UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

COMPORTEMENT SOUS CHOC DES COMPOSITES SANDWICHS ET INFLUENCE DES PARAMÈTRES DES MATÉRIAUX ET DU TEST

AYMEN MAROUENE

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION

DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES

(GÉNIE MÉCANIQUE)

Décembre 2010

© Aymen Marouene, 2010.

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé:

COMPORTEMENT SOUS CHOC DES COMPOSITES SANDWICHS ET INFLUENCE DES PARAMÈTRES DES MATÉRIAUX ET DU TEST

présenté par : MAROUENE Aymen

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M.VADEAN, Aurelian, Doct, président

M.BOUKHILI, Rachid, Ph.D., membre et directeur de recherche

M.ATARSIA, Abdelatif, Ph.D., membre

DÉDICACE

Je dédie ce mémoire

À mes parents

À mes frères et sœurs

À toute ma famille

À khaoula

REMERCIEMENTS

Je tiens à exprimer ma reconnaissance et ma profonde gratitude à tous ceux qui m'ont donnée la possibilité pour accomplir ce mémoire.

Je voudrais tout d'abord exprimer ma profonde reconnaissance à mon Directeur de recherche, M. BOUKHILI Rachid, Professeur à l'École Polytechnique de Montréal, pour m'avoir accueilli dans son groupe de recherche et de m'avoir proposé ce sujet passionnant sur l'étude de la réponse à l'impact des structures sandwichs. Ses compétences scientifiques, notamment expérimentales, et ses idées pertinentes ont permis de mener à bien ce projet. Je tiens particulièrement à le remercier pour la grande liberté qu'il m'a laissée et pour son sens de relation humaine.

J'exprime également mes sincères remerciements à M. VADEAN Aurelian, Professeur à l'École Polytechnique de Montréal, qui m'a fait l'honneur de participer au jury d'examen et de l'avoir présidé.

Je tiens également à adresser mes remerciements les plus profonds à M. ATRASIA Abdelatif, spécialiste des matériaux composites à Bombardier Aéronautique, qui a accepté d'examiner et de juger ce travail.

J'adresse mes remerciements particuliers à M. Christian-Charles Martel, technicien de département de génie mécanique, pour avoir mis à ma disposition son temps et son expérience dans le domaine de la fabrication des matériaux composites par infusion.

Je tiens à remercier également les étudiants gradués Thibaut CROCHON, Xavier GUILLOT, et Nicolas BOUDET qui ont contribué de manière significative à ce projet.

Mes remerciements s'adressent également à tout le personnel du département génie mécanique, section Design et Fabrication de l'École Polytechnique de l'Université de Montréal.

Je remercie également la Mission Universitaire de Tunisie en Amérique du Nord (MUTAN) qui, par son soutien financier, a rendu possible le présent travail.

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

RÉSUMÉ

Bien que les structures sandwichs occupent actuellement une place considérable dans tous les secteurs industriels notamment le secteur aéronautique, leur forte sensibilité aux chocs mêmes à des faibles vitesses soulève certaines inquiétudes chez les constructeurs d'aéronefs et tend à limiter leur champ d'application. En effet, les structures aéronautiques sont susceptibles d'être exposées à des chocs accidentels de diverses origines (chutes d'outils lors de maintenance, chocs entre deux panneaux lors de l'assemblage, impact d'oiseaux pendant la vie en service de l'avion…) dont les conséquences sont souvent redoutables. Pour cela, une méthode de tolérance aux dommages est adoptée pour la certification de ces structures. Cette méthode vise à évaluer la résistance résiduelle d'une structure endommagée et donc à quantifier l'effet des dommages sur les performances mécaniques de ces structures. Ceci va nous permettre de construire des structures plus résistantes aux dommages. C'est dans cette optique que nous nous sommes intéressés à l'étude du comportement à l'impact des panneaux sandwichs constitués avec des peaux stratifiées verre-E/vinyle-ester et une âme en mousse PVC rigide.

Dans un premier temps, pour réaliser les tests d'impact, divers panneaux sandwichs (17 x 45 po^2) ont été fabriqués par moulage sous vide. Pour des finalités de recherche, deux densités d'âme ont été retenues (58.5 Kg/m^3 et 92 Kg/m^3). Les peaux ont été constituées avec deux épaisseurs différentes (2 et 3 plis) respectivement selon les séquences d'empilement suivante $[0/90/ -45/+45]_s$ et $[0/90/-45/+45/90/0]_s$. Le chargement d'impact a été simulé par un dispositif à masse tombante sur des échantillons mesurant 4 po x 6 po et en utilisant trois diamètres d'impacteur (½, 1 et 1¾ po). Les résultats des tests d'impact (courbes force-temps) associés à l'inspection visuelle des échantillons impactés, nous ont permis d'évaluer la sévérité de dommages provoqués par les sollicitations d'impact. Par ailleurs, en nous référant aux courbes énergies-temps, nous avons pu déterminer l'indice d'endommagement (ID) pour chaque échantillon impacté. Les résultats sont ensuite présentés sous la forme de courbes où l'on porte en abscisse le pourcentage d'énergie absorbée et en ordonnée l'énergie fournie. Ces courbes ont permis de déterminer la valeur critique d'énergie d'impact à laquelle une transition entre les différents types de dommages est observée. De là, nous avons pu déterminer l'effet de différents

paramètres structuraux (densité d'âme et épaisseur de peaux) et expérimentaux (diamètre d'impacteur) sur la réponse à l'impact de nos échantillons, particulièrement à la zone de transition. Dans un deuxième temps, des tests de compression après impact (CAI) ont été conduits sur une machine de fatigue MTS. Ces essais ont pour objectif principal de mesurer l'influence de la présence d'un dommage de type BVID (dommage à peine visible) sur la résistance en compression des structures sandwichs impactées. Pour ce faire, les résistances résiduelles en compression sont normalisées par rapport à la résistance initiale à la rupture d'un sandwich non endommagé, et sont présentées en fonction de l'indice d'endommagement. Finalement, les résultats des essais d'impacts à masse tombante ont suscité la réalisation d'essais statiques. Ces tests statiques consistent à reproduire les dommages induits lors d'un chargement dynamique d'impact par une méthode de chargement statique. À l'issue de ces tests, nous avons pu cerner la zone de transition en termes de profondeur.

Mots clés : structure sandwich, impact, tolérance aux dommages, CAI, BVID, âme en mousse, verre-E, diamètre d'impacteur, poinçonnement statique

ABSTRACT

Although the sandwich structures currently occupy a considerable place in all the industrial sectors including aerospace, their high sensitivity to low velocity impact raises some concerns among aircraft manufacturers and tends to limit their scope. The aeronautical structures are likely to be exposed to accidental shocks of various origins (falls of tools during maintenance, shocks between two panels during the assembly, impact of birds during the service life,…) whose consequences are often undesirable. For that, a damage tolerance approach is adopted for the certification of these structures. The aim of this method is to evaluate the residual resistance of a damaged structure and thus to quantify the effect of the damage on the mechanical performances of these structures. This will allow us to make structures more damage tolerant. Accordingly, we were interested to study the impact behavior of sandwich panels made with laminated skins glass-E/vinyl-ester and a rigid PVC foam core.

To carry out the tests of impact, various sandwich panels (17 x 45 po ²) were manufactured by resin infusion and vacuum molding. For research testing purposes, two core densities were retained (58.5 kg / m³ and 92 kg / m³). The facesheets were made up with two different thicknesses (2 and 3 plies) respectively according to the following stacking sequences $[0/90/-45/+45]_s$ and $[0/90/-45/+45/90/0]_s$. The impact loading was simulated by a drop-weight tower on samples measuring 4 po x 6 po, using three impactor diameters (½, 1 and 1 ¾ po). The results of impact tests (force-time signal) associated with visual inspection of samples impacted, have allowed to evaluate the severity of damage caused by the impact. In addition, with reference to the energy-time curves, we have determined the damage index (ID) for each impacted sample. The results are subsequently presented in the form of curves where the abscissa is the percentage of absorbed energy and the ordinate is the supplied energy. These curves were used to determine the critical value of impact energy at which a transition between different categories of impact damage is observed. Thus, we could determine the effect of various structural parameters (density of core and thickness of facesheets) and experimental (diameter of impactor) on the response to the impact of our samples, especially in the transition zone. In addition, tests of compression after impact (CAI) were conducted on a conventional MTS fatigue machine. The main objective of

these tests was to measure the compressive strength of sandwich structures containing barely visible impact damage. To achieve this goal, the residual compressive strength are standardized compared to the strength of virgin specimens and are presented in terms of damage index. Finally, the results of tests of dynamics impacts encourage us for realization of statics ones. Through a static approach, these tests reproduce the same types of damage induced during the dynamic impact loading. In light of these results, we were able to identify the transition zone in terms of depth.

