peau.

Ainsi, l'angle de l'éprouvette a été fixé à 15° et la vitesse d'impact a été établie à 75 m/s pour la suite des essais.

### **II.3.5. Influence des matériaux**

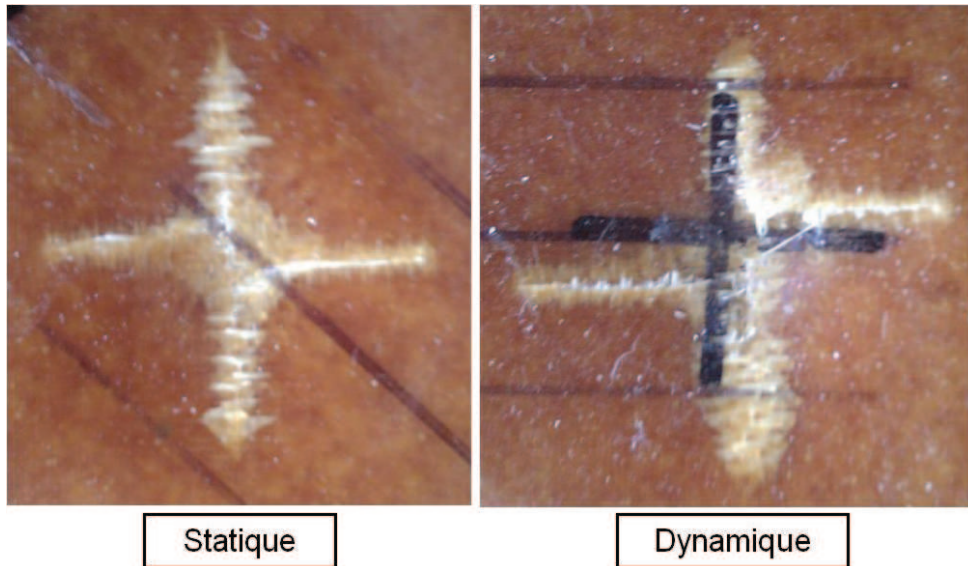
#### II.3.5.1. Fibres

L'étude d'influence des fibres a été réalisée à travers l'observation et la comparaison du comportement de deux types de fibre : la fibre de verre 7781 et la fibre de carbone G963.

##### *II.3.5.1.1. Indentation normale statique et poids tombant*

La réponse d'une structure sandwich au poinçonnement statique ou à l'impact à basse vitesse se caractérise par un faciès de rupture particulier. La Figure II.45 montre l'état de deux éprouvettes constituées de peaux en fibres de verre et résine 913 stabilisées par de la mousse PU 65 après une indentation statique et dynamique.





**Figure II.45 : Faciès de rupture d'une indentation statique et d'un impact au poids tombant**

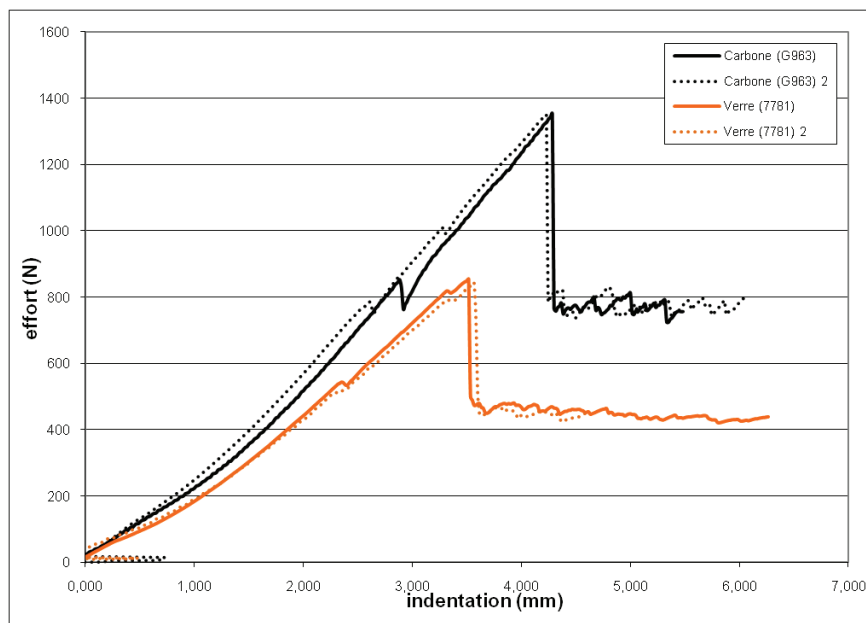
Dans les deux cas, la rupture de la peau se présente en forme d'une croix orientée suivant les fibres du tissu. Durant l'essai, la flexion locale engendrée par le poinçonnement de la peau va générer des contraintes de traction importantes sous l'indenteur. Elles vont mener, dans un premier temps, à l'endommagement de la résine et, dans un deuxième temps, à la rupture des fibres à cet endroit. Les fissures de la peau vont alors croître suivant l'orientation du tissu par ruptures successives des fibres en traction pour former la croix observée.

Le post-traitement des essais d'indentations statiques et dynamiques est effectué à travers l'analyse des courbes de l'effort appliqué sur l'indenteur en fonction du déplacement de celui-ci. Deux courbes sont représentées pour chaque configuration afin de montrer la répétabilité de ces essais.

Les courbes des essais quasi-statiques pour les plaques en fibres de verre et fibres de carbone sont représentées Figure II.46. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque éprouvette. Deux courbes sont représentées pour chaque configuration. On mesure en moyenne des écarts inférieurs à 5%.

Ces courbes sont séparées en deux phases représentatives des éprouvettes à l'indentation. La première est quasi linéaire et correspond au chargement de la peau. La pente est pilotée par la raideur locale (peau-mousse). On peut observer, lors de la mise en charge, pour une profondeur de 3 mm pour le carbone et 2,3 mm pour le verre, un « accident de pente » qui correspond à l'apparition de l'endommagement de la résine dans la peau. La fin de cette phase se caractérise par une brusque chute d'effort d'indentation qui correspond à la rupture des fibres de la peau. Elle a lieu pour une indentation de 4,3 mm pour le carbone et 3,5 mm pour le verre.

Sur la deuxième partie de la courbe, la stabilisation de l'effort est observée. Cela correspond à la pénétration de l'indenteur au travers de la peau dans la mousse.

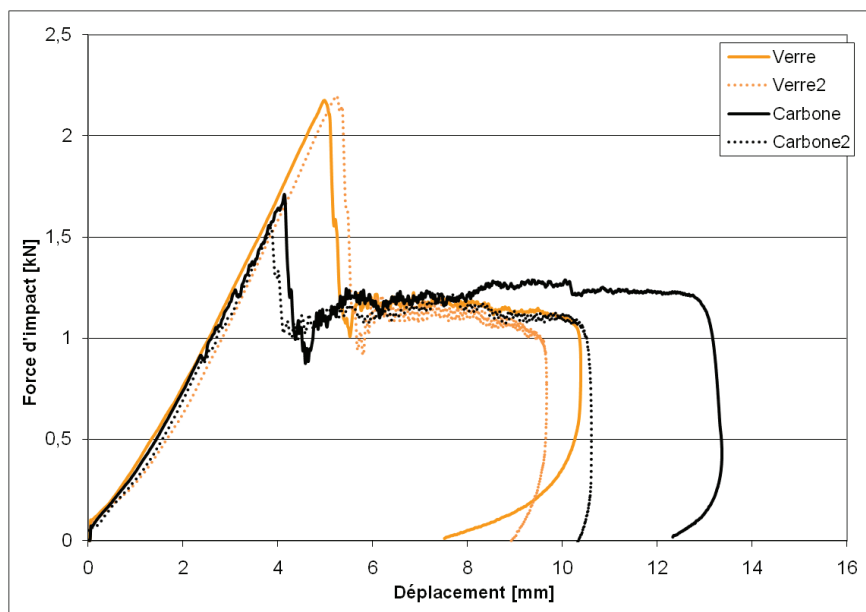


**Figure II.46 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique pour des fibres de verre et carbone**

La Figure II.46 permet d'observer que l'effort à rupture pour les peaux en carbone est 37% plus grand que pour les peaux en verre. De plus, la profondeur d'indentation à rupture pour le carbone est de l'ordre de 20% supérieure que pour le verre. Ainsi, pour les essais d'indentation statique, la tenue des peaux constituées de fibres de carbone est bien meilleure que celles constituées de fibres de verre.

Les courbes de l'effort d'impact en fonction du déplacement de l'indenteur pour les essais au poids tombant sont données Figure II.47. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque éprouvette. On mesure des écarts inférieurs à 4%.

Les deux phases décrites pour le cas statiques sont distinguées. Néanmoins, dans la partie quasi linéaire de la courbe, l'endommagement de la résine n'est pas observé. La fin de la deuxième phase présente un retour à un effort nul, ce qui correspond au rebond de l'impacteur.



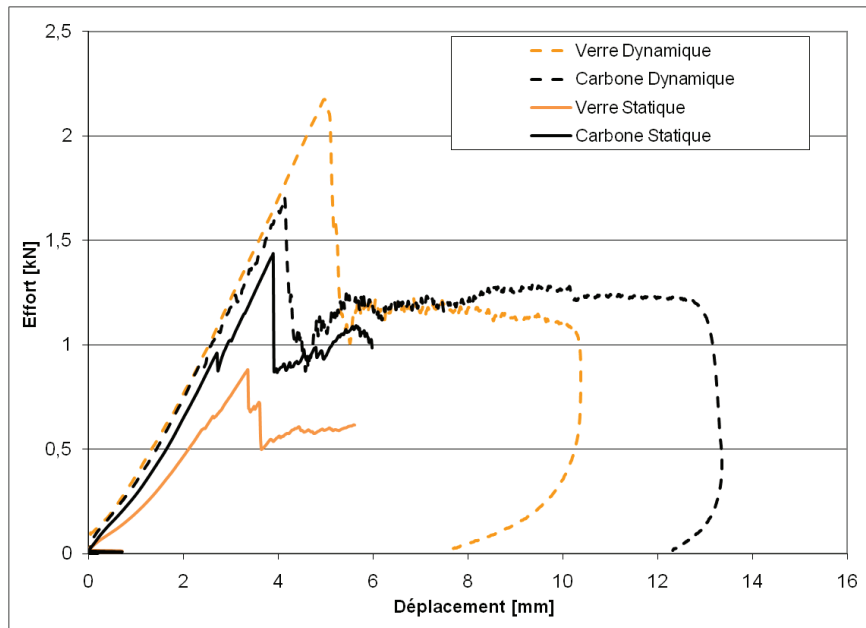
**Figure II.47 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique pour le verre et le carbone**

L'observation de la Figure II.47 permet de noter un effort et un déplacement à rupture 20% supérieurs en moyenne pour les peaux en fibre de verre. Ainsi, contrairement aux essais statiques, ces essais révèlent une meilleure tenue des peaux en verre à l'impact basse vitesse que les peaux en carbone.

Une comparaison entre les comportements statique et dynamique des deux types de fibres utilisées est effectuée Figure II.48. Pour les peaux en fibre de verre, on observe une augmentation de 60% de l'effort à rupture et de 30% du déplacement à rupture pour une sollicitation dynamique. De plus, une différence de raideur de 45% est relevée.

Pour les peaux en fibre de carbone, les différences observées sont de l'ordre de 15% pour l'effort à rupture et de 8% pour la profondeur à rupture et la pente.

Ainsi, ces essais ont permis de mettre en évidence la dépendance importante des tissus en fibres de verre à la vitesse de sollicitation.



**Figure II.48 : Comparaison statique/dynamique pour le verre et le carbone**

#### *II.3.5.1.2. Impact oblique à haute vitesse*

L'observation des faciès de rupture (Figures II.49 et II.50) permet de mettre en évidence une meilleure tenue des peaux en fibre de verre qui, dans certains cas, n'ont subi aucun déchirement.

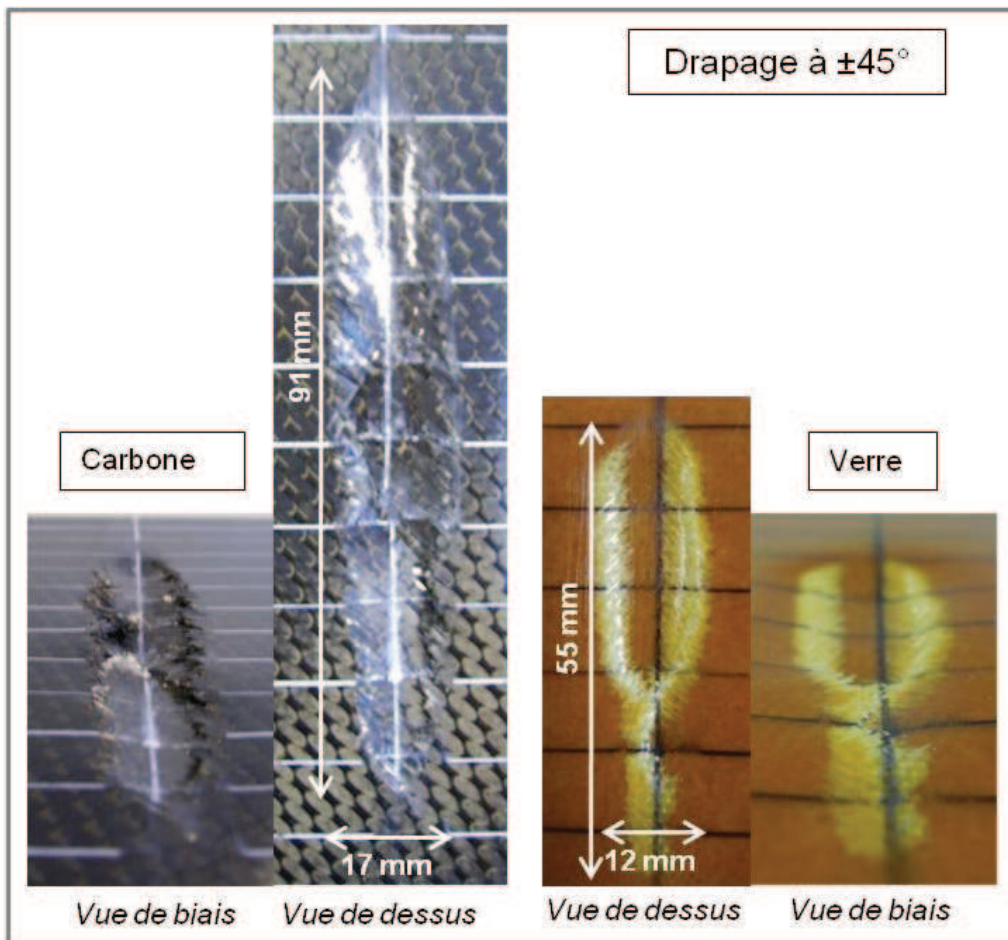


Figure II.49 : Faciès de rupture pour des fibres de verre et de carbone orientées à  $\pm 45^\circ$

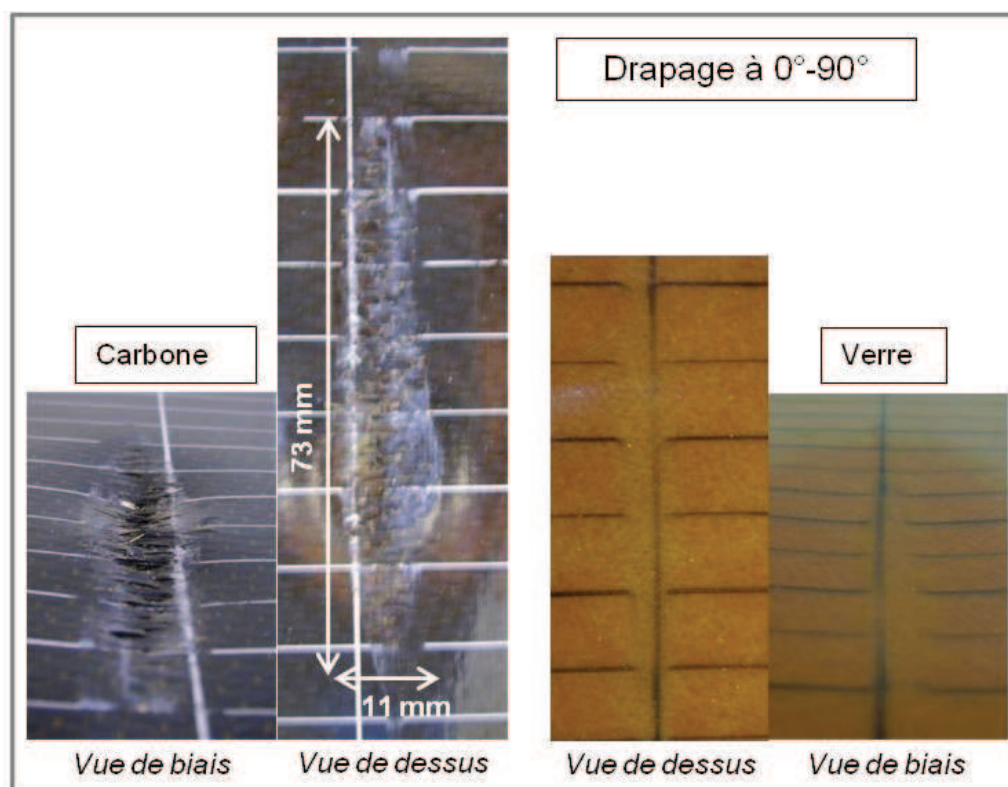
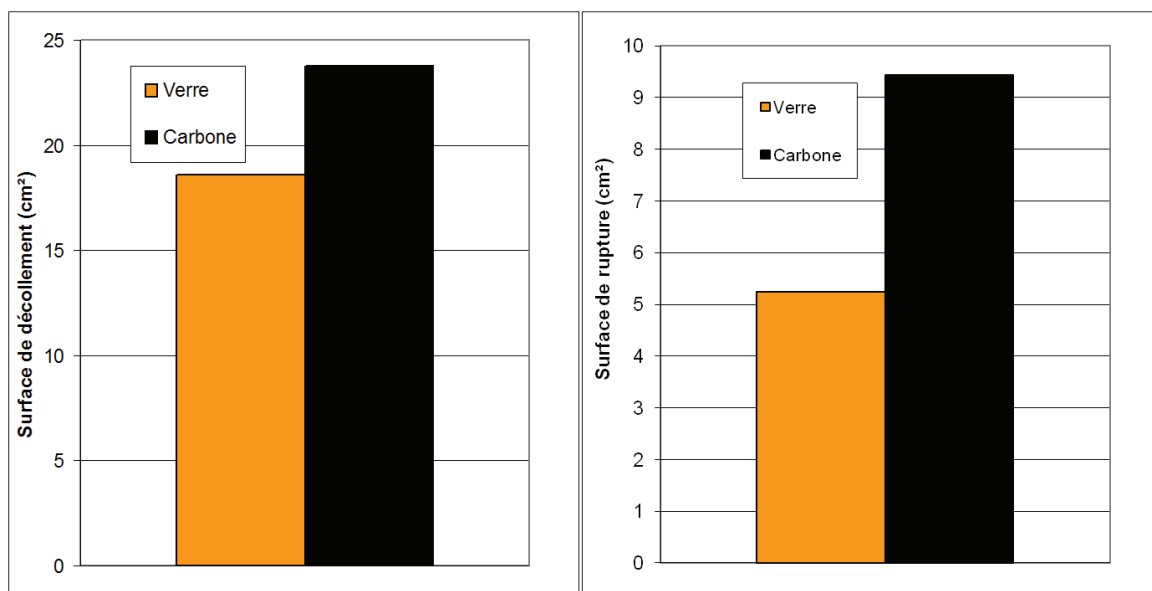


Figure II.50 : Faciès de rupture pour des fibres de verre et de carbone orientées à  $0^\circ-90^\circ$

Les mesures des surfaces de rupture et de décollement entre la peau et la mousse sont présentées Figure II.51. Les plaques en fibres de carbone présentent des aires de rupture et de décollement respectivement 44% et 22% supérieures que les plaques en fibres de verre.



**Figure II.51 : Surfaces de décollement et de rupture pour les fibres de verre et de carbone**

Ces observations confirment l'analyse faite dans la partie précédente sur les meilleures performances du verre par rapport au carbone pour des sollicitations dynamiques.

#### II.3.5.2. Type de résine

L'étude d'influence des résines est réalisée à travers la comparaison du comportement de six résines : deux thermoplastiques (PEI, PEEK) et trois thermodurcissables (913, M18, RTM6).

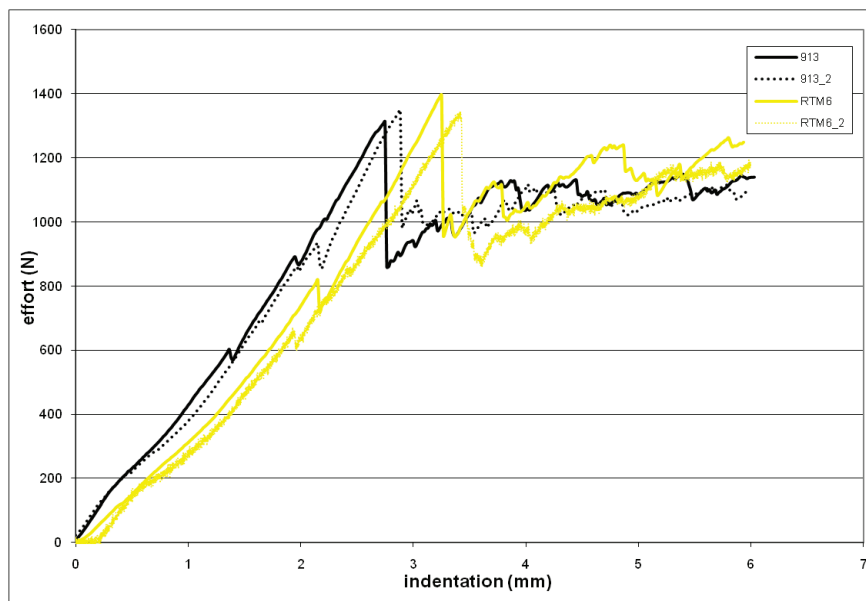
##### *II.3.5.2.1. Indentation normale statique et poids tombant*

Les comparaisons sont effectuées en prenant le comportement de la résine 913 comme référence.

Le comportement des résines thermodurcissables 913 et RTM6 pour un poinçonnement statique est représenté Figure II.52. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs à 8%.

On observe un effort à rupture plus grand en moyenne de 7% et une profondeur à rupture plus grande en moyenne de 15% pour la RTM6. La raideur est supérieure de 9% en moyenne pour les plaques en résine 913.

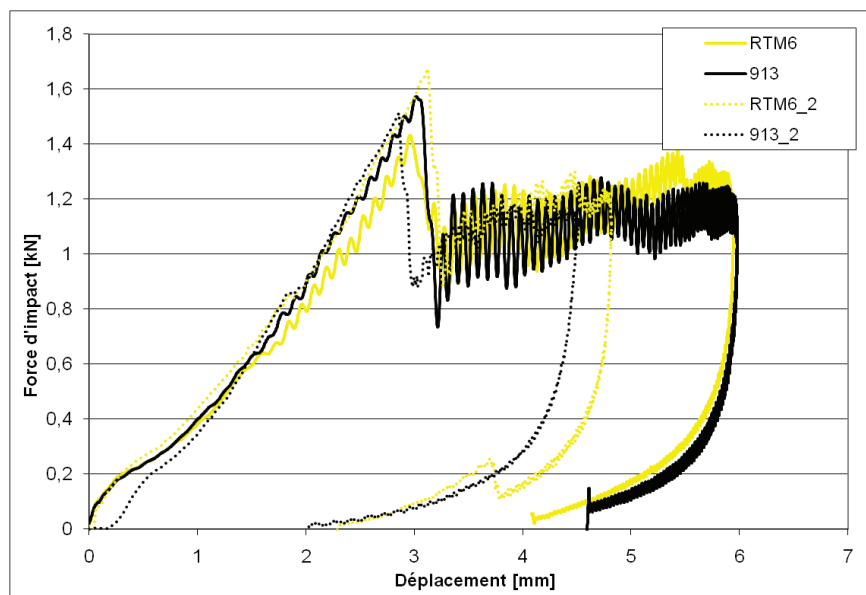




**Figure II.52 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique pour les résines 913 et RTM6**

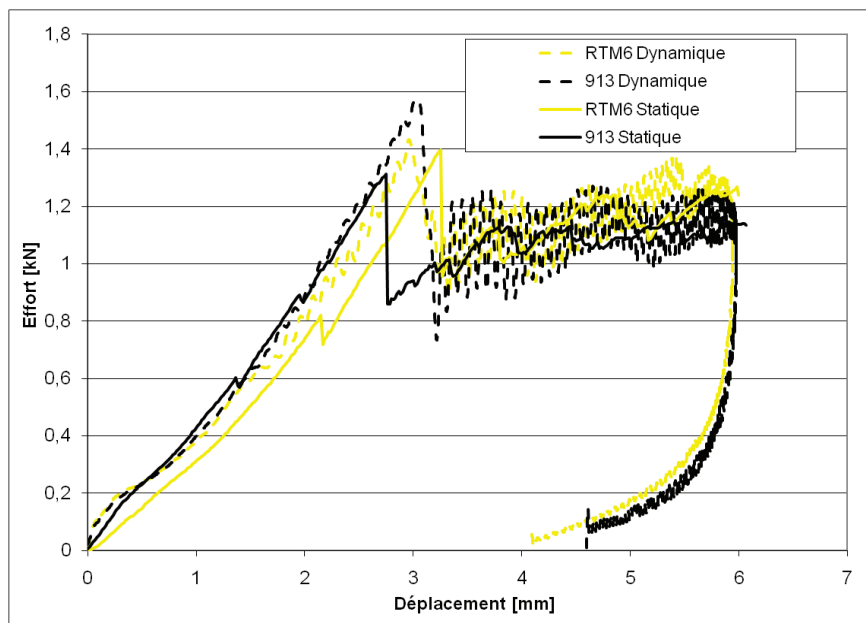
Les courbes effort/déplacement des essais poids tombant pour les résines 913 et RTM6 sont données sur la Figure II.53. Sur ces courbes on ne relève pas de différences de comportement importantes pour ce type de sollicitations.

La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs à 11%.



**Figure II.53 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique pour les résines 913 et RTM6**

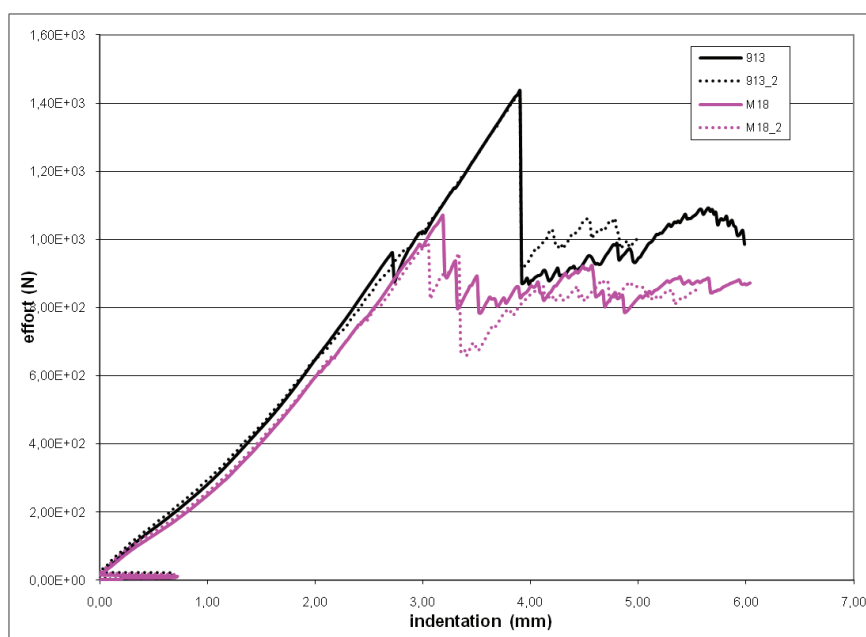
Une comparaison du comportement statique et dynamique de ces deux résines est donnée Figure II.54. Pour la résine RTM6 les différences observées sont faibles et de l'ordre de 8%. La résine 913 présente une augmentation de l'effort à rupture de 20%.



**Figure II.54 : Comparaison statique/dynamique pour les résines 913 et RTM6**

Le comportement des résines thermodurcissables 913 et M18 pour un poinçonnement statique est représenté Figure II.55. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs en moyenne à 4%.

On constate que l'effort à rupture de la M18 est 26% plus faible en moyenne que pour la 913.



**Figure II.55 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique pour les résines 913 et M18**

Les courbes effort/déplacement des essais poids tombant pour les résines 913 et M18 sont données sur la Figure II.56. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs en moyenne à 8%.

On constate que l'effort à rupture de la M18 est 17% plus faible en moyenne.

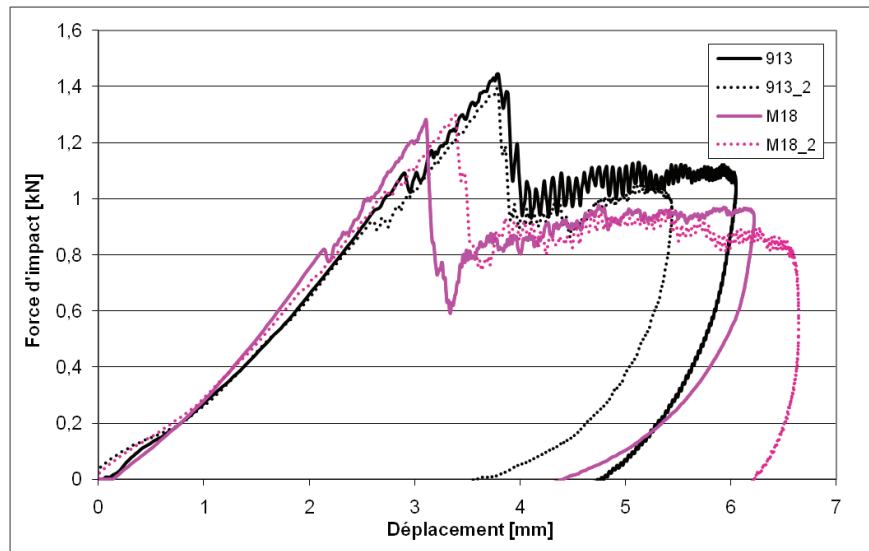


Figure II.56 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique pour les résines 913 et M18

Concernant les résines thermoplastiques, les courbes effort/déplacement des essais de poinçonnement statique sont données Figure II.57. Deux essais ont été réalisés par éprouvette et on mesure des écarts inférieurs en moyenne à 5%.

Ces essais révèlent des différences de tenue et de raideur de l'ordre de 10%.

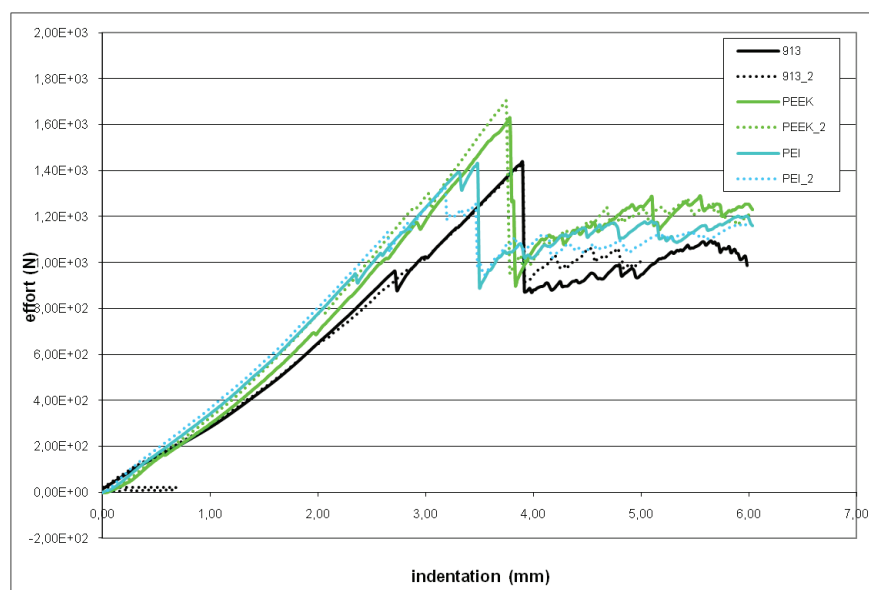
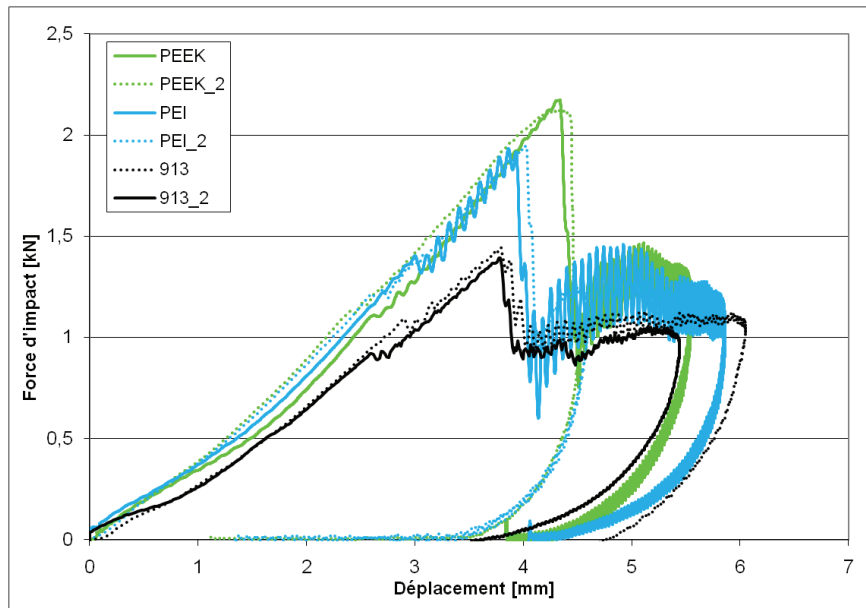


Figure II.57 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique pour les résines 913, PEI et PEEK

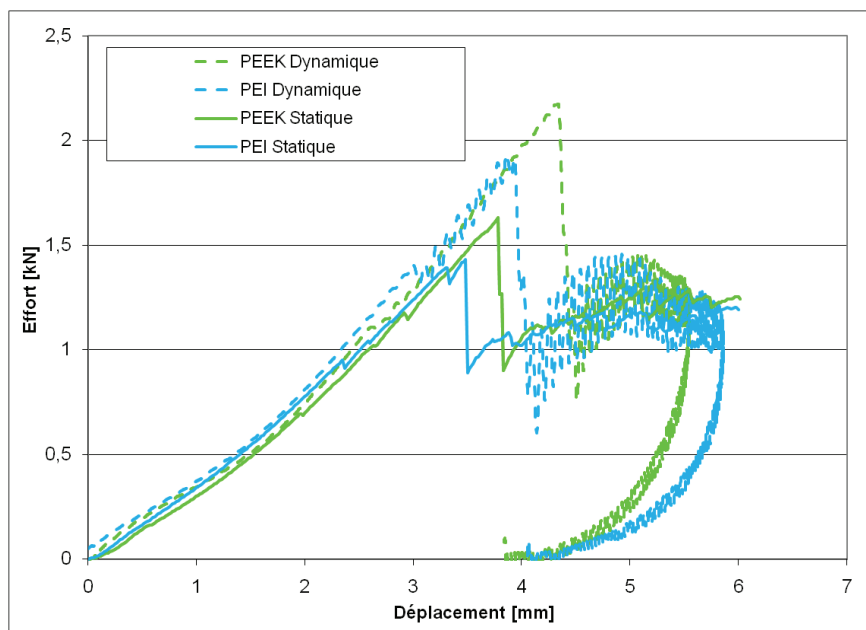
Le comportement des résines thermoplastiques pour un poinçonnement dynamique est représenté Figure II.58. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs en moyenne à 4%.

On observe une meilleure tenue de ces résines par rapport à la résine 913 (Figure II.58). On note une valeur de l'effort et du déplacement à rupture 15% plus grande en moyenne pour la résine PEI et 25% plus grande en moyenne pour la résine PEEK que celle de la résine 913.



**Figure II.58 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique des résines thermoplastiques**

Une comparaison entre les comportements en statique et en dynamique de ces deux résines thermoplastiques est effectuée Figure II.59. Pour les deux résines on note une augmentation de 25 % de l'effort à rupture et de 12 % du déplacement à rupture en dynamique. Ces essais ont permis de mettre en évidence une dépendance de la tenue des peaux en résine thermoplastique à la vitesse de sollicitation.



**Figure II.59 : Comparaison statique/dynamique pour les résines PEI et PEEK**

#### *II.3.5.2.2. Impact oblique à haute vitesse*

Si on observe maintenant les faciès de rupture sur les éprouvettes impactées pour un angle de  $15^\circ$  et une énergie de 80J, on remarque que pour les résines thermodurcissables, les différences de comportement sont très faibles. Les faciès de rupture (Figures II.60 et II.61) ne présentent pas de différences notables.

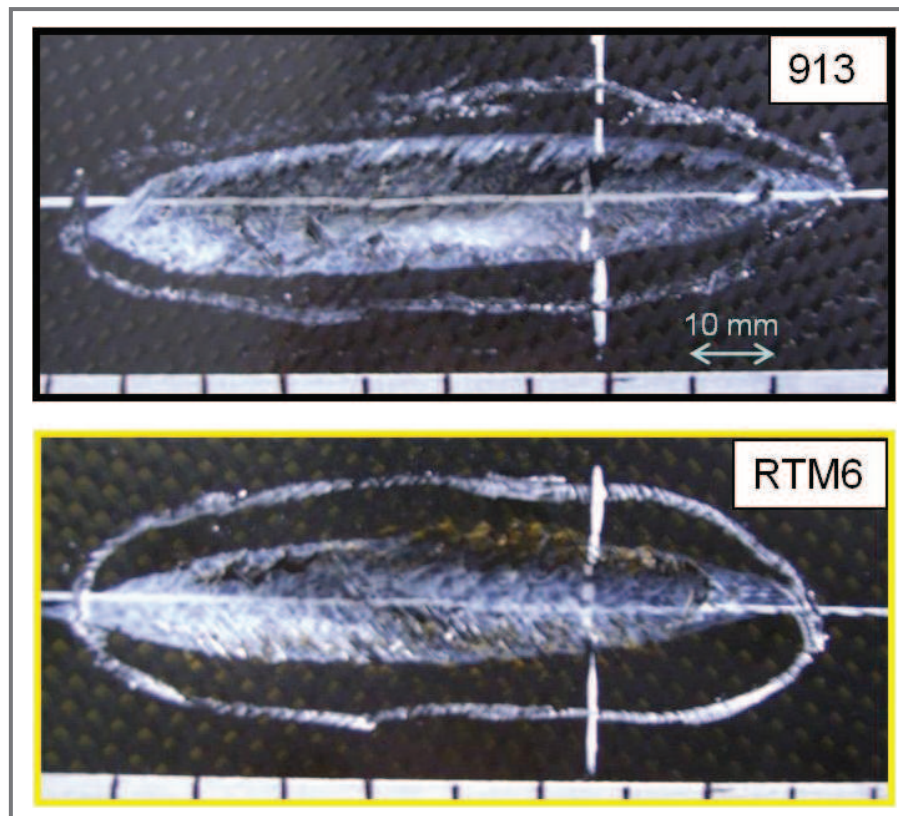


Figure II.60 : Faciès de rupture pour les résines 913 et RTM6

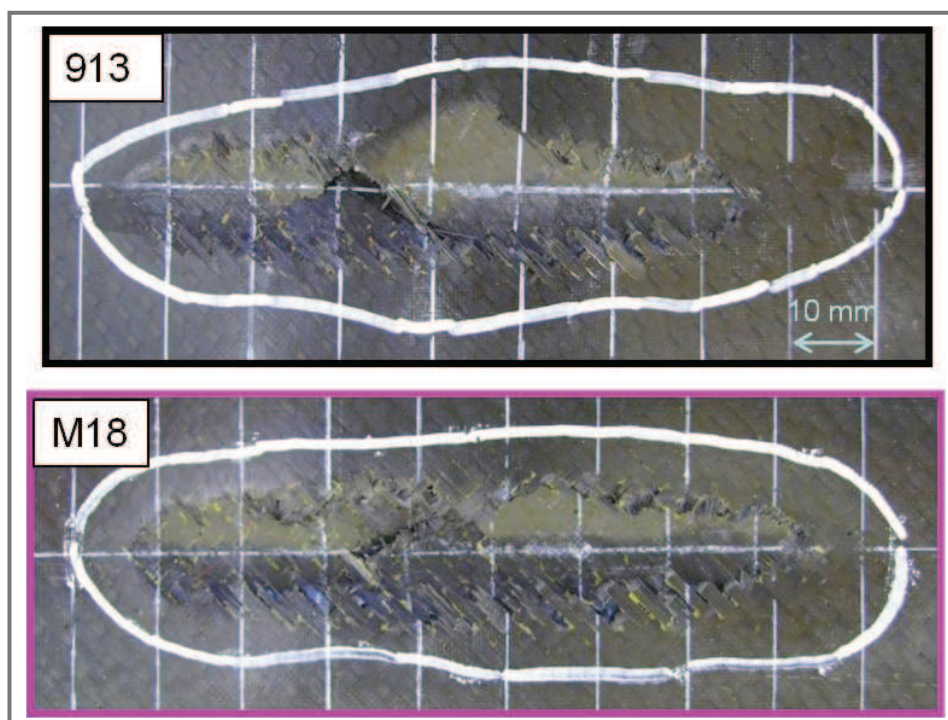


Figure II.61 : Faciès de rupture pour les résines 913 et M18



La comparaison des surfaces de rupture et de décollement pour ces résines est présentée sur les Figures II.62 et II.63. Il est possible de noter un comportement moins bon de la résine M18 (10% de plus pour la surface de décollement et 20% pour la surface de rupture).

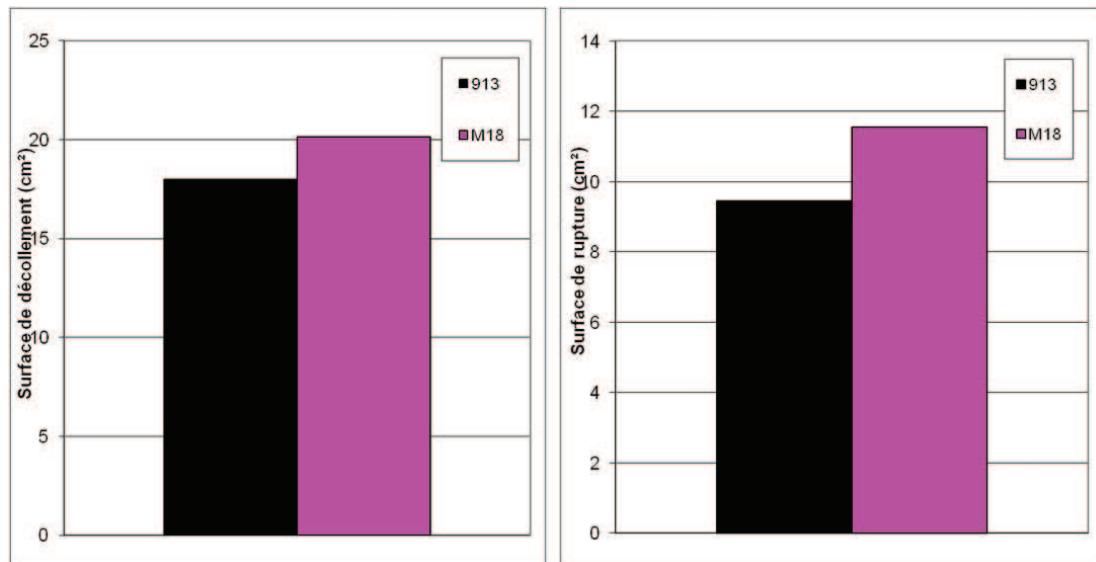


Figure II.62 : Surfaces de décollement et de rupture pour les résines 913 et M18

La résine RTM6 présente une surface de décollement équivalente à la résine 913 mais présente une réponse 13% meilleure en termes de surface de rupture.

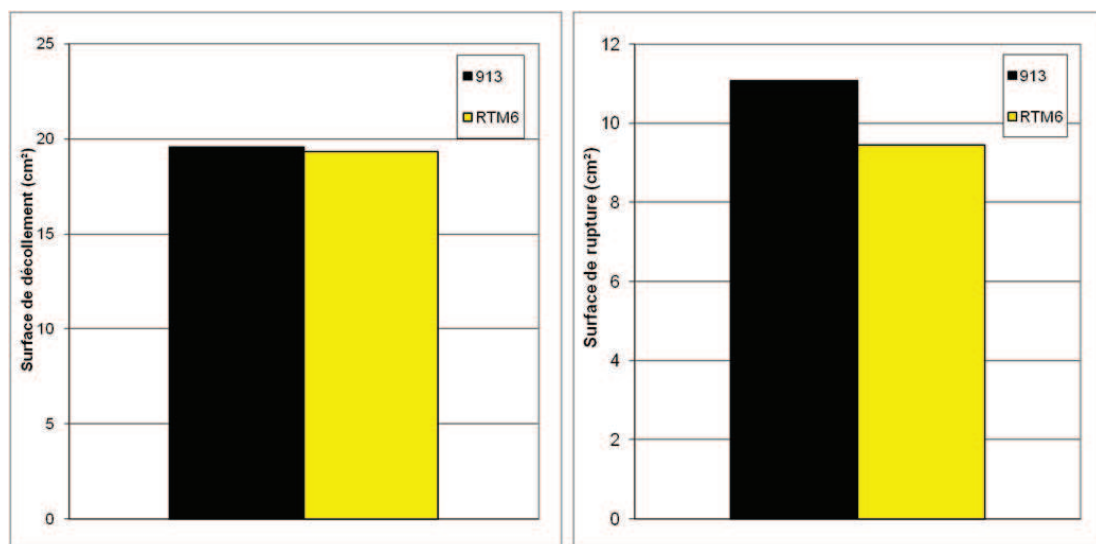
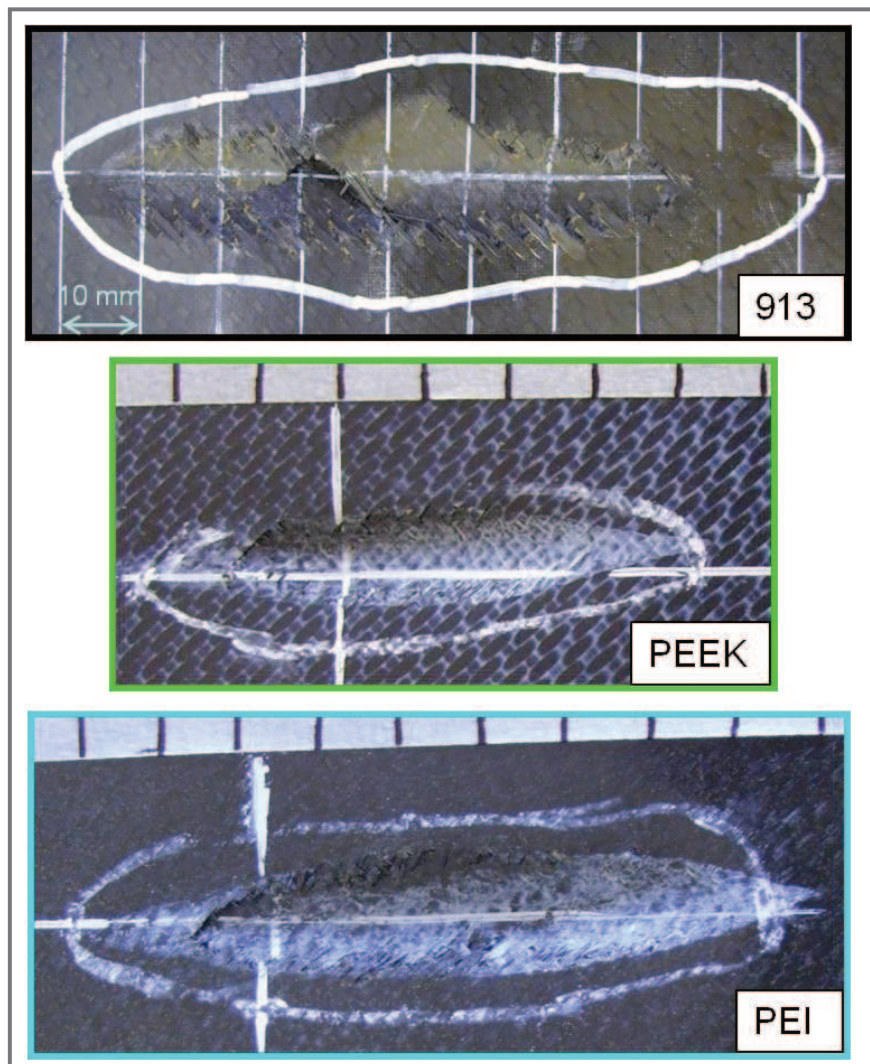


Figure II.63 : Surfaces de décollement et de rupture pour les résines 913 et RTM6

Ensuite, l'observation des faciès de rupture (Figure II.64) permet de constater que la résine PEEK à une meilleure réponse pour ce type de sollicitations.



**Figure II.64 : Faciès de rupture pour les résines 913, PEEK et PEI**

La mesure des surfaces de rupture et de décollement (Figure II.65) permet d'observer une meilleure réponse de la résine PEEK par rapport aux résines thermodurcissables (ici représentées par la résine 913) et à l'autre résine thermoplastique, la résine PEI. En effet on note une différence de l'ordre de 45% de la surface de décollement et de l'ordre de 50% de la surface de rupture en faveur des plaques composées de résine PEEK.

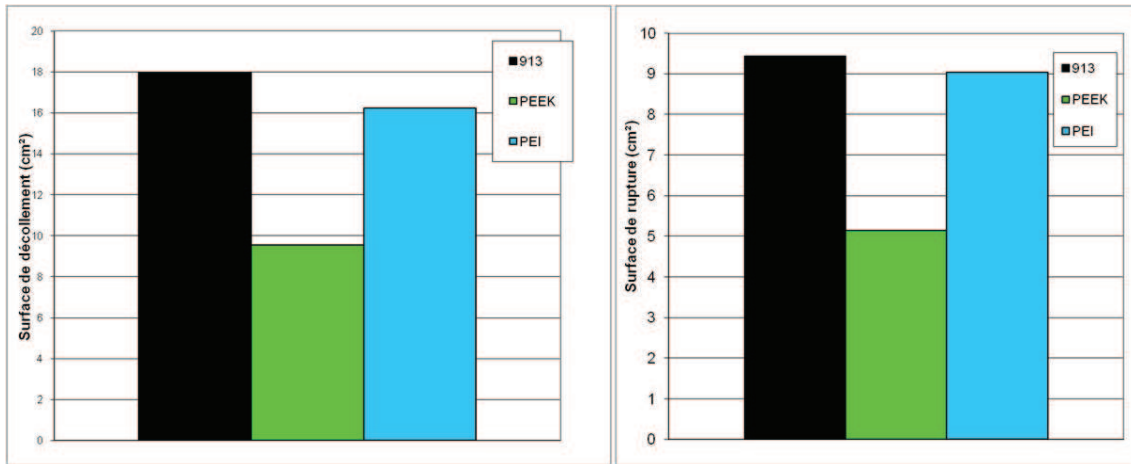


Figure II.65 : Surfaces de décollement et de rupture pour les résines 913, PEEK et PEI

### II.3.5.3. Matériaux d'âme

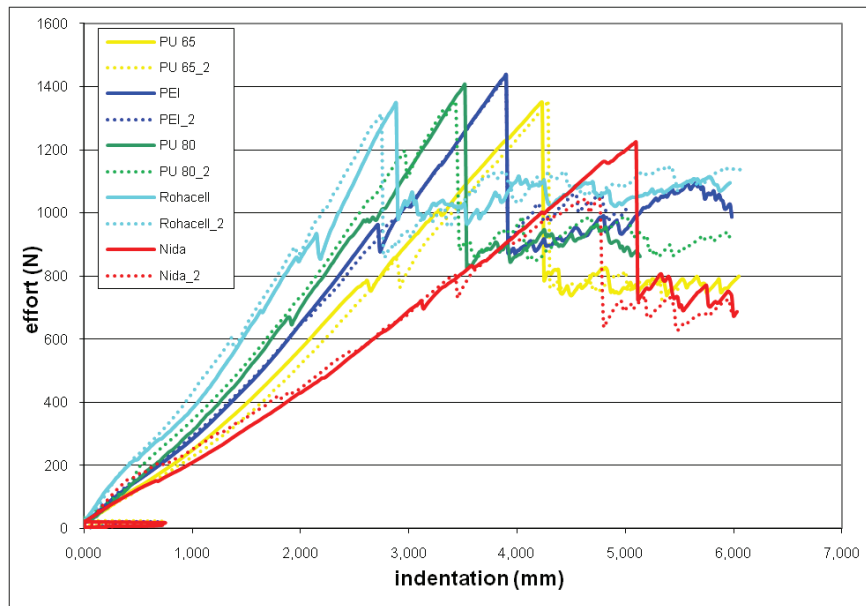
L'étude d'influence des matériaux d'âme a été réalisée à travers l'observation et la comparaison du comportement de six matériaux : un nid d'abeille (Nomex), quatre mousses (PU65, PU80, PEI, Rohacell A51) et un nid d'abeille rempli de mousse PU.

#### II.3.5.3.1. Indentation normale statique et poids tombant

Le comportement des quatre mousses et du nid d'abeille pour un poinçonnement statique est représenté Figure II.66. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs en moyenne à 5%.

Concernant la réponse des quatre mousses, la différence de comportement réside dans la valeur de la pente de la courbe effort/déplacement représentée Figure II.66. En effet on retrouve les pentes les plus fortes pour les plaques composées d'une mousse ayant les raideurs les plus grandes. Pour la Rohacell, dont le module est de 70 MPa, une pente moyenne de 440 N/mm est relevée, tandis que pour la PU 65, dont le module est de 10 MPa, on note une pente moyenne de 322 N/mm. Néanmoins, l'effort à rupture est de l'ordre de 1400 N pour toutes les plaques.

