

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE  
ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE



DÉPARTEMENT DE MÉTALLURGIE  
EN COLLABORATION AVEC  
L'ECOLE MILITAIRE POLYTECHNIQUE  
MÉMOIRE DE PROJET DE FIN D'ÉTUDES  
POUR L'OBTENTION DU DIPLÔME D'INGÉNIEUR D'ÉTAT EN GÉNIE DES MATÉRIAUX

**Élaboration et caractérisation du comportement sous  
perforation des panneaux sandwichs en mousse  
d'aluminium**

Présenté et Soutenu par : *GUENZET Isma*

Présenté et soutenu publiquement le (26/07/2021)

**Composition du jury :**

Président	Mr. M. CHITROUB	Professeur	ENP
Promoteur	Mr. K. ABADLI	Docteur	ENP
Co-Promoteur	Mr. D. TRIA	Docteur	EMP
Examineur	Mr. M.LARIBI	Professeur	ENP
Examineur	Mr. A. KASSER	MCA	ENP



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE  
ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE



DÉPARTEMENT DE MÉTALLURGIE  
EN COLLABORATION AVEC  
L'ECOLE MILITAIRE POLYTECHNIQUE  
MÉMOIRE DE PROJET DE FIN D'ÉTUDES  
POUR L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGÉNIEUR D'ÉTAT EN GÉNIE DES MATÉRIAUX

**Élaboration et caractérisation du comportement sous  
perforation des panneaux sandwichs en mousse  
d'aluminium**

Présenté et Soutenu par : *GUENZET Isma*

Présenté et soutenu publiquement le (26/07/2021)

**Composition du jury :**

Président	Mr. M. CHITROUB	Professeur	ENP
Promoteur	Mr. K. ABADLI	Docteur	ENP
Co-Promoteur	Mr. D. TRIA	Docteur	EMP
Examineur	Mr. M.LARIBI	Professeur	ENP
Examineur	Mr. A. KASSER	MCA	ENP

# REMERCIEMENTS

## REMERCEMENTS

*Au terme de ce travail, je tiens à remercier Dieu le miséricordieux qui m'a donné santé, énergie et volonté pour achever ce modeste travail.*

*Je voudrais remercier du fond du cœur, mon co-promoteur **M. TRIA Djalel Eddine** pour son encadrement, sa disponibilité, sa patience, ses judicieux conseils, qui ont contribué à alimenter ma réflexion, et tous les efforts qu'il a fournis durant toute la période de mon projet de fin d'études.*

*J'exprime toutes mes profondes reconnaissances à mon encadreur **M. ABADLI Kamel** qui a eu l'amabilité d'accepter d'être l'encadreur de ce travail.*

*Je tiens à exprimer toutes mes reconnaissances à **M. DERBALA Imad** pour le temps qu'il a consacré à m'apporter les outils méthodologiques indispensables à la conduite de cette recherche, et toutes les connaissances qu'il a mis à ma disposition.*

*Je suis très reconnaissant à l'égard de l'ensemble des membres du jury : **Pr. M. LARIBI**, et **MCA. A. Kasser** de l'Ecole Nationale Polytechnique, qui ont accepté de porter un regard critique sur ce projet de mémoire de fin d'études. J'adresse mes remerciements à Monsieur **Pr. M. CHITROUB** pour avoir eu l'amabilité de présider ce jury.*

*A titre égale, je remercie l'ensemble du personnel du laboratoire Dynamique des Systèmes Mécaniques pour leurs conseils et leurs soutiens qu'ils m'ont prodigués au cours de ce travail.*

*Enfin, j'adresserai mon dernier remerciement, mais non le moindre, à ma famille pour m'avoir encouragé durant toutes mes années d'études.*

# DEDICASE

---

# *Dédicace*

Je dédie ce mémoire

*À ma mère  
À mes frères et ma sœur  
À toute ma famille  
À Abdellatif*

## ملخص

تمثل مادة الساندويش أهمية أكيدة من حيث الصلابة والمقاومة والنوعية في تكوين هياكل تستعمل في الطيران. دراسة هذه المادة تصادف دائما مشكلة اختيار مكوناتها ( التغليف و الجوف) بهدف الحصول على مواد تتميز بخصائص ميكانيكية عالية. تعتبر خصائص تلف هيكل شطيرة الألمنيوم من المؤشرات المهمة للتطبيقات التقنية. في المستند مجموعة جديدة من التثقيب العكسي، مستوحاة من المبدأ الأساسي لقضبان هوبكنسون، يتم تطبيقها على الألواح العازلة ذات قلب من رغوة الألمنيوم و جلد من الألومنيوم و شرائح من الألياف الزجاجية والكربون الهجينة. إنه يوفر قياسا عالي الجودة لقوة الثقب أثناء عملية التثقيب بأكملها، وهو أمر يصعب تحقيقه في تجربة التثقيب التقليدي. يوفر هذا التجميع الجديد إمكانية مقارنة منحنيات القوة مقابل الإزاحة تحت التحميل الديناميكي وشبه الثابت. يتم تحديد السلوك تحت التأثير من خلال اختبارات الانثقاب شبه الساكنة والديناميكية لشطيرة الساندويش الكاملة وكذلك لمكوناتها المختلفة بشكل مستقل..

**الكلمات الدالة:** ثقب؛ لوحة الساندويش؛ رغوة؛ تأثير ديناميكي.

## Abstract

The sandwich material, present a certain interest in term of rigidity and specific resistance for the aeronautic structure design. The study of this material meets always the choice problem of their constituents (coating and heart) in order to load the optimal mechanical characteristics. The damage characteristics of the aluminum foam sandwich structure are important clues for engineering applications. In the paper a new reverse perforation setup, inspired by the basic principle of Hopkinson bars, applied to sandwich panels with aluminum foam core and aluminum skin and laminates (glass/ epoxy, graphite/epoxy and hybrid glass/graphite). It provides a high-quality measurement of punching force during the entire punching process, which is very difficult to obtain in a conventional punching test. This new setup offers the possibility to compare force vs. displacement curves under dynamic and quasi-static loading. A behavior under impact is identified from quasi-static and dynamic perforation tests for the complete sandwich as well as for its different components independently.

**Keywords :** Perforation ; Sandwich panel ; Foam ; Impact ; SHPB.

## Résumé

Le matériau sandwich, présente un intérêt certain en terme de rigidité et de résistance spécifique pour la conception des structures aéronautiques. L'étude de ce matériau répond toujours à la problématique du choix de leurs constituants (revêtement et âme) afin de charger les caractéristiques mécaniques optimales. Les caractéristiques d'endommagement de la structure sandwich en mousse d'aluminium sont des indices importants pour les applications techniques. Dans le document un nouveau montage de perforation inversée, inspiré du principe de base des barres de Hopkinson, appliqué sur des panneaux sandwichs à âme en mousse d'aluminium et à peau en aluminium et en stratifiés (à base de fibre de verre, carbone et hybride verre/carbone). Il offre une mesure de l'effort de perforation de haute qualité pendant le processus complet de perforation, ce qui est très difficile à obtenir dans un essai classique de perforation. Ce nouveau montage offre la possibilité de comparer les courbes force vs déplacement sous chargement dynamique et quasi-statique. Un comportement sous impact est identifié à partir d'essais de perforation quasi-statique et dynamique pour le sandwich complet ainsi que pour ses différents constituants indépendamment.

**Mots clés :** Perforation ; Panneau sandwich ; Mousse ; Impact ; SHPB.



# TABLE DES MATIÈRES

Liste des figures

Liste des tableaux

<b>Introduction Générale</b>	<b>17</b>
<b>1 Etude bibliographique sur les matériaux composites type sandwichs</b>	<b>20</b>
1.1 Introduction . . . . .	20
1.2 Définition d'un matériau sandwich . . . . .	21
1.3 Les éléments constituant les panneaux sandwichs . . . . .	22
1.3.1 Les peaux . . . . .	23
1.3.1.1 Peaux en matériaux composites stratifiés . . . . .	23
1.3.1.2 Eléments constituant un matériaux composite stratifiés . . . . .	24
1.3.1.3 Les procédés de mise en œuvre des matériaux composites . . . . .	31
1.3.1.4 Mécanisme d'endommagement des composites . . . . .	34
1.3.1.5 Peaux en feuilles métalliques . . . . .	37
1.3.2 L'âme . . . . .	38
1.3.2.1 Âme en nid d'abeilles . . . . .	39
1.3.2.2 Âme en mousses . . . . .	41
1.3.2.3 Âme en Bois . . . . .	48
1.3.3 L'adhésif . . . . .	49
1.3.4 Techniques d'assemblages des matériaux sandwichs . . . . .	49
1.3.4.1 Le collage de peau sur l'âme . . . . .	49
1.3.4.2 Technique de pliage . . . . .	50

1.4	Domaines d'application des matériaux sandwichs . . . . .	51
<b>2</b>	<b>Etat de l'art</b>	<b>55</b>
2.1	Effet de la forme de pénétrateur . . . . .	65
2.1.1	Sous l'effet de faible énergie d'impact . . . . .	65
2.1.2	Sous l'effet de l'énergie d'impact élevée . . . . .	68
2.2	Effet de la vitesse . . . . .	71
2.3	Effet de l'épaisseur de la peau . . . . .	73
2.4	Comparaison des panneaux sandwichs en peau d'époxy par rapport aux pan- neaux sandwichs traditionnel en peau d'aluminium . . . . .	75
2.5	Conclusion . . . . .	78
<b>3</b>	<b>Matériaux et méthodes d'essais</b>	<b>80</b>
3.1	Introduction . . . . .	80
3.2	Présentation des matériaux étudiés . . . . .	80
3.2.1	Peaux composites . . . . .	81
3.2.1.1	Matrice . . . . .	81
3.2.1.2	Le renfort . . . . .	82
3.2.1.3	Elaboration des stratifiés . . . . .	83
3.2.1.4	Préparation des éprouvettes . . . . .	87
3.2.2	L'âme . . . . .	89
3.2.3	Elaboration des panneaux sandwichs . . . . .	89
3.2.3.1	Préparation de l'âme . . . . .	89
3.2.3.2	Préparation des peaux . . . . .	90
3.2.3.3	Assemblage de peau et de l'âme . . . . .	91
3.3	Méthodes expérimentales utilisées pour la perforation . . . . .	92
3.3.1	Introduction . . . . .	92
3.3.2	Régime dynamique . . . . .	93
3.3.2.1	Les dispositifs à barres d'Hopkinson . . . . .	93
3.3.2.2	Essai d'impact direct . . . . .	94
3.3.3	Technique de mesure pour la perforation : perforation inversée . . . . .	95
3.3.3.1	Grandes vitesses d'impact . . . . .	95
3.3.3.2	Perforation quasi statique . . . . .	98
3.3.4	Caractérisation mécanique . . . . .	99

3.3.4.1	Essais de flexion trois points . . . . .	99
3.4	Conclusion . . . . .	101
<b>4</b>	<b>résultats et interprétation</b>	<b>103</b>
4.1	Introduction . . . . .	103
4.2	Résultat des essais sur les peaux . . . . .	103
4.2.1	Les stratifiés . . . . .	103
4.2.1.1	Perforation quasi-statique . . . . .	103
4.2.1.2	Perforation dynamique . . . . .	107
4.2.1.3	Comparaison entre la perforation dynamique et la perforation quasi-statique . . . . .	113
4.2.1.4	Essais de flexion . . . . .	115
4.2.2	Peau en feuille d'aluminium . . . . .	117
4.2.2.1	Perforation quasi-statique . . . . .	118
4.2.2.2	Perforation dynamique . . . . .	119
4.3	Résultat des essais sur l'âme . . . . .	120
4.3.1	Perforation quasi-statique . . . . .	120
4.4	Résultat des essais sur les panneaux sandwichs . . . . .	123
4.4.1	Perforation quasi-statique . . . . .	123
4.4.1.1	Panneaux sandwich en peau d'aluminium . . . . .	123
4.4.1.2	Panneaux sandwichs en peau composite . . . . .	124
4.4.1.3	Modes de rupture sous perforation quasi-statique . . . . .	125
4.4.2	Perforation dynamique . . . . .	126
4.4.2.1	Panneau sandwich en aluminium . . . . .	126
4.4.2.2	Panneaux sandwichs en peau composite . . . . .	127
4.4.2.3	Modes de rupture sous perforation dynamique . . . . .	127
4.4.3	Comparaison entre la perforation quasi-statique et dynamique des pan- neaux sandwichs . . . . .	129
4.5	Conclusion . . . . .	131
	<b>Conclusion Générale</b>	<b>133</b>
	<b>Bibliographie</b>	<b>134</b>

## TABLE DES FIGURES

1.1	Schéma d'un sandwich . . . . .	21
1.2	Panneau sandwich comparée à une poutre sous forme I . . . . .	22
1.3	Structure d'un matériau composite . . . . .	23
1.4	Composite stratifié à base de plis unidirectionnel . . . . .	24
1.5	Différentes familles de renfort . . . . .	28
1.6	Ruban de fibres de verre . . . . .	29
1.7	Tissu de fibres de carbone . . . . .	30
1.8	Tissu de fibre d'aramide . . . . .	30
1.9	Schéma du moulage par contact . . . . .	31
1.10	Moulage par projection simultanée . . . . .	32
1.11	Injection thermodurcissable BMC . . . . .	32
1.12	Compression thermodurcissable SMC . . . . .	33
1.13	Enroulement filamentaire (ou bobinage) . . . . .	33
1.14	Rupture de fibre . . . . .	35
1.15	Rupture de la matrice . . . . .	36
1.16	Modes de fissuration de la matrice . . . . .	36
1.17	Décohésion fibre-matrice . . . . .	37
1.18	Exemples des sandwiches en peaux d'aluminium . . . . .	38
1.19	Plaques sandwiches à âmes pleines . . . . .	38
1.20	Plaques sandwiches à âmes creuse . . . . .	39
1.21	Panneau sandwich en nid d'abeille . . . . .	40
1.22	Trois types de mousses à base de polyéthylène avec une porosité (a) ouverte (b) fermée (c) ouverte et fermée . . . . .	41

1.23 Schéma comparatif de la conductivité thermique et de la densité des mousses et des solides . . . . .	42
1.24 Classification des procédés d'obtention des mousses métalliques . . . . .	44
1.25 Mise en œuvre d'une mousse d'aluminium par injection de gaz . . . . .	45
1.26 Principe de fabrication d'une mousse métallique à pores ouverts par un procédé d'infiltration . . . . .	45
1.27 Principales étapes de fabrication d'une mousse par infiltration d'un réseau poreux réalisé à partir d'un modèle perdu . . . . .	46
1.28 Processus d'élaboration d'une mousse métallique par voie fonderie . . . . .	47
1.29 Processus d'élaboration d'une mousse métallique par métallurgie des poudres . . . . .	48
1.30 Panneau Sandwich à âmes en bois . . . . .	49
1.31 panneaux réalisés par collage à partir de divers profils . . . . .	50
1.32 Méthode de pliage de sandwichs . . . . .	50
1.33 Représentation picturale des matériaux utilisés pour construire le Boeing 787 . . . . .	52
2.1 Courbes force vs déplacement typique de perforation quasi-statique . . . . .	57
2.2 Photographies de quasi-statique perforation du sandwich : peau incidente (à gauche) et secondaire (à droite) . . . . .	58
2.3 Courbes force vs déplacement de perforation quasi-statique et dynamique . . . . .	58
2.4 Photographies de post-perforation du sandwich : quasi-statique (à gauche) et dynamique (à droite) . . . . .	59
2.5 Photographies de post-perforation dynamique de la plaque incidente (les 3 peaux à gauche) et de plaque secondaire (les 3 peaux à droite) . . . . .	59
2.6 Courbes force vs déplacement de la perforation des mousses Cymat . . . . .	60
2.7 Courbes force vs déplacement de la perforation de la plaque Al2024 . . . . .	61
2.8 Modèle simplifié de perforation de la plaque incidente . . . . .	61
2.9 Courbes force vs déplacement : perforation du sandwich sans et avec pré compression . . . . .	62
2.10 Schéma du panneau sandwich . . . . .	63
2.11 Différentes formes de tête de pénétrateur . . . . .	64
2.12 (a) Tour de chute (b) capteur de force (c) frein à rebond pneumatique . . . . .	65
2.13 Modes d'endommagement sous une faible énergie d'impact avec différentes têtes de pénétrateur : (a) sphérique, (b) cylindrique, et (c) carré . . . . .	66
2.14 Modes de rupture . . . . .	67

2.15	Courbes force-temps dans le cas d'une énergie d'impact faible . . . . .	67
2.16	Courbes énergie-temps sous faible énergie d'impact . . . . .	68
2.17	Modes d'endommagement sous une énergie d'impact élevée avec différentes formes de pénétrateur : (a) sphérique, (b) cylindrique, et (c) carré . . . . .	69
2.18	Courbes force-temps sous une énergie d'impact élevée . . . . .	70
2.19	Courbes énergie-temps sous une énergie d'impact élevée . . . . .	70
2.20	Modes de rupture avec différentes vitesses d'impact : (a) 6,0 m/s (b) 7,0 m/s (c) 8,0 m/s . . . . .	71
2.21	Courbes force-temps pour différentes vitesses d'impact . . . . .	72
2.22	Courbes énergie-temps avec différentes vitesses d'impact . . . . .	72
2.23	Modes de rupture avec différentes épaisseurs de peau : (a) 4 mm, (b) 2.5 mm, et (c) 0 mm . . . . .	74
2.24	Courbes force-temps avec différentes épaisseurs de peau . . . . .	74
2.25	Courbes énergie-temps avec différentes vitesses d'impact . . . . .	75
2.26	Modes de ruptures des panneaux sandwichs : (a) panneau sandwich en peau d'époxy (b) panneau sandwich traditionnel . . . . .	76
2.27	Courbes force-temps des panneaux sandwichs en peau d'époxy et traditionnels .	77
2.28	Courbes énergie-temps des panneaux sandwichs en peau d'époxy et traditionnels	77
3.1	Résine MEDAPOXY et durcisseur utilisée pour l'élaboration des stratifiés. . . .	81
3.2	Renfort utilisés : (a) tissu de verre (b) tissu de carbone . . . . .	83
3.3	Découpage des tissus de carbone et de verre . . . . .	84
3.4	Préparation de la matrice . . . . .	84
3.5	Le moule . . . . .	85
3.6	l'imprégnation du renfort . . . . .	86
3.7	Disposition de l'arracheur et du feutre de drainage . . . . .	86
3.8	L'opération sous vide . . . . .	87
3.9	stratifiés . . . . .	87
3.10	Découpage des éprouvettes . . . . .	88
3.11	Polissage des éprouvettes . . . . .	88
3.12	séchage des échantillons . . . . .	88
3.13	Photographie d'un bloc de mousse d'aluminium . . . . .	89
3.14	Le découpage des éprouvettes par fil électrique . . . . .	90
3.15	Des échantillons cylindriques de la mousse . . . . .	90

3.16	Différents types de peau . . . . .	91
3.17	Résine Epoxy . . . . .	91
3.18	Déférentes types des panneaux sandwichs . . . . .	92
3.19	Configuration d'impact classique SHPB . . . . .	94
3.20	Configuration d'impact direct . . . . .	95
3.21	Montage expérimental : perforation inversée . . . . .	96
3.22	Photographie du projectile . . . . .	96
3.23	Dispositif de perforation dynamique . . . . .	97
3.24	Schéma du dispositif expérimental de perforation quasi-statique . . . . .	98
3.25	Photographie du support de l'essai quasi-statique . . . . .	99
3.26	Machine universelle de flexion de type ZWICK/ROELL Z010 . . . . .	99
3.27	Les éprouvettes destinées aux essais de flexion . . . . .	100
4.1	Courbes force-déplacements en régime quasi-statique . . . . .	104
4.2	Modes de rupture des stratifiés sous perforation quasi-statique . . . . .	106
4.3	Courbes force vs temps des stratifiés sous perforation dynamique . . . . .	108
4.4	Courbes force vs déplacement des stratifiés sous perforation dynamique . . . . .	108
4.5	Modes de rupture des stratifiés sous perforation dynamique . . . . .	111
4.6	Signaux force vs déplacement des stratifiés sous perforation dynamique et quasi-statique . . . . .	114
4.7	Comparaison des modes de rupture sous perforation (a) quasi-statique (b) dynamique . . . . .	115
4.8	Zone de rupture de l'éprouvette de flexion . . . . .	116
4.9	L'évolution à la déformation lors de la flexion . . . . .	116
4.10	Schématisation du mécanisme d'endommagement pour l'essai de flexion 3 points	117
4.11	Courbe force vs déplacement de la perforation quasi-statique de la plaque d'aluminium . . . . .	118
4.12	Courbe force vs déplacement de la perforation dynamique de la plaque d'aluminium	119
4.13	Mode de rupture de la plaque d'aluminium sous perforation dynamique . . . . .	120
4.14	Courbes force vs déplacement de la perforation quasi-statique de la mousse . . . . .	121
4.15	Mode de rupture de la mousse sous perforation quasi-statique . . . . .	121
4.16	Courbes force vs déplacement de la perforation dynamique de la mousse . . . . .	122
4.17	Mode de rupture de la mousse sous perforation dynamique . . . . .	122

---

4.18 Courbes force vs déplacement de panneau sandwich en peau d'aluminium sous perforation quasi-statique . . . . .	123
4.19 Courbes force vs déplacement des panneaux sandwichs en peaux composites sous perforation quasi-statique . . . . .	124
4.20 Modes de rupture des panneaux sandwichs sous perforation quasi-statique . . .	125
4.21 Courbes force vs déplacement de panneau sandwich en peau d'aluminium sous perforation dynamique . . . . .	126
4.22 Courbes force vs déplacement des panneaux sandwichs en peaux composites sous perforation dynamique . . . . .	127
4.23 Modes de rupture des panneaux sandwichs de peau en stratifiés (a) verre-époxy(b) carbone-époxy (c) hybride-verre (d) hybride-carbone . . . . .	128
4.24 Mode de rupture de panneau sandwich de peau en tôle d'aluminium . . . . .	129
4.25 Signaux force vs déplacement des panneaux sandwichs en peaux composites sous perforation dynamique et quasi-statique . . . . .	130
4.26 Courbes force vs déplacement du panneaux sandwich en peau d'aluminium sous perforation dynamique et quasi-statique . . . . .	131



## LISTE DES TABLEAUX

1.1	Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermoplastiques . . . . .	26
1.2	Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermodurcissables . . . . .	27
1.3	Caractéristiques Mécaniques des différents types du renfort . . . . .	31
1.4	Caractéristique mécaniques et géométriques de quelques Nids d'abeilles . . . . .	40
2.1	liste des numéros des échantillons et des paramètres . . . . .	63
3.1	Caractéristiques mécanique de la résine MEDAPOXY. . . . .	82
3.2	Caractéristiques des renforts utilisés . . . . .	83
3.3	différents composites élaborés . . . . .	87
3.4	Les différentes vitesses de déformation . . . . .	93
4.1	Tableau des caractéristiques mécaniques en flexion des différents composites . .	116

# INTRODUCTION GÉNÉRALE

## INTRODUCTION GÉNÉRALE

Les matériaux composites évoluent jour après jour. En effet, le développement et les changements rapides des produits, des pratiques technologiques et industrielles sont accompagnés par de nouvelles générations de matériaux.

Parmi les matériaux composites les plus utilisés actuellement figurent les matériaux sandwichs qui sont développés dans le but d'augmenter les propriétés mécaniques comme la rigidité en flexion d'une structure tout en minimisant la masse associée. Pour ce faire, une structure en sandwich se compose de deux faces minces rigides et résistantes séparées par un noyau (ou âme) léger plus épais. Ce type de structures s'avère particulièrement efficace pour supporter des charges de flexion et résister au flambage. Les matériaux sandwichs, sont de plus en plus utilisés dans la conception des structures minces. Ils s'avèrent être extrêmement polyvalents par la grande diversité de leurs constituants et la liberté de formes et de tailles en entraînant des solutions de choix dans des secteurs aussi variés tels que le secteur aéronautique.

La structure sandwich a été identifiée comme l'un des matériaux de protection potentiels pour l'absorption d'énergie et a de grandes applications dans l'industrie, comme la construction, l'aérospatiale, la fabrication automobile, l'armée. Le panneau sandwich en mousse d'aluminium a de larges perspectives d'application en raison de sa légèreté, de sa grande efficacité d'absorption d'énergie, de sa rigidité spécifique et de sa résistance spécifique plus élevées. Par conséquent, il est très important de bien comprendre les propriétés mécaniques, en particulier les propriétés dynamiques de ce type de matériau.

La caractérisation de la résistance des panneaux sandwichs aux grandes vitesses d'impact (et particulièrement de perforation/indentation) est alors primordiale pour optimiser les plaques fabriquées en différents matériaux (aluminium, titane ou polymères renforcés) dont l'âme est en matériaux cellulaires (mousses, agglomérés de sphères creuses, nids d'abeilles, etc.)[1].

Notre travail consiste à effectuer une analyse comparative du comportement mécanique d'une structure sandwich à différents matériaux de revêtements sous perforation. Cette étude est réalisée sur des plaques sandwichs constituées de deux peaux de huit plis réguliers. Les revêtements considérés sont des composites stratifiés et des tôles d'aluminium et l'âme est en mousse d'aluminium.

Pour mener à bien ce travail, nous avons jugé utile de diviser ce mémoire en quatre chapitres : Le premier chapitre présente une description générale des matériaux composites à structure sandwich, ses différents constituants et le rôle de chaque composant de ces structures.

Le deuxième chapitre est consacré à une synthèse bibliographique générale des travaux théoriques et expérimentaux sur le comportement des structures sandwichs en mousse d'aluminium sous des sollicitations d'impact à basse vitesse.

Le troisième chapitre, quant à lui, présente les matériaux de l'étude et les dispositifs expérimentaux utilisés.

Le quatrième chapitre regroupe les principaux résultats expérimentaux obtenus. On y retrouve aussi des discussions qui consolident et complètent certains points tirés de la recherche bibliographique sur le comportement des matériaux sandwichs soumises à des sollicitations d'impacts.

CHAPITRE

1

ÉTUDE BIBLIOTHÈQUE SUR LES  
MATÉRIAUX COMPOSITES TYPES  
SANDWICHES

# CHAPITRE 1

## ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE SUR LES MATÉRIAUX COMPOSITES TYPE SANDWICHES

### 1.1 Introduction

Au cours des dernières décennies, la réduction du poids des structures des aéronefs est devenue un enjeu important afin de réduire la consommation de carburant, les coûts et les rejets dans l'environnement. Pour répondre au besoin de réduction de poids dans la conception structurelle, les matériaux composites ont été de plus en plus utilisés dans les pièces structurelles primaires et secondaires à la place des alliages métalliques, tels que l'acier inoxydable pour les ailes d'avion, le fuselage, les stabilisateurs, les trappes de train d'atterrissage, les capots de moteur, etc [2].

Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on notera les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs se distinguent des autres matériaux comme les métaux, les céramiques et les polymères par le fait qu'ils sont constitués de deux peaux, de faibles épaisseurs. Ces peaux sont constituées de matériaux à relativement haute résistance et d'une âme beaucoup plus épaisse et de faible densité.

La construction des structures sandwichs a été largement utilisée dans l'aérospatiale et d'autres industries là où il est recommandé d'utiliser des structures légères à haute résistance et rigide à la flexion tout en gardant un faible coût de production.

Notre étude s'intéresse à des matériaux sandwich dont les peaux sont des plaques en aluminium et des stratifiés constituées en fibres de verre, carbone, hybride (verre/carbone) et résine époxyde, et dont l'âme est une mousse d'aluminium.

## 1.2 Définition d'un matériau sandwich

La norme ASTM C393 [3] définit la structure sandwich comme suit : « Une structure sandwich est une forme spéciale des composites laminés composés par différents matériaux collés les uns contre les autres dont le but est de compenser les propriétés de chaque composant permettant ainsi d'améliorer le comportement de toute la structure ».

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer deux "semelles", ou peaux, de faibles épaisseurs, présentant de bonnes caractéristiques mécaniques (module élevé, grande résistance) sur une âme creuse ou pleine en matériau alvéolé de faible densité qui constituée d'un matériau ou d'une structure légère présentant de bonnes propriétés de compression. En maintenant une distance constante entre les deux peaux, l'insertion de cette âme permet d'augmenter le moment d'inertie initial de la structure, et donc sa rigidité en flexion, tout en réduisant la masse globale pour de telles structures le rapport des épaisseurs du cœur  $e_c$  et des peaux  $e_p$  doit être limité entre 10 et 100 ( $10 \leq e_c/e_p \leq 100$ ), les peaux supportent les charges de flexion le coeur supporte les charges de cisaillement c'est La notion fondamentale d'une structure sandwich [4, 5].

L'adhérence des peaux et le cœur est un autre critère important pour le transfert des charges et pour le fonctionnement de la structure sandwich dans son ensemble [6].

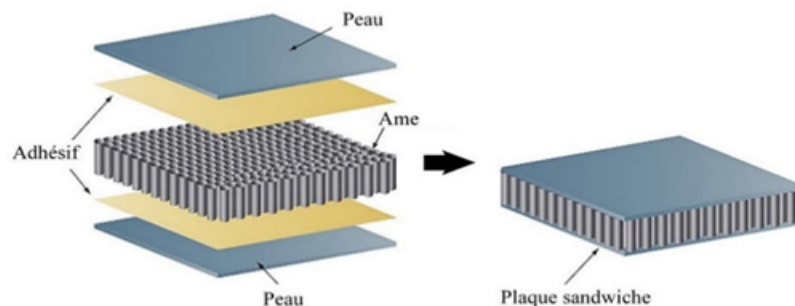


FIGURE 1.1 – Schéma d'un sandwich  
[7]

Dans les structures sandwichs, les peaux sont souvent identiques en terme de matériaux et d'épaisseur. Ces structures sont appelées des sandwichs symétriques. Cependant dans certains cas spéciaux les deux peaux peuvent avoir deux épaisseurs ou deux matériaux différents, ils sont variés suivant les conditions des chargements ou l'environnement du travail. Ces structures sont appelées des sandwichs asymétriques.

Une structure sandwich fonctionne de la même manière qu'une poutre traditionnelle de forme I, qui comporte une bande reliée à deux brides. La bande de liaison permet aux brides d'agir ensemble et de résister à des contraintes de cisaillement. Dans la structure sandwich le cœur et les peaux sont des matériaux différents. Le cœur fournit un support continu plutôt que d'être concentrées dans une bande étroite à la poutre traditionnelle.

Lorsque la structure sandwich est soumise à la flexion, les peaux fonctionnent ensemble pour résister contre le moment de flexion à l'externe, afin qu'une peau est chargée en compression et l'autre en traction. Le cœur résiste aux forces transversales, en même temps, que les peaux supportent et se stabilisent entre eux contre le flambement [8].

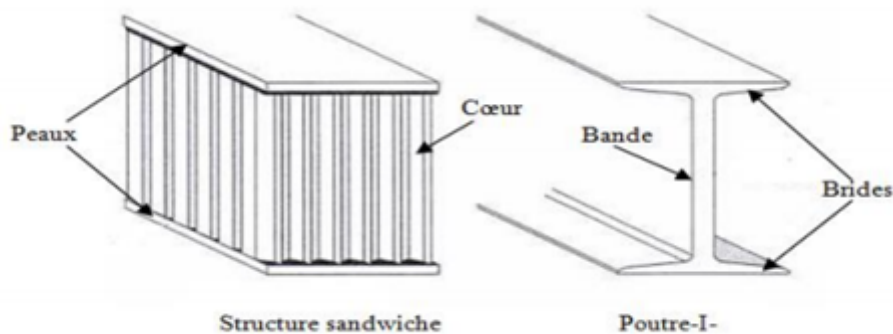


FIGURE 1.2 – Panneau sandwich comparée à une poutre sous forme I [8]

### 1.3 Les éléments constituant les panneaux sandwichs

Une structure sandwich est constituée généralement de trois composants de base possédant des propriétés différentes, mais complémentaires : les peaux, l'âme et l'adhésif [9].



### 1.3.1 Les peaux

Généralement obtenues sous forme de plusieurs couches ou monocouche. Les peaux ont pour but de reprendre les efforts de flexion traduit par des contraintes normales (traction ou compression), Les peaux du sandwich sont également utilisées pour protéger l'âme contre les menaces extérieures telles que les chocs, l'humidité, les attaques chimiques, etc. Elles sont constituées le plus souvent de :

#### 1.3.1.1 Peaux en matériaux composites stratifiés

Les matériaux composites sont des matériaux structurel composés d'au moins deux matériaux de natures différentes non miscibles ayant une forte capacité d'adaptation, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont les performances sont supérieures à celles des composants pris séparément, afin d'offrir aux utilisateurs les propriétés qu'ils recherchent. Dans le cas le plus général un matériau composite est constitué d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice.

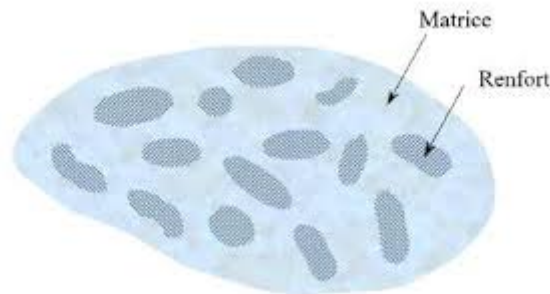


FIGURE 1.3 – Structure d'un matériau composite

Le composite stratifié ou multicouche est un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié. En effet, les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite stratifiés.

On pourra avoir des stratifiés de type :

- Equilibré : le stratifié contient autant de couches orientées suivant la direction  $+45^\circ$  que de couches orientées suivant la direction  $-45^\circ$ ,

- Symétrique : les couches du stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen (miroir),
- Orthogonal : le stratifié comporte autant de couches  $0^\circ$  que de couches à  $90^\circ$ .

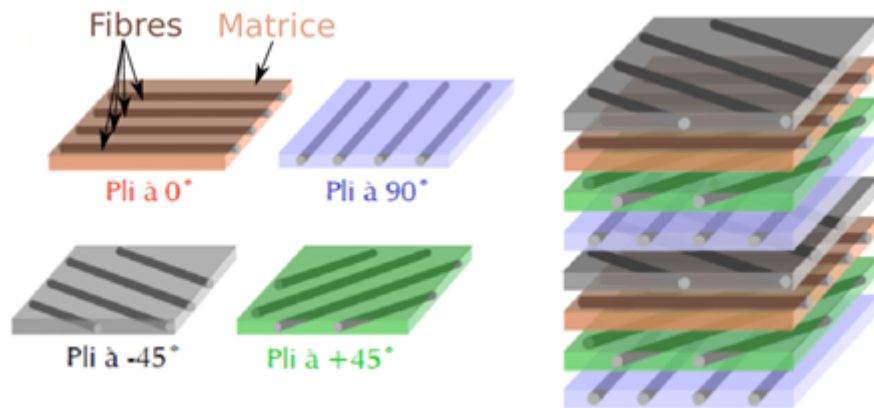


FIGURE 1.4 – Composite stratifié à base de plis unidirectionnel

L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale ce qui permet de mieux répondre aux sollicitations de la structure.

La nature et la séquence des couches sont déterminées par l'utilisation prévue de la structure sandwich. Les peaux sans rigidité naturelle de cisaillement ont pour but de reprendre les efforts de flexion qui se traduisent par des contraintes normales (traction ou compression).

### 1.3.1.2 Eléments constituant un matériaux composite stratifiés

#### 1- La matrice

La matrice a pour but d'assurer la cohésion et l'orientation entre les éléments du renfort et les maintenir dans une forme compacte, transmettre les efforts mécaniques au renfort et de les protéger contre l'abrasion et un environnement agressif (oxydation, corrosion, vieillissement humide...). A partir de la nature de la matrice les matériaux composites sont classés en trois grandes familles :

- Composites à matrice polymère qui constituent (résine thermodurcissable ou thermoplastique), de loin, les volumes les plus importants aujourd'hui à l'échelle industrielle [10],

- Composite à matrice céramique, réservés aux applications de très haute technicité et travaillant à haute température comme le nucléaire, le militaire le spatial ainsi que le freinage (freins céramiques),
- Composites à matrice métallique, pour quelques applications spécialisées.

Actuellement, dans l'étude des matériaux composites, la matrice la plus couramment utilisées est à base de polymère, plus précisément aux thermoplastiques et thermodurcissables.

Lorsqu'il s'agit de peaux en composites stratifiés, les fibres sont noyées dans une matrice à base de résine. Les résines utilisées dans les matériaux composites et plus particulièrement les sandwichs ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de les protéger des effets de l'environnement extérieur. Les résines doivent présenter une bonne aptitude à la déformation, une bonne compatibilité avec les fibres mais aussi avec une faible masse volumique afin de donner au matériau des propriétés mécaniques spécifiques élevées. Deux grandes classes de résines polymères existent : les résines thermoplastiques et les résines Les thermodurcissables.

#### - Les résines thermoplastique :

Les résines thermoplastiques (TP) ont des propriétés mécaniques médiocres, leur structure est constituée de chaînes linéaires polymères qui peuvent être facilement formées à l'état visqueux et solidifiées par refroidissement (changement physique).

La viscosité des résines thermoplastiques est environ 500 à 1000 fois supérieure à celle des résines thermodurcissables non durcies. Elles sont solides à température ambiante et peuvent être reformées et remodelées lorsqu'elles sont chauffées sans provoquer de réaction chimique [11]. Le tableau 1.1 montre les caractéristiques mécaniques des matrices thermoplastiques.

Matrice TP	Densité $gr/m^3$	Module d'élasticité MPa	Coefficient de poisson	Contrainte de repture (Traction) MPa	Allongement à la repture %
PP	900	1200	0.4	30	20à400
PRS	1300	4000	//	65	100
PA	1100	2000	0.35	70	200
PES	1350	3000	//	85	60
PEI	1150	3300	//	105	60
PEEH	1300	4000	//	90	520

TABLE 1.1 – Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermoplastiques [12]

- **Les résines Les thermodurcissables :**

Les matériaux thermodurcissables sont des matériaux insolubles et non fusibles qui sont durcis par la chaleur ou un catalyseur. Les thermodurcissables sont différents des thermoplastiques dans la mesure où ils ne peuvent pas être fondus et remis en forme par la chaleur.

Cette forme de résine a un module plus élevé, une meilleure résistance aux fluorures, une plus grande stabilité thermique et une plus grande résistance chimique que les résines thermoplastiques en raison des liaisons covalentes tridimensionnelles entre les chaînes de polymères (changement chimique). Elles sont également fragiles à température ambiante et ont une faible ténacité à la rupture [11]. Le tableau 1.2 représente les caractéristiques mécaniques des matrices thermodurcissables.

Matrice TD	Densité $gr/m^3$	Module d'élasticité MPa	Module de cisaillement MPa	Coefficient de poisson	Contrainte de repture (Traction) MPa	Allongement à la repture %
Epoxyde	1200	4500	1600	0.4	130	2
Phénolique	1300	3000	1100	0.4	70	2.5
Polyester	1200	4000	1400	0.4	80	2.5
Polycarbonate	1200	2400	//	0.35	60	//
Vinylester	1150	3300	//	//	75	4
Silicon	1100	2200	//	0.5	35	//
Uréthane	1100	700à7000	//	//	30	100
Polyimide	1400	4000à19000	1100	0.35	70	1

TABLE 1.2 – Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermodurcissables [12]

## 2- Renfort

Le renfort est le composant clé des composites qui supporte la plus grosse partie des efforts mécaniques, il possède généralement une bonne résistance à la traction mais une faible résistance à la compression en apportant une haute résistance mécanique et une bonne rigidité au matériau. De plus, peut offrir d'autres propriétés intéressantes telles qu'une faible résistance diélectrique, haute température, ou résistance au fluage [7].

Il peut se présenter sous de nombreuses formes [13] :

- Particulaire, charges sous forme de microbilles, de fibres broyées, d'écailles ou de poudre micro ou nano particulaire,
- Fibres courtes, pour les renforts surfaciques non texturés tel que le mat,
- Fibres continues pour les renforts texturés tels que les tissus (taffetas, sergé et satin), ou les renforts unidirectionnels tels que les nappes.

Les différentes familles du renfort couramment rencontrés est indiquée sur la Figure 1.5

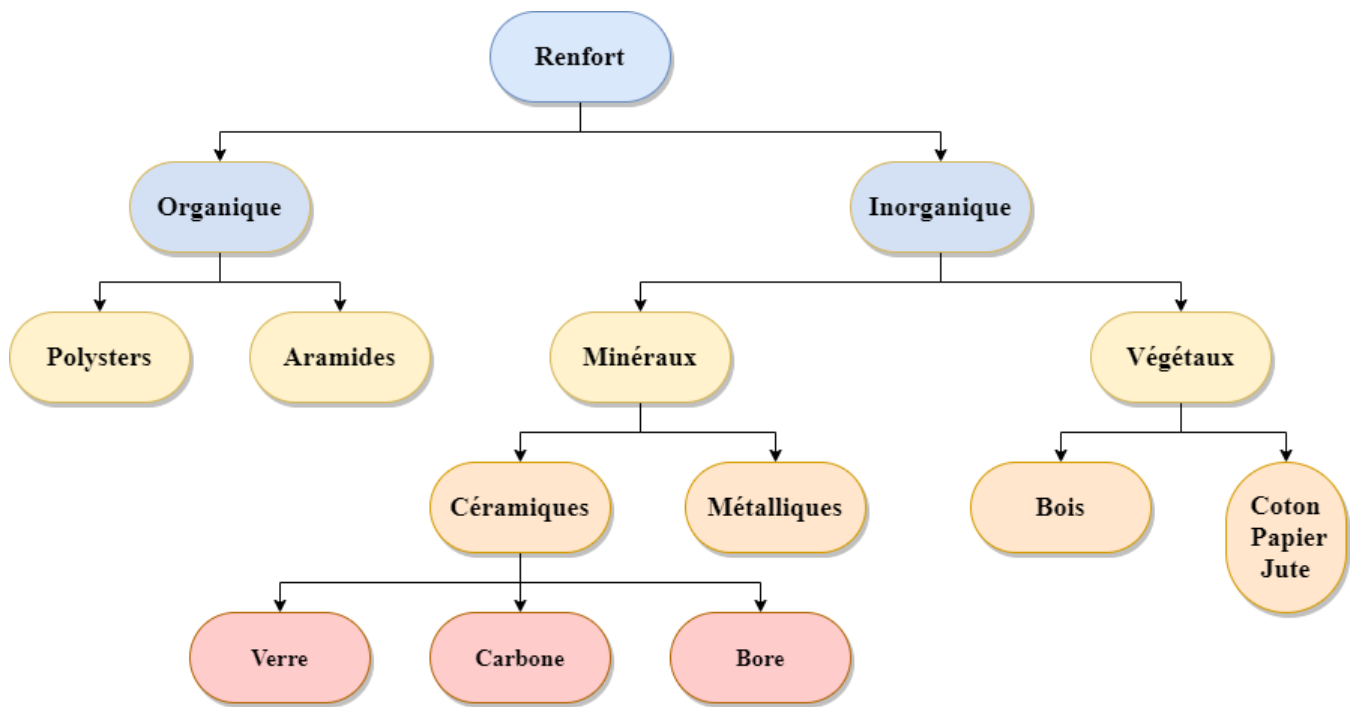


FIGURE 1.5 – Différentes familles de renfort

Il existe plusieurs types de fibres parmi lesquelles, on trouve :

- Fibres de verre :

Le verre sous forme massive est caractérisé par une très grande fragilité, attribuée à une sensibilité élevée à la fissuration. Par contre, élaboré sous forme de fibres de faibles diamètres (quelques dizaines de micromètres), le verre perd ce caractère et possède alors de bonnes caractéristiques mécaniques [14], Ces fibres sont à faible coût de production et Leur fabrication se fait en général à partir d'un verre filable par extrusion du verre au travers d'une filière percée de trous de 1 à 2mm de diamètre, puis étirées jusqu'à obtenir des diamètres de 5 à 15mm, enduites et bobinées [12].