Keywords: sandwich structure, impact, damage tolerance, CAI, BVID, foam core, glass-E, diameter impactor, static impact

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE III

REMERCIEMENTS IV

RÉSUMÉ VI

ABSTRACT VIII

TABLE DES MATIÈRES X

LISTE DES TABLEAUX XIII

LISTE DES FIGURES XIV

LISTE DES ANNEXES XVII

CHAPITRE 1 INTRODUCTION GÉNÉRALE 1

CHAPITRE 2 ÉTUDE BIBLIOGRAPHIQUE 4

2.1 Introduction 4

2.2 Présentation d'une structure sandwich 4

2.2.1 Les constituants d'un matériau sandwich 5

2.2.2 Domaines d'application 7

2.3 Comportement à l'impact des structures sandwichs 9

2.3.1 Impact basse vitesse – définition 10

2.3.2 Champ de contrainte et de déformation associés à un test d'impact à basse vitesse 11

2.4 Résistance à l'impact des structures sandwichs 14

2.4.1 Mécanismes d'endommagement sous impact des structures sandwichs 14

2.4.2 Propriétés résiduelles en Compression Après Impact (CAI) 18

2.5 Influence de différentes paramètres 21

2.5.1 Influence de la peau 21

2.5.2 Influence de l'âme 25
2.5.3 Influence des paramètres du test d'impact 32
2.6 Conclusion 35
CHAPITRE 3 PROCÉDURE EXPÉRIMENTALE 37
3.1 Présentation des matériaux étudiés 37
3.1.1 Matériau d'âme 37
3.1.2 Peaux 38
3.2 Procédure d'infusion 40
3.3 Dispositifs expérimentaux 42
3.3.1 Tour d'impact 42
3.3.2 Montage de fixation de l'échantillon 43
3.3.3 Machine MTS-810 44
CHAPITRE 4 RÉSULTATS ET DISCUSSIONS 48
4.1 Effet de la taille de l'impacteur 48
4.1.1 Test d'impact 49
4.1.2 Test de CAI 57
4.2 Effet de l'épaisseur de la peau 59
4.2.1 Test d'impact 59
4.2.2 Test de CAI 61
4.3 Effet de la densié de l'âme 65
4.3.1 Test d'impact 65
4.3.2 Test de CAI 66
4.4 Approche statique 71
4.4.1 Effet de la vitesse de chargement 71

4.4.2 Zone de transition 74

CHAPITRE 5 CONCLUSION GÉNÉRALE 77

BIBLIOGRAPHIE 79

ANNEXES 88

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 3-1 Les caractéristiques physiques et mécaniques de la mousse Corecell A-Foam.....39

Tableau 3-2 Les caractéristiques de tissage de renfort (Tissu de verre 7781) 39

Tableau 3-3 Les propriétés physiques et mécaniques de la résine vinyl-ester.....40

Tableau 4-1 Comparaison de l'effet des paramètres structuraux sur la tolérance aux dommages des structures sandwichs impactées. 66

Tableau 4-2 Influence de la vitesse de chargement sur l'énergie nécessaire à la rupture de la peau supérieure du sandwich 74

Tableau 4-3 Résultats des essais de poinçonnement statiques.....75

LISTE DES FIGURES

Figure 2.1 Les différents constituants d'une structure sandwich.....6

Figure 2.2 L'effet de l'épaisseur de l'âme sur la rigidité en flexion d'une structure sandwich 6

Figure 2.3 L'avion militaire Britannique; Le Mosquito, en structure sandwich [6].....9

Figure 2.4 Distribution des contraintes locales pour une plaque quasi-istrope [24].....13

Figure 2.5 Variation de la contrainte de cisaillement interlaminaire maximale en fonction de la distance au point de contact (r) [31].....13

Figure 2.6 Comparaison entre les délaminages induits lors d'un impact dans un matériau composite (stratifié vs. sandwich) [36]. 15

Figure 2.7 Indentation résiduelle dans les panneaux sandwichs impactés [41] 17

Figure 2.8 Montage expérimental de fixation pour les tests de CAI [43].....18

Figure 2.9 Exemple d'un échantillon sandwich courbé [44]. 20

Figure 2.10 Influence de la géométrie de l'échantillon sandwich sur la résistance ultime en compression après impact (CAI) [44]. 20

Figure 2.11 Effet de l'épaisseur de la peau sur le mode de rupture sous impact [47]. 24

Figure 2.12 Illustration de différents échantillons [50].....25

Figure 2.13 Influence de la densité de l'âme sur la transition entre les modes de rupture d'un sandwich [47]. 26

Figure 2.14 Courbes Force-temps pour une énergie incidente E.imp = 8.85 J [54]. 28

Figure 2.15 Évolution de l'aire de la surface endommagée en fonction de l'énergie incidente [54]. 28

Figure 2.16 Courbes d'évolution de l'énergie absorbée et de déflection maximale en fonction de l'énergie d'impact [57]. 30

Figure 2.17 Courbes de l'évolution de la force maximale et la durée de contact en fonction de l'énergie d'impact [57]. 30

Figure 2.18 Variation de l'énergie absorbée en fonction de l'énergie incidente [58]. 32

Figure 2.19 Comparaison entre des lois de contact entre des indenteurs cylindriques et sphériques [52]. 34

Figure 2.20 Influence du type de support (a) éprouvette simplement supportée sur une fondation rigide (b) une éprouvette encastrée de ses deux extrémités [45].....34

Figure 2.21 Comparaison entre les forces maximales d'impact pour différents conditions aux limites [48]. 35

Figure 3.1 Mousse en PVC 39

Figure 3.2 Les fibres de verre E 39

Figure 3.3 Représentation schématique de l'infusion [61]. 41

Figure 3.4 Schématisation du tuyau distributeur de résine, du grillage d'infusion et du tuyau pour effectuer le vide 41

Figure 3.5 Tour d'impact 45

Figure 3.6 Montage de fixation des échantillons 46

Figure 3.7 Machine de fatigue MTS-810 47

Figure 4.1 Les différents impacteurs utilisés 49

Figure 4.2 Signaux force-temps pour différentes énergies d'impact (cas d'un impacteur de diamètre Ø = ½ po) 51

Figure 4.3 Signaux force-temps pour différentes énergies d'impact (cas d'un impacteur de diamètre Ø = 1 po) 52

Figure 4.4 Signaux force-temps pour différentes énergies d'impact (cas d'un impacteur de diamètre Ø = 1 ¾ po) 53

Figure 4.5 Différents types de dommages (BVID, VID, CVID) 54

Figure 4.6 L'évolution d'indice d'endommagement ID en fonction de l'énergie fournie pour différents diamètres d'impacteur (à gauche ½ po, au milieu 1 po, à droit 1¾ po) 55

Figure 4.7 Variation de la résistance résiduelle CAI normalisée en fonction de l'indice d'endommagement pour différents diamètres d'impacteur 58

Figure 4.8 Effet de l'épaisseur de la peau sur la réponse à l'impact basse vitesse d'une structure sandwich.....62

Figure 4.9 Variation de l'indice d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact a) cas de 3-plis, b) cas de 2-plis.....63

Figure 4.10 Évolution de résistance résiduelle en CAI normalisée en fonction de l'indice d'endommagement a) 3-plis b) 2-plis.....64

Figure 4.11 Effet de la densité de l'âme en mousse sur la réponse à l'impact basse vitesse d'une structure sandwich.....68

Figure 4.12 Variation de l'indice d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact a) âme de forte densité volumique (92 Kg/m³), b) âme de faible densité volumique (58.5 Kg/m³).....69

Figure 4.13 Évolution de la résistance résiduelle en CAI normalisée en fonction de l'indice d'endommagement a) mousse de forte densité b) mousse de faible densité 70

Figure 4.14 Influence de la vitesse de sollicitation sur le comportement des panneaux sandwichs 73

Figure 4.15 Évolution de la charge à la rupture en fonction de la vitesse d'impact.....73

Figure 4.16 Étude statique de l'impact 76

LISTE DES ANNEXES

Annexe 1 – Calcul du déplacement, de la vitesse et de l'énergie…….....88

Annexe 2 – Kit d'infusion.…….....91

CHAPITRE 1 INTRODUCTION GÉNÉRALE

Les exigences toujours sévères dans le milieu aéronautique, en termes de sécurité aussi bien qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs des aéronefs à développer des structures légères présentant une meilleure résistance mécanique. L'objectif est notamment d'alléger la structure tout en conservant une bonne rigidité. Les matériaux composites sont par excellence des matériaux qui satisfont à ces exigences.