Pour le nid d'abeille, on note une différence d'effort à rupture de la peau plus faible d'environ 15% par rapport aux autres mousses. De plus, la pente relevée est de l'ordre de 40% plus faible que pour les mousses. Ceci va impliquer un déplacement avant rupture de la peau plus grand, et donc un chargement en flexion de celle-ci plus important.

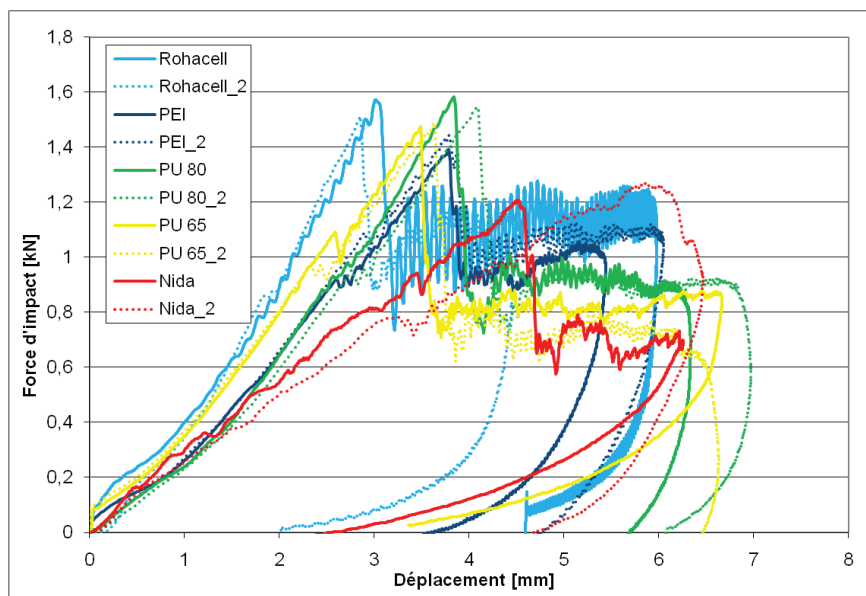


**Figure II.66 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique pour les mousses et le Nomex**

Les courbes de l'effort d'impact en fonction du déplacement de l'indenteur pour les essais au poids tombant sont données Figure II.67. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure, pour les mousses, des écarts inférieurs en moyenne à 8%. Pour le nid d'abeille, en revanche, on mesure un écart maximal de 31% en termes de profondeur d'impact.

Concernant la réponse des mousses (Figure II.67), si on remarque une hiérarchisation des raideurs similaire au cas statique, il est possible de faire deux observations supplémentaires. Premièrement, la réponse de la mousse Rohacell est 15% moins bonne en moyenne, en termes de profondeur à rupture, que les autres mousses. Deuxièmement pour les deux mousses PU et la mousse PEI, la rupture a lieu pour un déplacement de l'impacteur équivalent et de l'ordre de 3,5 mm. L'effort à rupture est le plus grand pour la PU 80 (1550 N) et le plus faible pour la PEI (1400 N).

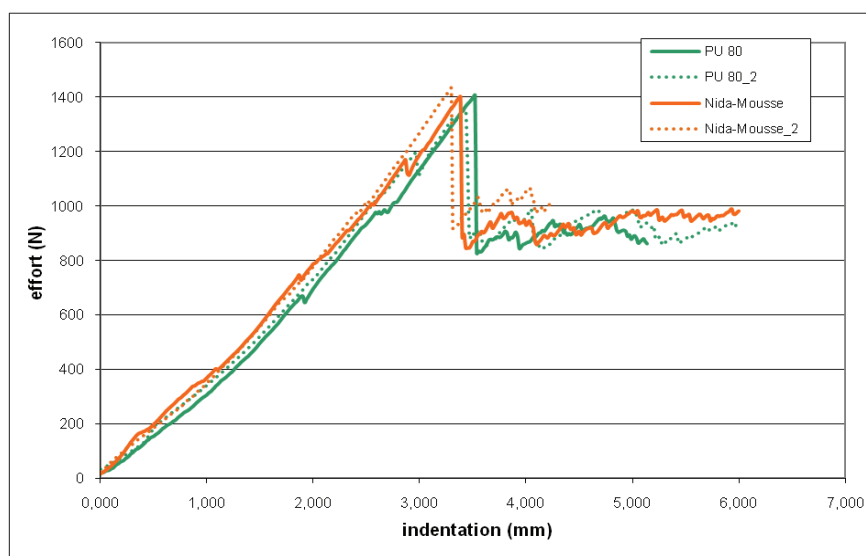
Pour ce qui est du nid d'abeille, le même type de comportement que dans le cas statique est observé.



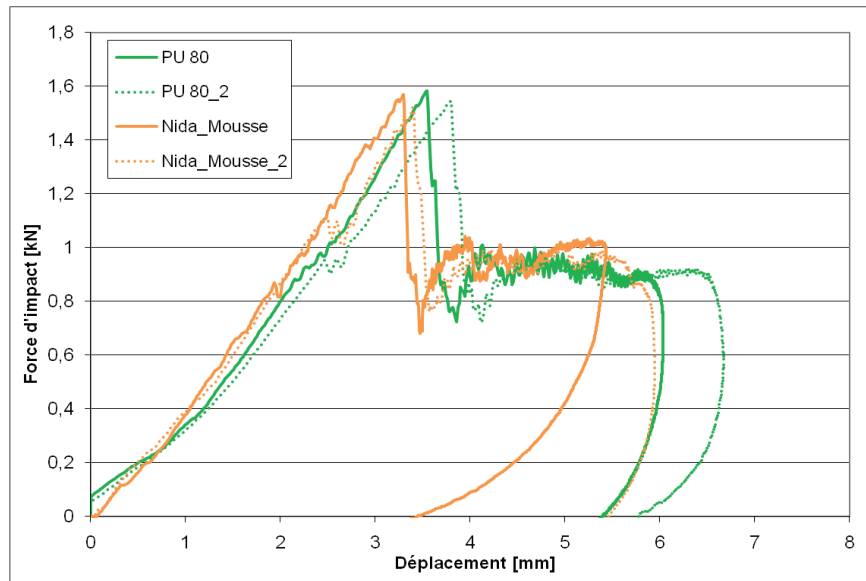
**Figure II.67 : Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique pour les mousses et le Nomex**

Enfin, la comparaison du comportement des plaques avec une âme en nid d'abeille rempli de mousse PU et de celles avec une âme en mousse PU 80 est effectuée. Les courbes de l'effort en fonction du déplacement de l'indenteur pour les essais quasi-statiques et au poids tombant sont données Figure II.68 et Figure II.69. Deux essais ont été réalisés pour chaque configuration et chaque type d'essai. Les écarts mesurés sont inférieurs à 3% en moyenne en statique et à 6% en moyenne en dynamique.

La réponse de ces deux éprouvettes aux poinçonnements statiques et dynamiques est sensiblement la même. On remarque en calculant la densité de l'âme nid d'abeille rempli de mousse PU fabriquée qu'elle est de  $77 \text{ kg/m}^3$ , ce qui est très proche de celle de la PU 80 ( $80 \text{ kg/m}^3$ ). Ainsi, la présence de nid d'abeille dans une mousse pour ce type de sollicitations ne semble pas apporter de différences notables de comportement.



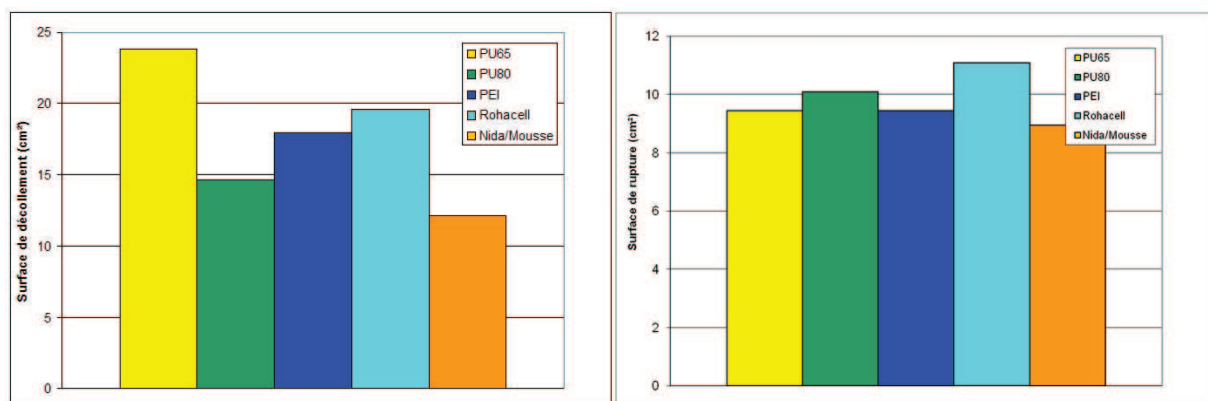
**Figure II.68: Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique de la PU 80 et du nida / mousse**



**Figure II.69: Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique de la PU 80 et du nida / mousse**

#### II.3.5.3.2. Impact oblique à haute vitesse

En ce qui concerne les sollicitations d'impacts obliques à haute vitesse, il est plus difficile de relever des différences de comportement entre toutes ces plaques ayant un matériau d'âme différent. En effet, la mesure des surfaces de rupture et de décollement (Figure II.70) ainsi que l'observation des faciès de rupture (Figure II.71) ne permet pas de mettre en évidence de matériau d'âme nettement plus performant face à ce style de sollicitations. Néanmoins, au vu des résultats obtenus, le nid d'abeille rempli de mousse a un comportement meilleur en termes de surface de décollement (de l'ordre de 25%) tandis que la PU 65 est plus propice au décollement (de l'ordre de 25% de décollement en plus).



**Figure II.70 : Surfaces de décollement et de rupture pour les différents matériaux d'âme**

Il est à noter que les surfaces de décollement n'ont pas pu être relevées pour le cas des plaques avec une âme en nid d'abeille pour la simple raison que la technique du tapping sur ce type d'éprouvettes ne permet pas de révéler de décollement âme-peau.



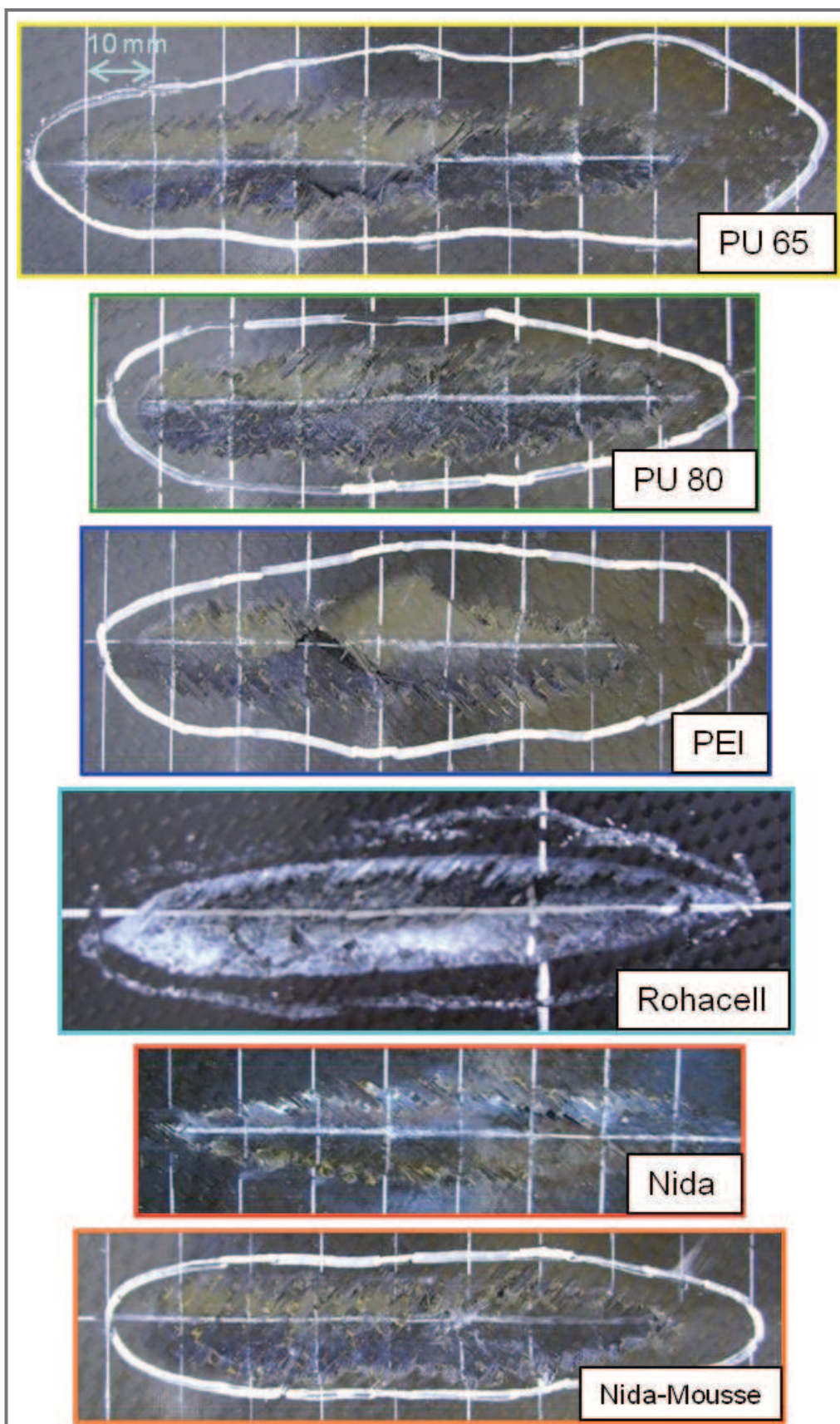


Figure II.71 : Faciès de rupture pour les différents matériaux d'âme



### II.3.6. Influence des paramètres structuraux

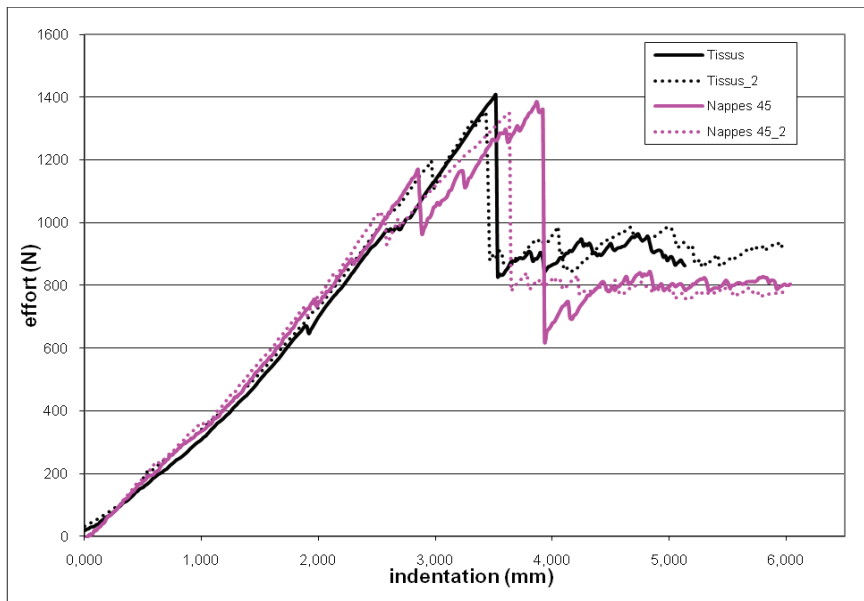
#### II.3.6.1. Type de peau

L'étude d'influence du type de peau a été réalisée à travers l'observation et la comparaison du comportement de trois peaux : une constituée de deux plis de tissus carbone et deux constituées de nappes en carbone, le nombre de plis étant choisi pour obtenir au final la même épaisseur que dans le cas de deux plis de tissus. Ces deux dernières peaux ont pour drapage  $[+45^\circ/-45^\circ]_2$  et  $[0^\circ]_4$ .

##### *II.3.6.1.1. Indentation normale statique et poids tombant*

Le comportement des nappes et des tissus pour un poinçonnement statique est représenté Figure II.72. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs en moyenne à 9%.

On observe pour les nappes  $[+45^\circ/-45^\circ]_2$ , une réponse équivalente à celle du tissu carbone, en termes d'effort à rupture.



**Figure II.72: Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique de peaux nappe  $[+45/-45]_2$ s et tissus**

Les courbes de l'effort d'impact en fonction du déplacement de l'indenteur pour les essais au poids tombant sont données Figure II.73. La répétabilité de ces essais a été contrôlée grâce à la réalisation de 2 à 3 essais pour chaque configuration. On mesure des écarts inférieurs en moyenne à 7%.

On constate que, bien que le comportement global des nappes  $[+45^\circ/-45^\circ]_2$  soit équivalent à celui des tissus, l'effort à rupture des nappes est de l'ordre de 12% plus faible.

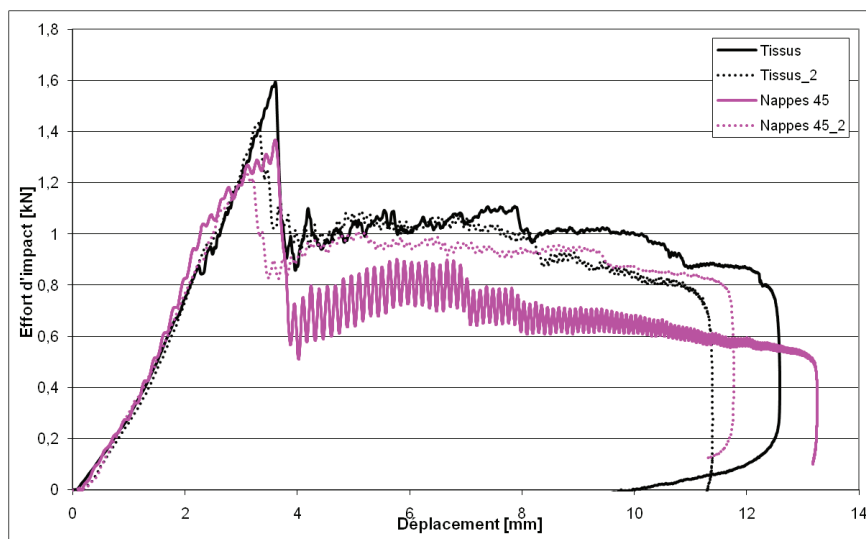


Figure II.73: Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique de nappe  $[+45/-45]_{2s}$  et tissu

Concernant les nappes unidirectionnelles  $[0^\circ]_4$ , l'observation des réponses statiques et dynamiques permet d'affirmer qu'elles réagissent beaucoup moins bien que les tissus ou que les nappes  $[+45^\circ/-45^\circ]_2$  (Figure II.74). En effet, on observe une différence d'effort à rupture de l'ordre de 50% en statique et en dynamique.

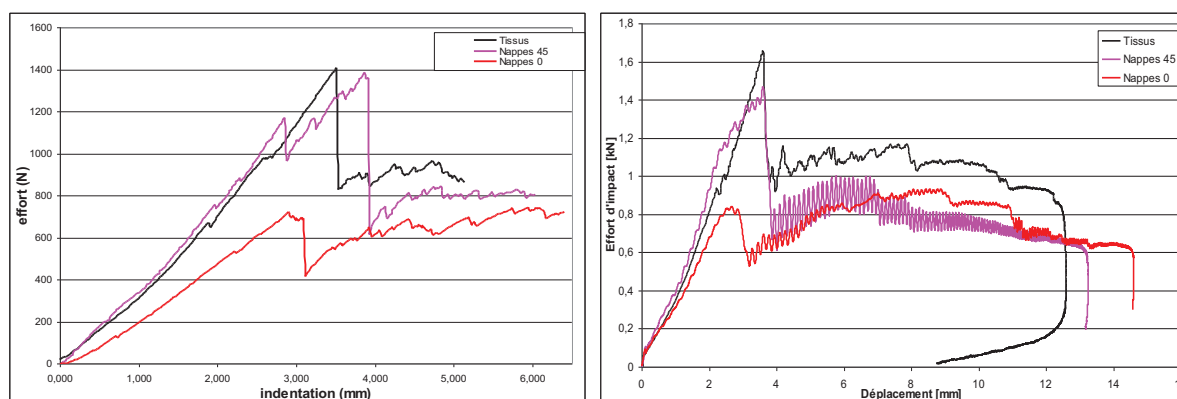


Figure II.74 : Comportement statique et dynamique des nappes unidirectionnelles  $[0^\circ]_{4s}$

#### II.3.6.1.2. Impact oblique à haute vitesse

L'observation des faciès de rupture des plaques constituées de peaux réalisées avec des nappes montre clairement que ces peaux ont une bien moins bonne tenue à l'impact oblique à haute vitesse que les peaux en tissu (Figure II.75). En effet, ces essais montrent que la structure même des tissus permet d'avoir une meilleure tenue à l'impact oblique tandis que les nappes vont permettre aux fibres de se désolidariser de la structure après rupture de la résine.

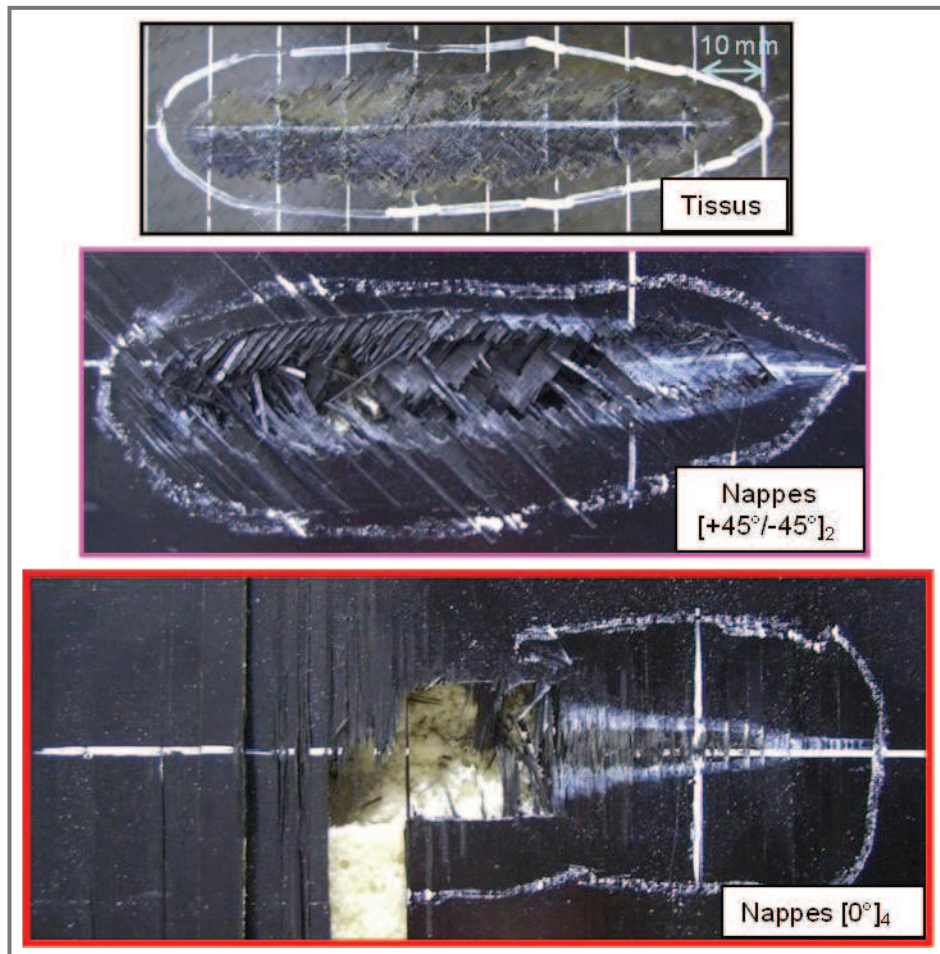


Figure II.75 : Faciès de rupture pour les différents types de peau

#### II.3.6.2. Drapage

L'étude d'influence du drapage a été réalisée à travers l'observation et la comparaison du comportement de quatre drapages : deux constitués de deux plis ayant la même orientation ( $[\pm 45^\circ]_2$  ou  $[0^\circ-90^\circ]_2$ ), appelés drapages non mixtes, et deux autres, qu'on appellera drapages mixtes, constitués de deux plis avec une orientation différente ( $[0^\circ-90^\circ/\pm 45^\circ]_2$  et  $[\pm 45^\circ/0^\circ-90^\circ]_2$ ).

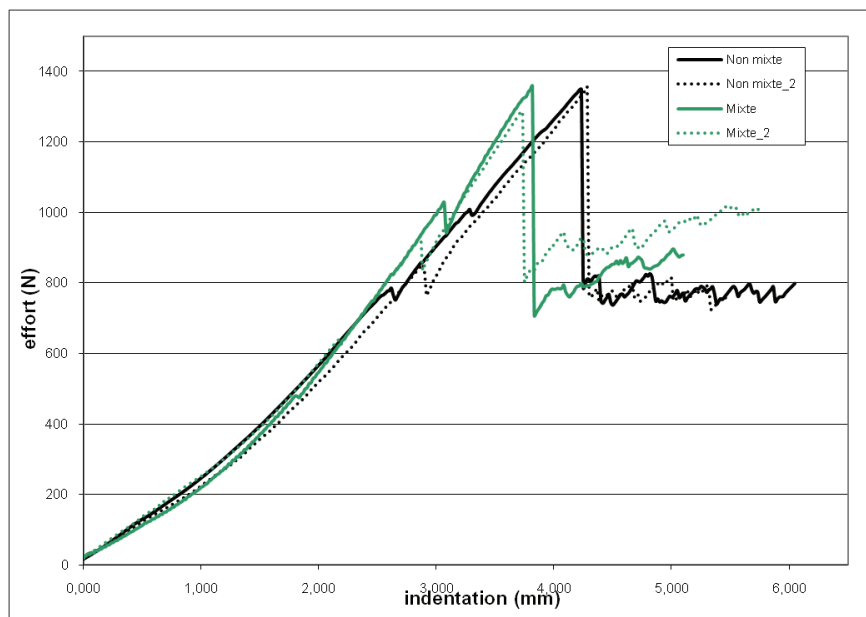
##### II.3.6.2.1. *Indentation normale statique et poids tombant*

Ces sollicitations étant des indentations normales aux éprouvettes, les deux drapages non mixtes sont totalement équivalents entre eux. Il en est de même pour les deux drapages mixtes. Ainsi, seuls les comportements des drapages mixtes et non mixtes seront comparés.

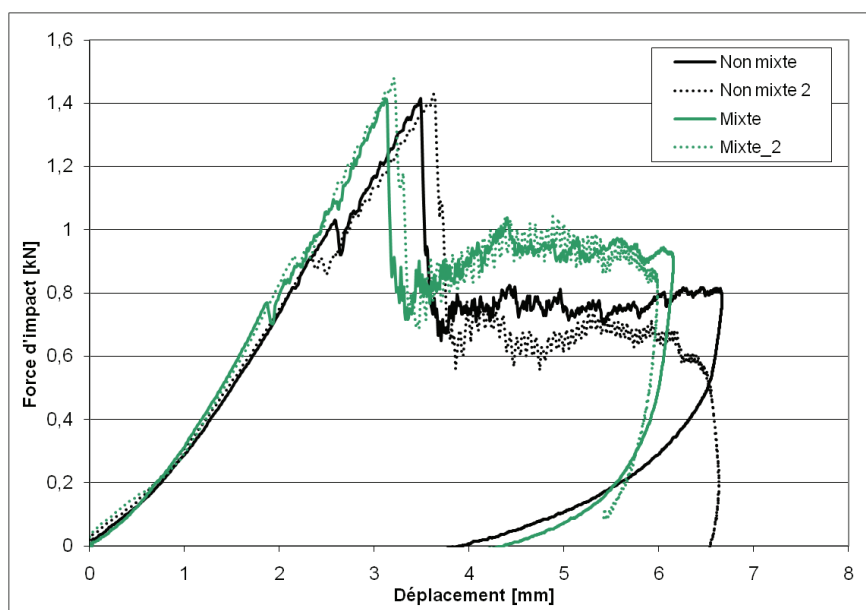
Les courbes de l'effort en fonction du déplacement de l'indenteur pour les essais quasi-statiques et au poids tombant sont donnés Figure II.76 et Figure II.77. Deux essais ont

été réalisés pour chaque configuration et chaque type d'essai. Les écarts mesurés sont inférieurs à 3% en moyenne en statique et à 5% en moyenne en dynamique.

Pour ces deux types de sollicitations, l'observation des courbes représentant l'effort en fonction de la profondeur d'indentation pour les deux drapages (Figures II.76 et II.77), permet de constater une raideur légèrement plus grande pour le drapage mixte. Cela peut s'expliquer par une meilleure reprise des efforts par ce type de peau via les fibres qui peuvent travailler dans deux directions supplémentaires.



**Figure II.76: Graphique (effort/déplacement) d'indentation statique pour différents drapages**



**Figure II.77: Graphique (effort/déplacement) d'indentation dynamique pour différents drapages**

Néanmoins, le comportement de ces deux types de peau est très proche et la rupture pour les sollicitations statiques et dynamiques a lieu pour des efforts équivalents.

#### II.3.6.2.2. *Impact oblique à haute vitesse*

Dans un premier temps, la réponse à l'impact oblique à haute vitesse des deux drapages non mixtes est comparée.

L'observation des deux faciès de rupture permet de mettre en évidence deux comportements différents (Figure II.78). En effet, lorsque les tissus sont orientés à  $\pm 45^\circ$  par rapport à l'axe de tir, le dommage se caractérise par deux lignes de rupture de fibres parallèles dans la direction de la trajectoire du projectile. Entre ces deux lignes, il est possible d'observer des microfissurations de la résine. En revanche, lorsque les tissus sont orientés à  $0^\circ$ - $90^\circ$  par rapport à l'axe de tir, le dommage se présente sous la forme d'une seule ligne de rupture de fibres. Des microfissurations de la matrice peuvent être observées de part et d'autre de cette ligne de rupture.

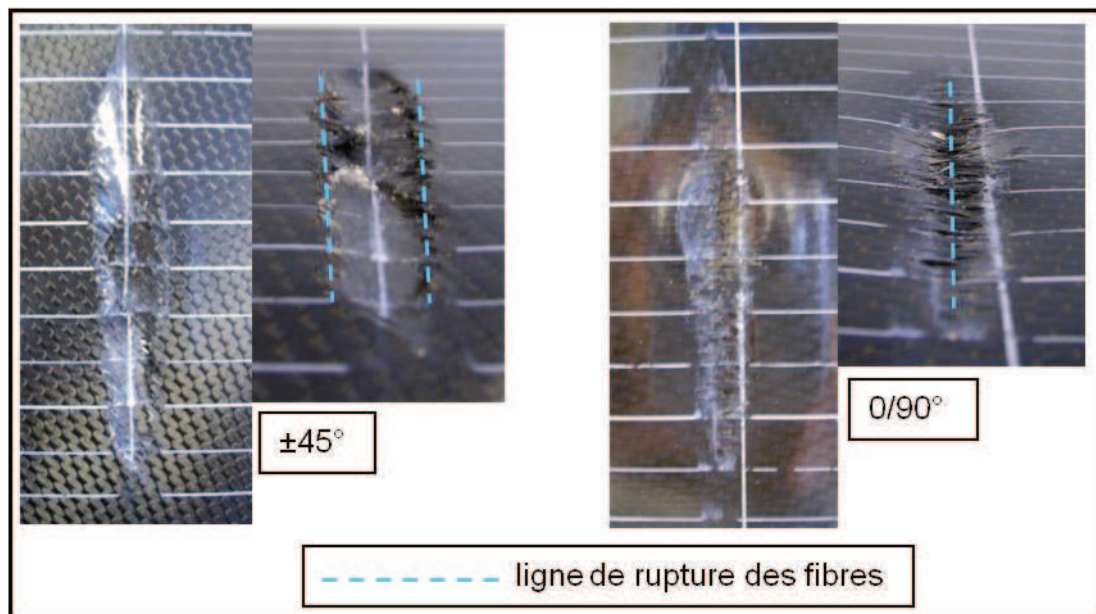
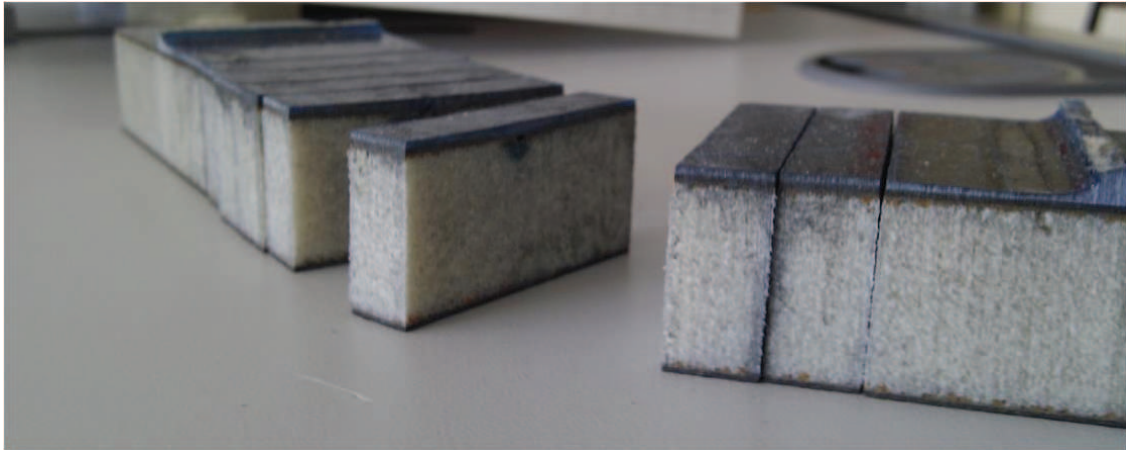


Figure II.78 : Faciès de rupture pour différentes orientations de peau

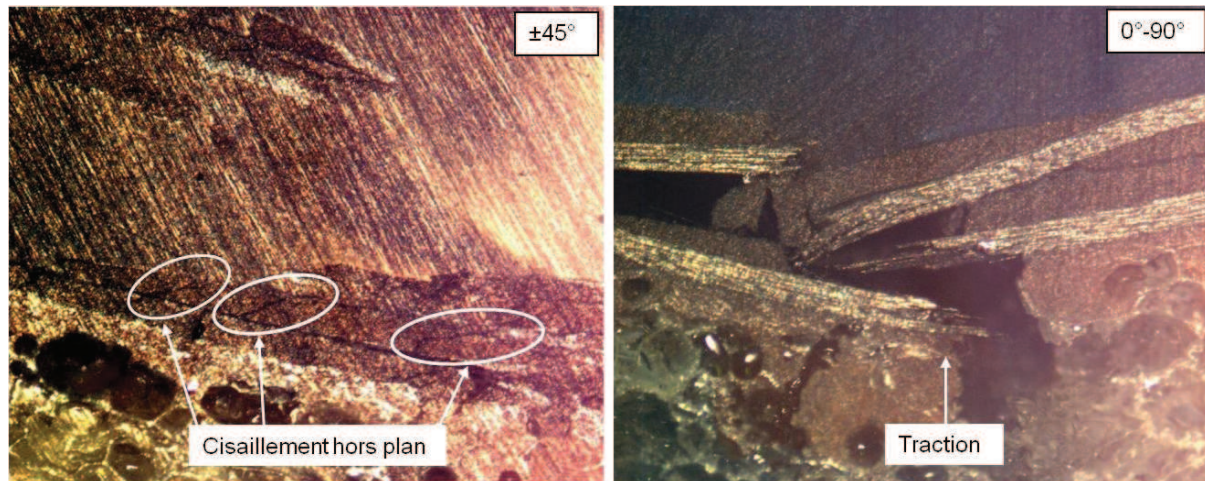
Pour identifier les modes de rupture pour ces deux drapages, les différentes peaux ont été observées au microscope. Pour cela, les éprouvettes ont été noyées dans une résine d'inclusion transparente afin de stabiliser les peaux. Ensuite, des découpes transverses ont été effectuées perpendiculairement aux lignes de rupture des fibres à l'aide d'une scie à fil diamanté (Figure II.79).





**Figure II.79 : Découpe des éprouvettes**

Les échantillons obtenus ont été polis pour être analysés au microscope. Deux micrographies correspondant aux deux orientations du tissu sont présentées Figure II.80.



**Figure II.80: Micrographies de coupe de peaux orientées à  $[\pm 45^\circ]_2$  et  $[0^\circ-90^\circ]_2$**

La présence de fissures à  $45^\circ$  dans la peau orientée à  $\pm 45^\circ$  par rapport à l'axe de tir traduit la présence de forts champs de cisaillement transverse pendant l'impact. Les observations effectuées pour le drapage à  $0^\circ-90^\circ$ , semblent présenter un mode dominant de rupture des fibres en traction.

En ce qui concerne les mesures de surfaces de décollement et de rupture, l'observation de ces résultats permet de constater de meilleures performances pour le drapage à  $0^\circ-90^\circ$ . La Figure II.81 présente les surfaces de rupture et les aires de décollement pour trois éprouvettes représentatives. Les mesures montrent que ces surfaces sont de 10% à 65% plus grandes pour le drapages à  $\pm 45^\circ$  selon les matériaux.



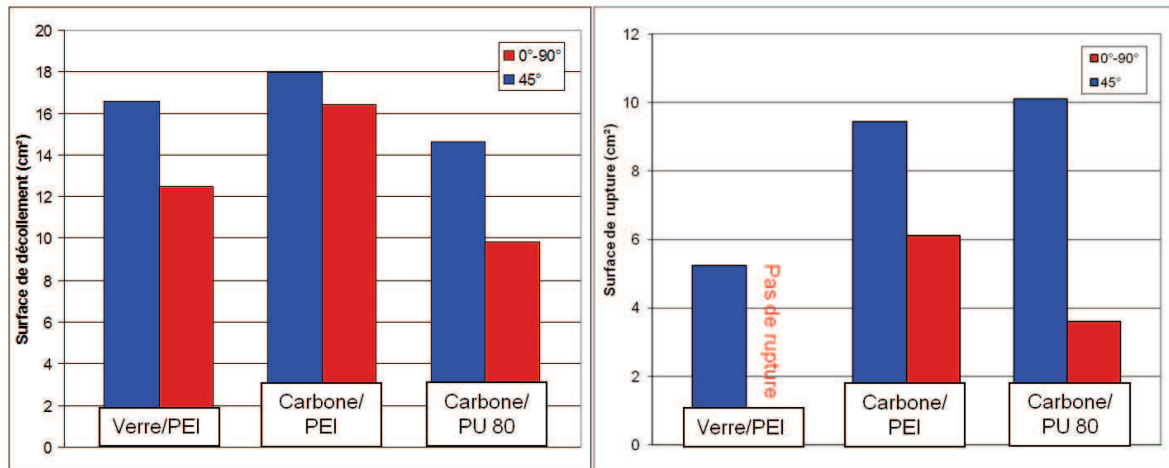
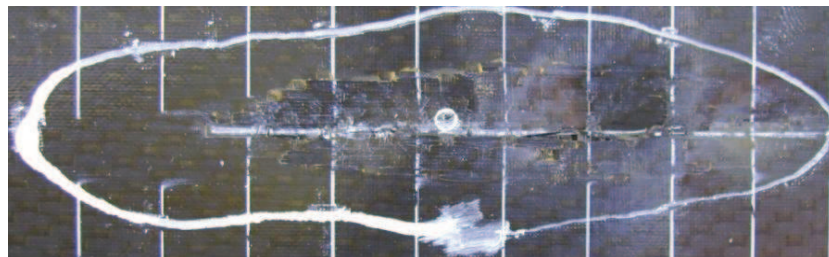


Figure II.81: Surfaces de décollement et de rupture pour les peaux orientées à  $[\pm 45^\circ]_2$  et  $[0^\circ-90^\circ]_2$

Dans un deuxième temps, les réponses des drapages mixtes sont analysées. Les faciès de rupture observés présentent les mêmes caractéristiques que pour les drapages non mixtes ayant pour orientation celle du pli supérieur (Figure II.82). Néanmoins, dans le cas du drapage mixte avec un pli supérieur orienté à  $0^\circ-90^\circ$ , il est possible de constater la présence de deux fissures supplémentaires de part et d'autre de la ligne de rupture principale de fibres due à la présence du pli à  $\pm 45^\circ$  en dessous.

$[0^\circ-90^\circ/\pm 45^\circ]_2$  :



$[\pm 45^\circ/0^\circ-90^\circ]_2$  :

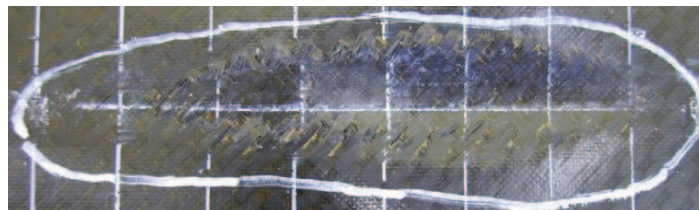


Figure II.82 : Faciès de rupture pour différentes les peaux orientées à  $[0^\circ-90^\circ/\pm 45^\circ]_2$  et  $[\pm 45^\circ/0^\circ-90^\circ]_2$

Concernant les mesures de surfaces de rupture, les drapages mixtes ont une meilleure réponse. La Figure II.83 montre en effet des surfaces de l'ordre de 13% à 30% plus petites.

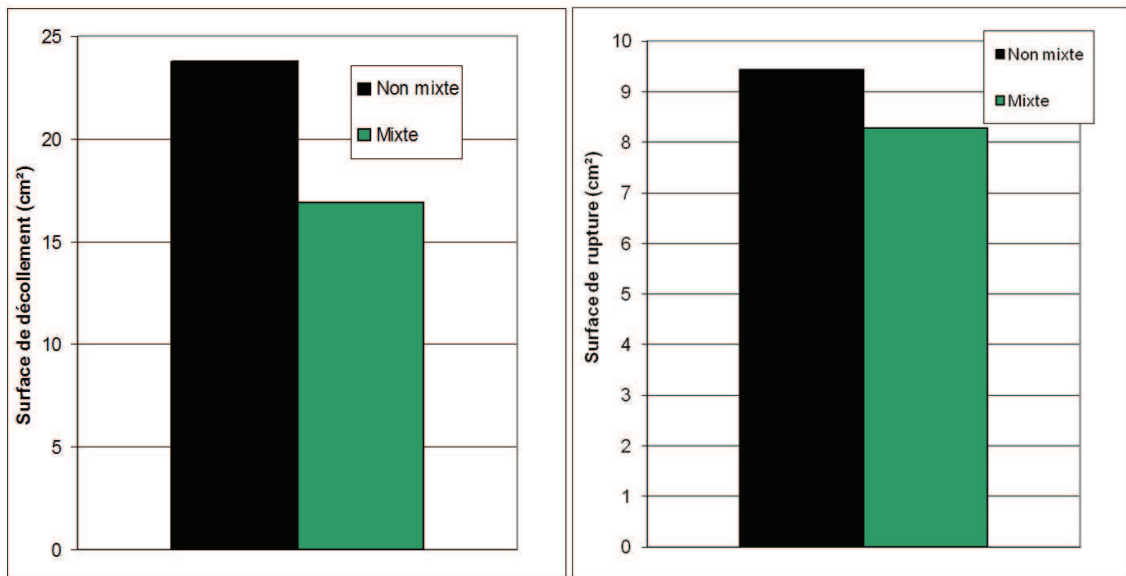


Figure II.83 : Surfaces de décollement et de rupture pour les drapages mixte et non mixte

#### II.3.6.3. Étude particulière : sens chaîne et sens trame

La réalisation des essais d'impact oblique à haute vitesse sur les plaques constituées de peaux orientées à 0°-90° a permis d'observer des différences de comportement en fonction de la position de la trame ou de la chaîne des tissus de la peau.

La Figure II.84 permet d'observer que si la chaîne est orientée perpendiculairement à l'axe de tir, la peau de plaque impactée présente une unique fissure parfois difficilement détectable à l'œil nu. Au contraire, si la chaîne du tissu est orientée dans l'axe de tir, le faciès de rupture se présente en une multitude de fissures perpendiculaires à la ligne de rupture de fibres principale.

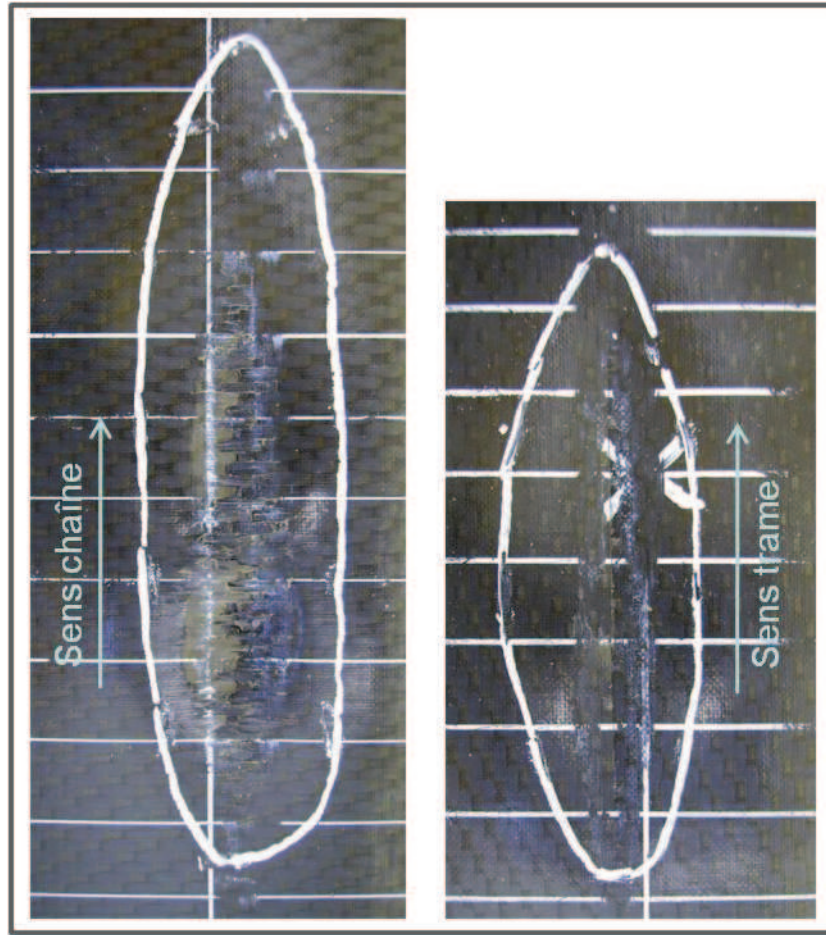


Figure II.84 : Influence de l'orientation de la chaîne et de la trame du tissu

## II.4. Conclusion

Une recherche bibliographique sur l'impact à basse et haute vitesse sur différents types de structures en composite a été réalisée. Cette étude a permis de mettre en place une campagne d'essais afin d'observer la réponse à l'impact de différentes configurations de plaques sandwich.

Pour cela, plus d'une trentaine de plaques ont été fabriquées et trois essais différents ont été effectués pour chacun des types d'éprouvettes: un poinçonnement statique, un poinçonnement dynamique et un impact à haute vitesse avec un angle de  $15^\circ$ . Ces essais ont permis d'observer le comportement des différentes éprouvettes dont les configurations et matériaux ont été basés sur les pales existantes ou bien sur les matériaux susceptibles de composer les futures pales. De plus, une étude d'influence des paramètres matériaux (type de résine, type de fibres, type de matériau d'âme) et structuraux (type de peau, drapage) a pu être menée.

Cette étude expérimentale a permis de relever plusieurs phénomènes intéressants. Tout d'abord la réponse d'une structure en composite sandwich à un impact oblique a pu être observée. Selon la vitesse d'impact, soit la bille rebondit sans laisser de dommages visibles sur la plaque, soit la bille provoque la rupture de la peau et rebondit, ou soit la bille traverse la peau et continue dans le matériau d'âme. Dans ces trois cas d'impact un décollement de la peau et de la mousse peut être relevé. Les dommages notés sont très localisés.

Ensuite, les modes de rupture dominants menant à la ruine des fibres et au déchirement de la peau ont pu être identifiés grâce à l'analyse de micrographies. En effet, selon le drapage, on observe des fissurations de la résine provoquées par un fort cisaillement transverse et des ruptures de fibres en traction.

L'importance de l'orientation des plis de tissus de la peau lors d'un impact oblique a pu être relevée. La mesure des surfaces de décollement et de rupture a permis d'observer une meilleure tenue des tissus orientés à  $0^\circ$ - $90^\circ$  par rapport à l'axe de tir que les tissus orientés à  $\pm 45^\circ$ .

Enfin, la comparaison des essais statiques et dynamiques a permis de mettre en évidence le comportement particulier en dynamique d'une part des fibres de verre et d'autre part des résines thermoplastiques, notamment la résine PEEK. En effet, les essais poids tombant révèlent une augmentation de la résistance des tissus en verre, dont la tenue devient alors meilleure que pour les tissus en carbone, lors d'un chargement dynamique. De même alors qu'en statique les résines thermoplastiques se comportent comme la résine époxy 913, leur résistance est bien meilleure en dynamique. Ces observations sont corrélées par l'analyse des essais d'impact oblique à haute vitesse.

Ainsi, au vu de cette approche expérimentale, une configuration de pale optimisée pour résister au mieux aux impacts sur l'intrados ou l'extrados pourrait être proposée. Tout d'abord, en ce qui concerne le matériau d'âme, une mousse aéronautique sera préférée à un nid d'abeille. Etant donné le coût des mousses PEI et Rohacell, il est préférable d'opter pour une mousse PU dont la fabrication est maîtrisée par Eurocopter.

Ensuite, en ce qui concerne le type de peau, l'utilisation de tissus sera préférable à celle de nappes dont la tenue hors plan des fibres reste faible et ne garantit pas une bonne réponse à l'impact oblique à haute vitesse. Néanmoins, la possibilité d'utiliser des nappes recouvertes d'un tissu peut être envisagée. En ce qui concerne le drapage une, orientation à  $0^{\circ}$ - $90^{\circ}$  sera privilégiée, dans la limite de la tenue de la pale aux sollicitations statiques et dynamiques hors impact.

Enfin, en ce qui concerne les matériaux de la peau, les résines thermoplastiques (notamment la PEEK) et les fibres de verre devront être privilégiées. Les fibres de verre étant plus souples que les fibres de carbone, il semble difficile de se passer de ces dernières pour dimensionner la pale pour les sollicitations hors impact, mais la possibilité d'alterner les fibres de carbone et les fibres de verre dans la séquence de drapage pourra être étudiée.

Cette étude, en plus d'être une approche expérimentale de tests des matériaux existants et d'optimisation des configurations de pale, sert de base et de validation à un modèle numérique. Ce modèle, séparé en un modèle de peau et un modèle de mousse, est décrit dans le chapitre suivant.





# CHAPITRE III

## APPROCHE NUMERIQUE

### III.1. Introduction

Ce chapitre traite principalement de la modélisation numérique de l'impact oblique sur une structure en composite sandwich.

Dans une première partie, une étude bibliographique est réalisée. Elle permet tout d'abord de présenter les codes éléments finis explicites à travers un rappel des principes de la théorie des éléments finis et des algorithmes de résolution. Ensuite, afin de fixer un cadre théorique à la formulation de lois de comportement, les points clefs de la thermodynamique des milieux continus sont évoqués. Enfin, une synthèse des travaux concernant la modélisation numérique de l'impact sur des plaques composites et de la mousse est réalisée.

Dans une deuxième partie, un modèle numérique de la peau en tissu composite est proposé à partir des observations expérimentales. La formulation d'un élément de plaque particulier est décrite.

Enfin, dans une troisième partie, on s'intéresse à la modélisation de la mousse. Des essais de poinçonnement, de compression et de cisaillement sont tout d'abord effectués sur différentes mousses afin d'analyser leur comportement. Finalement, la recherche d'une loi matériau adaptée est réalisée.

## III.2. Etude bibliographique

### III.2.1. Eléments finis – Principes

La présentation des éléments finis réalisée dans cette partie repose sur de nombreux travaux existants : [IMBERT, 1984], [BATHE, 1982], [BATOZ, 1990], [CRISFIELD, 1991], [BELYTCHKO, 2004], [RADIOSS, 2010] et [ABDULLAH, 2005].

#### III.2.1.1. Introduction

Pour l'ingénieur, la répartition des champs des contraintes et des déformations dans une structure soumise à une quelconque sollicitation est une donnée fondamentale. S'il est possible de déterminer de façon exacte ces informations dans le cas de structures simples pour lesquelles une formulation théorique existe, il est impossible de déterminer ces champs de manière analytique quand la structure devient plus complexe.

Dans ce dernier cas il est possible d'utiliser des modèles de calculs numériques dans lesquels la structure complexe est décomposée en plusieurs sous domaines plus simples appelés « éléments finis », interconnectés entre eux par des nœuds.

Le principe, pour ce type de calcul, repose sur la détermination des déplacements des nœuds de la structure. Brièvement, ces déplacements sont définis à partir des champs des déformations dans chaque élément. Grâce à l'exploitation d'une loi matériau appropriée, le champ des contraintes dans chacun de ces éléments est défini. À partir de ces contraintes, les forces internes à l'élément concentrées aux nœuds sont déduites.

Les rigidités, masses et efforts internes trouvés aux nœuds sont ensuite assemblés pour tous les éléments afin de trouver la réponse de la structure globale, c'est-à-dire les déplacements et les accélérations de chacun des nœuds, par résolution des équations du mouvement.