On distingue différents types de fibres selon la proportion de chaque composant ( $\text{SiO}_2$ ,  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ,  $\text{B}_2\text{O}_3$ ,  $\text{CaO}$ ,  $\text{MgO}$ ) [12, 15] :

- \* Verre E : utilisé pour les composites de grande diffusion, il possède de bonnes propriétés diélectriques,
- \* Verre D : il est utilisé pour la fabrication de circuits imprimés et aux applications de construction, en raison de ses propriétés diélectriques,
- \* Verre C : il est très résistant chimiquement et est principalement utilisé pour les applications anticorrosion,

- \* Verre R ou S : il est destiné pour les composites hautes performances, à cause de leur haute résistance mécanique (du fait de sa résistance en traction et son module d'élasticité supérieurs aux autres fibres de verre).



FIGURE 1.6 – Ruban de fibres de verre

- Les fibres de carbone :

L'utilisation de la fibre de carbone se développe dans de nombreuses applications hautes performances, notamment dans l'aérospatiale, les articles de sport et une variété d'applications commerciales et industrielles, les composites de carbone ont réduit les coûts totaux du système en réduisant la maintenance, en accélérant les vitesses de traitement et en améliorant la qualité des produits, des vitesses de traitement plus rapides et une fiabilité accrue [16]. En outre, les fibres de carbone ont une excellente tenue en température, en atmosphère non oxydante. En effet, leurs caractéristiques mécaniques sont maintenues jusqu'à 1 500 °C environ. Cette propriété a conduit à développer des composites fibres de carbone/matrice de carbone, à haute tenue thermique, utilisés dans les tuyères de fusée, les plaquettes de freins (camions, formule 1, avions), les éléments de fours, etc. [10]

L'une des propriétés les plus avantageuses de toutes les fibres de carbone est leur résistance supérieure à la fatigue dans les composites. Contrairement aux fibres de verre ou fibres de verre ou d'aramide.

La fibre de carbone est fabriquée par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile).

Il existe deux types de fibres en fonction de la température de combustion :

- \* Fibres haute résistance (HR) : pour une combustion de 1000 à 1500 °C,
- \* Fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C [10].

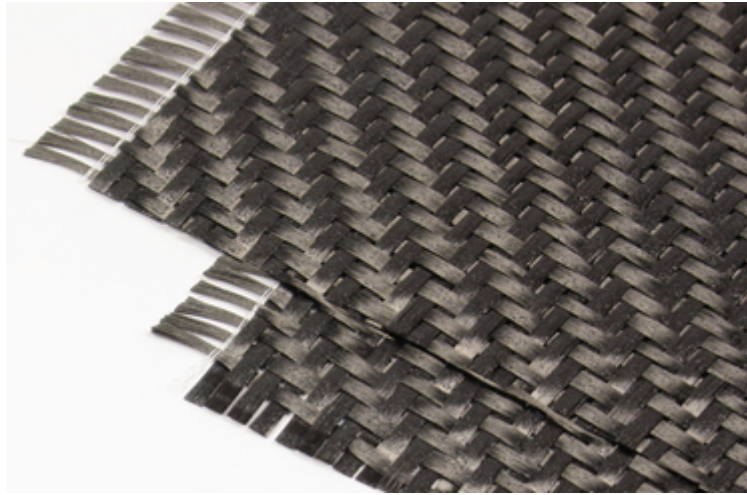


FIGURE 1.7 – Tissu de fibres de carbone

- Les fibres d'aramide ou Kevlar :

Les fibres d'aramide sont produites par polymérisation de polyamides, ayant des modules allant de 60 à 180 GPa, qui sont utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles et dans le renforcement pour les composites hautes performances. Leur utilisation est limitée par diverses faiblesses des matériaux composites à fibres aramides tel que, une résistance faible à la compression, à la flexion et au flambement, une sensibilité au cisaillement inter laminaire.

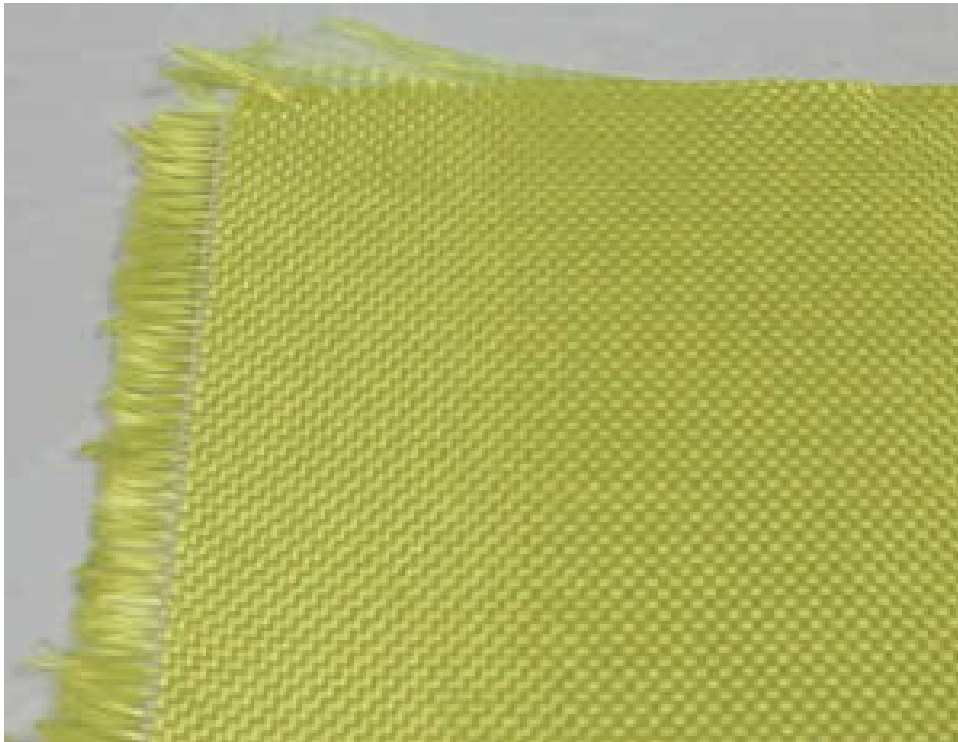


FIGURE 1.8 – Tissu de fibre d'aramide



Le tableau 1.3 présente les caractéristiques mécaniques des différents types de renfort :

Types de renfort	Densité $gr/m^3$	Module d'élasticité MPa	Module de cisaillement MPa	Coefficient de poisson	Contrainte de repture (Traction) MPa	Allongement à la repture %	Diamètre de filament $\mu m$
Verre E	2600	73000	30000	0.25	2500	3.5	16
Verre R	2500	86000	//	0.2	3200	4	10
Carbon HM	1800	390000	20000	0.35	2500	0.6	6.5
Carbon HR	1750	230000	50000	0.3	3200	1.3	7
Keclar 49	1450	130000	12000	0.4	2900	2.3	12
Bore	2600	400000	//	//	3400	0.8	100

TABLE 1.3 – Caractéristiques Mécaniques des différents types du renfort [12]

### 1.3.1.3 Les procédés de mise en œuvre des matériaux composites

Il existe plusieurs procédés pour concevoir un matériau composite, les plus utilisés sont :

- **Moulage par contact**

Le principe consiste à disposer dans un moule les renforts (sous forme de mat ou de tissu) imprégnés manuellement d'une matrice thermodurcissable. Les pièces, de formes quelconques, peuvent être réalisées avec une cadence très faible[9].

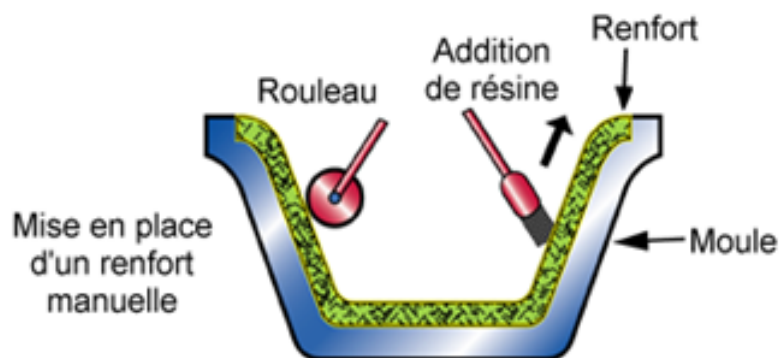


FIGURE 1.9 – Schéma du moulage par contact

- **Moulage par projection simultanée**

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifié et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé. La couche de fibres imprégnés de résine est ensuite compactée et éboulée au rouleau cannelé. Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient [9]

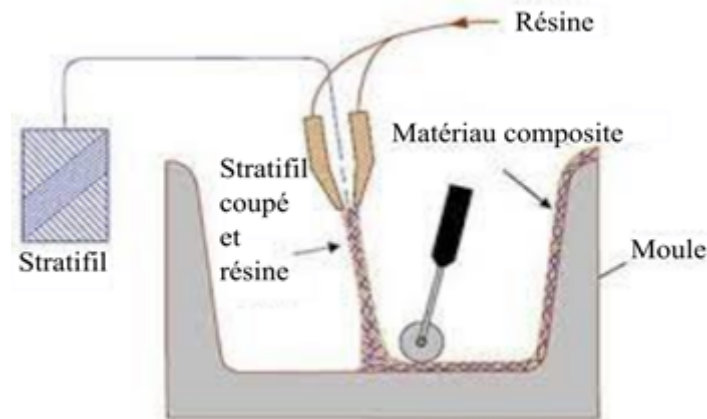


FIGURE 1.10 – Moulage par projection simultanée

- **Injection thermodurcissable BMC**

Le moulage du compound est réalisé entre moule et contre moule chauffé à température entre 140 à 170°C sous une pression de 50 à 100 bars. Les avantages : réalisation de grandes séries, peu de finition.

Le compound : c'est de la résine, de la fibre coupée et de la charge [10].

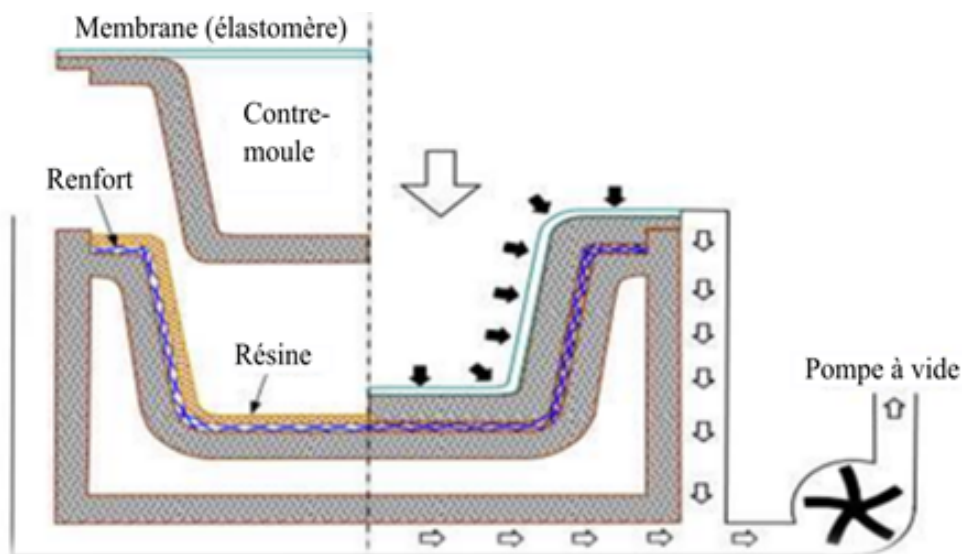


FIGURE 1.11 – Injection thermodurcissable BMC

- **Compression thermodurcissable SMC**

Le principe consiste à déposer des feuilles de pré imprégnées dans un contre moule chauffé, de comprimer le matériau avec un moule chauffé, polymérisation puis éjection de la pièce. Les avantages : coût matière, propriétés mécaniques et thermiques. Les limites sont l'aspect, le dimensionnement des presses et la finition [10].

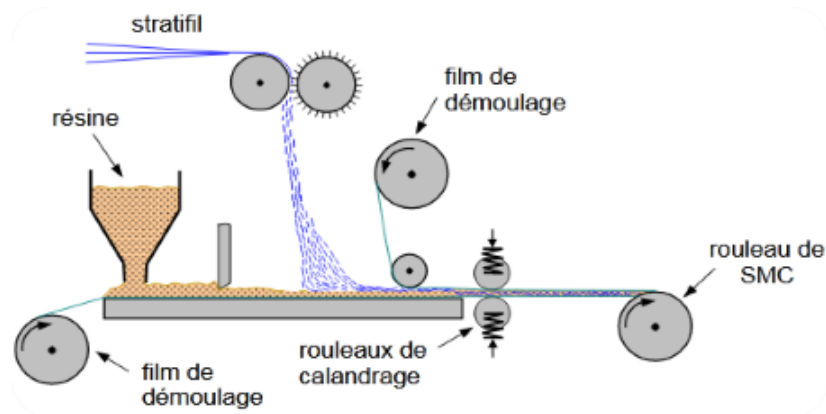


FIGURE 1.12 – Compression thermodurcissable SMC

- **Enroulement filamentaire (ou bobinage)**

Technologie pour les HP. Le principe consiste en un enroulement sous tension sur un mandrin, tournant autour de son axe de fibres continues préalablement, imprégnées d'un liant. Les avantages sont la disposition optimale des renforts, les très bonnes propriétés mécaniques, possibilité de réaliser des pièces de grandes dimensions des surfaces internes lisses [10].

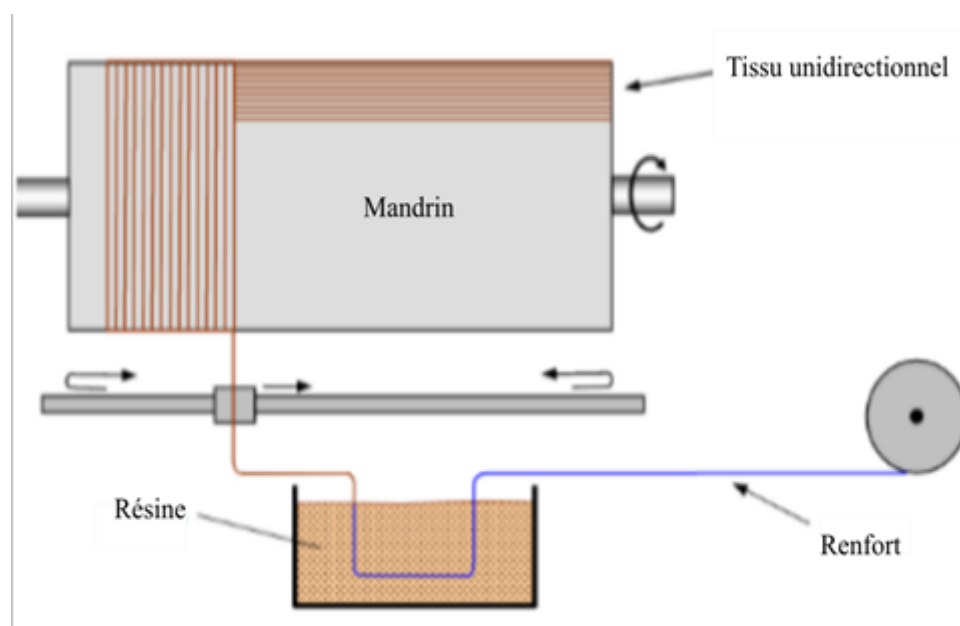


FIGURE 1.13 – Enroulement filamentaire (ou bobinage)

Il existe d'autres procédés : pultrusion, "drapage" en autoclave, centrifugation, stratification en continu, thermoformage sous vide et estampage. . .

#### 1.3.1.4 Mécanisme d'endommagement des composites

[17]

Les mécanismes d'endommagement d'un matériau composite ne sont pas uniformément présents au sien du matériau. Ils dépendent notamment de la sollicitation, de l'architecture des constituants et de l'orientation des plis.

La rupture finale d'un composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires :

- La rupture des fibres.
- La rupture de la matrice.
- La rupture de l'interface fibre/matrice.

Généralement, un mécanisme n'est pas isolé, mais divers mécanismes coexistent. Ces mécanismes se développent suivant la nature des matériaux et les conditions de sollicitations mécaniques imposées.

- Rupture de fibre

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque les contraintes de traction  $\sigma_f$  dans une fibre atteignent la contrainte à la rupture  $\sigma_{fu}(\sigma_{fr})$  de la fibre. La rupture de la fibre produit une concentration de contrainte au voisinage de la rupture. La redistribution de ces contraintes, est par conséquent le processus de la rupture résultant, dépend principalement : de la contrainte à rupture des fibres, de la capacité de la matrice à absorber l'énergie libérée, des propriétés de l'interface fibre/matrice, etc. La figure 1.14 montre les différents processus de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre.

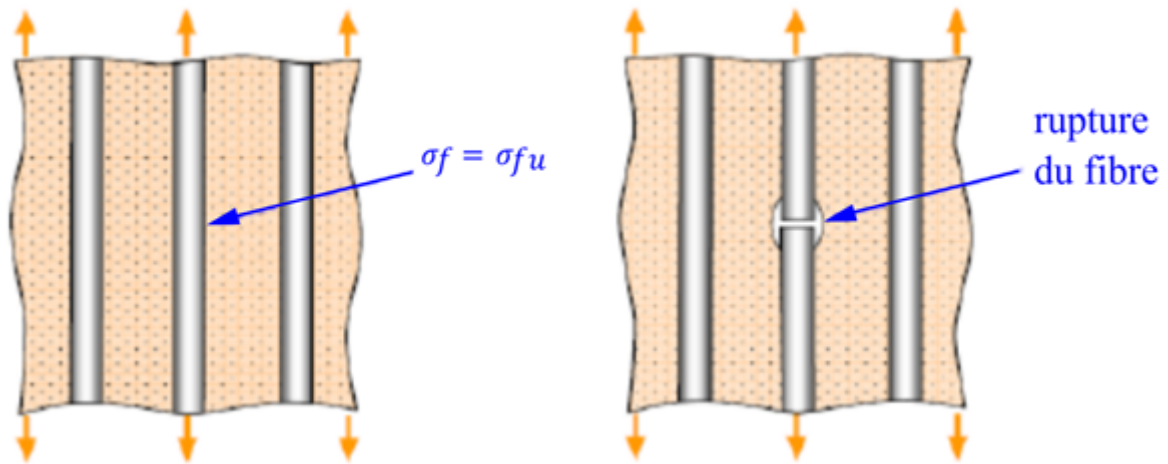


FIGURE 1.14 – Rupture de fibre

- Rupture de la matrice

Les matrices organiques étant des matériaux ductiles. La rupture finale intervient, après une initiation de la fissure et sa progression, dès que la contrainte à la rupture  $\sigma_{mr}$  est atteinte. Ces fissures prennent naissance aux défauts présents dans les matériaux lors de son élaboration. En traction longitudinale, la fissuration de la matrice est soit transverse dans le cas où  $\sigma_m$  dans la matrice atteint la contrainte à la rupture en traction ; soit longitudinale dans le cas où la contrainte à la rupture en cisaillement est atteinte (figure 1.15). Ce dernier mode ne se produit que dans le cas où la contrainte de décohésion de l'interface est supérieure à la contrainte en cisaillement de la matrice. Dans le cas contraire, il y aura alors décohésion de l'interface.

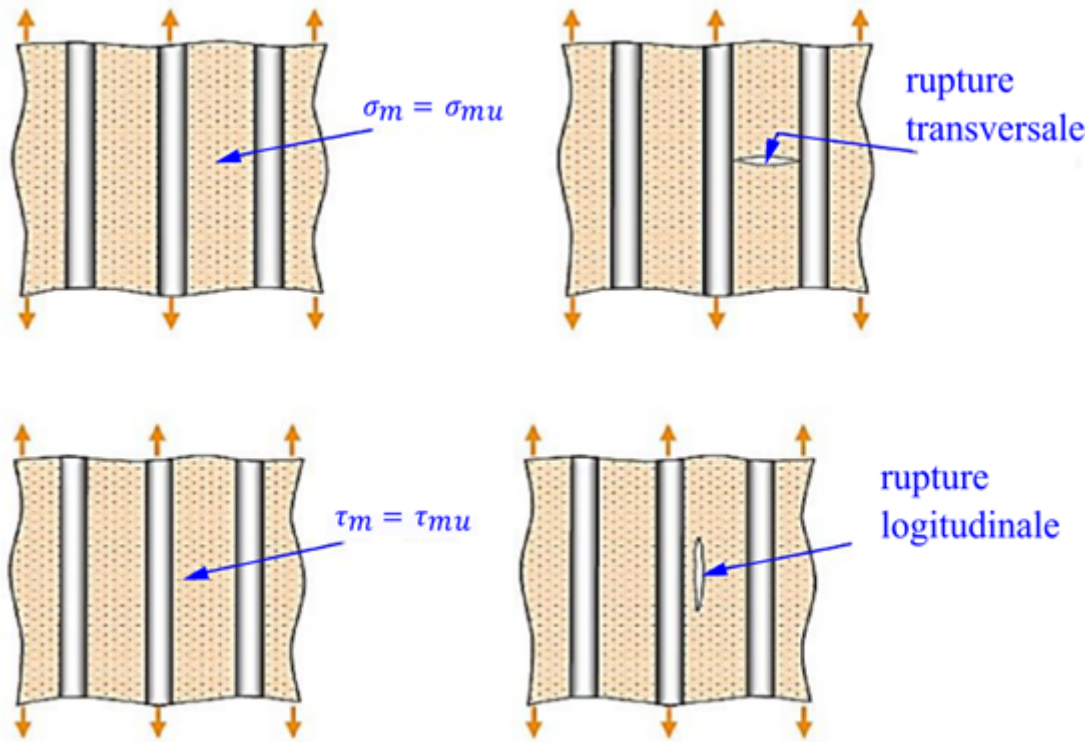


FIGURE 1.15 – Rupture de la matrice

Pour des déformations assez faibles sous charges cycliques, seules la matrice est endommagée par l'apparition de plusieurs fissures. On parle de mode de fissuration dispersé (figure 1.16). Par contre, pour les contraintes élevées, les fibres se cassent et permettent la propagation de fissures. C'est le mode de rupture localisé.

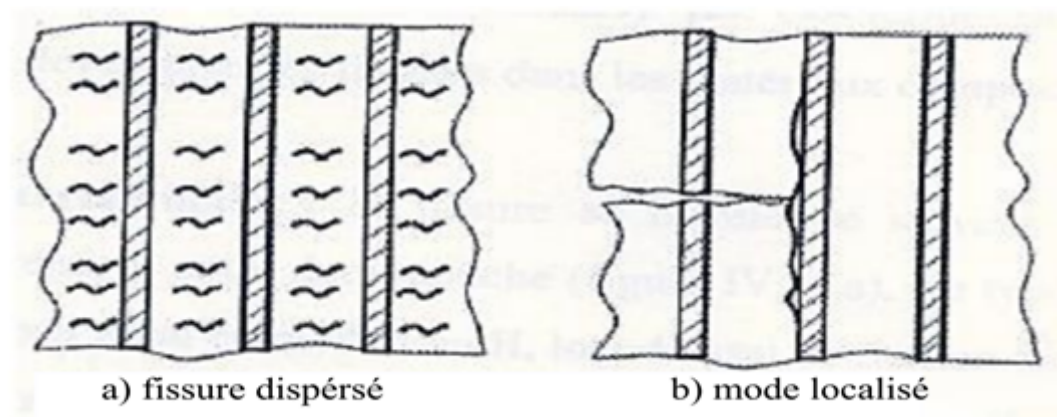


FIGURE 1.16 – Modes de fissuration de la matrice

- Décohésion fibre/matrice

Dans un polymère renforcé par les fibres unidirectionnelles, la décohésion de l'interface intervient lorsque la contrainte de cisaillement  $\tau$  dans la matrice atteint la contrainte de décohésion, et cela arriver quand cette dernière est inférieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice  $\tau_m$

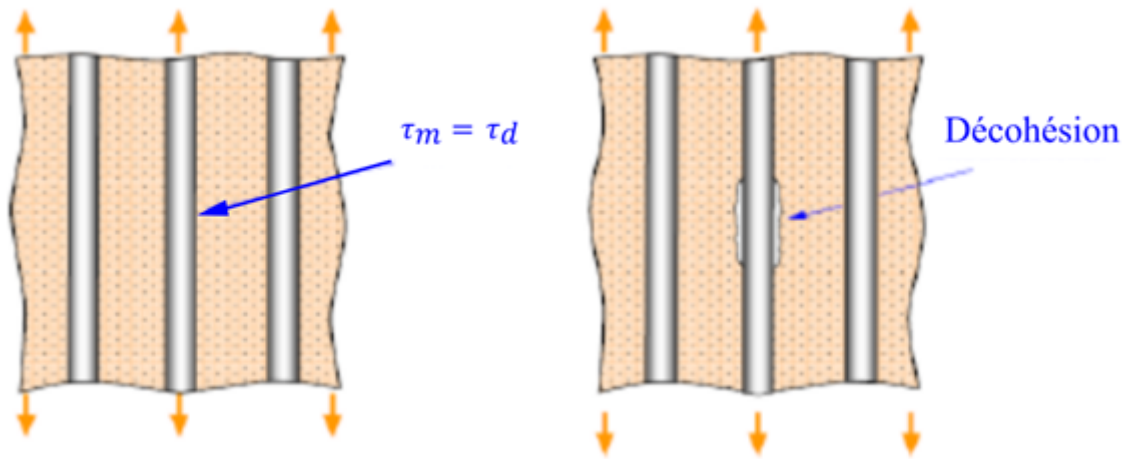


FIGURE 1.17 – Décohésion fibre-matrice

### 1.3.1.5 Peaux en feuilles métalliques

Les peaux en matériaux métalliques ont des caractéristiques dures, rigides et déformables physiquement. Il existe les peaux en matériaux ou alliages métalliques. Font partie de cette catégorie le fer, l'acier, l'aluminium, le cuivre, le bronze, la fonte et autres. Mais également les alliages d'aluminium destinés au carroyage, les alliages d'aluminium destinés à la fonderie, les alliages de cuivre, les alliages ferreux, les aciers, les zincs et les alliages de zinc. Ce sont tous des bons conducteurs de chaleur, d'électricité. Parmi peaux les en matériaux métallique, on cite :

- Les peaux en acier

Les peaux d'une structure sandwich en acier présentent une grande variété de structures et donc de propriétés physiques, mécaniques et chimiques. La principale propriété de ces aciers est leur excellente résistance à la corrosion, ce qui leur donne une durée de vie quasi exceptionnelle dans la très grande majorité des milieux. A cette propriété fondamentale, ajoutent les caractéristiques mécaniques élevées à hautes comme à basses températures (résistance mécanique, ductilité, ténacité...). En raison de leur résistance à la corrosion et de leurs finis de surface de tout premier rang, les aciers jouent un rôle prépondérant dans l'industrie aéronautique.

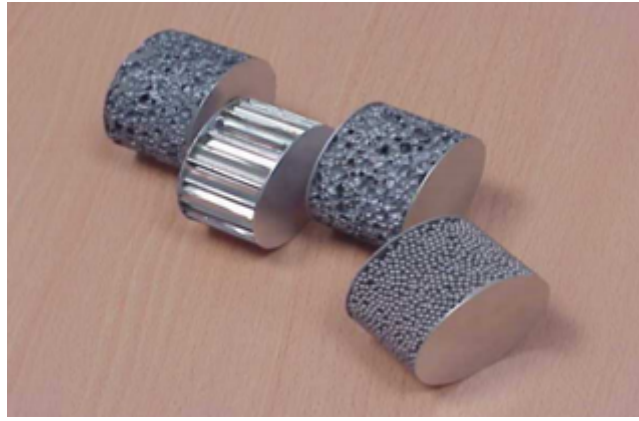


FIGURE 1.18 – Exemples des sandwichs en peaux d'aluminium [1]

### 1.3.2 L'âme

L'âme a en général une très faible résistance à la flexion. Son but est de reprendre les efforts de compression et de cisaillement. Par conséquent, il est recommandé d'utiliser des âmes cellulaires telles que des mousses, des nids d'abeilles et d'autres structures similaires. La taille des cellules peut être changée pour modifier le volume de l'âme, ce qui permet d'obtenir un degré de rigidité et de résistance au cisaillement et à la compression qui peut être ajusté selon les besoins.

Les matériaux d'âme les plus utilisés se présentent principalement sous deux formes [10] :

- Âmes pleines, parmi lesquelles on trouve le balsa (ou bois cellulaire), diverses mousses cellulaires et des résines chargées de microsphères creuses de verres (mousses syntactiques)

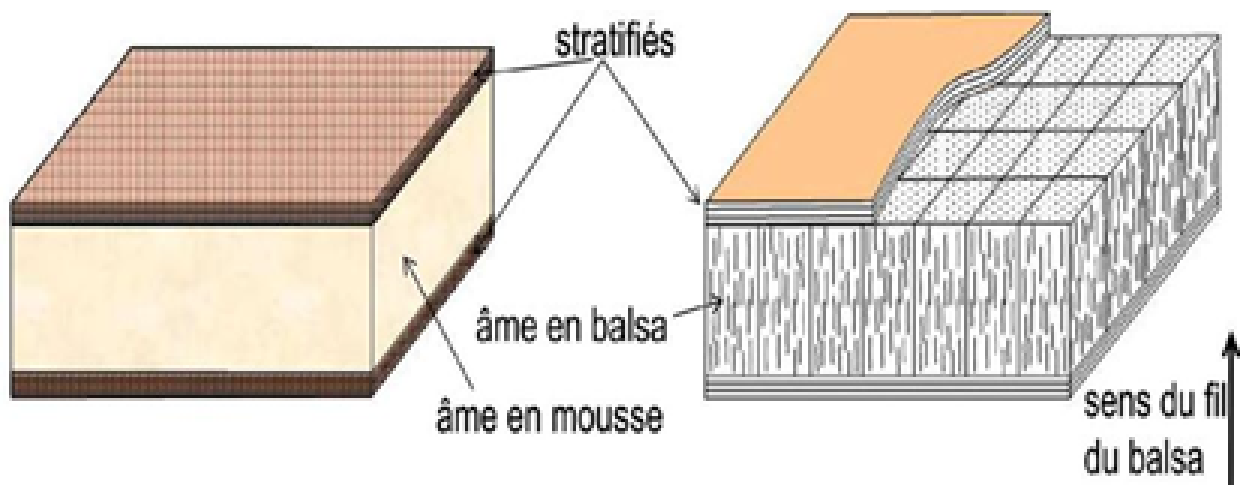


FIGURE 1.19 – Plaques sandwichs à âmes pleines



- Âme creuses, essentiellement de type nid d'abeilles et profilé (réseaux métalliques légers, réseaux en papier enduit ou non, réseaux en polycarbonate et en polypropylène).

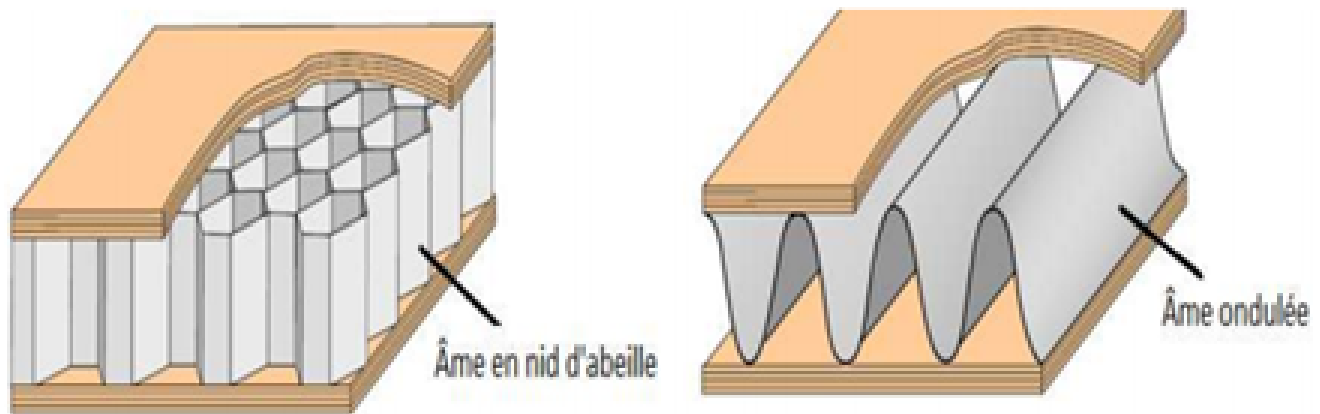


FIGURE 1.20 – Plaques sandwiches à âmes creuse

La variété d'élaboration de sandwich dépend de la structure du cœur. Il peut être d'un matériau quelconque ou d'une forme d'architecture quelconque, mais ils sont généralement classés en plusieurs types; cœur en mousse ou solide, cœur en nid d'abeille, cœur en carton ondulé et treillis.

### 1.3.2.1 Âme en nid d'abeilles

Le nid d'abeilles représente un solide cellulaire plane et périodique en deux dimensions qui peut être constituée en divers matériaux comme le papier et l'aluminium. Une telle géométrie découle d'une technique d'obtention relativement simple, une feuille mince ou clinquants partiellement encollés puis empilés subissent ensuite une expansion.

Le nid d'abeilles peut être réalisé avec tout matériau plat et mince, ainsi plus de 500 types différents de nid d'abeilles ont été fabriqués [18]. Les matériaux en nid d'abeilles les plus couramment utilisés sont [19] :

- Les nids d'abeilles métalliques (alliage léger, acier ...) sont moins onéreux et plus résistants,
- Les nids d'abeilles non métalliques (carton imprégné de résine phénolique, papier Nomex, feuille de polyamide, tissus de verre imprégnés ...) sont insensibles à la corrosion et sont de bons isolants thermiques et acoustiques grâce à l'air emprisonné dans les alvéoles.

Les nid d'abeilles ont des propriétés excellentes, mais leurs difficultés résident dans leurs formations ainsi que dans leurs prix élevés.

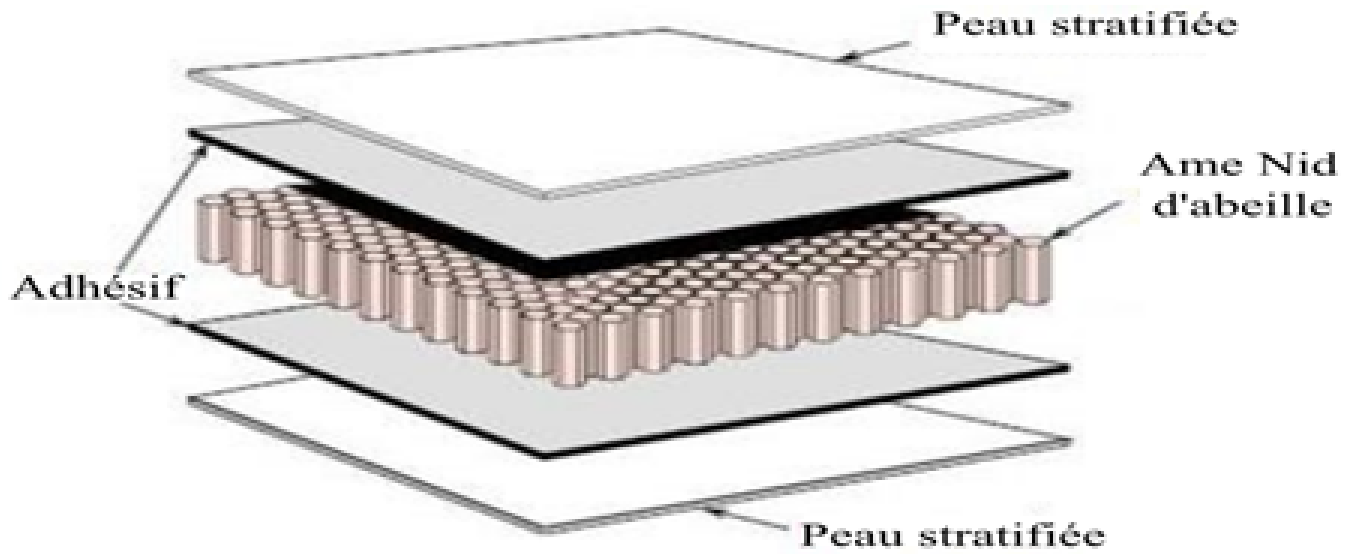


FIGURE 1.21 – Panneau sandwich en nid d'abeille

Le Tableau 1.4 résume les caractéristiques mécaniques et géométriques de quelques nids d'abeilles les plus utilisés [1].

	Feuilles de Polyamide encollées Nomex	Alliage léger AlMg3	Alliage léger AlCu4Mg
cercle inscrit ( <i>mm</i> )	6 :8 :12	4	6
Masse volumique ( <i>Kg/m<sup>3</sup></i> )	64	80	46
Résistance à la repture en cisaillement $\zeta_{rupxz}$ ( <i>MPa</i> )	1.7	3.2	1.5
Module de glissement $G_{xz}$ ( <i>MPa</i> )	58	520	280
Résistance à la repture en cisaillement $\zeta_{rupyz}$ ( <i>MPa</i> )	0.85	2	0.9
Module de glissement $G_{yz}$ ( <i>MPa</i> )	24	250	140
Résistance à la repture en compression $\sigma_{rup}$ ( <i>MPa</i> )	2.8	4.4	2

TABLE 1.4 – Caractéristique mécaniques et géométriques de quelques Nids d'abeilles

### 1.3.2.2 Âme en mousses

Une mousse est définie comme un matériau qui contient des pores (ou cellules) de gaz ouvertes ou fermées relativement régulières entourées par une matrice dense qui est généralement un liquide ou un gaz. Les mousses sont des matériaux qui sont très utilisés grâce en particulier à leur faible densité. Grâce à leur couplage structure poreuse et nature physico-chimique elles accèdent à des gammes de propriétés physiques leur permettant de répondre à des besoins industriels impossibles à atteindre avec des matériaux denses.

Il existe 3 sortes de mousse :

- Mousse à porosité fermée : les pores sont isolés à l'intérieur du matériau et ne permettant aucune perméabilité, Il n'y a pas d'interconnexion entre 2 pores voisins,
- Mousse à porosité ouverte : les pores sont composés de vides inters communicants connectés à la partie Extérieure du matériau, Les pores ne sont pas complètement enfermés par des faces pleines, il y a donc des interconnexions entre les pores voisins,
- Mousses réticulées : Les mousses réticulées sont similaires aux mousses à pores ouverts, cependant elles ne présentent pas de pores mais des réticulations.

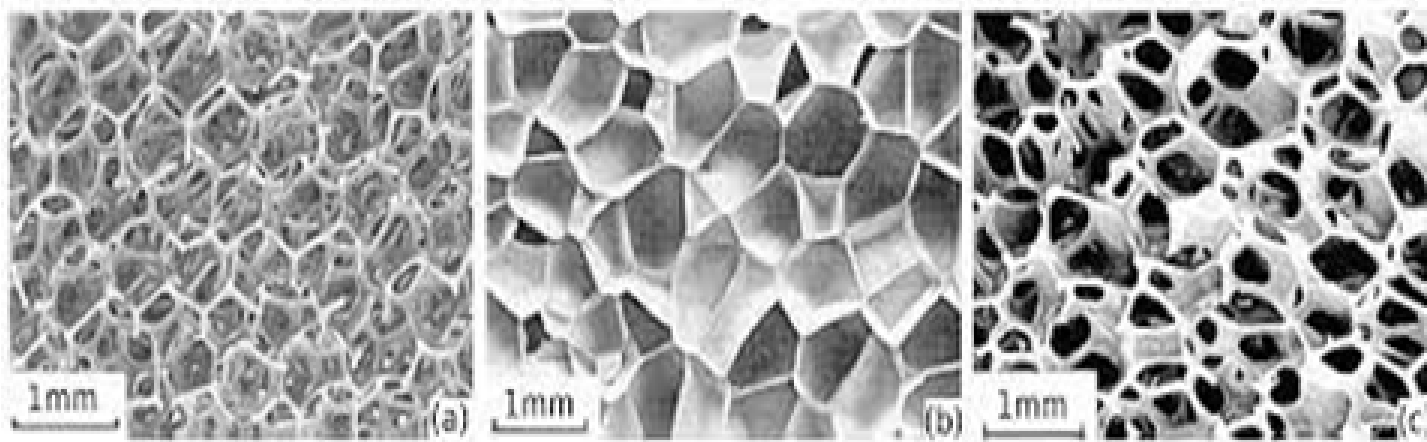


FIGURE 1.22 – Trois types de mousses à base de polyéthylène avec une porosité (a) ouverte (b) fermée (c) ouverte et fermée

[20]

Voici les propriétés les plus intéressantes que les mousses ont à offrir [21] :

- L'allégement : Les mousses organiques ont de très faibles densités. Elles permettent donc une diminution du poids d'une structure, tout en assurant la conservation des propriétés mécaniques de celle-ci,
- L'isolation phonique : Elle est augmentée à l'aide des tortuosités et cheminements introduits par les pores, de préférence ouverts,

- D'autres propriétés, dues principalement à la nature de la matrice, sont aussi à considérer : tenue à la température, au feu, aux agents chimiques...
- L'isolation thermique : Celle-ci est améliorée par la présence des pores, idéalement fermés, nombreux, et de taille réduite. Ils assurent une discontinuité au sein de la structure. Ainsi, la conductivité thermique abaisse considérablement.