Grâce à d'excellentes propriétés mécaniques spécifiques, légèreté, bonne résistance chimique et meilleure tenue en fatigue, l'utilisation des matériaux composites s'est repandue dans différents secteurs industriels, en particulier le secteur aéronautique. En outre, la progression rapide des techniques de mis en forme des matériaux composites a contribuée largement à leurs croissances à l'échelle mondiale.

Parmi les matériaux composites les plus utilisés actuellement figurent les matériaux sandwichs. Constitués d'une âme, souvent épaisse et de faible densité volumique, enserrée entre deux peaux à la fois rigides et minces, les structures sandwichs ont été les premières structures en matériau composite à combiner légèreté et performance [1]. Du fait que l'on peut modifier la nature des matériaux constitutifs d'âme et de la peau (densité, propriétés mécaniques, physiques et chimiques), il est possible de concevoir des structures adaptées aux applications bien définies.

Toutefois, la sensibilité des structures sandwichs aux chocs à basse vitesse soulève beaucoup d'inquiétudes et restreints relativement leur champ d'applications. En effet, une structure aéronautique est exposée incontestablement à des chocs de divers corps étranges, de taille, de forme et de rigidité variable. Ces chocs provoquent généralement des dommages locaux ayant des conséquences souvent dramatiques sur les performances mécaniques des structures aéronautiques.

Au cours de ces dernières années, plusieurs travaux de recherches ont été menés afin de mieux comprendre le comportement sous impacts des matériaux sandwichs, afin de construire

des structures plus tolérantes aux dommages. C'est dans ce cadre que s'est inscrit une thèse de doctorat [2] menée récemment au sein de notre laboratoire de caractérisation mécanique et de fabrication des composites à l'école polytechnique de Montréal. L'objectif de cette d'étude était d'évaluer la tolérance aux dommages d'un matériau composite utilisé dans la fabrication de la structure d'un avion amphibien (le Seawind 300C). Le composite en question fut un panneau sandwich moulé par infusion, constitué d'une âme en mousse (PVC, Polychlorure de vinyle) et peaux stratifiés (Vinylester/verre-E).

En se basant sur les résultats de test d'impact à basse vitesse combinées avec l'inspection post-impact des échantillons, Gordon [2] a proposé une classification des dommages induits en trois principales catégories selon leur sévérité : soit les dommages à peine visibles (BVID), visibles (VID), et clairement visibles (CVID). Par ailleurs, en partant de l'hypothèse que l'énergie absorbée est l'énergie dissipée pour la création de dommages, l'auteur a élaboré un indice d'endommagement (ID) pour évaluer la sévérité de dommages. Cet indice a été défini par la normalisation de l'énergie absorbée par rapport à l'énergie incidente d'impact. L'évolution de cet indice de dommages en fonction de l'énergie d'impact a révélé la présence d'une zone de transition au quelle il y a un saut brusque pour le pourcentage d'énergie absorbée.

Le présent travail, à caractère essentiellement expérimentale, vient compléter les travaux antérieurs de Gordan [2]. L'objectif général de ce projet est d'évaluer l'effet de certains paramètres structuraux (densité de l'âme en mousse et l'épaisseur de la peau composite) et expérimentaux (taille de l'impacteur) sur le comportement sous impacts des matériaux sandwichs dans la zone de transition.

Pour mener à bien ce travail, nous avons jugé utile de diviser ce mémoire en quatre chapitres :

Le premier chapitre présente l'introduction dans laquelle nous spécifions, de façon générale, le cadre de notre étude.

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

Le troisième chapitre, quant à lui, présente les matériaux de l'étude, le procédé d'infusion ainsi que 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.

Enfin, le cinquième chapitre conclut en présentant un récapitulatif des principaux résultats apportés par ce projet de maîtrise.

CHAPITRE 2 ÉTUDE BIBLIOGRAPHIQUE

2.1 Introduction

Une revue bibliographique sur les matériaux composites en construction sandwich est développée dans ce chapitre. Cette revue débutera avec une exposition plutôt générale de la structure sandwich : les différents constituants, l'intérêt de son utilisation ainsi que les différents domaines d'application. Dans un deuxième temps, l'accent est mis sur le test d'impact à basse vitesse. En effet, l'expression « impact basse vitesse » est définie et les principaux mécanismes d'endommagement d'une structure sandwich sont présentés. Finalement, l'influence des différents paramètres structuraux liés au matériau constituant la structure sandwich ainsi que l'influence des paramètres expérimentaux liés au test d'impact sont expliquées.

2.2 Présentation d'une structure sandwich

Généralement, on distingue deux sortes de matériaux composites structuraux : les stratifiés et les sandwichs. Les stratifiés sont formés de plusieurs couches élémentaires appelées monocouches. En effet, les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite, et sont formées d'une matière plastique (résine) renforcée d'un matériau fibreux (renfort). Les divers types de monocouches sont définis par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD ou réparties aléatoirement), à fibres tissées, ou à fibres courtes. La superposition de plusieurs monocouches dans la direction de l'épaisseur permet d'obtenir une structure composite stratifiée. Un choix approprié de la séquence d'empilement ou autrement de l'orientation propre de chaque pli, confère aux structures composites stratifiées certaines caractéristiques mécaniques spécifiques importantes. Par ailleurs, l'idée d'insérer un matériau moins dense entre deux peaux en composites stratifiées, autrement dit la construction sandwich, a permis d'améliorer davantage la rigidité en flexion des matériaux composites. Dans le paragraphe suivant, l'accent sera mis en particulier sur la construction sandwich.

2.2.1 Les constituants d'un matériau sandwich

Une structure sandwich est formée généralement de trois composants possédant des propriétés différentes, mais complémentaires : les peaux, l'âme et l'adhésif. La figure 2.1 présente les différents éléments constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich.

Les peaux (ou semelles) doivent résister aux moments de flexion. Elles peuvent être de plusieurs natures : en métal, en stratifié, en bois (contreplaqué) ou encore en plaque thermoplastique. Le choix de la nature de la peau s'effectue principalement en fonction des performances mécaniques exigées. Mais généralement, une rigidité élevée et une excellente résistance à la compression et à la tension sont les principales qualités recherchées [3].

L'âme, l'élément central d'une structure sandwich, est généralement un matériau ayant de faibles caractéristiques mécaniques. Elle a pour rôle de résister aux contraintes de cisaillement engendrées suite au mouvement de glissement des peaux sous charge, et de maintenir leur écartement. En effet, si l'épaisseur des panneaux n'est pas maintenue constante, il en résulte une diminution des capacités des peaux externes à résister à la flexion [4]. L'âme est souvent épaisse et de faible masse volumique. L'épaisseur élevée de l'âme a pour but d'accroître le moment d'inertie du panneau sans augmenter la masse volumique. Comme le montre la figure 2.2, une structure sandwich d'épaisseur « 4.t » est 37 fois plus rigide que celle d'épaisseur « t », pour seulement une augmentation de 6% de son poids. Les types d'âmes les plus communs dans le secteur industriel sont : le bois de balsa, les nids d'abeilles et les mousses en polymères rigides.

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 [3].