#### III.2.1.2. Bases théoriques

La connaissance de l'état des contraintes dans un solide quelconque passe par la résolution des équations du mouvement. Soit un corps solide déformable  $\Omega$ , schématisé Figure III.1, de volume  $V$  et de surface  $S$  et de masse volumique  $\rho$ . Cette surface est divisée en deux parties  $S_u$  et  $S_t$ . Sur  $S_u$  les déplacements  $\bar{u}_i$  ( $i \in \{x, y, z\}$ ) sont imposés et les efforts surfaciques appliqués sont inconnus alors que sur  $S_t$  les sollicitations  $\bar{\tau}$  sont imposées et les

déplacements sont inconnus. Dans le solide, les forces de volumes  $f_i$  ( $i \in \{x, y, z\}$ ) sont connues tandis que les déplacements  $u_i$  ( $i \in \{x, y, z\}$ ), les déformations  $\varepsilon_{ij}$  ( $i, j \in \{x, y, z\}$ ) et les contraintes  $\sigma_{ij}$  ( $i, j \in \{x, y, z\}$ ) sont inconnus. La composante de la normale unitaire à  $S$  est notée  $n_i$  ( $i \in \{x, y, z\}$ ).

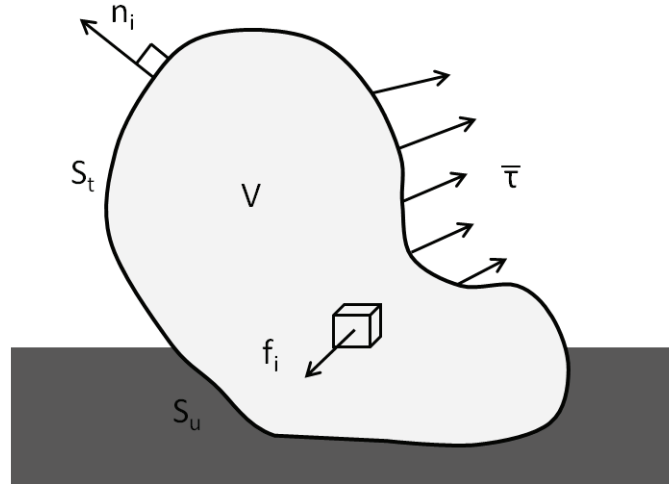


Figure III.1 : Schématisation du solide déformable  $\Omega$

Alors, la solution du problème doit satisfaire aux équations de mouvement du volume  $V$  :

$$\frac{d\sigma_{ij}}{dx_j} + f_i = \rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} \quad \text{Eq III.1}$$

$$\sigma_{ij} = \sigma_{ji} \quad \text{Eq III.2}$$

Ainsi qu'aux conditions aux limites sur la surface  $S_t$  :

$$n_i \sigma_{ij} = \tau_i \quad \text{Eq III.3}$$

La résolution exacte de ces équations est pratiquement impossible. Néanmoins pour pouvoir résoudre de manière approchée cette forme différentielle en se basant sur des techniques numériques, un passage à la forme intégrale est effectué.

Ainsi, les équations d'équilibre sont remplacées par une forme faible équivalente appelée formulation variationnelle. Ceci est réalisé en multipliant l'équation différentielle locale (Eq III.1) par un champ vectoriel de vitesses virtuelles  $\delta v_i$  cinématiquement acceptables et en intégrant sur tout le volume  $V$  :

$$\int_V \left( \delta v_i \left( \frac{d\sigma_{ij}}{dx_j} + f_i - \rho \ddot{v}_i \right) \right) dV = 0 \quad \text{Eq III.4}$$

En développant le produit dans l'intégrale pour pouvoir réaliser une intégration par parties et en appliquant les conditions aux limites aux surfaces (Eq III.3), l'expression du principe des travaux virtuels est retrouvée:

$$\delta W_{int} - \delta W_{ext} + \delta W_{inert} = 0 \quad \text{Eq III.5}$$

Avec :

$$\delta W_{int} = \int_V \sigma_{ij} \frac{\partial(\delta v_i)}{\partial x_j} dV \quad \text{Eq III.6}$$

$$\delta W_{ext} = \int_S (\delta v_i) \tau_i dS + \int_V f_i(\delta v_i) dV \quad \text{Eq III.7}$$

$$\delta W_{inert} = \int_V (\delta v_i) \rho \dot{v}_i dV \quad \text{Eq III.8}$$

où  $\delta W_{int}$  est l'énergie interne virtuelle,  $\delta W_{ext}$  représente le travail externe virtuel et  $\delta W_{inert}$  représente l'énergie virtuelle d'inertie. Le principe des travaux virtuels implique que le travail virtuel extérieur est égal à la somme des travaux virtuels intérieurs et d'accélération pour tout champ de déplacement admissible.

### III.2.1.3. Formulation des éléments finis

#### *III.2.1.3.1. Discrétisation*

Pour un certain nombre de structures complexes étudiées, il est possible de trouver naturellement une discrétisation basée sur la nature même des sous ensembles constituant cette structure : poutres, plaques minces ou épaisses... Pour chacun des ces sous ensembles, des modèles analytiques théoriques sont disponibles et un calcul basé sur l'assemblage de ces différents constituants semble intuitif.

Cependant, il existe bien d'autres types de structures pour lesquelles une telle discrétisation n'est pas aussi évidente, à cause d'une géométrie plus complexe ou bien à cause du type de sollicitation appliquée sur la structure. Il est alors nécessaire de passer par une technique d'approximation. Dans le cadre de la théorie présentée, la structure continue va être remplacée par un ensemble de sous domaines de formes géométriques simples : les éléments finis. Tous ces éléments sont interconnectés entre eux en des points appelés « nœuds ». La Figure III.2 illustre le principe de cette discrétisation.

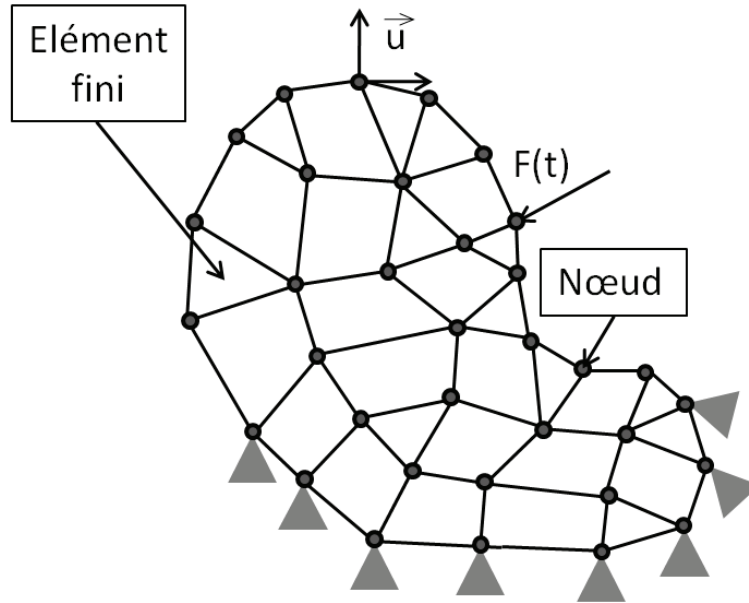


Figure III.2 : Discrétisation du solide déformable  $\Omega$

Il est possible de classer les différents éléments finis couramment utilisés en fonction de leur géométrie. Tout d'abord, les éléments unidimensionnels, rectilignes ou courbes, sont basés sur la théorie des poutres. Ensuite, les éléments bidimensionnels, plans ou courbes, triangulaires ou quadrangulaires, sont basés sur la théorie des plaques et coques en membrane ou en flexion. Enfin, les éléments tridimensionnels représentant des volumes et des coques épaisses permettent l'application directe de la mécanique des milieux continus via une loi de comportement choisie de manière pertinente.

#### III.2.1.3.2. Formulation

Le principe de la méthode des éléments finis est de caractériser le comportement de la structure étudiée en trouvant par le calcul les déplacements des nœuds. Ainsi, on définit des fonctions d'interpolation  $Nf_I(x, y, z)$  qui permettent de retrouver le déplacement au cours du temps  $u_i(t)$  ( $i \in \{x, y, z\}$ ) d'un point quelconque de la structure en fonction des déplacements  $u_{il}(t)$  au nœud  $I$  :

$$u_i(t) = Nf_I \cdot u_{il}(t) \quad \text{Eq III.9}$$

Ainsi, la vitesse et l'accélération en ce point s'expriment :

$$\begin{aligned} v_i(t) &= Nf_I \cdot v_{il}(t) \\ \dot{v}_i(t) &= Nf_I \cdot \dot{v}_{il}(t) \end{aligned} \quad \text{Eq III.10}$$

où  $v_{il}$  et  $\dot{v}_{il}$  sont respectivement la vitesse et l'accélération du nœud  $I$ .

Le champ de vitesses virtuelles s'écrit alors de la même façon :

$$\delta v_i(t) = N f_I \cdot \delta v_{il}(t) \quad \text{Eq III.11}$$

En combinant ce dernier terme avec l'expression des puissances virtuelles (Eq III.6, III.7 et III.8), il est possible de définir les forces internes  $f_{il}^{int}$ , les forces externes  $f_{il}^{ext}$  et les forces d'inertie  $f_{il}^{inert}$  aux nœuds  $I$  :

$$f_{il}^{int} = \int_V \sigma_{ij} \frac{\partial N f_I}{\partial x_j} dV \quad \text{Eq III.12}$$

$$f_{il}^{ext} = \int_S N f_I \cdot \tau_i dS + \int_V f_i \cdot N f_I dV \quad \text{Eq III.13}$$

$$f_{il}^{inert} = M_{II} \dot{v}_{il} \quad \text{Eq III.14}$$

Où  $M_{IJ}$  est un terme de la matrice de masse élémentaire définie par :

$$M_{IJ} = \int_V \rho N f_I \cdot N f_J dV \quad \text{Eq III.15}$$

Ainsi, d'après le principe de puissances virtuelles, pour n'importe quel champ des vitesses virtuelles  $\delta v_{il}$ , on a :

$$\delta v_{il} (M_{II} \dot{v}_{il} + f_{il}^{int} - f_{il}^{ext}) = 0 \quad \text{Eq III.16}$$

Ce qui mène à l'équation de mouvement sous forme matricielle :

$$[M] \frac{d}{dt} \{v\} = \{f^{ext}\} - \{f^{int}\} \quad \text{Eq III.17}$$

#### III.2.1.4. Schémas d'intégration

Pour trouver des solutions à l'équation différentielle (Eq III.17) définie précédemment le choix d'un algorithme de résolution doit être fait. Pour les problèmes d'éléments finis en dynamique, il est possible de distinguer deux schémas : implicite et explicite. Le premier est utilisé pour des problèmes statiques et dynamiques à basse fréquence tandis que le deuxième est plus adapté aux problèmes de propagation d'ondes et d'impact à haute vitesse.



En dynamique, les sollicitations externes et les réponses de la structure évoluent au cours du temps. Il est alors nécessaire de discrétiser la durée du problème  $[t_0, t_{fin}]$  en un certain nombre d'intervalles de temps  $\Delta t$  et de résoudre l'équation de mouvement à chaque instant  $t_i$ ,  $i \in \{0, \dots, fin\}$  et tel que  $t_{i+1} = t_i + \Delta t$ .

La résolution de l'équation (Eq III.17) peut se faire par intégration directe en utilisant le schéma de Newmark. Cette méthode consiste à déterminer par un développement limité la position et la vitesse à l'instant  $t_{n+1}$  à partir des mêmes grandeurs à l'instant  $t_n$ . Ce développement contient un terme d'erreur du troisième ordre proportionnel à la dérivée de l'accélération. Diverses hypothèses permettent de remplacer cette dérivée troisième par l'accélération au temps précédent en introduisant deux paramètres  $\gamma$  et  $\beta$ , appelés constantes de Newmark :

$$u_{n+1} = u_n + \Delta t \cdot \dot{u}_n + \left(\frac{1}{2} - \beta\right) \Delta t^2 \ddot{u}_n + \beta \cdot \Delta t^2 \ddot{u}_{n+1} \quad \text{Eq III.18}$$

$$\dot{u}_{n+1} = \dot{u}_n + (1 - \gamma) \Delta t \cdot \ddot{u}_n + \gamma \cdot \Delta t \cdot \ddot{u}_{n+1} \quad \text{Eq III.19}$$

#### III.2.1.4.1. Schéma explicite

Ce schéma d'intégration est dit explicite car dans ce calcul, le déplacement au temps  $n + 1$  est obtenu à partir des grandeurs au pas  $n$ . Ainsi, ce schéma s'obtient en posant  $\beta = 0$  et  $\gamma = 1/2$  dans les formules de Newmark.

$$u_{n+1} = u_n + \Delta t \cdot \dot{u}_n + \frac{\Delta t^2}{2} \ddot{u}_n \quad \text{Eq III.20}$$

À partir des déplacements, les déformations, les contraintes et donc les forces internes sont calculées au pas  $n + 1$ . L'équation du mouvement peut ensuite être résolue afin d'obtenir les accélérations  $\ddot{u}_{n+1}$ . La deuxième formule de Newmark peut alors être appliquée pour trouver les vitesses  $\dot{u}_{n+1}$  :

$$\dot{u}_{n+1} = \dot{u}_n + \frac{\Delta t}{2} (\ddot{u}_n + \ddot{u}_{n+1}) \quad \text{Eq III.21}$$

Cependant, la plupart des codes dits « explicites » utilisent un algorithme de résolution légèrement différent. En effet, les comportements non linéaires imposent de connaître le taux des déformations calculé à partir des vitesses. De plus, les grandes déformations incitent à

calculer ces dernières au demi pas de temps  $n + 1/2$  en fonction de l'accélération au temps  $n$ . Le schéma explicite prend alors la forme suivante [RADIOSS, 2010] :

Tout d'abord, l'accélération au pas  $n$  est calculée :

$$\ddot{u}_n = [M]^{-1}(f^{ext} - f^{int}) \quad \text{Eq III.22}$$

Ensuite, la vitesse au demi pas de temps est trouvée :

$$\dot{u}_{n+\frac{1}{2}} = \dot{u}_{n-\frac{1}{2}} + \Delta t_{n+\frac{1}{2}} \ddot{u}_n \quad \text{Eq III.23}$$

avec

$$\Delta t_{n+\frac{1}{2}} = \frac{\Delta t_n + \Delta t_{n+1}}{2} \quad \text{Eq III.24}$$

Enfin, les déplacements au pas  $n + 1$  sont calculés :

$$u_{n+1} = u_n + \Delta t_{n+1} \dot{u}_{n+\frac{1}{2}} \quad \text{Eq III.25}$$

#### III.2.1.4.2. Stabilité

Ce schéma d'intégration a pour propriété d'être conditionnellement stable, c'est-à-dire que le pas de temps  $\Delta t$  ne doit pas dépasser une certaine valeur critique au-delà de laquelle le calcul va diverger. Si on note  $\omega_{max}$  la plus grande fréquence propre du système, la condition de stabilité s'exprime sous la forme :

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega_{max}} = \Delta t_{critique} \quad \text{Eq III.26}$$

En pratique, le pas de temps critique est calculé en fonction de la taille du plus petit élément et de la vitesse de propagation du son dans la structure :

$$\Delta t_{critique} = \frac{l}{c} \quad \text{Eq III.27}$$

où  $l$  est la longueur caractéristique de l'élément et  $c$  la vitesse de propagation du son dans le matériau. Dans un milieu continu élastique on a  $c = \sqrt{E/\rho}$ .

### III.2.1.5. Algorithme Radioss

La procédure numérique des méthodes de calcul éléments finis explicites peut être résumée à chaque pas de temps de la façon suivante [RADIOSS, 2010] :

- Au pas de temps  $n$  les déplacements, les vitesses, les accélérations et les efforts extérieurs sont établis.
- Une boucle sur les éléments est effectuée afin de calculer les efforts internes et la valeur du prochain pas de temps. Les calculs effectués dans cette boucle sont accessibles et modifiables par l'utilisateur via l'utilisation de l'option « User Element » du logiciel Radioss.

- Calcul du taux des déformations dans l'élément :

$$\dot{\epsilon}_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial N f_I}{\partial x_i} \dot{u}_{jI} + \frac{\partial N f_I}{\partial x_j} \dot{u}_{iI} \right) \quad \text{Eq III.28}$$

- Calcul des taux des contraintes à partir de la loi de comportement du matériau :

$$\dot{\sigma}_{ij} = f(\dot{\epsilon}, \text{loi matériau}) \quad \text{Eq III.29}$$

- Calcul des contraintes par intégration explicite dans le temps :

$$\sigma_{ij}(t + \Delta t) = \sigma_{ij}(t) + \dot{\sigma}_{ij} \Delta t \quad \text{Eq III.30}$$

- Calculs des efforts internes aux nœuds à partir de (Eq III.12)

- Calcul du prochain pas de temps.
- Les forces de contact entre les interfaces sont ensuite calculées et les forces internes sont assemblées aux nœuds.
- Les nouvelles valeurs des accélérations sont ensuite calculées à chaque nœud :

$$\ddot{u}_{iI} = [M]^{-1} (f_{iI}^{ext} - f_{iI}^{int}) \quad \text{Eq III.31}$$

- Les valeurs des vitesses et des déplacements des nœuds au temps  $n + 1$  sont calculées par intégration explicite dans le temps.

### **III.2.2. Éléments de thermodynamique des milieux continus**

#### **III.2.2.1. Introduction**

Les phénomènes physiques de déformation ou de rupture dans un matériau peuvent être complexes. Pour les représenter au mieux, il est nécessaire d'utiliser une méthode fondée sur des principes généraux gouvernant les variables représentatives de l'état du milieu matériel.

Cette partie a pour but de définir le cadre thermodynamique théorique qui permet de guider la modélisation phénoménologique. Cette présentation s'inspire de nombreux travaux existants parmi lesquels nous citerons [LEMAITRE & CHABOCHE, 1996], [LEMAITRE & DESMORAT, 2005], [GERMAIN, 2006], [MARGUET, 2007] et [ROZYCKI, 2000].

#### **III.2.2.2. Principes**

##### *III.2.2.2.1. Premier Principe*

Le principe fondamental de la thermodynamique est une loi de conservation de l'énergie. Soit un sous-domaine  $D$  de frontière  $\partial D$  du milieu matériel étudié. Elle possède une énergie interne  $E$  ( $J$ ) qui est la somme sur son volume de l'énergie interne spécifique  $e$  ( $J/kg$ ).

$$E = \int_D \rho e dV \quad \text{Eq III.32}$$

Où  $\rho$  ( $kg/m^3$ ) représente la masse volumique.  $D$  possède aussi une énergie cinétique  $K$  ( $J$ ) :

$$K = \frac{1}{2} \int_D \rho \vec{v} \cdot \vec{v} dV \quad \text{Eq III.33}$$

où  $\vec{v}$  ( $m/s$ ) représente la vitesse d'un point de  $D$ . Soit  $Q$  ( $J/s$ ) le taux de chaleur reçu par le domaine  $D$ . Il est divisé en deux termes : un terme représentant la chaleur créée dans le volume  $D$  et un terme représentant les échanges de chaleur avec l'environnement extérieur à travers la frontière  $\partial D$ .

$$Q = \int_D r dV - \int_{\partial D} \vec{q} \cdot \vec{n} dS \quad \text{Eq III.34}$$

Avec  $r$  ( $J/m^3$ ) la densité volumique de production de chaleur et  $q$  ( $J/m^2$ ) le vecteur courant de chaleur.

Le premier principe de la thermodynamique postule alors qu'à chaque instant, la variation des énergies interne et cinétique est égale à la somme de la chaleur reçue et de la puissance des efforts extérieurs appliqués au système  $W_{ext}$  ( $J/s$ ), qui a été définie (Eq III.7).

$$\frac{d}{dt}(E + K) = W_{ext} + Q \quad \text{Eq III.35}$$

Or, on remarque que

$$W_{inert} = \frac{dK}{dt} \quad \text{Eq III.36}$$

Ainsi, en utilisant la relation  $W_{ext} = W_{inert} + W_{int}$  des puissances virtuelles l'équation d'énergie devient :

$$\frac{dE}{dt} = W_{int} + Q \quad \text{Eq III.37}$$

En utilisant le théorème de la divergence et dans l'hypothèse des petites perturbations, on obtient :

$$\int_D \left[ \rho \frac{de}{dt} - \sigma : \dot{\epsilon} - r + \text{div}(\vec{q}) \right] = 0 \quad \text{Eq III.38}$$

Enfin, en remarquant que cette relation est vérifiée pour tout sous-domaine  $D$ , on en déduit pour tout point du milieu matériel:

$$\rho \frac{de}{dt} - \sigma : \dot{\epsilon} - r + \text{div}(\vec{q}) = 0 \quad \text{Eq III.39}$$

#### III.2.2.2.2. *Second Principe*

Ce principe permet d'introduire deux nouvelles variables : la température  $T$  ( $K$ ) et l'entropie  $S$  ( $J/K$ ), définie de la manière suivante :

$$S = \int_D \rho s \, dV \quad \text{Eq III.40}$$

L'entropie exprime, dans le cadre de la thermodynamique des milieux continus, une variation d'énergie associée à une variation de température.

Le second principe postule que le taux de production d'entropie est toujours supérieur ou égal au taux de chaleur reçu divisé par la température.

$$\frac{dS}{dt} \geq \frac{Q}{T} \quad \text{Eq III.41}$$

En remplaçant  $Q$  par son expression et en utilisant le théorème de la divergence, on obtient :

$$\int_D \left( \rho \frac{ds}{dt} + \text{div} \left( \frac{\vec{q}}{T} \right) - \frac{r}{T} \right) dV \geq 0 \quad \text{Eq III.42}$$

Cette inégalité étant vraie quel que soit le sous-domaine  $D$ , elle est donc vérifiée localement :

$$\rho \frac{ds}{dt} + \text{div} \left( \frac{\vec{q}}{T} \right) - \frac{r}{T} \geq 0 \quad \text{Eq III.43}$$

En remplaçant  $r$  par son expression obtenue à partir du premier principe de la thermodynamique (Eq III.39), et en multipliant par  $T > 0$ , le bilan d'entropie se réécrit :

$$\rho \left( T \frac{ds}{dt} - \frac{de}{dt} \right) + \sigma : \dot{\varepsilon} - \frac{\vec{q} \cdot \overrightarrow{\text{grad} T}}{T} \geq 0 \quad \text{Eq III.44}$$

Enfin, en introduisant une nouvelle variable, l'énergie libre spécifique  $\psi = e - Ts$ , l'inégalité de Clausius-Duhem est obtenue :

$$\sigma : \dot{\varepsilon} - \rho \left( \frac{d\psi}{dt} + s \frac{dT}{dt} \right) - \frac{\vec{q} \cdot \overrightarrow{\text{grad} T}}{T} \geq 0 \quad \text{Eq III.45}$$

### III.2.2.3. Méthode de l'état local - Variables d'état

La thermodynamique des milieux continus est basée sur la méthode de l'état local. Cette méthode consiste à décrire le comportement d'un point à un instant donné par un certain nombre de variables ne dépendant que du point considéré. L'évolution du milieu est définie comme une succession d'états d'équilibres. Les processus choisis pour décrire le comportement du matériau seront thermodynamiquement admissibles si, à chaque instant de l'évolution, l'inégalité de Clausius-Duhem est satisfaite.



C'est par le choix de la nature et du nombre des variables d'état que les phénomènes physiques sont plus ou moins finement décrits. Ces variables sont distinguées en variables observables et variables internes.

Les variables observables sont les variables imposées par le formalisme de la mécanique des milieux continus. Pour les phénomènes mécaniques classiques comme l'élasticité, la plasticité ou bien l'endommagement, on se limite à deux variables observables : la température  $T$  et la déformation totale  $\varepsilon$  (en petites déformations). Dans le cas où ces phénomènes sont réversibles, l'état ne dépend que de ces deux variables.

Les variables internes, notées  $V_k$ , sont associées aux phénomènes dissipatifs. Pour ces phénomènes, l'état actuel du milieu dépend de l'histoire passée, qui est représentée par les valeurs à chaque instant de ces variables. Elles décrivent l'état interne de la matière et il n'est pas possible de les mesurer par des observations directes.

Le choix de la nature des variables internes n'est pas objectif. Il dépend du sens physique ou du type d'application envisagée. Par exemple, la prise en compte de la plasticité dans un matériau nécessite l'introduction de la variable déformation plastique  $\varepsilon_p = \varepsilon_t - \varepsilon_e$  où  $\varepsilon_t$  représente la déformation totale et  $\varepsilon_e$  la déformation élastique. D'autres phénomènes comme l'écrouissage ou bien l'endommagement nécessitent eux aussi l'introduction de variables internes spécifiques.

#### III.2.2.4. Potentiel thermodynamique

L'existence d'un potentiel thermodynamique duquel dérivent les lois d'état est postulé. Pour pouvoir vérifier *a priori* les conditions de stabilité thermodynamique imposées par l'inégalité de Clausius-Duhem, il doit être concave par rapport à la température et convexe par rapport aux autres variables d'état. Le potentiel choisi est le potentiel énergie libre spécifique, exprimé en  $J/kg$ , qui dépend des variables observables et des variables internes.

$$\psi = \psi(\varepsilon_e, \varepsilon_p, T, V_k) \quad \text{Eq III.46}$$

Ainsi, en utilisant l'inégalité de Clausius-Duhem on obtient :

$$\left(\sigma - \rho \frac{\partial \psi}{\partial \varepsilon_e}\right) : \dot{\varepsilon}_e + \sigma : \dot{\varepsilon}_p - \rho \left(s + \frac{\partial \psi}{\partial T}\right) \dot{T} - \frac{\partial \psi}{\partial V_k} \dot{V}_k - \frac{\vec{q} \cdot \overrightarrow{\text{grad}} T}{T} \geq 0 \quad \text{Eq III.47}$$

Cette dernière relation devant être vérifiée pour un certain nombre de transformations, il est possible d'annuler indépendamment certains termes. En effet, on peut imaginer dans un

premier temps une transformation purement élastique et dans un deuxième temps une transformation thermique de dilatation pour retrouver les expressions qui définissent les lois de la thermoélasticité :

$$\sigma = \rho \frac{\partial \psi}{\partial \varepsilon_e} \quad \text{Eq III.48}$$

$$s = - \frac{\partial \psi}{\partial T} \quad \text{Eq III.49}$$

Par analogie, on définit les variables forces thermodynamiques  $A_k$  associées aux variables internes par :

$$A_k = \rho \frac{\partial \psi}{\partial V_k} \quad \text{Eq III.50}$$

Ces variables n'ayant pas encore été introduites, c'est la donnée du potentiel thermodynamique qui les définit.

#### i. Potentiel de dissipation

Concernant les variables internes, le potentiel thermodynamique permet uniquement de définir leurs variables associées. Ainsi, pour décrire leur évolution, on introduit un potentiel de dissipation, dont l'existence est postulée, fonction des forces thermodynamiques associées aux variables internes.

$$\phi = \sigma : \dot{\varepsilon}_p - A_k \cdot \dot{V}_k - \frac{\vec{q} \cdot \overrightarrow{\text{grad}T}}{T} \quad \text{Eq III.51}$$

Les lois complémentaires d'évolution peuvent alors être définies :

$$\begin{aligned} \dot{\varepsilon}_p &= \frac{\partial \phi}{\partial \sigma} \\ -\dot{V}_k &= \frac{\partial \phi}{\partial A_k} \\ -\frac{\vec{q}}{T} &= \frac{\partial \phi}{\partial \overrightarrow{\text{grad}T}} \end{aligned} \quad \text{Eq III.52}$$

La problématique de la modélisation des phénomènes réside dans la détermination de l'expression analytique du potentiel thermodynamique et du potentiel de dissipation. Leur identification d'après des expériences caractéristiques est difficile, et les valeurs du potentiel de dissipation sont presque inaccessibles à la mesure car elle représente une énergie le plus souvent dissipée sous forme de chaleur. Ainsi, les lois complémentaires d'évolution sont identifiées directement et le potentiel de dissipation sert de guide.

### III.2.3. Modélisation des composites

Cette partie a pour objectif de faire un état de l'art des différentes stratégies de modélisation mises en place pour les matériaux composites stratifiés et tissés sous sollicitation d'impact.

#### III.2.3.1. Modélisation des stratifiés

##### *III.2.3.1.1. Modèles pour le pli*

La simulation de la réponse des plaques composite stratifiées à un impact a fait l'objet de nombreuses études.

La modélisation de l'initiation et de la propagation des dommages dans le pli a été étudiée par [LADEVEZE, 1991][LADEVEZE, 1992]. Un modèle, basé sur la mécanique de l'endommagement, permettant de reproduire à l'échelle mesoscopique les dommages observés à l'échelle microscopique, est développé. Des variables d'endommagement  $d$  et  $d'$  agissant sur les raideurs du pli sont introduites afin de modéliser les fissurations de la matrice ainsi que les décohésions entre les fibres et la résine. On note que l'endommagement dans le sens transverse ne se fait qu'en traction :

$$\begin{aligned}\varepsilon_l^e &= \frac{\sigma_l}{E_l} - \frac{\nu_{lt}\sigma_t}{E_l} \\ \varepsilon_t^e &= \frac{\langle\sigma_t\rangle_+}{E_t(1-d')} - \frac{\langle\sigma_t\rangle_-}{E_t} - \frac{\nu_{12}\sigma_l}{E_l} \\ \varepsilon_{lt}^e &= \frac{\sigma_{lt}}{2G_{lt}(1-d)}\end{aligned}\tag{Eq III.53}$$

où l'indice  $l$  représente le sens longitudinal du pli et  $t$  le sens transverse. Ces paramètres d'endommagement sont calculés à partir d'un critère énergétique. Ils sont une fonction linéaire du taux de restitution d'énergie  $Y_{max}$  :

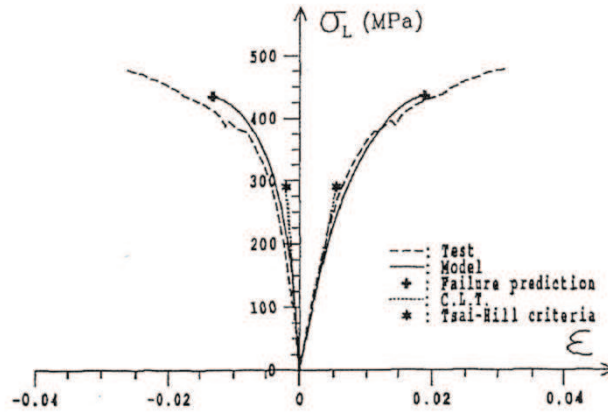
$$\begin{aligned}d &= \frac{\langle Y_{max} - Y_0 \rangle_+}{Y_c} \\ d' &= \frac{\langle Y_{max} - Y'_0 \rangle_+}{Y'_c}\end{aligned}\tag{Eq III.54}$$

Ce taux prend en compte le couplage entre les fissurations de la matrice et les décohésions fibres/résine grâce à l'introduction d'un paramètre  $b$  :

$$Y_{max}(\tau) = \sup_{t \leq \tau} \left( \sqrt{\frac{1}{2} \frac{\sigma_{lt}^2}{G_{lt}(1-d)^2} + b \cdot \frac{1}{2} \frac{\langle \sigma_t \rangle_+^2}{E_t(1-d')^2}} \right) \quad \text{Eq III.55}$$

De plus, afin de modéliser les déformations non linéaires introduites par les dommages, un modèle de pseudo-plasticité est construit.

Ce modèle est validé grâce à des tests de traction uni axiaux de stratifiés.



**Figure III.3 : Courbes expérimentales et numériques contrainte/déplacement d'un cas de traction**  
[LADEVEZE, 1991]

#### III.2.3.1.2. Modèles pour le stratifié

La modélisation de la réponse à l'impact du stratifié complet fait apparaître la problématique de la simulation du délaminage.

Guinard [GUINARD, 2002] présente une stratégie de modélisation qui se déroule en deux étapes. Premièrement, un calcul élastique en deux dimensions est effectué sur la plaque complète grâce à l'utilisation d'un logiciel de calcul éléments finis standard. À l'issue de ce calcul, les déplacements dans la zone de l'impact sont extraits.

Deuxièmement, un calcul non linéaire en trois dimensions est effectué à partir des déplacements récupérés. Dans ce calcul, basé sur la formulation de l'endommagement des plis présentée précédemment, l'endommagement des propriétés en cisaillement transverse est pris en compte.

Ce modèle permet ainsi de représenter l'endommagement dans tout le stratifié (Figure III.4).

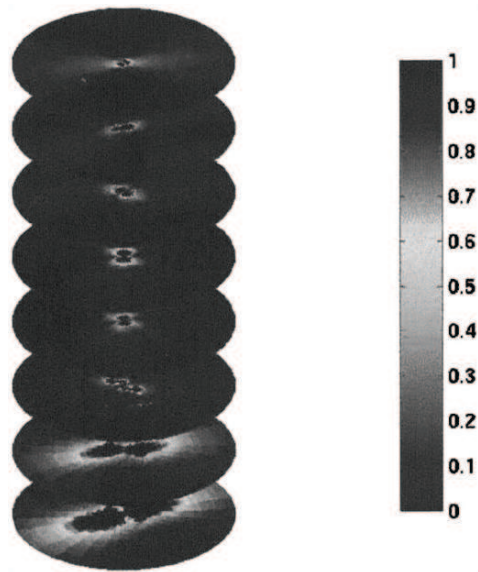


Figure III.4 : Visualisation de l'endommagement dans un stratifié soumis à un impact [GUINARD, 2002]

Une autre stratégie permettant de simuler la réponse à l'impact du stratifié consiste à le représenter par la méthode des éléments finis. Hou [HOU, 2001] propose de modéliser le matériau en utilisant une couche d'éléments volumes par pli. Pour modéliser le délaminage, il introduit un critère de rupture dépendant des contraintes hors plan et de deux variables de dégradation représentant la fissuration de la matrice et la rupture des fibres. Les résultats obtenus permettent de corréler les observations expérimentales.

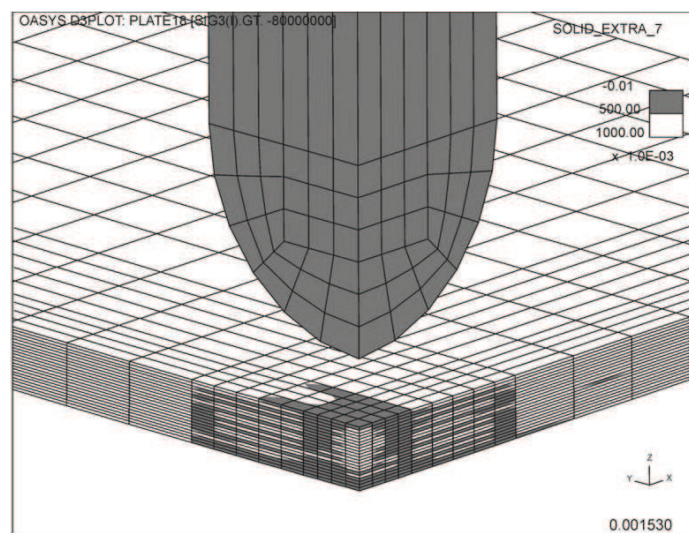


Figure III.5 : Modèle élément fini d'impact sur stratifié [HOU, 2001]

La représentation des stratifiés par des éléments finis peut être raffinée grâce à l'utilisation d'éléments endommageables particuliers situés entre les plis modélisés en 3D [LI, 2004] [DE MOURA, 2003]. Les propriétés de ces éléments d'interface sont celles de la résine et leur comportement est basé sur des essais d'identification d'ouverture de fissure en

mode I, II et III. Cette stratégie permet d'obtenir une bonne corrélation des mesures du délaminage obtenu expérimentalement (Figure III.6).

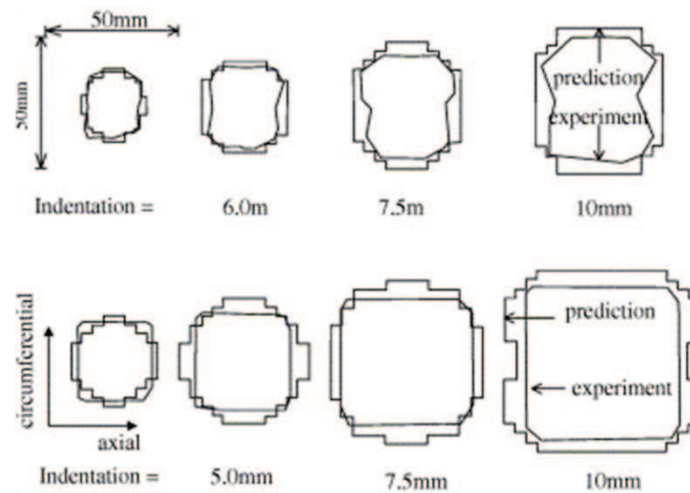


Figure III.6 : Comparaison délaminage obtenu expérimentalement / prédiction numérique [LI, 2004]

Enfin, Bouvet [BOUVET, 2009] propose d'utiliser des éléments d'interface non seulement pour modéliser le délaminage mais aussi pour modéliser les fissurations de la matrice au sein du pli. Cette stratégie permet de bien représenter le couplage entre l'endommagement de la résine et le délaminage (Figure III.7).

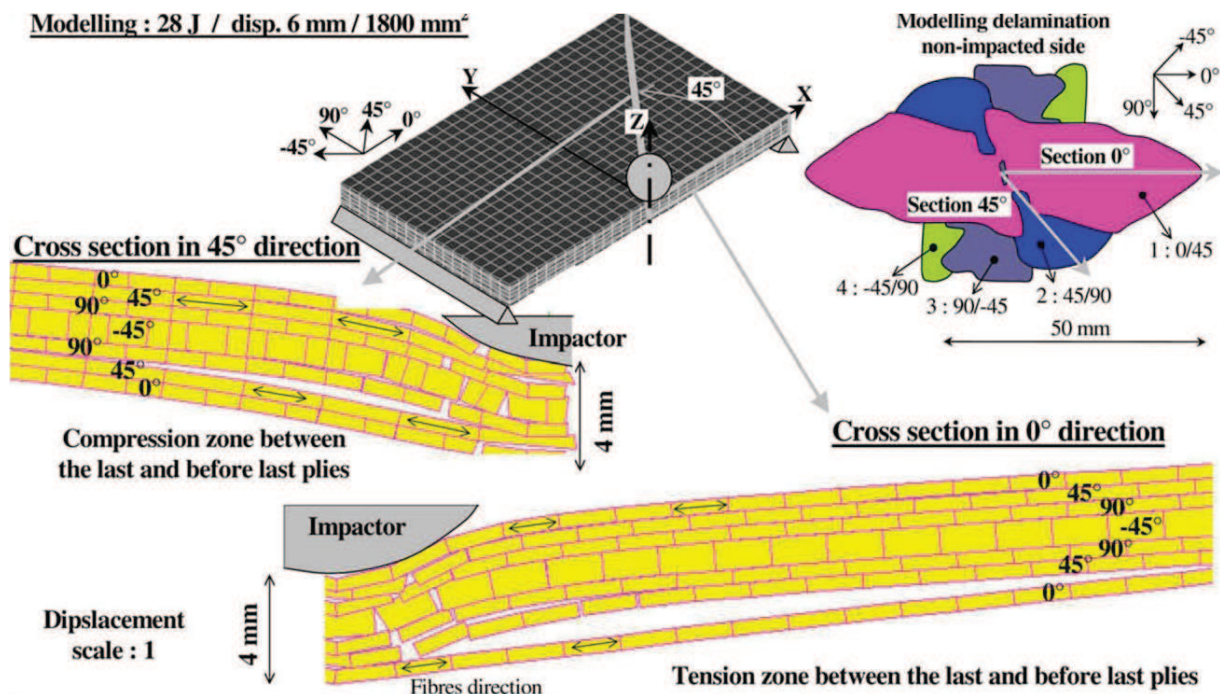


Figure III.7 : Modélisation des fissurations par des éléments d'interface [BOUVET, 2009]

Les résultats obtenus permettent de retrouver avec une bonne précision les délaminages observés lors des essais.



### III.2.3.2. Modélisation des tissus

L'étude des travaux concernant les modèles d'impact sur les tissus en composite permet de relever trois grandes stratégies de modélisation. En effet, les modèles peuvent être formulés soit à l'échelle du panneau, soit à l'échelle de la mèche ou soit en mettant en place une stratégie multi-échelle pour combiner les avantages de ces deux modèles.

#### III.2.3.2.1. Modèles homogénéisés

La première méthode de modélisation présentée consiste à modéliser le tissu grâce à des éléments bidimensionnels.

Iannucci [IANNUCCI, 2004], [IANNUCCI, 2006] propose une modélisation basée sur l'utilisation d'éléments de plaque endommageables. La loi matériau utilisée est une loi orthotrope. Pour représenter le comportement particulier du tissu à l'impact, il introduit des variables d'endommagement représentant la rupture des fibres de chaîne, la rupture des fibres de trame et la détérioration des mèches et de la résine en cisaillement plan. Cet endommagement est différent selon que le tissu est en traction ou en compression. Un exemple de résultat est donné Figure III.8 pour un impact à 9J et pour une vitesse de 2,6 m/s.

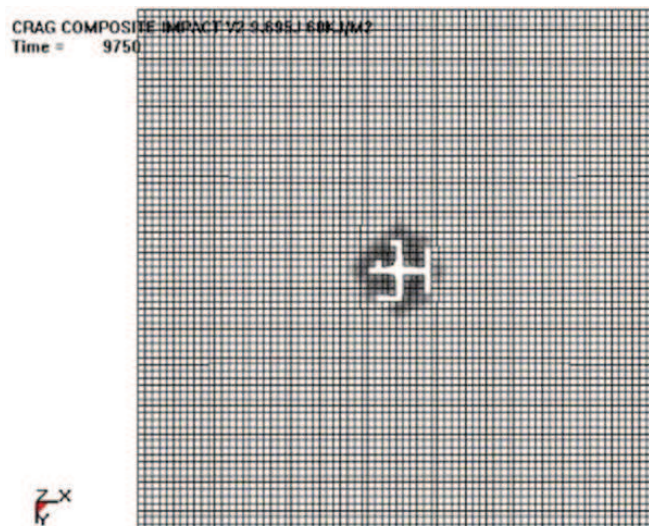
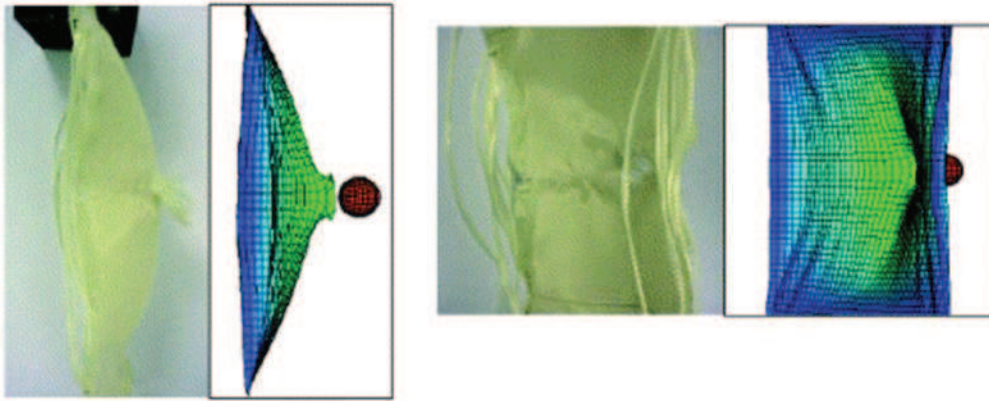


Figure III.8 : Modélisation d'un impact à 9J pour une vitesse de 2,6 m/s [IANNUCCI, 2006]

L'auteur conclut que cette modélisation est plus adaptée à des sollicitations du type impacts balistiques pour des panneaux à faible épaisseur.

De la même manière, Lim [LIM, 2002] a modélisé un impact balistique sur un tissu Twaron en utilisant des éléments de membrane (Figure III.9).





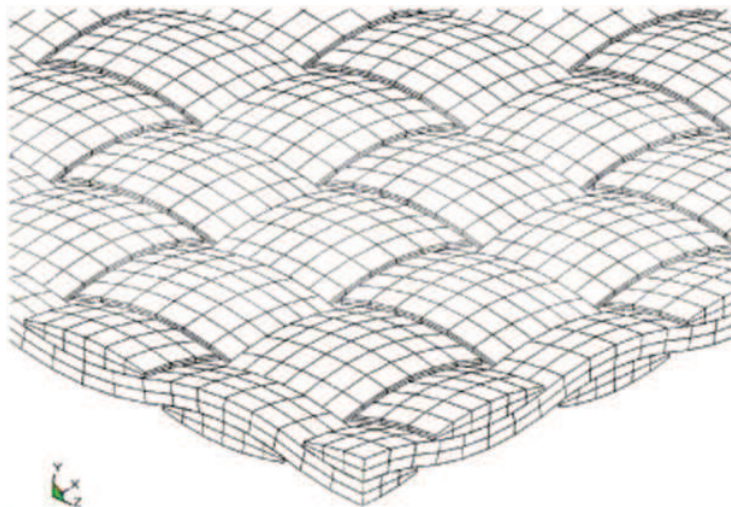
**Figure III.9 : Modélisation d'un impact balistique sur un tissu Twaron [LIM, 2002]**

Dans ce modèle, la viscoélasticité est prise en compte, et le critère de rupture du tissu a été choisi dépendant du taux de déformation. L'auteur conclut que bien que ce modèle présente des premiers résultats intéressants, il ne permet pas de reproduire avec précision la réponse du tissu pour un impact balistique car la friction mèche-mèche pour ces types de sollicitations et de matériau semble importante.

#### *III.2.3.2.2. Modèles à l'échelle de la mèche*

La deuxième stratégie de modélisation consiste à ne plus considérer le tissu comme une plaque homogénéisée et à modéliser les mèches qui constituent le matériau.

Duan [DUAN, 2005] présente un modèle où les mèches sont modélisées grâce à des éléments volumes. Les mouvements relatifs entre les différentes mèches sont autorisés et le frottement est pris en compte (Figure III.10).



**Figure III.10 : Modélisation à l'échelle de la mèche [DUAN, 2005]**

Ce modèle a permis de reproduire la forte chute de vitesse de l'impacteur aux premiers instants d'un impact à 200 m/s d'un projectile d'une masse de 2g et d'un diamètre de 8 mm.

Cette échelle de modélisation a été encore plus réduite par Zhou [ZHOU, 2004]. En effet, ce dernier propose un modèle où le tissu est représenté à l'échelle du fil de la mèche (Figure III.11).

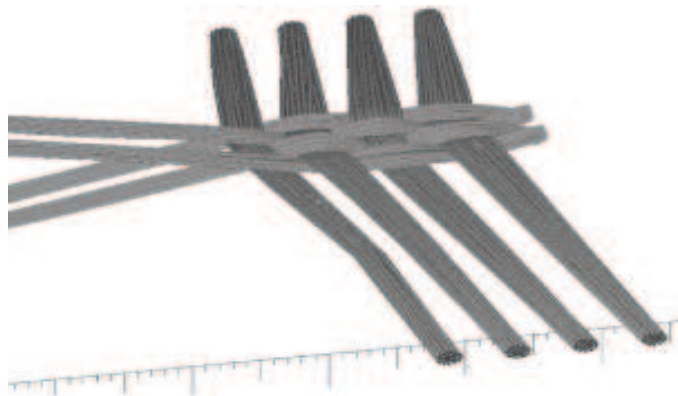


Figure III.11 : Modélisation à l'échelle du fil [ZHOU, 2004]

Chaque fil est modélisé par une chaîne d'éléments unidimensionnels de type barre. Dans ce modèle, le contact entre les fils est géré mais les frottements ne sont pas pris en compte.

L'objectif de ce modèle est de mieux comprendre le comportement de tissus aux motifs de tissage complexes (tissus 3D) et d'observer l'influence du processus de fabrication.

#### III.2.3.2.3. *Modèles multi-échelles*

Ainsi, il existe deux échelles de modélisation pour les tissus composites qui permettent : soit de représenter de manière moins détaillée le tissu et d'obtenir des résultats approximatifs pour des temps de calcul très acceptables, soit de gagner en précision de représentation mais en sacrifiant le temps de calcul.

La troisième stratégie consiste à trouver un compromis entre ces deux types de modélisations en travaillant sur les deux échelles simultanément.

Bahei-El-Din [BAHEI-EL-DIN, 2003] propose une modélisation basée sur l'utilisation d'un volume élémentaire représentatif d'un motif du tissu. Ce volume est représenté grâce à des éléments 3D (Figure III.12)

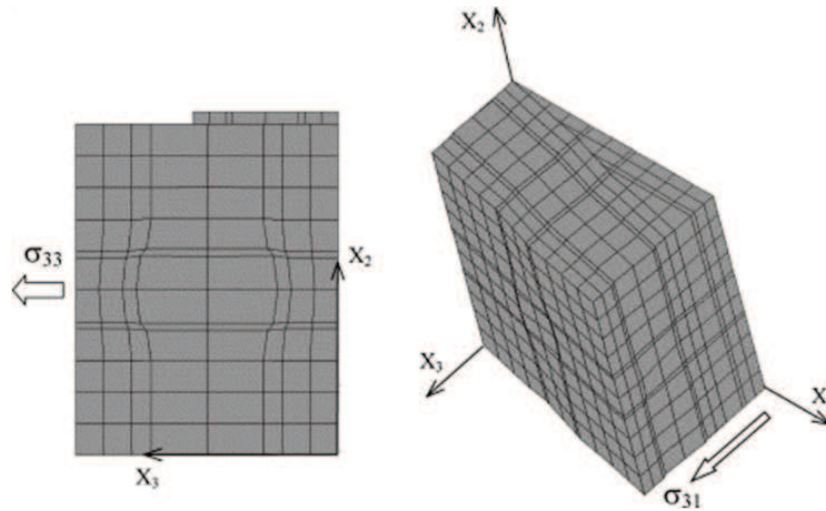


Figure III.12 : Volume élémentaire représentatif [BAHEI-EL-DIN, 2003]

A partir de ce volume représentatif, le tissu est modélisé à une échelle supérieure en utilisant une méthode de changement d'échelle. Ainsi, ce modèle permet de représenter la fissuration de la matrice, la décohésion mèches-matrice et la rupture des fibres.

Une autre méthode de résolution multi-échelle est proposée par Nilakantan [NILAKANTAN, 2010]. Son principe consiste à modéliser le tissu à l'échelle de la mèche dans une région proche de l'impact et d'adopter une modélisation homogénéisée du tissu loin de l'impact. Pour cela, il divise le modèle en trois régions R1, R2 et R3, représentées Figure III.13.

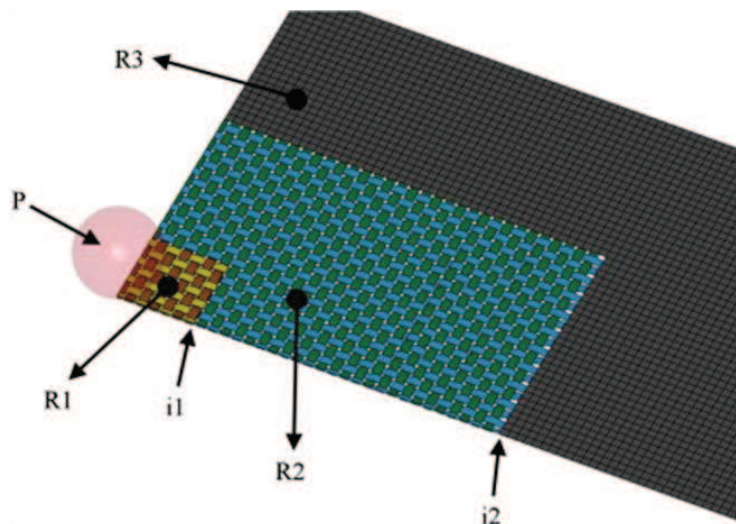


Figure III.13 : Présentation des trois régions du maillage multi-échelle [NILAKANTAN, 2010]

- La région R1, située sous l'impact, est constituée de mèches modélisées en 3D.
- La région R2 est une région de « transition » où les mèches sont représentées par des éléments plaque.

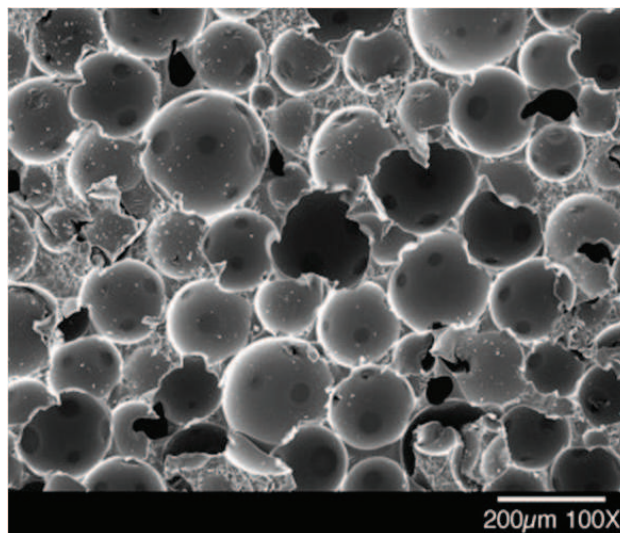
- La région R3 est composée d'éléments plaque représentant le tissu homogénéisé. Cette méthode permet de réaliser jusqu'à 80% de gain en terme de temps de calcul et d'allocation de mémoire sans pour autant perdre en précision sur les résultats.

### **III.2.4. Modélisation de la mousse**

#### **III.2.4.1. Comportement de la mousse**

Les mousses utilisées pour stabiliser les pales d'hélicoptère sont des mousses polymères dont le comportement statique et dynamique est particulier.

La mousse est un matériau complexe obtenu par émulsion ou expansion d'un polymère. Sa structure microscopique est alvéolaire. La Figure III.14 représente une visualisation des cellules d'une mousse polyuréthane au MEB [JIN, 2007]. Cette architecture particulière est à l'origine du comportement caractéristique de la mousse.



**Figure III.14 : Visualisation des cellules d'une mousse PU au MEB [JIN, 2007]**

Kabir [KABIR, 2006] montre que le comportement en traction est élastoplastique (Figure III.15). Il observe que plus la densité de la mousse est grande, plus son module en traction est important. Ceci est dû au fait que plus la densité augmente, plus l'épaisseur des parois des cellules est importante.