La figure 1.23 compare la densité et la conductivité thermique entre les mousses et d'autres matériaux, sur cette figure on voit qu'une des caractéristiques des mousses est la faible conductivité thermique. Cela permet une isolation thermique fiable et économique.

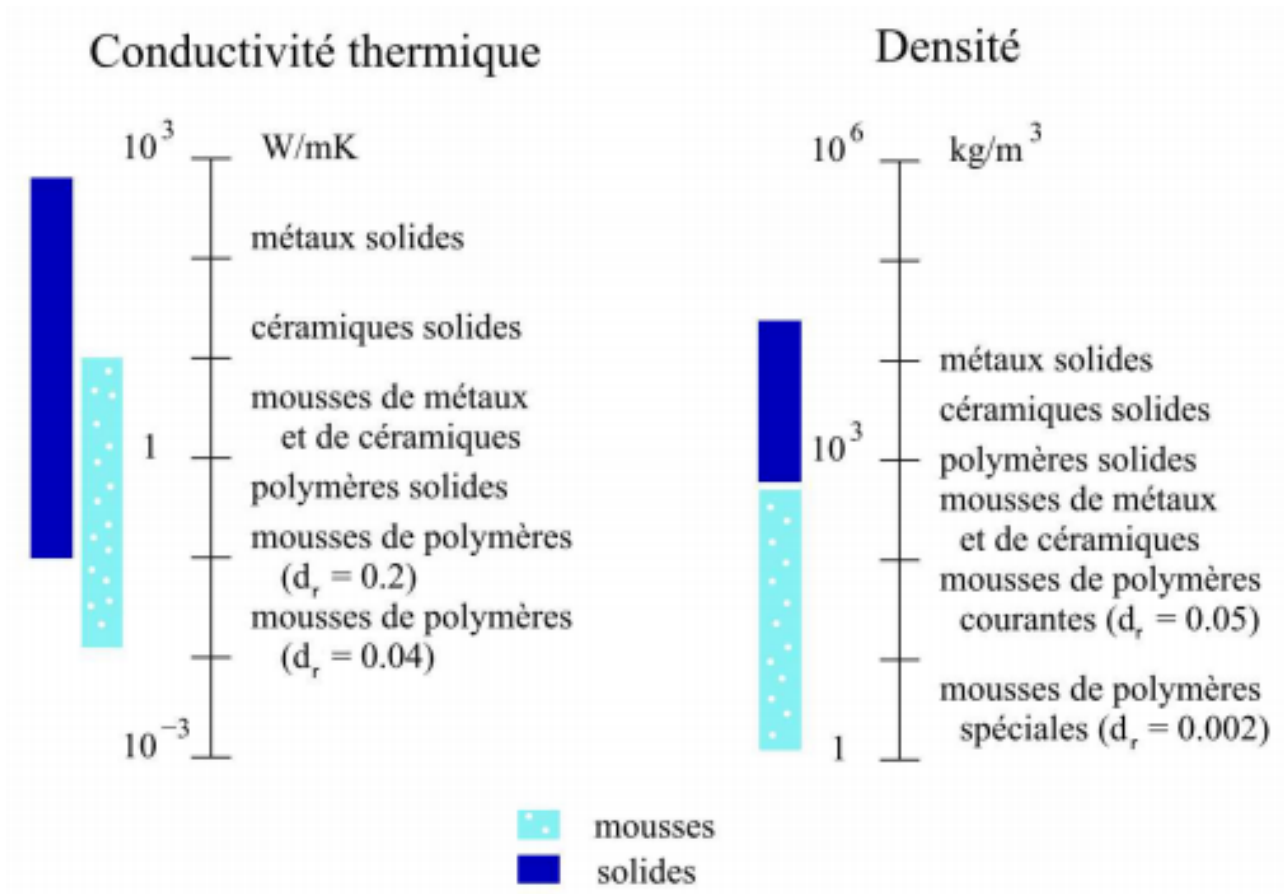


FIGURE 1.23 – Schéma comparatif de la conductivité thermique et de la densité des mousses et des solides

[20]

### Les mousses peuvent être de nature

- **Organique**

Les mousses polymères sont les plus utilisées et, parmi celles-ci, on trouve principalement les polymères suivants : polyuréthane (PU), polypropylène (PP), polyéthylène (PE), poly(chlorure de vinyle) (PVC), polystyrène expansé (PSE), mélamine formal-

déhyde (MF), polyimide (PI), copolymère éthylène/acétate de vinyle (EVA), et élastomères tels que le latex. Les structures de ces mousses sont également diverses, car elles dépendent des procédés de fabrication. La majorité des polymères étant aujourd'hui très simples à fabriquer, de nombreux procédés et formulations ont été développés pour obtenir les dimensions et formes souhaitées, que ce soit en termes de microstructure (cellules fermées ou ouvertes, par exemple) ou d'usinage (profilés, etc.). Les applications sont innombrables : emballages, mousses de confort (rembourrages de siège, ...), protections des chocs (casques, ...), joints étanches, éponges absorbantes, isolants thermiques et acoustiques (âmes de panneaux, ...), ... [22].

- **Métallique**

Les mousses métalliques sont des matériaux cellulaires décrits comme un ensemble de cellules vides, chacune étant entourée par des arêtes ou des parois solides pouvant contenir jusqu'à 95% de vide [23]

Les mousses métalliques ont été largement développées car elles diffèrent des mousses à base de polymères sur plusieurs points. Elles sont, en effet, extrêmement résistantes aux chocs mécaniques ainsi qu'aux dégradations (thermiques, biologiques ou chimiques). Elles sont principalement produites en aluminium, mais aussi en nickel, acier, titane, ou cuivre. Des mousses à cellules ouvertes et fermées sont aussi disponibles. Elles sont très utilisées dans des composites lorsqu'une grande résistance aux chocs est demandée, ainsi que dans les échangeurs de chaleur grâce à leur excellente conductivité thermique et à leur résistance chimique. Les mousses métalliques se distinguent par leur faible masse volumique, par leur rigidité significative et par leurs performances intéressantes des points de vue acoustiques, mécaniques et thermiques [24].

- **Céramique**

Les mousses céramiques à base d'alumine, de carbure de silicium (SiC), de zircone, de mullite et autres, se sont aussi ouvertes un grand marché. Elles étendent encore les propriétés offertes par les mousses de par leurs très grandes résistances chimiques (notamment à la corrosion) et thermiques, leurs faibles densités et leur comportement diélectrique très différent de celui des mousses métalliques. Elles sont utilisées principalement en tant qu'isolants en milieux extrêmes, supports de catalyseurs, filtres, bioréacteurs, senseurs de gaz, ...

\* Procédés de fabrications des mousses

Il existe des mousses de polymères, en céramique, en verre, et même en composite, Dans le cadre de cette étude on s'intéresse par les mousses métalliques. Pour fabriquer des mousses

métalliques, de nombreux procédés ont été développés. L'état physique du métal lors de sa mise en forme (liquide, solide, gazeux ou ionique) pourrait être un critère de classification de ces procédés. La Figure 1.24 classe les différents procédés de fabrication de métaux cellulaires par état initial de la matière.

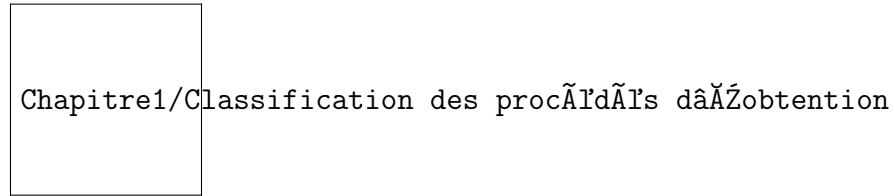


FIGURE 1.24 – Classification des procédés d'obtention des mousses métalliques  
[25]

Les mousses sont obtenues généralement par plusieurs méthodes. Parmi ces procédés :

- roduction de mousses métalliques par introduction de gaz dans un liquide

Lorsque du gaz est introduit dans un liquide, des bulles se forment, qui se stabilisent ensuite à l'intérieur de la matrice. Le liquide est ensuite refroidi ou réticulé pour le figer et former ainsi la mousse solide. L'introduction de gaz dans le métal liquide peut se faire par deux moyens :

- L'insufflation directe de gaz au moyen d'une lance, de capillaires. . .
- L'introduction d'un produit sous forme de poudre, appelé agent moussant, dont la décomposition forme un gaz lorsqu'il est introduit dans un métal liquide. Il s'agit typiquement d'un produit dont la décomposition (qui libère un gaz) se fait à une température inférieure ou égale à celle du bain de métal dans lequel il est introduit.

D'autres particules stabilisantes peuvent être introduites dans le bain pour former des mousses stables, tels que des particules de carbure de silicium SiC, d'oxyde d'aluminium Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> ou d'oxyde de magnésium MgO. Cette addition fait augmenter la viscosité du métal coulé et permet à la mousse de se figer. On utilise souvent de l'air pour créer les bulles, mais on peut également utiliser du dioxyde de carbone, de l'oxygène, un gaz inerte ou même de l'eau.

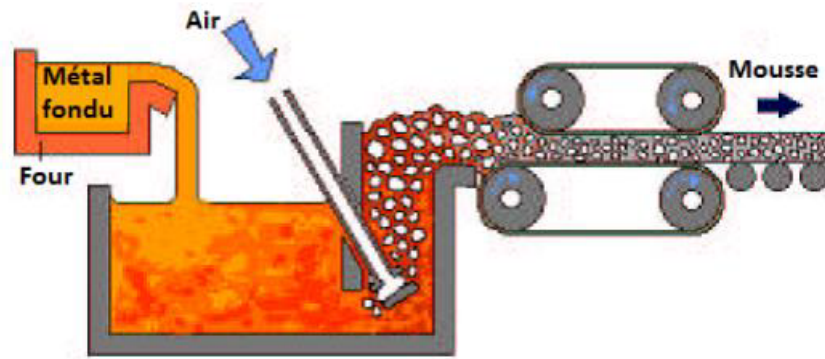


FIGURE 1.25 – Mise en œuvre d'une mousse d'aluminium par injection de gaz [26]

- Production de mousses par infiltration

L'infiltration est une technique dans laquelle un métal est coulé dans un réseau de porosités dont la forme est globalement celle d'une mousse. Ce réseau est obtenu par moulage. Ce sont les techniques d'obtention de mousses les plus proches de la fonderie conventionnelle. Il peut être distingué deux sous-divisions de ces procédés, dont la différenciation provient de la façon de réaliser le moulage [27] :

- L'infiltration de préformes ou de sphères creuses, aboutissant à des mousses aux pores semi-ouverts dites syntactiques, Dans les procédés d'infiltration d'une préforme, des granules ou des billes, dénommées « précurseurs », sont introduites dans le moule d'une pièce que l'on souhaite cellulaire. Leur empilement, en vrac, crée ce qui est appelé la « préforme ». N'occupant pas tout l'espace, ces précurseurs forment un réseau de porosités qui va ensuite être infiltré par le métal pour en prendre la forme. Une fois la pièce solidifiée, les précurseurs en sont extraits pour obtenir un matériau cellulaire

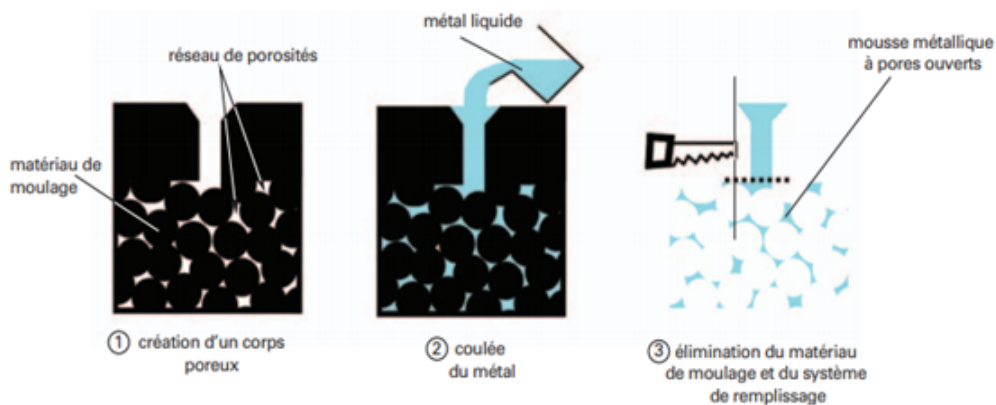


FIGURE 1.26 – Principe de fabrication d'une mousse métallique à pores ouverts par un procédé d'infiltration

[27]

- L'infiltration d'un moule à modèle perdu, donnant des mousses avec des pores ouverts (les éponges métalliques), le moulage à modèle perdu est une technique permettant d'obtenir des pièces de très grande précision en fonderie. Il consiste à fabriquer le modèle d'une pièce en matériau pouvant être fondu ou brûlé, puis à créer une carapace autour de ce modèle. Ce dernier est ensuite brûlé ou liquéfié pour être évacué et laisser place à une empreinte pouvant être remplie de métal (qui a la même forme que le modèle de départ). Ce procédé est aussi employé dans le cadre de la fabrication de mousses métalliques.

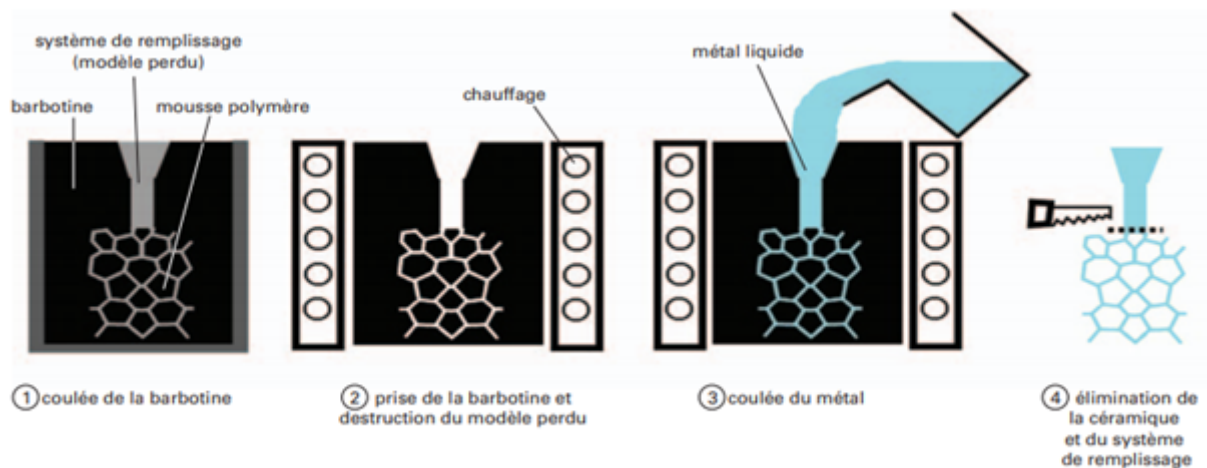


FIGURE 1.27 – Principales étapes de fabrication d'une mousse par infiltration d'un réseau poreux réalisé à partir d'un modèle perdu

[27]

- Les procédés basant sur un agent moussant

L'agent moussant est un composé stable en poudre à une température ambiante, qui libère un gaz lors de sa décomposition à une température élevée.

→ Voie fonderie

Le déroulement du processus peut être décomposé en plusieurs étapes, comme le montre la figure 1.28 [27].

- 1 La fusion du métal destiné à la production de la mousse,
- 2 Traitement par l'ajout de calcium (entre 1% et 3% en masse) permet la formation d'inclusions micrométriques (films d'oxyde et intermétalliques) nécessaires à la stabilisation de la mousse,
- 3 Introduction de l'agent moussant (par exemple TiH<sub>2</sub>) dans la masse fondue tout en assurant une agitation très rapide 1400tr/min. Le mélange placé dans une cuve chauffée et confinée pour que l'hydrure puisse se décomposer et engendrer des porosités. La pression dans la chambre est ajustée pour contrôler la croissance



- des bulles et pour limiter la taille des pores,
- 4 Le refroidissement de la mousse produite s'effectue soit à l'air libre, soit avec de l'eau,
  - 5 Le découpage permet d'obtenir des plaques avec dimensions précises.

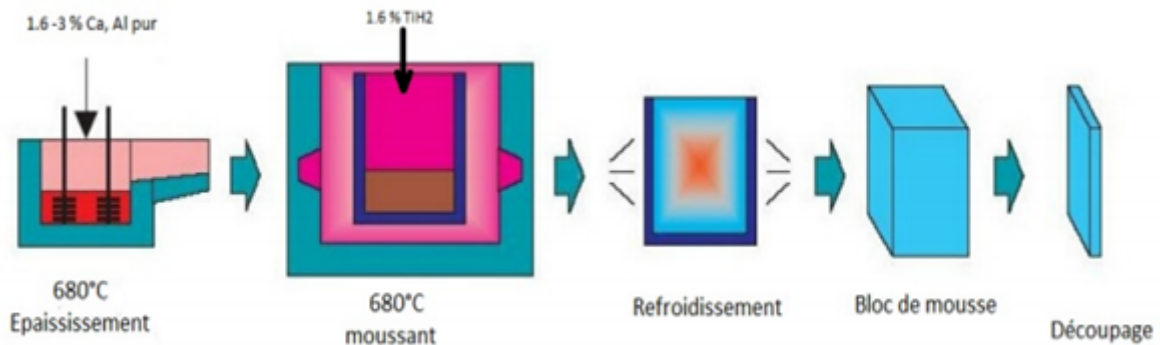


FIGURE 1.28 – Processus d'élaboration d'une mousse métallique par voie fonderie [28]

→ Voie métallurgie des poudres

Cette technique a été mise au point pour l'aluminium par l'Académie slovaque des sciences sous le nom d'Alulight® et par l'IFAM sous le nom de Foaminal®. Comme dans le processus de moussage d'un liquide obtenu par le procédé de fonderie, l'agent moussant couramment utilisé est l'hydrure de titane TiH<sub>2</sub>, mélangé à un pourcentage de 0,6% en poids. L'hydrure de zirconium ZrH<sub>2</sub> peut également être utilisé. La technique de métallurgie des poudres ressemble beaucoup à la technique de moussage par introduction d'un agent moussant dans un métal liquide obtenu par coulée. Les fondements physiques (stabilisation, gazage, drainage, coalescence, etc.) restent les mêmes et les produits utilisés sont souvent similaires [28].

La fabrication de mousses métalliques par cette technique se fait en cinq étapes, comme le schématise la figure 1.29 [27].

- 1 Mélange de manière homogène une poudre métallique avec un agent moussant (sous forme de poudre ou de granulats),
- 2 Compactage par compression uniaxiale ou isostatique (à chaud ou à froid) extrusion ou laminage pour obtenir un produit préliminaire. Le précurseur doit avoir la densité la plus élevée possible afin que le gaz ne puisse pas s'échapper pendant la phase de moussage,
- 3 Mise en forme du précurseur (découpage),

- 4 Chauffage à une température proche du point de fusion de la matrice métallique (soit entre le liquidus et le solidus, soit légèrement au-dessus du liquidus) afin que l'agent gonflant se décompose et fait mousser le métal,
- 5 Refroidissement rapide pour figer le métal dans un état moussant.

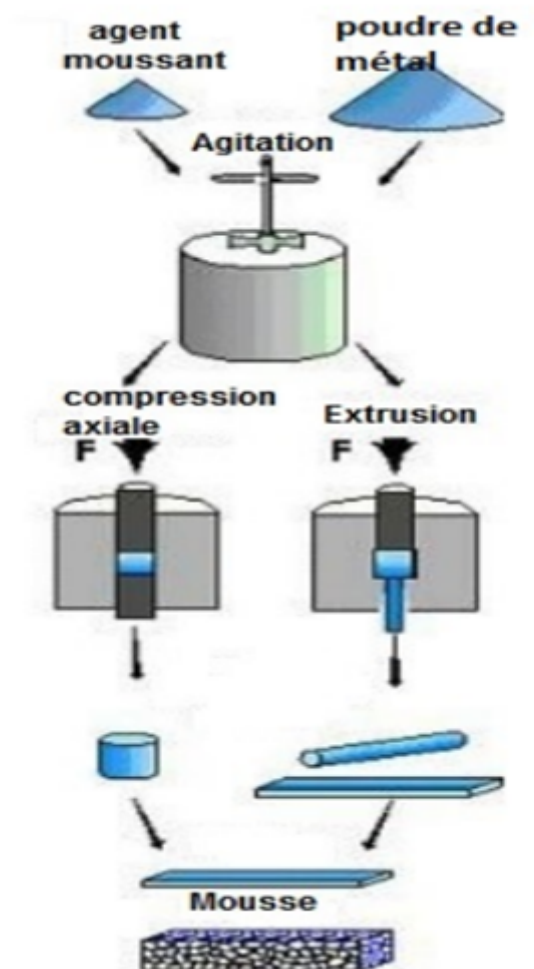


FIGURE 1.29 – Processus d'élaboration d'une mousse métallique par métallurgie des poudres [27]

### 1.3.2.3 Âme en Bois

Il est utilisé pour sa très bonne résistance à la compression notamment pour les supports d'accastillage. Le balsa est la variante la plus utilisée pour sa légèreté :  $100\text{kg}/\text{m}^3$  de masse volumique. L'inconvénient du matériau bois est sa porosité.



FIGURE 1.30 – Panneau Sandwich à âmes en bois

### 1.3.3 L'adhésif

L'élément final, dont l'importance est jugée également cruciale, est le film adhésif. Ce film forme la liaison entre l'âme et les peaux. Cette liaison doit être continue sans porosité et d'épaisseur constante. Par ailleurs, une capacité suffisante pour s'opposer à la déformation est nécessaire afin de transmettre des sollicitations mécaniques. Mais, aussi elle doit être suffisamment élastique pour absorber et atténuer les impacts. En pratique, l'épaisseur de l'adhésif est limitée entre 0.025 et 0.2 mm [19].

Permet un bon assemblage des structures ainsi qu'une bonne transmission des contraintes d'un environnement à l'autre. La capacité à résister au cisaillement doit être une de ses principales caractéristiques. L'utilisation d'une résine auto-adhésive peut être utilisée pour éviter l'insertion de cette troisième phase dans le cas de peaux composites.

### 1.3.4 Techniques d'assemblages des matériaux sandwichs

#### 1.3.4.1 Le collage de peau sur l'âme

[26] Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme-peaux de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage des sandwichs par collage reste un procédé très répandu, qui consiste à associer à l'aide d'un adhésif l'âme et les peaux préalablement préformées. L'assemblage est réalisé selon la Figure 1.31 par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence

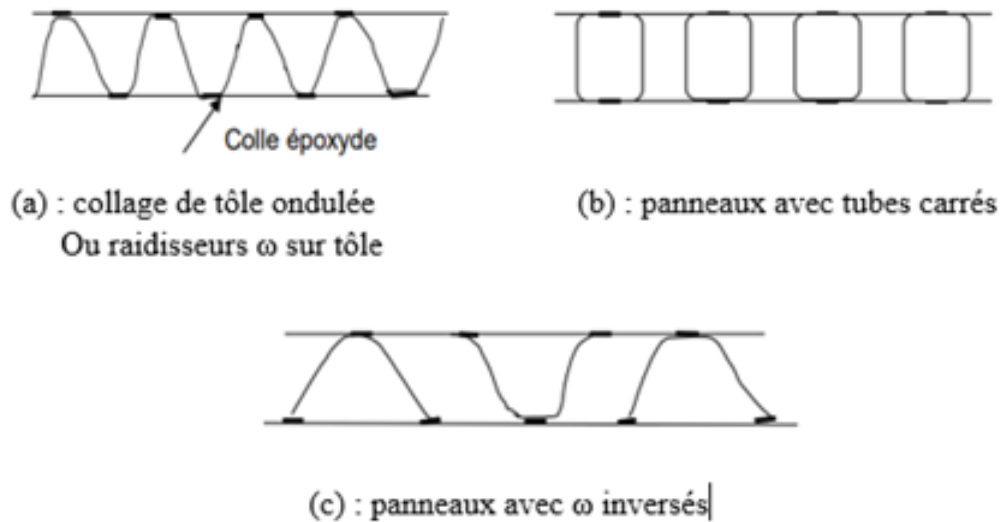


FIGURE 1.31 – panneaux réalisés par collage à partir de divers profils

#### 1.3.4.2 Technique de pliage

Après mise en œuvre les panneaux sandwichs peuvent être formés par pliage comme il est indiqué sur la (Figure 1.24), La première étape consiste à enlever une bande de largeur  $x$  sur l'une des peaux.

Un adhésif est ensuite appliqué sur l'âme ainsi dénudée. La pièce est alors bridée en position pliée jusqu'à polymérisation totale de la colle. Une résine de remplissage, de type époxyde, éventuellement allégée par incorporation de microballons, peut être utilisée dans les angles [27].

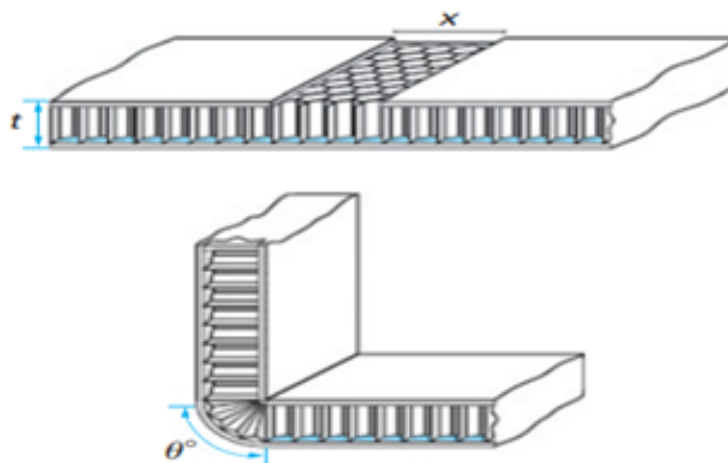


FIGURE 1.32 – Méthode de pliage de sandwichs  
[29]

## 1.4 Domaines d'application des matériaux sandwichs

Les structures sandwich composites se répand de plus en plus dans les applications aéronautiques, automobiles, aérospatiales, marines, ainsi que dans le secteur de génie civil sous forme des éléments d'isolation intérieure, car ces structures présentent d'excellents rapports rigidité/poids qui permettent de réduire le poids et la consommation de carburant. Elles présentent également résistance structurelle élevée aux chocs car elles sont capables d'absorber de grandes quantités de d'énergie en cas de collision soudaine. Les chercheurs du monde entier étudient diverses combinaisons de matériaux de l'âme et des feuilles de surface afin d'améliorer la résistance aux chocs.

En aéronautique, des conteneurs de fret aérien et de bagages, dont les peaux sont constituées de plis croisés de fibres de verre unidirectionnelles imprégnés de polypropylène et d'âme en nid d'abeilles en PP sont développés afin de surmonter le poids lourd et les inconvénients des conteneurs métalliques classiques [30]. Des chariots légers pour avion constitués de structures sandwiches en lin avec des propriétés ignifuges améliorées sont développés pour des raisons d'allègement et de réduction de la consommation de carburant [31], nous prenons l'exemple du Boeing 787 qui consomme 20% moins de carburant que les modèles conventionnels en aluminium. Cet avion est fabriqué à partir d'environ 50% de composites par rapport à son prédécesseur, le 777 avec seulement 12%. La plupart des composants de la structure primaire de l'avion nécessitent une résistance élevée d'où l'utilisation de fibre de carbone renforcé et du polymère formant une structure sandwich rigide et résistante. Les structures secondaires, telles que les intérieurs de cabine, ne requièrent pas d'exigences élevées de résistance donc les structures sandwichs en polymère renforcé de fibres de verre qui coûtent moins cher sont utilisées [32].

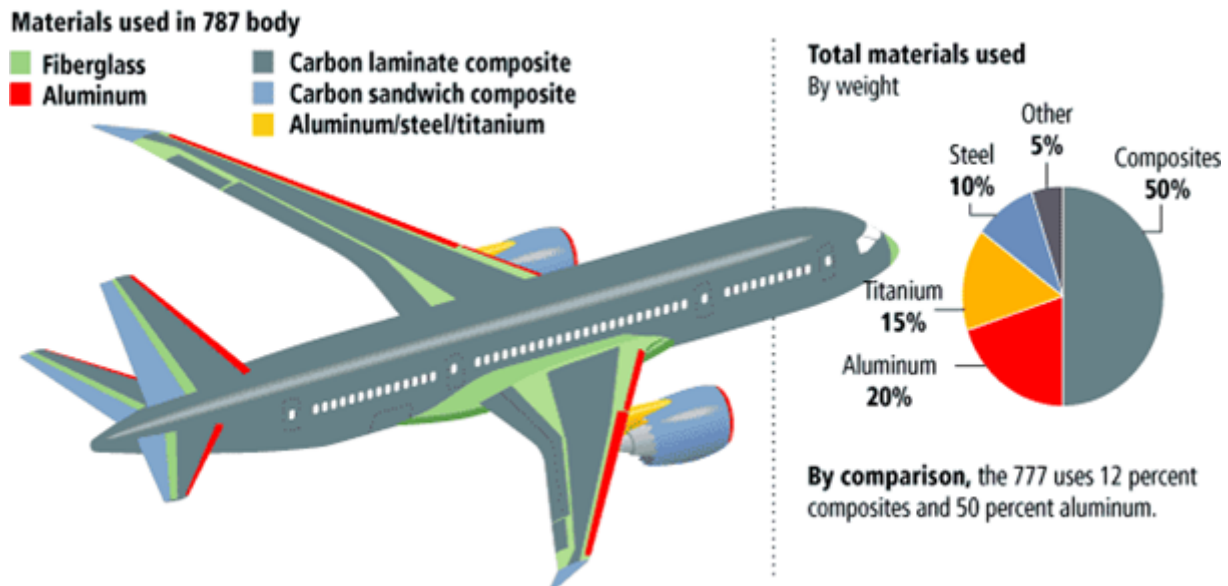


FIGURE 1.33 – Représentation picturale des matériaux utilisés pour construire le Boeing 787

En industrie automobile, Volkswagen fabrique les planchers de chargement du Tiguan en peaux renforcées en mats de fibres de verre et en âme à nid d'abeilles en carton, le tout pour moins de  $3 \text{ kg/m}^2$ . Telle structure a favorisé une baisse de poids allant jusqu'à 80% par rapport aux planchers fabriqués en matériaux conventionnels tels que le bois et les tôles métalliques. Également, BMW a développé un concept de module de toit avec la même structure qui a permis de réduire la masse de 25% par rapport aux modules de toit conventionnels en acier [30].

En construction, des systèmes de façade modulaires en matériau sandwich à âme en mousse sont développés pour contenir le verre et le marbre à la place de treillis conventionnel en acier. Ces structures permettent une installation rapide car elles sont conçues pour être installées directement sur les sols en béton du bâtiment. Elles sont quatre fois plus légères qu'une structure métallique conventionnelle, une bonne résistance à la corrosion et des propriétés d'isolation intéressantes [30].

Dans le secteur ferroviaire, la technique de construction en sandwich a été sélectionnée pour la fabrication des cabines de trains à grande vitesse (TGV). Les propriétés exceptionnelles de ces structures en font le matériau idéal pour pallier aux problèmes de la propagation des ondes de pression lors de croisement de deux trains dans un tunnel [33]. De plus, la bonne résistance au feu et la grande résistance à des températures très élevées de certaines mousses thermo-plastiques, ont permis par exemple la conception du train allemand « Transrapid ». Grâce à

une structure en matériaux sandwichs, ce dernier peut atteindre des vitesses supérieures à 550 Km/h [34].

Les structures sandwichs sont également utilisées dans la construction des articles de sports et de loisirs, tels que les skis acrobatiques, les kayaks, les planches de surf, les tables de billard, et les raquettes de tennis. À titre d'exemple, l'utilisation d'une structure sandwich en nid d'abeille Nomex avec peaux époxy/fibre de carbone pour la construction de la carrosserie d'une formule 1 comporte l'avantage de réduire le poids de la voiture et manifeste de plus une très bonne résistance à la fatigue [19].

CHAPITRE

— 2 —

ÉTAT DE L'ART



Avec l'utilisation croissante des panneaux sandwichs dans diverses applications d'ingénierie, il est nécessaire d'étudier leur comportement dynamique sous un taux de déformation important. Plusieurs chercheurs ont étudié expérimentalement le comportement de déformation des panneaux sandwichs à différents taux de déformation.

Ces dernières années, le comportement dynamique du nid d'abeille en aluminium a fait l'objet de nombreuses recherches. De nombreux chercheurs ont utilisé des tests d'impact dynamique et des simulations numériques pour analyser les propriétés mécaniques et dynamiques des panneaux sandwichs en mousse d'aluminium.

Kwang et al. [35] ont analysé la réponse à l'impact à faible vitesse de quatre types différents de structures sandwich et la contrainte de plateau a été analysée sur la base des courbes de contrainte-déformation. Le temps de contact, la force de contact maximale, l'absorption d'énergie et les modes de rupture ont été étudiés et comparés.

Kapil et al. [36] ont étudié la réponse à l'impact de mousses d'aluminium avec diverses feuilles de surface adaptées. L'absorption d'énergie et les modes de rupture des panneaux sandwich en aluminium ont été comparés. La caractérisation mécanique dynamique, Le mécanisme de déformation et la propriété du matériau des mousses d'aluminium coulées par infiltration ont été étudiés par Matej et al [37] via une méthode expérimentale et numérique. Lin et al. [38] ont réalisé un d'impact de projectile en mousse métallique sur trois types de structures sandwich en aluminium. Les modèles de déformation et de défaillance de ces structures ont été

analysés et une analyse théorique a été réalisée pour prédire les réponses dynamiques des des panneaux sandwichs.

Guo et al. [39] ont mené une expérience d'impact pour étudier le comportement dynamique des panneaux sandwichs en mousse d'aluminium. Les relations entre les déflexions des feuilles de surface avec le nombre d'impacts ainsi que le processus de chargement et de déchargement lors d'impacts répétés ont été analysés. Il a été constaté que les panneaux sandwichs en mousse d'aluminium possèdent des performances de haute qualité en matière de résistance résiduelle à l'impact. Zhang et al. [40] ont mené une méthode numérique pour la prédiction de la performance balistique d'un sandwich de mousse d'aluminium à cellules ouvertes sous un impact à haute vitesse. La technique de reconstruction par éléments finis a été appliquée sur la base de la particule pour l'analyse de la fragmentation. La simulation a montré directement que le panneau homogène en aluminium a été entièrement pénétré par le projectile, tandis que le panneau sandwich en mousse d'aluminium, qui a les mêmes dimensions, ne l'a pas été entièrement pénétré.

Xin et Hejun [41] ont utilisé une méthode de mesure pour étudier la résistance à la pénétration de la mousse d'aluminium à cellules fermées. Les spécimens ont été soumis à des vitesses d'impact allant de 40 à 68 m/s, et les effets du taux de déformation nominal, de la vitesse d'impact et de la résistance à la pénétration  $t$  de la densité de l'éprouvette ont été étudiés.

Kader et al. [42] ont réalisé une analyse numérique (analyse par éléments finis) sur le comportement élastique-plastique de la propagation de l'onde de choc et le mécanisme d'effondrement des pores de l'aluminium à cellules fermées. Ils ont trouvé qu'il y avait une bonne corrélation entre les résultats expérimentaux et les prédictions par éléments finis.

I. Inasri. [1] a réalisé des essais d'impact quasi-statiques (environ 20 m/s et environ 45 m/s) et des essais de perforation à une vitesse d'impact allant jusqu'à 46 m/s avec un dispositif d'essai de perforation inversé sur des panneaux sandwichs constitués d'une âme en mousse d'aluminium AlSi7Mg0,5 de 40 mm d'épaisseur avec une densité relative moyenne d'environ 0,085 et de peaux en aluminium 2024 de 0,8 mm d'épaisseur. Les échantillons utilisés dans ces essais de caractérisation des matériaux sont des cylindres de 60 mm de diamètre et de 40 mm de longueur, avec une gamme de poids (41-47 g) due à l'hétérogénéité des noyaux de mousse. Une augmentation significative de la force de perforation de la plaque incidente sous sollicitation

dynamique est mise en évidence. L'origine de cette augmentation est étrange car ni le comportement des mousses, ni celui des peaux ne sont sensibles à la vitesse de chargement (hypothèse confirmée par des essais complémentaires). Une explication qualitative de cette augmentation par un mécanisme de compression de la mousse est proposée. Un essai sur un sandwich pré compacté montre en effet un pic de force de perforation très élevée qui conforte ce concept.

Les essais quasi-statiques sont effectués avec des machines d'essai universelles et les essais dynamiques sont effectués avec une barre de pression spéciale de grand diamètre.

La figure 2.1 montre des courbes de perforation quasi-statique des panneaux sandwichs.

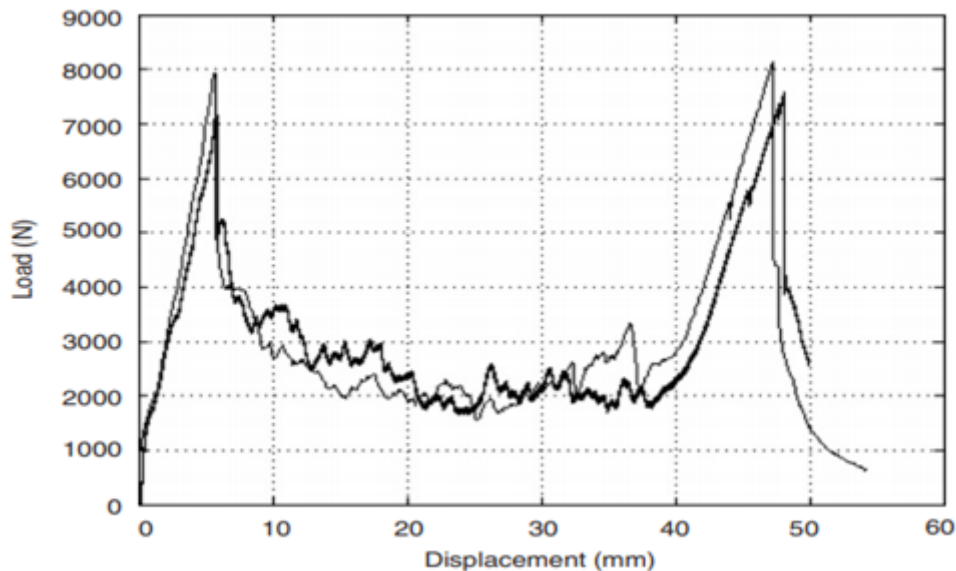


FIGURE 2.1 – Courbes force vs déplacement typique de perforation quasi-statique [1]

Chaque courbe contient deux pics de forces : le premier pic correspond à la perforation de la plaque incidente (première peau) et le deuxième pic correspond à la perforation de la plaque secondaire (deuxième peau). Ces courbes sont les résultats caractéristiques des panneaux sandwichs à âme cellulaire, rapportés dans de nombreux travaux antérieurs sur divers panneaux.

La figure 2.2 montre des photographies post-perforation de la plaque incidente (celle qui est perforée en premier) montre une ouverture sous forme d'un seul pétale et de la plaque secondaire (celle qui est perforée en deuxième). On voit la trace circulaire de marquage de la bague de serrage sur les deux peaux du sandwich. On peut noter en particulier les marques circulaires dans ces peaux, qui illustrent une bonne condition de serrage.

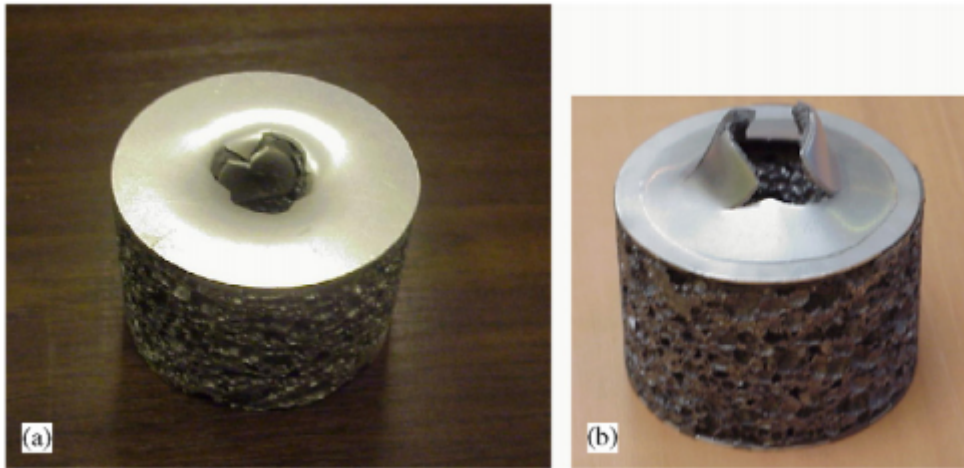


FIGURE 2.2 – Photographies de quasi-statique perforation du sandwich : peau incidente (à gauche) et secondaire (à droite)

[1]

La figure 2.3 illustre une comparaison entre la perforation quasi-statique et dynamique à environ 45 m/s.