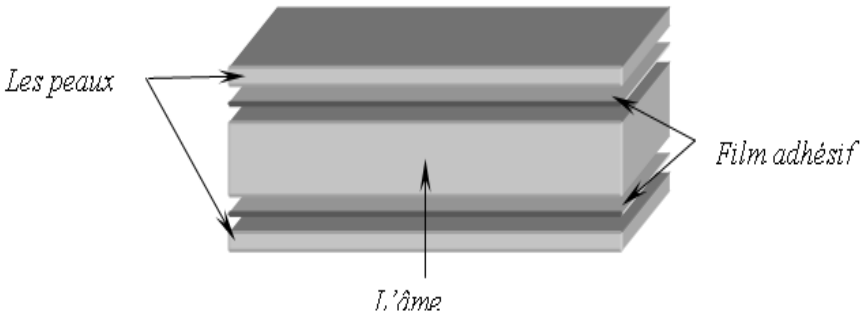


Figure 2.1 Les différents constituants d'une structure sandwich

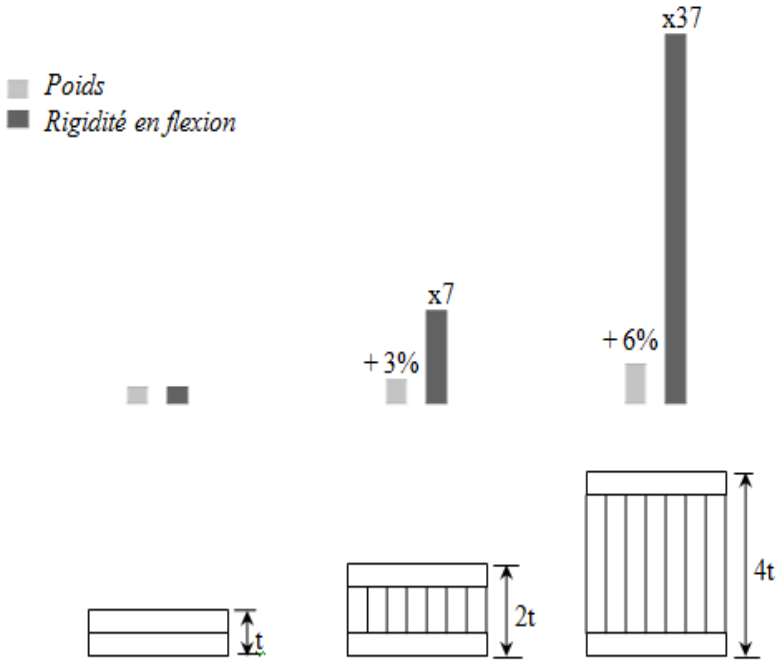


Figure 2.2 L'effet de l'épaisseur de l'âme sur la rigidité en flexion d'une structure sandwich

2.2.2 Domaines d'application

La construction en sandwich est un concept qui a été inventé dans les années 1820 [3]. Cependant, il a fallu un siècle pour que l'utilisation en masse commence, précisément dans le **domaine militaire** [4]. En effet, l'une des premières applications de la construction en sandwich est la fabrication d'un avion militaire britannique de la Seconde Guerre Mondiale, le Mosquito (voir figure 2.3) [5]. Contrairement aux structures métalliques, sa structure en panneaux sandwichs avec des peaux de placage en bois et une âme en balsa, lui confère une grande légèreté et par voie de conséquence une vitesse plus élevée. Cette structure permettra également de le rendre plus difficilement détectable par les radars [6].

Au cours des années 1940, l'apparition de nouveaux matériaux d'âme a encouragé les principaux constructeurs d'avions militaires à utiliser davantage les composites sandwichs [4]. En effet, en 1943, la base aérienne américaine Wright-Patterson (WPAFB) a commencé à utiliser des structures sandwich avec des peaux stratifiées en résine polyester renforcée de fibres de verre liées entre elles par une âme de faible densité (balsa ou nid d'abeille en fibres de verre) pour fabriquer le fuselage de leur VULTEE BT-15 [6].

Ces dernières années, la plupart des avions civils ont également adopté cette construction pour de nombreux composants. Par exemple, les planchers de l'avion Boeing 747 sont fabriqués à partir d'un panneau sandwich de balsa et de feuille d'aluminium [7].

Dans le domaine de la **construction navale**, les caractéristiques de légèreté et surtout d'absence de corrosion des structures sandwich, lorsque les divers constituants ne sont pas métalliques, commencent à susciter de l'intérêt. Kujala et Tuhkuri [8] ont mené une étude expérimentale et analytique sur l'utilisation des panneaux sandwichs possédant une âme en acier ondulé dans la construction des superstructures de navires. Ils ont démontré que le remplacement d'une construction en acier conventionnelle par une construction en sandwich peut apporter des gains de masse jusqu'à 40 à 50%. Selon Kimpara [9], l'utilisation de construction sandwich à âme en nid d'abeille pour la fabrication des voiliers a pour conséquence de diminuer la masse de la structure de 70% comparativement à la construction traditionnelle en composite à base de

fibres de graphite (carbone). De nos jours, pratiquement tous les bateaux de plaisance américains de moins de 43 mètres sont construits en sandwichs composites en fibres de verre [10, 11].

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 [1].

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 palier aux problèmes de la propagation des ondes de pression lors de croisement de deux trains dans un tunnel [5]. De plus, la bonne résistance au feu et la grande résistance à des températures très élevées de certaines mousses thermoplastiques, 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 [12].

Plus récemment, la construction sandwich est de plus en plus utilisée dans les projets de réhabilitation des infrastructures routières (**Génie civil**) telles que la fabrication des tabliers de ponts où la légèreté, la durabilité et la résistance à la corrosion sont indispensables.



Figure 2.3 L'avion militaire Britannique; Le Mosquito, en structure sandwich [6].

2.3 Comportement à l'impact des structures sandwichs

Comme nous l'avons vu dans la section précédente, les structures sandwichs occupent une place de plus en plus importante dans diverses applications. En effet, une résistance élevée par rapport à la masse, une tenue excellente à la fatigue et à la corrosion, ainsi qu'une simplicité de mise en forme, font de ce matériau une alternative séduisante pour remplacer les matériaux métalliques dans diverses applications. Toutefois, le manque d'informations concernant leur comportement à l'impact soulève certaines inquiétudes chez les constructeurs d'aéronefs. En effet, les structures aéronautiques sont susceptibles d'être soumises à de nombreux impacts accidentels lors de leur phase de fabrication, en service et voire lors la phase de maintenance [13]. Un exemple d'impact courant dans le secteur aéronautique est la chute d'un outil sur une structure de l'avion lors de la phase de maintenance [14]. Yang et Shuang [15] révèlent que la chute d'un outil de 1.5 Kg de masse, d'une hauteur de 1m induit un impact de 14.7 joules. D'après Gordon [16], ceci est largement suffisant pour détériorer un composite sandwich utilisé dans la fabrication du Seawind 300C. Par conséquent, la compréhension du comportement à l'impact à basse vitesse des structures sandwich s'avère donc indispensable pour la conception des pièces plus tolérantes aux dommages. Ainsi, nous allons essayer dans cette section

d’expliquer le phénomène d’impact à basse vitesse et le champ des contraintes et des déformations associées à un chargement d’impact léger.

2.3.1 Impact basse vitesse – définition

En fonction de l’énergie cinématique de l’impacteur, les tests d’impact peuvent être classés selon trois catégories ; Impact basse vitesse, Impact à vitesse élevée et finalement Impact hyper vitesse (c.-à-d., Impact balistique). Néanmoins, jusqu’à présent il n’existe pas une transition claire entre les différentes catégories et les auteurs sont en désaccord quant à leur définition [17].

Sjoblom et *coll*. [18], Shivakumar et *coll*. [19] définissent l'impact basse vitesse comme étant un impact où la réponse dynamique de l’échantillon testé est négligeable. En d’autres termes, l’impact est un événement qui peut être analysé par une approche quasi statique [18]. Selon la rigidité et les propriétés des matériaux de l’échantillon, ainsi que la masse et la rigidité de l’impacteur, la limite supérieure des vitesses peut varier de quelques dizaines de m/s. Pour des vitesses élevées, la structure n’a pas assez de temps pour répondre à l’impact. En conséquence, la réponse à l'impact est dominée par la propagation des ondes de déformation. En outre, l’énergie de déformation élastique devient faible, et une plus grande portion de l’énergie initiale de l’impact est donc transférée à la création de dommages autour du point d’impact. En effet, l’influence des conditions aux limites peut être négligeable. En revanche, pour de faibles vitesses d’impact, étant donné que la durée de contact est suffisamment longue pour que la structure entière réponde à l’impact, la réponse dynamique structurale de l’échantillon est d’une importance capitale et en conséquence une grande partie de l’énergie incidente est absorbée sous forme de déformation élastique.