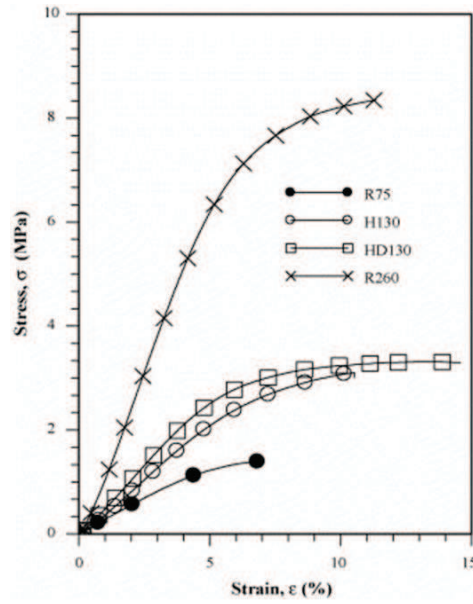


Figure III.15 : Comportement en traction de mousses pour différentes densités [KABIR, 2006]

Le comportement de la mousse est fortement non linéaire en compression. La réponse d'une mousse polyuréthane à une compression uniaxiale a été tracée Figure III.16 [GONG, 2004].

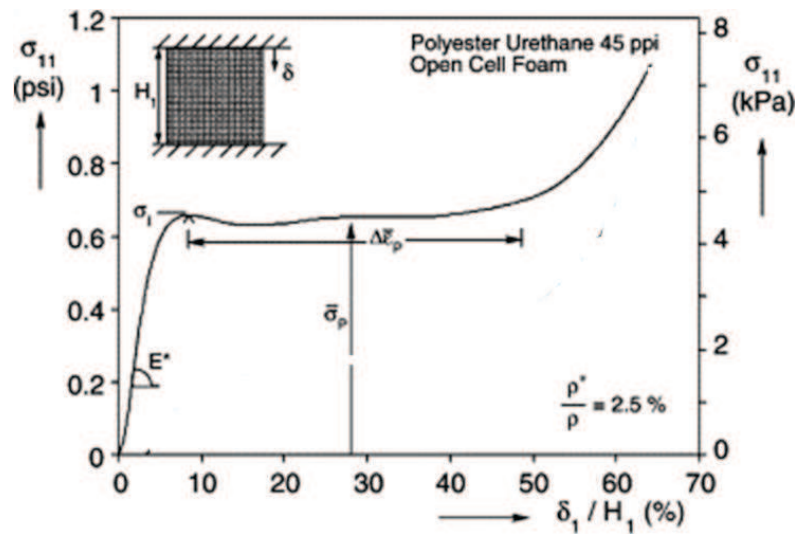


Figure III.16 : Comportement en compression d'une mousse polyuréthane [GONG, 2004]

À faibles charges, le comportement en compression est linéaire. Ensuite, un plateau d'effort, correspondant au flambage des parois des cellules, est atteint. Enfin, une fois les cellules écrasées, l'effort augmente à nouveau : c'est la densification.

Une propriété caractéristique de la mousse est la dépendance de son comportement au taux de déformation. La Figure III.17 [YANG, 2004] montre la réponse d'une mousse

polyuréthane à une compression pour une sollicitation statique et deux sollicitations dynamiques pour des taux de déformation de 1500/s et 4200/s.

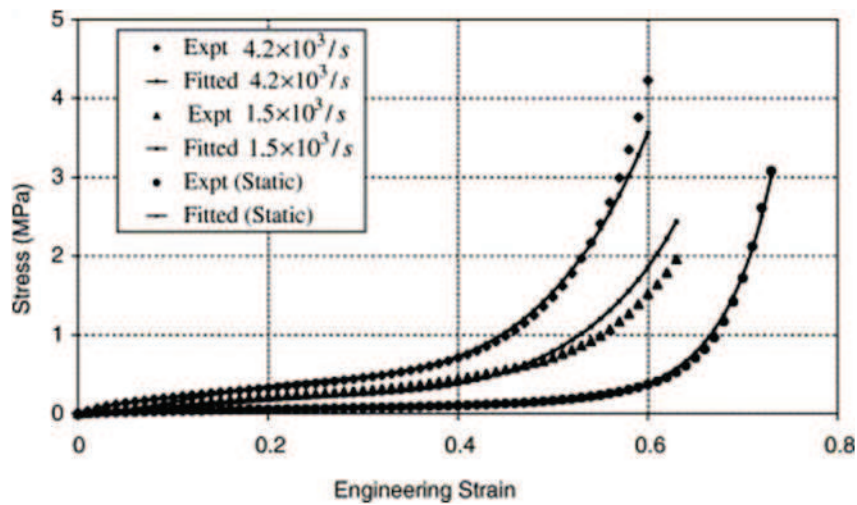


Figure III.17 : Présentation des trois régions du maillage multi-échelle [YANG, 2004]

Yang constate que plus la vitesse de sollicitation est élevée, plus la densification a lieu tôt et plus la hauteur du plateau est grande. Ceci s'explique par la structure alvéolaire de la mousse : la vitesse à laquelle s'échappe l'air contenu dans les cellules gère la loi de comportement de la mousse

#### III.2.4.2. Modèles de mousse polymère

Afin de représenter au mieux le comportement particulier des mousses polymères, plusieurs stratégies ont été proposées.

Les travaux concernant la modélisation des mousses concernent en majorité la simulation du comportement des mousses métalliques [DESHPANDE, 2000].

Ces modèles, dont la particularité est de prendre en compte le caractère plastique des mousses, ont pu être adaptés pour des mousses polymères. Leur principe repose sur la définition d'une enveloppe de plasticité elliptique dépendante du taux de déformation dans le repère des contraintes  $(p, q)$ , où  $p$  représente la pression hydrostatique et  $q$  la contrainte équivalente de Von Mises (Figure III.18).



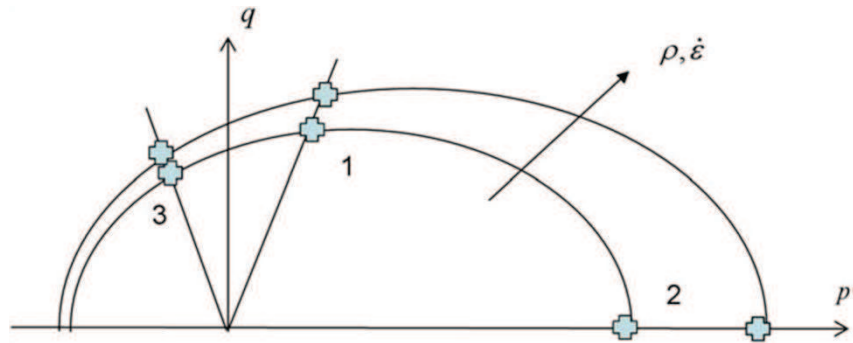


Figure III.18 : Enveloppe de plasticité dans le repère  $(p, q)$  [VIOT, 2009]

Pour identifier cette enveloppe, Viot [VIOT, 2009] propose d'effectuer trois types d'essais. Le premier est une compression uniaxiale (statique et dynamique) permettant de déterminer le point 1 de l'ellipse (Figure III.18). Le point 2 est obtenu grâce à un essai de compression hydrostatique. Pour observer les effets dynamiques pour ce type de sollicitations, Viot a mis en place un montage couplé avec une roue à inertie. Enfin, le troisième essai effectué est une traction uniaxiale (statique et dynamique) qui permet de déterminer le point 3.

Une autre formulation proposée par Azikri de Deus [AZIKRI DE DEUS, 2009] et Neilsen [NEILSEN, 1993] consiste à modéliser à l'échelle macroscopique la mousse comme un matériau élastique plastique endommageable avec écrouissage non linéaire. À cette représentation est ajouté un terme de pression hydrostatique permettant de simuler l'effet de l'air contenu dans les cellules. Cette formulation prend en compte l'effet du taux de déformation sur la réponse du matériau. Ce modèle permet de reproduire le comportement de la mousse en compression (Figure III.19).

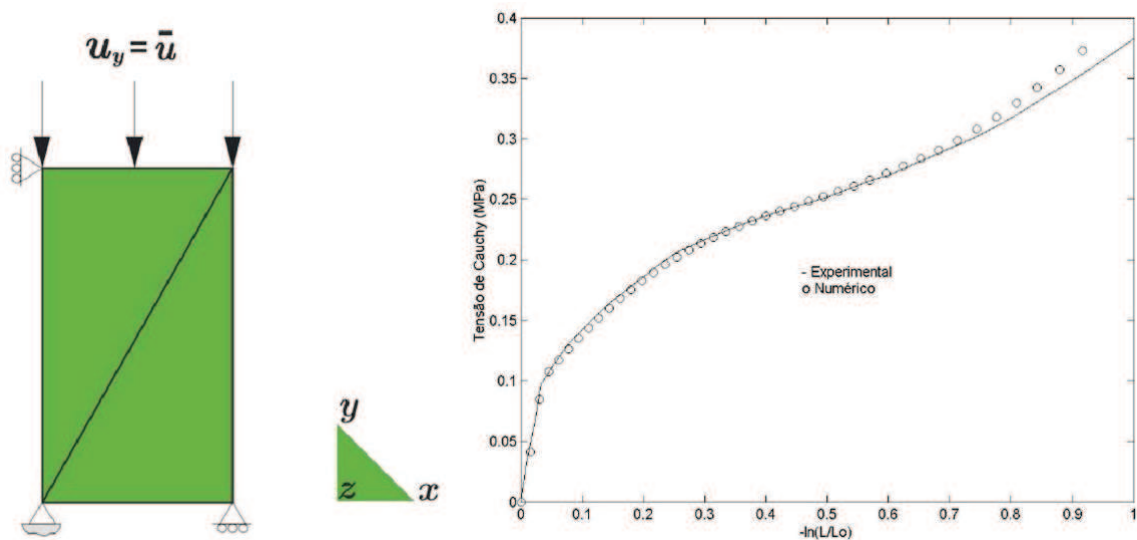


Figure III.19 : Simulation de la réponse d'un bloc de mousse en compression [AZIKRI DE DEUS, 2009]

La troisième stratégie de modélisation explorée par Viot [VIOT, 2010] consiste à modéliser les alvéoles de la mousse grâce à un modèle discret (Figure III.20). Ce type de modèle permet notamment de mettre en évidence les effets de la localisation des déformations et de l'inclusion de bulles d'air pendant le processus de fabrication.

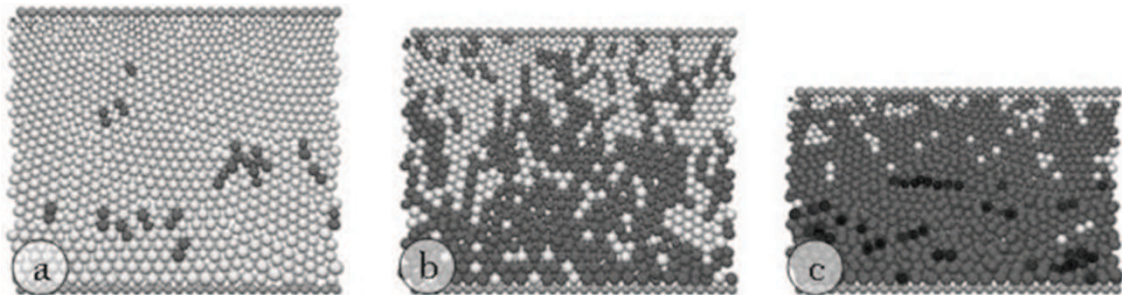


Figure III.20 : Modélisation de la mousse à l'échelle des alvéoles [VIOT, 2010]

Enfin, la dernière stratégie de modélisation des mousses polymères évoquée ici est proposée par Mills [MILLS, 2006] [MILLS, 2008]. Son principe consiste à réaliser les calculs à l'échelle des parois des alvéoles.

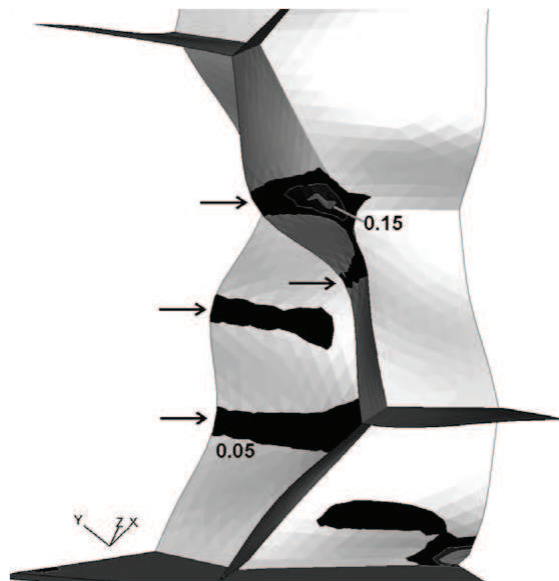


Figure III.21 : MEF de la mousse à l'échelle des parois des cellules [MILLS, 2008]

Ce modèle permet d'observer les phénomènes de flambement des parois des cellules et d'analyser l'influence de la présence de défauts dans la mousse.

Malgré la qualité des résultats obtenus par les modèles présentés, les différentes approches développées semblent difficilement applicable à l'échelle d'une pale. Pour répondre à cette problématique, une approche qui s'appuie sur un changement d'échelle a été développée.

### III.3. Modélisation de la peau

#### III.3.1. Présentation du modèle

Le matériau utilisé pour le revêtement des pales se présente sous la forme de mèches de fibres de verre ou de carbone liées entre elles par tissage à intervalles réguliers et noyées dans une matrice. Les observations des faciès de rupture obtenus expérimentalement révèlent que la réponse à l'impact d'un tissu composite est fortement influencée par l'hétérogénéité de ce matériau. En effet, on peut noter sur la Figure III.22 que la zone de rupture de la peau se caractérise dans un premier temps par la dégradation complète de la résine et dans un deuxième temps par la rupture en traction des fibres qui ne sont plus stabilisées.

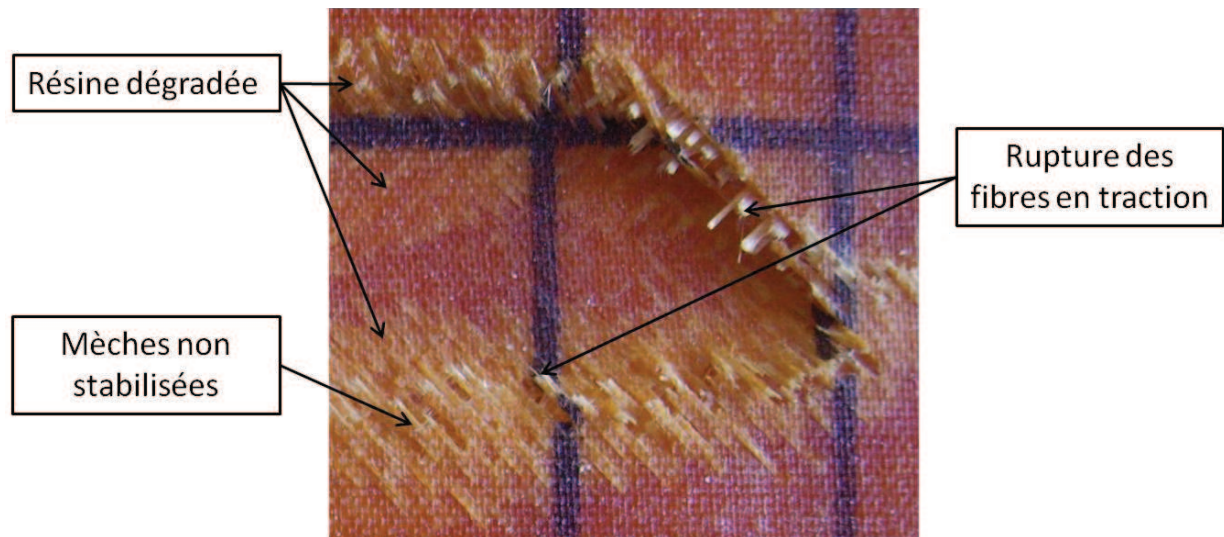


Figure III.22 : Faciès de rupture de la peau

Il est alors possible de considérer schématiquement le tissu composite comme la superposition d'un treillis de fibres stabilisées par une matrice.

La modélisation proposée s'inspire de cette description et une distinction fibres/tissu stabilisé est effectuée. De plus, les observations expérimentales ont amené à postuler les idées générales du modèle :

- La résine assure la stabilisation de la peau et est endommagée lors de la sollicitation.
- Les mèches de fibres rompent en traction.
- Le revêtement étant constitué de 2 plis pour une épaisseur totale inférieure à 0,7 mm, le délaminage n'est pas un phénomène prédominant et il sera négligé.

L'étude bibliographique montre que les différents modèles d'impact sur les tissus en composite existant sont mis en place à deux échelles : au niveau mesoscopique où les calculs sont faits à l'échelle du pli et au niveau microscopique où le comportement est modélisé à l'échelle de la mèche, voire de la fibre.

La stratégie de modélisation mise en place est inspirée du modèle de tissu proposé par Bizeul [BIZEUL, 2009] où les mèches, représentées par des éléments quadrangles, sont liées entre elles par des ressorts (Figure III.23). La raideur de ces derniers est dégradée en fonction de l'état de contrainte et de déformation des éléments quadrangles voisins.

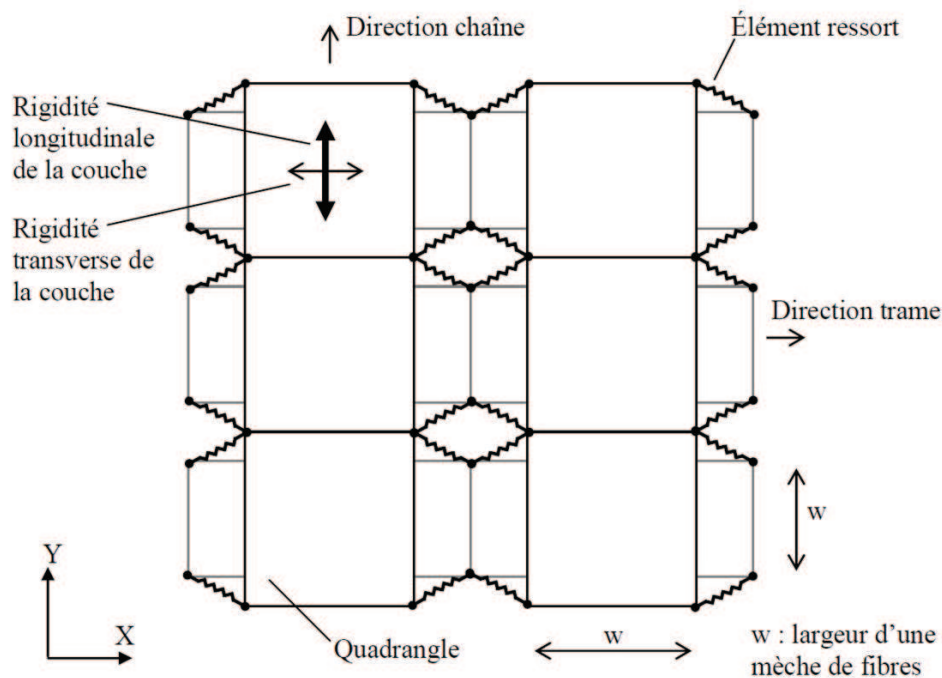
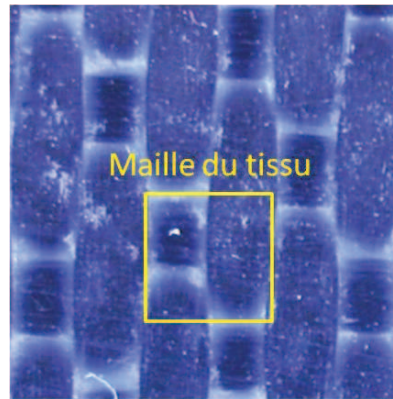


Figure III.23 : Modélisation d'un pli de tissu [BIZEUL, 2009]

Dans notre cas d'étude, nous avons choisi de nous situer à une échelle intermédiaire assez fine pour modéliser l'hétérogénéité du matériau sans pour autant atteindre un niveau de représentation trop élevé pour pouvoir s'intégrer, à termes, à une modélisation de pale complète. Ainsi, nous choisirons de travailler à l'échelle de la peau avec un modèle à la taille de la maille du tissu (Figure III.24).



**Figure III.24 : Modèle à l'échelle de la maille du tissu**

De plus, l'utilisation d'un code de calcul parallélisé ne permet pas, de connaître l'état des éléments voisins lorsqu'on travaille dans un élément. En effet, à chaque pas de temps, le logiciel va former des groupes d'éléments pour pouvoir répartir la charge de calcul sur les processeurs et attribuer une numérotation provisoire aléatoire aux éléments. Ainsi, au lieu d'utiliser plusieurs ressorts dont la dégradation est fonction de l'état des éléments voisins pour stabiliser les mèches, un seul élément 2D sera utilisé.

La modélisation de la peau proposée repose sur les observations expérimentales de son comportement à l'impact. L'analyse des mécanismes de ruine de la peau montre qu'elle s'effectue en deux étapes. Dans un premier temps, des microfissurations se développent dans la matrice et, dans un deuxième temps, la rupture des fibres à lieu en traction.

Les observations expérimentales montrent que la fissuration de la résine va avoir des conséquences différentes sur le comportement de la peau si elle travaille en flexion ou si elle travaille en membrane.

Dans le premier cas, la ruine de la matrice entraîne une perte totale de raideur en flexion des tissus. Dans le cas de la réponse en membrane, les fissurations dégradent totalement les caractéristiques mécaniques de la résine, mais il reste la raideur des mèches si les fibres sont sollicitées en traction.

Ainsi, un modèle dont la description est donnée Figure III.25 est proposé.

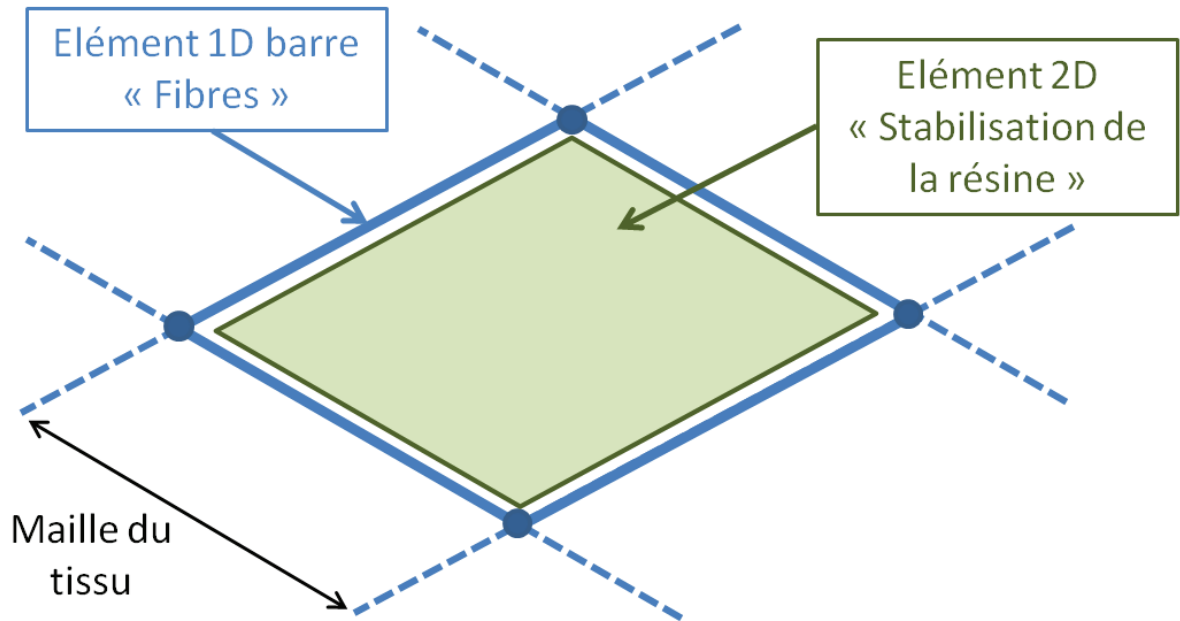


Figure III.25 : Principe du modèle de peau proposé

Ce modèle représente la peau comme un treillis de barres, représentant les mèches de l'épaisseur, stabilisées par un élément quadrangle. Le comportement de cet élément de plaque peut être décrit schématiquement grâce à la relation matricielle suivante :

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B}^t & \mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon} \\ \mathbf{k} \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.56}$$

Où  $\mathbf{N}$  représente le vecteur des flux d'effort,  $\mathbf{M}$  le vecteur des moments,  $\boldsymbol{\varepsilon}$  le vecteur des déformations dans le plan,  $\mathbf{k}$  le vecteur de la courbure du plan moyen,  $\mathbf{A}$  la matrice constitutive du comportement en membrane,  $\mathbf{C}$  la matrice constitutive du comportement en flexion et  $\mathbf{B}$  le couplage membrane/flexion. Dans notre cas d'étude  $\mathbf{B} = \mathbf{0}$

En membrane, la raideur des tissus modélisés est reprise par les éléments barres et par l'élément de plaque. Ainsi, les caractéristiques introduites dans la matrice  $\mathbf{A}$  correspondent à celles de la résine. En flexion, seul l'élément quadrangle travaille. La matrice  $\mathbf{C}$  représente alors la raideur en flexion de la peau complète.

Les microfissurations de la matrice sont représentées grâce à une seule variable de dégradation agissant sur les matrices  $\mathbf{A}$  et  $\mathbf{C}$ .

Enfin, le cisaillement transverse et le comportement pseudo-plastique en cisaillement plan sont pris en compte.

Cet élément particulier est implémenté dans le code de calcul explicite Radioss.



### III.3.2. Description de l'élément résine

#### III.3.2.1. Introduction

Cet élément de plaque a été implémenté à partir de la formulation de Belytschko [BELYTSCHKO, 1984]. Pour les calculs de flux d'efforts dans l'élément, la théorie de Hencky-Mindlin a été utilisée afin de prendre en compte le cisaillement transverse.

Pour gagner en stabilité et pour ne pas voir apparaître des énergies parasites du type énergie d'hourglass, l'élément comportera quatre points d'intégration.

La description suivante est l'ensemble des actions effectuées dans chaque élément et pour chaque pas de temps depuis la récupération des vitesses et positions des nœuds jusqu'au calcul des efforts de réaction aux nœuds.

#### III.3.2.2. Calcul du repère local

Les données récupérées au début de chaque pas de temps de calcul, qui sont la position des nœuds et leur vitesse de translation et de rotation, sont données dans le repère global  $(x, y, z)$  du modèle. Ainsi, pour pouvoir effectuer les calculs dans l'élément, un repère local doit être défini. Le repère choisi est le repère orthonormé défini par Belytschko [BELYTSCHKO, 1984] noté  $(e_1, e_2, e_3)$  et représenté Figure III.26.

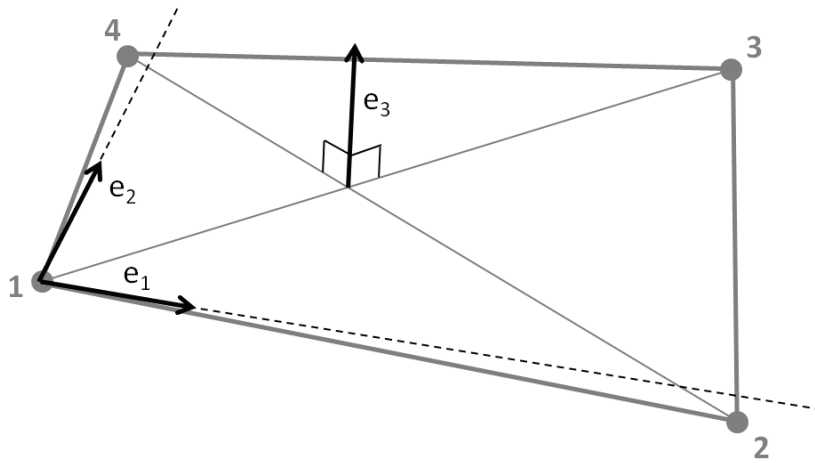


Figure III.26 : Présentation du repère local de Belytschko

Tout d'abord, si on note  $(x_i, y_i, z_i)$  les coordonnées du nœud  $i$  dans le repère global et  $x_{ij} = x_i - x_j$ , le vecteur  $e_3$  est choisi tel qu'il soit normé et normal à l'élément.

$$s_3 = r_{31} \wedge r_{42} = \begin{Bmatrix} y_{31}z_{42} - z_{31}y_{42} \\ z_{31}x_{42} - x_{31}z_{42} \\ x_{31}y_{42} - y_{31}x_{42} \end{Bmatrix}, \text{ avec } r_{ij} = \begin{Bmatrix} x_{ij} \\ y_{ij} \\ z_{ij} \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.57}$$

$$e_3 = s_3 / \|s_3\|$$

Ensuite, le vecteur  $e_1$  est choisi de telle manière qu'il soit dans la direction du vecteur  $r_{21}$ , mais, comme il est possible que ce dernier ne soit pas perpendiculaire au vecteur  $e_3$ , sa normalité est imposée :

$$\begin{aligned} s_1 &= [r_{21} - (r_{21}^T \cdot e_3) \cdot e_3] \\ e_1 &= s_1 / \|s_1\| \end{aligned} \quad \text{Eq III.58}$$

Enfin, le vecteur  $e_2$  est défini en faisant le produit vectoriel des deux autres vecteurs de la base ainsi définie.

$$e_2 = e_3 \wedge e_1 \quad \text{Eq III.59}$$

Si les coordonnées du vecteur  $e_i$  dans le repère global sont notées  $(x_{ei}, y_{ei}, z_{ei})$ , la matrice de passage  $P$  du repère global au repère local peut être construite. Ainsi, les coordonnées et les vitesses des nœuds peuvent être exprimées dans le repère local (Eq III.60). Les vecteurs exprimés dans ce repère sont notés avec un accent circonflexe.

$$\hat{v} = P \cdot v = \begin{bmatrix} x_{e1} & y_{e1} & z_{e1} \\ x_{e2} & y_{e2} & z_{e2} \\ x_{e3} & y_{e3} & z_{e3} \end{bmatrix} \cdot v \quad \text{Eq III.60}$$

### III.3.2.3. Définition des points d'intégration

Afin de s'affranchir des problèmes d'instabilité dus à l'apparition de modes de déformation à énergie nulle dans le cas d'éléments à un seul point d'intégration, il a été décidé d'implémenter une plaque à quatre points d'intégration. La position de ces points, définis par la méthode d'intégration de Gauss, est donnée dans le repère  $(\xi, \eta)$  qui est lié à l'élément et défini sur le plan moyen de l'élément (Figure III.27).

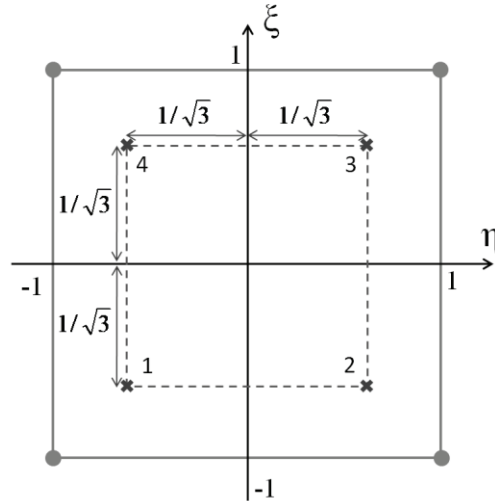


Figure III.27 : Position des points d'intégration dans le repère  $(\xi, \eta)$

Ainsi, les calculs décrits dans cette partie sont effectués pour chacun des quatre points d'intégration, et les variables  $\xi$  et  $\eta$  renverront à la position du point de Gauss courant dans le repère lié à l'élément.

#### III.3.2.4. Calcul des taux des déformations aux points d'intégration

La théorie d'Henky-Mindlin définit les déformations à partir des translations et des rotations dans le plan moyen. Elles se décomposent en une déformation de membrane uniforme dans l'épaisseur, une déformation de flexion linéaire en fonction de la position dans l'épaisseur et nulle dans le plan moyen (Figure III.28) et une déformation de cisaillement hors plan.

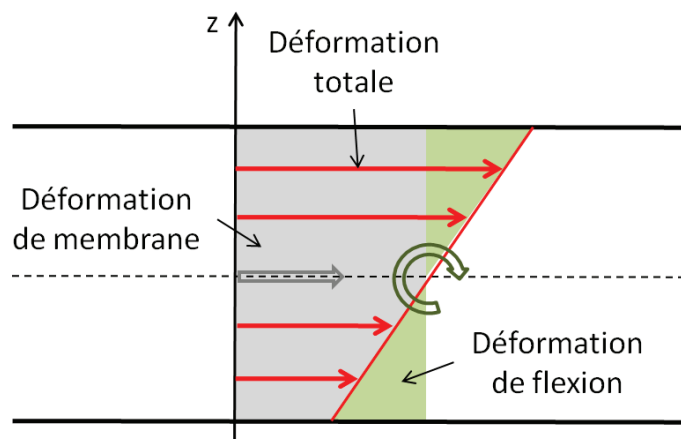


Figure III.28 : Déformations de membrane et de flexion dans la théorie des plaques

Ainsi, si on note  $\hat{z}$  la position dans la hauteur de la plaque par rapport au plan moyen,  $\hat{\Theta}_x$  et  $\hat{\Theta}_y$  les rotations autour des axes  $\hat{x}$  et  $\hat{y}$  et  $\hat{u}_x$ ,  $\hat{u}_y$  et  $\hat{u}_z$  les déplacements dans le repère de Belytschko, les déformations s'expriment de la manière suivante :

$$\begin{aligned}\varepsilon_x &= \frac{\partial \hat{u}_x}{\partial \hat{x}} + \hat{z} \frac{\partial \hat{\Theta}_y}{\partial \hat{x}} \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial \hat{u}_y}{\partial \hat{y}} - \hat{z} \frac{\partial \hat{\Theta}_x}{\partial \hat{y}} \\ 2\varepsilon_{xy} &= \frac{\partial \hat{u}_x}{\partial \hat{y}} + \frac{\partial \hat{u}_y}{\partial \hat{x}} + \hat{z} \left( \frac{\partial \hat{\Theta}_y}{\partial \hat{y}} - \frac{\partial \hat{\Theta}_x}{\partial \hat{x}} \right) \\ 2\varepsilon_{xz} &= \hat{\Theta}_y + \frac{\partial \hat{u}_z}{\partial \hat{x}} \\ 2\varepsilon_{yz} &= -\hat{\Theta}_x + \frac{\partial \hat{u}_z}{\partial \hat{y}}\end{aligned}\tag{Eq III.61}$$

Les fonctions de forme  $Nf_1$ ,  $Nf_2$ ,  $Nf_3$  et  $Nf_4$  pour l'élément sont présentées Eq III.62.

$$\begin{aligned}Nf_1 &= \frac{1}{4}(1 - \xi)(1 - \eta) \\ Nf_2 &= \frac{1}{4}(1 + \xi)(1 - \eta) \\ Nf_3 &= \frac{1}{4}(1 + \xi)(1 + \eta) \\ Nf_4 &= \frac{1}{4}(1 - \xi)(1 + \eta)\end{aligned}\tag{Eq III.62}$$

Par définition des fonctions de forme, pour tout point du plan moyen de l'élément il est possible d'obtenir les vitesses de translation et de rotation  $\hat{v}$  et  $\hat{\theta}$  à partir de celles des nœuds  $i$  :

$$\begin{aligned}\hat{v} &= \sum_{i=1}^4 Nf_i \cdot \hat{v}_i \\ \hat{\theta} &= \sum_{i=1}^4 Nf_i \cdot \hat{\theta}_i\end{aligned}\tag{Eq III.63}$$

De même, on a :

$$\begin{aligned}\frac{\partial \hat{v}}{\partial \hat{x}} &= \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \hat{x}} \cdot \hat{v}_i = \sum_{i=1}^4 B_{xi} \cdot \hat{v}_i \quad \text{et} \quad \frac{\partial \hat{v}}{\partial \hat{y}} = \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \hat{y}} \cdot \hat{v}_i = \sum_{i=1}^4 B_{yi} \cdot \hat{v}_i \\ \frac{\partial \hat{\theta}}{\partial \hat{x}} &= \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \hat{x}} \cdot \hat{\theta}_i = \sum_{i=1}^4 B_{xi} \cdot \hat{\theta}_i \quad \text{et} \quad \frac{\partial \hat{\theta}}{\partial \hat{y}} = \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \hat{y}} \cdot \hat{\theta}_i = \sum_{i=1}^4 B_{yi} \cdot \hat{\theta}_i\end{aligned}\tag{Eq III.64}$$

En posant pour  $i = 1 \dots 4$  :

$$\begin{aligned} B_{xi} &= \frac{\partial Nf_i}{\partial \hat{x}} \\ B_{yi} &= \frac{\partial Nf_i}{\partial \hat{y}} \end{aligned} \quad \text{Eq III.65}$$

Il est alors possible de trouver les taux de déformation dans l'élément, notés  $\hat{d}_{ij}$ , à partir des vitesses de translation  $\hat{v}$  et de rotation  $\hat{\theta}$  aux nœuds  $i$ , en combinant les équations (Eq III.61) et (Eq III.64) :

$$\begin{aligned} \hat{d}_x &= \sum_{i=1}^4 (B_{xi} \hat{v}_{xi} + \hat{z} B_{xi} \hat{\theta}_{yi}) \\ \hat{d}_y &= \sum_{i=1}^4 (B_{yi} \hat{v}_{yi} - \hat{z} B_{yi} \hat{\theta}_{xi}) \\ 2\hat{d}_{xy} &= \sum_{i=1}^4 [B_{yi} \hat{v}_{xi} + B_{xi} \hat{v}_{yi} + \hat{z} (B_{yi} \hat{\theta}_{yi} - B_{xi} \hat{\theta}_{xi})] \\ 2\hat{d}_{xz} &= \sum_{i=1}^4 (B_{xi} \hat{v}_{zi} + Nf_i \hat{\theta}_{yi}) \\ 2\hat{d}_{yz} &= \sum_{i=1}^4 (B_{yi} \hat{v}_{zi} - Nf_i \hat{\theta}_{xi}) \end{aligned} \quad \text{Eq III.66}$$

Le calcul des dérivées des fonctions de formes dans le repère local fait intervenir la matrice jacobienne du passage du repère de Belytschko au repère lié à l'élément (Eq III.67). Elle peut s'exprimer en fonction des dérivées des fonctions de forme et des coordonnées des nœuds dans le repère local (Eq III.68).

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial \hat{x}}{\partial \xi} & \frac{\partial \hat{y}}{\partial \xi} \\ \frac{\partial \hat{x}}{\partial \eta} & \frac{\partial \hat{y}}{\partial \eta} \end{bmatrix} \quad \text{Eq III.67}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \hat{x}}{\partial \xi} &= \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \xi} \cdot \hat{x}_i, & \frac{\partial \hat{y}}{\partial \xi} &= \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \xi} \cdot \hat{y}_i, \\ \frac{\partial \hat{x}}{\partial \eta} &= \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \eta} \cdot \hat{x}_i, & \frac{\partial \hat{y}}{\partial \eta} &= \sum_{i=1}^4 \frac{\partial Nf_i}{\partial \eta} \cdot \hat{y}_i \end{aligned} \quad \text{Eq III.68}$$

Il est alors possible d'inverser la matrice jacobienne (Eq III.69) et d'en déduire les valeurs de  $B_{xi}$  et de  $B_{yi}$  (Eq III.70).

$$J^{-1} = \frac{1}{\det(J)} \begin{bmatrix} \frac{\partial \hat{y}}{\partial \eta} & -\frac{\partial \hat{y}}{\partial \xi} \\ -\frac{\partial \hat{x}}{\partial \eta} & \frac{\partial \hat{x}}{\partial \xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \xi}{\partial \hat{x}} & \frac{\partial \eta}{\partial \hat{x}} \\ \frac{\partial \xi}{\partial \hat{y}} & \frac{\partial \eta}{\partial \hat{y}} \end{bmatrix} \quad \text{Eq III.69}$$

$$\begin{Bmatrix} B_{xi} \\ B_{yi} \end{Bmatrix} = J^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} \frac{\partial N f_i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N f_i}{\partial \eta} \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.70}$$

### III.3.2.5. Calcul des flux d'efforts aux points d'intégration

L'étape suivante du calcul consiste à déterminer les flux d'efforts à chaque point d'intégration. Tout d'abord l'expression des flux d'efforts son rappelés :

$$\begin{aligned} N_{\alpha\beta} &= \int_{-e/2}^{e/2} \sigma_{\alpha\beta} d\hat{z} \\ M_{\alpha\beta} &= \int_{-e/2}^{e/2} \sigma_{\alpha\beta} \cdot \hat{z} d\hat{z} \end{aligned} \quad \text{avec } (\alpha, \beta) \in \{x, y\}^2 \quad \text{Eq III.71}$$

Pour les sollicitations transverses, on pose :

$$\begin{aligned} N_{xz} &= Q_x \\ N_{yz} &= Q_y \end{aligned} \quad \text{Eq III.72}$$

Les taux des déformations de membrane  $\dot{\epsilon}$  et de flexion  $\dot{k}$  sont distingués dans l'expression des taux des déformations  $\hat{d}$  :

$$\begin{aligned} \hat{d}_x &= \dot{\epsilon}_x + \hat{z} \dot{k}_x \\ \hat{d}_y &= \dot{\epsilon}_y + \hat{z} \dot{k}_y \\ \hat{d}_{xy} &= \dot{\epsilon}_{xy} + \hat{z} \dot{k}_{xy} \\ \hat{d}_{xz} &= \dot{\epsilon}_{xz} \\ \hat{d}_{yz} &= \dot{\epsilon}_{yz} \end{aligned} \quad \text{Eq III.73}$$



### III.3.2.5.1. Calcul des flux de cisaillement transverse

Si on considère une plaque d'épaisseur  $e$  alors les flux de cisaillement s'expriment:

$$\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{Bmatrix} = K_y G_t e \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 2\varepsilon_{xz} \\ 2\varepsilon_{yz} \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.74}$$

avec  $G_t$  le module d'élasticité de cisaillement transverse et  $K_y$  un facteur de correction de cisaillement. Dans notre cas d'étude, où les plis représentés ont la même orientation, on pose  $K_y = 5/6$  [IMBERT, 1984]. Ainsi, il est possible de calculer les flux de cisaillement transverse à l'instant  $(t + 1)$  en fonction de ceux à l'instant  $(t)$  et des taux de déformation  $\dot{\varepsilon}_{xz}$  et  $\dot{\varepsilon}_{yz}$  :

$$\begin{Bmatrix} Q_x(t + 1) \\ Q_y(t + 1) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Q_x(t) \\ Q_y(t) \end{Bmatrix} + \Delta t K_y G_t e \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 2\dot{\varepsilon}_{xz} \\ 2\dot{\varepsilon}_{yz} \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.75}$$

$\Delta t$  étant la longueur du pas de temps.

### III.3.2.5.2. Calcul des flux d'effort de membrane

Lors de la fabrication de la peau, les tissus sont disposés de manière à l'équilibrer. Ainsi, on a pour les modules d'élasticité  $E_x = E_y = E$  et pour les coefficients de poisson  $\nu_{xy} = \nu_{yx} = \nu$ . Les contraintes au plan moyen de l'élément sont alors obtenues à partir de la loi de Hooke :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \end{Bmatrix} = \frac{E}{1 - \nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu \\ \nu & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.76}$$

$$\sigma_{xy} = G \cdot 2\varepsilon_{xy}$$

où  $G$  représente le module de cisaillement. Ainsi, à partir de (Eq III.76) et en raisonnant en terme de taux de déformation, le calcul des flux d'efforts de membrane à l'instant  $(t + 1)$  s'effectue de la manière suivante :

$$\begin{Bmatrix} N_x(t + 1) \\ N_y(t + 1) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} N_x(t) \\ N_y(t) \end{Bmatrix} + \frac{e \cdot \Delta t \cdot E}{1 - \nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu \\ \nu & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\varepsilon}_x \\ \dot{\varepsilon}_y \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.77}$$

$$N_{xy}(t + 1) = N_{xy}(t) + e \cdot \Delta t \cdot G \cdot 2\dot{\varepsilon}_{xy}$$

### III.3.2.5.3. Calcul des flux d'efforts de flexion

La théorie des plaques permet de calculer les flux d'efforts de flexion à partir des déformations dues à la rotation du plan moyen  $k$  :

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \end{Bmatrix} &= \frac{E \cdot e^3}{12(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \nu \\ \nu & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \end{Bmatrix} \\ M_{xy} &= G \frac{e^3}{6} k_{xy} \end{aligned} \quad \text{Eq III.78}$$

Ainsi

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} M_x(t+1) \\ M_y(t+1) \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} M_x(t) \\ M_y(t) \end{Bmatrix} + \frac{\Delta t \cdot E \cdot e^3}{12(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \nu \\ \nu & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{k}_x \\ \dot{k}_y \end{Bmatrix} \\ M_{xy}(t+1) &= M_{xy}(t) + \Delta t \cdot G \frac{e^3}{6} \dot{k}_{xy} \end{aligned} \quad \text{Eq III.79}$$

### III.3.2.6. Calcul des efforts internes aux nœuds

Pour calculer les efforts  $\hat{F}_i$  et les couples  $\hat{\Gamma}_i$  internes renvoyés à chaque nœud  $i$  de l'élément, un bilan des puissances internes calculées dans le cas continu et dans le cas discrétisé est effectué :

$$\sum_{i=1}^4 (\{\hat{\theta}_i\}^T \{\hat{\Gamma}_i\} + \{\hat{v}_i\}^T \{\hat{F}_i\}) = \int_V \{\hat{d}\}^T \{\sigma\} dV \quad \text{Eq III.80}$$

Le terme de droite s'exprime sous sa forme développée :

$$\int_V \{\hat{d}\}^T \{\sigma\} dV = \int_V (\hat{d}_x \sigma_x + \hat{d}_y \sigma_y + \hat{d}_{xy} \sigma_{xy} + \hat{d}_{xz} \sigma_{xz} + \hat{d}_{yz} \sigma_{yz}) dV \quad \text{Eq III.81}$$

Puis, d'après (Eq III.73) :

$$\begin{aligned} \int_V \{\hat{d}\}^T \{\sigma\} dV &= \int_V (\dot{\epsilon}_x \sigma_x + \dot{\epsilon}_y \sigma_y + \dot{\epsilon}_{xy} \sigma_{xy} + \dot{\epsilon}_{xz} \sigma_{xz} + \dot{\epsilon}_{yz} \sigma_{yz}) dV \\ &+ \int_V \hat{z} (\dot{k}_x \sigma_x + \dot{k}_y \sigma_y + \dot{k}_{xy} \sigma_{xy}) dV \end{aligned} \quad \text{Eq III.82}$$

Enfin, l'intégrale sur le volume est réduite en appliquant la définition des flux d'efforts :

$$\begin{aligned} \int_V \{\hat{d}\}^T \{\sigma\} dV &= \int_S (\dot{\epsilon}_x N_x + \dot{\epsilon}_y N_y + \dot{\epsilon}_{xy} N_{xy} + \dot{\epsilon}_{xz} Q_x + \dot{\epsilon}_{yz} Q_y) dS \\ &+ \int_S (\dot{k}_x M_x + \dot{k}_y M_y + \dot{k}_{xy} M_{xy}) dS \end{aligned} \quad \text{Eq III.83}$$

Les flux d'effort ayant été calculés aux points d'intégration  $j$ , il est alors possible d'obtenir la valeur de leur intégrale sur la surface de l'élément en procédant à l'intégration de Gauss :

$$\begin{aligned} \int_S N_{\alpha\beta} dS &= \det(J) \sum_{j=1}^4 N_{\alpha\beta}^j \\ \int_S M_{\alpha\beta} dS &= \det(J) \sum_{j=1}^4 M_{\alpha\beta}^j \end{aligned} \quad \text{Eq III.84}$$

Ainsi, les équations (Eq III.66), (Eq III.83) et (Eq III.84) permettent de trouver par identification les expressions des efforts internes renvoyés aux nœuds  $i$  :

$$\begin{aligned} \hat{F}_i^x &= \det(J) \sum_{j=1}^4 (B_{xi}^j N_x^j + B_{yi}^j N_{xy}^j) \\ \hat{F}_i^y &= \det(J) \sum_{j=1}^4 (B_{yi}^j N_y^j + B_{xi}^j N_{xy}^j) \\ \hat{F}_i^z &= \det(J) \sum_{j=1}^4 (B_{xi}^j Q_x^j + B_{yi}^j Q_y^j) \\ \hat{\Gamma}_i^x &= \det(J) \sum_{j=1}^4 (-B_{yi}^j M_y^j - B_{xi}^j M_{xy}^j - N_{fi}^j Q_y^j) \\ \hat{\Gamma}_i^y &= \det(J) \sum_{j=1}^4 (-B_{xi}^j M_x^j - B_{yi}^j M_{xy}^j - N_{fi}^j Q_x^j) \end{aligned} \quad \text{Eq III.85}$$

Enfin, ces efforts sont exprimés dans le repère global afin de pouvoir être utilisés par le code de calcul pour obtenir les accélérations des nœuds du modèle.

$$\begin{Bmatrix} F_i^x \\ F_i^y \\ F_i^z \\ \Gamma_i^x \\ \Gamma_i^y \end{Bmatrix} = P^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} \hat{F}_i^x \\ \hat{F}_i^y \\ \hat{F}_i^z \\ \hat{\Gamma}_i^x \\ \hat{\Gamma}_i^y \end{Bmatrix} \quad \text{Eq III.86}$$

### III.3.2.7. Blocage en cisaillement transverse

La formulation de l'élément proposée conduit, lors d'un chargement en flexion, à une solution fortement influencée par le cisaillement transverse. Le calcul des déformations tel qu'il a été défini précédemment, et plus particulièrement l'approximation linéaire des vitesses de rotation ( $\hat{\theta}_x$  et  $\hat{\theta}_y$ ) et de translation  $\hat{v}_z$ , implique l'apparition d'une rigidité parasite. Ce phénomène, qui se manifeste concrètement par des déplacements hors plan calculés trop faibles, est appelée « blocage en cisaillement ».

Pour remédier à ce blocage numérique, les taux des déformations indépendantes  $\dot{\gamma}_{xz}$  et  $\dot{\gamma}_{yz}$  ont été calculés en considérant le cisaillement transverse constant par côté (élément Q4 $\gamma$  [BATOZ, 1990]).

Tout d'abord, les taux des déformations  $\dot{\gamma}_{\xi z}$  et  $\dot{\gamma}_{\eta z}$  sont calculés dans le repère  $(\xi, \eta)$ . Ces taux sont considérés comme constants sur chaque côté de l'élément et évalués au milieu de ceux-ci (Figure III.29).

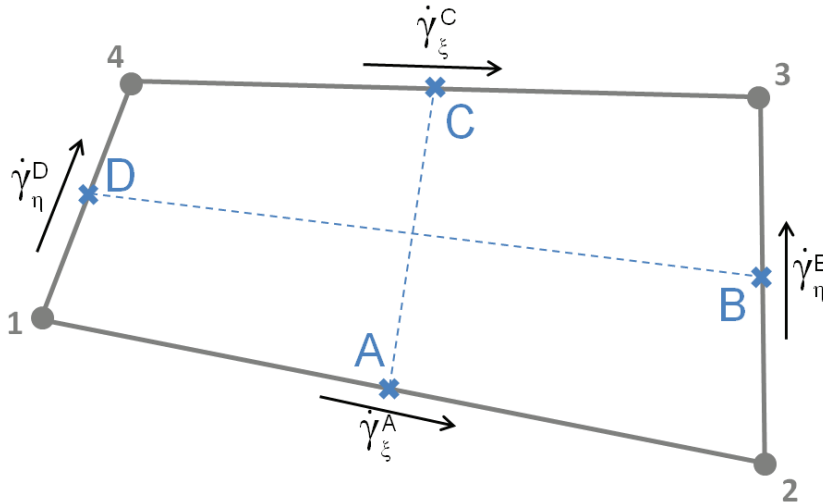


Figure III.29: Taux de déformation en cisaillement transverse

On obtient alors:

$$\begin{aligned}
 \dot{\gamma}_{\xi}^A &= \frac{1}{2}(\hat{v}_{z2} - \hat{v}_{z1} + \beta_{\xi1} + \beta_{\xi2}) \\
 \dot{\gamma}_{\eta}^B &= \frac{1}{2}(\hat{v}_{z3} - \hat{v}_{z2} + \beta_{\eta2} + \beta_{\eta3}) \\
 \dot{\gamma}_{\xi}^C &= \frac{1}{2}(\hat{v}_{z3} - \hat{v}_{z4} + \beta_{\xi3} + \beta_{\xi4}) \\
 \dot{\gamma}_{\eta}^D &= \frac{1}{2}(\hat{v}_{z4} - \hat{v}_{z1} + \beta_{\eta1} + \beta_{\eta4})
 \end{aligned}
 \tag{Eq III.87}$$

où  $\beta_{\xi}$  et  $\beta_{\eta}$  sont les vitesses de rotation dans le repère  $(\xi, \eta)$  définies à partir des vitesses de rotation dans le repère de Belytschko et de la matrice jacobienne (Eq III.67):

$$\begin{Bmatrix} \beta_{\xi} \\ \beta_{\eta} \end{Bmatrix} = J \cdot \begin{Bmatrix} \hat{\theta}_x \\ -\hat{\theta}_y \end{Bmatrix}
 \tag{Eq III.88}$$

Ensuite, les taux  $\dot{\gamma}_{\xi z}$  et  $\dot{\gamma}_{\eta z}$  sont définis en tout point de l'élément :

$$\begin{aligned}
 \dot{\gamma}_{\xi z} &= \frac{1-\eta}{2} \dot{\gamma}_{\xi}^A + \frac{1+\eta}{2} \dot{\gamma}_{\xi}^C \\
 \dot{\gamma}_{\eta z} &= \frac{1-\xi}{2} \dot{\gamma}_{\eta}^D + \frac{1+\xi}{2} \dot{\gamma}_{\eta}^B
 \end{aligned}
 \tag{Eq III.89}$$

Enfin, les taux de déformation en cisaillement transverse indépendants sont calculés dans le repère local :

$$\begin{Bmatrix} \dot{\gamma}_{xz} \\ \dot{\gamma}_{yz} \end{Bmatrix} = J^{-1} \cdot \begin{Bmatrix} \dot{\gamma}_{\xi z} \\ \dot{\gamma}_{\eta z} \end{Bmatrix}
 \tag{Eq III.90}$$

### III.3.2.8. Dissociation des comportements de membrane et de flexion

Comme il a été dit dans la présentation de cet élément, le comportement en membrane et en flexion doit être dissocié. Pour cela, deux différentes valeurs sont prises pour le module d'élasticité dans le calcul des flux d'effort de membrane et de flexion.

$$\begin{aligned}
 \begin{Bmatrix} N_x(t+1) \\ N_y(t+1) \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} N_x(t) \\ N_y(t) \end{Bmatrix} + \frac{e \cdot \Delta t \cdot E_M}{1-v^2} \begin{bmatrix} 1 & v \\ v & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\epsilon}_x \\ \dot{\epsilon}_y \end{Bmatrix} \\
 \begin{Bmatrix} M_x(t+1) \\ M_y(t+1) \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} M_x(t) \\ M_y(t) \end{Bmatrix} + \frac{\Delta t \cdot E_F \cdot e^3}{12(1-v^2)} \begin{bmatrix} 1 & v \\ v & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{k}_x \\ \dot{k}_y \end{Bmatrix}
 \end{aligned}
 \tag{Eq III.91}$$

Le module  $E_M$  représente la raideur de la résine seule tandis que  $E_F$  représente l'élasticité de la peau et est obtenu par un essai de traction sur un tissu orienté à  $0^\circ$ - $90^\circ$ .