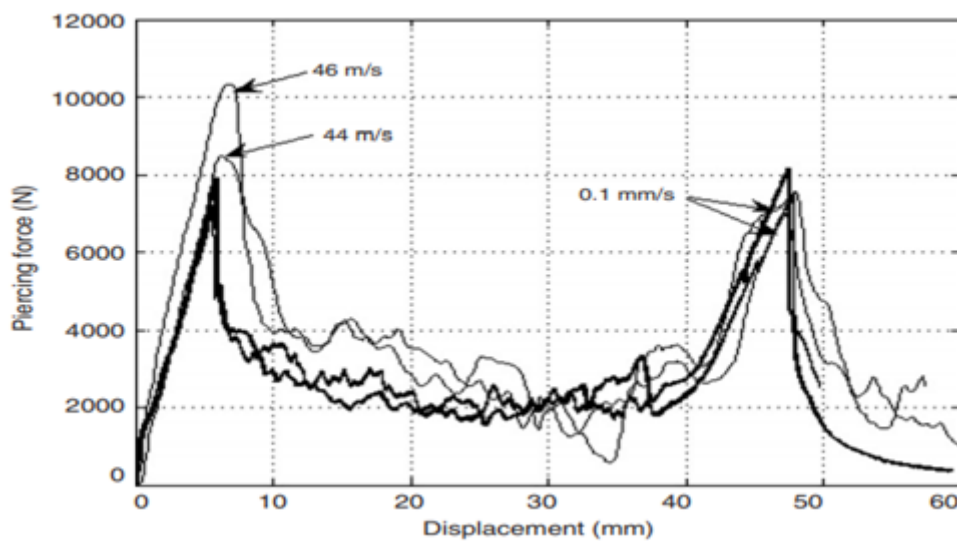


FIGURE 2.3 – Courbes force vs déplacement de perforation quasi-statique et dynamique

[1]

Une telle comparaison des essais de perforation dynamique et quasi-statique montre une augmentation significative de l'effort de perforation de la première peau (plaque incidente) sous chargement dynamique.

Une différence évidente observée est que la mousse a subi une compression. Cependant, cette large compression est a priori due au système d'arrêt de la vitesse résiduelle du l'échantillon-projectile. En effet, uniquement la post-perforation de la rupture de la deuxième peau n'est pas

affectée par ce système d'arrêt. On voit de plus que le mode de rupture par pétales peut avoir lieu sous impact, ce qui est différent du mode de rupture circulaire observé pour la deuxième peau sous chargement quasi-statique.



FIGURE 2.4 – Photographies de post-perforation du sandwich : quasi-statique (à gauche) et dynamique (à droite)

[1]



FIGURE 2.5 – Photographies de post-perforation dynamique de la plaque incidente (les 3 peaux à gauche) et de plaque secondaire (les 3 peaux à droite)

[1]

[8] a étudié aussi le comportement dynamique des différents constituants du sandwich indépendamment pour comprendre l'augmentation significative de l'effort de perforation de la première peau (plaque incidente).

La Figure 2.6 montre des courbes force vs déplacement de la perforation de mousses en dynamique et quasi-statique.

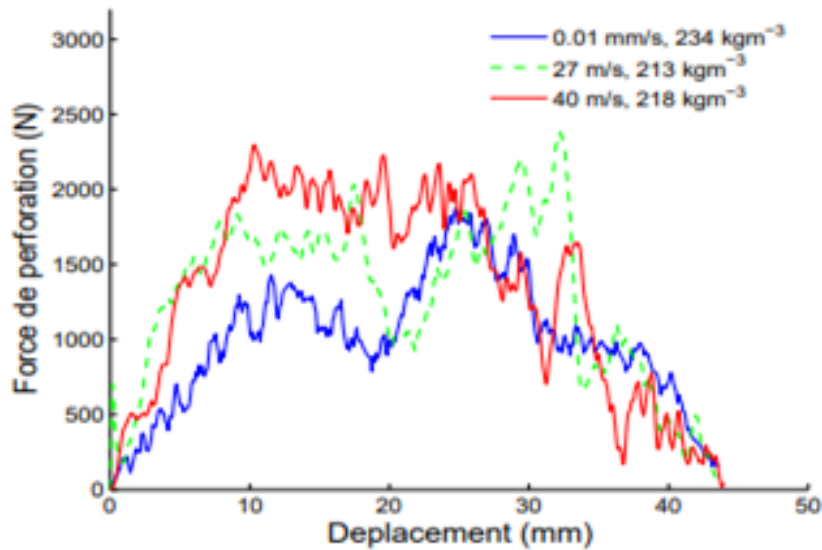


FIGURE 2.6 – Courbes force vs déplacement de la perforation des mousses Cymat [1]

On peut voir que les courbes force de perforation vs déplacement en dynamique sont quasi-identiques au cas quasi-statique car la mousse est très dispersive, ces essais montrent une insensibilité au taux de vitesse de déformation très similaire. Donc [1] a fourni une impression générale que cette mousse n'est pas sensible à la vitesse de déformation. En effet, un grand nombre de tests à différents taux de chargement montre qu'il y a une dispersion significative mais que la sensibilité au taux de chargement est très faible.

Des essais de perforation quasi-statique et dynamique d'une tôle d'aluminium 2024 sont réalisés, ces essais montrent qu'il n'y a presque aucune sensibilité des tôles de revêtement à la vitesse de déformation.

La figure 2.7 montre une comparaison entre le comportement quasi-statique et dynamique, le résultat montre que la plaque est effectivement quasi-insensible à la vitesse.

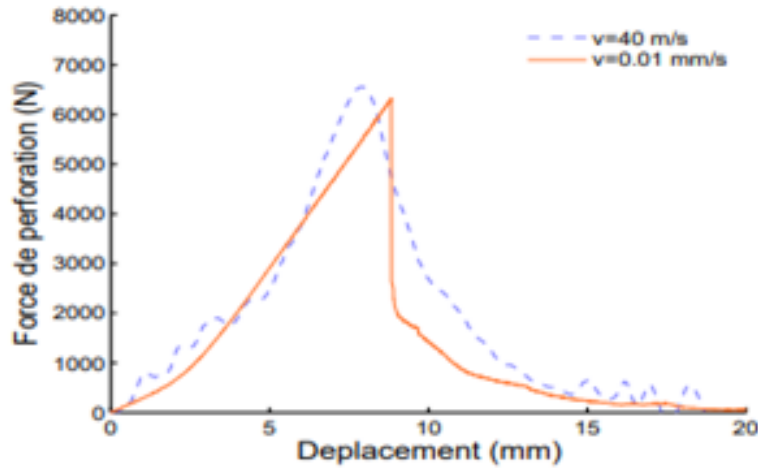


FIGURE 2.7 – Courbes force vs déplacement de la perforation de la plaque Al2024 [1]

[1] a proposé une hypothèse que cette augmentation peut donc être attribuée à la différence de mécanisme d'interaction entre la plaque et la mousse sous chargement quasi-statique et sous impact, il existe des modèles analytiques simples (Wierszbicki Hoo Fatt[43], 1995 ;Hoo Fatt Park, 2000[44]) qui modélisent la plaque incidente comme une membrane supportée par un fondation plastique rigide.

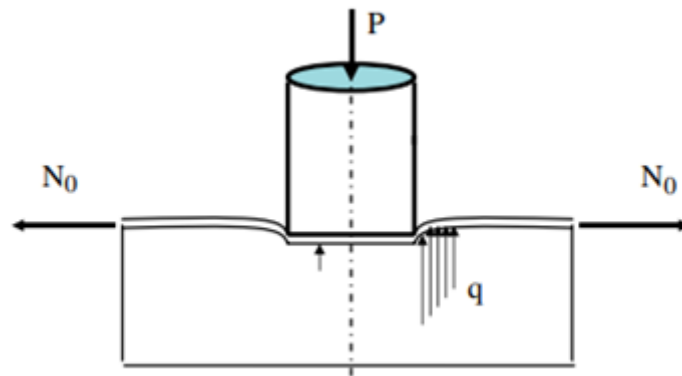


FIGURE 2.8 – Modèle simplifié de perforation de la plaque incidente [44]

Sous cette hypothèse, la force de perforation  $P$  dépend de la contrainte de traction de la plaque  $N_0$  et de la contrainte équivalente de résistance de l'âme de sandwich  $q$ . le pic de perforation de la plaque incidente devrait dépendre de la déformation de compression de la mousse atteinte avant la rupture de plaque incidente. Et cette déformation devrait être différente sous chargement quasi-statique et sous impact.

Pour appuyer cette explication, un essai de perforation sur un sandwich pré compacté est

réalisé. Il montre en effet un pic de force de perforation très élevé. La figure 2.8 montre un essai de perforation sous chargement quasi-statique d'un sandwich ayant subi une pré compression uniforme jusqu'à environ 35% de déformation.

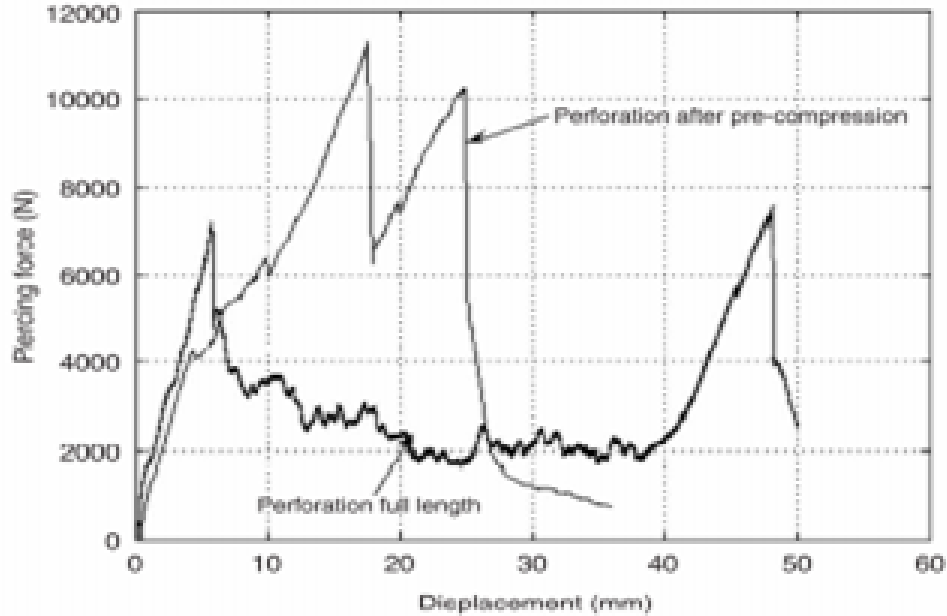


FIGURE 2.9 – Courbes force vs déplacement : perforation du sandwich sans et avec pré compression

En comparaison avec le pic de perforation de la plaque incidente du sandwich initial, la force de perforation de sandwich pré-comprimé est largement supérieure. Ainsi, la différence se situe peut-être au niveau d'un état d'écroutissement atteint sous chargement quasi-statique et dynamique qui serait différent à cause d'un effet d'inertie [8].

En 2019 Yajun Xin, Huiming Yan, Shuliang Cheng Huijian Li [45] ont étudié les modes d'endommagements du panneau sandwich par des tests d'impact à poids tombant et comparés au panneau sandwich traditionnel, ainsi les effets de la vitesse d'impact, de l'épaisseur de la peau et de la forme du pénétrateur sur la propriété d'impact dynamique du panneau sandwich. Le panneau sandwich a été constitué de l'âme en mousse d'aluminium et de peau en résine époxy.





FIGURE 2.10 – Schéma du panneau sandwich  
[45]

Les échantillons ont été divisés en 11 groupes pour tester l'effet de la vitesse d'impact, de l'épaisseur de la peau et de la forme du pénétrateur.

La liste des numéros des échantillons et des paramètres est présentée dans le tableau 2.1.

Groupe	Epaisseur mm	Vitesse m/s	Forme de pénétrateur
G1	2.5	5	Sphérique
G2	2.5	5	Cylindrique
G3	2.5	5	Carré
G4	2.5	6	Cylindrique
G5	2.5	7	Cylindrique
G6	2.5	8	Cylindrique
G7	2.5	7	Sphérique
G8	2.5	7	Carré
G9	4	6	Cylindrique
G10	0	6	Cylindrique
G11	0	7	Cylindrique

TABLE 2.1 – liste des numéros des échantillons et des paramètres

Les courbes force-temps, force-déplacement et énergie-temps ont été obtenues, et la force d'impact maximale et la durée de l'impact de chaque groupe sont comparées. Les résultats montrent que le panneau sandwich composite présente une bonne stabilité, intégrité et capacité d'absorption d'énergie sous la charge d'impact. La forme de la tête du pénétrateur a un effet important sur les modes d'endommagement et sur la force maximale, la vitesse d'impact a un effet important sur la durée de l'impact. La force d'impact maximale est affectée par l'épaisseur du panneau sandwich. Cependant, tous les facteurs ont un effet négligeable sur la capacité d'ab-

sorption d'énergie, mais un effet important sur le taux de croissance de l'absorption d'énergie. La figure 2.11 montre les différentes formes de la tête de pénétrateur.

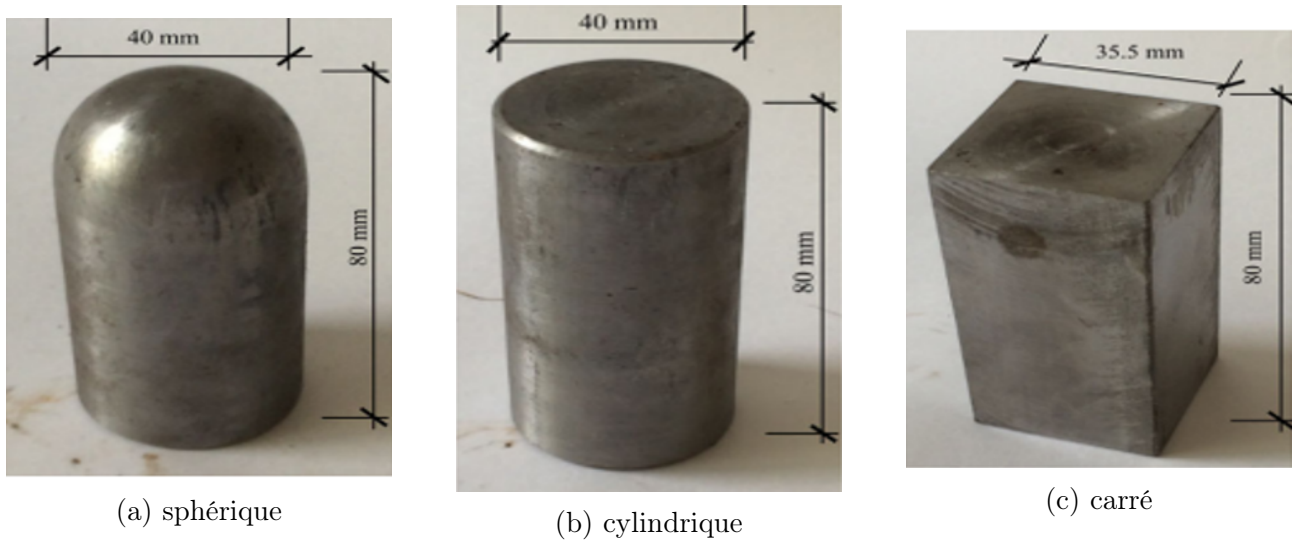


FIGURE 2.11 – Différentes formes de tête de pénétrateur [45]

Les essais d'impact à basse vitesse ont été réalisés à l'aide d'un système d'essai d'impact instrumenté : INSTRON CEAST 9350, également appelée machine à chute de masse. Le principe de cette machine est simplement de laisser tomber une masse d'une hauteur variable sans vitesse initiale sur une pièce d'essai placée à sa base. La masse en chute est guidée par deux colonnes verticales et parallèles, dont la fonction principale est d'empêcher la masse de dévier le long de sa trajectoire. Il est à noter que la machine doit être calibrée pour limiter les facteurs indésirables, tels que le frottement au niveau des colonnes verticales.

L'énergie délivrée et la vitesse d'impact sont uniquement fonction de la masse tombante et de la hauteur de chute. La machine à impact nous permet de modifier facilement la hauteur de chute, afin d'obtenir la vitesse d'impact souhaitée. De plus, en faisant varier la masse tombante, nous pouvons facilement obtenir des énergies d'impact en fonction de nos besoins.

L'essai d'impact instrumenté présente l'avantage d'enregistrer la variation de la charge générée au cours de l'événement d'impact par l'intermédiaire d'une cellule de charge fixée à la masse en chute libre. A l'extrémité de cette cellule de charge est fixé un pénétrateur, dont la forme, la taille et la rigidité peuvent être définies en fonction des besoins de l'essai. Une fois que le pénétrateur entre en contact avec l'échantillon, ce dernier va absorber de l'énergie et par conséquent se déformer. Puis une énergie sera renvoyée au pénétrateur qui rebondira. A ce

stade, un système anti-rebond est déclenché. Ce système va empêcher le pénétrateur de revenir au contact de l'échantillon et donc de fausser les résultats du test.

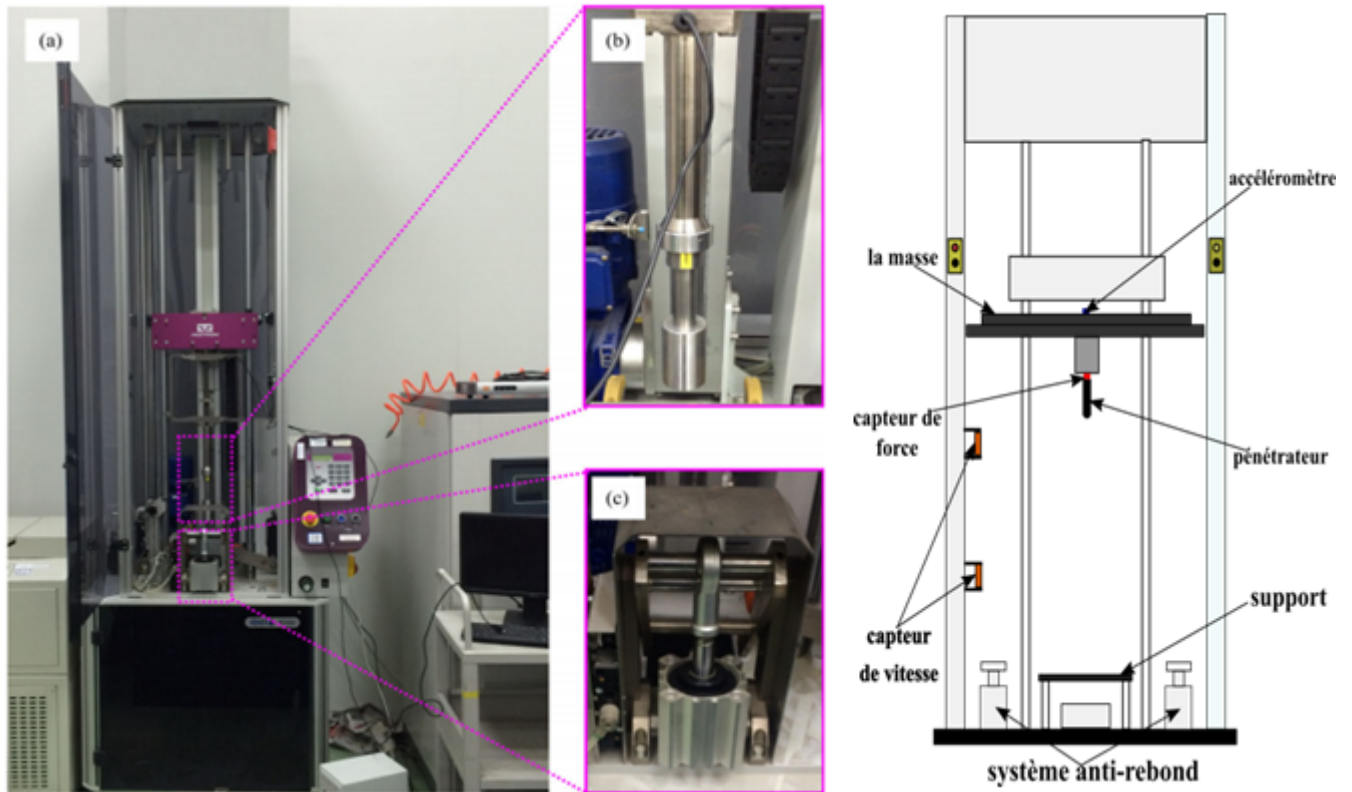


FIGURE 2.12 – (a) Tour de chute (b) capteur de force (c) frein à rebond pneumatique

## 2.1 Effet de la forme de pénétrateur

Selon le protocole d'essai, l'essai de tour de chute a été effectué dans deux conditions : l'essai de faible énergie d'impact 0.5 m/s et l'essai d'énergie d'impact élevée 0.6 m/s 0.7 m/s 0.8 m/s.

### 2.1.1 Sous l'effet de faible énergie d'impact

La figure 2.13 montre les modes de rupture sous une faible énergie d'impact avec différentes formes de pénétrateur.

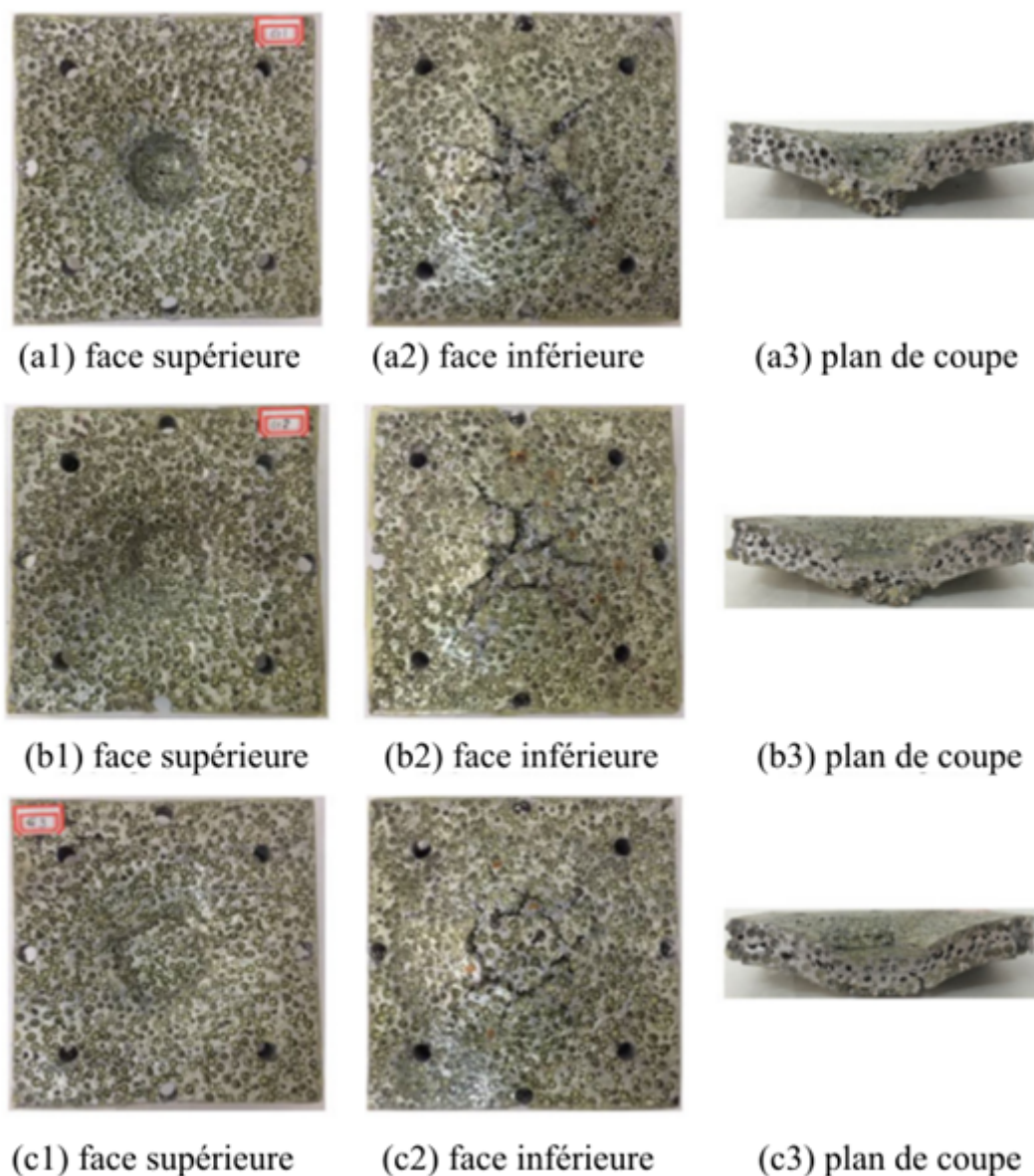


FIGURE 2.13 – Modes d'endommagement sous une faible énergie d'impact avec différentes têtes de pénétrateur : (a) sphérique, (b) cylindrique, et (c) carré [45]

Sous l'action de différentes têtes de pénétrateur, le mode de rupture est légèrement différent. Les échantillons ont été écrasés à différents degrés et des fissures annulaires de différents degrés ont également été observées.

Sur la surface inférieure, la partie du matériau qui a été en contact avec la tête du pénétrateur a montré des fissures de traction, et la partie éloignée de la tête du pénétrateur a montré une déformation en compression. La dissection du spécimen permet de constater que la mousse d'aluminium sous le pénétrateur sphérique est complètement écrasée, alors qu'elle est légèrement

écrasée sous l'action des deux autres types de marteaux.

D'après la déformation et les fissures sur les surfaces supérieures et inférieures, le pénétrateur carré a le plus grand impact sur les échantillons tandis que le pénétrateur sphérique a le plus petit impact.

Comme le montre la figure 2.14 elle met en évidence deux modes de rupture typiques dans les essais, Sous l'action du pénétrateur : Un dommage par poinçonnement est observé autour de la tête de pénétrateur. Le profil de la fissure de la surface inférieure est le même que celui de pénétrateur (figure 2.14(a)). Un dommage perçant est observé avec le signe d'une fissure intermédiaire, et la surface inférieure présente des fissures radiales (figure 2.14(b)).

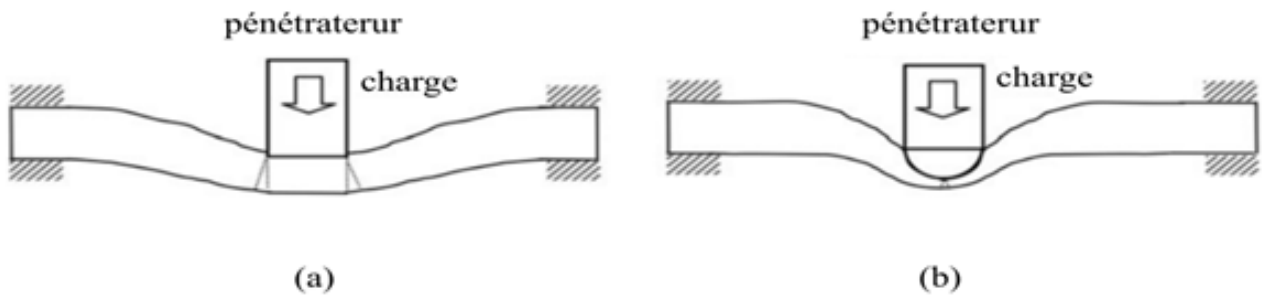


FIGURE 2.14 – Modes de rupture  
[45]

La figure 2.15 montre les courbes force-temps et la force maximale et la durée de l'impact à faible énergie avec différentes formes de pénétrateur à une vitesse de 5,0 m/s (groupes G1-G2-G3 du tableau 2.1)

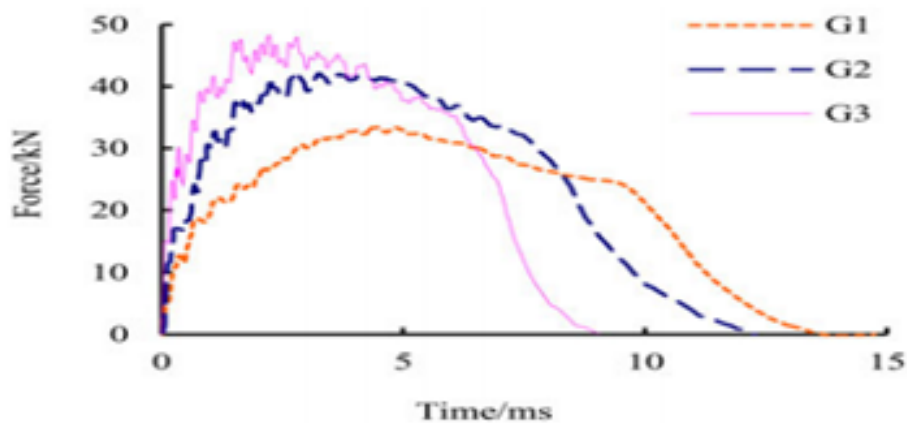


FIGURE 2.15 – Courbes force-temps dans le cas d'une énergie d'impact faible  
[45]

On peut voir sur la figure que au début de l'impact, la force sous le pénétrateur carré est plus élevée et sous le pénétrateur sphérique est la plus faible. Le pénétrateur sphérique a pénétré progressivement dans l'échantillon, de sorte que la croissance de la charge est plus lente que les autres. Au fil du temps, la charge sous le pénétrateur sphérique fluctue d'abord, tandis que les charges sous le pénétrateur carré et le pénétrateur cylindrique continuent d'augmenter linéairement. Puis, les charges commencent à fluctuer pour atteindre leur charge maximale respective. Comme le pénétrateur carré a des bords, il peut générer une forte section de cisaillement, et donc la force sous le pénétrateur carré est plus élevée. Mais la durée de l'impact est la plus la courte (9,03 ms). La durée de l'impact sous le pénétrateur sphérique est la plus longue (14,74 ms) en raison du contact entre le pénétrateur et le panneau à la surface.

La figure 2.16 montre les courbes énergie-temps et la capacité d'absorption d'énergie des échantillons avec différentes formes de pénétrateur.

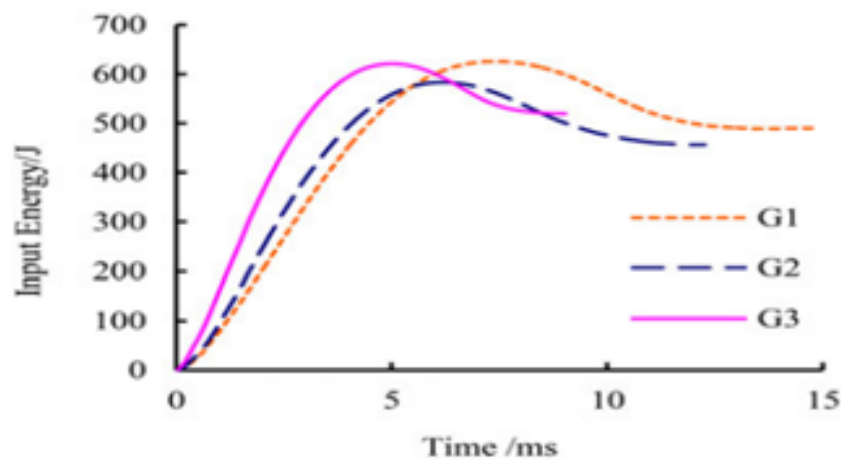


FIGURE 2.16 – Courbes énergie-temps sous faible énergie d'impact [45]

La capacité d'absorption de l'énergie du l'échantillon sous le pénétrateur carré et le pénétrateur sphérique sont légèrement supérieures à celles du pénétrateur cylindrique.

### 2.1.2 Sous l'effet de l'énergie d'impact élevée

Sous l'effet de l'énergie d'impact élevée, trois vitesses ont été testées (6,0 m/s, 7,0 m/s et 8,0 m/s, respectivement). Trois types de pénétrateur ont été testés pour chaque vitesse. Prenons l'exemple de la condition de 7,0 m/s (tête de pénétrateur sphérique G7, tête de pénétrateur cylindrique G5, tête de pénétrateur carrée G8), la morphologie des dommages est illustrée à la figure 2.17.

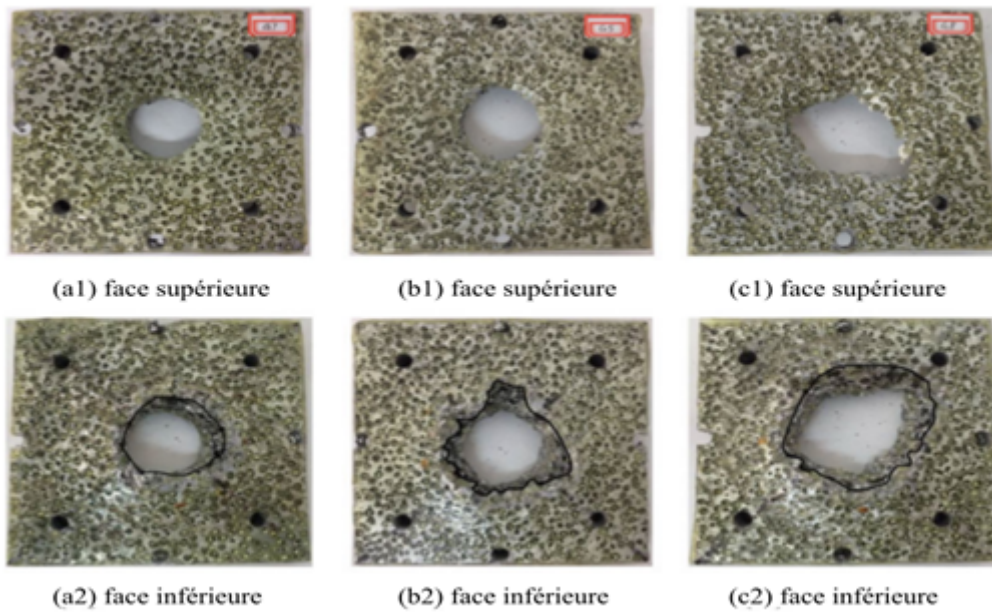


FIGURE 2.17 – Modes d'endommagement sous une énergie d'impact élevée avec différentes formes de pénétrateur : (a) sphérique, (b) cylindrique, et (c) carré [45]

Tous les échantillons ont été pénétrés sous l'énergie d'impact élevée. La morphologie des dommages des échantillons est légèrement différente selon la condition du pénétrateur. Dans le cas d'une tête de pénétrateur sphérique, la couche supérieure détruite a la même forme et la même surface que la tête de pénétrateur. Dans le cas d'une tête de pénétrateur cylindrique et carrée, la couche supérieure détruite a la même forme que la tête de pénétrateur, mais sa surface est légèrement supérieure à la surface de la section transversale de la tête de pénétrateur.

Dans la condition de tête de marteau sphérique, il n'y a pas de différence entre la peau supérieur et inférieur en termes de surface détruite, dans les deux autres cas, la zone détruite de la surface inférieure est plus grande que celle de la surface supérieure. Cela peut être dû au fait que le mode de rupture est un perçage progressif avec le pénétrateur sphérique, mais un poinçonnement avec le marteau à fond plat.

Dans le mode de rupture par poinçonnement illustré à la figure 2.14(a), l'angle de diffusion de la charge apparaît comme la charge transférée de la surface supérieure à la surface inférieure. Par conséquent, la région détruite au niveau de la surface inférieure est plus grande que celle de la surface supérieure. La figure 2.18 montre les courbes force-temps sous l'impact à haute énergie.

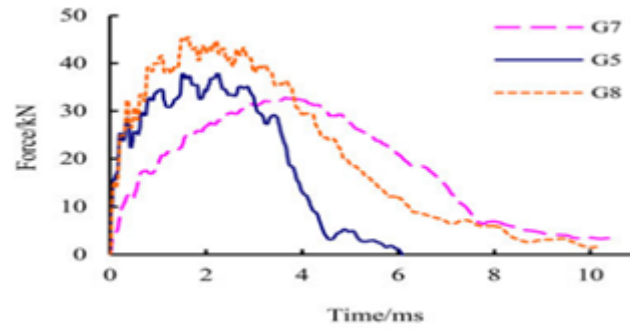


FIGURE 2.18 – Courbes force-temps sous une énergie d'impact élevée [45]

Tous les échantillons ont été pénétrés. L'évolution de la charge initiale en fonction du temps est similaire à celles de l'essai d'impact à faible énergie. La force maximale est plus grande avec le pénétrateur carré qu'avec les autres. La durée de l'impact sous le marteau carré est plus long que celui du marteau cylindrique, mais plus court que celui de pénétrateur sphérique.

La figure 2.19 montre les courbes énergie-temps et la capacité d'absorption d'énergie des trois groupes. On peut voir que les taux de croissance de l'absorption d'énergie sont similaires sous les têtes de marteau carrées et cylindriques, et que les deux sont plus élevés que la tête de marteau sphérique. En combinaison avec le test d'impact à faible énergie, nous pouvons conclure que le marteau carré génère la force d'impact la plus élevée. D'autre part, la durée de l'impact sous le pénétrateur carré est la plus courte et sous le pénétrateur sphérique est la plus longue. Cependant, il y a peu de différence entre les trois groupes en termes de capacité d'absorption d'énergie.

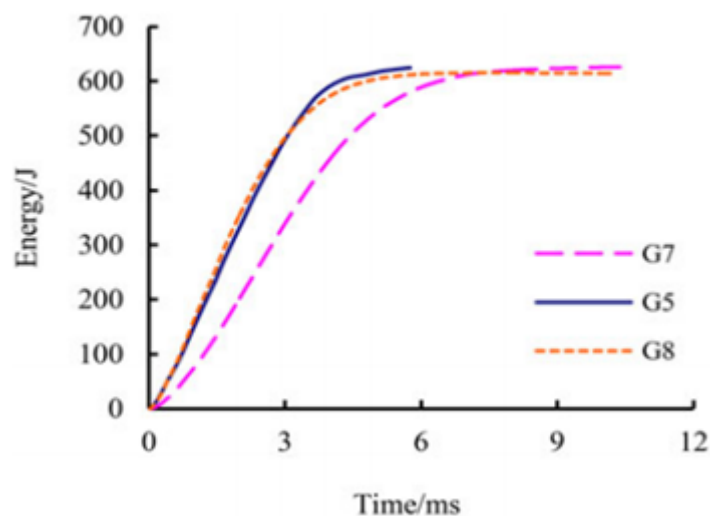


FIGURE 2.19 – Courbes énergie-temps sous une énergie d'impact élevée [45]



## 2.2 Effet de la vitesse

Trois vitesses d'impact ont été testées dans le cadre de l'énergie d'impact élevée (G4 6,0 m/s, G5 7,0 m/s et G6 8,0 m/s), respectivement. La figure 2.20 montre les modes de rupture sous différentes vitesses d'impact.

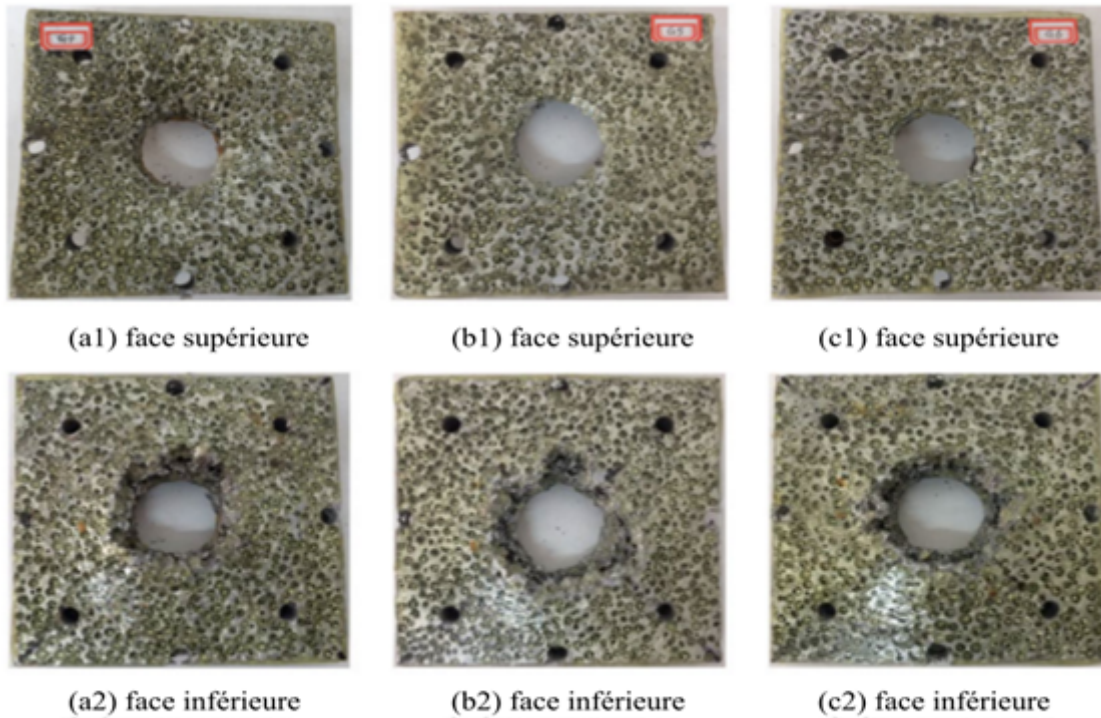


FIGURE 2.20 – Modes de rupture avec différentes vitesses d'impact : (a) 6,0 m/s (b) 7,0 m/s (c) 8,0 m/s

[45]

Lorsque la vitesse d'impact augmente, la fissure la force d'impact sur la surface supérieure augmente (Figure 2.20(a1), (b1), et (c1)). Le mode de rupture par déchirure est observé au niveau de la surface inférieure, et la zone détruite n'est pas sensible à la vitesse l'impact. Alors que La zone de déchirure sous une vitesse d'impact de 8 m/s est relativement plus petite que dans les autres vitesse d'impact. La raison possible pourrait être qu'avec la vitesse d'impact élevée, le temps de contact de l'impact devient plus court. Par conséquent, la zone de déchirure de la couche composite inférieure avec une vitesse d'impact de 8 m/s est légèrement inférieure à celle de la couche inférieure sous une vitesse d'impact plus faible (Figure 2.20 (a2), (b2), et (c2)) La figure 2.21 montre les courbes force-temps. On peut voir sur la figure que la charge initiale augmente de façon linéaire. Ensuite, la charge commence à fluctuer jusqu'à ce qu'elle atteigne le maximum. Le taux de croissance de la charge sous une vitesse d'impact de 6,0 m/s est inférieur avec une durée de l'impact plus longue à celui des deux autres groupes. La force

maximale enregistrée sous une vitesse d'impact de 8,0 m/s est inférieure à celle des deux autres groupes ce qui est dû à la vitesse excessive qui fait que l'échantillon se détruit plus rapidement et génère une petite déformation pour résister à la force d'impact. La durée de l'impact diminue avec l'augmentation de la vitesse.