Cantwell et Morton [20] proposent une classification qui repose sur les moyens d’essais les plus utilisés dans la simulation de tests d'impact (essais de choc instrumenté de type masse tombante, Charpy, Izod, etc.). D’après les auteurs, un test d’impact à basse vitesse est celui où la vitesse cinétique (incidente) ne dépasse pas 10 m/s. En revanche, Abrate [21] précise dans son

article sur le comportement sous chargement d'impact des matériaux composites stratifiées que les impacts à faible vitesse se produisent pour des vitesses d'impact de moins de 100 m/s.

D'autres auteurs ont choisi de classer les tests d'impact selon les mécanismes d'endommagement induits lors d'une sollicitation de choc. Nous citons à titre d'exemple les travaux de Liu et Malvern [22], Joshi et Sun [23]. Les auteurs indiquent que l'impact à haute vitesse est caractérisé par la pénétration de l'impacteur due à la rupture de fibres. Tandis que, pour l'impact à basse vitesse, les dommages sont initiés par décollement et fissuration de la matrice (c.-à-d., microfissuration de la matrice et déchaussement de l'interface fibre-matrice).

Finalement, Davies et Robinson [24, 25] définissent l'impact à basse vitesse comme étant un impact où les ondes de choc n'ont pas une influence significative sur la distribution des contraintes. Aussi, les auteurs ont proposé un modèle simple pour définir l'étape de transition d'un impact basse vitesse à un impact à haute vitesse.

2.3.2 Champ de contrainte et de déformation associés à un test d'impact à basse vitesse

Divers montages expérimentaux d'essais d'impact de type basse vitesse sont employés pour évaluer les propriétés à l'impact des matériaux composites (Test Charpy, test Izod, et test d'impact à masse tombante) [26]. Toutefois, de nombreux travaux expérimentaux [20, 27-29] ont montré que le test d'impact à masse tombante est le plus représentatif pour simuler un impact à faible vitesse. Subséquemment, le test d'impact à masse tombante a été retenu pour nos essais expérimentaux.

Le champ de contrainte associé à un test d'impact à masse tombante peut être subdivisé en deux composantes : les contraintes locales générées par les forces de contact et les contraintes globales générées par la flexion de l'éprouvette [26]. Toutefois, selon Liu [30] l'étude du champ

de contraintes sous un chargement concentré, est complexe du fait de l'anisotropie et l'hétérogénéité des matériaux composites.

La figure 2.4 montre une distribution des contraintes générées autour du point d'impact proposée par Davies et Robinson [24]. D'après cette figure, on remarque la présence d'une force de cisaillement interlaminaire critique pour amorcer une délamination. Par ailleurs, la distribution de la contrainte normale (σ_{zz}) montre que la partie du matériau sous l'impacteur est en compression. En revanche, aux extrémités de la zone de contact, le matériau est en tension avec une amplitude qui diminue lorsque l'on s'éloigne du point d'impact. La figure 2.5 illustre l'évolution de la contrainte de cisaillement interlaminaire (τ_{zr}) maximale en fonction de la distance au point de contact (r) tel que définit par Davies et Zhang [31]. On remarque que plus en s'éloigne du centre de la zone de contact plus le pic de la contrainte de cisaillement diminue.

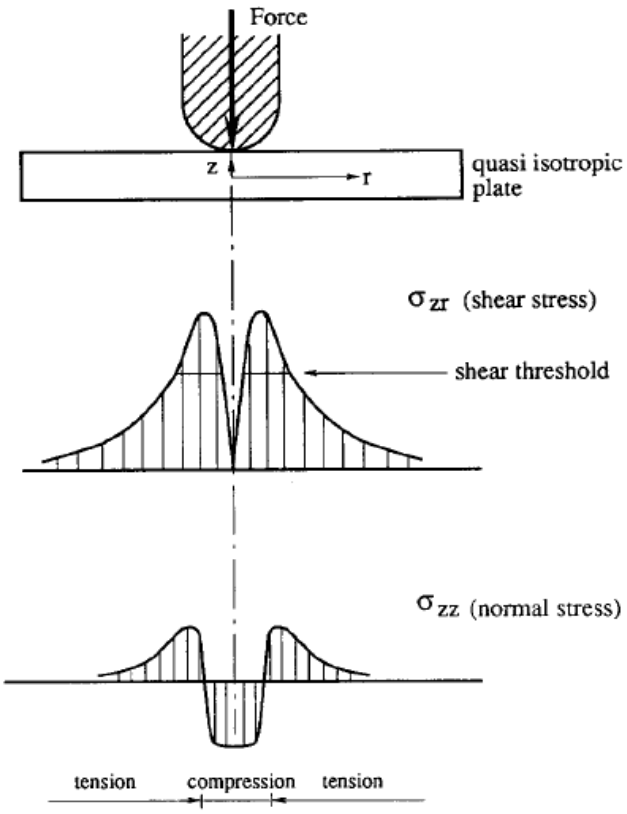


Figure 2.4 Distribution des contraintes locales pour une plaque quasi-istrope [24].

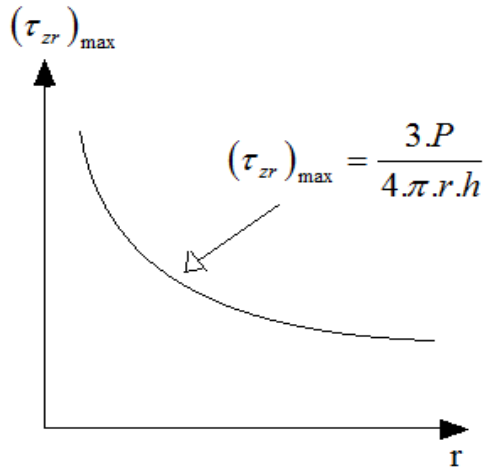


Figure 2.5 Variation de la contrainte de cisaillement interlaminaire maximale en fonction de la distance au point de contact (r) [31].

2.4 Résistance à l'impact des structures sandwichs

La plupart des travaux tirés de la littérature qui s'intéressent à l'étude d'impact abordent la question de la résistance aux impacts des matériaux composites selon deux axes distincts : La résistance à l'endommagement (damage resistance) et la tolérance aux dommages (tolerance damage). La résistance à l'endommagement exprime la capacité d'un matériau à limiter la création de dommages induits par un événement spécifique d'impact. L'étude de la résistance à l'endommagement a comme but de caractériser et d'identifier les différents mécanismes de rupture susceptibles de se produire dans une structure sandwich lors d'une sollicitation d'impact. Tandis que la tolérance aux dommages exprime la capacité d'un matériau à conserver ses performances mécaniques même en présence de dommages [32]. Le but d'évaluer la tolérance aux dommages est de quantifier les effets de ces dommages sur la réponse globale des structures impactées. En d'autres termes, c'est de mesurer les résistances résiduelles des structures ayant subi des sollicitations d'impact. Généralement, les propriétés résiduelles en compression sont les plus affectées par les dommages d'impact. Ainsi, dans la section suivante, nous nous sommes intéressés aux différents mécanismes de rupture sous impact des structures sandwich, ainsi que le test de compression après impact « CAI ».

2.4.1 Mécanismes d'endommagement sous impact des structures sandwichs

L'étude des mécanismes d'endommagement d'une structure sandwich soumise à une sollicitation d'impact à basse vitesse est d'une importance capitale pour l'ingénieur en matériaux. En effet, face aux exigences toujours plus sévères en matière de qualité et de fiabilité des pièces mécaniques, une meilleure compréhension du phénomène de la rupture est indispensable pour le développement de nouveaux matériaux plus tolérants aux dommages.

Divers travaux ont été effectués afin d'identifier les processus d'endommagement dans des plaques et des poutres sandwichs à peaux composites carbone/époxy et âme en nid d'abeille soumises à des sollicitations d'impact [33]. Pour des faibles vitesses de l'impacteur, les

dommages sont généralement induits au niveau de la peau impactée (face supérieure), de l'âme et de l'interface âme/peau impactée. Toutefois, la peau inférieure demeure généralement intacte.