### III.3.2.9. Pseudo plasticité

La gestion du cisaillement plan est réalisée en prenant en compte la pseudo-plasticité du tissu. Bien que les phénomènes physiques associés à ce phénomène soient différent de ceux rencontrés pour la plasticité des matériaux métalliques, la modélisation se fait ici suivant le même principe. La déformation totale en cisaillement est décomposée en une déformation élastique ( $\varepsilon_{xy}^e$  et  $k_{xy}^e$ ) et une déformation plastique ( $\varepsilon_{xy}^p$  et  $k_{xy}^p$ ).

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xy} &= \varepsilon_{xy}^p + \varepsilon_{xy}^e \\ k_{xy} &= k_{xy}^p + k_{xy}^e\end{aligned}\tag{Eq III.92}$$

Les variables d'état choisies pour décrire le comportement sont les déformations élastiques pour les variables observables ; les déformations plastiques et la déformation plastique cumulée  $p$  pour les variables internes. La variable  $p$  représente l'état d'écrouissage de la matière.

Le potentiel d'énergie libre est pris sous la forme

$$\rho\psi = \frac{1}{2}\epsilon_e \cdot C \cdot \epsilon_e + \frac{K_{plas}}{\beta + 1} p^{\beta+1}\tag{Eq III.93}$$

où  $C$  représente la matrice de raideur définissant la loi élastique,  $\epsilon_e$  les déformations élastiques, et  $K_{plas}$  et  $\beta$  sont des paramètres matériaux associés à un écrouissage isotrope non linéaire.

Ainsi, la valeur des flux d'efforts pour le cisaillement plan est calculée en fonction de la déformation élastique uniquement.

$$\begin{aligned}N_{xy}(t+1) &= N_{xy}(t) + e \cdot \Delta t \cdot G \cdot 2\dot{\varepsilon}_{xy}^e \\ M_{xy}(t+1) &= M_{xy}(t) + \Delta t \cdot G \frac{e^3}{6} \dot{k}_{xy}^e\end{aligned}\tag{Eq III.94}$$

Ce calcul se déroule classiquement en deux étapes principales. Dans un premier temps, on suppose que l'incrément de déformation au pas de temps est uniquement élastique. Dans un deuxième temps, la valeur de la contrainte obtenue est contrôlée à l'aide du potentiel de dissipation  $f$  ici assimilé à la surface de charge de plasticité (Eq III.96).



$$\begin{aligned}\sigma_{xy} &= 2G\epsilon_{xy}^e \\ f &= |\sigma_{xy}| - R - \sigma_0\end{aligned}\quad \text{Eq III.95}$$

où  $\sigma_0$  est le seuil initial de plasticité et  $R$  est la variable d'écrouissage. Cette variable est duale de la déformation plastique cumulée  $p$  donnée par dérivation de l'énergie libre :

$$R = \rho \frac{\partial \psi}{\partial p} = K_{plas} p^\beta \quad \text{Eq III.96}$$

La correction plastique est effectuée à l'aide d'un schéma itératif de type Newton-Raphson dont les lois d'évolution sont :

$$\begin{cases} \dot{\epsilon}_{xy}^p = \dot{\lambda}_p \frac{\partial f}{\partial \sigma_{xy}} \\ \dot{p} = -\dot{\lambda}_p \frac{\partial f}{\partial R} \end{cases} \quad \text{Eq III.97}$$

avec  $\dot{\lambda}_p$  un multiplicateur de plasticité vérifiant les conditions de Kuhn et Tucker ( $f\dot{\lambda}_p = 0$ ,  $f \leq 0$ ,  $\dot{\lambda}_p \geq 0$ ) et déterminé à partir de la condition de consistance ( $\dot{f} = 0$ ) au cours de l'écoulement plastique :

$$\dot{\lambda}_p = \frac{f}{\frac{f}{\partial \sigma_{xy}} 2G \frac{f}{\partial \sigma_{xy}} + \frac{\partial f}{\partial R} \frac{\partial R}{\partial p} \frac{\partial f}{\partial R}} \quad \text{Eq III.98}$$

### III.3.2.10. Endommagement

Lors d'un impact, la matrice peut être endommagée, l'élément est alors dégradé. Deux variables d'état  $d$  et  $d_{cis}$  contrôlent la dégradation. Elles sont introduites dans l'expression des matrices constitutives afin d'agir sur la raideur de l'élément de la manière suivante :

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} N_x(t+1) \\ N_y(t+1) \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} N_x(t) \\ N_y(t) \end{Bmatrix} + (1-d) \frac{e \cdot \Delta t \cdot E_M}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu \\ \nu & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\epsilon}_x \\ \dot{\epsilon}_y \end{Bmatrix} \\ \begin{Bmatrix} M_x(t+1) \\ M_y(t+1) \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} M_x(t) \\ M_y(t) \end{Bmatrix} + (1-d) \frac{\Delta t \cdot E_F \cdot e^3}{12(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \nu \\ \nu & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{k}_x \\ \dot{k}_y \end{Bmatrix} \\ N_{xy}(t+1) &= N_{xy}(t) + (1-d_{cis}) \cdot e \cdot \Delta t \cdot G \cdot 2\dot{\epsilon}_{xy} \\ M_{xy}(t+1) &= M_{xy}(t) + (1-d_{cis}) \cdot \Delta t \cdot G \frac{e^3}{6} \dot{k}_{xy} \end{aligned} \quad \text{Eq III.99}$$

La valeur de la variable d'état  $d$  est comprise entre 0, dans le cas où il n'y a pas de dégradation, et 1, dans le cas où le matériau est totalement dégradé. Son évolution est fonction

du taux de restitution d'énergie  $Y_{tot}$ , obtenu en dérivant le potentiel d'énergie libre présenté (Eq III.93) par rapport à la dégradation  $d$ .

$$Y_{tot} = \frac{E_M}{2(1-\nu^2)} (\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 + 2\nu\varepsilon_x\varepsilon_y) + \frac{e^2 E_F}{8(1-\nu^2)} (k_x^2 + k_y^2 + 2\nu k_x k_y) + G_t (\varepsilon_{xz}^2 + \varepsilon_{yz}^2) \quad \text{Eq III.100}$$

L'évolution de  $d$  a été choisie linéaire :

$$d = \frac{\langle Y_{tot} - Y_0 \rangle_{\geq 0}}{Y_c} \quad \text{Eq III.101}$$

Où  $Y_0$  pilote l'initiation de la dégradation et  $Y_c$  son évolution de l'initiation jusqu'à la rupture.

Les caractéristiques en cisaillement plan sont dégradées lorsque les autres propriétés de l'élément sont dégradées. Ainsi, lorsque le paramètre  $d$  atteint la valeur de 1, le paramètre  $d_{cis}$  se voit assigner la valeur de 1.

### **III.3.3. Élément barre**

Les éléments barres 1D constituant le modèle de peau représentent les mèches pour les sollicitations de traction/compression dans le plan. Ainsi, la loi de comportement choisie est une loi élastique et le module d'élasticité pris est celui des fibres. La différence de comportement en traction et en compression des mèches non stabilisées n'est pas prise en compte car dans notre cas d'étude elles vont travailler en traction.

La rupture de ces barres est une rupture fragile et elle a lieu en traction. La valeur de la limite élastique est obtenue grâce à des essais de traction d'un tissu orienté à 0°-90°.

### **III.3.4. Maillage**

Le modèle décrit représente une maille du tissu grâce à un élément 2D et quatre éléments 1D.

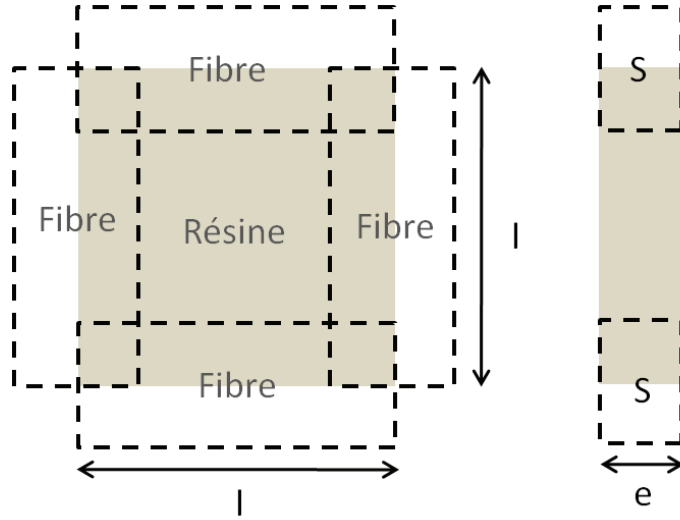


Figure III.30: Géométrie d'une maille du modèle

Pour définir la valeur de la section  $S$  des éléments barre, la teneur en volume de fibres  $T_f$  et de résine  $T_r$  est respectée. Soit  $V_f$  et  $V_r$  les volumes respectifs de fibres et de résine pour une maille, on a, d'après la Figure III.27 :

$$\begin{aligned} V_f &= 2lS \\ V_r &= el^2 \end{aligned} \quad \text{Eq III.102}$$

D'où :

$$S = \frac{T_f el}{2T_r} \quad \text{Eq III.103}$$

Enfin, la masse volumique de la résine  $\rho_r$  est ajustée pour que la masse totale soit représentative :

$$(\rho_r)_{calcul} = \left( \frac{l - \frac{S}{e}}{l} \right)^2 \cdot \rho_r \quad \text{Eq III.104}$$

## III.4. Modélisation de la mousse

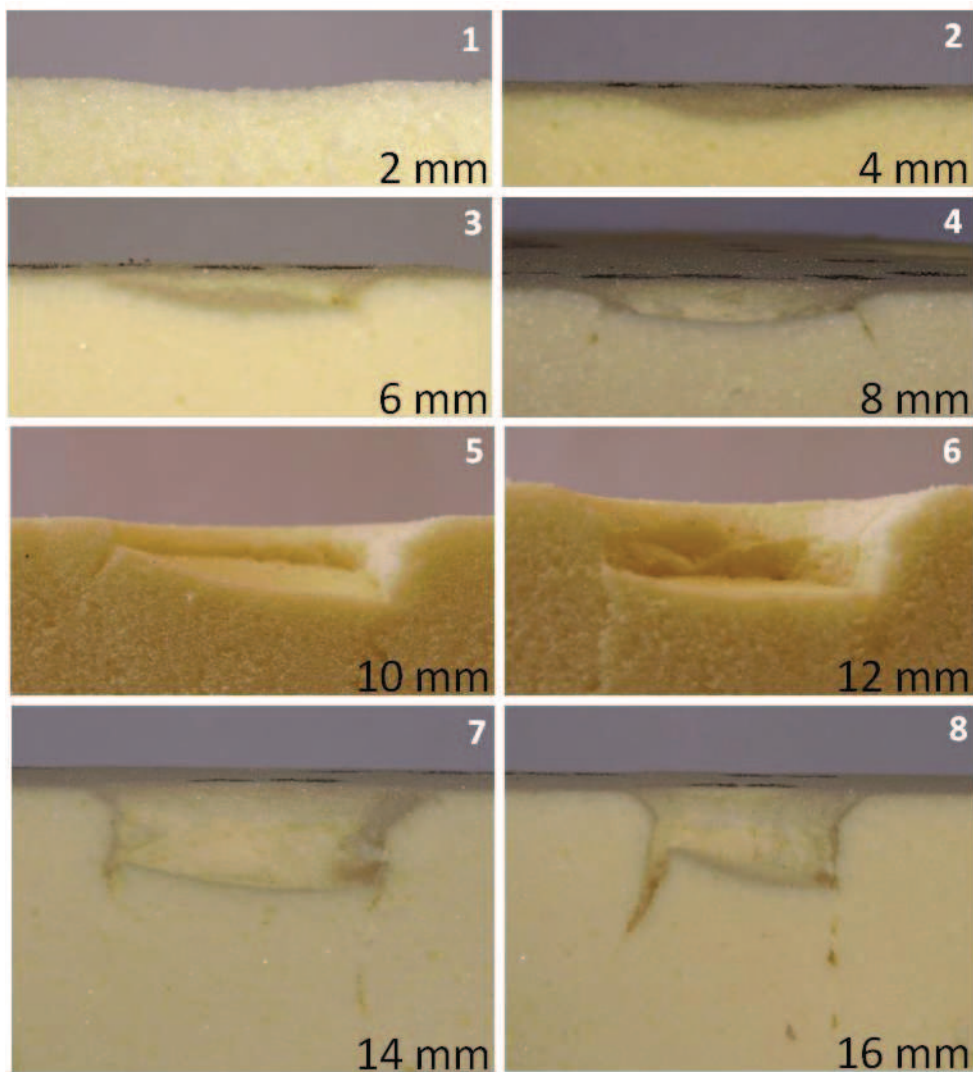
### **III.4.1. Introduction**

L'observation des essais structuraux présentés au Chapitre II montre que la réaction à l'impact et la dégradation de la mousse influe de manière importante sur la réponse de la structure. En effet, lors d'un impact poids tombant, la présence de la mousse qui soutient la peau va localiser la flexion. Une fois le tissu déchiré, c'est elle qui va déterminer les efforts appliqués sur l'impacteur et permettre ainsi son rebond.

Dans le cas d'un impact oblique, c'est la rupture de la mousse sous la peau qui va piloter la valeur de la surface de décollement. De plus, la dégradation de la mousse sous le point d'impact va permettre le retour élastique de la peau et ainsi influencer sur la profondeur résiduelle d'indentation.

Le chargement de la mousse pour ce type de sollicitation est complexe. En effet, elle semble travailler aussi bien en compression, en traction et en cisaillement. Pour pouvoir observer sa réaction plus en détail, des essais d'indentation d'une bille de 19 mm sur un bloc de mousse épaisse ont été effectués. Une mousse PU80 et une mousse Rohacell ont été testées. Les photographies de coupes des blocs de mousse après une indentation à différentes profondeurs sont présentées Figure III.31 et III.33.

Pour la mousse PU80, on observe dans un premier temps un écrasement des cellules qui entraîne une indentation permanente de la mousse (Figures III.31-1 III.31-2). Dans un deuxième temps, à partir d'une profondeur d'indentation de 6 mm, l'apparition de fissurations dans la mousse peut être notée. Ces fissures se propagent dans la direction de sollicitation. Ainsi, une partie de la mousse se désolidarise et se comprime sous la bille (Figures III.31-7 et III.31-8). Cette partie de la mousse se densifie ensuite et forme un bouchon juste sous la bille (Figure III.32).

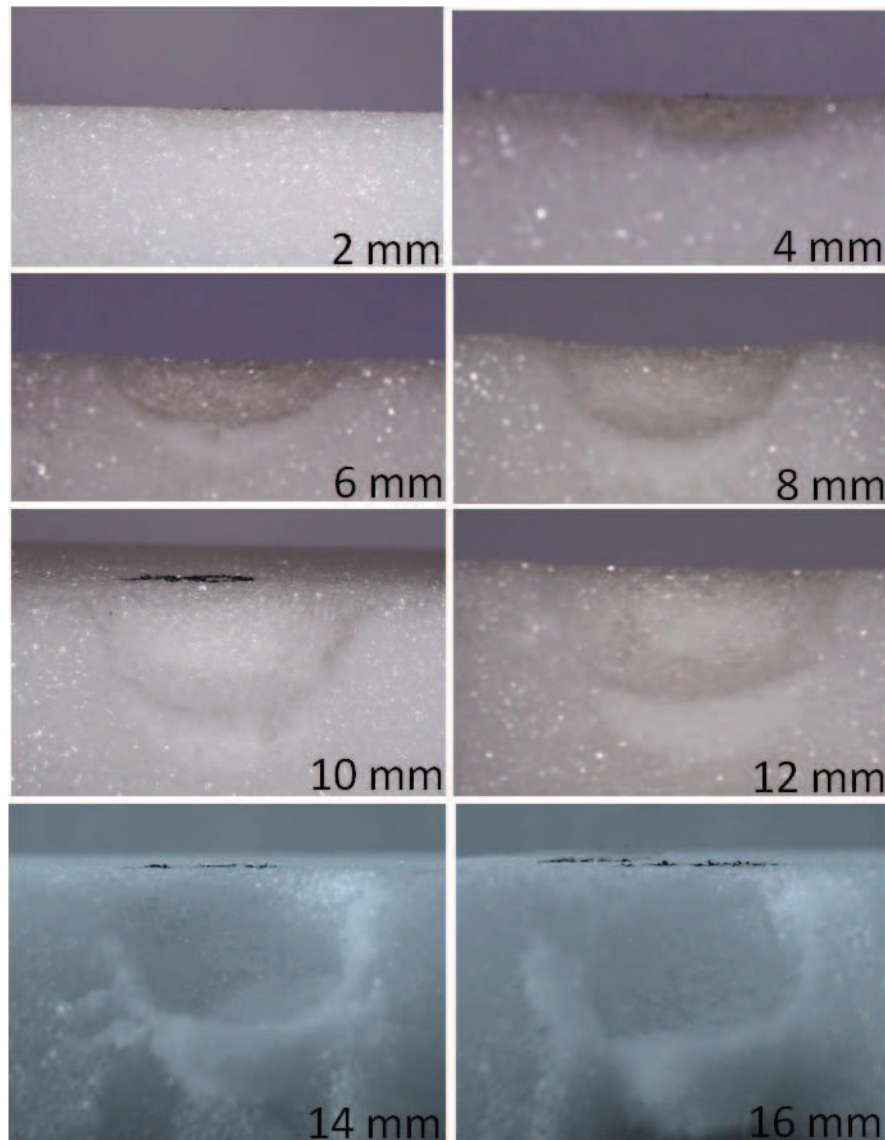


**Figure III.31 : Indentation d'une bille dans un bloc de PU80**



**Figure III.32 : Bouchon de mousse densifiée**

Pour ce qui est de la réponse de la mousse Rohacell présentée Figure III.33, similairement à ce que l'on peut observer pour la mousse PU80, dès les premiers millimètres, l'écrasement des cellules entraîne une indentation permanente. Cependant, pour des profondeurs plus grandes, aucune apparition de fissure n'est relevée. Pour des poinçonnements de 6 mm et au-delà, un blanchiment de la mousse juste en dessous de la bille est noté. Cette zone très limitée correspond à une densification locale de la mousse. L'évolution de la taille de cette zone se fait par écrasement des cellules de proche en proche.



**Figure III.33 : Indentation d'une bille dans un bloc de Rohacell**

Ainsi, la réponse des mousses PU80 et Rohacell pour les cas de charge étudiés est pilotée par l'écrasement des cellules, la densification et le comportement en cisaillement de la mousse qui peut mener à l'apparition de fissures transverses dans le cas de la PU80.

### III.4.2. Essais de caractérisation

Une campagne de caractérisation a été mise en place dans le but d'observer plus précisément le comportement des mousses. Dans un premier temps des essais de compression uni-axiaux statiques et dynamiques ont été effectués. Dans un deuxième temps des essais de cisaillement sur des mousses saines et pré-comprimées ont été réalisés.

#### III.4.2.1. Essais de compression

Ces tests sont effectués pour différentes vitesses de sollicitation afin de pouvoir observer la présence ou non d'effets visqueux.

##### *III.4.2.1.1. Compression statique*

Ces essais sont réalisés sur une machine de traction/compression Instron. Des blocs cylindriques de mousse, dont la géométrie est définie Figure III.34, sont posés sur un support plan rigide et comprimés à une vitesse de 2 mm/min.

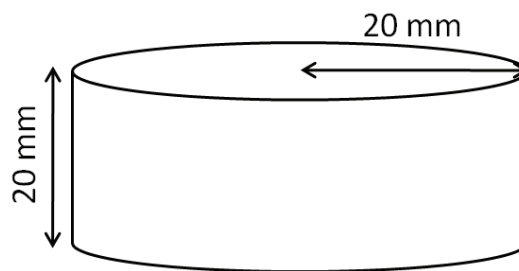


Figure III.34 : Géométrie d'une éprouvette de compression de mousse

La valeur de l'effort  $F$  dans le sens de l'écrasement ainsi que le déplacement  $d$  de la face supérieure des blocs sont relevés. En posant :

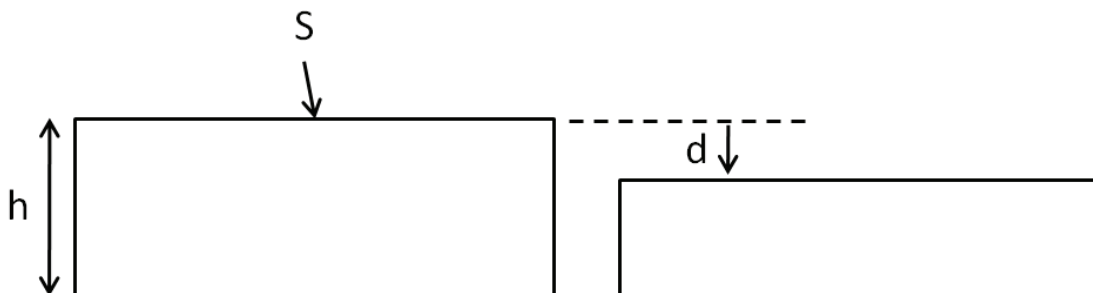


Figure III.35 : Présentation des paramètres des essais de compression



On a alors :

$$\varepsilon = \frac{d}{h}$$

$$\sigma = \frac{F}{S}$$
Eq III.105

Il est ainsi possible d'obtenir les déformations et les contraintes au sein des éprouvettes et de tracer les graphiques  $\sigma = f(\varepsilon)$  pour chaque bloc (Figure III.36). Cette figure permet de constater la bonne répétabilité de ces essais.

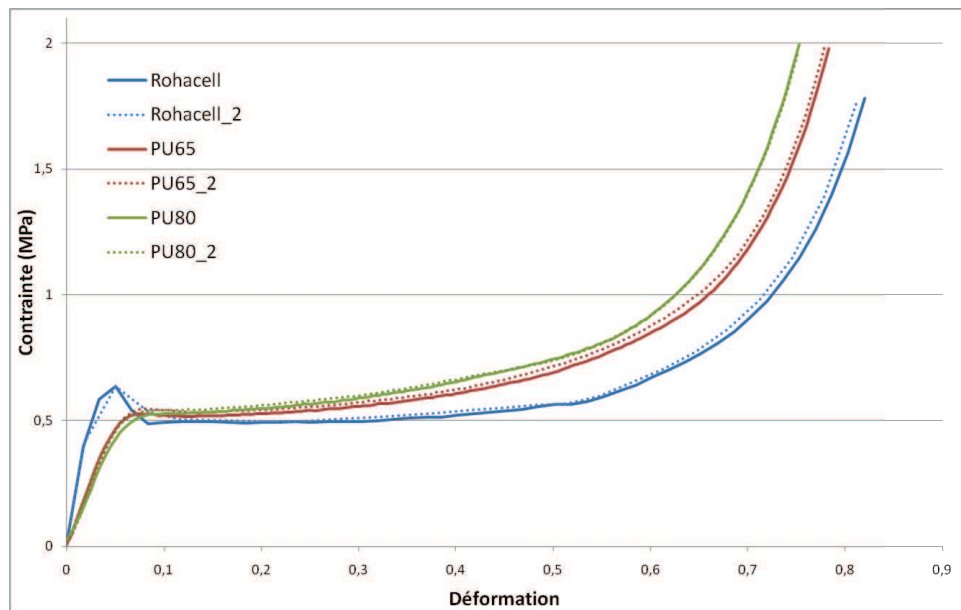


Figure III.36: Courbes contrainte/déformation pour la compression des mousses Rohacell et PU

Pour chaque courbe, on retrouve les trois parties caractéristiques de la compression uniaxiale des mousses : une partie linéaire, un plateau et une densification. Pour la mousse Rohacell, on observe que la valeur de la contrainte d'écrasement est supérieure de 20% à la contrainte du plateau. Ceci traduit le fait que l'effort nécessaire à initier le flambement des parois des cellules est plus important que celui nécessaire à propager le flambement de cellule en cellule.

#### III.4.2.1.2. Compression dynamique

Cette série d'essais est réalisée sur la tour de chute à l'aide d'un impacteur cylindrique plat. Les éprouvettes testées sont les mêmes que pour les essais statiques dont la géométrie a été définie Figure III.34. Les masses des impacteurs sont de 524 g et 4000 g et ces tests sont menés pour des vitesses d'impact de 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s et 8 m/s. Ces vitesses permettent de balayer une gamme de taux de déformation allant de  $100 \text{ s}^{-1}$  à  $400 \text{ s}^{-1}$ . Pour chaque essai, l'effort d'impact en fonction du déplacement de l'impacteur est tracé.

Ces essais sont filmés à l'aide d'une caméra rapide Fastcam à une vitesse d'acquisition de 20000 images par seconde. Sur chaque éprouvette, un triangle a été tracé afin d'observer la répartition des déformations sur la hauteur.



Figure III.37: Epreuve de mousse pour la compression dynamique

Les images de la compression de la mousse Rohacell et de la PU80 pour une vitesse de 4 m/s et une masse de 4 kg sont données Figure III.38.

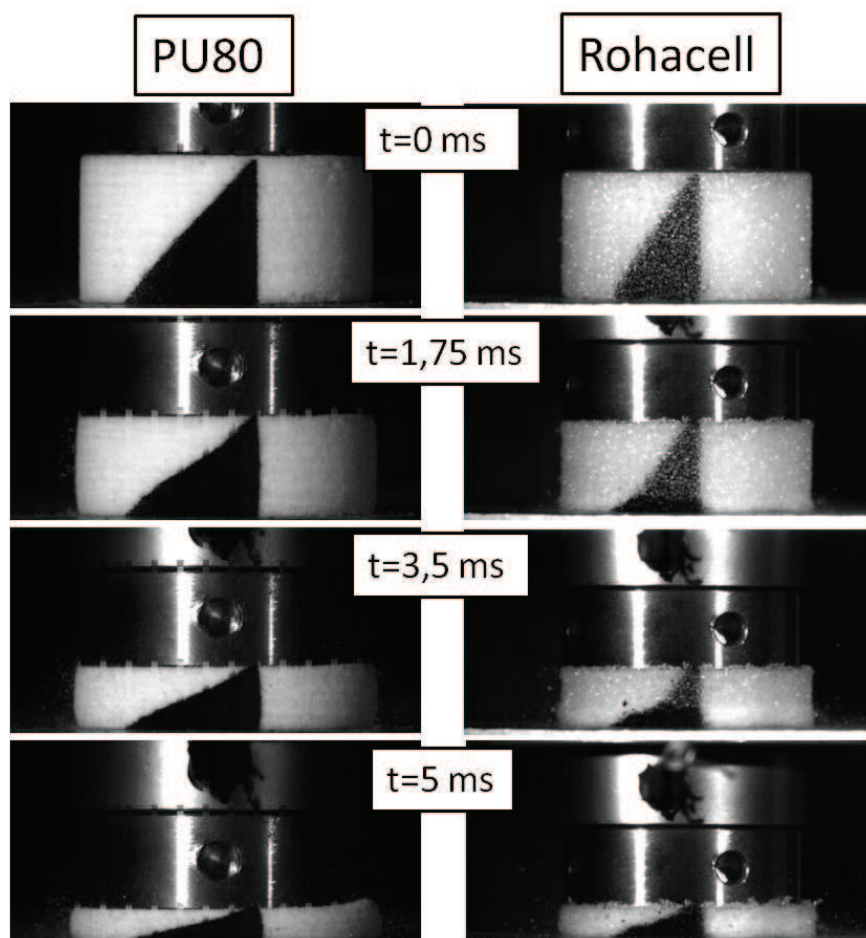


Figure III.38: Images de la compression dynamique des mousses PU80 et Rohacell

Une différence de comportement entre la mousse PU80 et la mousse Rohacell est relevée. En effet, l'analyse des images obtenues montre que, tandis que la mousse PU80 se déforme uniformément dans toute la hauteur du bloc, les déformations dans la mousse Rohacell se localisent. On observe sur la Figure III.38 que pour la mousse Rohacell les cellules vont d'abord s'écraser localement dans la partie inférieure du bloc. Cette zone d'écrasement va se propager de proche en proche au cours du temps.

Ensuite, les courbes des efforts en fonction de l'écrasement du bloc pour les différentes vitesses sont comparées. Ces courbes sont données Figure III.39, III.40 et III.41 pour les mousses Rohacell, PU65 et PU80 pour les deux masses d'impacteurs et pour les quatre vitesses de sollicitation. 4 à 5 essais par configuration de mousse et de masse ont été réalisés ce qui a permis de vérifier la bonne répétabilité de ces essais (erreur moyenne inférieure à 5%).

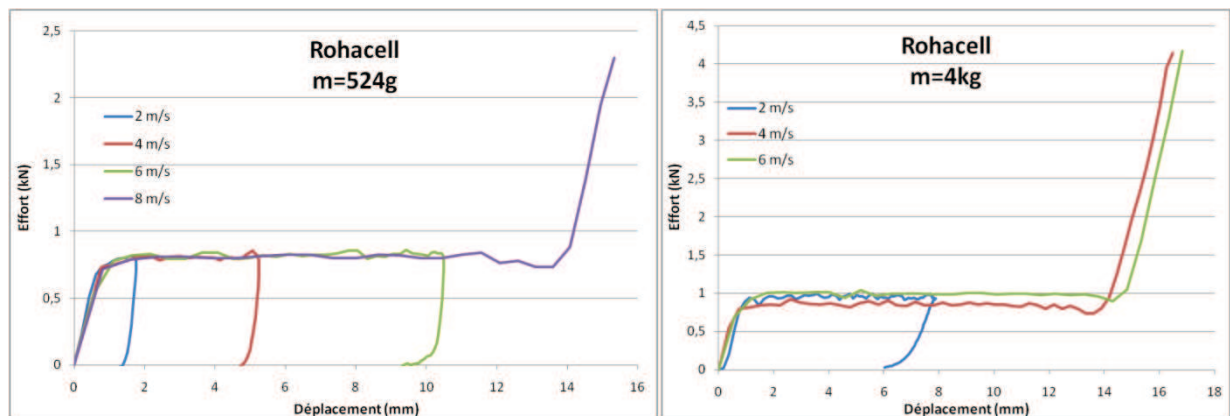


Figure III.39: Courbes effort/déplacement pour la compression dynamique de la mousse Rohacell

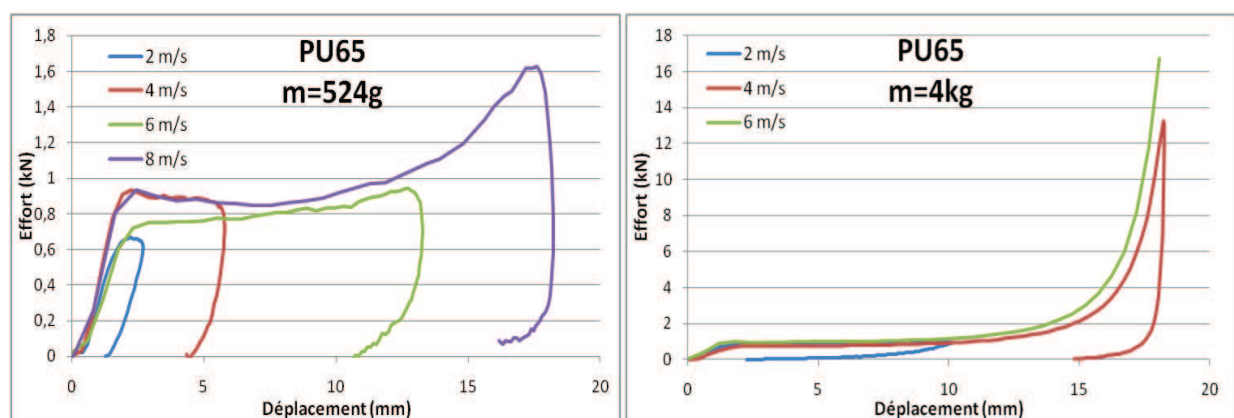


Figure III.40: Courbes effort/déplacement pour la compression dynamique de la mousse PU65

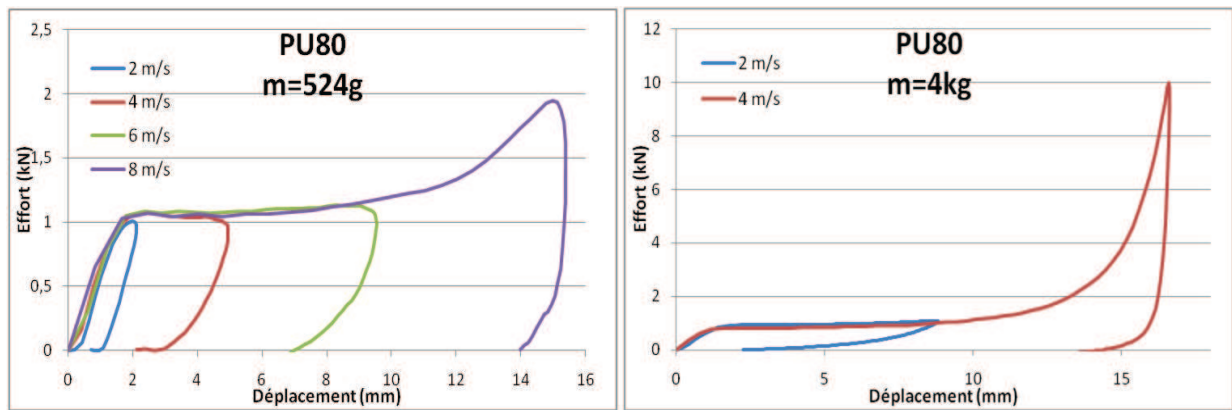


Figure III.41: Courbes effort/déplacement pour la compression dynamique de la mousse PU80

Ces essais ne permettent pas de mettre en évidence une influence de la vitesse de compression pour les différentes mousses pour la gamme de vitesses balayée représentative des sollicitations d'impact étudiées.

Enfin, les courbes obtenues en dynamique sont comparées aux courbes effort/déplacement obtenues lors de la campagne de compression statique (Figures III.42 et III.43).

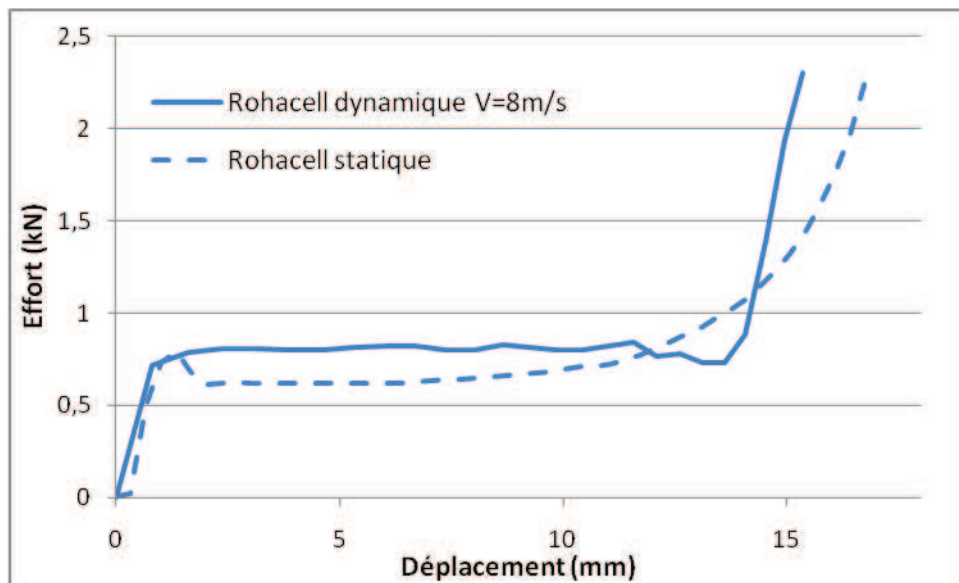


Figure III.42: Comparaison de la compression statique et dynamique pour la mousse Rohacell

Concernant la mousse Rohacell (Figure III.42), il est possible d'observer que bien que la valeur de la contrainte d'écrasement soit sensiblement la même en statique et en dynamique, la valeur du plateau d'écrasement est plus faible de 20% en statique.

Ceci peut s'expliquer par un effet structure de la mousse. En effet, en statique, la structure étant en équilibre, les parois des alvéoles flambent quasi simultanément : quand l'effort nécessaire à l'écrasement est atteint dans une cellule, il est atteint dans toutes les

cellules. En revanche, en dynamique, l'équilibre n'a pas le temps de se faire. Ainsi, comme il a été observé sur les images de la caméra à haute vitesse, l'écrasement des cellules se fait de proche en proche, les cellules de dessous étant chargées directement par celles du dessus venant de flamber. Pour écraser chaque ligne d'alvéole il faut appliquer le même effort que pour faire flamber les parois de la première ligne d'alvéole.

De plus, on observe que pour la mousse Rohacell, l'allure de la densification n'est pas la même en statique et en dynamique. En effet, en statique, la variation de la pente de l'effort pour les déplacements importants est plus douce que dans le cas dynamique.

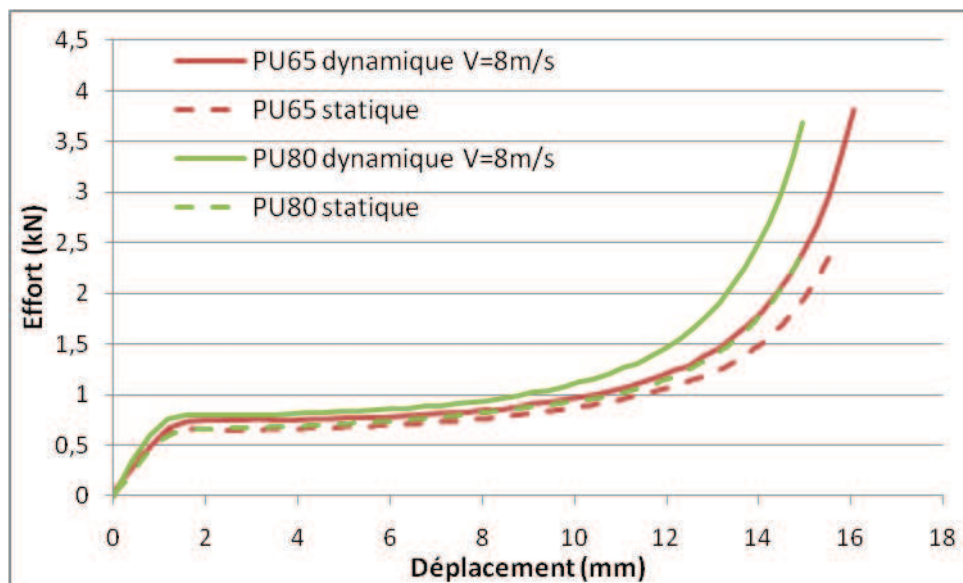


Figure III.43: Comparaison de la compression statique et dynamique pour les mousses PU

Pour les mousses PU, on observe deux principales différences dans la réponse à la compression statique et dynamique. Premièrement, on remarque que la valeur du palier d'effort est de l'ordre de 10% plus grand en dynamique. Deuxièmement, on observe que dans le cas dynamique, la densification a lieu pour des déplacements de l'ordre de 5% plus faibles.

### III.4.2.2. Cisaillement

#### III.4.2.2.1. *Cisaillement classique*

Dans un premier temps, des essais de cisaillement ont été effectués. Pour cela, des éprouvettes de cisaillement quad-blocs dont la géométrie est présentée sur la Figure III.44 ont été utilisées.

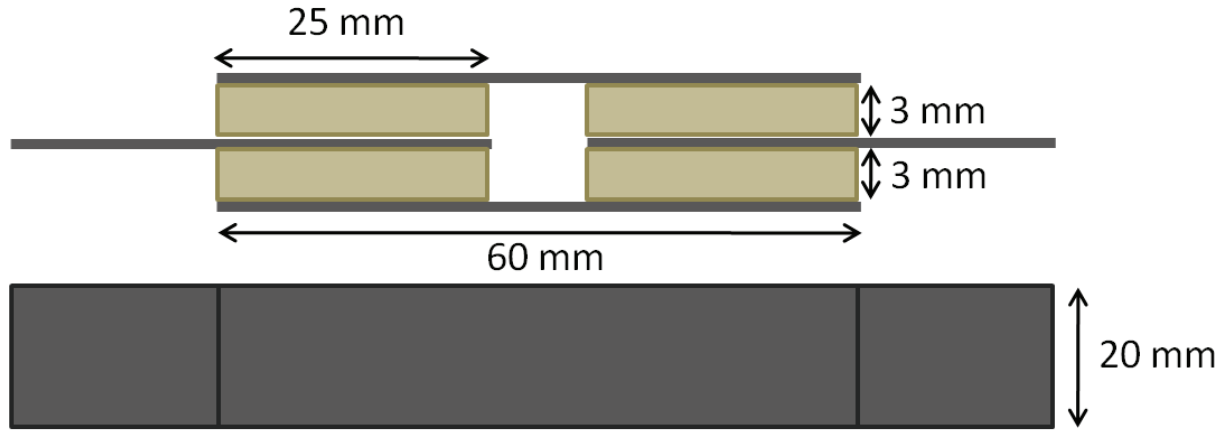


Figure III.44: Géométrie des éprouvettes quad-blocs

Cette campagne a été réalisée sur une machine de traction Instron équipée d'une cellule de force de 10 kN.

Les mesures sont post-traitées suivant la procédure suivante :

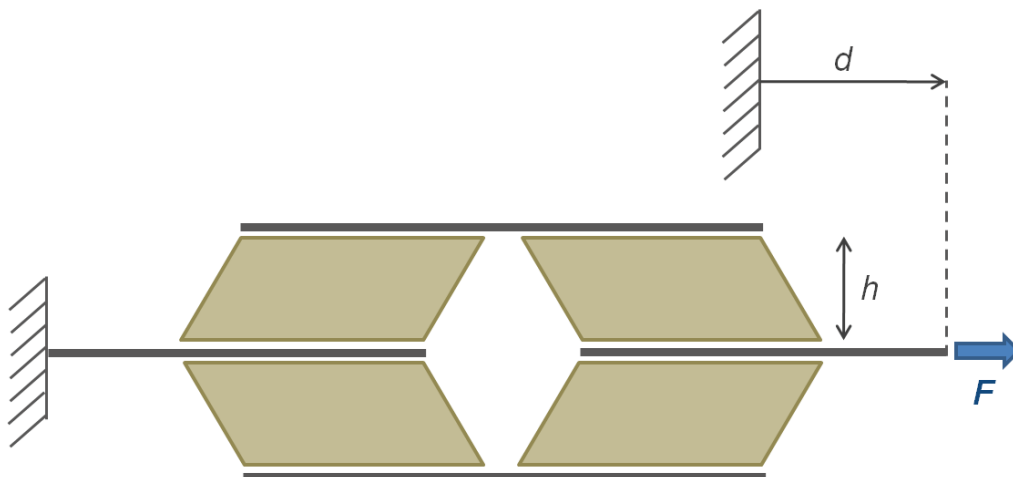


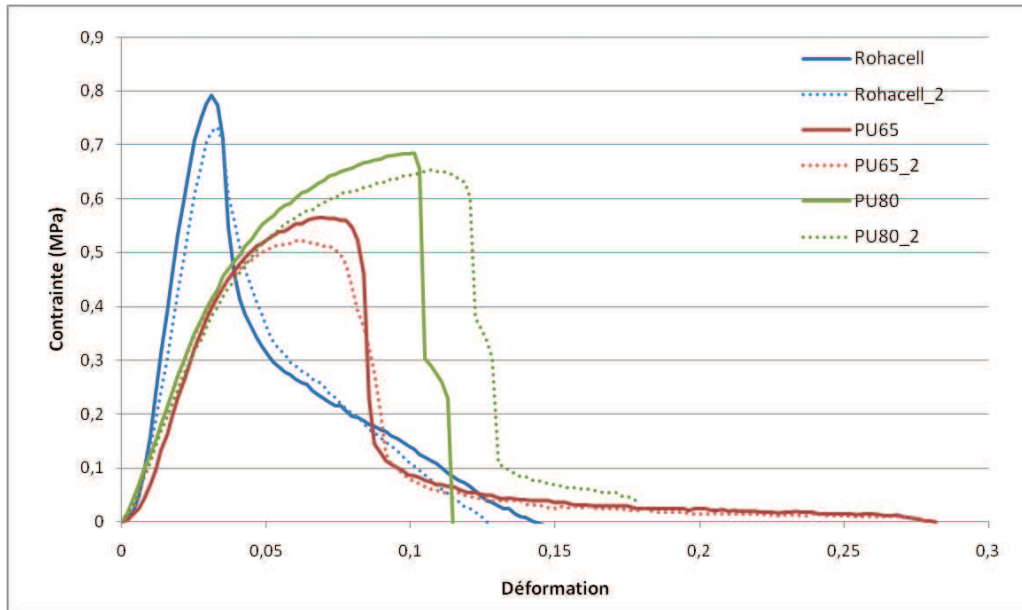
Figure III.45: Post traitement des essais quad-blocs

Les déformations et les contraintes de cisaillement, pour une analyse linéaire, sont données par :

$$\gamma = \frac{d}{2h}$$

$$\sigma_c = \frac{F}{2S}$$
Eq III.106

Ainsi, il est possible de tracer les courbes de la contrainte en fonction des déformations pour les trois mousses étudiées (Figure III.46). Quatre essais ont été effectués pour chaque mousse et la reproductibilité a pu être vérifiée.



**Figure III.46: Courbes contrainte/déformation pour le cisaillement des mousses Rohacell et PU**

Pour la mousse Rohacell, on observe un comportement linéaire jusqu'à la rupture de la mousse. Après rupture, on note la présence d'une contrainte résiduelle qui diminue progressivement. Elle est due aux frottements de la mousse avec elle-même au sein de l'éprouvette après l'apparition de la fissure.

Le comportement de la mousse PU65 et PU80 observé est non linéaire. En effet, on constate dans un premier temps une montée en charge linéaire puis une diminution de la pente jusqu'à la rupture. On constate une différence de la valeur de la contrainte à rupture de 17% entre ces deux mousses en faveur de la PU80.

Enfin, on constate une différence de raideur en cisaillement de l'ordre de 50% entre la mousse Rohacell et les mousses PU. La contrainte à rupture de la mousse Rohacell est 12% plus grande que la mousse PU80.

#### *III.4.2.2.2. Cisaillement après compression*

Afin d'observer l'influence de l'écrasement des cellules sur le comportement des mousses en cisaillement, des essais de cisaillement, similaires à ceux présentés dans la partie précédente, ont été effectués sur des blocs ayant subi une compression uniaxiale.

Les blocs de mousses ont été comprimés dans le sens de l'épaisseur jusqu'à leur densification, relâchés, puis assemblés en éprouvette quad-blocs (Figure III.47).



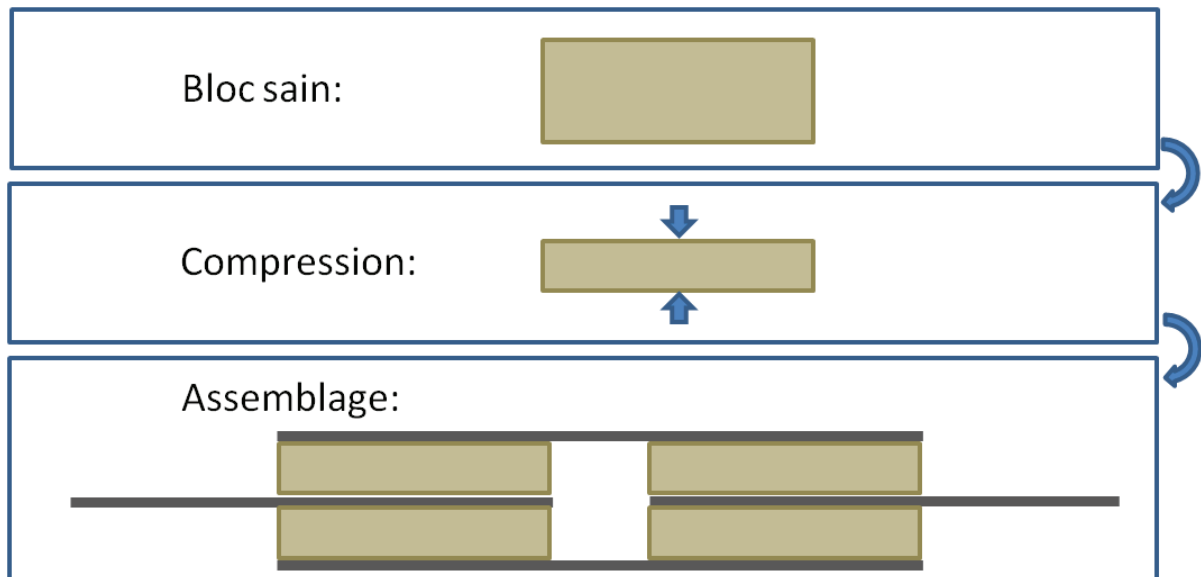


Figure III.47: Principe des essais de cisaillement post-compression

Grâce à la mesure des épaisseurs de ces blocs après compression, les contraintes et les déformations ont pu être calculées. Quatre essais ont été effectués pour chaque mousse et une bonne répétabilité a été constatée.

La Figure III.48 présente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation dans le cas d'un cisaillement « classique » et dans le cas d'un cisaillement après compression pour la mousse Rohacell.

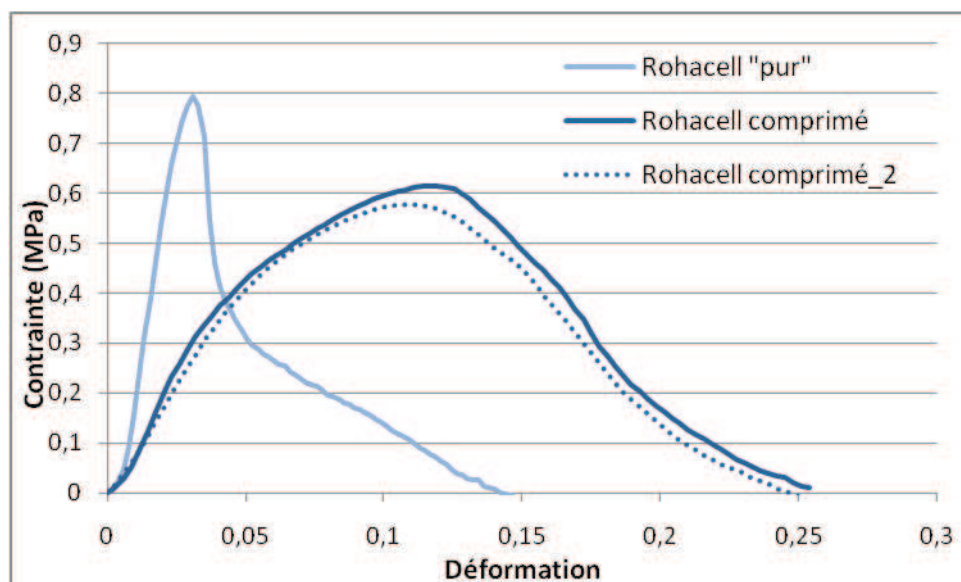


Figure III.48 : Comparaison du cisaillement « pur » et post-compression pour la mousse Rohacell

On observe, dans le cas comprimé, un comportement non linéaire avec une diminution de la pente avant la rupture. La pente à l'origine, dans ce cas, est 55% plus faible que dans le

cas sans compression préalable. Sa déformation à rupture est 70% plus grande et sa contrainte à rupture est 25% plus faible que dans le cas non comprimé.

Ensuite, l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation pour ces deux types d'essais pour les mousses PU est donnée Figure III.49.