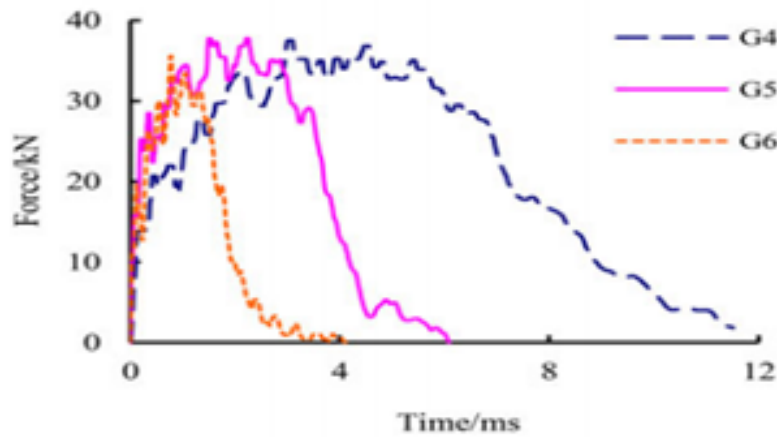


FIGURE 2.21 – Courbes force-temps pour différentes vitesses d'impact [45]

La figure 2.22 montre les courbes énergie-temps et la capacité d'absorption d'énergie à différentes vitesses d'impact. Lorsque la vitesse d'impact augmente, le taux de croissance de l'absorption d'énergie augmente également.

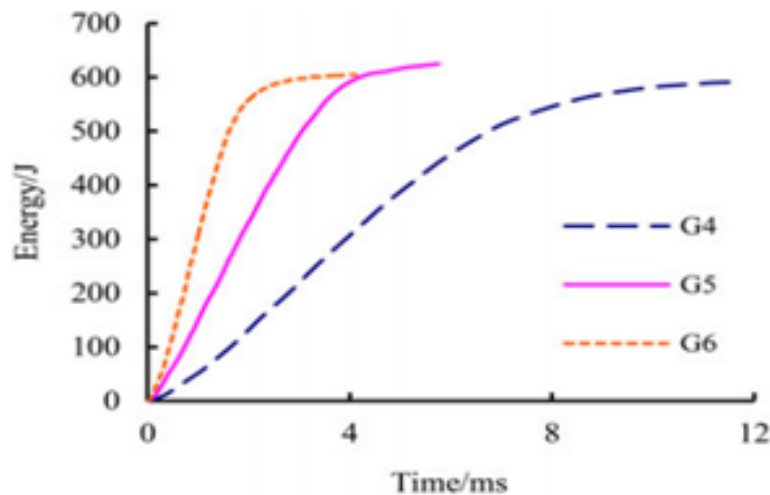


FIGURE 2.22 – Courbes énergie-temps avec différentes vitesses d'impact [45]

Cependant, il y a peu de différence entre les trois groupes en termes de capacité d'absorption d'énergie. Pour résumer, lorsque la vitesse d'impact est de 5,0 m/s, les spécimens n'ont pas été pénétrés. Le mode de rupture est similaire à celui des conditions quasi-statiques. En conséquence, la capacité d'absorption d'énergie est plus faible mais la force maximale est relativement

plus élevée. Avec l'augmentation de la vitesse, le spécimen est soumis à une force instantanée importante, entraînant la pénétration du spécimen et l'augmentation de l'absorption d'énergie. Cependant, lorsque la vitesse d'impact est trop élevée, le spécimen est soumis à un impact instantané important, ce qui endommage prématurément l'échantillon. Par conséquent, lorsque la vitesse d'impact est de 8.0 m/s, la capacité d'absorption d'énergie du spécimen est légèrement inférieure à celle de 7.0 m/s.

## 2.3 Effet de l'épaisseur de la peau

Trois groupes de panneaux sandwichs avec différentes épaisseurs de peau ont été testés sous la même vitesse d'impact (6,0 m/s), les épaisseurs étaient de G9 4 mm, G4 2,5 mm et G10 0 mm (panneau en mousse d'aluminium pure). La figure 2.23 montre les modes de rupture avec différentes épaisseurs de peau. Lorsque l'épaisseur est de 0 mm, des fissures importantes sont observées près de la fixation sur la surface supérieure. D'autre part, seule la fissure annulaire est observée sur la surface supérieure du panneau sandwich d'épaisseur de la peau 2,5 mm et 4 mm.

Comme le montre la morphologie de la fracture, la performance globale du panneau sandwich est meilleure que celle du panneau en mousse d'aluminium pure. La fissure de surface supérieure dans le panneau sandwich avec une peau de 4 mm est plus grande que celle avec une peau de 2.5 mm. L'explication possible est que sous la même force d'impact, plus la couche composite est épaisse, plus la rupture fragile peut se produire. Cependant, aucune différence n'a été observée au niveau de la surface inférieure.

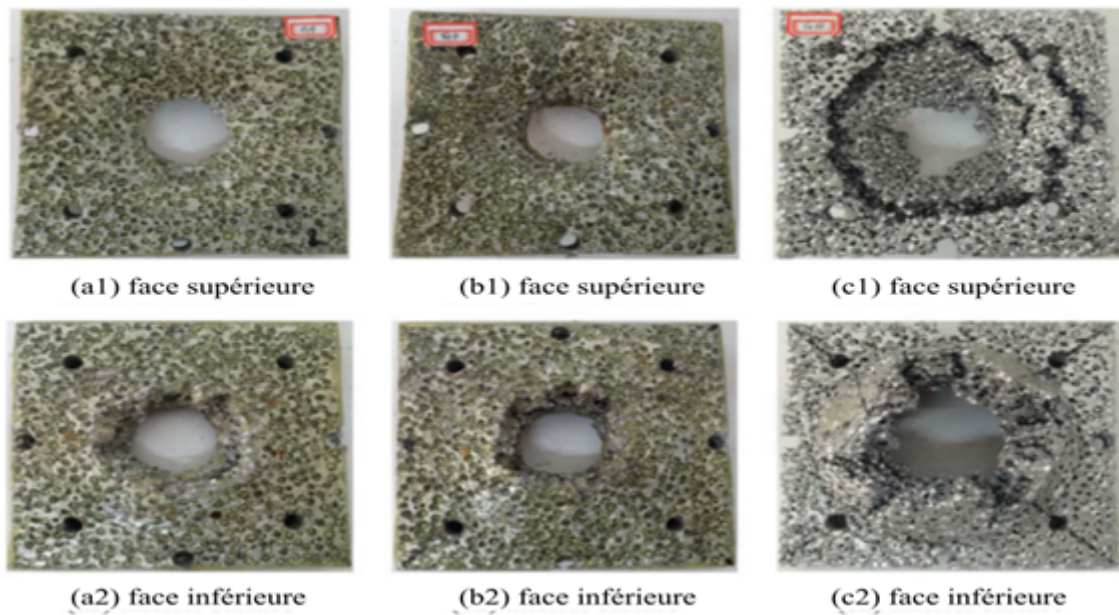


FIGURE 2.23 – Modes de rupture avec différentes épaisseurs de peau : (a) 4 mm, (b) 2.5 mm, et (c) 0 mm

[45]

La figure 2.24 montre les courbes force-temps. Au départ, la charge augmente linéairement. La charge du groupe G4 commence à fluctuer plus tôt que celle du groupe G9. Cela est dû à l'effondrement de la peau, qui fait que l'âme en mousse d'aluminium et la peau inférieure supportent ensemble la charge d'impact. L'échantillon dont l'épaisseur est de 0 mm s'effondre rapidement, l'âme subit la force d'impact dès le début comme il n'y a pas de peau. En raison de la couche composite plus épaisse, le spécimen dont l'épaisseur de la couche composite est de 4,0 mm peut mieux résister à la force d'impact. La durée de l'impact est similaire pour tous les spécimens. La force maximale est de 42.09 kN lorsque l'épaisseur de la peau est de 4 mm, ce qui est plus élevé qu'avec les autres épaisseurs.

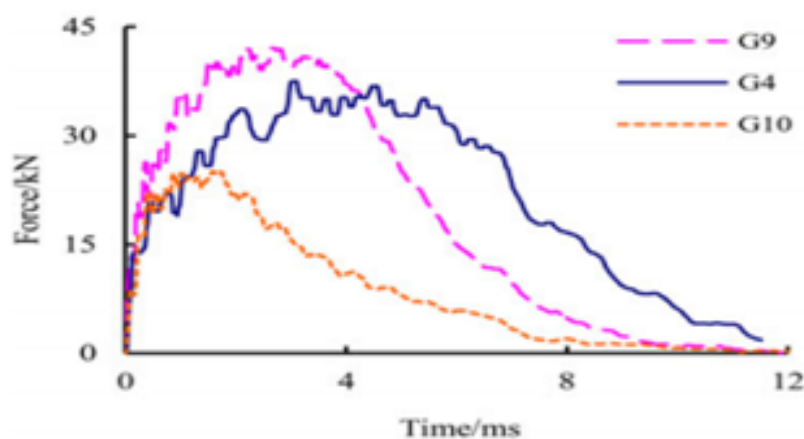


FIGURE 2.24 – Courbes force-temps avec différentes épaisseurs de peau [45]

La figure 2.25 montre les courbes énergie-temps et la capacité d'absorption de l'énergie en fonction de l'épaisseur de peau.

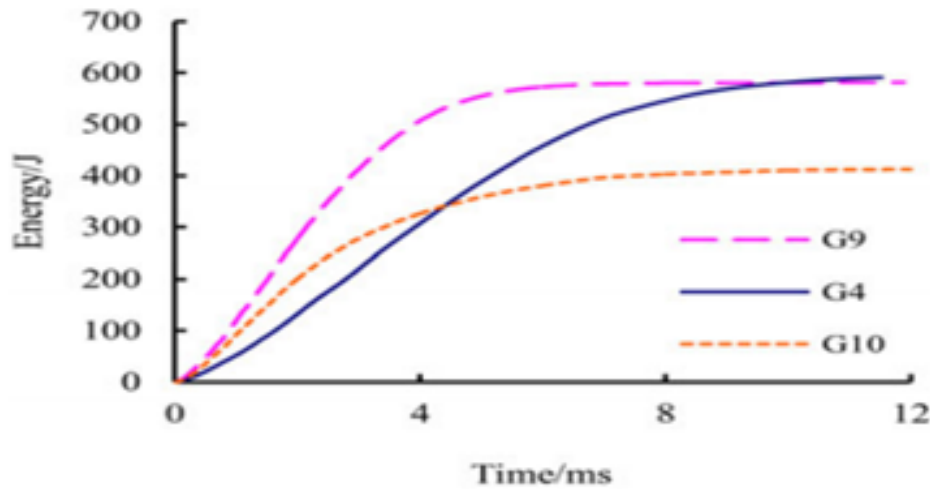


FIGURE 2.25 – Courbes énergie-temps avec différentes vitesses d'impact [45]

## 2.4 Comparaison des panneaux sandwichs en peau d'époxy par rapport aux panneaux sandwichs traditionnel en peau d'aluminium

L'absorption d'énergie est similaire dans les groupes avec une peau de 2,5 mm et 4,0 mm, les deux sont plus élevés que le groupe de 0 mm d'épaisseur. En résumé, l'absorption d'énergie et la force maximale maximum du panneau sandwich sont bien plus élevées que celles du panneau en mousse d'aluminium pure. Le panneau sandwich peut maintenir une bonne intégrité lorsqu'il est soumis à une charge d'impact, ce qui indique que la propriété mécanique du sandwich composite est meilleure que celle de la mousse d'aluminium pure. Des panneaux sandwichs traditionnels en peau d'aluminium de 0,25 mm

d'épaisseur ont été testés. La vitesse d'impact était de 7,0 m/s. Les résultats ont été comparés avec le panneau sandwich en peau d'époxy de 2,5 mm d'épaisseur. Comme le montre la Figure 2.26, le mode de rupture du panneau sandwich traditionnel est similaire à celui du panneau sandwich en peau d'époxy sur la surface supérieure, et la zone détruite est similaire à la section transversale du pénétrateur. Cependant, la zone de fissuration est plus grande dans le panneau sandwich traditionnel en peau d'aluminium que celui du panneau sandwich en peau d'époxy

sur la surface inférieure et présente une fissure radiale. De plus, la peau inférieure en aluminium est décollée de l'âme.

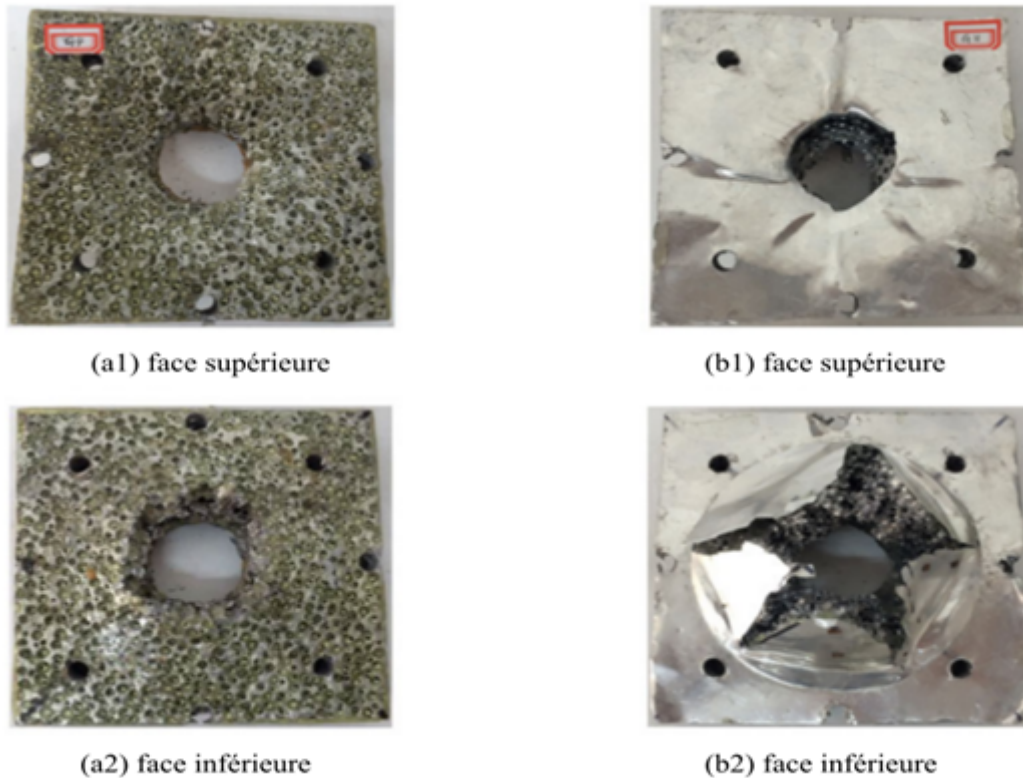


FIGURE 2.26 – Modes de ruptures des panneaux sandwichs : (a) panneau sandwich en peau d'époxy (b) panneau sandwich traditionnel

[45]

La figure 2.27 montre les courbes force-temps du panneau sandwich en peau d'époxy et du panneau sandwich traditionnel. La durée de l'impact du panneau sandwich traditionnel est relativement plus court que celui du panneau sandwich en peau d'époxy. Cependant, les taux de croissance de la charge initiale sont similaires dans les deux groupes. Cela est dû au fait que la morphologie des dommages à la surface supérieure est similaire dans le panneau sandwich traditionnel et dans le panneau sandwich en peau d'époxy, les forces maximales des deux types de panneaux sandwichs sont similaires, mais, le panneau sandwich traditionnel est détruit plus tôt.

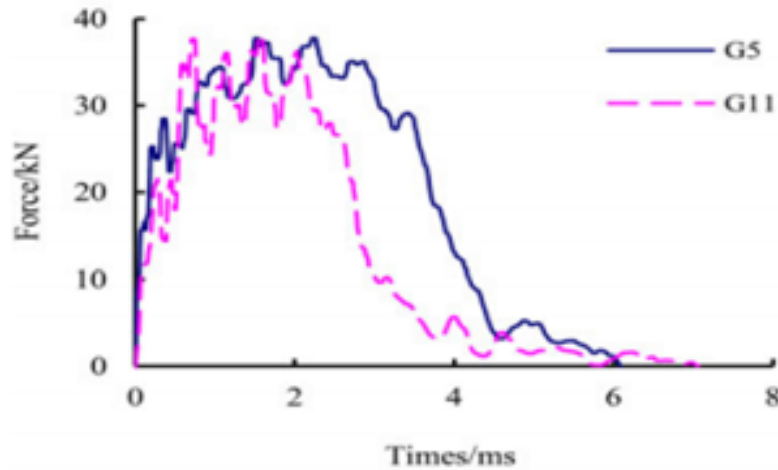


FIGURE 2.27 – Courbes force-temps des panneaux sandwichs en peau d'époxy et traditionnels [45]

Les courbes énergie-temps présentées à la Figure 2.28 indiquent que l'absorption d'énergie du panneau sandwich traditionnel est beaucoup plus faible que celle du panneau sandwich en peau d'époxy. L'endommagement prématurée du panneau sandwich traditionnel rend l'absorption d'énergie plus faible que celle du panneau sandwich en peau d'époxy. Ainsi, la mécanique dynamique du panneau sandwich en peau d'époxy est supérieure à celle du panneau traditionnel.

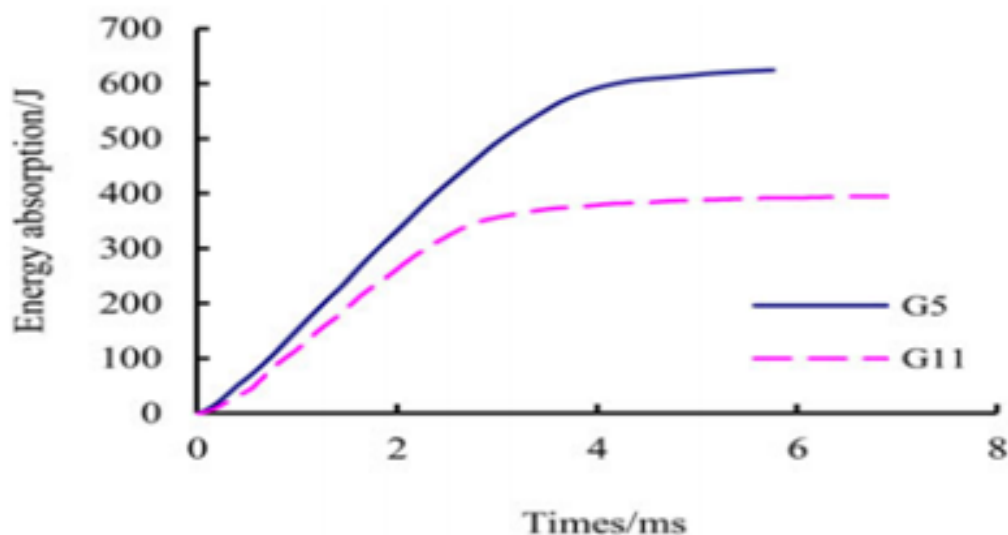


FIGURE 2.28 – Courbes énergie-temps des panneaux sandwichs en peau d'époxy et traditionnels [45]

Le panneau sandwich en mousse d'aluminium et résine époxy montre une bonne intégrité et stabilité pendant l'essai d'impact par chute de poids. Il n'y a pas de décollement entre la peau et l'âme. Avec différentes formes de pénétrateur, il y a deux types de modes de rupture. et la vitesse de l'impact a peu d'effet sur le mode de rupture.

La force d'impact de la tête de pénétrateur sphérique est la plus faible, tandis que la charge d'impact de la tête de marteau carrée est la plus élevée. La forme du pénétrateur a peu d'influence sur la capacité d'absorption d'énergie. La vitesse d'impact a peu d'influence sur la capacité maximale d'absorption d'énergie, mais a une grande influence sur la durée de l'impact et la croissance de l'absorption d'énergie.

Lorsque l'épaisseur de la couche composite augmente, la force maximale augmente et la durée de l'impact diminue, mais l'absorption d'énergie ne change pas beaucoup.

Lorsque la charge d'impact est similaire, la capacité d'absorption de l'énergie du panneau sandwich composite est supérieure à celle du panneau sandwich traditionnel, La durée de l'impact est également augmentée, ce qui indique que le panneau sandwich en peau d'époxy possède des propriétés mécaniques et dynamiques supérieures à celles du panneau sandwich traditionnel.

## 2.5 Conclusion

Au cours de ces dernières années, de nombreuses études ont été menées sur les propriétés mécaniques des panneaux sandwichs dans des conditions quasi-statiques. Cependant, il y a très peu d'études sur les propriétés dynamiques des panneaux sandwichs en mousse d'aluminium avec différents matériaux de revêtements (verre/époxy, carbone/époxy, feuille d'aluminium, résine d'époxy, hybride verre/ carbone) sous charge dynamique. L'objectif de cette étude est d'étudier le comportement du panneau sandwich en mousse d'aluminium avec différents matériaux de revêtements sous perforation dynamique en utilisant l'essai de perforation inverse. Les courbes force-temps ont été analysées et comparées.



CHAPITRE

3

MATÉRIAUX ET MÉTHODES  
D'ESSAIS

### 3.1 Introduction

Dans ce chapitre, on présentera la procédure de mise en œuvre de composites sandwichs et les techniques de caractérisation mécaniques et dynamiques expérimentales des échantillons. Le choix du type de Peau et du l'âme constituant le matériau de cette étude, est fait selon la disponibilité et en fonction de la faisabilité expérimentale.

L'étude est portée sur quatre matériaux composites sandwichs en mousse d'aluminium, qui diffèrent par la nature de la peau. Le premier est constitué de peau à fibre de carbone, le deuxième de peau à fibre de verre, le troisième est de peau en stratifié hybride tandis que le quatrième est de peau en tôle d'aluminium. Notre but est d'analyser le comportement dynamique sous perforation de chaque matériau à grande vitesse.

### 3.2 Présentation des matériaux étudiés

L'étude expérimentale a été réalisée sur différents types de sandwichs, constitués de mousse en mousses d'aluminium pour l'âme et de stratifiés verre /époxy, carbone /époxy et stratifiés hybride pour et des tôles minces en aluminium les peaux. La fabrication des sandwichs a été faite au sein du laboratoire dynamique et structure à l'école polytechnique de Rouïba. Dans les paragraphes suivants, nous décrivons les différents constituants du matériau sandwich.

### 3.2.1 Peaux composites

#### 3.2.1.1 Matrice

C'est un mélange homogène de résine MEDAPOXY, commercialisée en Algérie par la société GRTANITEX, Cette résine époxy est du type bisphénol A (MEDAPOXY STR EA) est associée à un durcisseur amine (MEDAPOXY INJECT 812 EB) à basse réactivité.

La résine utilisée dans ce travail pour l'élaboration des plaques composites est une résine aéronautique thermodurcissable. Elle est utilisée pour la production de revêtement imperméable, anticorrosion et chimiquement résistant aux gaz. Elle représente un mélange homogène entre une résine MEDAPOXY et un durcisseur MEDAPOXY INJECT 812 EB (Figure III-1). Les proportions massiques ont été prises selon des normes imposées par le fabricant et sont de l'ordre de 100 g de résine et de 50 g de durcisseur.



FIGURE 3.1 – Résine MEDAPOXY et durcisseur utilisée pour l'élaboration des stratifiés.

Les caractéristiques de la matrice utilisée dans l'élaboration sont présentées dans le tableau 3.1 :

<b>Caractéristiques</b>	<b>Propriétés</b>
Masse volumique	1100 à 1500 $Kg.m^{-3}$
Densité	$1.1 \pm 0.05 g/cm^3$
Viscosité à 25C	800 $MPa.s$
Température de fléchissement sous charge	290 °C
Module d'élasticité en traction	3 à 5 $GPa$
Contrainte à la rupture en traction.	60 à 80 $MPa$
Contrainte à la rupture en flexion.	100 à 150 $MPa$
Allongement à la rupture	2 à 5 %
Résistance au cisaillement	30 à 50 $MPa$
Résistance à la compression	70 $MPa$
Rapport du mélange	1kg (A) avec 0.5kg (B)

TABLE 3.1 – Caractéristiques mécanique de la résine MEDAPOXY.

### 3.2.1.2 Le renfort

Pour les renforts utilisés dans l'élaboration des stratifiés, il s'agit de tissu bidirectionnel de fibres de carbone à texture taffetas et de fibres de verre à texture satin. Les deux types de renfort diffèrent par leurs architectures et par leurs propriétés mécaniques, ce qui les mène à être utilisés dans des domaines différents. Le tissu de fibres de carbone est fabriqué par la société HEXEL tant dis que celui de fibres de verre est fabriqué par la société TEI COMPOSITE. Les tissus utilisés sont montrés sur la figure 3.2.



FIGURE 3.2 – Renfort utilisés : (a) tissu de verre (b) tissu de carbone

Les caractéristiques techniques des renforts utilisés dans l'élaboration sont exposées dans le tableau 3.2 :

Caractéristique	Tissu de carbone	Tissu de verre
Texture	Taffetas	Satin
Densité ( $g/cm^3$ )	1.8	2.54
Poids spécifique ( $g/m^2$ )	200	225
Epaisseur (mm)	0.28	0.25
Résistance à la traction (MPa)	3450	2780
Module de Young (GPa)	180	70
Déformation (%)	0.31	3.6

TABLE 3.2 – Caractéristiques des renforts utilisés

### 3.2.1.3 Elaboration des stratifiés

Les plaques composites stratifiées ont été élaborées au sein de l'atelier de maintenance des avions d'Air Algérie, en utilisant un procédé de moulage sous vide. Trois plaques stratifiées ont été élaborées à savoir : le stratifié à fibres de verre, le stratifié à fibres de carbone ainsi que le stratifié hybride verre/carbone. Toutes les plaques ont le même nombre de plis de 8. Le stratifié hybride verre/carbone est élaboré avec 4 plis de fibres verre et 4 plis de fibres carbone.

### Préparation des tissus

Pour préparer les tissus on a commencé par les découper sous la forme du composite finale (carré) en utilisant un ciseau pour bien aligner les extrémités et pour ne pas avoir des grandes bavures (figure 3.3).

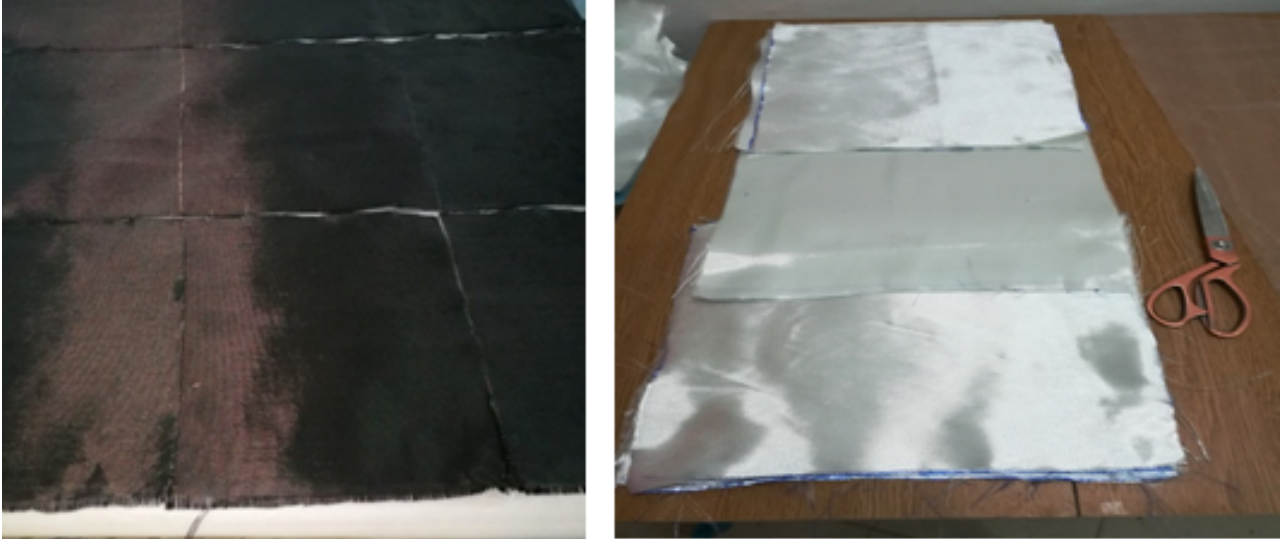


FIGURE 3.3 – Découpage des tissus de carbone et de verre

### Préparation de la résine

L'ensemble résine et durcisseur avec un rapport de 100% de résine et 50% de durcisseur, sont mélangés dans un verre pendant 2 à 3 minutes pour assurer son homogénéité (figures 3.4). Le mélange est ensuite chauffé par un décapeur thermique pour éliminer les bulles.



FIGURE 3.4 – Préparation de la matrice

La quantité de résine nécessaire par mètre carré de tissu a été calculée à partir des normes imposées par le constructeur selon la norme ISO 527-5 [3], soit 375g de résine pour 1  $m^2$  de

tissu (pour une seule couche).

Calcul de la masse de résine et durcisseur a appliqué :

- On la surface d'une couche de fibre ( $S_f$ ) est de :  $S_f = 350mm \times 350mm = 122500mm^2$ ,
- On a un stratifié de 8 couches donc la surface totale  $S_t$  est de :  $S_t = 8mm \times 122500mm = 980000mm^2$ .

La quantité de résine plus durcisseur a appliqué sera :

$$\begin{cases} 1m^2 \longrightarrow 375g \\ 0.98m^2 \longrightarrow M \end{cases} \implies M = 367.5g$$

$$\begin{cases} 100 g Mr(\text{masse de resine}) \longrightarrow 50 g Md(\text{masse de durcisseur}) \\ Mr = M - Md = 183.75g \longrightarrow Md = 183.75g \end{cases}$$

Donc pour chaque formulation de stratifié on utilise : 367.5g de résine Medapoxy et 183.75 g de durcisseur.

### Description du procédé sous vide

La procédure suivie pour l'élaboration du stratifié, commence avec l'étalage d'une première couche de résine catalysée sur la surface de travail en bois (ou un moule) enveloppée par un film en plastique. On pose ensuite la première couche du tissu de fibre sec sur cette couche de résine en lui faisant épouser la forme du moule (figure 3.5).

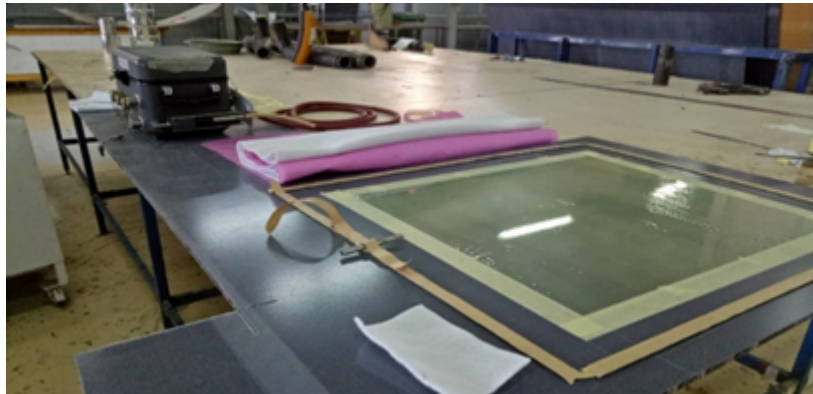


FIGURE 3.5 – Le moule

La deuxième étape est de réaliser l'imprégnation du renfort par une opération manuelle à l'aide d'un rouleau à roues dentées ou d'une raclette (déballage et roulage) afin d'éliminer les bulles d'air. La qualité de cette imprégnation, par le soin qui est apporté déterminera la qualité de la pièce réalisée, certains drapeurs /stratifieur expérimentés évitent de mettre une première couche de résine pour assurer un taux renfort/matrice plus élevé, mais la procédure par sous vide assure ce dernier, à travers l'aspiration de la résine excessive (figure 3.6).

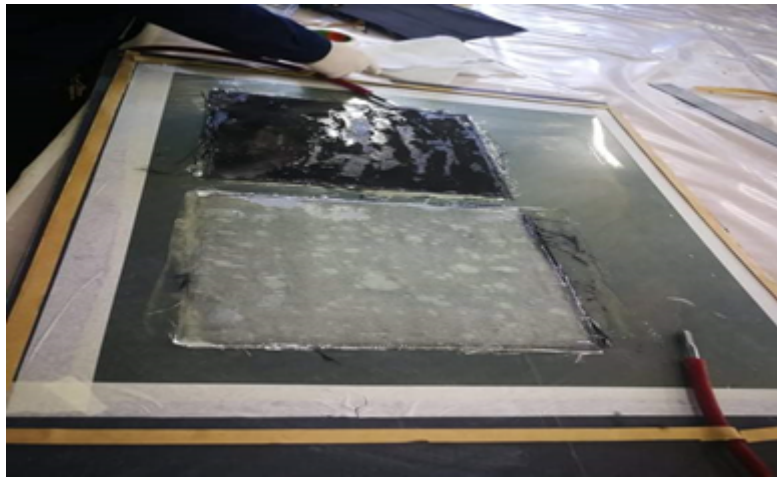


FIGURE 3.6 – l'imprégnation du renfort

Après la première couche, on déposera une seconde, puis une troisième, etc., Cette opération est répétée autant de fois qu'il y a de couches de renfort afin d'obtenir l'épaisseur de la plaque désirée. Dans notre cas, on a drapé 8 couches de tissu de verre et de carbone. Pour l'hybridation, on a mis 4 plis de tissu carbone et 4 plis de tissu de verre.

L'arracheur est le tissu de drainage sont mis en suite sur la dernière couche que sur laquelle est coulée et moulée la matrice. Ces derniers vont faciliter l'extraction et le séchage de la plaque finale respectivement (figure 3.7).

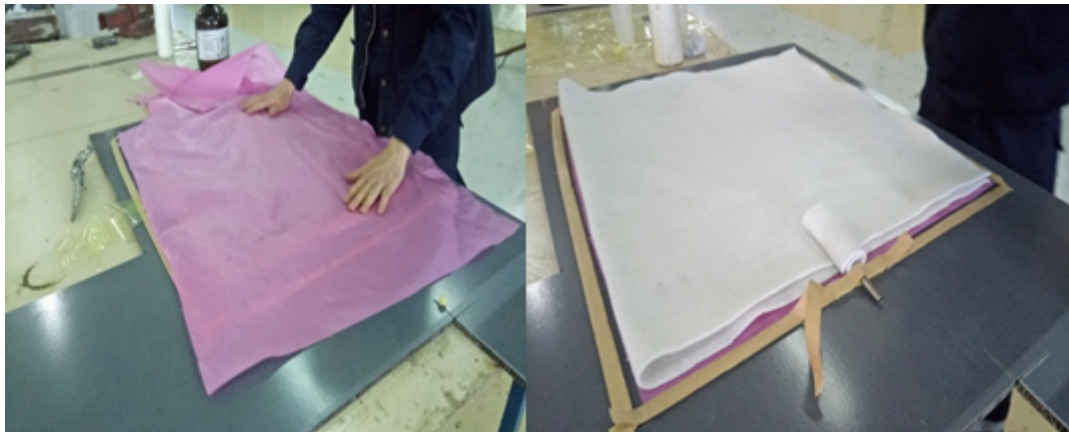


FIGURE 3.7 – Disposition de l'arracheur et du feutre de drainage

L'étape finale est de déclencher la pompe sous vide pour vider le moule et de l'air et des porosités. La pression de la pompe étant à 0.8 bar (figure 3.8). L'opération de sous vide dure environs 8 heures à température ambiante.





FIGURE 3.8 – L'opération sous vide



(a) stratifié fibre de verre/époxy



(b) stratifié fibre de carbone/époxy

FIGURE 3.9 – stratifiés

Le tableau 3.3 ci-dessous représente les spécifications des différents composites élaborés.

Stratifié	Renfort	Séquence	Epaisseur (mm)
C	Carbone	$[C]_8$	2.1
H	Carbone/Verre	$[C_4V_4]$	2.0
V	Verre	$[V]_8$	2.0

TABLE 3.3 – différents composites élaborés

### 3.2.1.4 Préparation des éprouvettes

La préparation des éprouvettes pour les tests mécaniques nécessite un découpage préalable des plaques en respectant la forme et les dimensions relatives aux normes en vigueur.

- Découpage et dimensionnement

Les éprouvettes sont obtenues à partir des plaques stratifiées. Le découpage est effectué

en utilisant une tronçonneuse à disque diamanté sous un jet d'eau (Figure 3.10).



FIGURE 3.10 – Découpage des éprouvettes

- Polissage

Avant que les éprouvettes atteignent leurs dimensions finales, un polissage des éprouvettes est réalisé pour uniformiser l'épaisseur et d'éliminer les bavures à l'extrémité. Dû à leurs grandes longueurs, les éprouvettes de traction, de flexion et d'impact sont pansées à la main directement par le papier verre 400 sous un jet d'eau (Figure 3.11).

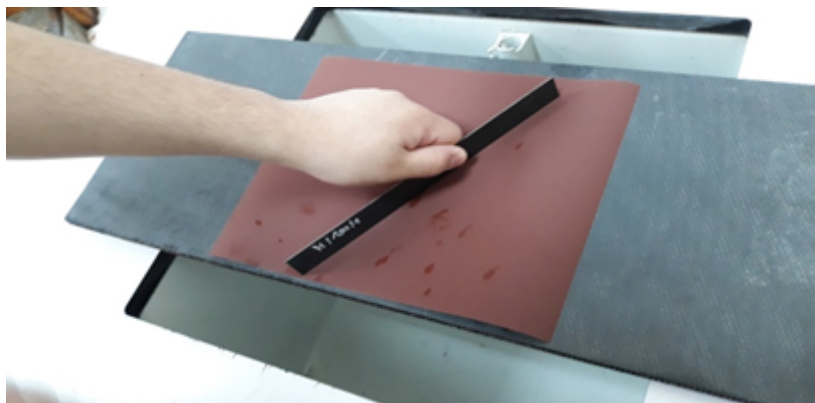


FIGURE 3.11 – Polissage des éprouvettes

Après les opérations de découpage et de polissage un séchage est réalisé pendant 15 minutes (figure 3.12)



FIGURE 3.12 – séchage des échantillons

### 3.2.2 L'âme

Dans le cadre de ce travail l'âme utilisée pour l'élaboration des panneaux sandwichs est une mousse métallique d'aluminium de densité  $0.38g/cm^3$  fabriquée par une société chinoise .



FIGURE 3.13 – Photographie d'un bloc de mousse d'aluminium

### 3.2.3 Elaboration des panneaux sandwichs

#### 3.2.3.1 Préparation de l'âme

Les échantillons de mousse d'aluminium peuvent être usinés à l'aide d'un certain nombre de techniques standard. Les premiers tests ont montré que la procédure de découpe a un effet sur les propriétés du matériau. Par exemple, la procédure de découpe à la scie détruit les cellules des microsphères. Cela peut entraîner une réduction du module d'Young et de la résistance à la compression du matériau. En revanche, l'usinage par décharge à fil électrique permet de minimiser les dommages causés aux cellules de la mousse.

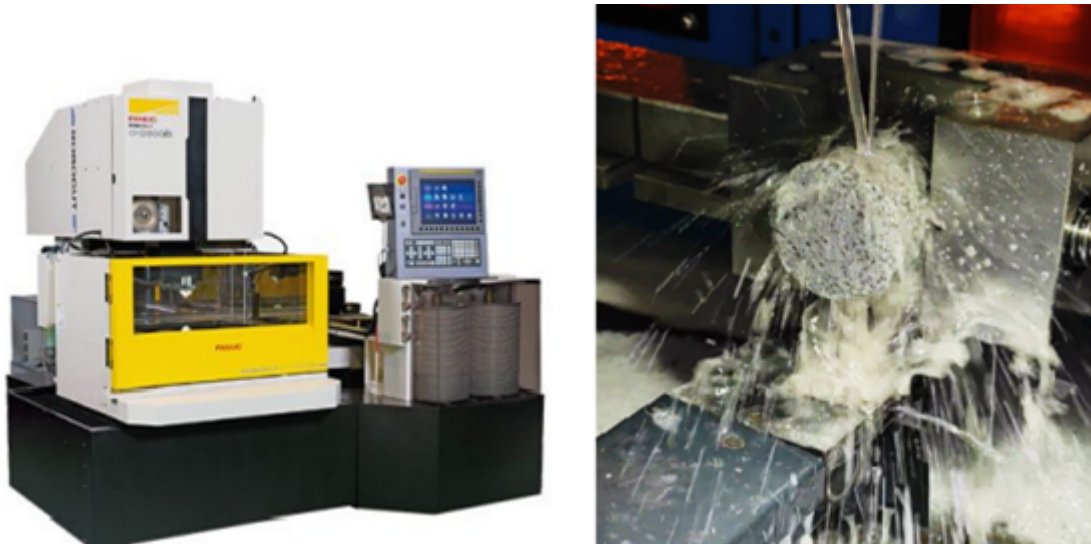


FIGURE 3.14 – Le découpage des éprouvettes par fil électrique

Des échantillons cylindriques 18 mm ont été découpés à l'aide d'une machine à décharge électrique avec un choix de dimensions qui permet d'avoir un nombre suffisant de cellules dans toutes les directions pour représenter adéquatement la propriété matérielle de la mousse.