Kim et Jun [34, 35] ont indiqué que pour les panneaux sandwichs avec des peaux en plastiques renforcés de fibres, les modes d'endommagement induits dans la peau impactée sont similaires à ceux qu'on observe dans les composites monolithiques, soit une fissuration de la matrice, une rupture de fibres et un délaminage. De son côté, Chun [36], a mené une étude comparative sur les délaminages crées dans un stratifié et ceux crées dans un sandwich. Il a observé que le délaminage induit par impact à basse vitesse dans un composite stratifié est plus sévère que celui crée dans un composite en construction sandwich (voir figure 2.4). De plus, l'étendue de la zone délaminée est plus importante du côté opposée à l'impact.

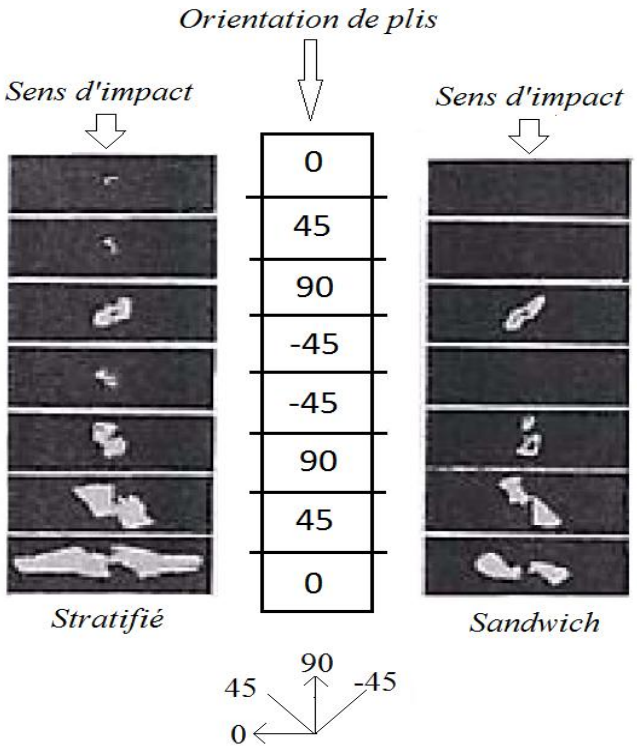


Figure 2.6 Comparaison entre les délaminages induits lors d'un impact dans un matériau composite (stratifié vs. sandwich) [36].

D’autre part, plusieurs travaux expérimentaux, visant à mieux comprendre les différents mécanismes d’endommagement sous impact des structures sandwichs, ont montré que les dommages de la peau progressent linéairement avec l'énergie incidente jusqu'à ce qu'une valeur maximale soit atteinte. À ce point, les dommages deviennent visibles et la taille du délaminage demeure constante [37, 38].

Nettles et Hodge [39] ont conduit certains tests d’impact à basse vitesse sur des plaques et des poutres en composites sandwichs avec une âme en nid d’abeille verre/phénolique séparant deux semelles composites époxy/fibre de carbone. Cinq modes d’endommagement ont été identifiées : 1) Flambage localisé de l’âme, 2) Délamination dans la peau impactée, 3) Fissuration de l’âme, 4) Fissuration de la matrice, et 5) Rupture de fibres.

De plus, Mines et *coll*. [40] ont étudié le comportement statique et d’impact des poutres sandwichs avec divers types de peaux composites (fibres d’aramide, de carbone, mat en fibres discontinues de verre (CSM), et tissu de verre textile avec résine époxyde ou polyester). Deux types de matériaux d’âme ont été utilisés (âme nid d’abeille en aluminium et âme en feutre de type Coremat ®). Quatre mécanismes de rupture ont été identifiés : Le Mode (I) se résume à une rupture en compression de la peau supérieure suivie soit de l’écrasement de l’âme (Mode I-a) soit de la rupture en cisaillement de l’âme (Mode I-b). Les auteurs font remarquer que les échantillons qui ont été brisés selon ce mode de rupture (Mode I) ont tous une résistance en compression inférieure à celle en traction. Le Mode (II) consiste à une rupture par cisaillement de l’âme. Ce mode de rupture a été notamment observé dans le cas des poutres sandwichs à peaux composites en fibres de Kevlar. D’après les auteurs ceci est vraisemblablement du à la faible résistance à la compression des fibres d’aramide. Une rupture survenue à l’interface âme/peau supérieure a eu comme conséquence la rupture par cisaillement de l’âme (Mode III). Finalement, les échantillons dont la résistance à la traction est inférieure à celle en compression ont subi une rupture en tension de la peau inférieure (Mode IV).

Finalement, Tomblin et *coll.* [41] ont classé les mécanismes d’endommagement des panneaux sandwichs selon deux catégories : ceux qui sont à l’origine de l’endommagement des matériaux (material damage) et ceux qui engendrent l’endommagement géométrique des

panneaux (geometric damage). Pour les auteurs, les mécanismes d'endommagement des matériaux incluent tous les phénomènes physiques provoquant l'endommagement de la peau, de l'âme et de l'interface âme/peau. Les types de dommages qui peuvent apparaître au niveau de la peau sont : le délaminage des plis, la fissuration de la matrice, et la rupture de fibres. D'après Tomblin [42], ces types de dommages peuvent causer une réduction de la rigidité et de la résistance de la peau. Quant à l'endommagement de l'âme, en plus de la fissuration, la rupture peut se produire soit par écrasement de l'âme (âmes en mousse), soit par flambement des parois cellulaires (âmes en nid d'abeille). Finalement, les auteurs [41] révèlent que le décollement est le principal mécanisme physique responsable de la rupture de l'interface.

Par dommages géométriques, les auteurs [41] désignent la déformation permanente de l'âme due à l'impact. En effet, l'interaction entre les différents éléments endommagés donne lieu à une imperfection géométrique dans les panneaux sandwichs. Cette imperfection géométrique se manifeste comme une distribution d'une empreinte résiduelle autour du point d'impact, telle que montre la figure 2.7.

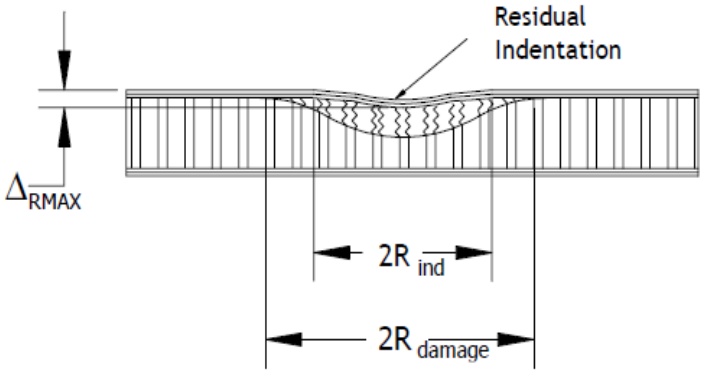


Figure 2.7 Indentation résiduelle dans les panneaux sandwichs impactés [41]

Sur la figure 2.7, Δ_{RMAX} et $2R_{ind}$ désignent, respectivement, la profondeur de l'empreinte résiduelle au point de l'impact et le diamètre de la surface de l'empreinte.

2.4.2 Propriétés résiduelles en Compression Après Impact (CAI)

Généralement, l'étape qui suit l'identification des dommages induits lors d'une sollicitation d'impact, est de quantifier l'effet de tels dommages sur les propriétés mécaniques résiduelles des structures impactées. Plusieurs travaux de recherche ont montré qu'un impact léger sur une structure en composite peut générer des dommages internes (BVID) difficiles à détecter à l'œil nu, tel que le délaminage des plis et la microfissuration de la matrice. Toutefois, ce type de dommages peut diminuer fortement les propriétés résiduelles en traction, en compression, en cisaillement aussi bien qu'en flexion d'une structure sandwich impactée.

Il a été montré que le délaminage favorise la rupture en compression à cause du micro-flambage des fibres et de la formation des bandes de cisaillement dans les matériaux composites. En conséquence, les propriétés résiduelles en compression d'un sandwich composite sont les plus sensibles à l'impact et le test de compression après impact (CAI) est le plus important dans un processus de caractérisation de l'impact. La figure 2.8 montre le montage de fixation, développé par Boeing, pour l'évaluation de la résistance résiduelle en compression.