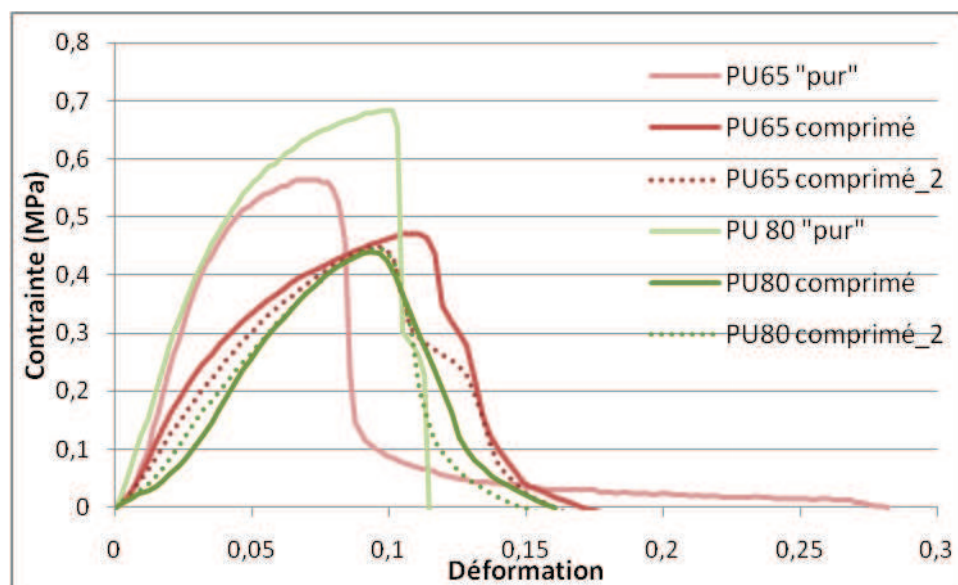


Figure III.49 : Comparaison du cisaillement « pur » et post-compression pour les mousses PU

On observe aussi pour ces mousses une diminution importante (de l'ordre de 50%) de la raideur dans le cas où une première compression a été effectuée. La contrainte à rupture est 30% plus faible dans le cas comprimé pour les deux mousses.

Ces essais ont permis de mettre en évidence l'importance de la différence de comportement des mousses dans le cas où les cellules ont été écrasées. Ainsi, une sollicitation en compression va générer un endommagement de la raideur en cisaillement.

### **III.4.3. Modélisation**

#### **III.4.3.1. Introduction**

Étant donnés les sollicitations étudiées et les résultats de la campagne de caractérisation menée, une loi matériau doit être choisie convenablement. Tout d'abord, cette loi de comportement doit reproduire la réponse particulière de la mousse en compression : une phase linéaire, une phase d'écrasement et une phase de densification.

Ensuite, cette loi doit prendre en compte les déformations permanentes dues à la destruction des parois des alvéoles.

Enfin, les phénomènes de dégradation et de rupture de la mousse ne peuvent pas être négligés.

#### III.4.3.2. Modèle Radioss

La loi matériau disponible dans le logiciel Radioss la plus adaptée à notre problème est la « loi 33 plas\_foam » [RADIOSS, 2010]. Cette loi, implémentée pour modéliser des mousses à faible densité pour des chargements d'impact, est une loi visco-élasto-plastique.

Pour le calcul, la partie sphérique et la partie déviatorique du tenseur des déformations sont différenciées. En effet, le phénomène de densification est considéré comme étant le résultat d'une augmentation de la pression au cœur de la mousse et intervient dans la partie sphérique du tenseur des contraintes. Le déviateur, lui, représente le comportement de la structure de la mousse.

Ainsi, pour reproduire la partie linéaire et l'écrasement des cellules en compression, un comportement élasto-plastique, dont la loi est présentée Eq III.107, est appliqué à la partie déviatorique.

$$\sigma_p = A + B(1 + C\gamma) \quad \text{Eq III.107}$$

avec :

$$\gamma = \frac{V}{V_0} - 1 + \gamma_0 \quad \text{Eq III.108}$$

où  $\sigma_p$  représente la contrainte plastique,  $\gamma$  la déformation volumique et  $\gamma_0$  la déformation volumique initiale.

Ceci va permettre dans un premier temps de bien représenter le palier en choisissant les paramètres plastiques  $A$ ,  $B$  et  $C$  appropriés et, dans un deuxième temps, de prendre en compte les déformations résiduelles.

Pour représenter la densification de la mousse, un terme de pression est introduit dans la partie sphérique (Figure III.50).

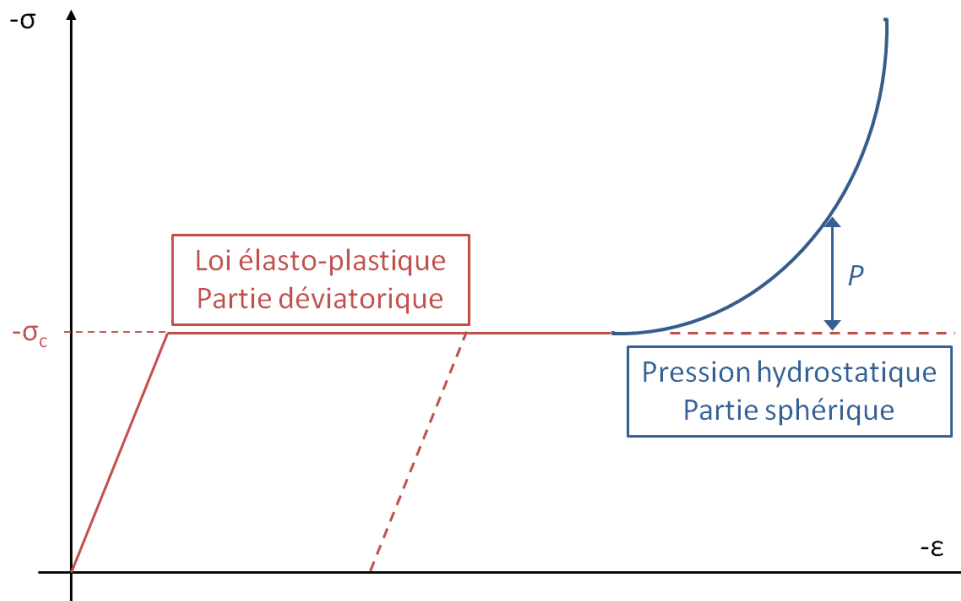


Figure III.50 : Principe de la loi « foam\_plas » de Radioss

Ce terme de pression  $P$  est une fonction de la déformation volumique  $\gamma$  qui est choisie de telle sorte qu'elle présente une asymptote verticale lorsque toutes les cellules sont écrasées :

$$P = -\frac{P_0 \cdot \gamma}{1 + \gamma - \Phi} \quad \text{Eq III.109}$$

où  $\Phi$  représente la porosité de la mousse et  $P_0$  la pression initiale de l'air.

Cette loi prend en compte la viscosité de la mousse en appliquant le modèle de Maxwell-Kelvin-Voigt aux contraintes déviatoriques.

#### III.4.3.3. Implémentation d'un critère de rupture

Néanmoins, le modèle de loi présenté ne gère ni la dégradation, ni la rupture.

Pour résoudre ce problème, il a été décidé d'implémenter un critère de rupture d'élément dans le logiciel Radioss. Ceci est possible via l'option « user failure » grâce à laquelle l'utilisateur va définir la suppression de chaque élément à partir des déformations données dans le repère global.

Le critère choisi pour supprimer les éléments de mousse est un critère sur les déformations maximales en cisaillement et en traction. On pose :

$$\begin{aligned}\varepsilon_{Cmax} &= \max(|\varepsilon_{xy}|, |\varepsilon_{yz}|, |\varepsilon_{zx}|) \\ \varepsilon_{Tmax} &= \max(\varepsilon_{xy}, \varepsilon_{yz}, \varepsilon_{zx})\end{aligned}\tag{Eq III.110}$$

Si on note  $\varepsilon_{Clim}$  et  $\varepsilon_{Tlim}$  les critères de déformation maximale en cisaillement et en traction, on a alors :

$$\text{Elément supprimé} \Leftrightarrow \{\varepsilon_{Cmax} \geq \varepsilon_{Clim} \text{ ou } \varepsilon_{Tmax} \geq \varepsilon_{Tlim}\}\tag{Eq III.111}$$

Aucun critère n'est mis sur la déformation en compression car on considère que bien que les cellules soient écrasées, la mousse va continuer à avoir une raideur en compression.

Pour prendre en compte la dégradation, une variable  $d_{mousse}$  est calculée dans cette routine. Cette variable n'intervient pas dans le calcul et elle est stockée à chaque pas de temps pour permettre de connaître l'état de dégradation de la mousse à chaque instant. Ceci est justifié par le fait que les sollicitations modélisées ne sont pas cycliques.

Pour calculer cette variable de dégradation, un taux de restitution d'énergie  $Y_{mousse}$  est déterminé à partir des déformations élastiques du matériau en négligeant l'effet de Poisson:

$$Y_{mousse} = \frac{1}{2}E(\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 + \varepsilon_z^2) + G(\varepsilon_{xy}^2 + \varepsilon_{yz}^2 + \varepsilon_{zx}^2)\tag{Eq III.112}$$

L'évolution de  $d_{mousse}$  en fonction de  $Y_{mousse}$  est identifiée expérimentalement grâce à des essais de compression cycliques présentés dans le chapitre suivant.

### III.5. Conclusion

Ce chapitre a permis de donner un aperçu rapide de la méthode des éléments finis en dynamique, et plus particulièrement sur les codes à intégration explicite. Ensuite, un rappel des principes de la thermodynamique des processus irréversibles qui sert de cadre à la formulation des lois de comportement a été effectué.

D'autre part, une recherche bibliographique sur les différentes stratégies de modélisation des composites et matériaux d'âme a été réalisée.

Un modèle de peau, permettant de reproduire à l'échelle de la maille du tissu les dommages observés expérimentalement à l'échelle microscopique a ensuite été proposé. Cette modélisation prend en compte l'hétérogénéité du tissu grâce à l'utilisation d'éléments barres et d'éléments plaques spécifiques.

La formulation de l'élément 2D représentant la résine a été établie de façon à permettre la dissociation entre son comportement en membrane et en flexion. La pseudo-plasticité en cisaillement plan et l'endommagement ont été modélisés.

Enfin, les comportements des mousses PU et Rohacell ont été analysés grâce à différents essais. L'indentation d'une bille sur des blocs de mousse a permis de révéler une réponse complexe de ce matériau. Des essais de caractérisation supplémentaires ont été mis en place pour étudier d'une part les effets dynamiques sur la compression et, d'autre part, la réponse de la mousse en cisaillement. La dégradation des propriétés en cisaillement d'un bloc de la mousse comprimée a pu être observée.

Pour reproduire son comportement, la loi matériau « foam\_plas » de Radioss est utilisée. Un critère de rupture en traction et cisaillement est introduit et une variable de dégradation est calculée.





# CHAPITRE IV

## VALIDATION DU MODELE

### IV.1. Introduction

Ce chapitre concerne l'identification des paramètres des modèles de peau et de mousse ainsi que la validation à l'échelle de la structure du modèle proposé pour représenter l'impact sur une structure sandwich.

Dans une première partie, les lois de comportement du modèle de peau sont identifiées grâce à une série d'essais de traction statiques et dynamiques. Un dispositif expérimental permettant d'observer l'influence du taux de déformation sur la limite à rupture des tissus est présenté.

Dans une deuxième partie, les paramètres de la loi matériau utilisée pour représenter la mousse sont identifiés à partir d'essais de compression dynamiques. La loi d'évolution de l'endommagement est ensuite trouvée grâce à l'analyse d'essais de compression cycliques.

Enfin, dans une troisième partie, trois types d'essais sont modélisés pour observer le comportement du modèle proposé : un essai d'indentation statique, un essai d'indentation dynamique et quatre essais d'impacts obliques. Les résultats de ces calculs sont analysés afin d'apporter une meilleure compréhension des mécanismes de dégradation subis lors d'un impact oblique.

## IV.2. Identification du modèle de peau

### IV.2.1. Identification des lois de comportement

#### IV.2.1.1. Présentation des essais de caractérisation

Afin d'alimenter le modèle, une série d'essais d'identification des paramètres matériaux est effectuée sur le tissu. Ces essais sont de deux types :

- des essais de traction d'un tissu orienté à  $0^\circ$ - $90^\circ$  pour pouvoir trouver le module  $E_F$ , le module des éléments barres et la déformation à rupture en traction des fibres
- des essais de traction d'un tissu orienté à  $\pm 45^\circ$  pour pouvoir trouver le module de cisaillement  $G$  et les paramètres de pseudo-plasticité ( $K_{plas}$ ,  $\beta$ ).

De plus, comme il a été vu dans le chapitre consacré aux essais d'impact, certains matériaux comme les tissus en fibres de verre ont un comportement différent selon la vitesse de sollicitation. Ainsi, les essais de traction à  $0^\circ$ - $90^\circ$  sont réalisés en statique et en dynamique pour observer plus particulièrement l'évolution de la déformation à rupture en fonction de la vitesse de déformation.

#### IV.2.1.2. Essais de traction statique

Ces essais ont été réalisés sur une machine de traction équipée d'une cellule de mesure d'effort de 10 kN. Les mesures de déformation ont été réalisées grâce à un extensomètre.

Les éprouvettes utilisées pour ces essais sont constituées de deux plis de tissus composite de même orientation, leur géométrie est présentée Figure IV.1.

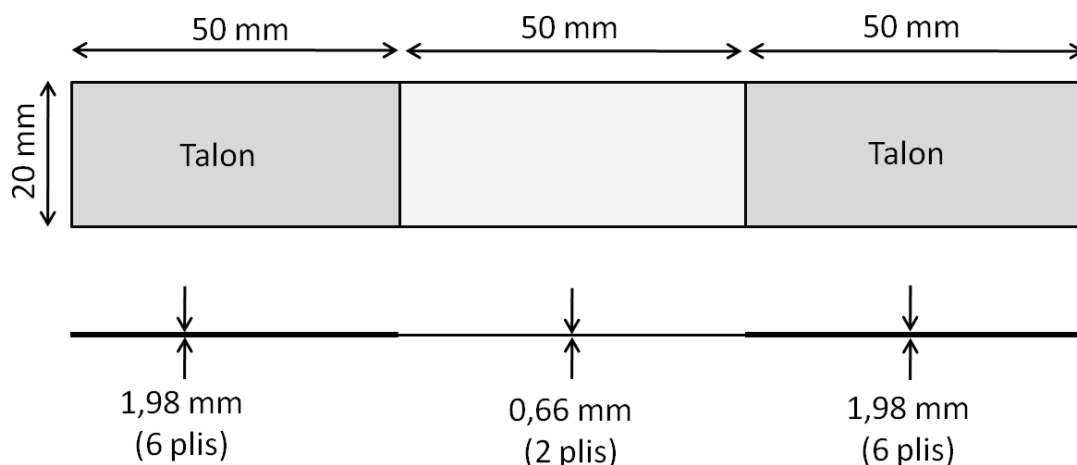
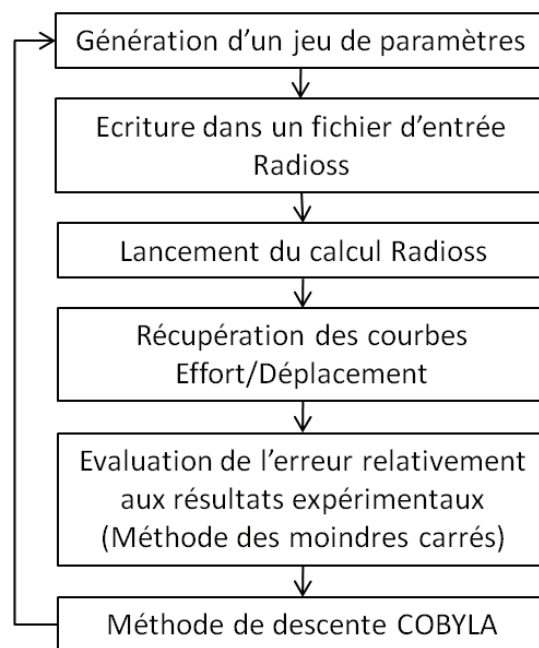


Figure IV.1 : Géométrie d'une éprouvette de traction

L'identification des paramètres matériaux est réalisée en deux étapes. Dans un premier temps, les grandeurs facilement accessibles à partir des mesures des contraintes et des déformations sont relevés.

Dans un deuxième temps, une méthode d'identification inverse est mise en place afin de déterminer les paramètres numériques du tissu. Pour cela, un algorithme d'optimisation dont le principe est présenté Figure IV.2 est utilisé.

Cet algorithme est implémenté en langage Python [PYTHON] et est basé sur l'interface d'optimisation Cobyla (Constrained Optimisation By Linear Approximation) de la bibliothèque Scipy.optimize [SCIPY].



**Figure IV.2 : Algorithme d'identification inverse**

#### *IV.2.1.2.1. Traction à 0-90°*

Ces essais permettent d'identifier le module d'élasticité des éléments 1D et le module de flexion  $E_F$  de l'élément résine. Le module de membrane  $E_M$  pris est celui donné par le fabricant. La Figure IV.3 montre la comparaison entre les résultats expérimentaux et le calcul optimisé pour un tissu verre-époxy (7781/913) et un tissu carbone-époxy (G963/913).

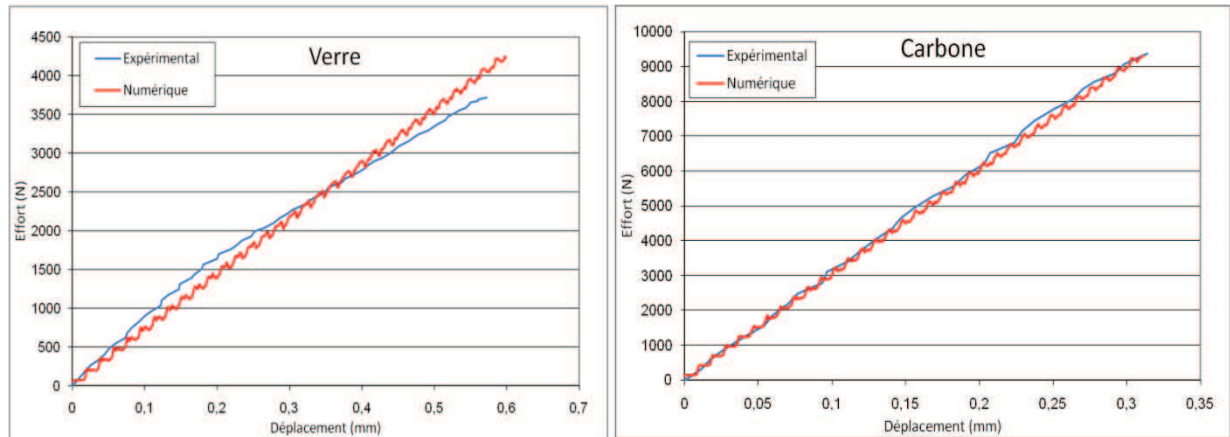


Figure IV.3 : Courbes expérimentale et numérique pour une traction à 0-90°

On trouve ainsi :

|                 | $E_{\text{fibres}}$ (MPa) | $E_M$ (MPa) | $E_F$ (MPa) |
|-----------------|---------------------------|-------------|-------------|
| <b>7781/913</b> | 40000                     | 3000        | 17000       |
| <b>G963/913</b> | 190000                    | 3000        | 54000       |

Table IV.1 : Paramètres  $E_{\text{fibres}}$ ,  $E_M$  et  $E_F$

#### IV.2.1.2.2. Traction à $\pm 45^\circ$

Ces essais permettent d'identifier le module de cisaillement plan  $G$ , le seuil initial de plasticité  $\sigma_0$  et les paramètres matériaux associés à l'écrouissage  $K_{\text{plas}}$  et  $\beta$ . La Figure IV.4 montre la comparaison entre les résultats expérimentaux et le calcul optimisé pour un tissu verre-époxy (7781/913) et un tissu carbone-époxy (G963/913).

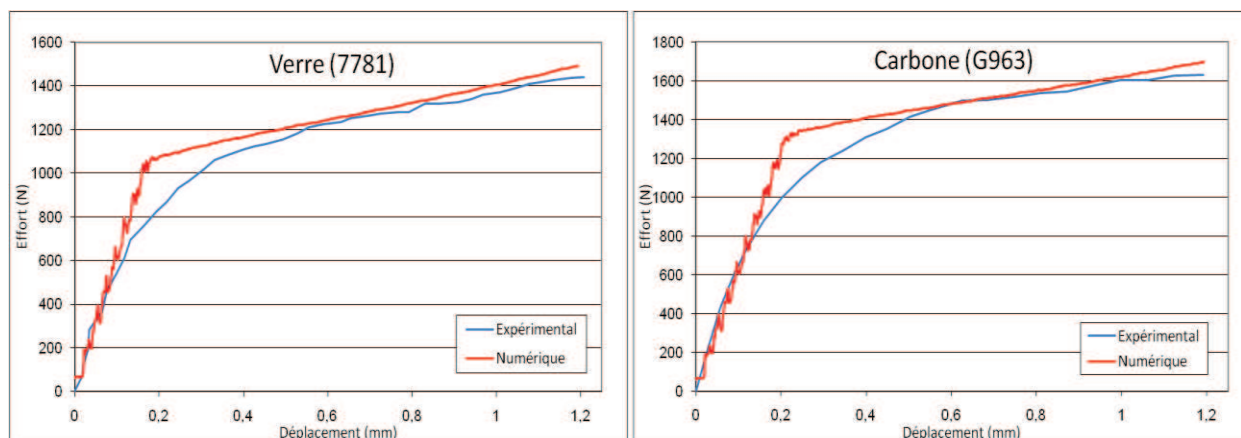


Figure IV.4 : Courbes expérimentale et numérique pour une traction à  $\pm 45^\circ$

On trouve ainsi :

|                 | G (MPa) | $\sigma_0$ (MPa) | K <sub>plas</sub> (MPa) | $\beta$ |
|-----------------|---------|------------------|-------------------------|---------|
| <b>7781/913</b> | 4500    | 40               | 220                     | 1       |
| <b>G963/913</b> | 4500    | 50               | 180                     | 1       |

**Table IV.2 : Paramètres G,  $\sigma_0$ , K<sub>plas</sub> et  $\beta$**

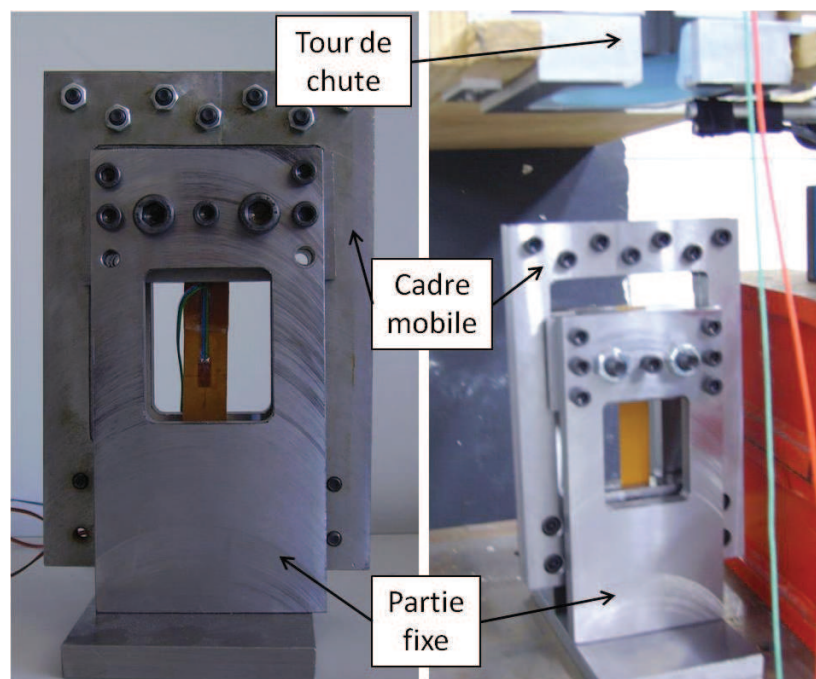
#### IV.2.1.3. Essais de traction dynamique

##### *IV.2.1.3.1. Dispositif d'essai*

Un dispositif d'essai a été mis en place pour réaliser les essais de traction dynamique. L'idée directrice de l'élaboration de ce dispositif est de pouvoir utiliser le système de tour de chute pour imposer un déplacement rapide des bords de l'éprouvette. Ainsi, il a fallu concevoir un montage pour transformer un cas de charge de compression dynamique délivrée par l'impact du poids tombant en une sollicitation de traction dynamique imposée sur l'éprouvette.

Ce dispositif, représenté Figure IV.5, est composé de deux parties en acier:

- Une partie fixe qui est bridée à la table de la tour de chute et qui tient l'éprouvette par son talon supérieur
- Une partie mobile qui est un cadre capable de coulisser à l'intérieur de la partie fixe et qui tient l'éprouvette par son talon inférieur.



**Figure IV.5: Dispositif de traction dynamique**

C'est le cadre mobile qui va transmettre le déplacement dû à l'impact du poids tombant sur le cadre mobile à l'éprouvette, comme illustré Figure IV.6.

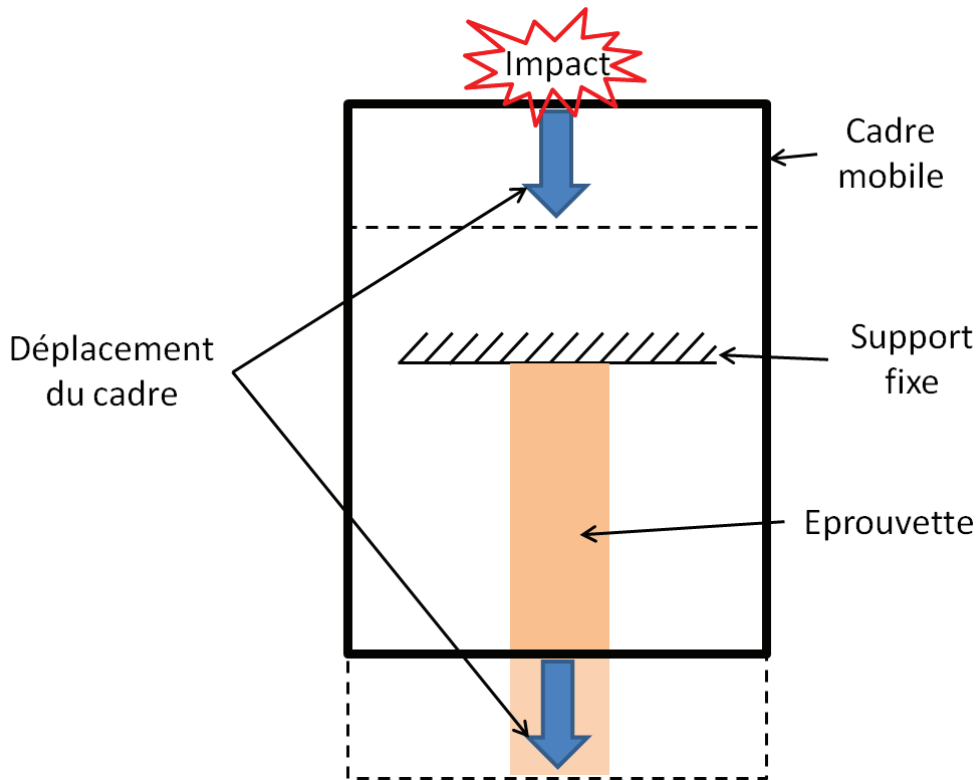


Figure IV.6 : Principe de fonctionnement du dispositif de traction dynamique

Ce montage permet de balayer une gamme de vitesses de déformation allant de  $30 \text{ s}^{-1}$  à  $100 \text{ s}^{-1}$ .

La géométrie des éprouvettes utilisées pour ces essais est la même que celle définie pour les essais statiques (Figure IV.1).

#### IV.2.1.3.2. Moyen de mesure

Pour pouvoir exploiter ces essais, il est indispensable de pouvoir faire des mesures de la déformation pendant la traction.

Pour obtenir les déformations de l'éprouvette un système de mesure par corrélation d'images a été mis en place. L'éprouvette est recouverte d'un mouchetis (Figure IV.7) et est filmée pendant l'essai grâce à une caméra rapide FastCam de Photron à 50000 images/seconde.

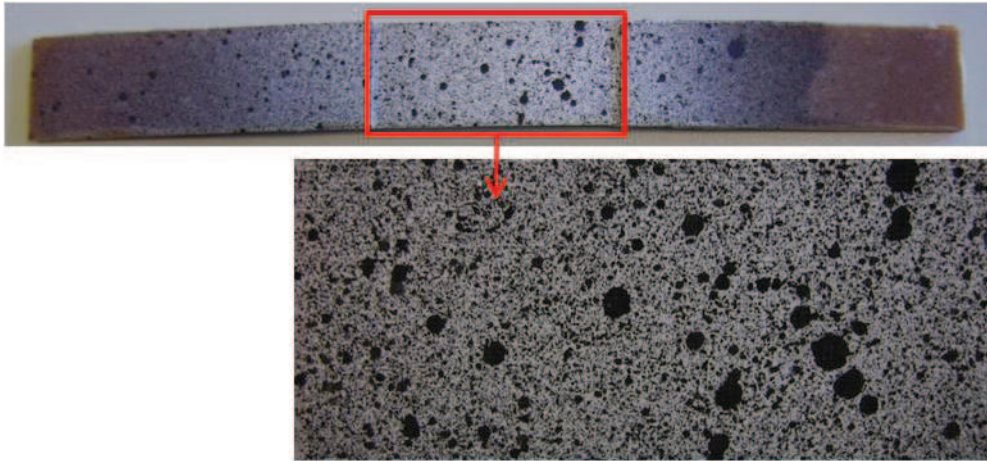


Figure IV.7 : Présentation du mouchetis

Pour obtenir les déformations à partir de ces images le logiciel de corrélation IcaSoft, développé par F.Morestin et son équipe [MGUIL-TOUCHAL, 1997], est utilisé. Par un traitement des images successives enregistrées, ce programme va détecter les déplacements des points de l'éprouvette grâce au mouchetis et ainsi calculer les déformations (Figure IV.8).

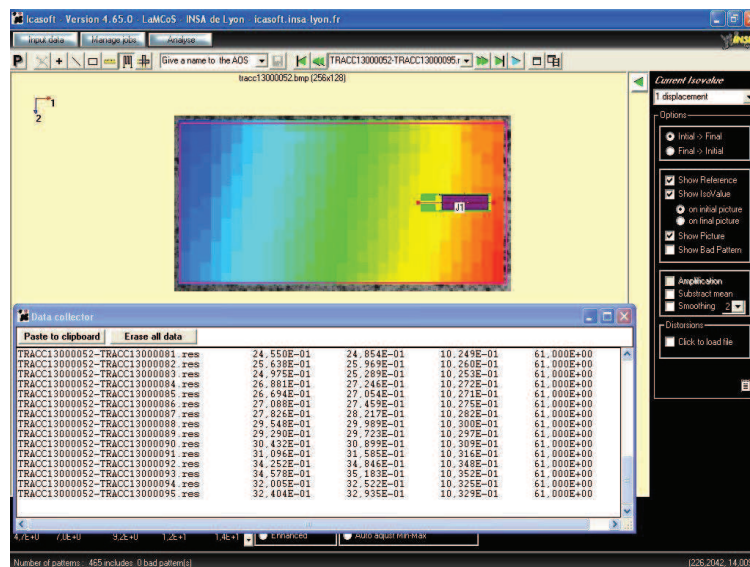


Figure IV.8 : Corrélation des images de l'éprouvette

Afin de valider les mesures de déformation obtenues par cette technique, des essais de traction statique ont été réalisés sur des éprouvettes dont les déformations ont été mesurées à la fois grâce à un extensomètre et grâce à la corrélation d'image.



#### IV.2.1.3.3. Résultats

Les mesures des déformations à rupture en fonction du taux de déformation sont données Figure IV.9 pour un tissu en verre/époxy.

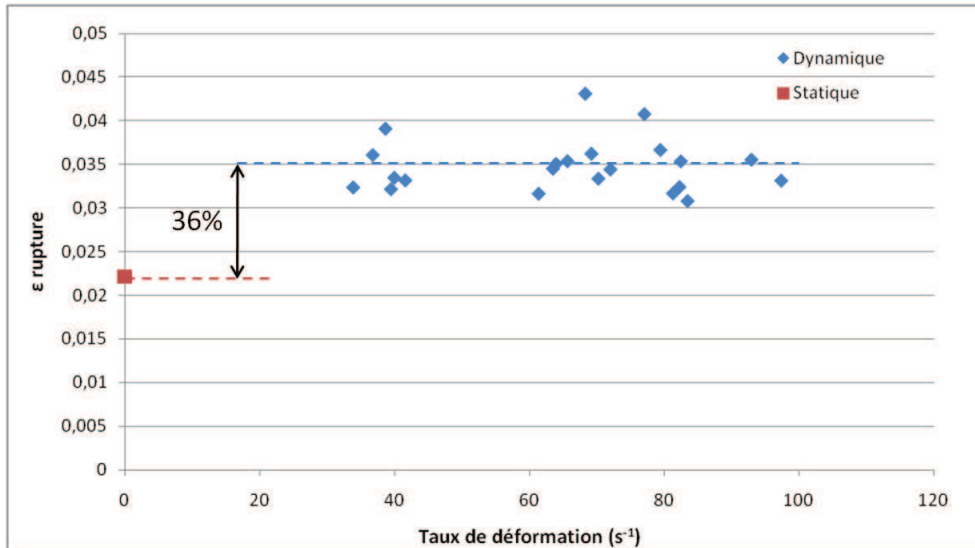


Figure IV.9 : Evolution des déformations à rupture en fonction des taux de déformation

On observe que la déformation à rupture pour les sollicitations de traction dynamiques est en moyenne 36% plus grande que pour la traction quasi-statique. Ainsi le comportement du verre présente une dépendance forte du taux de déformation.

## IV.3. Identification du modèle de mousse

### IV.3.1. Identification des paramètres matériaux de la loi « foam\_plas »

Dans le but de déterminer les paramètres matériaux définissant la loi « foam\_plas » de Radioss, l'algorithme d'identification inverse utilisé pour le modèle de tissus et présenté Figure IV.2 est utilisé.

Cette identification est réalisée sur les résultats des essais de compression dynamique. Les effets visqueux sont négligés. La Figure IV.10 montre la comparaison entre les résultats expérimentaux et le calcul optimisé pour les mousses PU65, PU80 et Rohacell.

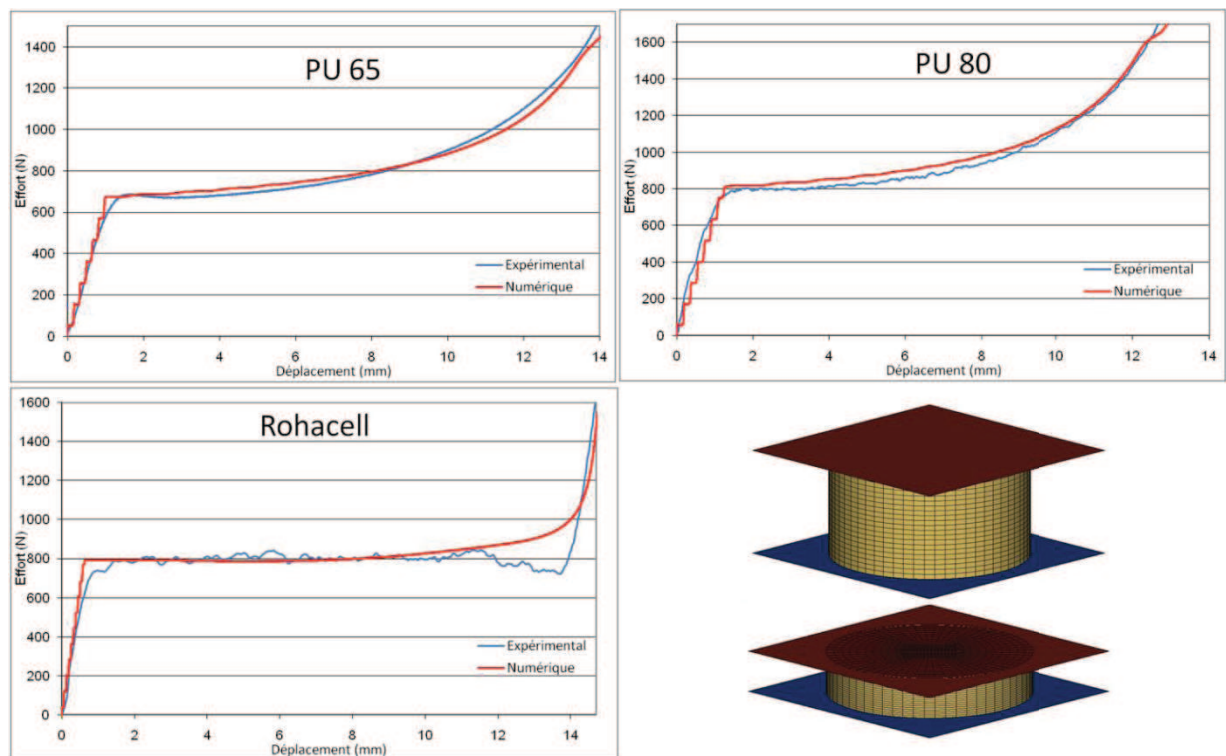


Figure IV.10 : Identification des lois de mousse en compression

Les paramètres ainsi identifiés sont donnés dans la Table IV.3

|                 | E (Mpa) | P <sub>0</sub> (Mpa) | Φ    | A (Mpa) | B (Mpa) | C    |
|-----------------|---------|----------------------|------|---------|---------|------|
| <b>Rohacell</b> | 20      | 0,01                 | 0,25 | 0,63    | 0       | 0    |
| <b>PU 65</b>    | 10      | 0,11                 | 0,19 | 0,5     | 0,03    | 0,27 |
| <b>PU 80</b>    | 10      | 0,13                 | 0,26 | 0,5     | 0,135   | 0,22 |

Table IV.3 : Paramètres de la loi « foam\_plas » identifiés pour trois mousses

### IV.3.2.Évolution de la dégradation

Pour trouver l'évolution de  $d_{mousse}$  en fonction de  $Y_{mousse}$ , des essais de compression cyclique ont été effectués. Ces essais, dont un exemple est donné Figure IV.11 pour la PU65, permettent d'observer l'évolution de la raideur de la mousse en fonction de la déformation élastique en compression :

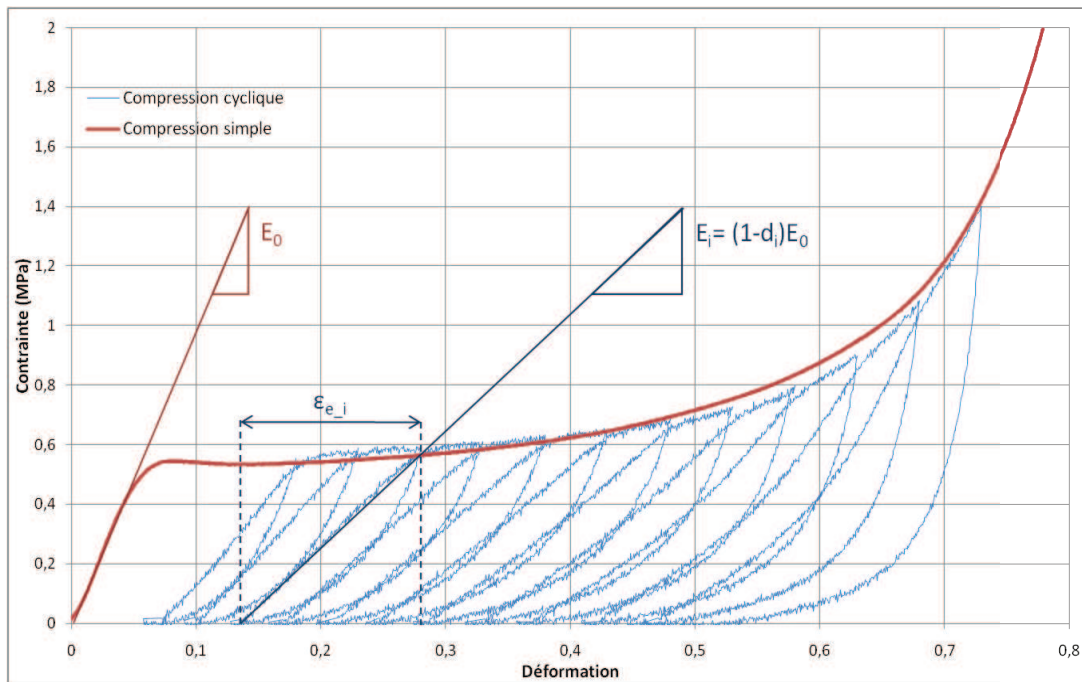


Figure IV.11 : Calcul de l'évolution de la dégradation pour la mousse PU65

Il est alors possible de tracer la valeur de la dégradation en fonction du taux de restitution d'énergie (Figure IV.12) et d'en déduire la forme de son évolution.

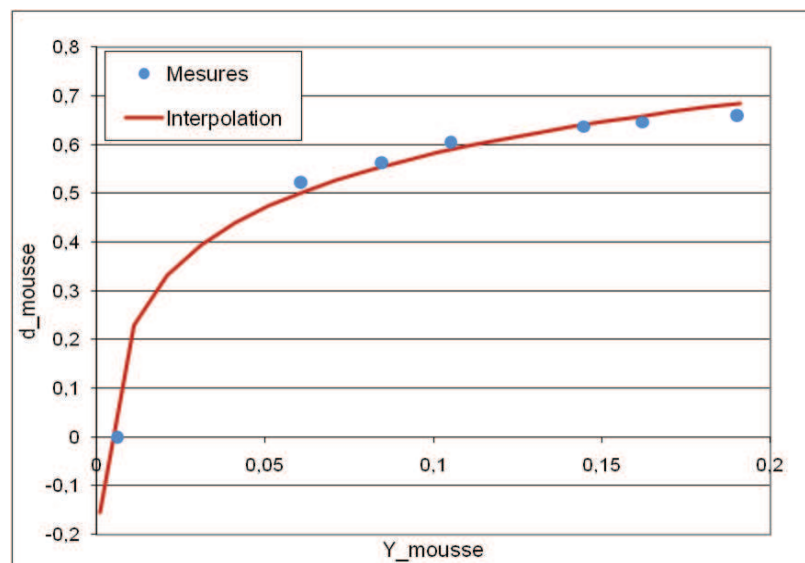


Figure IV.12 : Interpolation de l'évolution de la dégradation

Ainsi, pour les mousses, on obtient une évolution de la dégradation de forme logarithmique:

$$d_{mousse} = \alpha + \beta \cdot \ln(Y_{mousse}) \quad \text{Eq IV.1}$$

Le seuil d'initiation de la dégradation étant donné par  $Y_{0\_mousse} = e^{-\frac{\alpha}{\beta}}$ .

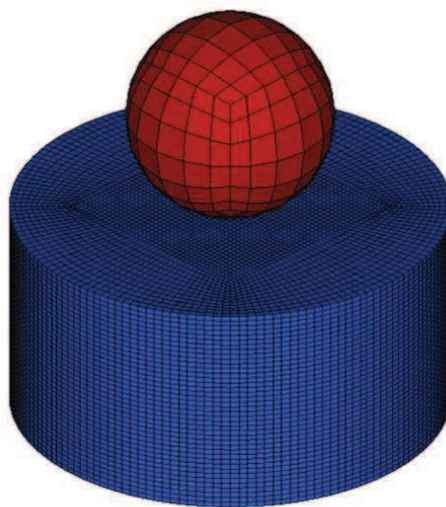
### **IV.3.3.Modélisation de l'indentation statique avec une bille**

Afin de valider le comportement du modèle de mousse pour le type de sollicitations étudiées, l'indentation d'une bille de 19 mm de diamètre dans un bloc de mousse PU80 est modélisée.

#### **IV.3.3.1. Présentation du modèle**

Dans ce calcul, un bloc de mousse PU80 cylindrique de diamètre 40 mm et d'épaisseur 20 mm est représenté. Les éléments utilisés sont des éléments volumiques à intégration réduite. La taille des mailles est de l'ordre du demi-millimètre. Les nœuds de la face opposée à la bille sont en appui simple (blocage de la translation dans la direction du poinçonnement). Enfin, une condition de contact de la mousse avec elle-même est définie.

La bille est modélisée par une surface indéformable et son déplacement est imposé. Le contact entre la bille et les éléments de mousse est pris en compte. Une visualisation de ce modèle est donnée Figure IV.13.



**Figure IV.13 : Modélisation de l'indentation statique sur mousse**

#### IV.3.3.2. Résultats du calcul

Dans un premier temps, une analyse qualitative des résultats est effectuée. Pour cela, les images de coupe du modèle d'indentation pour différentes profondeurs d'indentation sont données Figure IV.14.

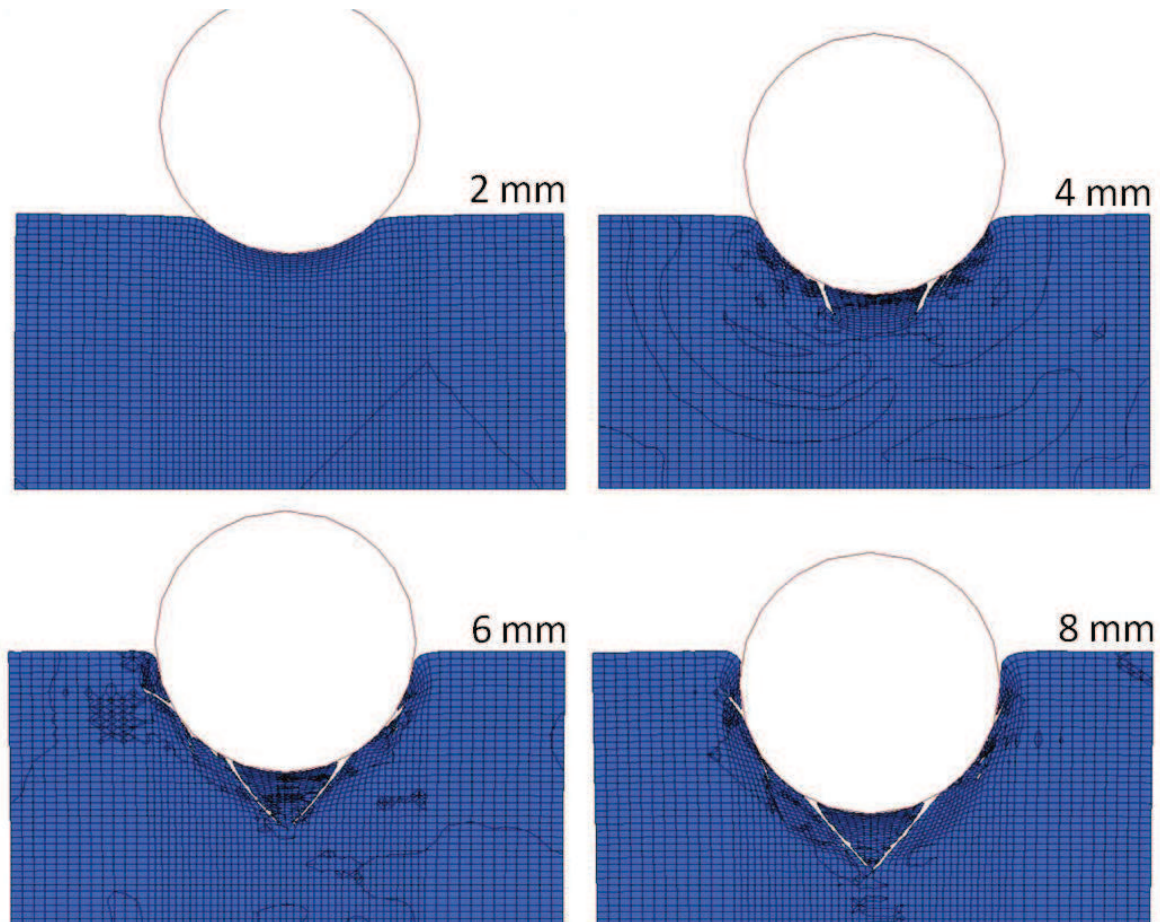


Figure IV.14 : Images de coupe du calcul d'indentation statique

À partir d'une profondeur de 4 mm, on observe l'apparition de fissures transverses dans la mousse. Ces fissures se propagent et mènent à la formation d'un bouchon sous la bille.

Bien que les résultats numériques reproduisent le comportement observé expérimentalement, ce modèle doit être évalué quantitativement. Pour cela, les courbes expérimentales et numériques de l'effort appliqué sur la bille en fonction de la profondeur d'indentation sont comparées (Figure IV.15)

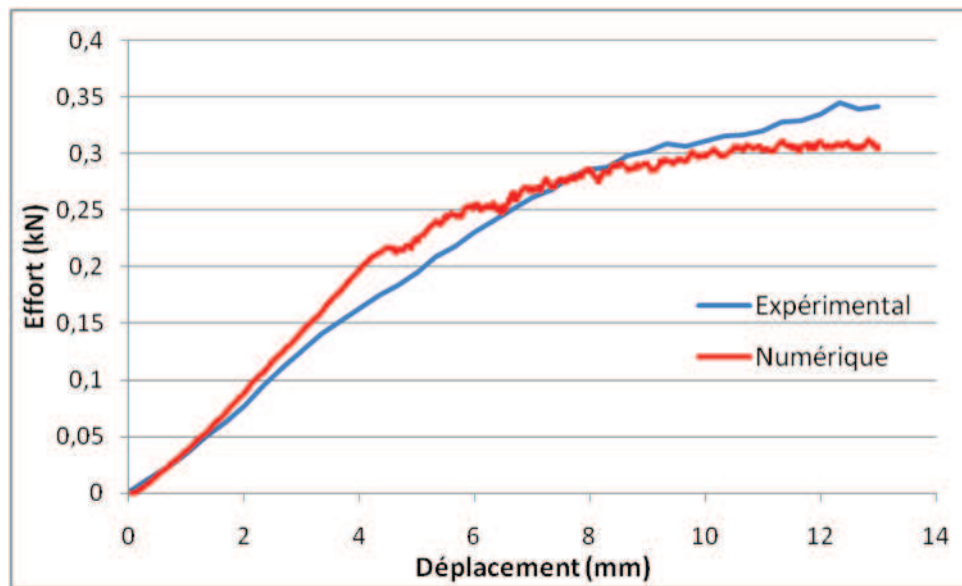


Figure IV.15 : Courbes expérimentale et numérique Effort/Déplacement de l'indentation sur mousse

Ces résultats montrent que la stratégie choisie pour modéliser le comportement de la mousse permet de reproduire la réponse expérimentale de l'indentation statique d'une bille sur un bloc de mousse avec une erreur de 9%.



## IV.4. Modélisation de la structure complète

Dans le but de valider les modèles de peau et de mousse proposés et présentés précédemment, trois types d'essais ont été modélisés : indentation statique, indentation dynamique et impact oblique.

L'exécution de ces modèles souvent volumineux en termes de temps de calcul (~2000 heures CPU pour les plus gros) a nécessité l'utilisation du serveur de calcul mis à disposition par le CICT (Centre Interuniversitaire de Calcul de Toulouse). Ce serveur, mis en place dans le cadre du projet CALMIP (CALcul en Midi-Pyrénées), est décrit en annexe.

### IV.4.1. Indentation statique

Dans un premier temps, un essai d'indentation statique d'une bille sur une structure sandwich a été représenté. La géométrie de ce modèle est donnée Figure IV.16.

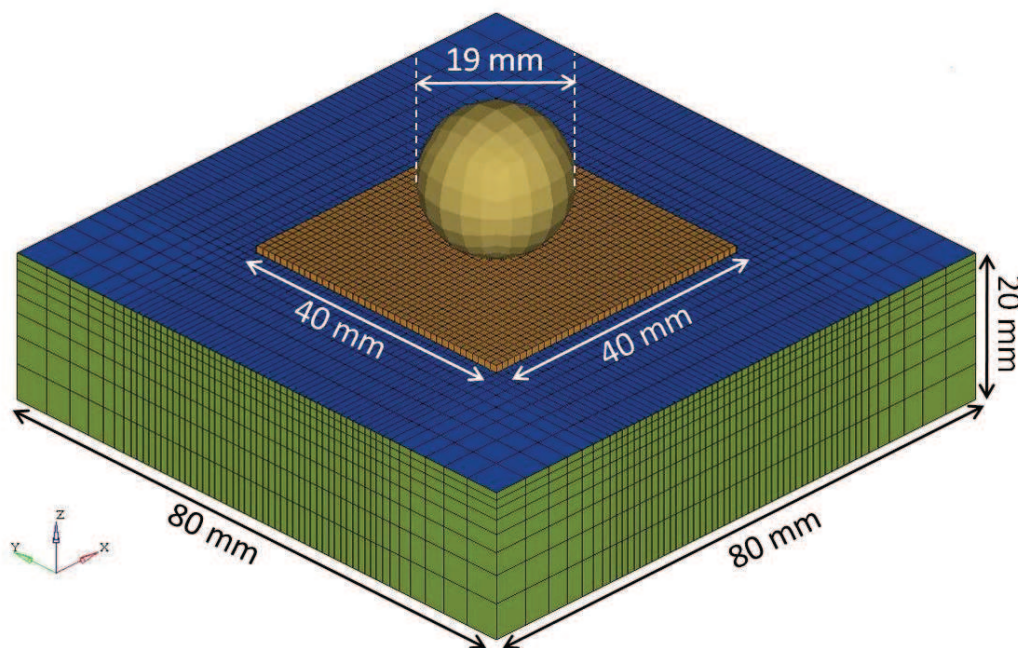


Figure IV.16 : Géométrie du modèle d'indentation statique

La peau de la plaque indentée est constituée de deux plis de tissu verre/époxy ayant la même orientation. Pour pouvoir optimiser le temps de calcul, elle est modélisée de deux manières différentes. Sous la bille, la formulation de l'élément tissu présenté au chapitre précédent est utilisée. À cet endroit, la taille d'une maille est d'un millimètre. Loin de la bille, la peau est représentée par des éléments 2D composites du logiciel Radioss. Dans cette zone, la taille du maillage augmente progressivement : elle est de 1 mm à proximité de la zone d'indentation et de l'ordre de 5 mm lorsqu'on est loin de celle-ci.