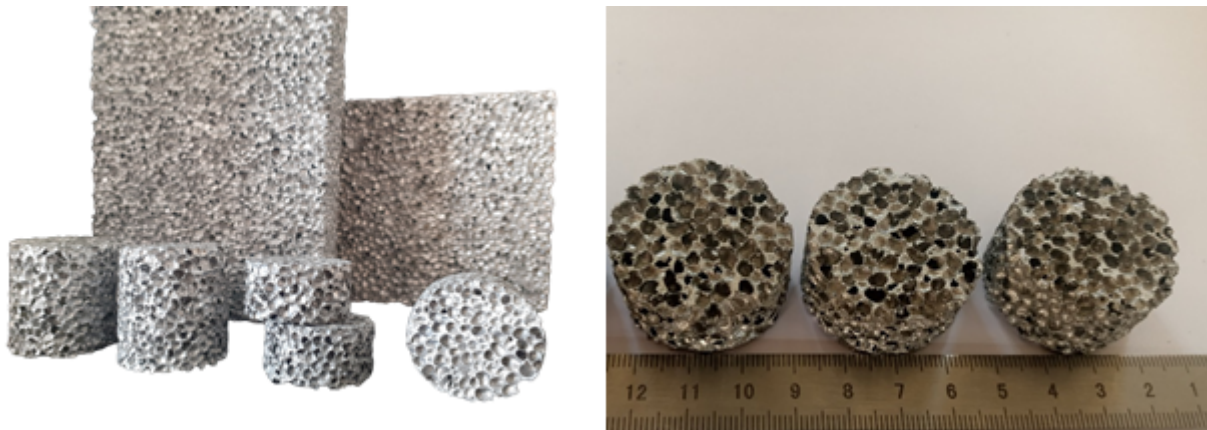


FIGURE 3.15 – Des échantillons cylindriques de la mousse

### 3.2.3.2 Préparation des peaux

Des peaux cylindriques en composites et en feuilles d'aluminium d'épaisseur 2mm, 1mm respectivement et de diamètre 32mm ont été découpées, l'opération de découpage des stratifiés (Le stratifié à fibres de verre, le stratifié à fibres de carbone, le stratifié hybride verre et le stratifié hybride carbone) et des plaques d'aluminium se déroule au niveau du laboratoire dynamique et structure des matériaux. On a utilisé pour cette opération une machine à décharge électrique.

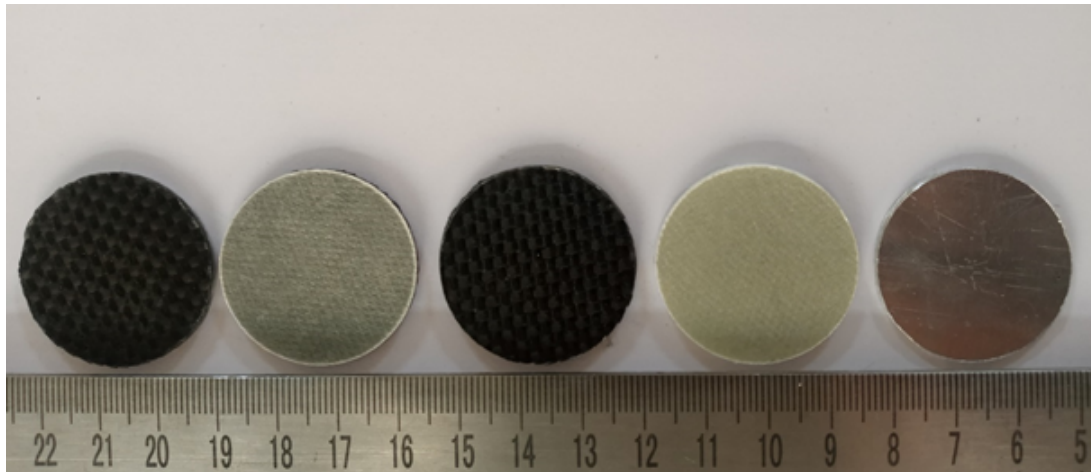


FIGURE 3.16 – Différents types de peau

### 3.2.3.3 Assemblage de peau et de l'âme

Le panneaux sandwich obtenu est le résultat de l'assemblage de peau et de l'âme grâce à un adhésif, dans notre étude on a utilisée l'époxy pour coller l'âme et la peau. L'épaisseur du panneaux est de 22 mm.



FIGURE 3.17 – Résine Epoxy

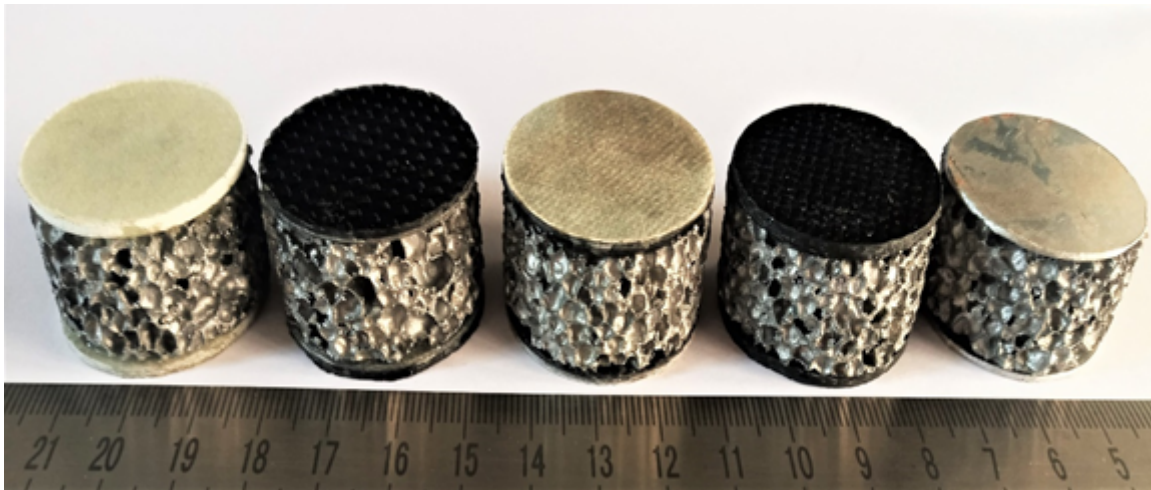


FIGURE 3.18 – Différents types des panneaux sandwichs

### 3.3 Méthodes expérimentales utilisées pour la perforation

#### 3.3.1 Introduction

Les essais dynamiques sont les techniques expérimentales qui permettent de solliciter un matériau à des vitesses de déformation élevées. Ils intéressent des applications diverses comme la protection sismique, les calculs de déformation lors de crash test dans l'automobile, les procédés de mise en forme de métaux, notamment par usinage, ou encore les problèmes liés à la perforation des blindages, qui impliquent des vitesses de déformation pouvant atteindre, respectivement,  $1$  à  $10^2 s^{-1}$ ,  $10^3 s^{-1}$ ,  $10^4 s^{-1}$  et plus de  $10^7 s^{-1}$  [46].

Parmi les grandes catégories d'impact on a :

- Les impacts à faible vitesse pour lesquels l'endommagement est introduit après le mouvement de la structure. Les vitesses d'impact du projectile sont inférieures à  $10$  m/s, et sa masse varie entre  $50$  g et  $30$  kg selon l'utilisation [47, 35], Les structures sont généralement endommagées en compression sous le projectile et en flexion locale [48].
- Les impacts à très haute vitesse sont étudiés dans le cadre de protections de satellites ou lanceurs contre des débris spatiaux de très faible masse (quelques milligrammes) mais pouvant atteindre des vitesses de plusieurs kilomètres par seconde [49, 50]. Il existe également des impacts à haute vitesse et des impacts balistiques qui se situent dans des domaines de vitesse proches. Les impacts balistiques peuvent être considérés comme un sous-domaine des impacts à hautes vitesses.

La vitesse de déformation est divisée en trois gammes : quasi-statique, intermédiaire et dyna-

mique. Le tableau (3.4) représente le type d'essai correspondant à chaque vitesse de déformation ainsi que le régime mécanique et thermique.

<b>Vitesse de déformation <math>s^{-1}</math></b>	$10^{-4}$ à $10^{-1}$	1 à $10^2$	$10^2$ à $10^4$
<b>Type de l'essai</b>	Compression quasi-statique	Tour de chute	La barre d'Hopkinson
<b>Régime mécanique</b>	Quasi-statique	Intermédiaire	Dynamique
<b>Régime thermique</b>	Isotherme	Intermédiaire	

TABLE 3.4 – Les différentes vitesses de déformation

### 3.3.2 Régime dynamique

Cette section a pour objectif de présenter brièvement les dispositifs de sollicitation permettant d'obtenir des vitesses de déformation comprises entre  $101s^{-1}$  et  $106s^{-1}$ . Il s'agit en particulier des dispositifs à barres d'Hopkinson dans les configurations d'impact classique SHPB (Split Hopkinson Pressure Bar) et d'impact direct DHPB (Direct Hopkinson Pressure Bar), ainsi le dispositif de la mesure de la perforation dynamique en utilisant aussi la technique de mesure avec les barres de Hopkinson : la perforation inversée.

#### 3.3.2.1 Les dispositifs à barres d'Hopkinson

Split Hopkinson Pressure Bar (SHPB), ce nom est dû, historiquement, à l'appareil utilisé au début du vingtième siècle par B. Hopkinson pour étudier les ondes de pression générées par des explosions ou des projectiles. Les dispositifs à barres d'Hopkinson sont aujourd'hui les plus utilisés pour étudier le comportement dynamique des matériaux à moyenne et haute vitesse de déformation (entre  $10^2s^{-1}$  et  $10^3s^{-1}$ ) [51].

La première étude de cette technique a été développée par B. Hopkinson [52] qui utilisait une unique barre comme moyen de mesure, adopté plus tard par Kolsky [53] afin de mesurer la réponse mécanique dynamique de matériaux en compression.

L'échantillon est situé entre deux barres identiques dont la limite élastique est supérieure à celle de l'échantillon testé. Durant l'essai, un projectile (en général du même matériau que les incidente barres) projetée par un système de canon pneumatique (constitué d'un compresseur et d'une électro-vanne) et impacter la première barre, surnommée "incidente". Par conséquence, le choc crée une onde de compression élastique. Elle se propage le long de la barre jusqu'à atteindre

l'échantillon, au niveau de l'interface barre/éprouvette, une transmission d'une partie de l'onde, à travers l'éprouvette, vers la barre sortante appelée « de transmission » et une réflexion de l'autre dans la barre entrante (Incidente). Cet ensemble de barres permet de mesurer les ondes de déformation dans les barres liées aux ondes incidente  $\epsilon_{inc}$ , transmise  $\epsilon_{tra}$  et réfléchi  $\epsilon_{ref}$  à l'aide de jauges de déformation situées au milieu de chaque barre. La contrainte et la déformation de l'échantillon insérée entre les deux barres sont déduites des signaux mesurés par les deux jauges. La théorie utilisée est celle de la propagation unidimensionnelle des ondes planes longitudinales dans les milieux élastiques.

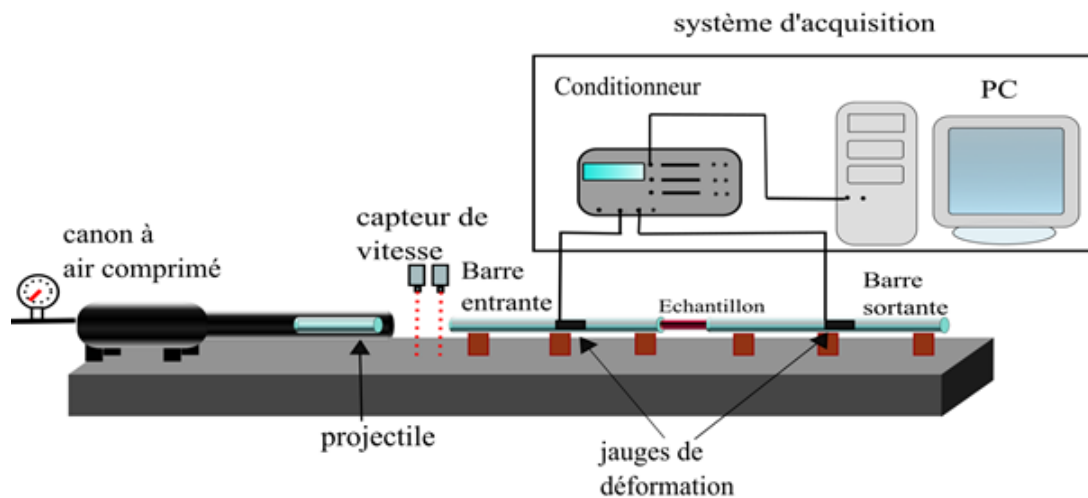


FIGURE 3.19 – Configuration d'impact classique SHPB

### 3.3.2.2 Essai d'impact direct

Cette configuration est utilisée couramment pour tester le matériau à grande vitesse de déformation, du fait de la limitation de la vitesse maximale. A la différence de la configuration d'impact classique, la connaissance de la force et de la vitesse de la face entrante nécessite une approximation. En effet, en admettant un état d'équilibre dans l'échantillon, la charge entrante est égale à la charge sortante. La vitesse entrante peut être déduite à partir de la vitesse d'impact initiale de projectile  $V_0$  et de la force de décélération déduite à partir de la force sortante  $F_s(t)$  mesurée par la barre entrante. La diffusion de l'onde.



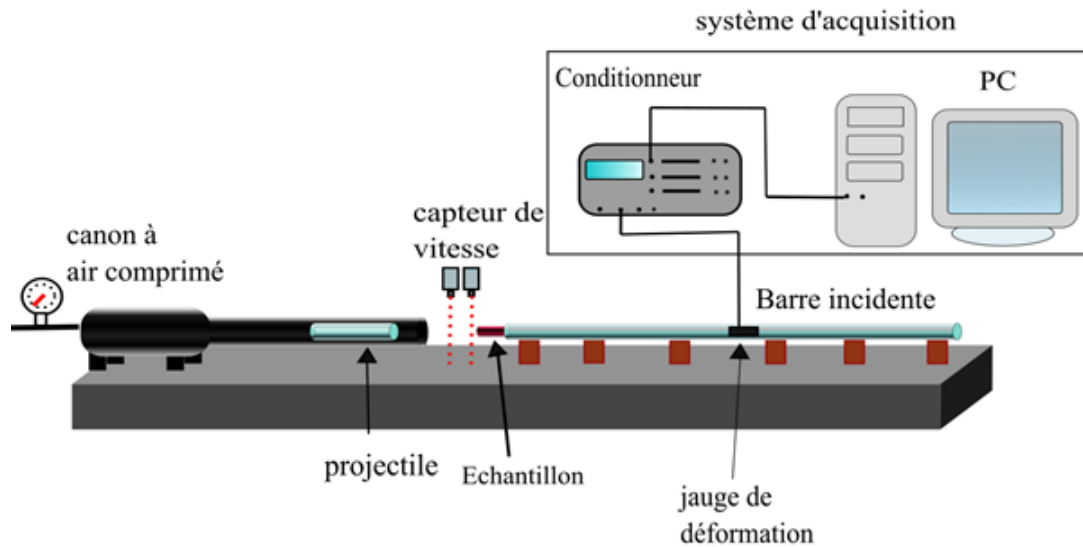


FIGURE 3.20 – Configuration d'impact direct

### 3.3.3 Technique de mesure pour la perforation : perforation inversée

Deux techniques de mesure différentes sont présentées suivant la vitesse de perforation : faibles ( $V < 20$  m/s) et grandes ( $V > 20$  m/s) vitesses d'impact.

#### 3.3.3.1 Grandes vitesses d'impact

Le principal inconvénient des essais de perforation classique est l'absence d'enregistrement de la force pendant le processus de perforation. Une solution évidente consiste à utiliser un projectile instrumenté comme dans le cas d'une barre de pression de Hopkinson pour que la force de percement soit alors mesurable à partir des profils d'onde enregistrés. Cependant, il est très difficile de lancer une longue barre à une vitesse élevée sans frictions pendant l'essai. En général, une longueur de plusieurs mètres est nécessaire, car la durée de la mesure est déterminée par le rapport entre la longueur de la barre et la célérité des ondes dans la barre. Une alternative consiste à lancer l'échantillon pour perforer la longue barre perforante. Le dispositif de l'essai de perforation inverse proposé utilise un pistolet à gaz avec un canon de diamètre intérieur 70 mm pour fournir une énergie cinétique à l'échantillon, une barre de diamètre 8 mm avec une calotte semi-sphérique à son extrémité perforante. La barre perforante est équipée de jauge de déformation afin de mesurer précisément la force au cours du processus complet de perforation.

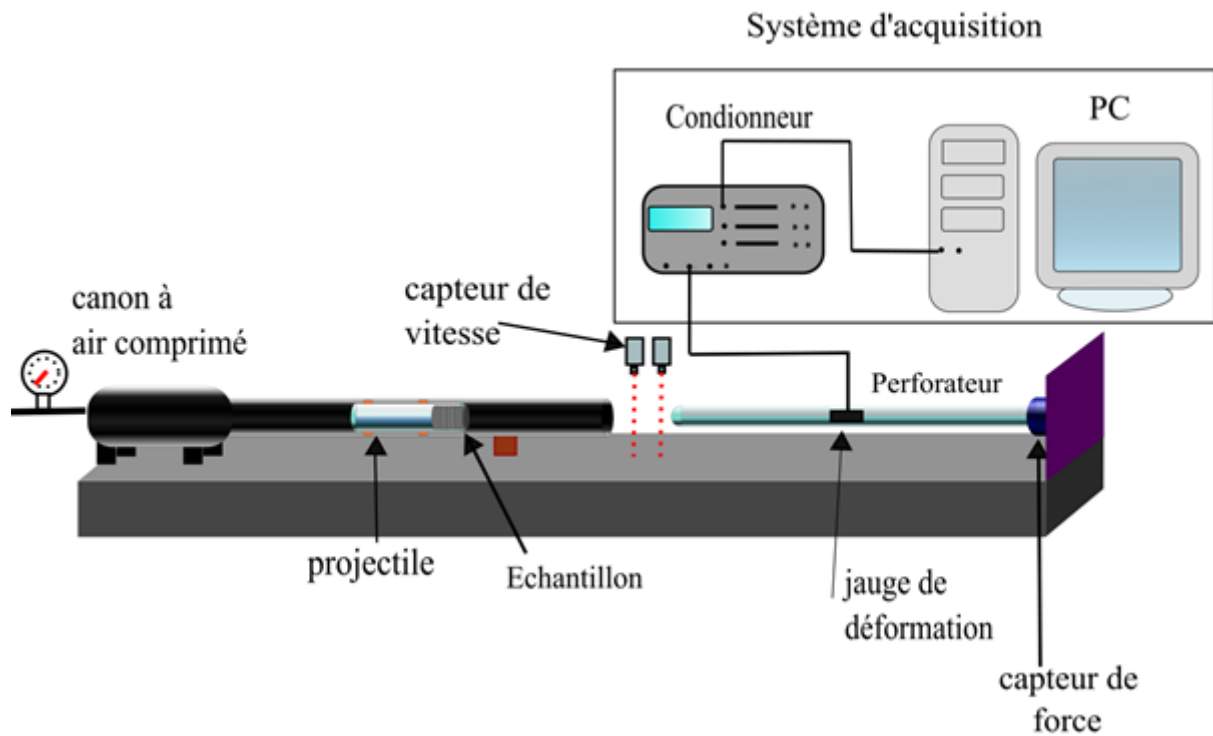


FIGURE 3.21 – Montage expérimental : perforation inversée

L'échantillon est lancé avec un tube creux utilisé comme projectile, fabriqué à partir d'un tube en aluminium. Une embase est soudée à son extrémité pour augmenter la surface de poussée et donc avoir une vitesse d'impact plus élevée. L'échantillon -cylindrique est monté entre la face ouverte du tube et une bague de serrage en inox avec un système de fixation de type éléments filetés. Le système de fixation est réalisé par quatre tiges filetées uniformément distribuées, légèrement serrées pour éviter la compression du matériau cellulaire. Le projectile pèse 54 g avec le système de fixation. Le canon à gaz mis en place peut lancer une masse jusqu'à une vitesse d'impact d'environ 60 m/s.

La figure 3.22 montre une photographie de ce projectile et le système de fixation échantillon-projectile.



FIGURE 3.22 – Photographie du projectile

Un tel montage réalise une condition proche d'un encastrement. Un autre point technique concerne l'arrêt du l'échantillon-projectile après la perforation complète de l'échantillon. La

solution la mieux adaptée est d'utiliser une butée en caoutchouc pour absorber l'énergie résiduelle du projectile. La figure 3.23 montre le dispositif expérimental de l'essai dynamique de la perforation.

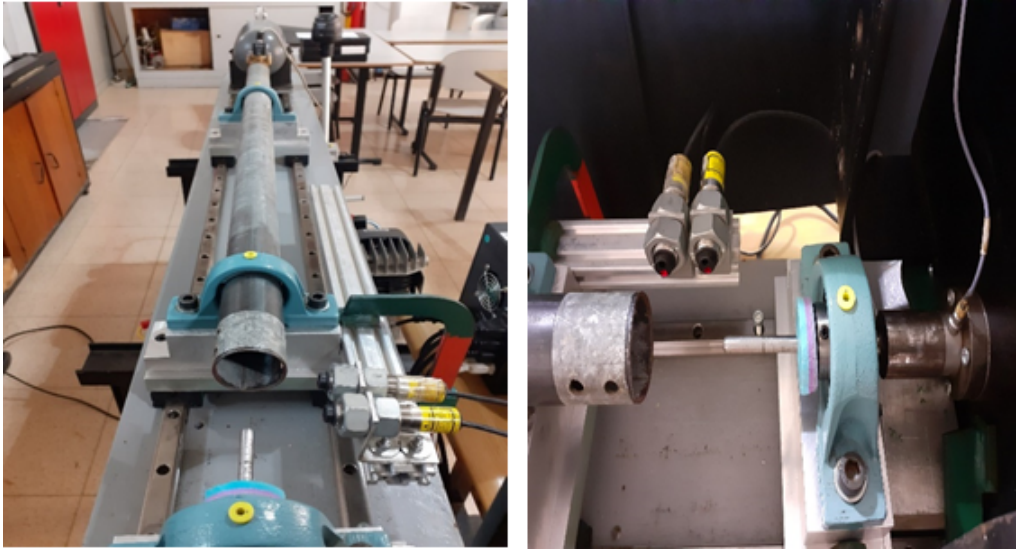


FIGURE 3.23 – Dispositif de perforation dynamique

Durant l'essai de perforation inversé, l'onde de compression créée par la perforation ( $t$ ) peut être enregistrée par la jauge de déformation collée sur le perforateur. Ici, il y'a une seule onde est analysée : l'onde transmise à la barre par l'échantillon en cours de perforation.

L'onde de compression ( $t$ ) peut être évaluée selon l'équation suivante :

$$\varepsilon(t) = \frac{2 \cdot V_{out}}{G_F \cdot V_{ext} \cdot G} \quad (3.1)$$

Où

$V_{out}$  : La tension mesuré

$G$  : le Gain

$G_F$  : Facteur de gain

L'histoire de la force relative en fonction du temps est alors calculée selon l'équation :

$$F(t) = A_b \cdot E_b \cdot \varepsilon(t) \quad (3.2)$$

Où :  $A_b$ ,  $E_b$  représente respectivement la surface de la barre et le module de Young de la barre.

De cette façon, une courbe force-temps est construite.

### 3.3.3.2 Perforation quasi statique

Les essais de perforation statique ont été réalisés sur une machine d'essai uniaxiale. Le perforateur est un barreau équipé d'un nez hémisphérique de diamètre  $D_p$  placé sur la partie mobile du dispositif suivant la traverse de la presse, il enfonce l'échantillon avec une vitesse de déplacement constant jusqu'à une profondeur maximale, L'échantillon est placé sur un support circulaire de diamètre  $D_s$  (figure 3.24).

L'effort de perforation est donné par la cellule d'effort de la machine et le déplacement est celui du vérin. L'indentateur hémisphérique appuie progressivement au centre de l'échantillon, piloté à une basse vitesse, avec un pilotage type « déplacement ». La figure montre le schéma du dispositif expérimental de perforation quasi-statique.

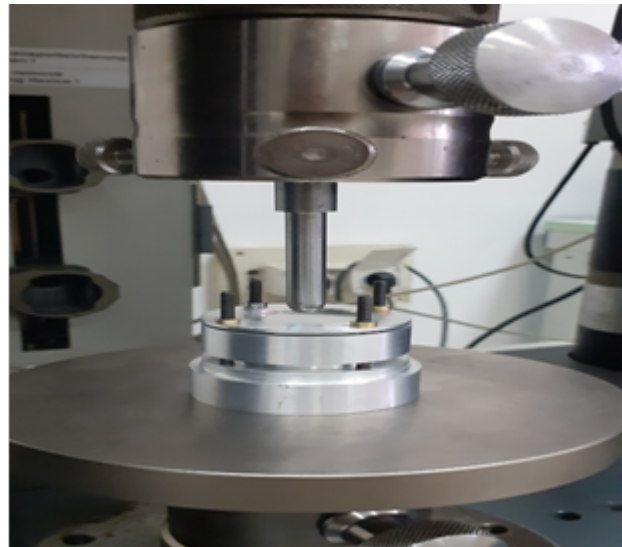
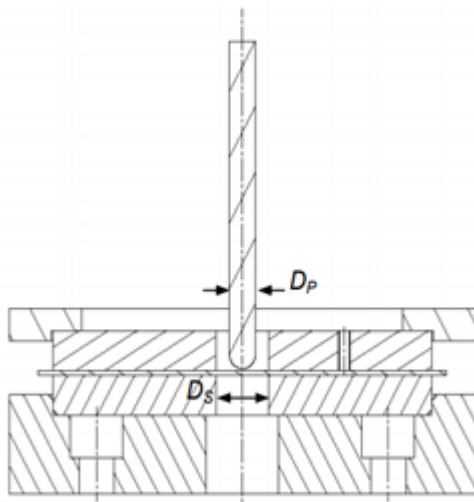


FIGURE 3.24 – Schéma du dispositif expérimental de perforation quasi-statique



FIGURE 3.25 – Photographie du support de l'essai quasi-statique

### 3.3.4 Caractérisation mécanique

#### 3.3.4.1 Essais de flexion trois points

Cet essai permet de mesurer le module d'Young, la résistance en flexion et la flèche maximale. Le test de flexion est effectué à température ambiante avec une vitesse de 2mm/min. La machine utilisée est une machine universelle ZWICK/ROELL Z010 (figure 3.26).

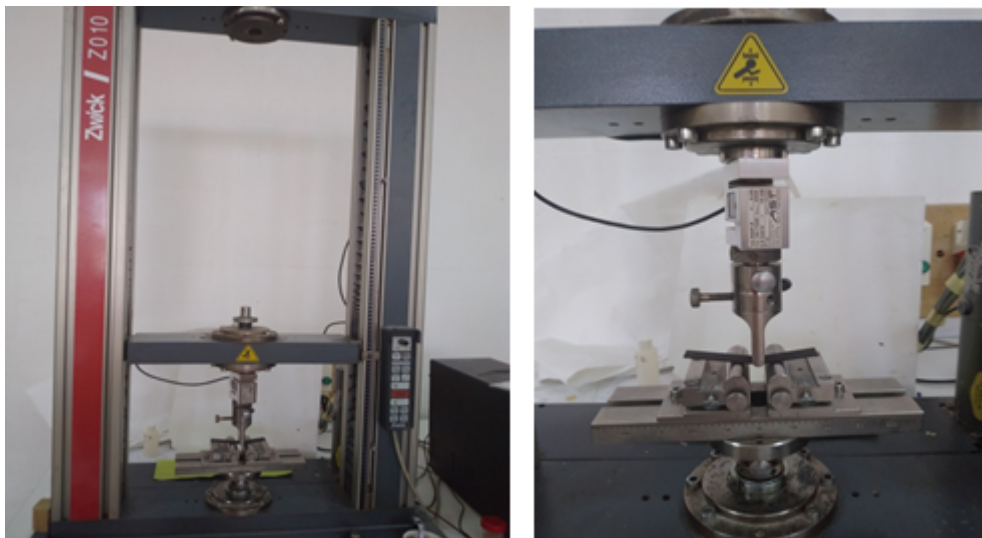


FIGURE 3.26 – Machine universelle de flexion de type ZWICK/ROELL Z010

L'essai de flexion détermine l'aptitude à la déformation d'un matériau sur deux appuis avec une application de l'effort à mi-distance des appuis. Les contraintes varient de façon continue

de part et d'autre de l'axe neutre, ou elles sont nulles. D'un côté, elles sont en compression (coté concave de l'éprouvette) et de l'autre, en tension.

Durant cet essai, la charge supportée par l'éprouvette est mesurée. Les résultats obtenus déterminent le déplacement et la force à la rupture. La contrainte à la flexion  $f$  et le module de Young  $E_f$  sont calculés respectivement selon les formules :

$$\sigma_f = \frac{3FL}{2be^2} (MPa) \quad (3.3)$$

$$E_f = \frac{FL^3}{4ba^3Y} (MPa) \quad (3.4)$$

$$\epsilon\% = \frac{6eY}{L_0^2} * 100 \quad (3.5)$$

Où :

$\sigma_f$  et  $E_f$  sont respectivement la contrainte et le module à la flexion (MPa).

$b$  : largeur de la section (mm).

$e$  : épaisseur de la section (mm)

$L$  : distance entre les appuis (mm).

$Y$  : la flèche de l'éprouvette (mm).



FIGURE 3.27 – Les éprouvettes destinées aux essais de flexion

## 3.4 Conclusion

Ce chapitre a été consacré à la présentation des matériaux d'études avec leurs constituants (composite stratifiés, tôle en aluminium, mousse d'aluminium), ainsi que la méthode de mise en œuvre des différentes plaques en composites stratifiés et des panneaux sandwichs. Dans ce chapitre il a été également présenté les différentes méthodes expérimentales utilisées dans la caractérisation des matériaux composites stratifiés, hybrides et structures sandwichs sous perforation dynamique. Nous avons tenu à respecter dans nos réalisations les normes en vigueur dans le domaine de l'aéronautique afin de mettre en évidence les conditions de réalisation des composites considérés sur la réponse mécanique des efforts de natures différentes.

Les résultats et discussions de caractérisation des différents composites stratifiés, plaque d'aluminium, mousse d'aluminium et panneaux sandwichs seront présentés dans le prochain chapitre.

CHAPITRE

4

RÉSULTATS ET INTERPRÉTATIONS



### 4.1 Introduction

Le comportement de panneaux de Sandwich a été étudié en statique et en dynamique. Les différents constituants du sandwich ont été caractérisés indépendamment par le biais d'essais de perforation statique et dynamique.

La résistance à l'impact sous perforation des panneaux sandwichs peut être déterminée en termes de force maximale, de même que les différents mécanismes de dommages résultant des essais de perforation peuvent être analysés.

L'objectif envisagé dans cette partie est l'étude de comportement mécanique de différents matériaux de structures sandwichs, composites (stratifiés), mousses d'aluminium et des tôles d'aluminium aux sollicitations statiques et dynamique, ainsi que de voir les mécanismes d'endommagement engendrés.

### 4.2 Résultat des essais sur les peaux

#### 4.2.1 Les stratifiés

##### 4.2.1.1 Perforation quasi-statique

Les courbes force vs déplacement obtenu par les essais de perforation quasi-statique sur les quatre types de stratifiés (carbone-époxy), (verre-époxy), (hybride-verre) et (hybride-carbone) sont montrés sur la figure 4.1.

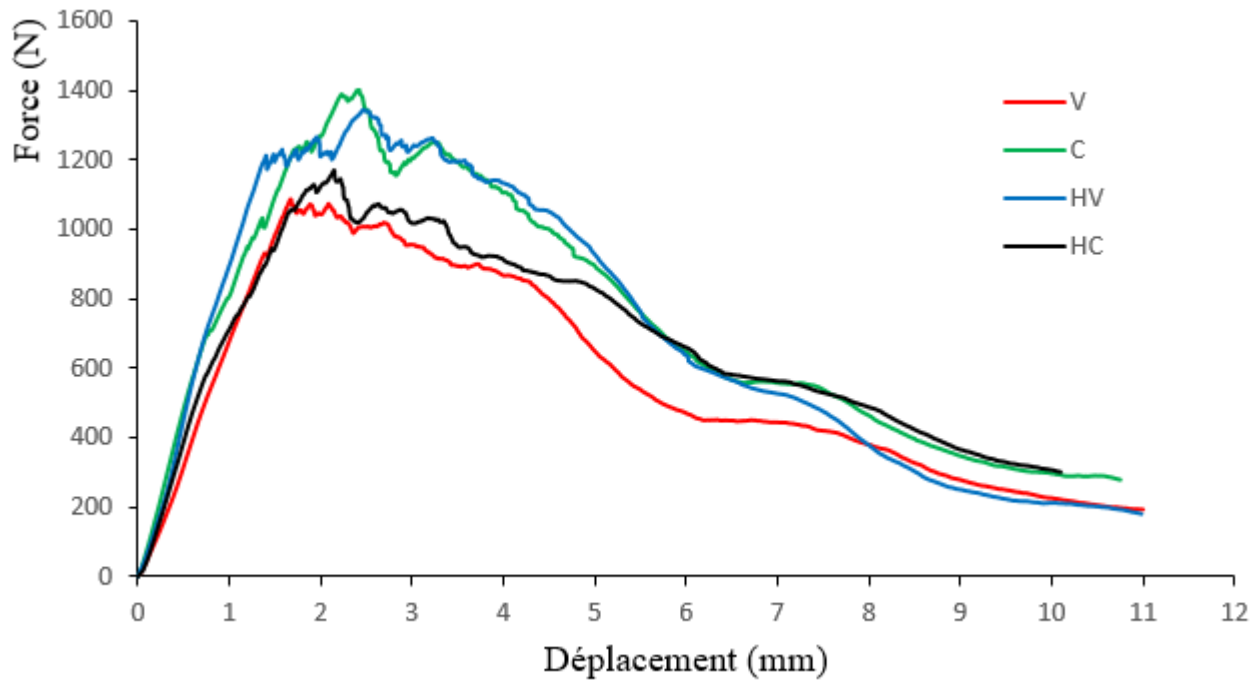


FIGURE 4.1 – Courbes force-déplacements en régime quasi-statique

Tous les courbes ont la même allure, donc le comportement est similaire pour tous les stratifiés sous la perforation, il est clair que dans la phase initiale du contact que le comportement est parfaitement linéaire jusqu'à l'approche des 1200 Newtons, puis des perturbations apparaissent tout en conservant un comportement globalement linéaire, cette évolution correspond à l'établissement des premiers endommagements. Ensuite, on observe des oscillations qui indiquent la présence de dommages. La première chute abrupte de la force est due à une réduction de la rigidité à la flexion en raison du comportement fragile du composite en cas d'impact où le seuil de délamination est atteint. Après la première chute, la force de contact augmente à nouveau. Des chutes de force plus faibles sont observées et qui indiquent une croissance des fissures dans le spécimen. La force de contact maximale est atteinte au moment du pic de force où apparaissent de nombreuses oscillations traduisant un endommagement progressif du composite jusqu'à la rupture.

Le comportement est le même pour les quatre plaques impactées, il est différent seulement pour les valeurs maximales de la force. La réponse force-temps est atteint une valeur maximale (valeur minimale pour la rupture des fibre)  $F=1400, 1060, 1140, 1320$  pour le stratifiés à base de fibre de carbone, verre, hybride-carbone et hybride-verre respectivement pour un déplacement 2mm.

Les mécanismes d'endommagement apparaissent relativement tôt dans le stratifié verre-époxy et le stratifié hybride-carbone comparativement aux autres stratifiés, donc sont plus fragile par rapport aux autres sous perforation dynamique.

On remarque que le stratifié à base de fibre de carbone a une force critique supérieur à celle du stratifié à base de fibre de verre, hybride-verre et hybride-carbone, donc le stratifié à base de fibre de carbone est plus résistant sous perforation quasi-statique par rapport aux autres stratifiés.

La figure 4.2 montre les modes de rupture des stratifiés sous perforation quasi-statique.



FIGURE 4.2 – Modes de rupture des stratifiés sous perforation quasi-statique

Les endommagements laissés par l'impacteur sur les faces des plaques montrent que le dommage est principalement caractérisé par un trou qui est assez visible et qui est plus perceptible sur la face arrière que sur la face d'impact.

Les dommages sont plus importants pour les faces d'impacts et les faces arrières, dont des ruptures matricielles et des ruptures de fibres sont observées visuellement sur le côté opposé de l'impact pour les quatre matériaux. La cinétique de l'endommagement semble être initiée par la rupture des fibres sur la face externe, suivie par la propagation des fissures de la matrice et

une perforation de l'échantillon.

Les modes de rupture sont sous forme circulaire pour les stratifiés à base de fibre de carbone et hybride-verre et sous forme de losange pour les stratifiés à base de fibre de verre et hybride-carbone. Il est clair que les plaques à base de fibre de carbone et hybride-verre sont plus endommagées que les plaques à base de fibre de verre et hybride carbone. Pour les stratifiés hybride il y a une différence du comportement sous perforation quasi-statique tel que, la face en verre est plus endommagée pour l'hybride verre que la face en carbone pour l'hybride carbone. Par conséquent, on être déduit que la plaque composite hybride a un comportement mécanique différent selon la face impactée et présente une meilleure résistance lorsque la face impactée est en verre.

#### 4.2.1.2 Perforation dynamique

Les essais de perforation dynamique ont été réalisés sur un dispositif aux barres de Hopkinson équipé de barres en acier de diamètre 43 mm. Dans cette configuration, une seule barre est utilisée et sert à la fois de perforateur et de moyen de mesure. Un nez sphérique est adapté sur l'extrémité de la barre qui est instrumentée de manière classique par une jauge de déformation. L'échantillon est monté sur le projectile et vient impacter la barre. La courbe Force-temps a été obtenue à partir d'une jauge. Après le déchargement, les plaques endommagées ont été examinées et photographiées. La figure 4.3 présente les courbes force-temps et la figures ?? présente les courbes force-déplacement des essais de perforation dynamique pour les stratifiés (carbone-epoxy), (verre-epoxy), (hybride-verre) et (hybride-carbonne). Ces courbes sont obtenues à partir d'essais de perforation dynamique à la température ambiante (20°C).

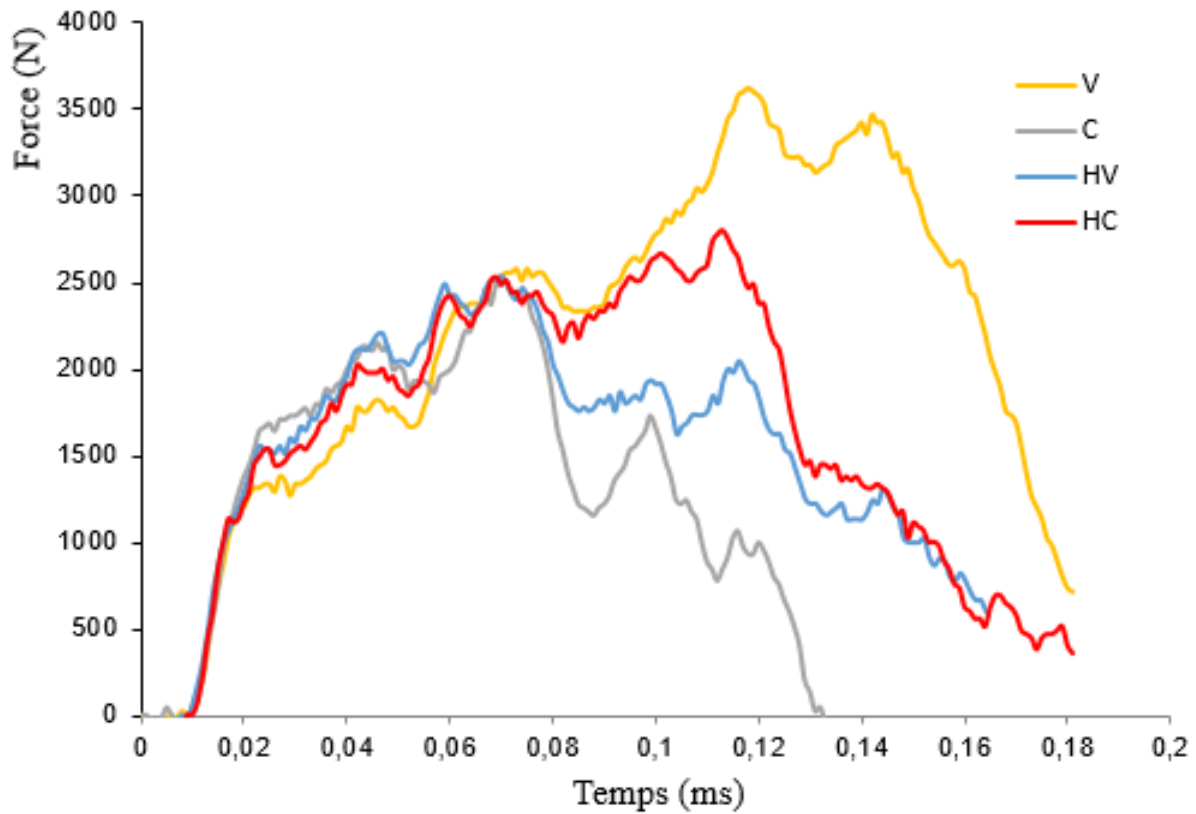


FIGURE 4.3 – Courbes force vs temps des stratifiés sous perforation dynamique

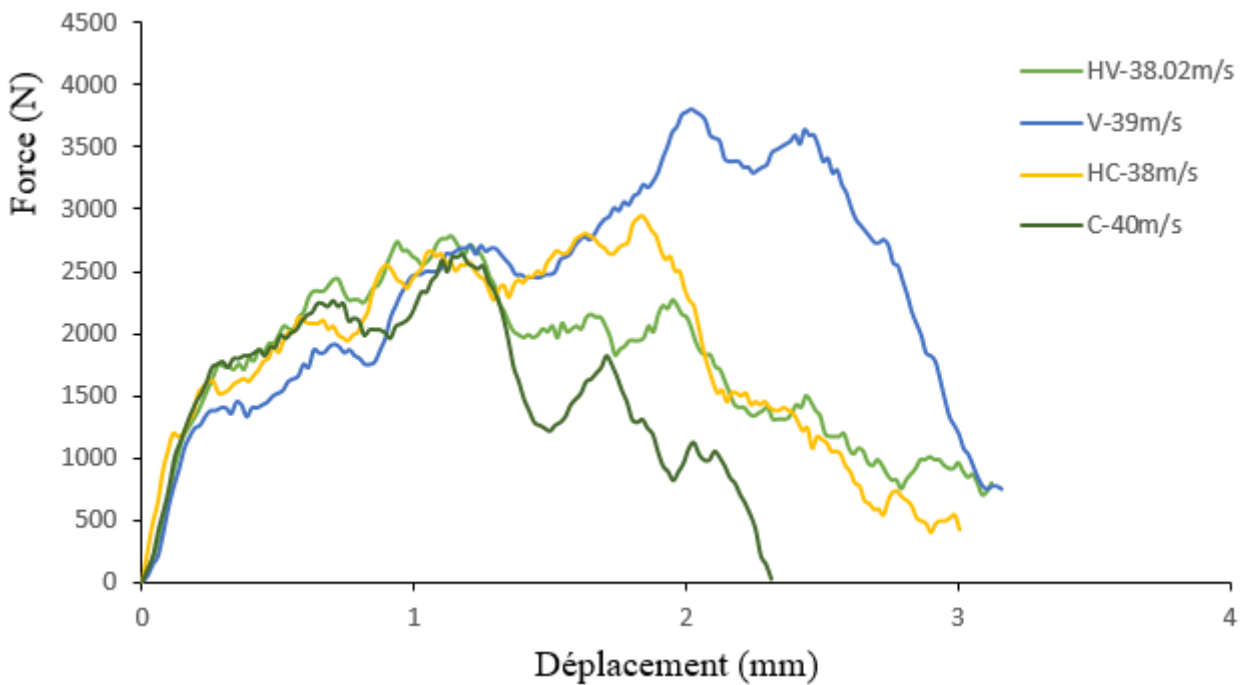


FIGURE 4.4 – Courbes force vs déplacement des stratifiés sous perforation dynamique

Les courbes représentatives du signal de force sont présentées sur la figure 4.3 et la figure 4.4, des sauts et des oscillations de force sont observés, Il est clair que le profil des courbes

force-temps est similaire pour toutes les plaques. Il est caractérisé par une augmentation de la force jusqu'à une valeur maximale, puis une diminution.