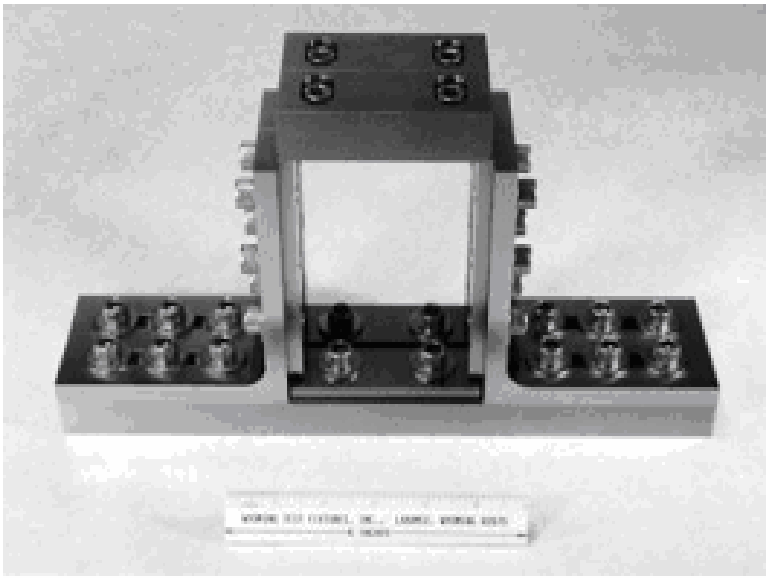


Figure 2.8 Montage expérimental de fixation pour les tests de CAI [43].

Tomblin et Lacy [42] ont étudié l'influence de la taille de l'impacteur sur la tolérance aux dommages des structures sandwichs. Les matériaux constituants la peau du panneau sandwich sont des stratifiés en fibres de carbone et résine époxy (4plis). L'âme est en nid d'abeille de 9.5 mm d'épaisseur et 48 kg/m³ de masse volumique. Les éprouvettes impactées font 203.2 mm x 203.2 mm. Pour mettre en évidence l'effet du diamètre de l'impacteur, deux diamètres ont été utilisés : 25.4 et 76.2 mm. À partir des données expérimentales des essais de compression après impact, les auteurs ont constaté que les échantillons sandwichs impactés avec le grand impacteur (76.2 mm) sont plus résistant aux impacts, mais moins tolérants aux dommages. En effet, il a été observé qu'un diamètre important d'impacteur génère des dommages moins visibles à l'œil nu mais qu'ils ont des conséquences plus dramatiques sur la résistance en compression des échantillons sandwichs impactés.

Par ailleurs, Tomblin [41] a remarqué que pour une énergie d'impact donnée, les structures sandwichs composées de deux peaux stratifiées en fibres de verre et d'une âme en mousse de polymère rigide sont plus tolérantes aux dommages que les structures sandwichs composées des peaux stratifiées en fibres de carbone et d'une âme en nid d'abeille.

L'influence de la géométrie de l'échantillon sandwich impacté sur leurs propriétés résiduelles en compression, a été étudiée par Vizzini et *coll* [44]. Dans cette étude, deux paramètres géométriques ont été considérés, soit la taille et la forme de l'échantillon. Pour mettre en évidence l'influence de la taille de l'échantillon sur les propriétés en compression des structures sandwichs, les auteurs [44] ont mené des tests d'impact sur des échantillons de mêmes longueurs, mais de différentes largeurs (soit 83, 152, et 305 mm). Par ailleurs, des échantillons courbés (figure 2.9) de deux largeurs différents (152 et 305 mm) ont été retenu pour évaluer l'influence de la forme de l'échantillon. Les résultats de cette étude sont reportés à la figure 2.10. À première vue, la présence d'un BVID peut réduire significativement la résistance résiduelle en compression des sandwichs composites. En effet, tel que montre la figure 2.10, un échantillon plat de 83 mm de large ayant subi de dommages de type BVID, peut voir sa résistance résiduelle en compression chuter d'environ 40%. En comparant ce résultat avec ceux relatifs aux autres types d'échantillons (plats et/ou courbés), on voit qu'ils ont approximativement la même résistance résiduelle (175 MPa). Il en découle donc que la géométrie (dimension et forme) de

l'échantillon n'a pas un effet significatif sur la tolérance aux dommages des sandwichs composites.

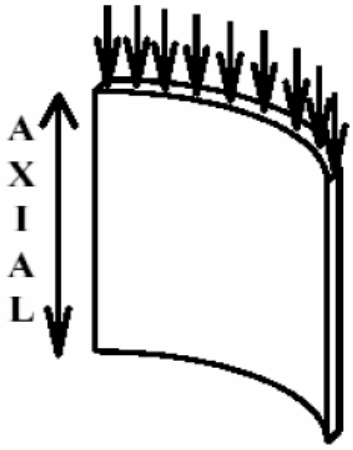


Figure 2.9 Exemple d'un échantillon sandwich courbé [44].

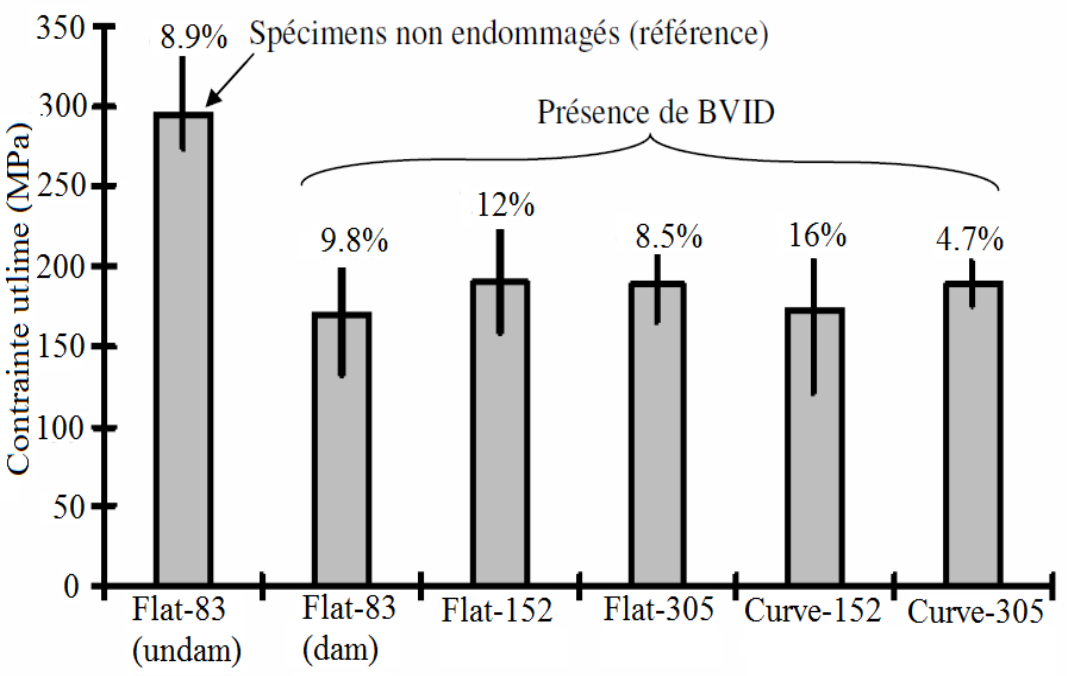


Figure 2.10 Influence de la géométrie de l'échantillon sandwich sur la résistance ultime en compression après impact (CAI) [44].

2.5 Influence de différentes paramètres

Dans cette section de l'étude, nous citons quelques travaux de la littérature qui ont traité l'influence de certains paramètres du matériau et du test sur la tenue à l'impact des structures sandwichs.

2.5.1 Influence de la peau

Les paramètres propres à la peau, qui ont une influence déterminante sur le comportement à l'impact des structures sandwichs sont généralement : l'épaisseur, la nature du matériau, et dans le cas des peaux composites stratifiées, la séquence d'empilement.