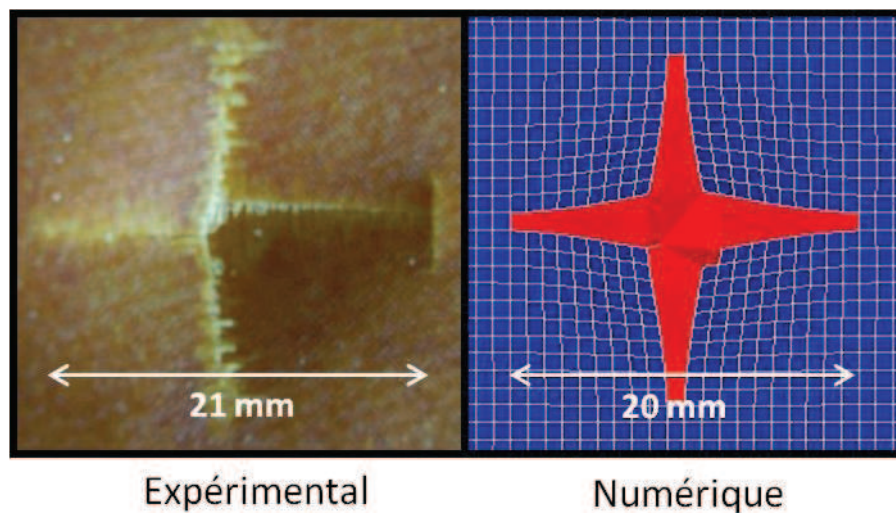


L'âme de la plaque est constituée de mousse Rohacell A51. Elle est modélisée par des éléments volumes à intégration réduite dont la taille est de l'ordre de  $1\text{ mm}^3$  près de la zone de sollicitation et de l'ordre de  $5\text{ mm}^3$  loin de cette zone. La loi matériau utilisée est la loi « foam\_plas » de Radioss présentée et identifiée précédemment.

La bille en acier est représentée par une surface indéformable et son déplacement est imposé. Le contact entre la bille et les autres éléments est pris en compte.

Enfin, une condition limite d'appui simple est imposée sur la face opposée à l'indentation.

Les faciès de rupture obtenus par le calcul et expérimentalement sont représentés Figure IV.17.



**Figure IV.17 : Faciès de rupture expérimental et numérique pour une indentation statique**

La forme en croix caractéristique de la rupture est retrouvée par le calcul. En ce qui concerne la taille du dommage, on observe une bonne corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux.

Les courbes de l'effort appliqué sur l'indenteur en fonction de son déplacement obtenues expérimentalement et par le modèle sont données Figure IV.18.

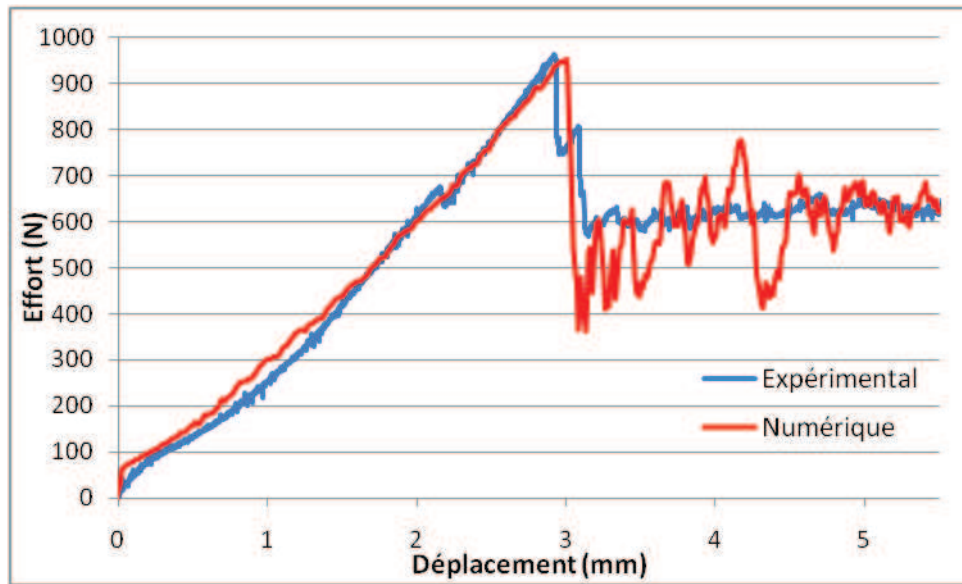
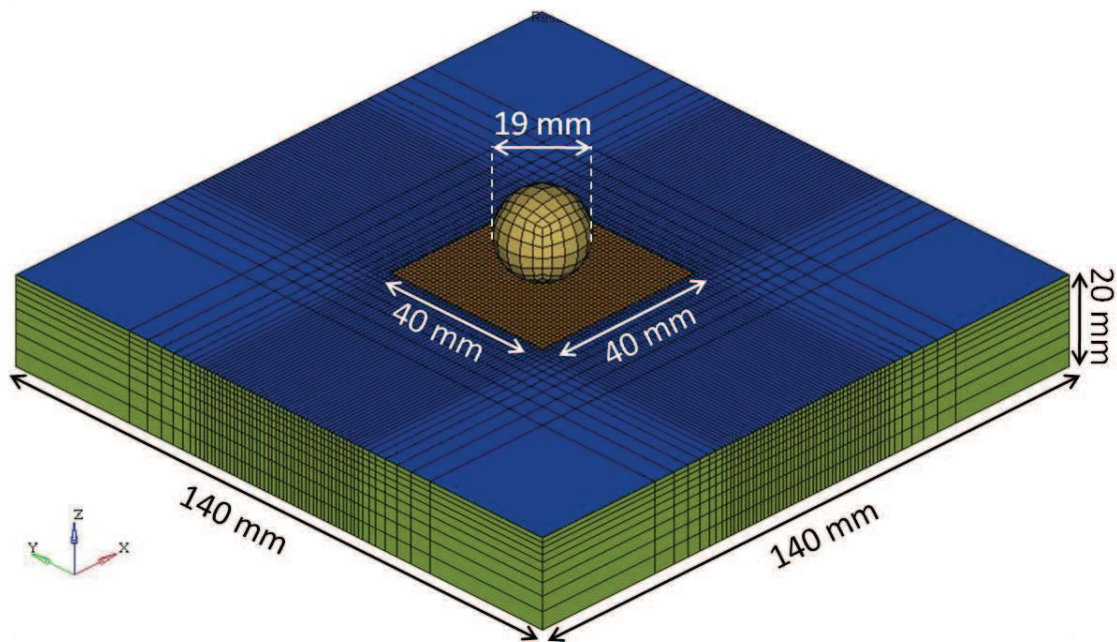


Figure IV.18 : Courbes expérimentale et numérique Effort/Déplacement d'indentation statique

On observe une bonne corrélation de la pente de chargement de la structure et de l'effort à rupture. La dégradation de la résine observée sur la courbe expérimentale pour un déplacement de 2,3 mm n'apparaît pas sur la courbe numérique. Néanmoins, on constate dans le calcul une dégradation des premiers éléments de résine pour une profondeur d'indentation de 2,1 mm. L'effort après rupture est retrouvé.

#### **IV.4.2.Indentation dynamique**

Ensuite, un essai d'indentation dynamique de type poids tombant a été simulé pour une énergie d'impact de 10J correspondant à l'impact d'une masse de 2075g à une vitesse de 3,1 m/s. La géométrie du modèle utilisé est donnée Figure IV.19.



**Figure IV.19 : Géométrie du modèle d'indentation dynamique**

La stratégie de modélisation adoptée est la même que celle utilisée pour l'indentation statique. Néanmoins, la géométrie de la plaque modélisée est plus grande afin de s'affranchir des effets de bord.

La peau de la plaque indentée est constituée de deux plis de tissu verre/époxy ayant la même orientation. Comme pour le calcul d'indentation statique, deux types d'éléments sont utilisés pour la modéliser. Dans la zone d'impact, la formulation de l'élément tissu présenté au chapitre précédent est utilisée avec un maillage de  $1 \text{ mm}^2$ . Loin de l'impacteur, la peau est représentée par des éléments 2D composites du logiciel Radioss et la taille du maillage augmente progressivement jusqu'à  $30 \text{ mm}^2$ .

L'âme de la plaque est de la mousse Rohacell A51. Elle est modélisée de la même manière que pour la représentation de l'essai statique.

L'impacteur est représenté par une surface indéformable à laquelle est attribuée une masse de 2075 g. La vitesse initiale est imposée à 3,1 m/s pour un impact à 10 J. Le contact entre la bille et les autres éléments est pris en compte.

Comme précédemment, une condition limite d'appui simple est imposée sur la face opposée à l'indentation.

Les faciès de rupture obtenus par le calcul et expérimentalement sont représentés Figure IV.20.

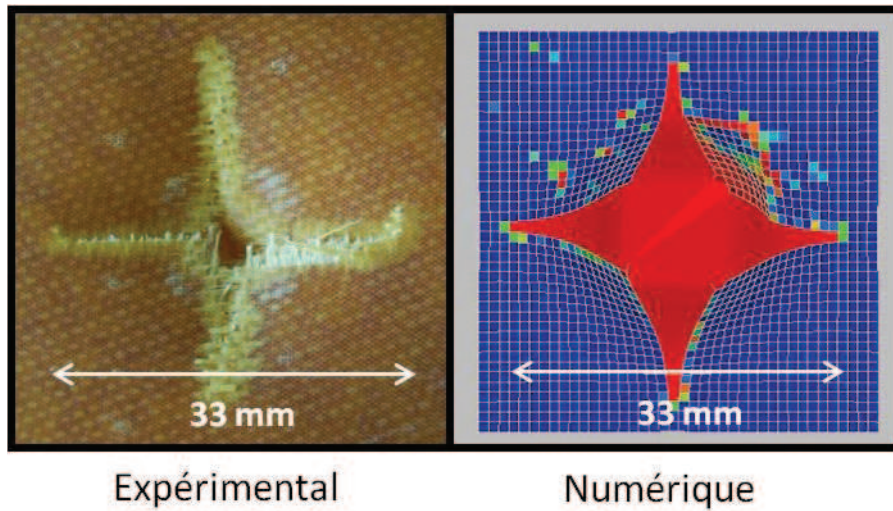


Figure IV.20 : Faciès de rupture expérimental et numérique pour une indentation dynamique

Comme pour l'indentation statique, la forme en croix caractéristique de la rupture est retrouvée et on observe une bonne corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux.

Les courbes expérimentales et numériques de l'effort appliqué sur l'indenteur en fonction de son déplacement sont données Figure IV.21.

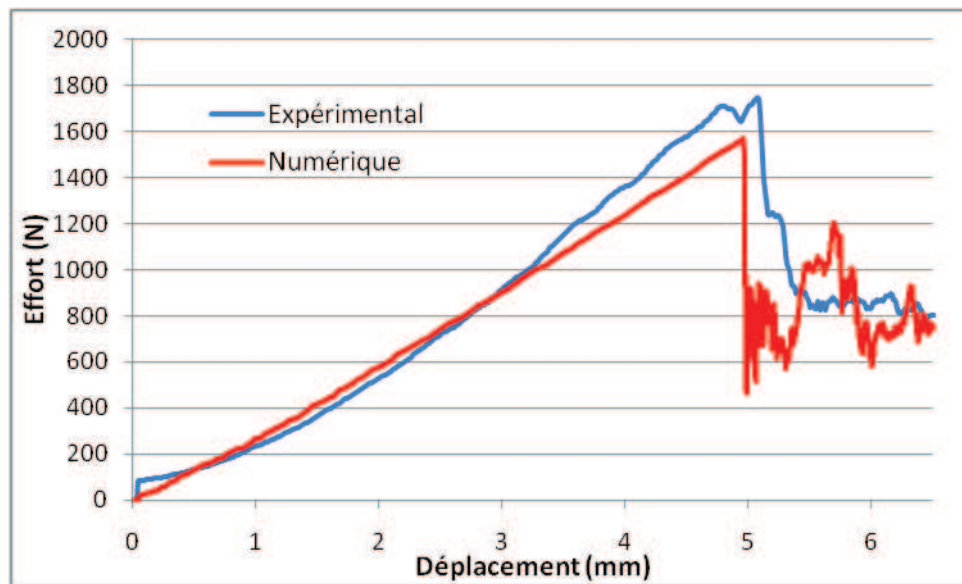


Figure IV.21 : Courbes expérimentale et numérique Effort/Déplacement d'indentation dynamique

On observe une bonne corrélation de la pente de chargement de la structure. Concernant l'effort à rupture, les résultats numériques sont proches des résultats expérimentaux avec une différence sur l'effort à rupture de 7%. Ces résultats sont conservatifs.



#### IV.4.3. Impact oblique

Enfin, des essais d'impacts obliques à  $15^\circ$  ont été représentés pour deux orientations de peaux ( $\pm 45^\circ$  et  $0-90^\circ$ ) et pour des vitesses différentes. La géométrie de ces modèles est donnée Figure IV.22.

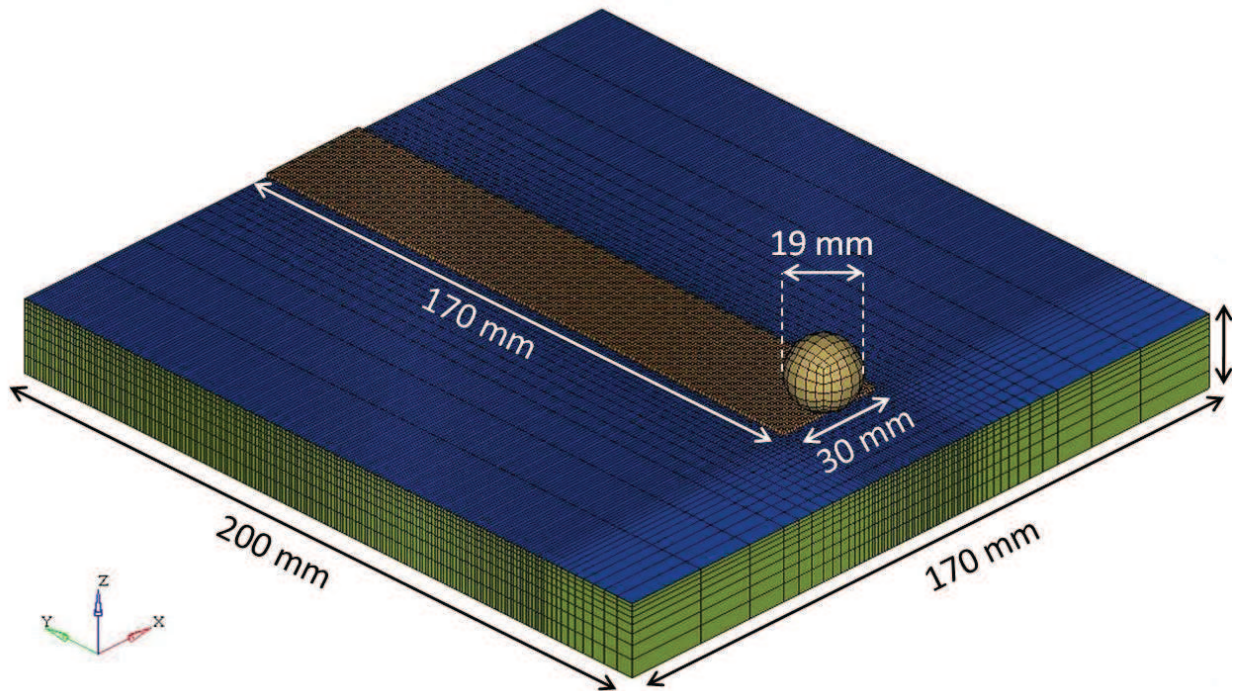


Figure IV.22 : Géométrie du modèle d'impact oblique

La stratégie de modélisation adoptée est la même que celle utilisée pour les calculs précédents. Les dimensions sont celles de l'éprouvette.

La peau de la plaque indentée est constituée de deux plis de tissu verre/époxy ayant la même orientation. La zone de la peau où l'élément tissu spécifique est utilisé correspond au lieu de passage de la bille durant l'impact. Le reste de la peau est représenté grâce à des éléments 2D composites. Dans la zone d'impact, la taille du maillage est de l'ordre du millimètre. Loin de la sollicitation, elle est de l'ordre de 20 mm.

L'âme de la plaque modélisée est de la mousse Rohacell A51. Elle est modélisée de la même manière que pour les calculs précédents.

L'impacteur est représenté par une surface indéformable à laquelle est attribuée une masse de 28g. La vitesse initiale est imposée, et ses composantes sont choisies pour que la bille impacte la plaque avec un angle de  $15^\circ$ . Le contact entre la bille et les autres éléments est pris en compte.

Comme précédemment, une condition limite d'appui simple est imposée sur la face opposée à l'impact.

#### IV.4.3.1. Tissus orientés à 0-90°

Pour ce calcul, le maillage a été réalisé pour que les éléments barres représentant les torons de fibres soient orientés à 0° et 90° par rapport à l'axe de tir (Figure IV.23). Chaque maille mesure 1mm de côté.

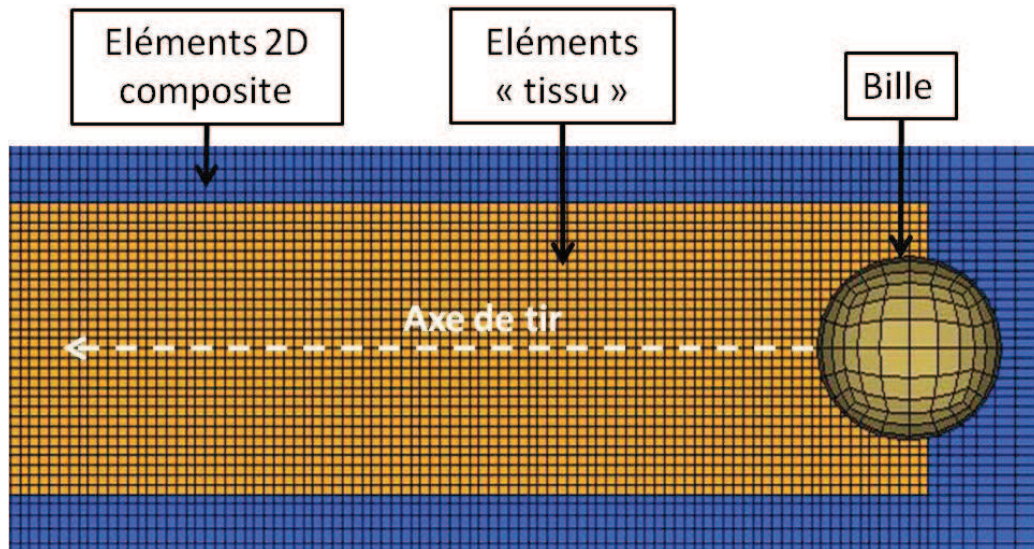


Figure IV.23 : Vue de dessus du maillage à 0°-90°

##### IV.4.3.1.1. Vitesse d'impact de 64 m/s

L'état de surface obtenu expérimentalement et numériquement est représenté Figure IV.24.

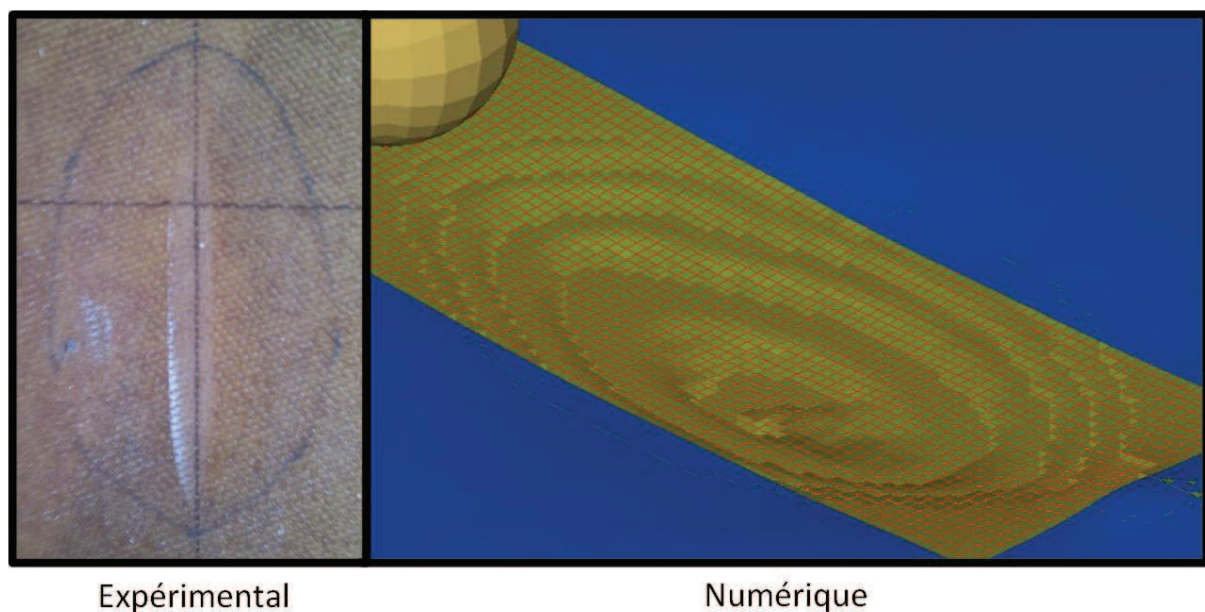


Figure IV.24 : État de surface après un impact à 64 m/s avec un drapage à 0°-90°



Dans les deux cas on n'observe pas de fissurations dans la peau ni de ruptures de fibres.

Le décollement entre la peau et la mousse mesuré après l'impact lors de l'essai et lors du calcul est donné Figure IV.25.

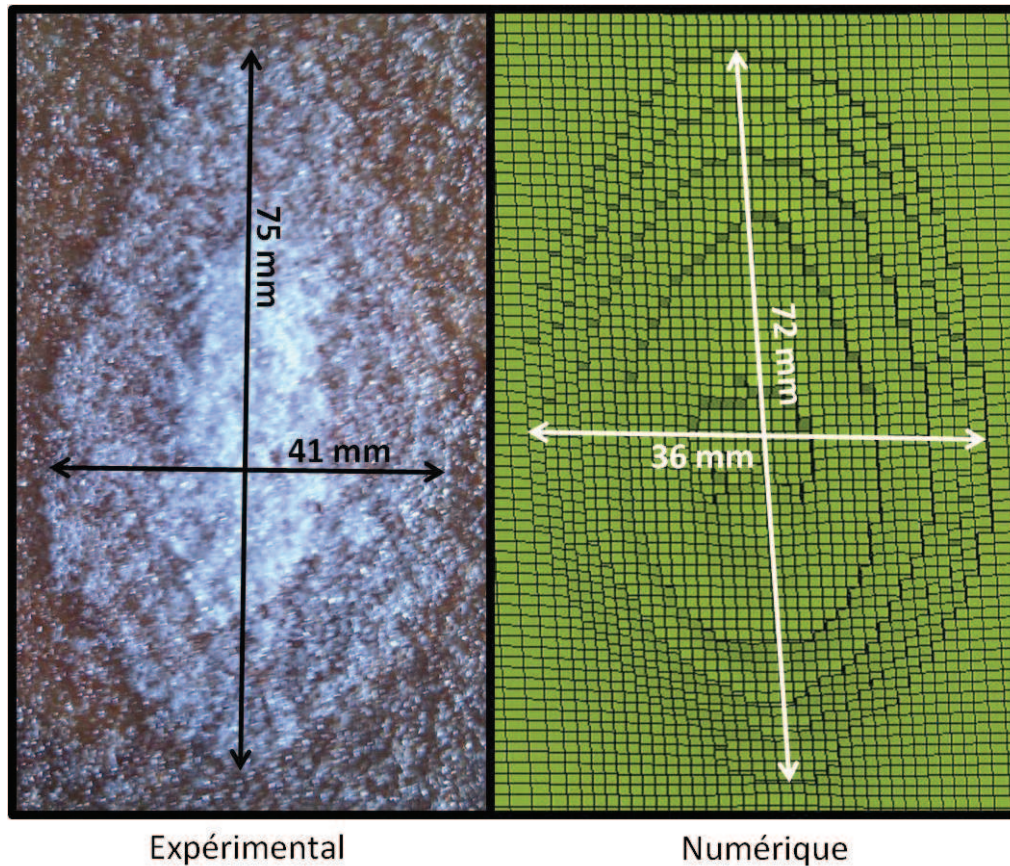


Figure IV.25 : Décollement peau-mousse après un impact à 64 m/s avec un drapage à 0°-90°

On observe une bonne corrélation avec une différence de 12 % en largeur et de 4% en longueur.

#### IV.4.3.1.2. Vitesse d'impact de 90 m/s

L'état de surface obtenu expérimentalement et numériquement est donné à la Figure IV.26.



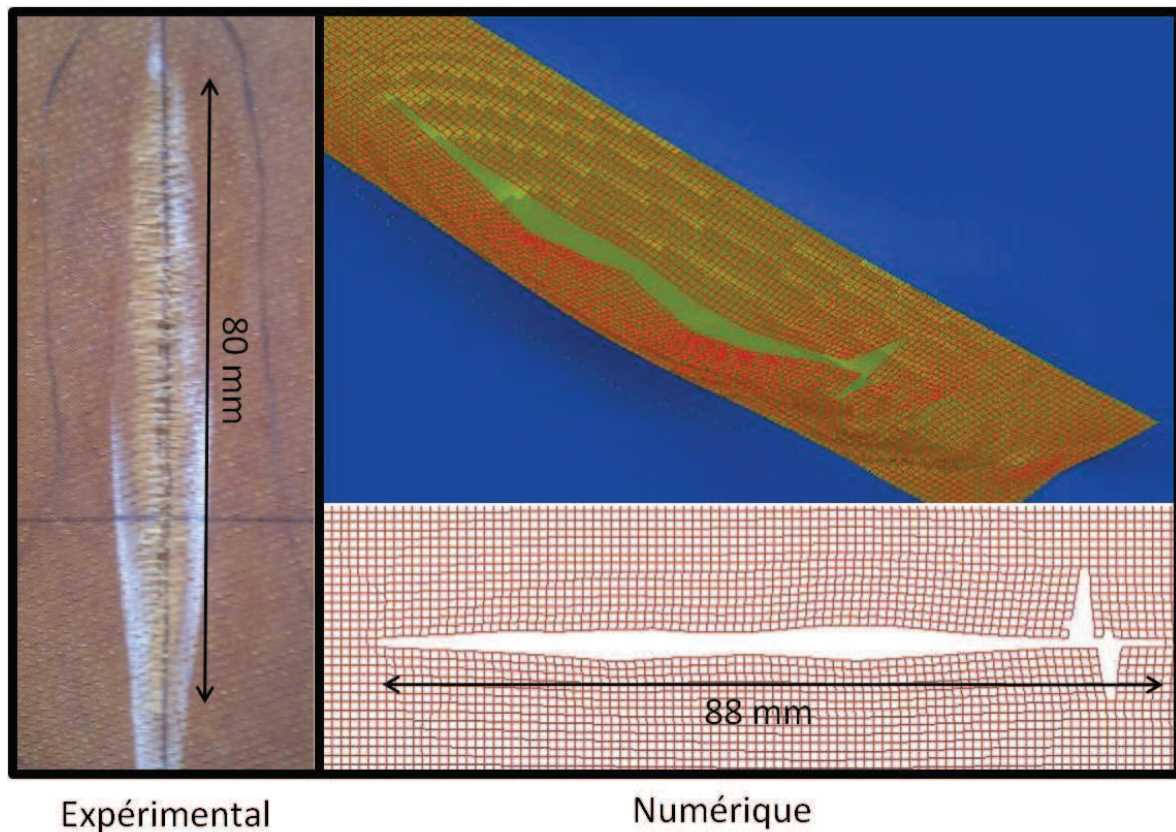


Figure IV.26 : Etat de surface après un impact à 90 m/s avec un drapage à  $0^{\circ}$ - $90^{\circ}$

On observe dans les deux cas une déchirure longitudinale de la peau dans la direction de l'axe d'impact. La valeur de la longueur de cette fissure obtenue par le calcul est 10% plus grande que la valeur expérimentale.

Le décollement entre la peau et la mousse mesuré après l'impact lors de l'essai et lors du calcul est donné Figure IV.27.

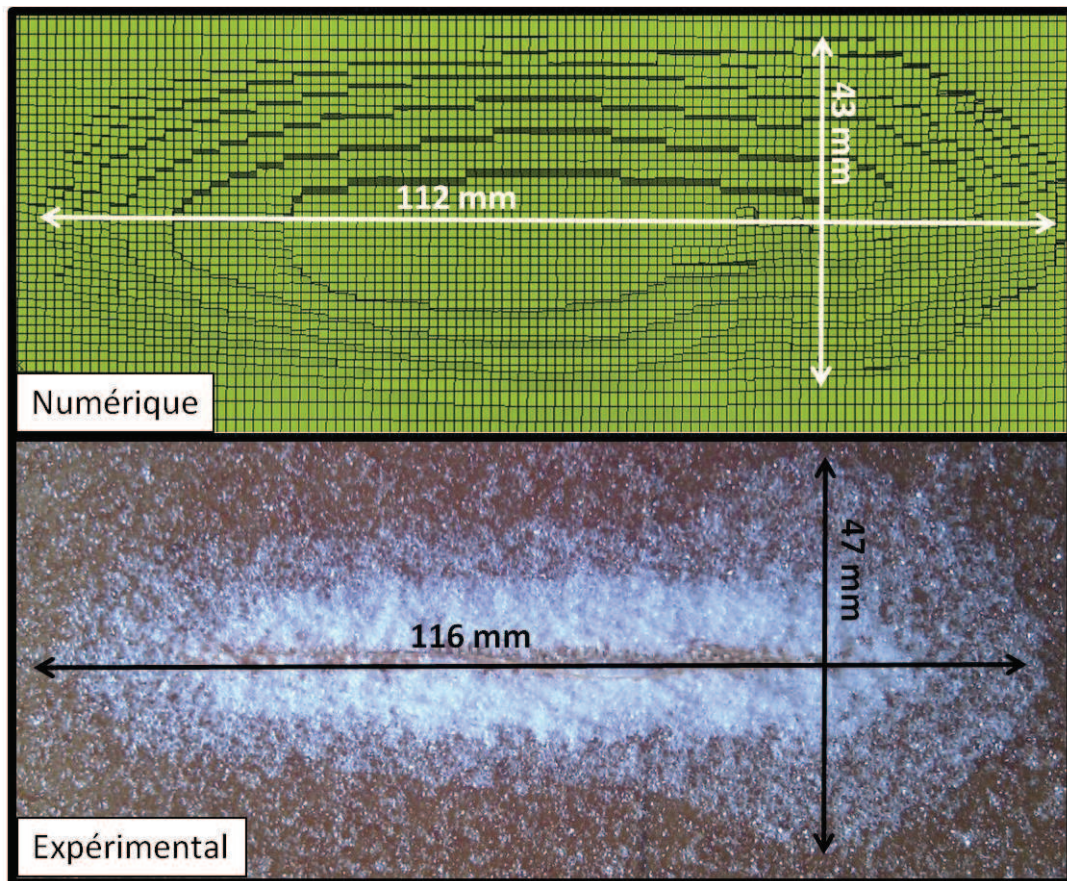


Figure IV.27 : Décollement peau-mousse après un impact à 90 m/s avec un drapage à 0°-90°

On observe une bonne corrélation avec une différence de 8,5% pour la largeur de décollement et de 4% pour sa longueur.

#### IV.4.3.2. Tissus orientés à $\pm 45^\circ$

Pour ce calcul, le maillage a été réalisé pour que les éléments barres représentant les torons de fibres soient orientés à  $\pm 45^\circ$  par rapport à l'axe de tir (Figure IV.28). Chaque maille mesure 0,7 mm de côté. La liaison entre les éléments de résine et les éléments de plaque composite est effectuée grâce à des éléments de plaque triangulaires dont la loi matériau est élastique avec les propriétés de la résine.



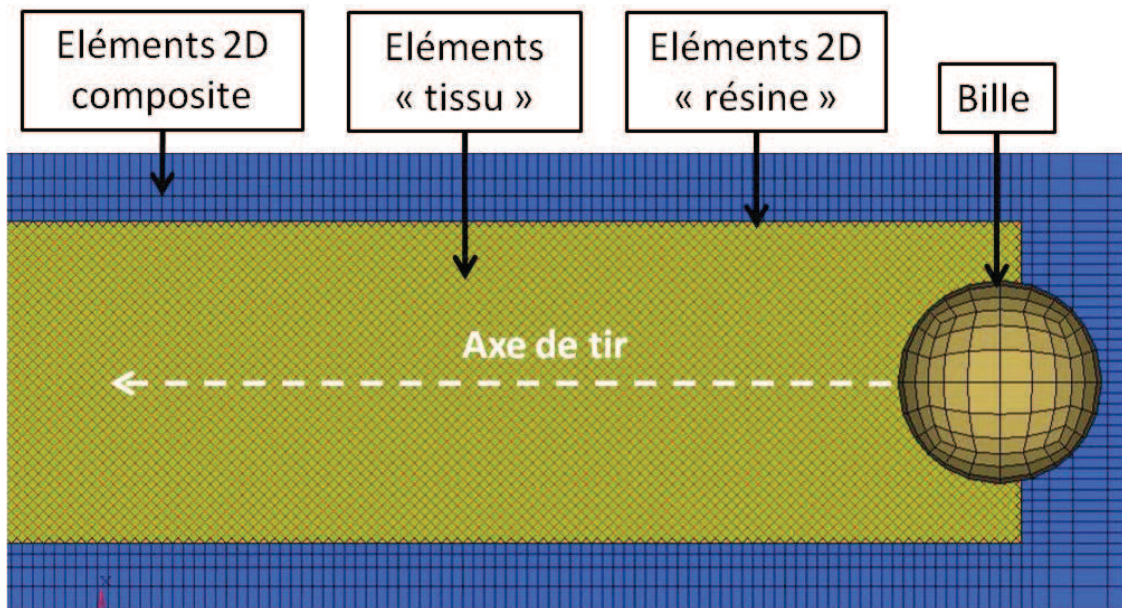


Figure IV.28 : Vue de dessus du maillage à  $\pm 45^\circ$

#### IV.4.3.2.1. Vitesse d'impact de 64 m/s

L'état de surface obtenu expérimentalement et numériquement est représenté Figure IV.29.

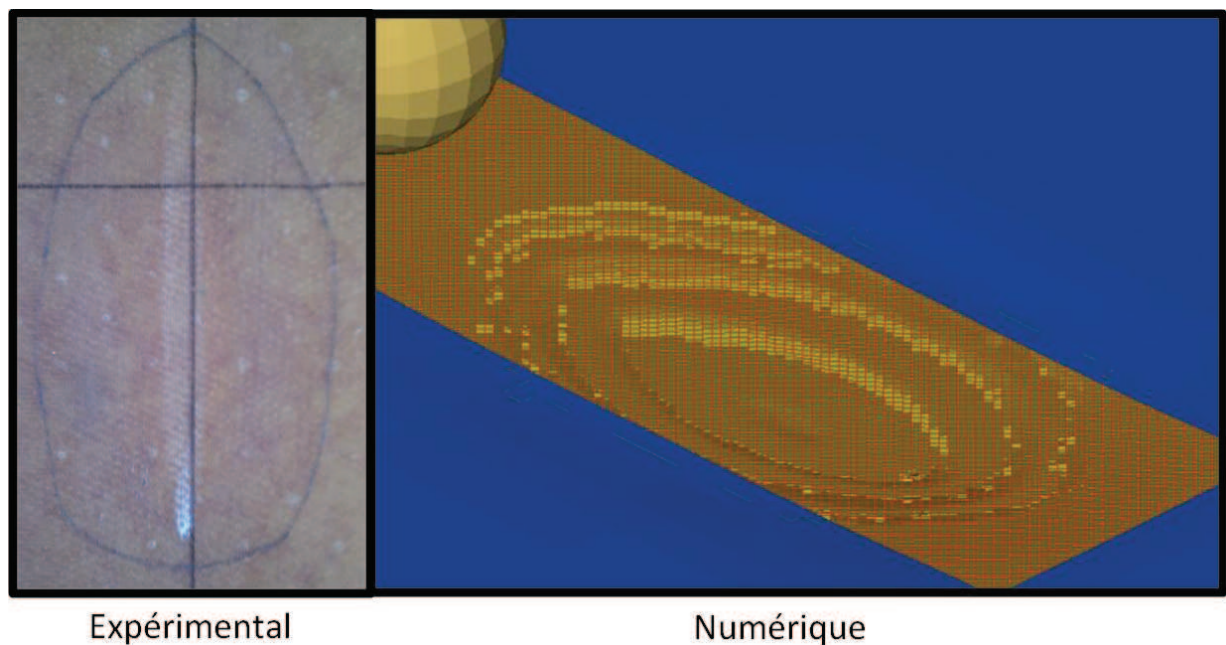
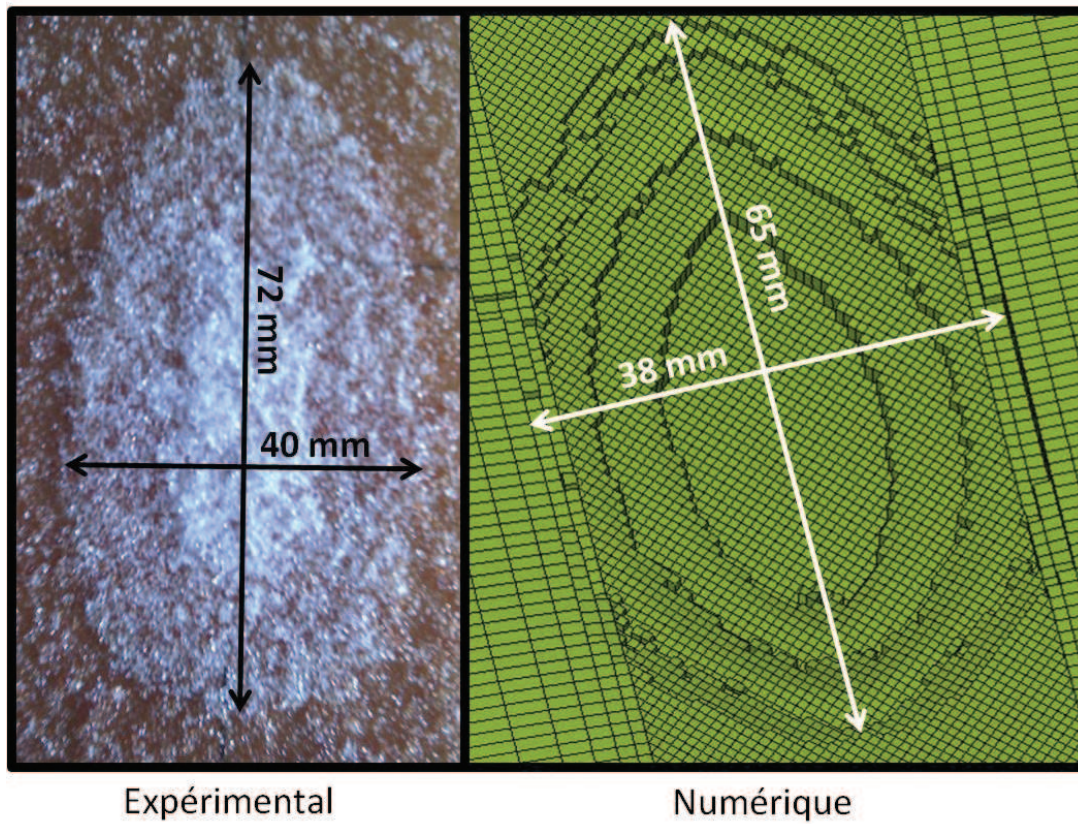


Figure IV.29 : État de surface après un impact à 64 m/s avec un drapage à  $\pm 45^\circ$

Dans les deux cas, on n'observe pas de fissurations dans la peau ni de ruptures de fibres.

Le décollement entre la peau et la mousse mesuré après l'impact lors de l'essai et lors du calcul est donné Figure IV.30 :



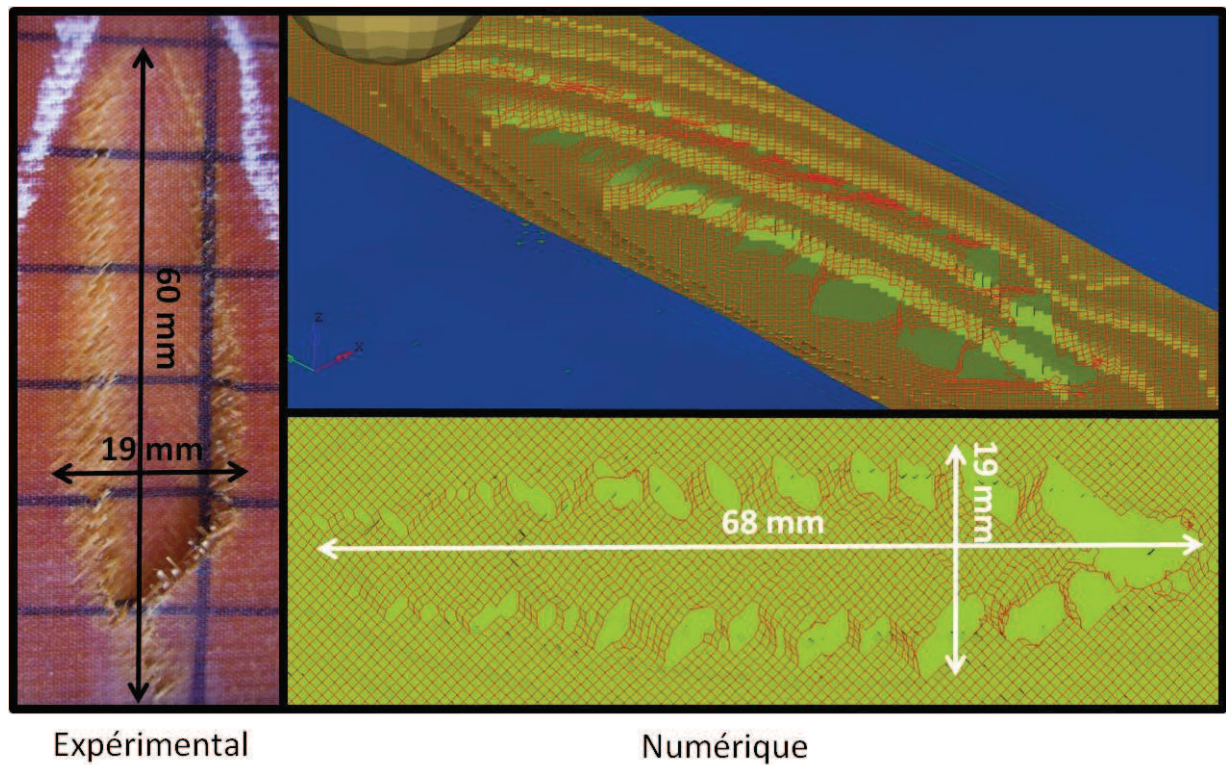
**Figure IV.30 : Décollement peau-mousse après un impact à 64 m/s avec un drapage à  $\pm 45^\circ$**

On observe une bonne corrélation avec une différence de 5 % en largeur et de 10% en longueur.

#### *IV.4.3.2.2. Vitesse d'impact de 75 m/s*

L'état de surface obtenu expérimentalement et numériquement est donné à la Figure IV.31.





**Figure IV.31 : Etat de surface après un impact à 75 m/s avec un drapage à  $\pm 45^\circ$**

Qualitativement, on retrouve bien le comportement observé expérimentalement. En effet, on observe l'apparition de deux lignes de rupture de fibres parallèles à l'axe de tir.

D'un point de vue quantitatif, la valeur de la longueur du dommage est corrélée avec une erreur de 12%. Pour ce qui est de la largeur du dommage observé, la valeur maximale calculée corrèle bien avec la largeur maximale du dommage mesuré.

Le décollement entre la peau et la mousse mesuré après l'impact lors de l'essai et lors du calcul est donné Figure IV.32 :

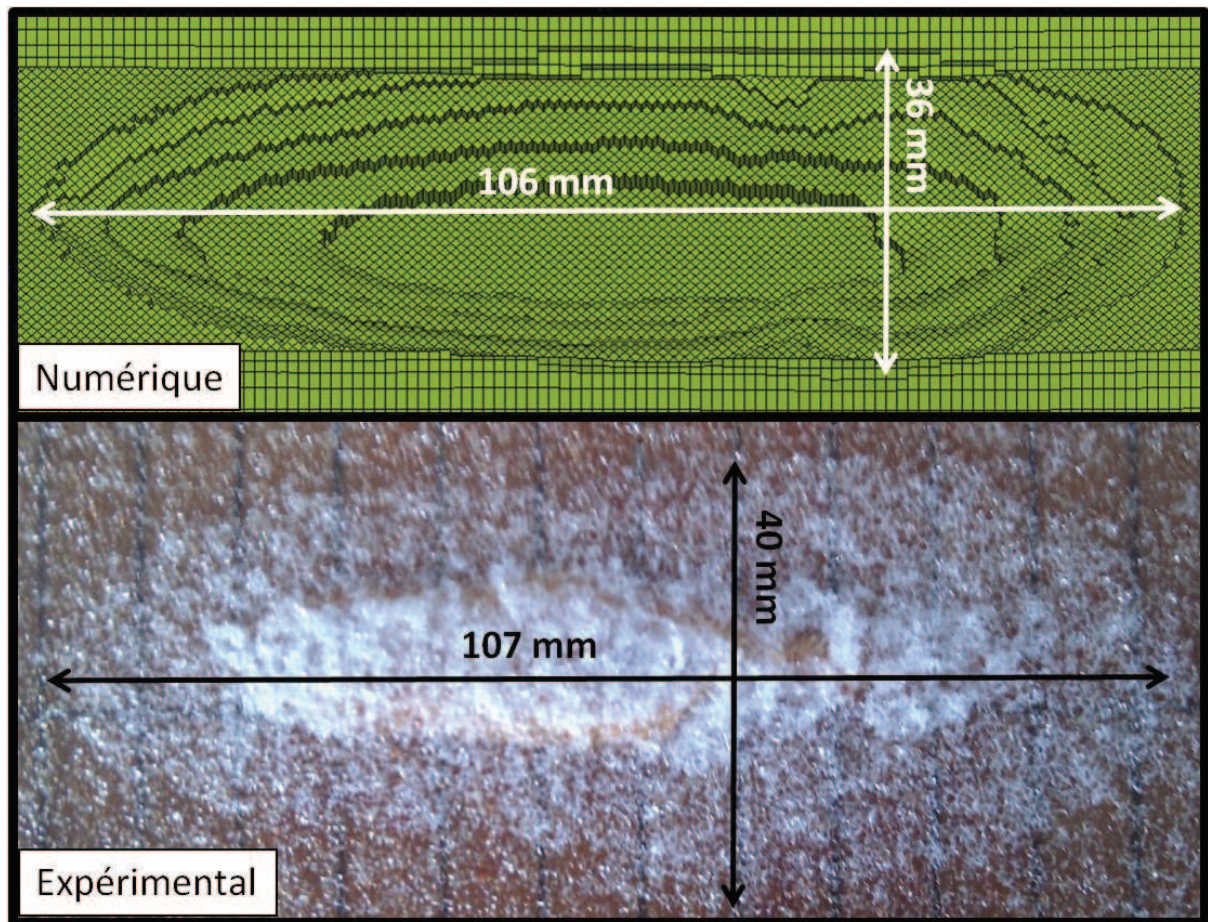


Figure IV.32 : Décollement peau-mousse après un impact à 75 m/s avec un drapage à  $\pm 45^\circ$

On observe une bonne corrélation avec une différence de 10 % en largeur et de moins de 1% en longueur.



## IV.5. Analyse des résultats du calcul d'impact oblique

Une des difficultés majeures de ce type d'étude reste le manque de données mesurées lors d'un essai. Seules les études post-mortem des éprouvettes sont à ce jour disponibles. Elles nous ont permis d'identifier, en s'appuyant sur les études bibliographiques, une cinématique d'endommagement. Mais l'analyse des résultats obtenus à partir du modèle développé doit permettre d'identifier et d'appréhender de façon plus fine la réponse à l'impact de ce type de structure.

### IV.5.1. Comportement de la mousse

Dans un premier temps, le comportement de la mousse lors de la sollicitation est observé. L'objectif est d'analyser les mécanismes qui conduisent à sa dégradation et au décollement entre la peau et l'âme.

A l'impact, le projectile impose une flexion locale de la peau, ce qui entraîne une déformation en cisaillement de la mousse à l'interface. La Figure IV.33 représente la répartition de la contrainte maximale de cisaillement.

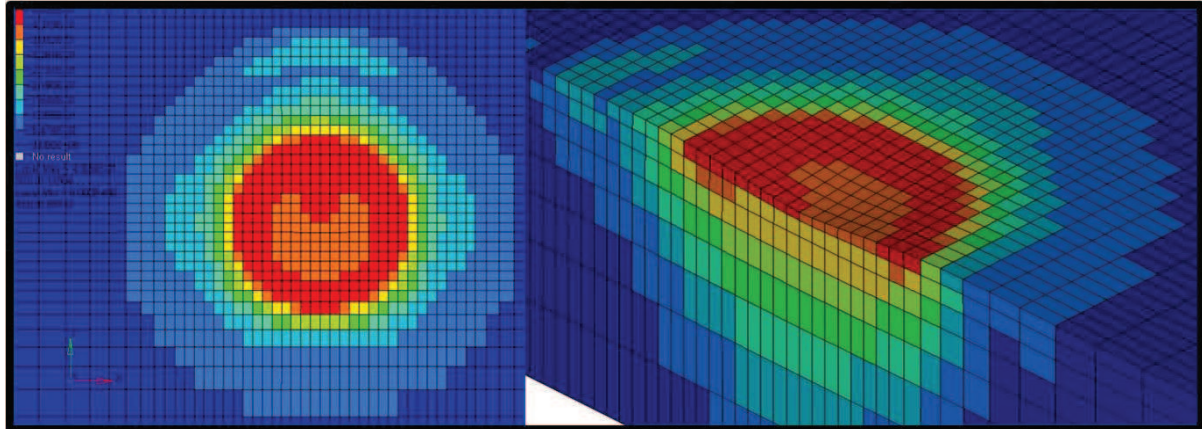


Figure IV.33 : Contrainte de cisaillement dans la mousse

Ce cisaillement, important dans la mousse, provoque sa rupture. Cette rupture se propage à toute la zone en flexion locale (Figure IV.34). Ainsi le front de décollement peau/mousse se situe devant la bille. Par exemple, pour le calcul de l'impact oblique à 64 m/s sur une peau orientée à 0°-90°, on le mesure à 7 mm du bord de la bille.

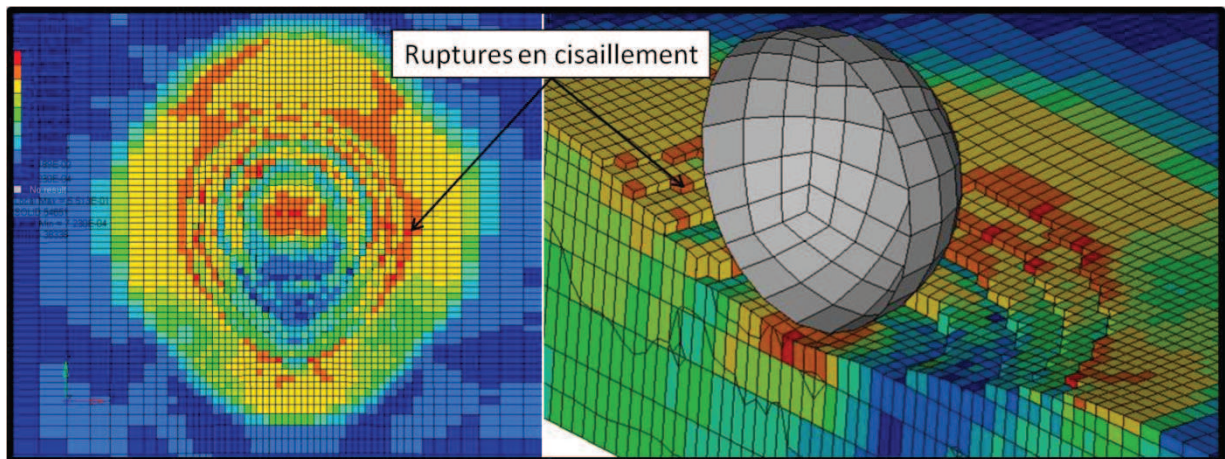


Figure IV.34 : Rupture de la mousse en cisaillement

Dans un deuxième temps, suite à la rupture de la mousse localisée à l'interface avec la peau, la mousse située sous la zone de contact entre le projectile et la peau est, quant à elle, compactée. Ce phénomène est plus difficile à voir dans notre calcul car les éléments sont supprimés. Néanmoins on constate que les éléments restants localisés sous la bille ont subi une déformation permanente qui permet de reproduire correctement la forme obtenue expérimentalement et ainsi d'imposer les bonnes conditions limites aux peaux.

La Figure IV.35 représente l'état de déformation normale à la plaque après le passage de la bille et montre des déformations permanentes en compression.

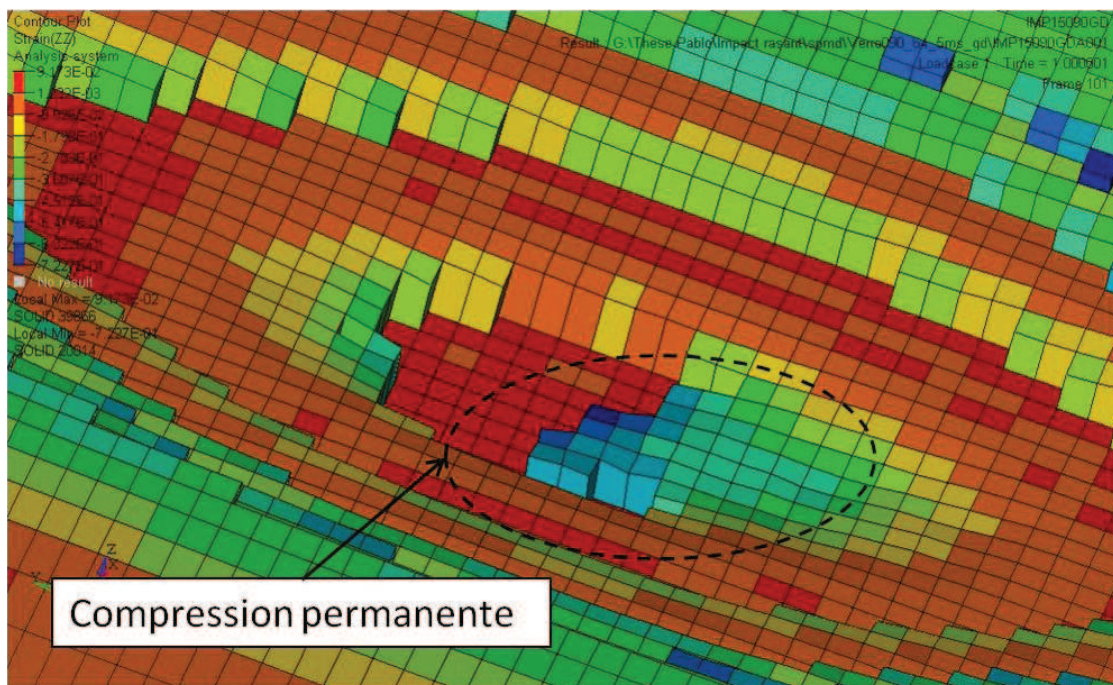


Figure IV.35 : Compaction de la mousse sous la bille



Ces deux zones de comportement de la mousse peuvent être mises en évidence en décollant la peau de la mousse sur les éprouvettes après l'impact, comme illustré Figure IV.36.