L'analyse des résultats a montré que le comportement des plaques composite est décomposé essentiellement en quatre phases. La première phase correspond à la flexion élastique de la plaque après la force augmente progressivement d'une manière linéaire et sans dégradations majeures (ce qui correspond au délai pour obtenir un contact droit entre le perforateur et les échantillons). Après ce délai, l'augmentation de la force est due à la réponse élastique de la plaque composite, jusqu'au pic de contrainte, qui correspond à l'apparition des premières dégradations de la matière, Il s'agit de la fissuration matricielle due à la différence des propriétés mécaniques entre les renforts et le liant et du délaminage qui diminuent la raideur de la plaque, Le délaminage est caractérisé comme des fissurations qui se propagent dans une zone riche en entre les plis d'orientation différente.

La deuxième phase de pic de contrainte jusqu'au pic maximale dont laquelle les charges commencent à fluctuer pour atteindre leur charge maximale Si cette force atteint la minimale nécessaire pour générer la rupture des fibres où la rigidité change en raison de l'initiation de l'endommagement. Cette valeur est par conséquent considérée comme un indicateur de la capacité du matériau à résister aux endommagements, l'augmentation du signal de force dans cette phase est plus faible, révélant une diminution initiale de la rigidité de l'échantillon due à l'initiation de dommages dans la structure composite. Ces dommages sont principalement des fissures de la matrice et sont responsables d'une petite oscillation.

La troisième phase correspond à la diminution de la force de manière significative en raison de la propagation des dommages dans la structure, on observe alors une chute brutale de la courbe correspondant à une fissuration extensive de la matrice et à la rupture des fibres, cette phase est extrêmement instable et dynamique. Elle donne lieu à la localisation des dégradations majeures (délaminages macroscopiques, fragmentation et plasticité matricielle essentiellement), Ce mode d'endommagement apparaît plus tard dans le mode de dégradation des composites impactés et est principalement le résultat d'une contrainte importante dans les fibres lors du flambement. Son lieu d'apparition est la face opposée à la face d'impact et la dernière phase correspond à la résistance résiduelle de la plaque et au frottement sec lorsque le perforateur pénètre dans la structure, qui participe à la majeure partie de l'énergie dissipée.

Comme on peut l'observer sur les courbes force-temps, l'endommagement initial, auquel le premier changement considérable de la pente se produit, était d'environ 1350 N, 1640N, 1440N, 1440N pour le verre, carbone, hybride-carbone et l'hybride-verre respectivement sont presque identiques car ils ont la même matrice. La force critique (la force minimale pour la rupture des fibres) des stratifiés est 3580 N, 2500N, 2753N, 2487N pour le verre-époxy, carbone-époxy, hybride-carbone, hybride-verre pour une durée 0.12 ms,0.07 ms,0.11ms et 0.07ms respectivement.

On remarque que le stratifié à base de fibre de verre a une force critique supérieur à celle du stratifié à base de fibre de carbone, hybride-verre et hybride-carbone, donc le stratifié à base de fibre de verre est plus résistant sous perforation dynamique par rapport aux autres stratifiés.

On observe que les stratifiés hybride ont le même comportement sous l'impact de perforation, l'évolution initiale est presque identique pour les deux courbes d'impact sur les faces hybride-carbone et hybride-verre. Par contre, elle présente des valeurs de force maximale différentes. Tel que, l'hybride-carbone a une force critique supérieur à celle de l'hybride-verre donc l'hybride-carbone est plus résistant que l'hybride verre.

Les mécanismes d'endommagement apparaissent relativement tôt dans le stratifié carbone-époxy et le stratifié hybride-verre comparativement aux autres stratifiés, donc sont plus fragile par rapport aux autres.

Il est important d'étudier l'étendue des dommages, leur nature et le mode de défaillance de chaque configuration de matériaux. La figure 4.5 montre les modes de rupture des stratifiés sous perforation dynamique. L'analyse macroscopiques de la face avant (face impactée) et de la face arrière (face non impactée) des échantillons donnent les premières informations sur la nature et le mode de défaillance.



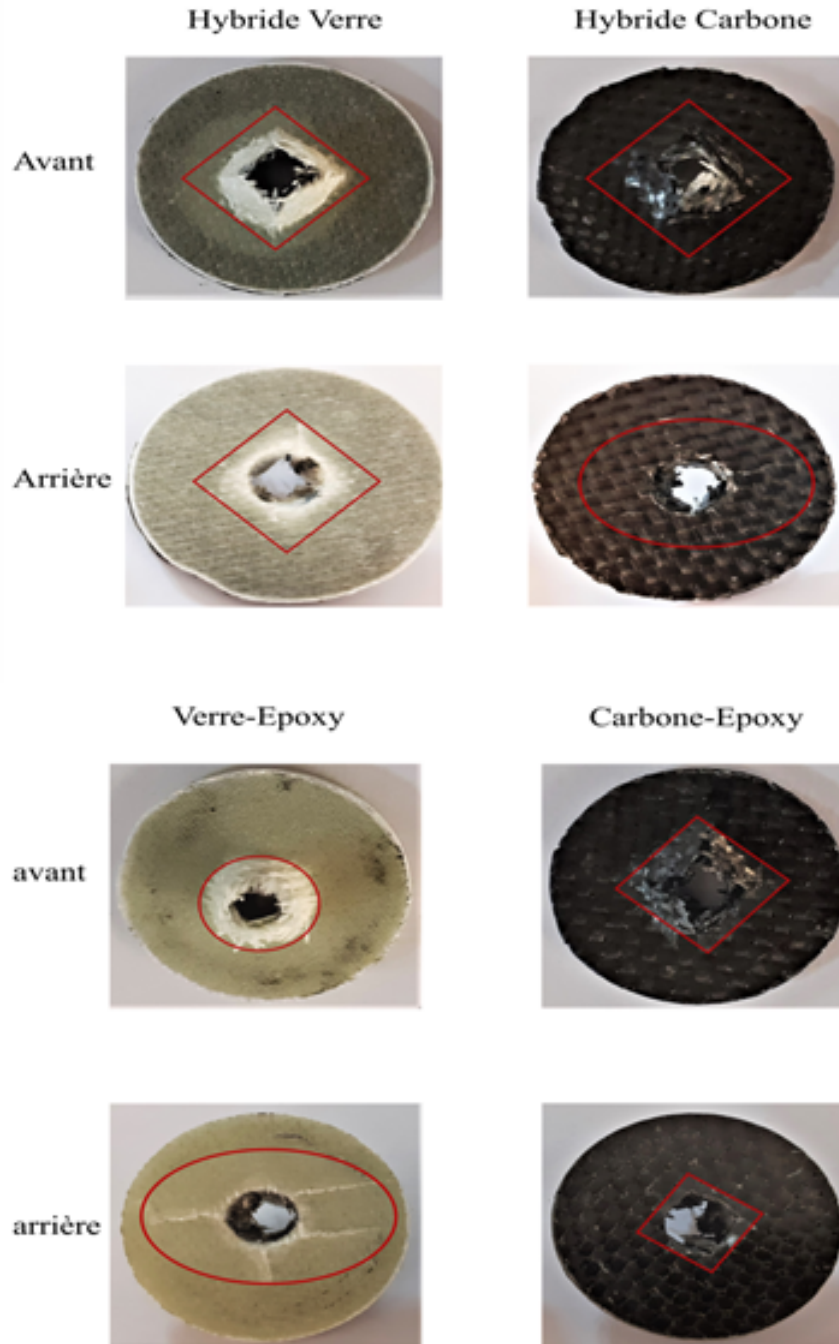


FIGURE 4.5 – Modes de rupture des stratifiés sous perforation dynamique

D'après les photographies de chaque échantillons un trou de perforation est observable et les plaques sont relativement endommagées. On retrouve des ruptures de fibres sur la face arrière de l'échantillon. Les modes d'endommagements sont constitués de fissurations matricielles et la rupture des fibres qui sont facilement détectée par l'inspection visuelle sur le côté opposé de l'impact. Les fissures ont tendance à se propager suivant l'orientation des fils du tissu, comme on peut le voir sur la figure 4.5 sur la face arrière un dommage sous forme de losange est

observé sur les stratifiés (carbone-époxy), (hybride-carbone) et (hybride-verre) et un dommage sous forme circulaire correspondant au diamètre du projectile est observé sur le stratifié (verre-époxy) qui correspond un dôme de flexion et des délaminages à travers divers interfaces, rupture de paquets de fibres.

La fracture est relativement régulière a grande fissure s'est formée le long de la pénétration du projectile. De plus, de nombreux débris ont été observés le long du trou, Comme remarqué, la fracture est relativement rugueuse avec quelques vides. En outre, de nombreuses microfissures ont été distribuées autour de la direction circonférentielle.

La face de pénétration du stratifié verre/époxy présente un trou circulaire de pénétration ainsi il y avait quelques fissures circonférentielles autour du bord du trou Les fissures de la surface de rupture se sont propagées dans la direction radiale à partir du centre du trou, tandis le stratifié carbone/époxy présente des fissures orientées dans les deux sens du tissu et des ruptures de fibres. Le composite hybride subit une combinaison des deux modes de rupture.

La fissuration matricielle et les ruptures des fibres sont les types de dommage le plus prépondérant dans les stratifiés, l'accumulation des dommages est localisée en premier dans la matrice avant la fissuration des fibres. En effet, la matrice servant de liant entre les fibres se trouve plus sollicitée par des contraintes résultant de flexion et cisaillement notamment dans la face opposée à la zone de l'indentation. La rupture des fibres apparaisse bien plus tard, dans le processus d'endommagement après la fissuration de la matrice. L'apparition de l'endommagement de la face opposée à l'indentation est observée après la rupture des fibres. En effet, la rupture des fibres est un signe révélateur de la perforation des plaques par pénétration de perforateur. Il est provoqué par la forte présence de contraintes localisées dans la zone située sous le perforateur. La cinétique de l'endommagement semble être initiée par une fissuration matricielle suivie par la rupture des fibres sur la face externe, ensuite une propagation des fissures dans la structures qui conduit à la perforation du matériau.

Les phénomènes d'endommagement pour les stratifiés analysés sont : le délaminage survenant à l'interface des plis tissés dû à la différence de rigidité entre les couches adjacentes, la fissuration matricielle due à la rupture par cisaillement et la rupture des fibres causée par l'élévation des contraintes locales et les effets d'indentation.

#### 4.2.1.3 Comparaison entre la perforation dynamique et la perforation quasi-statique

La figure 4.6 montre les courbes force-déplacement enregistrées lors de test de perforation statique et dynamique. L'analyse et la comparaison des résultats obtenus montre que la vitesse d'enfoncement joue un rôle majeur sur la réponse à l'impact de nos plaques, la comparaison permettent de mettre en évidence un effet de vitesse influant sur l'amplitude du pic de perforation. Le pic de perforation double en passant de la statique à la dynamique. La réponse à l'impact des peaux composites soit influencée par la vitesse de sollicitation. En effet, plus la vitesse de sollicitation augmente, plus la force nécessaire à la rupture de premières fibres, est élevée. Il en va de même pour la déflexion de la plaque avant rupture.

D'après la comparaison des courbes obtenues en statique et en dynamique on remarque que le comportement des stratifiés sous perforation quasi-statique et dynamique est complètement différent. Le stratifié à base de fibre de carbone est le plus résistant sous perforation quasi-statique par rapport aux autres stratifiés, mais sous perforation dynamique il est devenu le moins résistant par rapport aux autres stratifiés.

Le stratifié à base de fibre de verre est le moins résistant sous perforation quasi-statique par rapport aux autres stratifiés, mais il est devenu plus résistant sous perforation dynamique par rapport aux autres stratifiés.

Le stratifié hybride-verre est plus résistant que Le stratifié hybride-carbone sous perforation quasi-statique, mais sous perforation dynamique le stratifié hybride-carbone est devenu plus résistant que le stratifié hybride-verre.

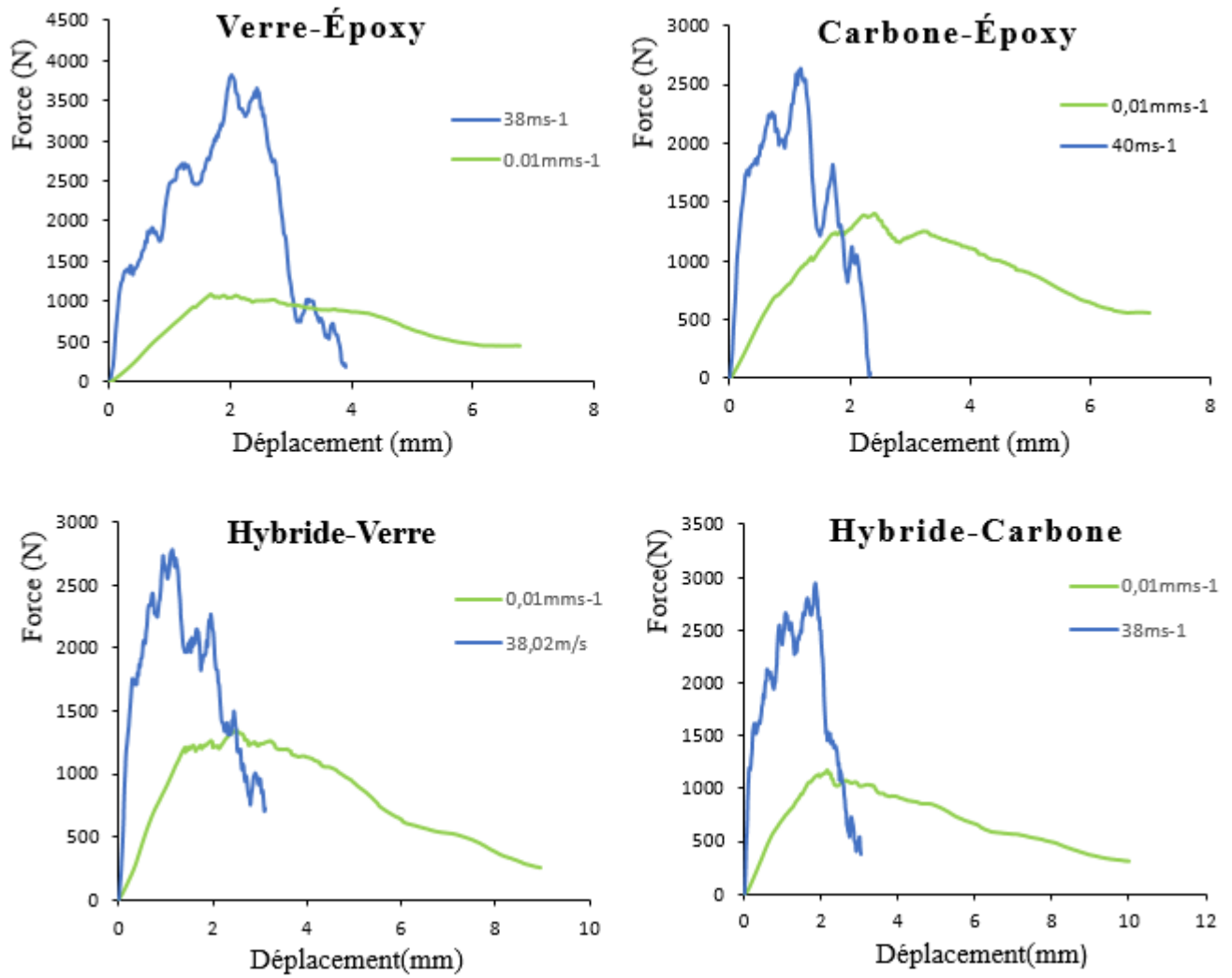


FIGURE 4.6 – Signaux force vs déplacement des stratifiés sous perforation dynamique et quasi-statique

La figure 4.7 montre une comparaison des modes de ruptures sous perforation dynamique et quasi-statique.

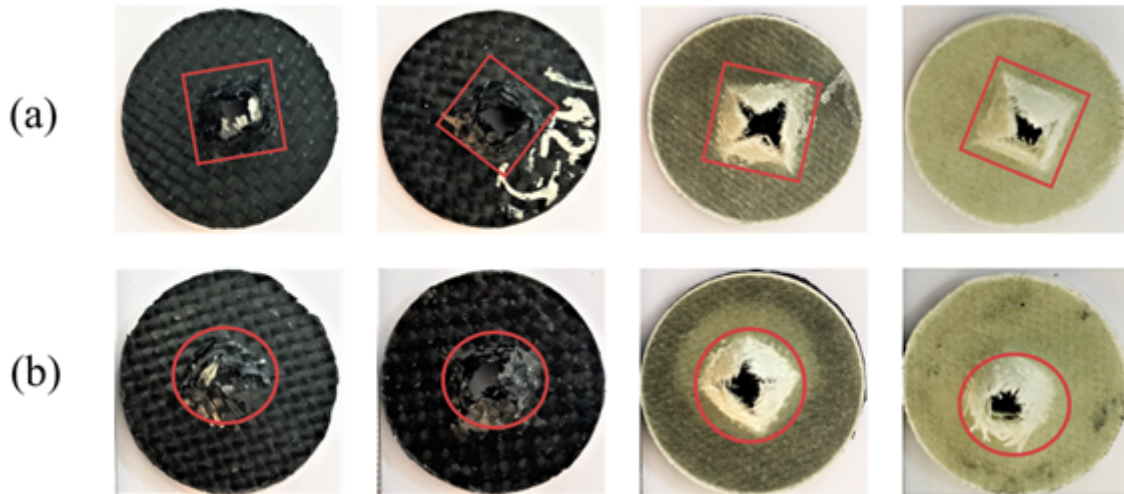


FIGURE 4.7 – Comparaison des modes de rupture sous perforation (a) quasi-statique (b) dynamique

Les modes de rupture qui mènent à la perforation sont différents entre le cas statique et le cas dynamique. En statique, la perforation survient par une fissuration en croix de l'éprouvette, fissuration qui se fait préférentiellement aux jointures entre mailles du tissé. Ceci est significatif d'un mode de rupture en traction. En dynamique, l'endommagement est beaucoup plus important sous forme circulaire, les torons de chaîne et de trame sont cassés dans toute la zone qui se trouve sous le nez du perforateur. Il s'agit dans ce cas d'un mode de rupture en cisaillement transverse.

#### 4.2.1.4 Essais de flexion

L'aspect macroscopique des éprouvettes de flexion est donné par (la figure 4.8). Les résultats des tests de flexion sont représentés sous forme des courbes de contrainte de flexion en fonction de déformation voir (figure 4.9).

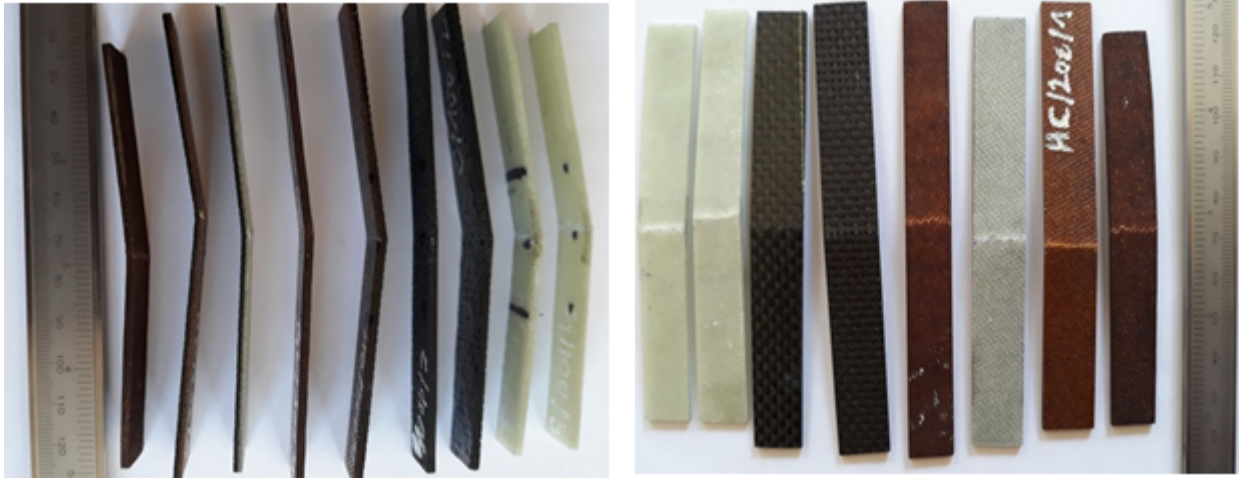


FIGURE 4.8 – Zone de rupture de l'éprouvette de flexion

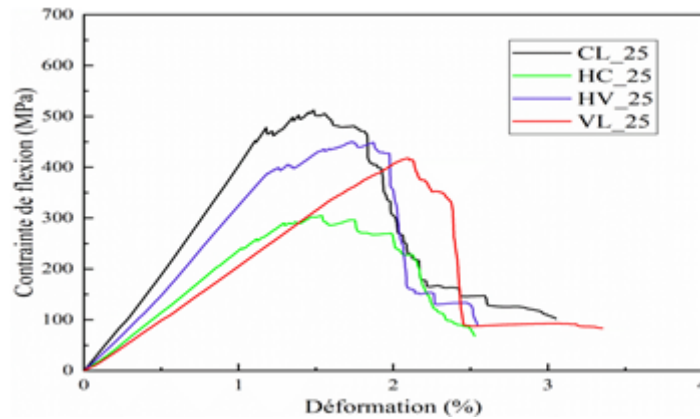


FIGURE 4.9 – L'évolution à la déformation lors de la flexion

Le tableau 4.1 présente les différents paramètres extraits des essais de flexion trois points.

Température (C)	Matériaux	$E_f$ (GPa)	$\sigma_f$ (MPa)	F max (N)	Fleche (mm)
25	C	30.42	495.71	512.24	1.39
	V	27.19	420.76	417.71	1.39
	HC	20.42	332.77	305.04	1.46
	HV	24.55	417.23	450.27	1.45

TABLE 4.1 – Tableau des caractéristiques mécaniques en flexion des différents composites

Comme la montre la figure 4.9 Le comportement à rupture en flexion des composites, nous relevons que les courbes d'essais statiques de flexion trois points obtenues suivant les deux directions (longitudinale et transversale), nous permettent de distinguer trois zones; une zone linéaire correspondant au comportement élastique du matériau, puis une deuxième non linéaire

associée à l'apparition de la déformation plastique et une zone de rupture. Toutes les éprouvettes présentent un comportement similaire pour le même lot.

Selon les résultats illustrés dans la figure 4.9 et le tableau 4.1, il en résulte que le stratifié à base de fibre de carbone a un module d'Young plus élevé que le stratifié à base de fibre de verre, car les fibres de carbone présentent un module d'élasticité plus élevé par rapport aux composite en fibres de verre. On remarque aussi que le module d'Young de HC est supérieur de celle HV, Le comportement en flexion de HV est bien meilleur que le comportement de HC puisque les quatre dernières couches de HV sont constituées de fibre de carbone.

On constate que le stratifié à base de fibre de carbone est plus résistant en régime quasi-statique et ce n'est pas le cas en régime dynamique. La même chose pour le stratifié à base de fibre de verre, il est plus résistant en régime dynamique que le régime quasi statique.

Pour les composites hybride, le stratifié hybride-verre est plus résistant que le stratifié hybride-carbone en régime quasi-statique, mais en régime dynamique le stratifié hybride-carbone est plus résistant que le stratifié hybride-verre.

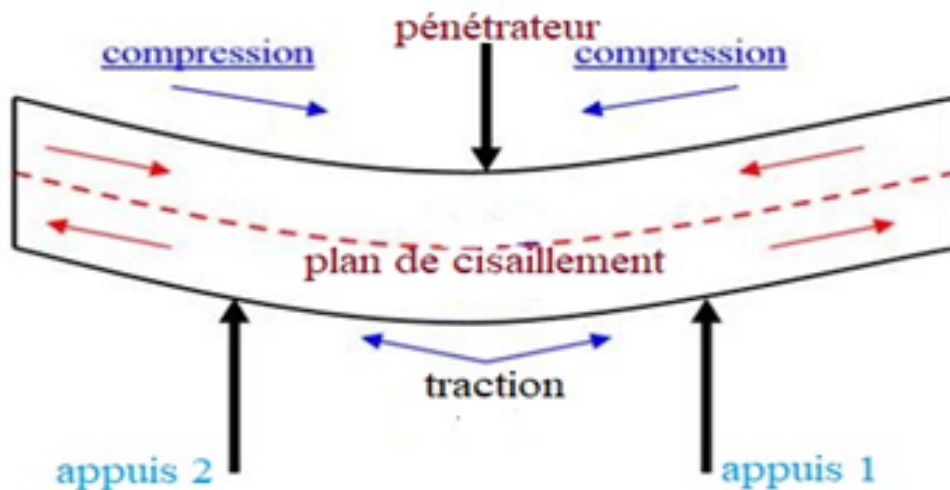


FIGURE 4.10 – Schématisation du mécanisme d'endommagement pour l'essai de flexion 3 points

#### 4.2.2 Peau en feuille d'aluminium

des essais de perforation quasi-statique et dynamique d'une seule plaque d'aluminium sont réalisés. Le même système de fixation du stratifié-projectile est utilisé pour la perforation de la plaque. les courbes force-déplacement de la plaque d'aluminium obtenus sous perforation quasi-statique et dynamique sont montrés sur la figure 4.11 et la figure 4.12 respectivement.

#### 4.2.2.1 Perforation quasi-statique

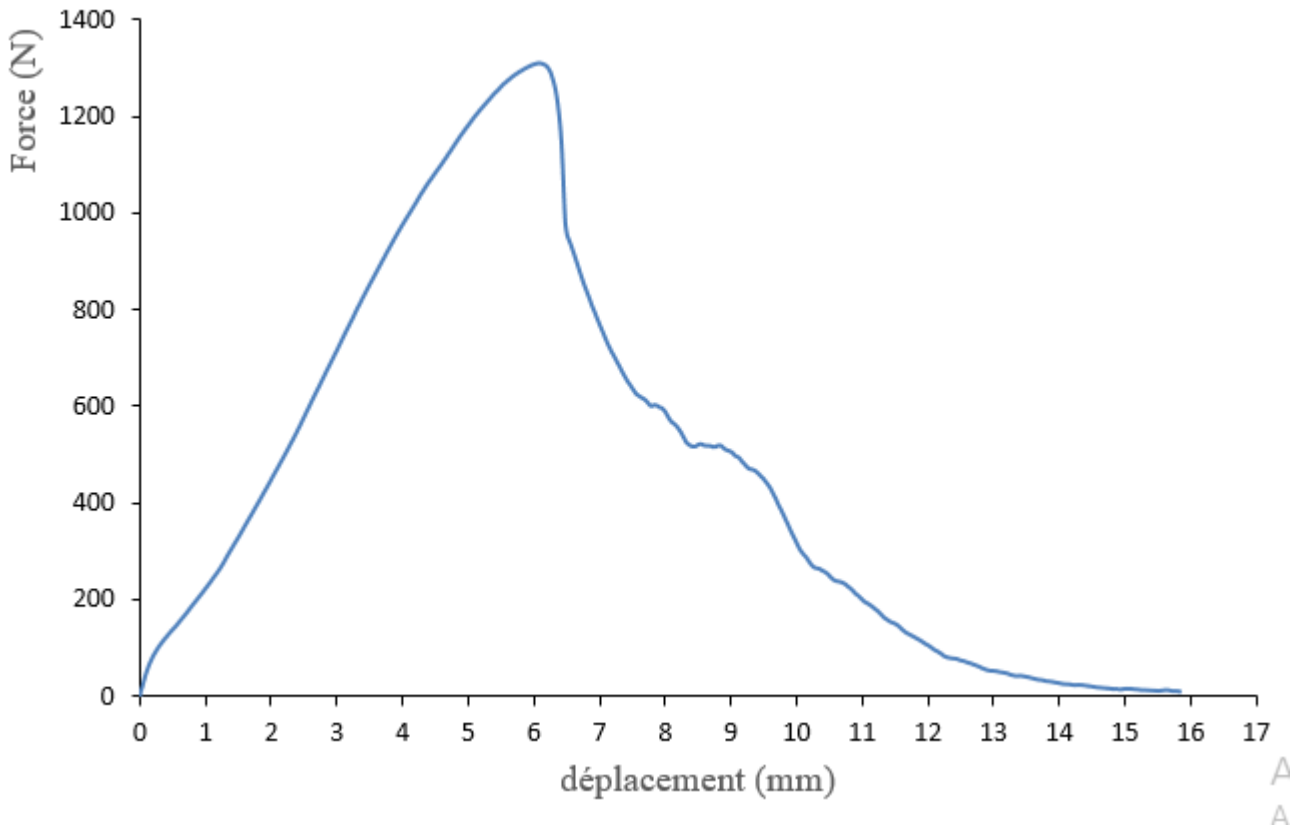


FIGURE 4.11 – Courbe force vs déplacement de la perforation quasi-statique de la plaque d'aluminium

La courbe enregistrée montre la variation de la force appliquée en fonction du déplacement de la plaque pendant la perforation. On peut voir que la force appliquée augmente au fur et à mesure que l'impacteur pénètre à travers le matériau. À la position 0 mm, l'impacteur se trouve en contact avec l'échantillon, mais sans exercer de force sur la plaque. La première partie de la courbe est une zone étendue qui représente le comportement élastique du matériau. Durant cette étape, l'impacteur exerce une déformation sur le matériau sans le pénétrer. À la position 0.2 mm, correspondant au premier pic, le bout de l'impacteur commence à pénétrer dans l'échantillon. Ce point correspond à l'initiation de la propagation d'une fissure à la surface de l'échantillon. la force augmente jusqu'à une valeur maximale environ 1300 N avec un déplacement de 6 mm puis une chute brutale de la force.



#### 4.2.2.2 Perforation dynamique

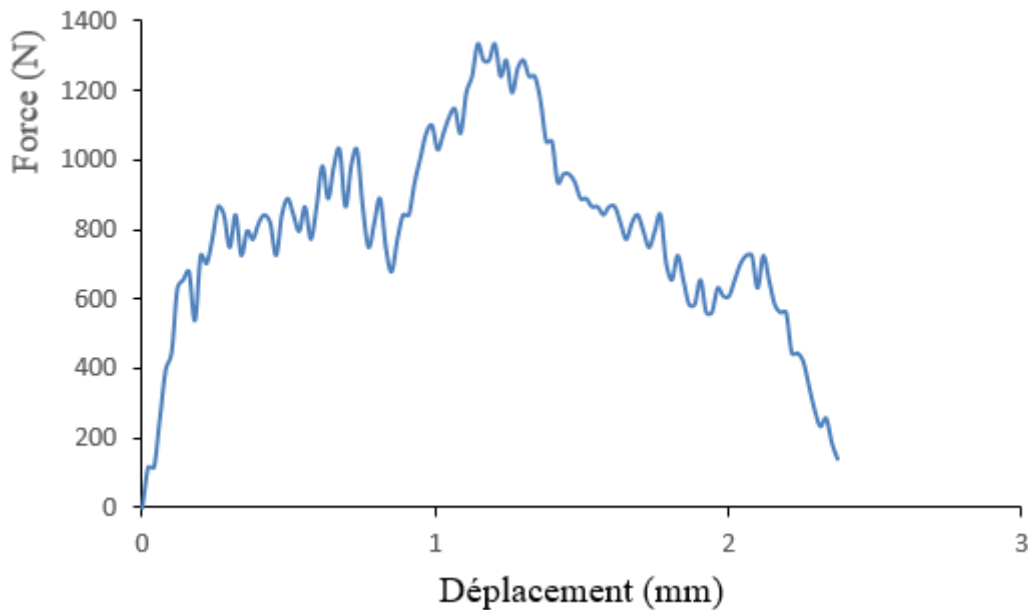


FIGURE 4.12 – Courbe force vs déplacement de la perforation dynamique de la plaque d'aluminium

On distingue sur la figure 4.12 successivement :

- un domaine linéaire de comportement élastique réversible, où l'arrêt de la sollicitation permet à l'éprouvette de retourner dans son état initial.
- un domaine de comportement plastique homogène, caractérisé par une déformation irréversible du matériau.
- un domaine de comportement plastique hétérogène, initié par l'apparition d'une "striction". La déformation se localise dans l'échantillon jusqu'à rupture.

On peut voir que la force seuil de rupture en dynamique est quasi-identique au cas quasi-statique, donc les résultats montrent que la plaque est effectivement quasi-insensible à la vitesse de perforation.

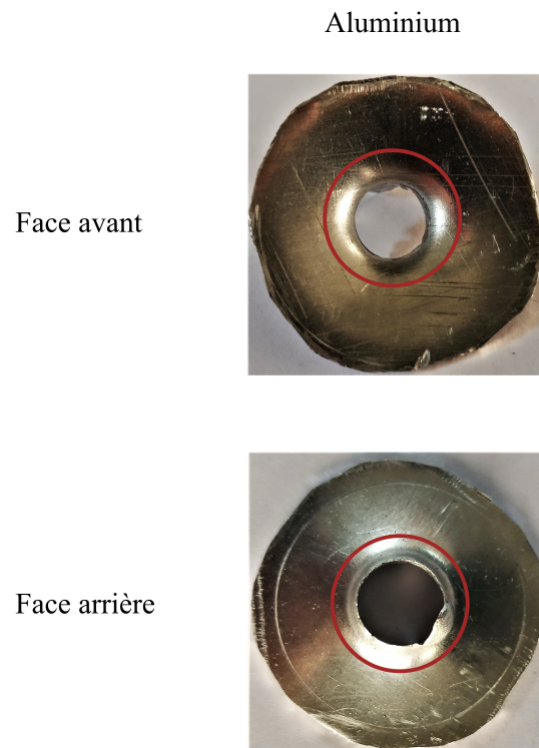


FIGURE 4.13 – Mode de rupture de la plaque d'aluminium sous perforation dynamique

On observe sur La figure 4.13 que la structure est totalement perforée. La rupture est provoquée par cisaillement hors plan et l'endommagement est très localisé, puisqu'un un petit volume de matière participe de manière effective à l'impact.

## 4.3 Résultat des essais sur l'âme

### 4.3.1 Perforation quasi-statique

La perforation d'un échantillon de mousse seule est aussi analysée. La figure 4.14 montre des courbes force vs déplacement de la perforation de mousse en quasi-statique.

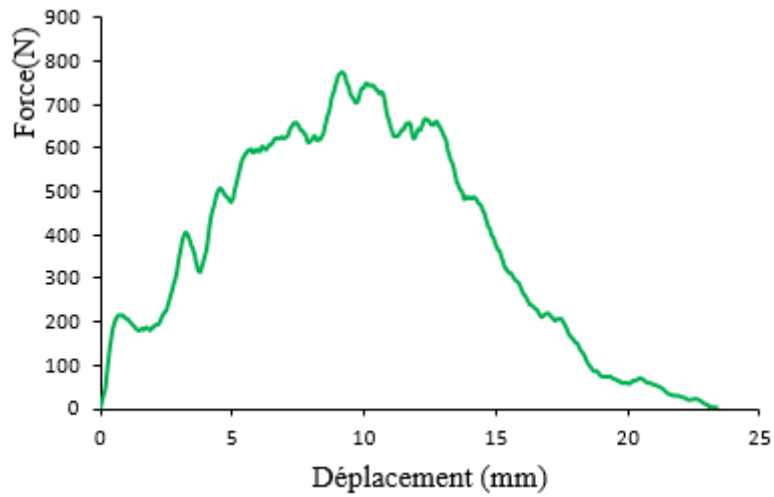


FIGURE 4.14 – Courbes force vs déplacement de la perforation quasi-statique de la mousse

Au début, la charge augmente linéairement avec le déplacement jusqu'à un pic de charge initial, qui représente la résistance des cellules de mousse à la pénétration. Un long plateau de charge pour un déplacement d'environ 5-12 mm a été observé après le pic de charge initial dans la mousse puis une diminution de la charge jusqu'à zéro en raison que la rupture s'est produite.

La figure 4.15 montre une photographie de mousses perforées en quasi-statique.

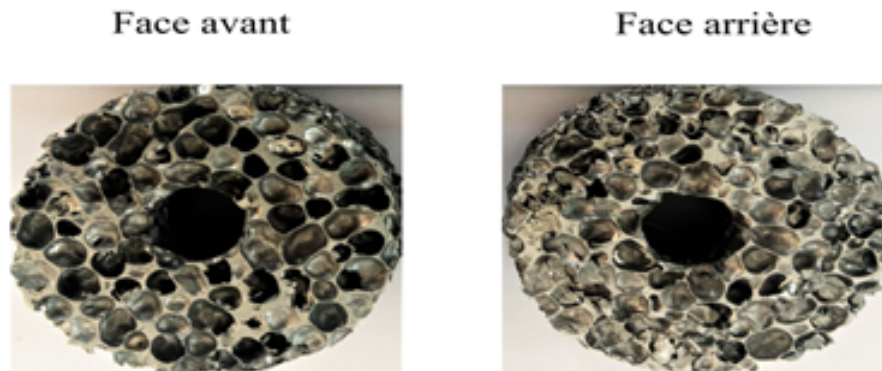


FIGURE 4.15 – Mode de rupture de la mousse sous perforation quasi-statique

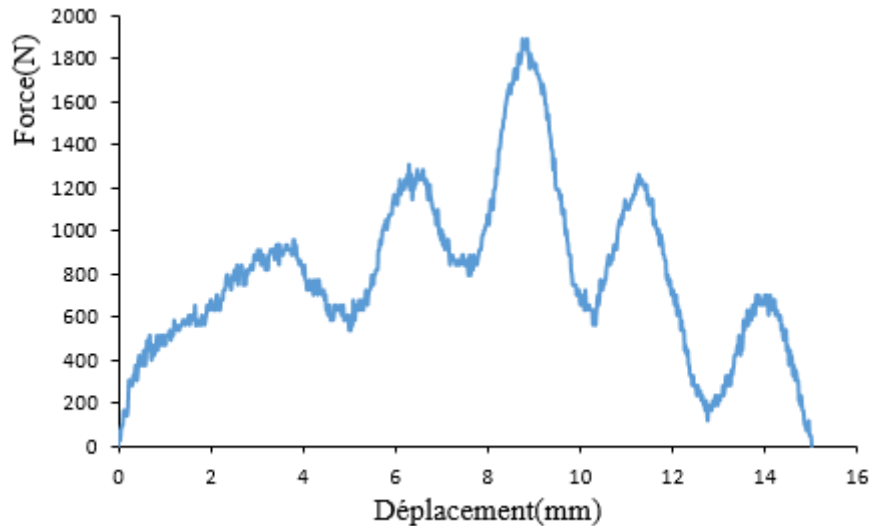


FIGURE 4.16 – Courbes force vs déplacement de la perforation dynamique de la mousse

La courbe Force vs déplacement obtenue à partir de l'essai de perforation se compose de trois parties : La première partie de la courbe est caractérisée par une dépendance quasi-élastique presque linéaire et se termine au point d'écoulement. La deuxième partie de la courbe est caractérisée une force presque constant (plateau) avec une efficacité d'absorption d'énergie élevée. Presque toute l'énergie de déformation est absorbée à ce stade. La troisième partie est caractérisée par la rupture finale de la structure avec une force qui diminue.

La figure 4.17 montre une photographie de mousses perforées en dynamique.

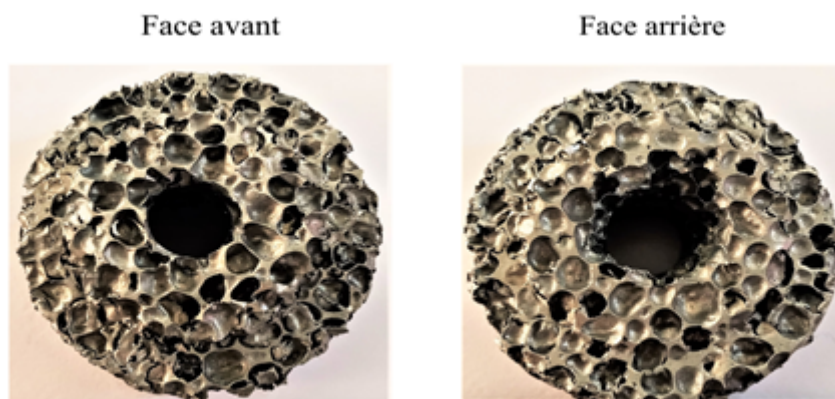


FIGURE 4.17 – Mode de rupture de la mousse sous perforation dynamique

La Figure 4.17 montre les morphologies des dommages de la mousse d'aluminium sous perforation dynamique. On peut voir sur la figure qu'il y a une rupture par cisaillement au niveau de la paroi cellulaire de la mousse d'aluminium à la surface du perforateur (face avant),

et la taille de la perforation est presque la même que celle du perforateur. Les dommages se produisent principalement dans la zone locale autour du point d'impact, et il n'y a presque aucun dommage dans la position éloignée du point d'impact et de la limite de la contrainte fixe. On peut voir sur la figure que la perforation de la mousse d'aluminium au niveau de la surface arrière est plus grande que la surface de section transversale du perforateur, ce qui correspond à l'interaction de l'onde de recharge due à la fragilité et à la faible résistance à la traction de la mousse d'aluminium. Les parois de la cellule de la surface arrière s'étirent et se fracturent sous l'action de l'onde de traction réfléchi. Dans le même temps, en raison de la distribution inégale des pores des cellules et de l'épaisseur de la mousse d'aluminium, il y aura une plus grande déchirure locale autour du trou. On remarque que la mousse a subi une compression sous perforation dynamique, Cependant, cette large compression est a priori due au système d'arrêt de la vitesse résiduelle du l'échantillon-projectile.

## 4.4 Résultat des essais sur les panneaux sandwichs

Des essais de perforation quasi-statique et dynamique ont été menés pour étudier la réponse à l'impact des panneaux sandwichs avec une âme en mousse d'aluminium et des peaux stratifiées-tôles d'aluminium.

### 4.4.1 Perforation quasi-statique

#### 4.4.1.1 Panneaux sandwich en peau d'aluminium

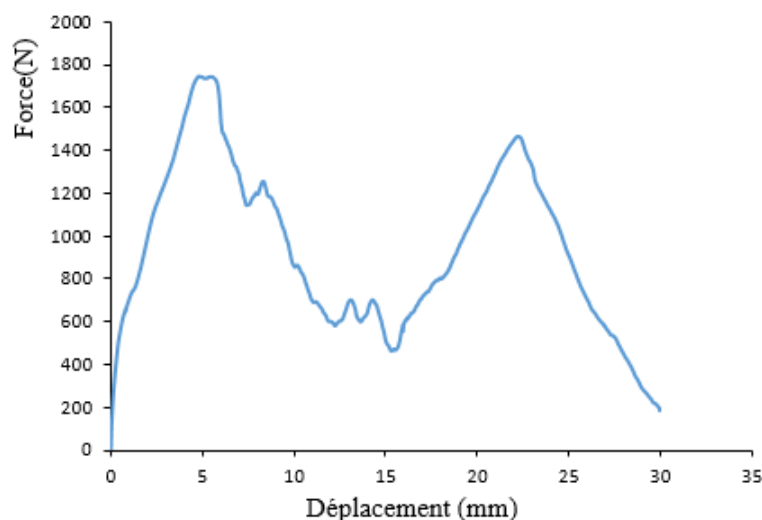


FIGURE 4.18 – Courbes force vs déplacement de panneau sandwich en peau d'aluminium sous perforation quasi-statique

La figure 4.18 montre la courbe de perforation quasi-statique de panneau sandwich de peau en aluminium. La courbe contient deux pics de forces : le premier pic correspond à la perforation de la plaque incidente (première peau) et le deuxième pic correspond à la perforation de la plaque secondaire (deuxième peau) et contient un petit plateau entre les deux pics. Le premier pic est environ 1740 N et le deuxième pic est environ 1450 N.

#### 4.4.1.2 Panneaux sandwichs en peau composite

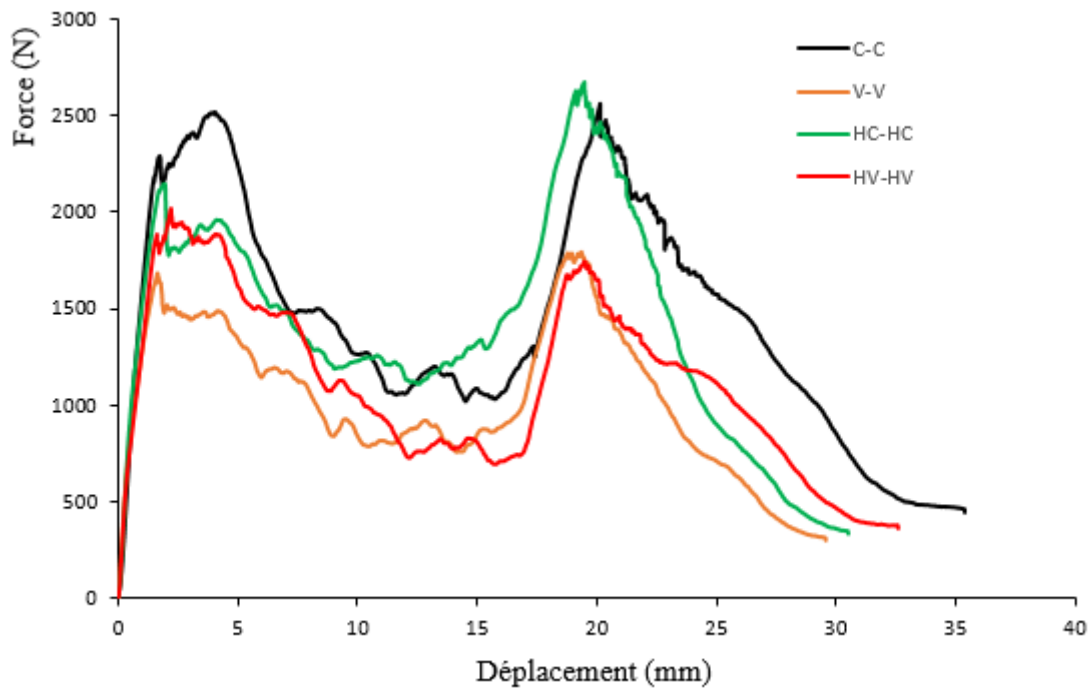


FIGURE 4.19 – Courbes force vs déplacement des panneaux sandwichs en peaux composites sous perforation quasi-statique

La figure 4.19 montre des courbes de perforation quasi-statique. Chaque courbe contient deux pics de forces : le premier pic correspond à la perforation de la plaque incidente (première peau) et le deuxième pic correspond à la perforation de la plaque secondaire (deuxième peau) et entre les deux pics il y a un plateau qui correspond à la perforation de la mousse d'aluminium. Ce sont des courbes caractéristiques de la perforation de panneaux sandwichs à âme en mousse métallique, d'après les travaux antérieurs rapportés sur différents panneaux sandwichs.

Le premier pic est environ 2500 N, 2100 N, 2000 N et 1600 N pour les stratifiés à base de fibre de carbone, hybride-carbone, hybride-verre et verre respectivement, et le deuxième pic est environ 2600 N, 2500 N, 1700 N et 1650 N pour les stratifiés à base de fibre d'hybride-carbone,

carbone, verre et hybride-verre respectivement.

On observe que la force de perforation de la première plaque du panneau sandwich de peau en stratifié à base de fibre de carbone est la plus supérieure à celle des autres panneaux et la force de perforation de la première plaque du panneau sandwich de peau en stratifié à base de fibre de verre est la plus faible à celle des autres panneaux sandwichs, donc le panneau sandwich en composite à base de fibre de carbone est plus résistant que le panneau sandwich en composite à base de fibre de verre sous perforation quasi-statique.

La force de perforation de la première plaque du panneau sandwich de peau en stratifié hybride carbone est la plus supérieure à celle du panneau sandwich de peau en stratifié hybride verre, donc le panneau sandwich en composite hybride-carbone est plus résistant que le panneau sandwich en composite hybride-verre sous perforation quasi-statique.

#### 4.4.1.3 Modes de rupture sous perforation quasi-statique

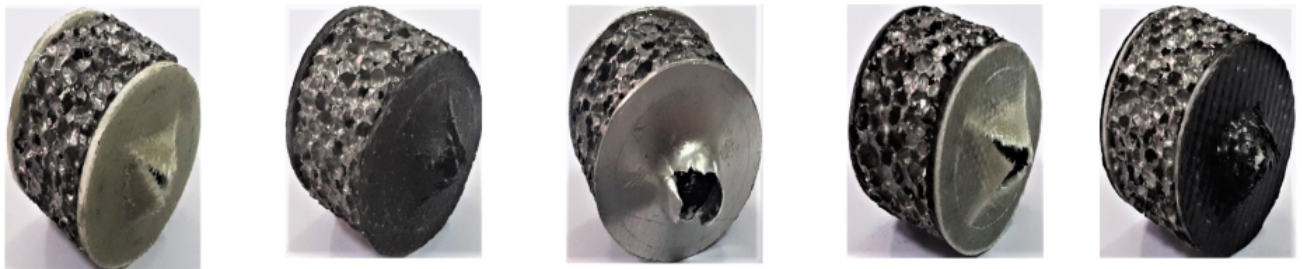


FIGURE 4.20 – Modes de rupture des panneaux sandwichs sous perforation quasi-statique

Le mode de rupture de panneau en composite est très différent de celui de l'aluminium, on observe sur les panneaux en peau composite une rupture sous forme losange sur la face arrière du panneau et un trou raisonnablement bien défini avec un diamètre approximativement égal à celui du pénétrateur, avec pétales courbés vers l'intérieur.

On voit une mode de rupture circulaire et une trace circulaire de marquage de la bague de serrage sur la peau supérieure du panneau sandwich en aluminium, qui illustre une condition d'encastrement acceptable. Cependant, la zone de perforation est plus grande dans le panneau sandwich t en peau d'aluminium que celui du panneau sandwich en peau composite.

On constate que les panneaux sandwichs en composite sont plus résistant sous impact que les panneaux sandwichs en aluminium (traditionnels) car ils ont une bonne intégrité et stabilité pendant l'essai de perforation.

## 4.4.2 Perforation dynamique

Des essais de perforation dynamique, pour des vitesses d'impact jusqu'à 40 m/s sont conduits avec ce nouveau montage de perforation. Un signal du profil de l'onde transmise dans les barres de Hopkinson est montré en figure 4.21 et en figure 4.22.

### 4.4.2.1 Panneau sandwich en aluminium

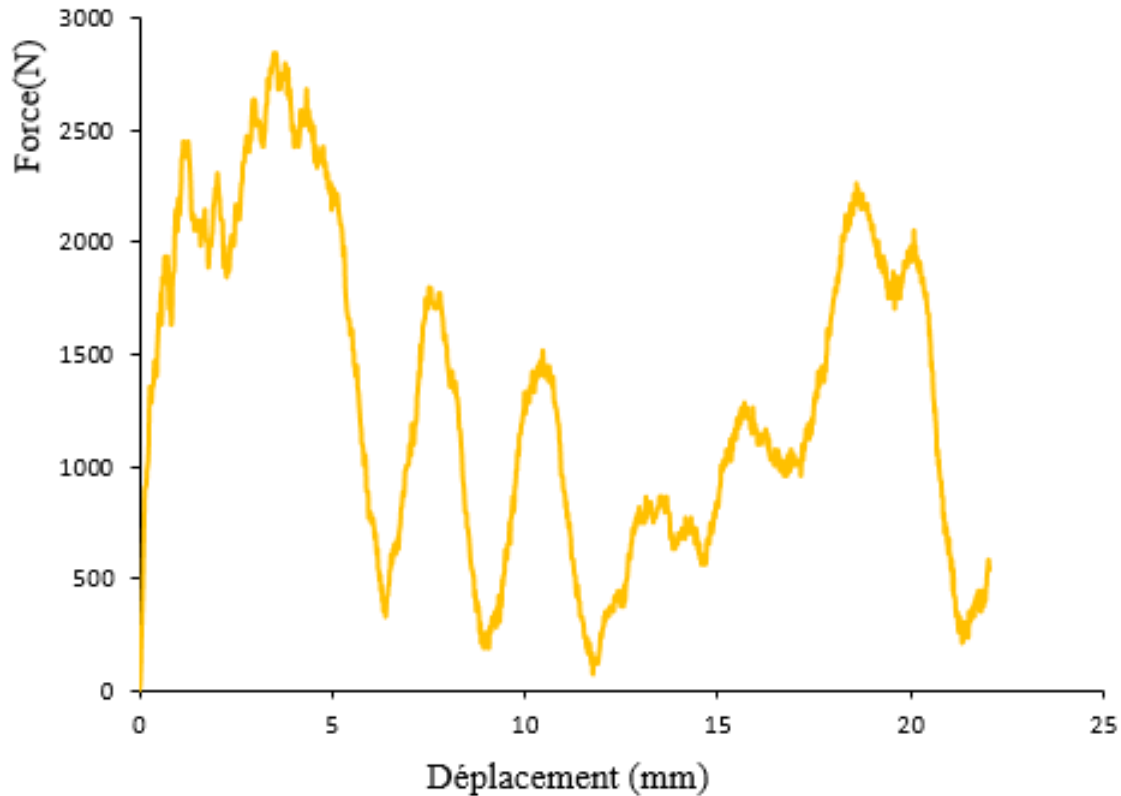


FIGURE 4.21 – Courbes force vs déplacement de panneau sandwich en peau d'aluminium sous perforation dynamique

La figure 4.21 montre la courbe de perforation dynamique de panneau sandwich de peau en aluminium. La courbe contient deux pics de forces : le premier pic correspond à la perforation de la plaque incidente (première peau) et le deuxième pic correspond à la perforation de la plaque secondaire (deuxième peau) et contient un petit plateau entre les deux pics avec une fluctuation importante. Le premier pic est environ 2700 N et le deuxième pic est environ 2100 N.



#### 4.4.2.2 Panneaux sandwichs en peau composite

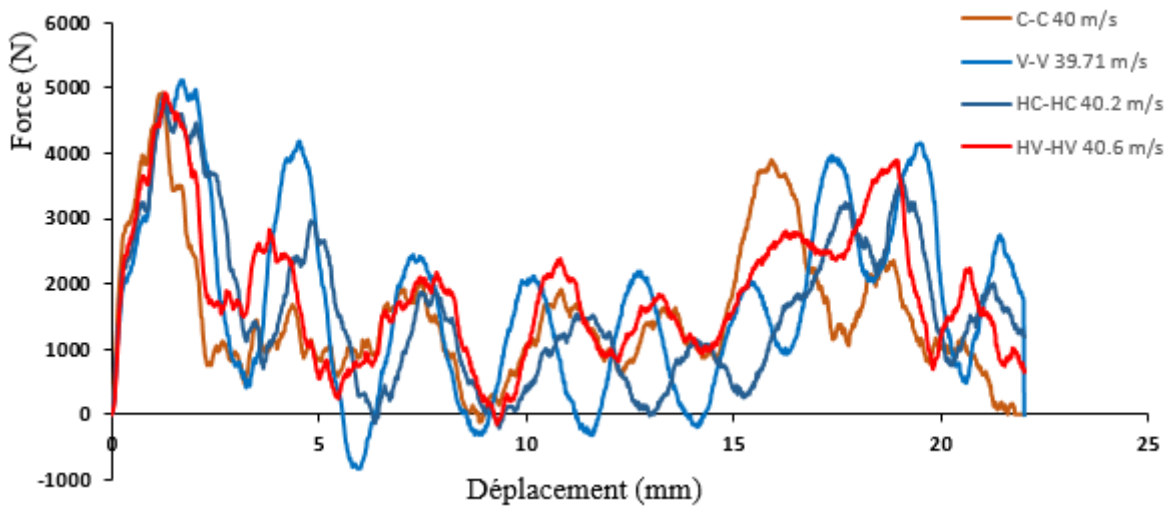


FIGURE 4.22 – Courbes force vs déplacement des panneaux sandwichs en peaux composites sous perforation dynamique

La figure 4.21 montre deux pics de force typiques (les deux pics positifs dans le signal) : le premier pic correspond à la perforation de la première peau (plaque incidente) et le deuxième à celle de la deuxième peau (plaque secondaire).

On observe que la force de perforation de la première plaque et la deuxième plaque des panneaux sandwichs sont identiques pour tous les panneaux, elle est environ 5000 N, 4000 N respectivement. On constate que les panneaux sandwichs en peaux composites à base de fibre de carbone, verre, hybride-verre, hybride-carbone ont presque la même résistance sous perforation dynamique.

#### 4.4.2.3 Modes de rupture sous perforation dynamique

La Figure 4.22 montre les modes de rupture des panneaux sandwichs en peau composite. Figure 4.23 montre le mode de rupture de panneau sandwich de peau en tôle d'aluminium sous perforation dynamique.

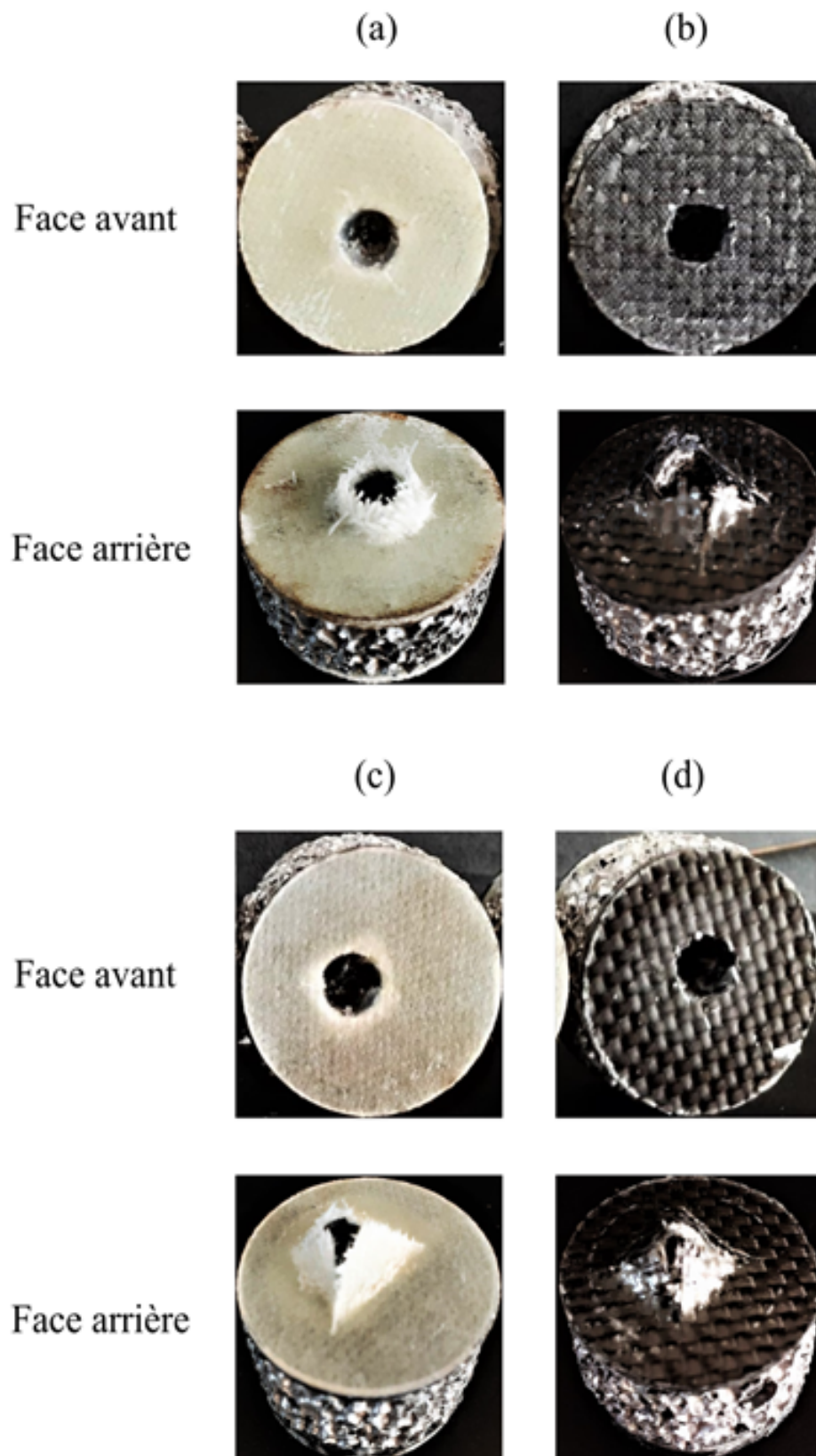


FIGURE 4.23 – Modes de rupture des panneaux sandwichs de peau en stratifiés (a) verre-époxy (b) carbone-époxy (c) hybride-verre (d) hybride-carbone

Les endommagements laissés par l'impacteur sur les faces des panneaux sandwich montrent que le dommage est principalement caractérisé par un trou qui est assez visible. On observe

une zone de fissuration en forme de pétale croisé, un délaminage, une rupture des fibres et une rupture de la matrice sur la face arrière du panneau et une zone d'extension de fissure est générée près du trou sur la face avant du panneau. Le mode de rupture est sous forme losange pour les panneaux en composite carbone-époxy, hybride-verre, hybride-carbone, et sous forme circulaire pour le panneau en composite verre-époxy.

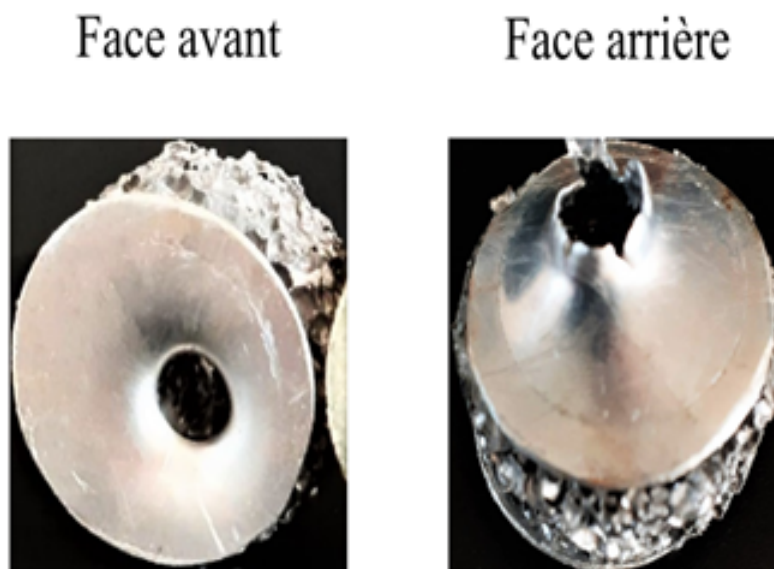


FIGURE 4.24 – Mode de rupture de panneau sandwich de peau en tôle d'aluminium

On voit sur la figure 4.24 la trace circulaire de marquage de la bague de serrage sur la peau supérieure du panneau sandwich, qui illustre une condition d'encastrement acceptable, le mode de rupture par pétales peut avoir lieu sous impact et un écrasement de la mousse sur la face avant du panneau.

#### 4.4.3 Comparaison entre la perforation quasi-statique et dynamique des panneaux sandwichs

La figure 4.25 montre la comparaison entre la perforation quasi-statique et dynamique des panneaux sandwichs en peaux composites et la figure 4.25 montre la comparaison entre la perforation quasi-statique et dynamique des panneaux sandwichs en peaux d'aluminium.

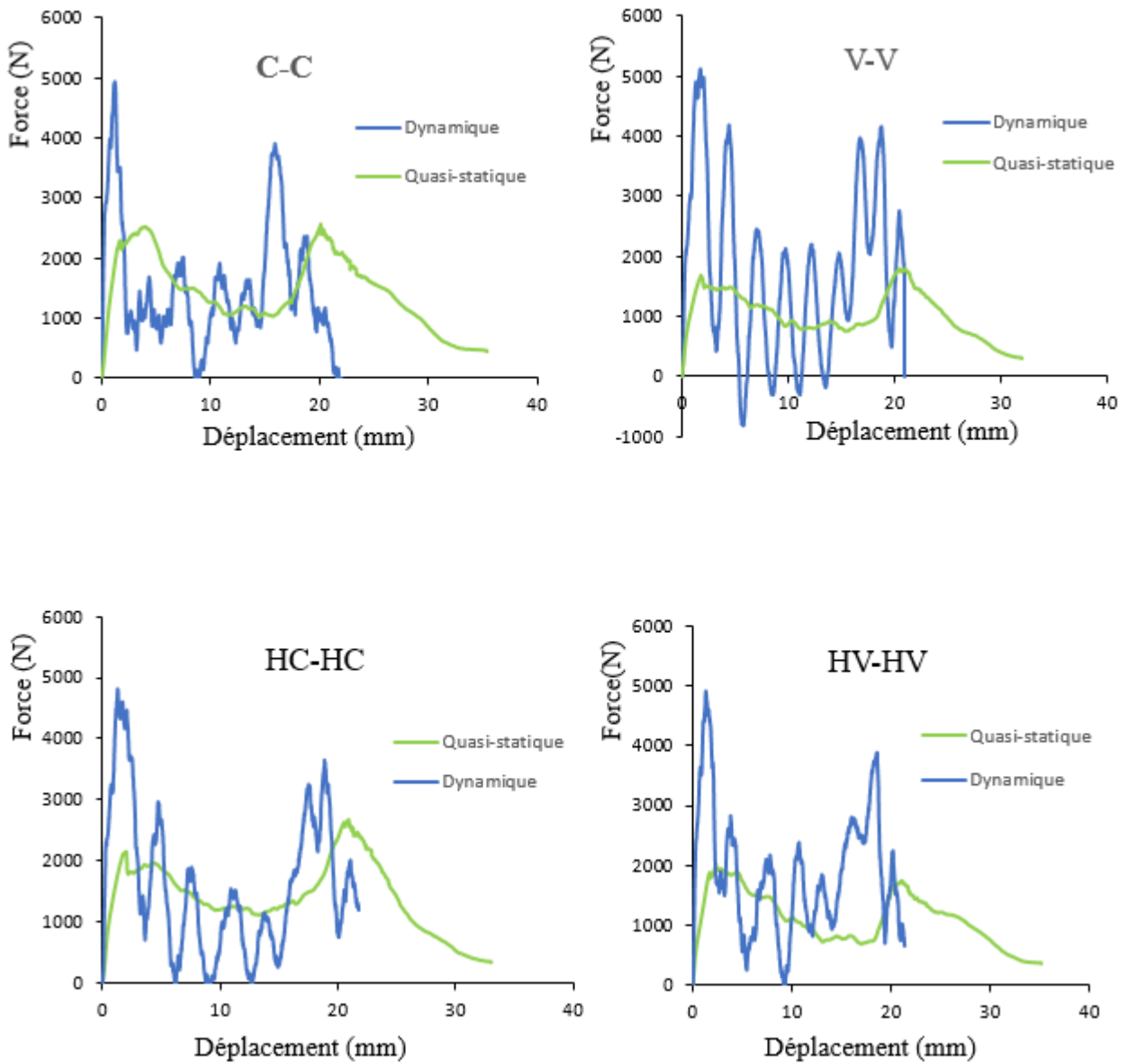


FIGURE 4.25 – Signaux force vs déplacement des panneaux sandwichs en peaux composites sous perforation dynamique et quasi-statique

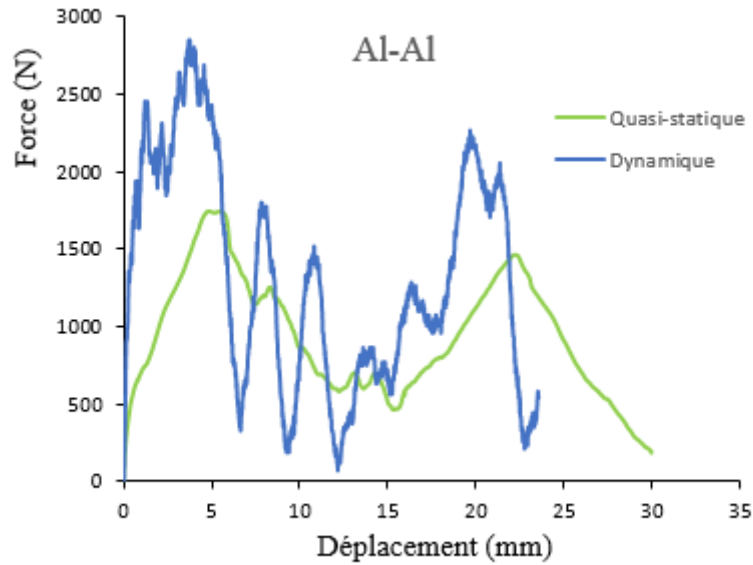


FIGURE 4.26 – Courbes force vs déplacement du panneaux sandwich en peau d'aluminium sous perforation dynamique et quasi-statique

Une telle comparaison des essais de perforation dynamique et quasi-statique montre une augmentation significative de l'effort de perforation de la première peau (plaque incidente) sous chargement dynamique. L'augmentation observée de la force de perforation de la plaque incidente devrait être due à la sensibilité à la vitesse de déformation.

## 4.5 Conclusion

Les essais de perforation quasi-statique et dynamique ont permis d'observer l'effet de la vitesse sur le comportement à l'impact des panneaux sandwichs et ses composants et sur les modes de rupture. Le comportement des stratifiés sous perforation quasi-statique et dynamique est déférent. Une augmentation significative de la force de perforation de la plaque incidente sous sollicitation dynamique des panneaux sandwichs. Les panneaux sandwichs en composite sont plus résistant sous impact que les panneaux sandwichs en aluminium (traditionnels).

# CONCLUSION GÉNÉRALE

## CONCLUSION GÉNÉRALE

Au cours de ces dernières années, de nombreuses études ont été menées sur les propriétés mécaniques des panneaux sandwichs dans des conditions quasi-statiques. Cependant, il y a très peu d'études sur les propriétés dynamiques des panneaux sandwichs en mousse d'aluminium avec différents matériaux de revêtements (verre/époxy, carbone/époxy, feuille d'aluminium, résine d'époxy, hybride verre/ carbone) sous charge dynamique. L'objectif de cette étude consiste à étudier le comportement du panneau sandwich en mousse d'aluminium avec différents matériaux de revêtements sous perforation dynamique en utilisant l'essai de perforation inverse. Les courbes force-temps et force vs déplacements ont été analysées et comparées. L'intérêt principal de telles structures est de réduire le poids et d'augmenter la résistance.

Un montage expérimental spécifique de perforation inversée, basé sur le principe des barres de Hopkinson a été mis en place pour obtenir la mesure de l'effort pendant le processus complet de perforation. Cette mesure expérimentale originale est difficile à obtenir dans un essai de perforation classique (échantillon fixe). Cette technique permet de rendre possible la comparaison directe entre les courbes force vs déplacement en situation de perforation dynamique et quasi-statique.

Cet essai est appliqué à des panneaux sandwichs et leurs constituants indépendamment dont l'âme est fabriquée à partir d'une mousse d'aluminium et deux peaux (plaque incidente et secondaire) en composites stratifiés d'épaisseur 2 mm et en tôle aluminium d'épaisseur 1 mm. Des essais quasi-statique et dynamique (environ 0.01 m/s et 40 m/s) sont réalisés. Une augmentation significative de la force de perforation de la plaque incidente sous sollicitation dynamique est mise en évidence.

L'analyse et la comparaison des résultats obtenus montre que la vitesse de pénétration joue un rôle majeur sur la réponse à l'impact des stratifiés, la comparaison permettent de mettre en

évidence un effet de vitesse influant sur l'amplitude du pic de perforation. Le pic de perforation double en passant de la statique à la dynamique. La réponse à l'impact des peaux composites soit influencée par la vitesse de sollicitation. En effet, plus la vitesse de sollicitation augmente, plus la force nécessaire à la rupture de premières fibres est élevée

On a trouvé respectivement que les revêtements en carbone /époxy résistent mieux sous perforation quasi-statique et à la flexion, mais sous perforation dynamique Le verre/époxy devient le plus résistant. Pour les composites hybride, le stratifié hybride-verre est plus résistant que le stratifié hybride-carbone en régime quasi-statique, mais en régime dynamique le stratifié hybride-carbone est plus résistant que le stratifié hybride-verre.

On a constaté que les panneaux sandwichs en composite sont plus résistant sous impact que les panneaux sandwichs en aluminium (traditionnels) car ils ont une bonne intégrité et stabilité pendant l'essai de perforation.

La comparaison des essais de perforation dynamique et quasi-statique sur les panneaux sandwichs montre une augmentation significative de l'effort de perforation de la première peau (plaque incidente) sous chargement dynamique. L'augmentation observée de la force de perforation de la plaque incidente devrait être due à la sensibilité à la vitesse de déformation. En conclusion, les résultats de cette étude contribuent à la compréhension du comportement des structures sandwichs soumises à des charges statiques et dynamique sous perforation. Néanmoins, certains points pourront être développés et étudiés dans le futur. En effet, à partir des résultats expérimentaux de cette étude, la prédiction numérique il faut prendre en considération le changement du comportement des stratifiés sous perforation.



## BIBLIOGRAPHIE

- [1] Ibrahim Elnasri. *Comportement des matériaux cellulaires sous impact et de panneaux sandwichs sous perforation dynamique*. PhD thesis, École normale supérieure de Cachan-ENS Cachan, 2006.
- [2] Pongtorn Prombut. *Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels*. PhD thesis, Université Toulouse III-Paul Sabatier, 2007.
- [3] ASTM International. *Standard test method for core shear properties of sandwich constructions by beam flexure*. ASTM International, 2016.
- [4] NJ Pagano. Exact solutions for composite laminates in cylindrical bending. *Journal of composite materials*, 3(3) :398–411, 1969.
- [5] Jamal Eddine Arbaoui. *Etude comparative et caractérisations mécaniques des structures sandwichs multicouches*. PhD thesis, Université Paul Verlaine-Metz, 2009.
- [6] SV Rocca and A Nanni. Mechanical characterization of sandwich structure comprised of glass fiber reinforced core : Part 1. *Composites in Construction*, pages 11–13, 2005.
- [7] Ahmed Amine DAIKH et al. *Vibration libre et flambement des structures sandwichs en FGM*. PhD thesis, 2018.
- [8] Fatma Erinç Sezgin. Mechanical behavior and modeling of honeycomb cored laminated fiber/polymer sandwich structures. Master's thesis, Izmir Institute of Technology, 2008.
- [9] REYNE M. *Technologies des composites (3ème édition revue et augmentée)*. - paris : Hermes- 222 p. 1998.
- [10] Jean-Marie Berthelot. *Matériaux composites : comportement mécanique et analyse des structures*. 1996.

- [11] Aliakbar Gholampour and Togay Ozbakkaloglu. A review of natural fiber composites : Properties, modification and processing techniques, characterization, applications. *Journal of Materials Science*, 55(3), 2020.
- [12] CARMA. « glossaire des matériaux composites »,centre d’animation régional en matériaux avances. octobre 2006.
- [13] Gilbert Chrétien. Matériaux composites à matrice organique. 1986.
- [14] Jean-Marie Berthelot. Mécanique des matériaux et structures composites”, institut supérieur des matériaux et mécanique avancés, le mans, france. 2006.
- [15] Fatima Zahra YAHI. *Caractérisation physique d’une fibre végétale (le DISS*. PhD thesis, Université Mohamed BOUDIAF de M’Sila, 2016.
- [16] ASM Handbook. Volume 21 : composites. *ASM International*, 2001.
- [17] Mohand Lakhdarchaouche and Ali Ibaouene. *Comportement aux chocs d’un stratifié hybride*. PhD thesis, Université Mouloud Mammeri Tizi-Ouzou, 2017.
- [18] TN Bitzer. *Honeycomb technology : materials, design, manufacturing, applications and testing*. Springer Science & Business Media, 1997.
- [19] Daniel Gay. Matériaux composites, 5e édition révisée. *Lavoisier, Paris*, 2005.
- [20] Lorna J Gibson and Michael F Ashby. Cellular solids : Structure and properties—second edition. *Published by the Press Syndicate of the University of Cambridge*, 1997.
- [21] Christophe Binétry. “structures sandwiches,” techniques de l’ingénieur, vol. 1, no. am5141. 2012.
- [22] Michel BIRON. Polymères alvéolaires : Présentation et propriétés. *Techniques de l’ingénieur. Plastiques et composites*, (AM3550) :AM3550–1, 2003.
- [23] Thierry Dillard. *Caractérisation et simulation numérique du comportement mécanique des mousses de nickel : morphologie tridimensionnelle, réponse élastoplastique et rupture*. PhD thesis, École Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2004.
- [24] Wu Jiejun, Li Chenggong, Wang Dianbin, and Gui Manchang. Damping and sound absorption properties of particle reinforced al matrix composite foams. *Composites Science and Technology*, 63(3-4) :569–574, 2003.
- [25] Benouali H. Forest S. Metal foams. Production and characterization. thèse de doctorat, école nationale supérieur des mines de paris cnrs. 2005.
- [26] Fairouz Bourouis et al. Etude du comportement mécanique de structures sandwiches à différents matériaux de revêtements. 2005.

- [27] Jonathan DAIRON. “structures sandwiches,” techniques de l’ingénieur, vol. 1, no. n3800. 2015.
- [28] Jonathan Dairon. *Développement d’une nouvelle technique d’élaboration de mousses d’acier par fonderie et caractérisation mécanique*. PhD thesis, Ecole Centrale de Lille, 2008.
- [29] Documentation hexcel composites, sandwich panel fabrication technology, publication no ltu 018, janv. 1997.
- [30] Richard Stewart. At the core of lightweight composites. *Reinforced Plastics*, 53(3) :30–35, 2009.
- [31] Experts of the european scientific council of the european cofederation of flax and hemp, flax and hemp fiber composites, a market reality, jec group. 2018.
- [32] Boeing 787 from the ground up.
- [33] D Zenkert. Nordic industrial fund, the handbook of sandwich construction, 1997.
- [34] K MORGAN. Optimization of thin skinned and core properties of high performance sandwich structures. *Composite structures*, 30, 1990.
- [35] Kwang Bok Shin, Jae Youl Lee, and Se Hyun Cho. An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for korean low floor bus. *Composite Structures*, 84(3) :228–240, 2008.
- [36] Kapil Mohan, Tick Hon Yip, Sridhar Idapalapati, and Zhong Chen. Impact response of aluminum foam core sandwich structures. *Materials Science and Engineering : A*, 529 :94–101, 2011.
- [37] Matej Vesenjak, Mohd Ayub Sulong, Lovre Krstulović-Opara, Matej Borovinšek, Vincent Mathier, and Thomas Fiedler. Dynamic compression of aluminium foam derived from infiltration casting of salt dough. *Mechanics of Materials*, 93 :96–108, 2016.
- [38] Lin Jing, Zhihua Wang, and Longmao Zhao. The dynamic response of sandwich panels with cellular metal cores to localized impulsive loading. *Composites Part B : Engineering*, 94 :52–63, 2016.
- [39] Kailing Guo, Ling Zhu, Yinggang Li, TX Yu, Ajit Sheno, and Qingwen Zhou. Experimental investigation on the dynamic behaviour of aluminum foam sandwich plate under repeated impacts. *Composite Structures*, 200 :298–305, 2018.
- [40] Xiaotian Zhang, Ruiqing Wang, Jiaxin Liu, Xiaogang Li, and Guanghui Jia. A numerical method for the ballistic performance prediction of the sandwiched open cell aluminum foam under hypervelocity impact. *Aerospace Science and Technology*, 75 :254–260, 2018.

- [41] Xin Pang and Hejun Du. Investigation on dynamic penetration of closed-cell aluminium foam using in situ deceleration measurement. *Composites Part B : Engineering*, 100 :78–90, 2016.
- [42] MA Kader, MA Islam, PJ Hazell, JP Escobedo, M Saadatfar, AD Brown, and Gareth J Appleby-Thomas. Modelling and characterization of cell collapse in aluminium foams during dynamic loading. *International Journal of Impact Engineering*, 96 :78–88, 2016.
- [43] T Wierzbicki, MH Fatt, and AL Alvarez. Impact energy absorption of sandwich plates with crushable core. Technical report, University of California, Los Angeles, CA (United States), 1995.
- [44] MS Hoo Fatt and KS Park. Perforation of honeycomb sandwich plates by projectiles. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 31(8) :889–899, 2000.
- [45] Yajun Xin, Huiming Yan, Shuliang Cheng, and Huijian Li. Drop weight impact tests on composite sandwich panel of aluminum foam and epoxy resin. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2019.
- [46] Marc Blétry. Méthodes de caractérisation mécanique des matériaux, polycop. 2006-2007.
- [47] OS David-West, NV Alexander, DH Nash, and WM Banks. Energy absorption and bending stiffness in cfrp laminates : The effect of 45 plies. *Thin-walled structures*, 46(7-9) :860–869, 2008.
- [48] Michelle S Hoo Fatt and Dushyanth Sirivolu. A wave propagation model for the high velocity impact response of a composite sandwich panel. *International journal of impact engineering*, 37(2) :117–130, 2010.
- [49] Michel Lambert, Frank K Schäfer, and Tobias Geyer. Impact damage on sandwich panels and multi-layer insulation. *International Journal of Impact Engineering*, 26(1-10) :369–380, 2001.
- [50] William Schonberg, Frank Schäfer, and Robin Putzar. Hypervelocity impact response of honeycomb sandwich panels. *Acta Astronautica*, 66(3-4) :455–466, 2010.
- [51] Robert D Adams. *Adhesive bonding : science, technology and applications*. Elsevier, 2005.
- [52] Bertram Hopkinson. X. a method of measuring the pressure produced in the detonation of high, explosives or by the impact of bullets. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character*, 213(497-508) :437–456, 1914.

- [53] Herbert Kolsky. An investigation of the mechanical properties of materials at very high rates of loading. *Proceedings of the physical society. Section B*, 62(11) :676, 1949.