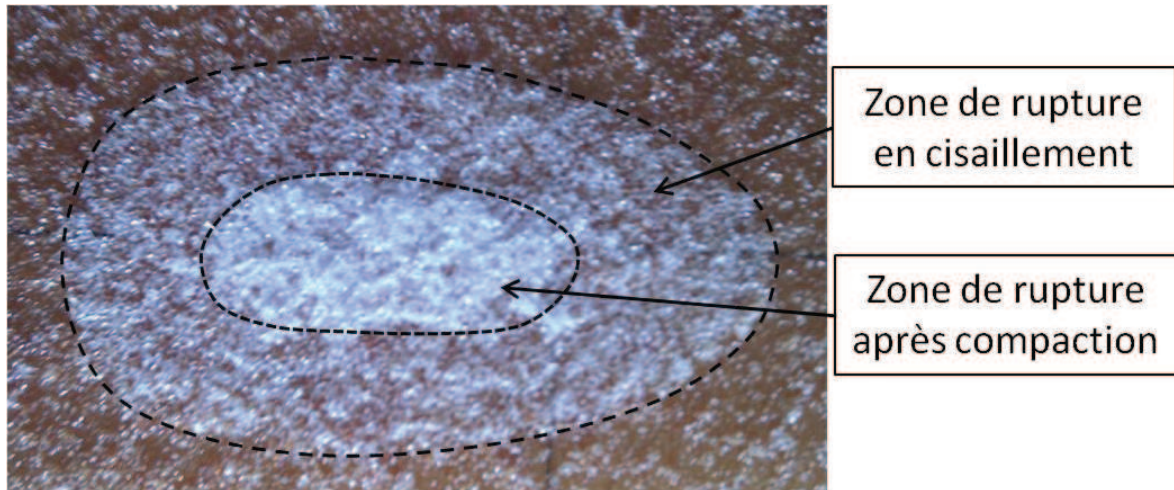


Figure IV.36 : Compaction de la mousse sous la bille

On peut donc observer que la rupture de la mousse est pilotée par deux comportements différents bien mis en évidence par le modèle :

- une rupture en cisaillement dans la zone locale de flexion de la peau ;
- une rupture en compression pour la mousse située au cœur de l'âme et sous le projectile.

#### **IV.5.2. Comportement de la peau**

Dans un deuxième temps, le comportement de la peau à l'impact oblique pour un drapage orienté à  $0^\circ$ - $90^\circ$  et à  $\pm 45^\circ$  par rapport à l'axe de tir est analysé.

##### **IV.5.2.1. Drapage à $0^\circ$ - $90^\circ$**

La déformée de la peau pendant l'impact, donnée Figure IV.37, est analysée.

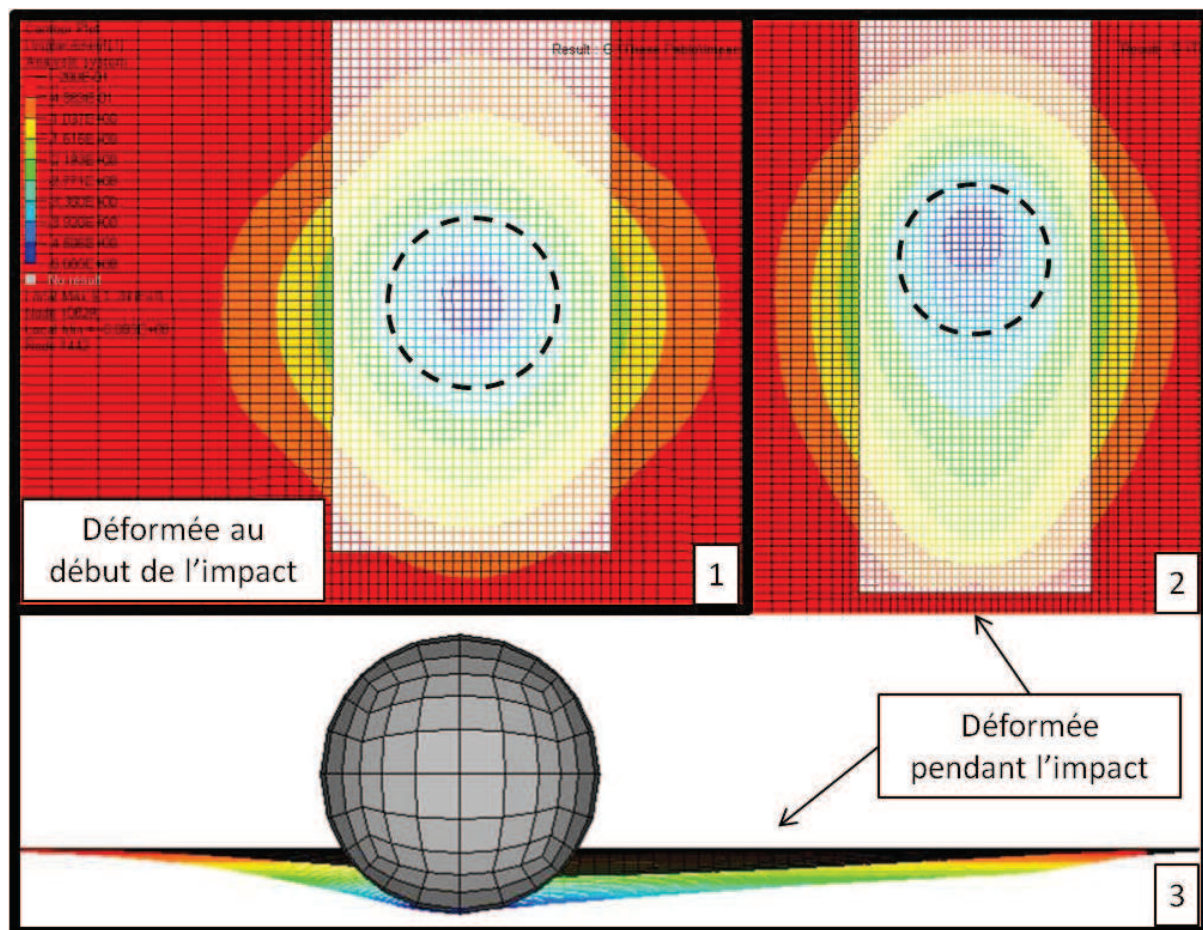


Figure IV.36 : Déformée de la peau orientée à 0°-90°

Lors des premiers instants du contact, la forme de la flexion de la peau est un carré dont les diagonales sont parallèles aux fibres (Figure IV.37-1). Au fur et à mesure que la bille avance, la déformée s'allonge dans la direction de l'axe de tir (Figure IV.37-2). Ce phénomène est piloté par la rupture de la mousse à l'interface. De plus, on observe que la pente de la déformée le long de cet axe est plus grande devant la bille (Figure IV.37-3).

De la même manière, la répartition des contraintes dans les barres, représentée Figure IV.38, peut être analysée. Au début de l'impact, les contraintes sont maximales sous l'impacteur et ont la même valeur dans les mèches orientées à 0° et à 90° (Figure IV.38-1). Quand la zone de flexion locale croît, la répartition des déformations est modifiée : la contrainte dans les mèches perpendiculaires à l'axe de tir est plus grande que dans celles qui sont parallèles et les mèches les plus chargées se situent en avant de la bille (Figure IV.38-2).

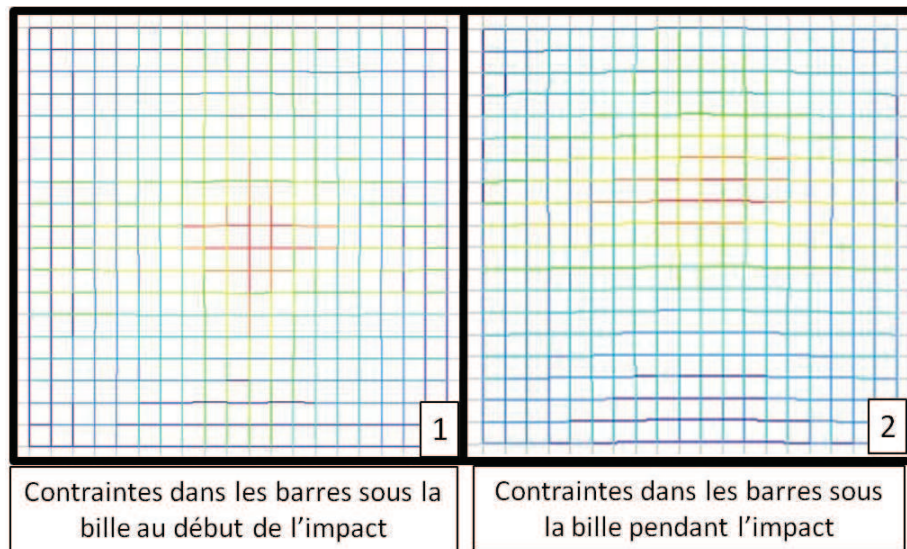


Figure IV.38 : Contraintes dans les barres situées sous la bille

La dégradation de la résine entraîne une augmentation de la contrainte dans les mèches. Si la traction dans les fibres devient trop importante, la peau se fissure. Au départ, la rupture a une forme de croix, de la même manière que pour les essais d'indentation. Ensuite, l'impacteur se déplace et vient solliciter les fibres perpendiculaires à l'axe de tir. Si leur déformation devient trop importante, elles rompent et propagent la fissure le long de l'axe de tir. Ces mécanismes sont représentés sur la Figure IV.39.

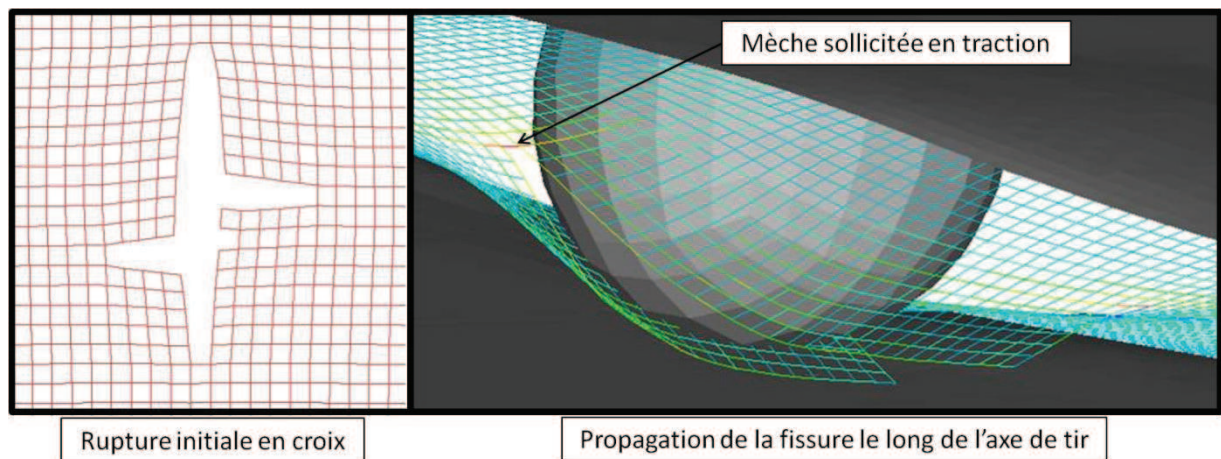


Figure IV.39 : Mécanisme de la rupture d'une peau orientée à  $0^\circ$ - $90^\circ$

#### IV.5.2.2. Drapage à $\pm 45^\circ$

La déformation de la peau présente les mêmes particularités que la déformation d'une peau orientée à  $0^\circ$ - $90^\circ$ . Au début de la sollicitation, la flexion de la peau a la forme d'un carré dont les diagonales sont orientées selon les fibres. Ensuite, la déformée s'allonge dans la direction de l'axe de tir et la pente de la peau le long de cet axe est plus grande devant la bille.



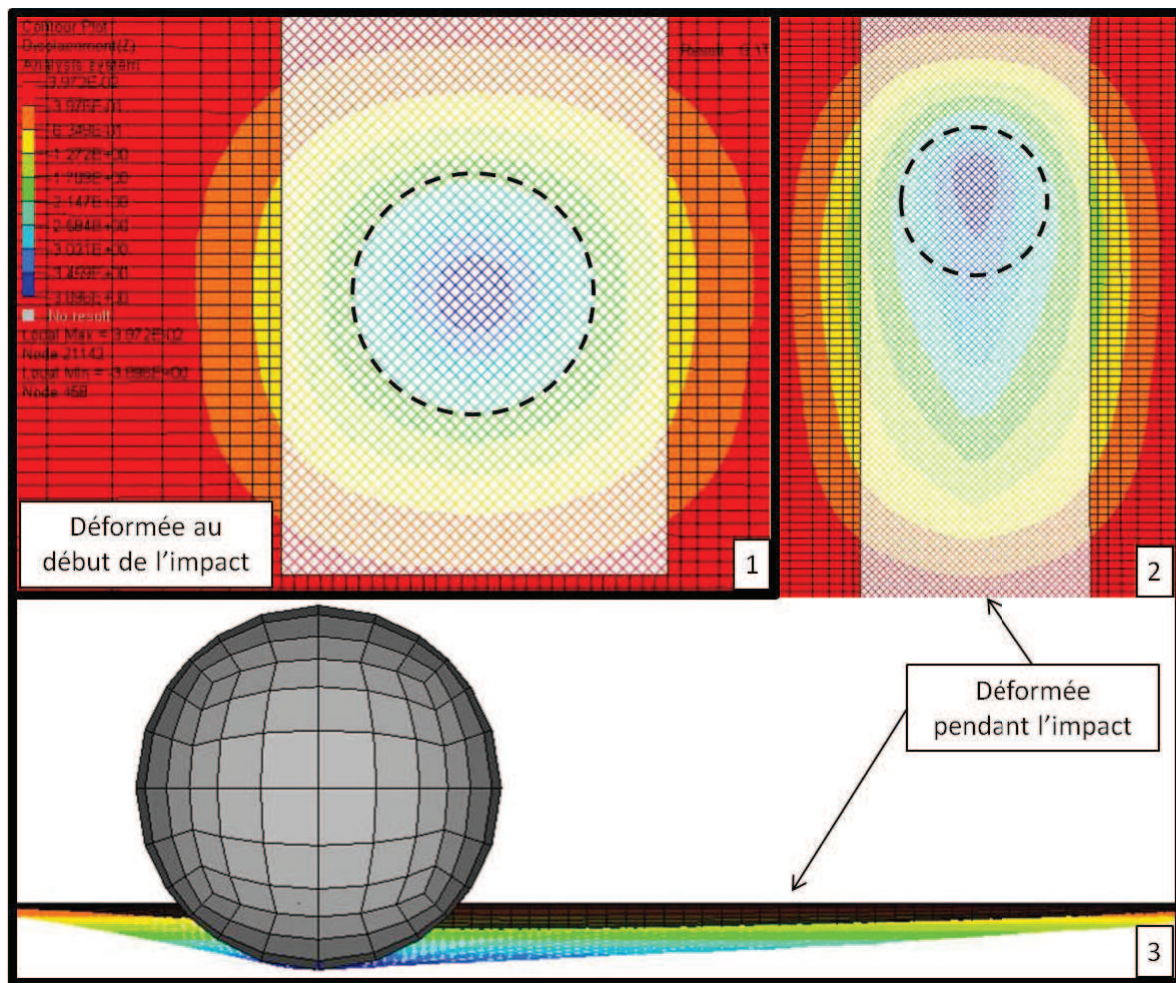


Figure IV.40 : Déformée de la peau orientée à  $\pm 45^\circ$

Concernant les contraintes dans les mèches, on observe que leur niveau est le même pour les fibres orientées à  $+45^\circ$  ou à  $-45^\circ$  et qu'il est maximal sous la bille (Figure IV.41)

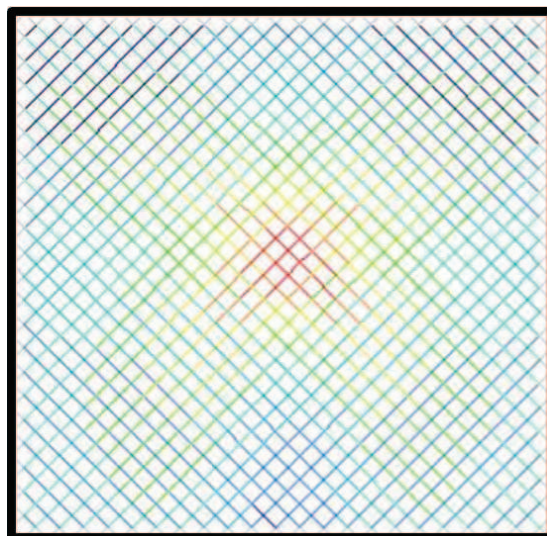


Figure IV.41 : Contraintes dans les barres situées sous la bille



De la même manière que pour les essais de poinçonnement, la dégradation de la résine provoque une augmentation du chargement des mèches. Lorsque la déformation des fibres devient trop importante, la rupture de la peau s'initie. Au départ, les fissures forment une croix orientée à 45°.

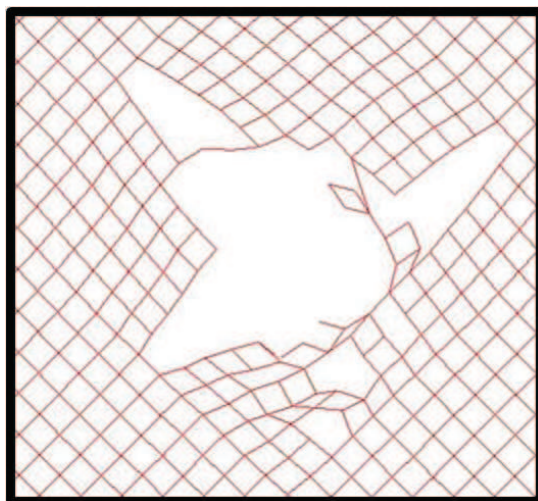


Figure IV.42 : Rupture initiale de la peau en croix

Enfin, les mécanismes de propagation du dommage de la peau sont décrits sur la Figure IV.43, sur laquelle la résine endommagée est représentée en rouge et la résine saine en bleu.

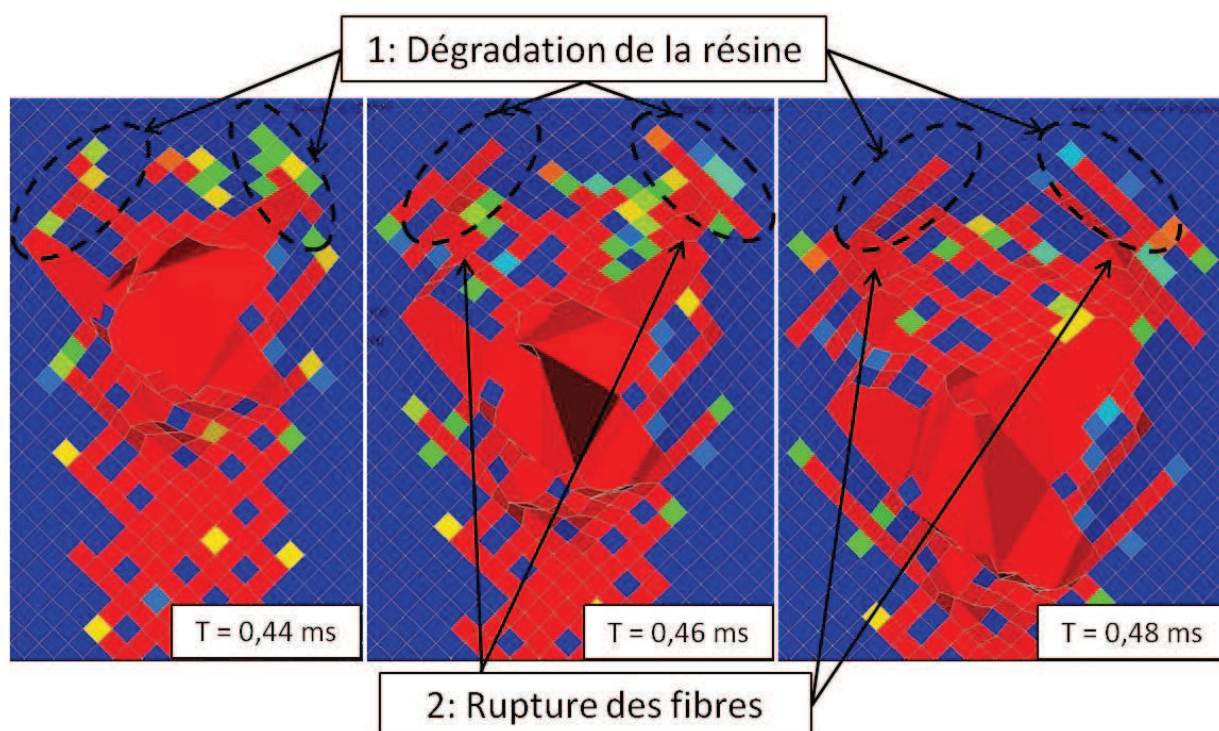


Figure IV.43 : Mécanismes de rupture d'une peau orientée à  $\pm 45^\circ$

Dans un premier temps, la flexion de la peau devant la bille couplée aux sollicitations en cisaillement transverse endommage la résine perpendiculairement à la propagation de la fissure. Dans un deuxième temps, la résine étant totalement dégradée le long de deux axes parallèles à l'axe de tir, des ruptures de fibres ont lieu dans cette zone.

Ces observations du modèle numérique expliquent la forme du faciès de rupture obtenu expérimentalement pour ce type de drapage.

## IV.6. Conclusion

Ce chapitre a permis de proposer une méthode d'identification des paramètres du modèle de peau proposé, basée sur deux types d'essais de traction. Ainsi, les paramètres des tissus de verre/époxy et de carbone/époxy ont pu être trouvés grâce à l'utilisation d'un algorithme d'identification couplé avec Radioss.

D'autre part, un dispositif d'essai de traction dynamique a été mis en place. Ces essais ont permis d'observer l'influence de la vitesse de sollicitation sur la valeur de la déformation à rupture en traction du tissu verre/époxy.

Ensuite, les paramètres des mousses PU et Rohacell ont été identifiés à partir d'essais de compression uni-axiaux. La forme de l'évolution de la dégradation en fonction du taux de restitution d'énergie a été trouvée grâce un essai de compression uni-axial cyclique.

Le modèle de mousse choisi a été validé grâce à la modélisation d'un essai d'indentation statique d'une bille sur un bloc de mousse. Le comportement observé expérimentalement est corrélé qualitativement et quantitativement.

Enfin, le modèle complet a été validé grâce à la modélisation de trois essais structuraux : indentation statique, indentation dynamique à basse vitesse et impact oblique à haute vitesse.

Pour les essais d'indentation statique et dynamique, le faciès de rupture en forme de croix est retrouvé et les efforts appliqués sur l'indenteur le long du déplacement sont corrélés.

En ce qui concerne les essais d'impacts obliques, deux drapages différents ont été testés. Pour chacun des drapages une vitesse pour laquelle la peau ne se déchire pas et une vitesse pour laquelle des ruptures de fibres apparaissent. Les surfaces de décollement entre la peau et la mousse ainsi que les faciès de rupture pour les deux types de drapages sont retrouvés.

Une analyse du comportement de l'impact oblique a été effectuée à travers l'étude des résultats numériques obtenus. Elle a permis de mettre en évidence certains mécanismes d'endommagement difficilement observables expérimentalement pour l'âme et pour la peau.

# CHAPITRE V

## CONCLUSIONS GENERALES ET PERSPECTIVES

### V.1. Conclusions générales

Ces travaux de thèse ont porté sur l'étude de la réponse des pales d'hélicoptère soumises à un impact en vol sur l'intrados. Pour cela, les impacts obliques à haute vitesse sur des plaques en composite sandwich ont été étudiés. Cette analyse a été menée à travers la réalisation d'une campagne expérimentale et la mise en place d'un modèle numérique.

Dans une première partie, une campagne d'essai a été réalisée dans le but d'observer le comportement des structures sandwich à l'impact et d'étudier l'influence des paramètres matériaux (résines, fibres, matériaux d'âme) et structuraux (type de peau, drapage). Des essais de poinçonnements statiques, de poinçonnements dynamiques à basse vitesse et d'impacts obliques à haute vitesse ont été réalisés.

Tout d'abord, cette étude expérimentale a permis d'observer l'influence importante de la vitesse du projectile et de l'angle d'impact sur la réponse à un impact oblique. Pour des angles et des vitesses faibles, l'impact va entraîner un décollement entre la peau et l'âme mais ne va pas provoquer de ruptures de fibres. Quand l'angle ou la vitesse augmentent, on observe une rupture des fibres de la peau localisée sur le lieu de passage de la bille. Ces ruptures dépendent du drapage et peuvent conduire à la perforation de la peau par le projectile qui continue sa course dans l'âme.

La prise de micrographies de coupe a permis de mettre en évidence les modes de rupture de la peau. L'endommagement de la résine est principalement provoqué par le cisaillement transverse et la rupture des fibres a lieu en traction.

Enfin, les différents types d'essais ont révélé une augmentation de la tenue à l'impact dynamique lorsque les éprouvettes sont réalisées avec des fibres de verre et de la résine thermoplastique PEEK. Ces propriétés sont intéressantes pour la résistance à l'impact des pales.

Dans une seconde partie, une modélisation a été proposée pour reproduire numériquement la réponse des structures sandwich à l'impact oblique.

Dans un premier temps, un nouveau modèle de peau en tissu composite a été présenté. Sa mise en place a reposé sur l'observation des faciès de rupture obtenus expérimentalement.

Le tissu a été considéré comme un treillis de fibres sèches stabilisées par une matrice endommageable. Ainsi, la maille du tissu a été représentée par quatre éléments 1D de barres munis d'un critère de rupture en traction et stabilisés par un élément quadrangle. Dans cet élément 2D spécifique, le comportement en membrane et en flexion a été découplé. Pour les sollicitations de flexion et de cisaillement, il modélise le comportement du tissu complet et pour les sollicitations de membrane, il reproduit le comportement de la résine. Cet élément prend en compte la pseudo-plasticité en cisaillement plan et il peut être endommagé. Il a été implémenté dans le code de calcul Radioss.

Dans un deuxième temps, les comportements des mousses PU et Rohacell ont été analysés à travers des essais d'indentation statique, de compression statique et dynamique, et de cisaillement de blocs de mousse sains ou préalablement comprimés. Le comportement classique des mousses en compression est retrouvé et de l'endommagement a pu être mis en évidence. Ces observations ont mené au choix de la loi matériau pour modéliser l'âme. Un critère de rupture a été ajouté et l'endommagement est calculé.

Dans la dernière partie, les paramètres du modèle de peau ont été identifiés à partir d'essais de traction statique. Un dispositif expérimental de traction dynamique a été conçu afin d'identifier la dépendance de la déformation à rupture au taux de déformation.

Ensuite, les paramètres de la loi matériau pour les mousses PU et Rohacell ont été trouvés à partir d'essais de compression uniaxiaux. L'évolution de la dégradation a été identifiée grâce à des essais de compression cyclique. L'indentation d'une bille dans un bloc de PU80 a été simulée et a permis de valider le modèle.

Enfin, des essais structuraux de poinçonnements statiques, de poinçonnements dynamiques et d'impacts obliques à haute vitesse ont été modélisés. Les résultats numériques montrent une bonne cohérence avec les résultats expérimentaux tant qualitativement que quantitativement. L'exploitation de ces résultats a permis d'observer des mécanismes d'endommagement pour les impacts obliques difficilement accessibles expérimentalement.

## V.2. Perspectives

À l'issue des travaux réalisés au cours de cette thèse, les perspectives d'améliorations sont nombreuses et portent sur des aspects très variés.

En ce qui concerne la modélisation de la peau, l'extension aux configurations où les plis n'ont pas la même orientation constitue une première perspective d'importance. La solution envisagée est schématisée Figure V.1. Premièrement, un élément similaire à celui développé dans cette étude, stabilisé par des barres dans sa diagonale, pourrait être

implémenté pour représenter les plis à  $\pm 45^\circ$ . Deuxièmement, quatre nœuds supplémentaires pourraient être utilisés pour représenter en volume l'interface entre deux plis. Ainsi, ces différents éléments pourraient s'empiler pour modéliser le drapage désiré.

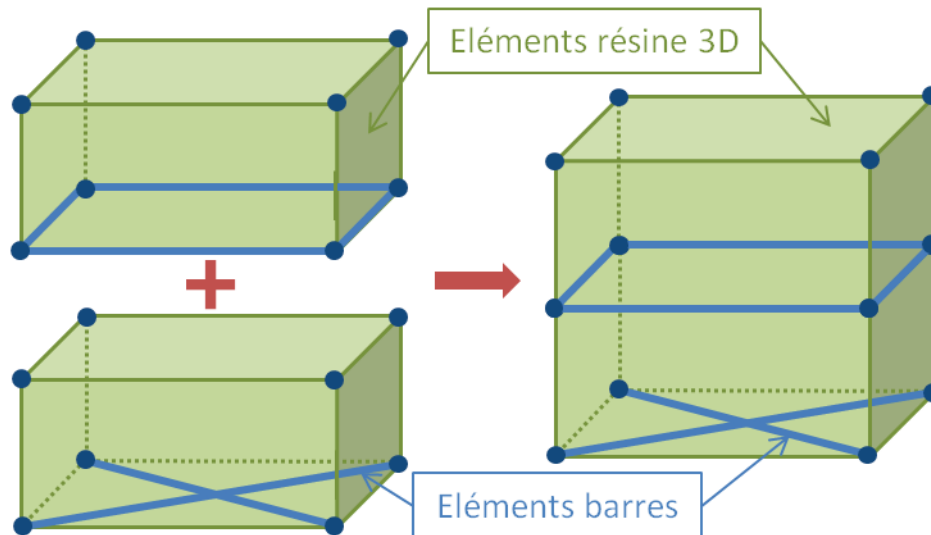


Figure V.1 : Perspective de représentation d'un drapage « mixte »

La modélisation de la mousse est un point à améliorer. En effet, la loi proposée dans Radioss reste limitée en termes de prise en compte de la dégradation et elle semble assez peu adaptée à la modélisation de sollicitations trop complexes (couplage compression/cisaillement par exemple).

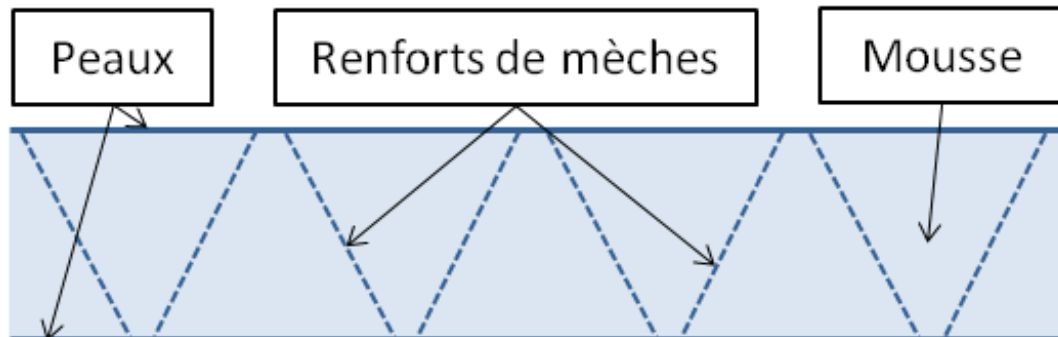
Une loi de comportement reposant sur le même principe que celle du logiciel est en cours de développement. Elle permet d'introduire de la dégradation dans le calcul des contraintes et de distinguer le comportement en traction et en compression. La déformation permanente due à l'écrasement des cellules est prise en compte via l'introduction de plasticité dans chacune des directions du repère principal. Ce repère est figé lorsque la première déformation plastique apparaît et le matériau est alors considéré comme orthotrope. Un terme de pression est ajouté sur la partie sphérique pour représenter la densification. Actuellement, cette loi fonctionne pour des cas simples à l'échelle de quelques éléments mais souffre de problèmes d'instabilité numérique qui sont en cours de résolution.

D'autres stratégies de modélisation sont envisagées, comme la représentation de la structure à l'échelle de l'alvéole grâce à des barres munies d'un critère de flambement ou bien la modélisation de la densification par un écrouissage asymptotique.

Concernant l'amélioration de la tenue de la pale à l'impact en vol, d'autres pistes sont à explorer. Pour limiter ou localiser les dommages dans la peau, la réponse des tissus 3D et des tricotés composites pourrait être étudiée expérimentalement. De même, une solution envisagée, et qui permettrait de localiser le décollement peau-mousse, serait de disposer des



mèches de fibres reliant les deux peaux à travers la mousse comme illustré Figure V.2. Ces mèches, qui sont stabilisées par la résine, pourraient avoir une influence sur la réponse de la pale à l'impact qu'il serait intéressant d'étudier à travers une campagne d'essais.



**Figure V.2 : Proposition de solution pour réduire le décollement peau-mousse**

D'un point de vue numérique, la mise au point du modèle doit permettre de tester l'influence des paramètres des matériaux ainsi que d'autres conditions d'impact comme la forme de l'impacteur, le matériau qui le constitue ou des angles différents. Ceci doit conduire, à terme, à une solution optimisée devant être validée sur un modèle global de pale.

# ANNEXE

## PRESENTATION DU PROJET CALCUL EN MIDI-PYRENEES (CALMIP)

Le groupement scientifique CALMIP, Calcul en Midi-Pyrénées, a été constitué en 1994 par 17 laboratoires de recherche de Toulouse et de la région Midi-Pyrénées, pour encourager le développement et l'utilisation des nouvelles techniques de calcul au sein de la communauté scientifique.

À travers des animations scientifiques, CALMIP favorise les échanges interdisciplinaires et crée une dynamique autour de l'utilisation des techniques de calcul intensif et parallèle à l'échelle de la région. CALMIP inscrit son action dans un contexte global national de développement de l'informatique scientifique, sous l'autorité de la Direction de la Recherche du Ministère de la Recherche.

Le groupement dispose d'un système de calcul de 33 Tflop Altix ICE 8200 (Figure A.1). Cette machine a été classée 223<sup>ème</sup> au classement du top 500 de novembre 2009.

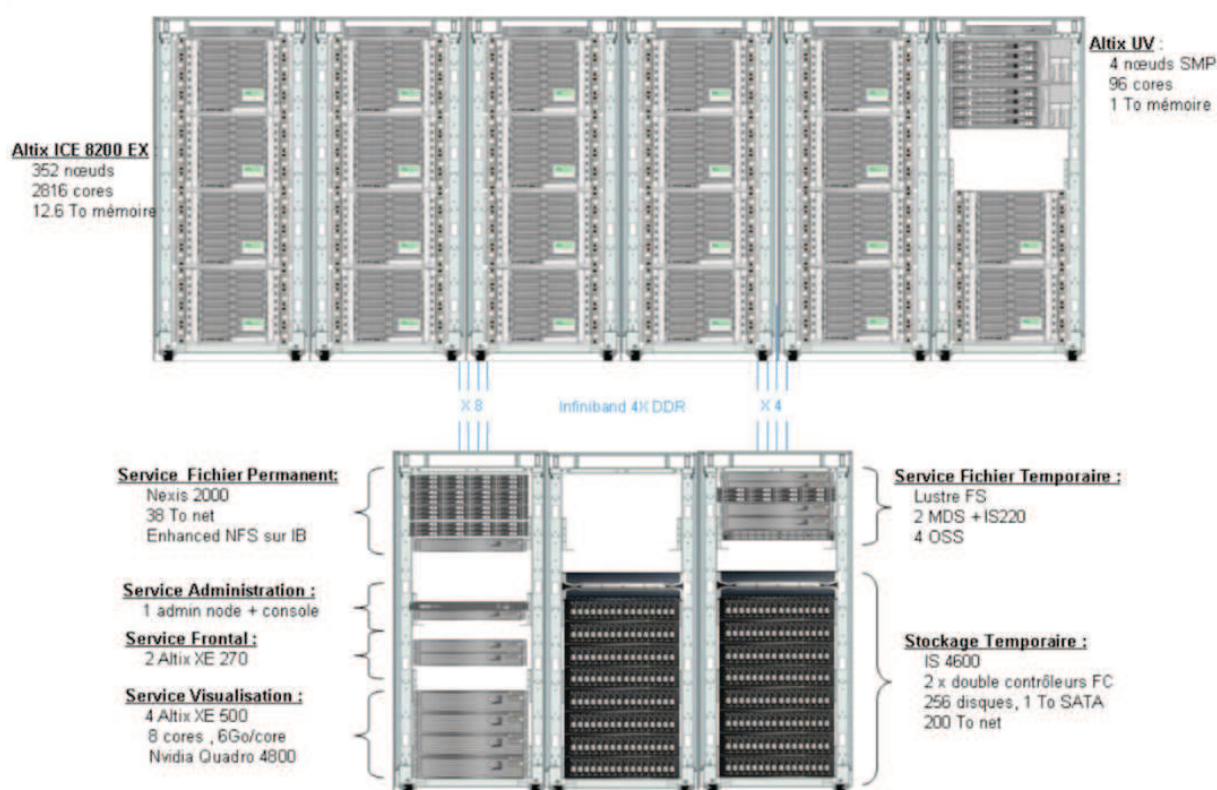


Figure A.1 : Le nouveau système de calcul CALMIP 2009-2013



# 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- [ABDULLAH, 2005]**

ABDULLAH E. : Développement d'un élément fini pour la modélisation du délaminage dans les structures composites.

Thèse de doctorat, ENSAE, 2005

## **3- [AMINANDA, 2004]**

AMINANDA Y. : Contribution à l'analyse et à la modélisation de structures sandwichs impactées.

Thèse de doctorat, ENSAE Toulouse, 2004

## **4- [ANDERSON, 2000]**

ANDERSON T. & MADENCI E. : Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites.

Composites Structures 50, 2000, pp 239-247

## **5- [ATAS, 2008]**

ATAS C. & SAYMAN O. : An overall view on impact response of woven fabric composite plates.

Composite Structures 82, 2008, pp 336 - 345

## **6- [ATAS, 2008]**

ATAS C. & LIU D. : Impact response of woven composites with small weaving angles.

International Journal of Impact engineering 35, 2008, pp 80 - 97

## **7- [AZIKRI DE DEUS, 2009]**

AZIKRI DE DEUS H.P., KRAJNC ALVES M. : An application for polymeric foams.

Mechanics of Solid in Brazil, 2009

**8- [BAHEI-EL-DIN, 2008]**

BAHEI-EL-DIN Y.A., RAJENDRAN A.M., ZIKRY M.A.: A micromechanical model for damage progression in woven composite systems.

International Journal of Solids and Structures 41, 2004, pp 2307-2330

**9- [BATHE, 1982]**

BATHE K.J. : Finite Element procedures in engineering analysis.

Prentice-Hall Inc., 1982

**10- [BATOZ, 1990]**

BATOZ J.L., DHATT G.: Modélisation des structures par éléments finis – Volumes 1 à 3.

Hermes, 1990

**11- [BELINGARDI, 2003]**

BELINGARDI G. & VADORI R. : Influence of the laminate thickness in low velocity impact behavior of composite material plate.

Composite Structures 61, 2003, pp 27 - 38

**12- [BELYTSCHKO, 1984]**

BELYTSCHKO T., LIN J.I., TSAY C.S.: Explicit algorithms for the nonlinear dynamics of shells.

Computer methods in Applied Mechanics and Engineering 42, 1984, pp 225-251

**13- [BELYTSCHKO, 2004]**

BELYTSCHKO T., LIU W.K., MORAN B.: Nonlinear Finite Elements for Continua and Structures.

Wiley, 2004.

**14- [BIZEUL, 2009]**

BIZEUL M.: Contribution à l'étude de la propagation de coupure en fatigue dans les revêtements composite tissés minces.

Thèse de doctorat, Université de Toulouse – ISAE, 2009

**15- [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

**16- [BOUVET, 2009]**

BOUVET C., CASTANIE B., BIZEUL M., BARRAU J.J. : Low velocity impact modeling in laminate composite panels with discrete interface elements.

International Journal of Solids and Structures, 2009, pp 2809-2821

**17- [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

**18- [CANTWELL, 1988]**

CANTWELL W.J. : The influence of target geometry on the high velocity impact response of CFRP.

Composite Structures 10, 1988, pp 247-265

**19- [CANTWELL, 1989]**

CANTWELL W.J. & MORTON J. : Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP.

Composites 20, 1989, pp 545 – 551

**20- [CANTWELL, 1989]**

CANTWELL W.J. & MORTON J. : The influence of varying projectile Mass on the impact response of CFRP.

Composite Structures 13, 1989, pp 101 - 114

**21- [CARTIE, 2002]**

CARTIE D.D.R. & IRVING P.E. : Effect of resin and fibre properties on impact and compression after impact performance of CFRP.

Composites, Part A 33, 2002, pp 486 - 493

**22- [CHOI, 2006]**

CHOI I.H. : Contact force history analysis of composite sandwich plates subjected to low-velocity impact.

Composite Structures, 2006



**23- [CHRISTOPHERSON, 2005]**

CHRISTOPHERSON J., MAHINFALAH M., NAKHAIE JAZAR G. & RASTGAAR AAGAAH M. : An investigation on the effect of a small mass impact on sandwich composite plates.

Composite Structures 67, 2005, pp 299-306

**24- [CRISFIELD, 1991]**

CRISFIELD M.A. : Finite Non linear finite element analysis of solids and structures – Volume 1 & 2: Advanced topics.

John Wiley and Sons, 1997

**25- [DE MOURA, 2003]**

DE MOURA M.F.S.F., GONCALVES J.P.M. : Modelling the interaction between matrix cracking and delamination in carbon-epoxy laminates under low velocity impact.

Composite Science and Technology 64, 2004, pp 1021-1027

**26- [DESHPANDE, 2000]**

DESHPANDE V.S., FLECK N.A.: Isotropic constitutive models for metallic foams.

Journal of the Mechanics and Physics of Solids 48, 2000, 1253-1283

**27- [DUAN, 2005]**

DUAN Y., KEEFE M., BOGETTI T.A., POWERS B.: Finite element modelling of transverse impact on a ballistic fabric.

International Journal of Mechanical Sciences 48, 2006, pp 33-43

**28- [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

**29- [FAA/AR-99/49]**

Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structures.

FAA/AR-99/49, 1999

**30- [FUOSS, 1998]**

FUOSS E., STRAZNICKY P.V. & POON C. : Effect of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates – Part 1: parametric study.

Composite Structures 41, 1998, pp 67-77

**31- [GERMAIN, 2006]**

GERMAIN N.: Modélisation non-locale de l'endommagement dans les structures composites.  
Thèse de doctorat de l'ENSMP – Centre des Matériaux, 2006

**32- [GONG, 2004]**

GONG L., KYRIAKIDES S.: Compressive response of open cell foams. Part II: Initiation and evolution of crushing.  
International Journal of Solids and Structures 42, 2005, pp 1381-1399

**33- [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

**34- [GUINARD, 2002]**

GUINARD S., ALLIX O., GUEDRA-DEGEORGES D., VINET A.: A 3D damage analysis of low-velocity impacts on laminated composites.  
Composite Science and Technology 62, 2002, pp 585-589

**35- [HAMMOND, 2004]**

HAMMOND R.I., PROUD W.G., GOLDREIN H.T. & FIELD J.E. : High-resolution optical study of the impact of carbon-fibre reinforced polymers with different lay-ups.  
International Journal of Impact Engineering 30, 2004, pp 69 - 86

**36- [HITCHEN, 1995]**

HITCHEN S.A. & KEMP R.M.J. : The effect of stacking sequence on impact damage in a carbon fibre/epoxy composite.  
Composites 26, 1995, pp 207-214

**37- [HOSUR, 2004]**

HOSUR M.V., VAIDYA U.K., ULVEN C. & JEELANI S. : Performance of stitched/unstitched woven carbon/epoxy composites under high velocity impact loading.  
Composite Structures 64, 2004, pp 455-466

**38- [HOU, 2001]**

HOU J.P., PETRINIC N., RUIZ C.: A delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact.  
Composite Science and Technology 61, 2001, pp 2069-2074

**39- [IANNUCCI, 2004]**

IANNUCCI L. : Progressive failure modelling of woven carbon composite under impact.  
International Journal of Impact Engineering 32, 2006, pp 1013-1043

**40- [IANNUCCI, 2006]**

IANNUCCI L., WILLOWS M.L.: An energy based damage mechanics approach to modeling impact onto woven composite materials: Part II. Experimental and numerical results.  
Composites: Part A 38, 2007, pp 540-554

**41- [IMBERT, 1984]**

IMBERT J.F. : Analyse des structures par éléments finis.  
Cepadues Editions (Sup'aéro), 2<sup>ème</sup> édition, 1984

**42- [IMIELINSKA, 2008]**

Effects of manufacturing and face/core bonding on impact damage in glass/polyester-PVC foam core sandwich panels.  
Composites, Part B, 2008

**43- [JIN, 2007]**

JIN H., LU W.Y., SCHEFFEL S., HINNERICHS T.D., NEILSEN M.K.: Full-field characterization of mechanical behavior of polyurethane foams.  
International Journal of Solid Structures 44, 2007, pp 6930-6944

**44- [KABIR, 2006]**

KABIR M.E., SAHA M.C., JEELAMI S.: Tensile and fracture behavior of polymer foams.  
Materials Science and Engineering A 429, 2006, pp 225-235

**45- [KIM, 1992]**

KIM C.G. & JUN E.J. : Impact resistance of composite laminated sandwich plates.  
Journal of Composite Materials 26, 1992, pp 2247-2261

**46- [LADEVEZE, 1991]**

LADEVEZE P., LE DANTEC E. : Damage modelling of the elementary ply for laminated composites.  
Composite Science and Technology 43, 1991, pp 257-267

**47- [LADEVEZE, 1992]**

LADEVEZE P. : A damage computational method for composite structures.  
Computers & Structures 44, 1992, pp 79-87

**48- [LEMAITRE & CHABOCHE, 1996]**

LEMAITRE J., CHABOCHE J.L. : Mécanique des matériaux solides.  
Dunod Editions, 1996

**49- [LEMAITRE & DESMORAT, 2005]**

LEMAITRE J., DESMORAT R.: Engineering Damage Mechanics – Ductile, creep, fatigue and brittle failures.  
Springer, 2005

**50- [LI, 2004]**

LI S., REID S.R., ZOU Z.: Modelling damage of multiple delaminations and transverse matrix cracking in laminated composites due to low velocity lateral impacts.  
Composite Science and Technology 66, 2006, pp 827-836

**51- [LIM, 2002]**

LIM C.T., SHIM V.P.W., NG Y.H.: Finite-element modeling of the ballistic impact of fabric armor.  
International Journal of Impact Engineering 28, 2003, 13-31

**52- [LIU, 1988]**

LIU D. : Impact-induced delamination – A view of bending stiffness mismatching.  
Journal of composite materials, Vol 22, 1988, pp 674-692

**53- [MADENCI, 2000]**

MADENCI E, ANDERSON T. : Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites.  
Composite Structure 50, 2000, pp 239-247.

**54- [MARGUET, 2007]**

MARGUET S. : Contribution à la modélisation du comportement mécanique des structures sandwichs soumises à l'impact.  
Thèse de doctorat, Ecole Centrale de Nantes – Université de Nantes, 2007

**55- [MILI, 2001]**

MILI F. & NECIB B. : Impact behavior of cross-ply laminated composite plates under low velocities.

Composite Structures 51, 2001, pp 237-244

**56- [MILLS, 2006]**

MILLS N.J.: The high strain mechanical response of the wet Kelvin model for open-cell foams.

International Journal of Solids and Structures 44, 2007, 51-65

**57- [MILLS, 2009]**

MILLS N.J., STAMPFLI R., MARONE F., BRUHWILER P.A.: Finite element micromechanics model of impact compression of closed-cell polymer foams.

International Journal of Solids and Structures 46, 2009, 677-697

**58- [MITREVSKI, 2005]**

MITREVSKI T., MARSHALL I.H., THOMSON R., JONES R. & WHITTINGHAM B. : The effect of impactor shape on the impact response of composite laminates.

Composite Structures 67, 2005, pp 139 - 148

**59- [MITREVSKI, 2006]**

MITREVSKI T., MARSHALL I.H. & THOMSON R. : The influence of impactor shape on the damage to composite laminates.

Composite Structures 76, 2006, pp 116-122

**60- [NEILSEN, 1993]**

NEILSEN M.K., KRIEG R.D., SCHREYER H.L.: A constitutive theory for rigid polyurethane foams.

American Society of Mechanical Engineering Winter Annual Meeting, 1993

**61- [NEWTON, 2002]**

NEWTON J. : Initiation and evolution of dynamic failure mechanisms in woven composite systems.

Thèse de doctorat, North Carolina State University, 2002

**62- [MGUIL-TOUCHAL, 1997]**

MGUIL-TOUCHAL S., MORESTIN F., BRUNET M.: Various experimental applications of digital image correlation method.

Rhodes - Greece, 1997, pp 45-58

**63- [NILAKANTAN, 2010]**

NILAKANTAN G., KEEFE M., BOGETTI T.A., ADKINSON R., GILLESPIE J.W.: On the finite element analysis of woven fabric impact using multiscale modeling techniques.

International Journal of Solids and Structures, 2010, pp 2300-2315

**64- [PETIT, 2005]**

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

Thèse de doctorat, ENSAE Toulouse, 2005

**65- [RADIOSS, 2010]**

Radioss Theory Manual, Version 2010

**66- [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

**67- [ROZYCKI, 2000]**

ROZICKY P. : Contribution au développement de lois de comportement pour matériaux composites soumis à l'impact.

Thèse de doctorat, Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambresis, 2000

**68- [SCHUBEL, 2005]**

SCHUBEL P.M., LUO J.J. & DANIEL I.M. : Low velocity impact behavior of composite sandwich panels.

Composites, Part A 36, 2005, pp 1389-1396

**69- [SCHUBEL, 2007]**

SCHUBEL P.M., LUO J.J. & DANIEL I.M. : Impact and post impact behavior of composite sandwich panels.

Composites, Part A 38, 2007, pp 1051-1057



**70- [SCIPY]**

www.scipy.org

**71- [SUTHERLAND, 2004]**

SUTHERLAND L.S. & GUEDES SOARES C. : Effect of laminate thickness and of matrix resin on the impact of low fibre-volume, woven roving E-glass composites.

Composite Science and Technology 64, 2004, 1691 - 1700

**72- [SUTHERLAND, 2005]**

SUTHERLAND L.S. & GUEDES SOARES C. : Impact on low-fiber volume, glass polyester rectangular plates.

Composite Structures 68, 2005, pp 13 - 22

**73- [TANABE, 2003]**

TANABE Y., AOKI M., FUJII K., KASANO H. & YASUDA E. : Fracture behavior of CFRPs impacted by relatively high-velocity steel sphere.

International Journal of Impact Engineering 28, 2003, pp 627 – 642

**74- [TAWK, 2009]**

TAWK I. : Contribution à l'étude de l'impact sur pale d'hélicoptère.

Thèse de doctorat, Université de Toulouse - UPS, 2009

**75- [VIOT, 2008]**

VIOT P., BALLERE L., GUILLAUMAT L. & LATAILLADE J.L. : Scale effects on the response of composite structures under impact loading.

Engineering Fracture Mechanics 75, 2008, pp 2725 - 2736

**76- [VIOT, 2009]**

VIOT P.: Hydrostatic compression on polypropylene foam.

International Journal of Impact Engineering 36, 2009, 975-989

**77- [VIOT, 2010]**

VIOT P., BOUIX R., IORDANOFF I., LATAILLADE J.L. : Deformation localisation modelling of polymer foam microstructure under compression: A new approach by discrete element modelling.

Composite Structures 92, 2010, 585-592

**78- [WAGNER, 2006]**

WAGNER H., BANSEMIR H., DRECHSEL K. & WEIMER C.: Impact behavior and residual strength of carbon fiber textile based materials.

Document Eurocopter.

**79- [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

**80- [WHITTINGHAM, 2004]**

WHITTINGHAM B., MARSHALL I.H., MITREVSKI T. & JONES R. : The response of composite structures with pre-stress subject to low velocity impact damage.

Composite Structures 66, 2004, pp 685 - 698

**81- [WILLIAMSON 1994]**

WILLIAMSON J.E., LAGACE P.A. : Response mechanism in the impact of graphite/epoxy honeycomb sandwich panels. Proc of the 8<sup>th</sup> Technical Conf of the American Society for Composite, 1994, pp 287-297.

**82- [YANG, 2004]**

YANG L.M., SHIM V.P.W.: A visco-hyperelastic constitutive description of elastomeric foam.

International Journal of Impact Engineering 30, 2004, pp 1099-1110

**83- [ZHOU, 2004]**

ZHOU G., SUN X., WANG Y. : Multi-chain digital element analysis in textile mechanics.

Composite Science and Technology 64, 2004, pp 239-244