Le premier travail à notre connaissance, qui a été réalisé afin d'expliquer l'effet de l'épaisseur de la peau sur la réponse à l'impact des structures sandwichs, est celui de Williamson et Lagace [45]. Les auteurs ont conduit certains tests d'indentation et d'impact à basse vitesse sur des panneaux sandwichs à peaux composites graphite/époxy et une âme à nid d'abeille (Ciba-Geigy Nomex). Les résultats des tests d'indentation ont montré que la relation charge/déplacement d'un panneau composite sandwich est fortement affectée par l'épaisseur de la peau. En effet, plus l'épaisseur de la peau augmente et plus la charge nécessaire pour atteindre la même profondeur d'indentation est importante. En contrepartie, l'épaisseur de la peau n'a pas une influence significative sur la réponse à l'indentation d'un stratifié monolithique.

De plus, les auteurs [45] ont également démontré que la réponse à l'impact des panneaux sandwichs est fortement affectée par l'épaisseur de la peau. En effet, pour la même vitesse d'impact, la charge induite augmente à mesure que l'épaisseur de la peau augmente. Par ailleurs, l'évaluation des dommages dans les structures sandwichs impactées a mis également en évidence l'importance de l'épaisseur de la peau. Certes, il a été observé que l'épaisseur de la peau n'a pas un effet significatif sur les dommages de la peau, cependant, l'étendue des dommages de l'âme a fortement augmenté avec la diminution de l'épaisseur de la peau. En outre, les auteurs ont observé que les panneaux à peaux minces enregistrent le niveau le plus bas de charge

correspondant à l'initiation du dommage. Ainsi, il s'avère que la tenue à l'impact des structures sandwich est alors améliorée en utilisant des peaux plus épaisses.

En utilisant des âmes différentes, Anderson et Madenci [46] arrivent à la même conclusion que Williamson et Lagace [45]. En effet, les auteurs [46] ont étudié expérimentalement le comportement à l'impact des structures sandwichs avec des peaux composites graphite/époxy (LTM45EL/CF0111) de différents nombres de plis (3 plis et 6 plis) et une âme en mousse Rohacell (Polyméthacryimide, PMI) de 12,7 mm d'épaisseur. Les résultats de leur étude montrent que la résistance à l'endommagement d'une structure sandwich peut être améliorée en augmentant l'épaisseur des peaux.

Par ailleurs, Lim et *coll.* [47] ont étudié l'influence de l'épaisseur de la peau sur les mécanismes de rupture des structures sandwichs. Une structure sandwich composée d'une âme en mousse de 97 Kg/m3 de densité séparant deux peaux composites stratifiées unidirectionnelles est utilisée. Le test d'impact est réalisé à basse vitesse (10 m/sec) avec une masse d'impacteur de 5Kg. Pour examiner l'influence de l'épaisseur de la peau, quatre épaisseurs ont été sélectionnées : 0.58, 0.72, 0.87 et 1.02 mm. En référence à la figure 2.11, suivant l'épaisseur de la peau, on remarque que la rupture finale peut se produire soit par cisaillement de l'âme soit par rupture de la peau. Notons que dans le cas d'une rupture par cisaillement de l'âme, il a été observé que des fissures se propagent le long de l'interface âme/peau ou à travers l'âme, suivi par la séparation des peaux.

Plus récemment, Raju et *coll*. [48] ont observé expérimentalement que le maximum de la force de contact ainsi que la charge nécessaire pour l'initiation de la rupture augmentent avec l'épaisseur de la peau. En revanche, plus la peau est épaisse plus la durée de contact avec l'impacteur est courte.

Également, l'influence de la nature des matériaux constituant les peaux des structures sandwichs sur leur comportement à l'impact, a fait l'objet de divers travaux de recherches.

Oplinger et Sleptez [49] ont mené une étude expérimentale comparative sur des structures sandwichs ayant une âme en nid d'abeille (Nomex, HRH10,1/8,3) et des peaux de nature différentes. En effet, deux semelles en composites stratifiées ayant le même nombre de plis, la même séquence d'empilement, mais de fibre de nature différente (graphite/époxy et verre-S/époxy) ont été utilisées. Les auteurs [49] ont conclu que les panneaux sandwichs constitués avec des peaux stratifiées en fibres de verre sont plus résistants aux sollicitations d'impact que ceux en fibres de carbone. Par ailleurs, l'observation des faciès de rupture ont permis de relever différents modes d'endommagement. Il s'agit d'un écrasement localisé de l'âme en nid d'abeille dans le cas des peaux verre/époxy et graphite/époxy, et de la rupture des fibres dans le cas des peaux graphite/époxy. La rupture des fibres dans le cas des peaux graphite/époxy serait due à la faible déformation à la rupture celles ci comparativement aux fibres de verre.

Gustin et *coll.* [50] ont mené des tests d'impact à basse vitesse sur des panneaux sandwich dont les peaux sont faites à partir d'un empilement de plis de différents matériaux. Du côté de la face impactée (la peau supérieure), les couches supérieures 1, 2, 3 ou 4 de fibre de carbone ont été substituées par d'autres fibres en aramide (Kevlar©) ou hybride (Carbone/Kevlar), comme le montre la figure 2.12.

Les résultats obtenus lors de cette étude sont tels que :

1. L'ajout de couches stratifiées à base de fibres d'aramide à la peau supérieure apporte une amélioration considérable, (approximativement de 10% comparé aux échantillons CF[1]) en termes d'énergie maximale absorbée et de force maximale moyenne d'impact des échantillons 1K-4K[2].

[1] CF : quatre couches en fibres de carbone (voir figure 2.12)

[2] 1K-4K : voir figure 2.12

2. L'addition de couches stratifiées hybride (Carbone/Kevlar) à la peau supérieure améliore également l'énergie maximale absorbée des échantillons 1K-4K, (approximativement de 5%) et la force maximale moyenne d'impact (approximativement de 14%) comparé aux échantillons de CF.

De plus, il a été montré par Shin et *coll*. [51] que la nature des matériaux constituant les peaux affecte également l'étendue de dommages occasionnés dans les panneaux sandwichs lors d'un chargement d'impact à basse vitesse. Les auteurs [51] ont observé les zones de dommages intérieurs des structures impactées ayant toutes une âme en nid d'abeille en Aluminium 5052 (59 kg/m3 de densité), mais diffèrent par la nature des peaux. En effet, deux types de peaux ont été utilisés : des peaux composites époxyde/fibres de verre (WR580/NF4000, 1850 kg/m³ de densité volumique) et des peaux métalliques (Aluminium 5052, 2680 kg/m³ de densité volumique). Leurs résultats montrent que les panneaux à peaux métalliques (AL/AH[3]) sont beaucoup plus endommagés que les panneaux à peaux composites (GE/AH[4]).

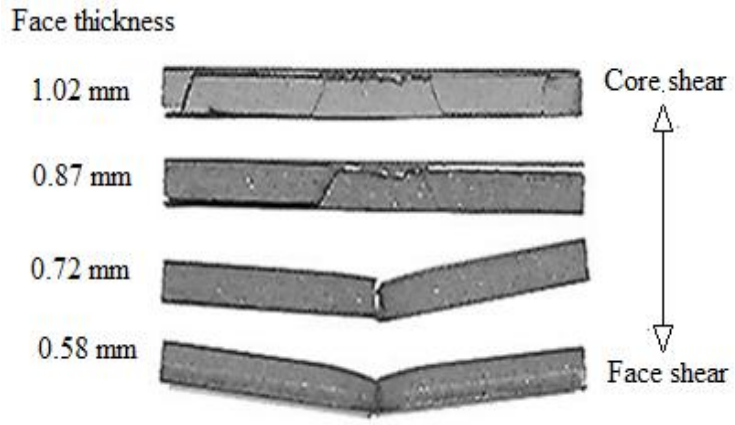


Figure 2.11 Effet de l'épaisseur de la peau sur le mode de rupture sous impact [47].

[3] AL/AH : Panneaux à peaux métalliques et âme en nid d'abeille en aluminium

[4] GE/AH : Panneaux à peaux composites verre/époxy et âme en nid d'abeille en aluminium

Abb.	Sample type
CF	4 carbon fiber layers
1K	1 Kevlar–3 carbon fiber layers
2K	2 Kevlar–2 carbon fiber layers
3K	3 Kevlar–1 carbon fiber layers
4K	4 Kevlar layers
1H	1 hybrid–3 carbon fiber layers
2H	2 hybrid–2 carbon fiber layers
3H	3 hybrid–1 carbon fiber layers
4H	4 hybrid layers

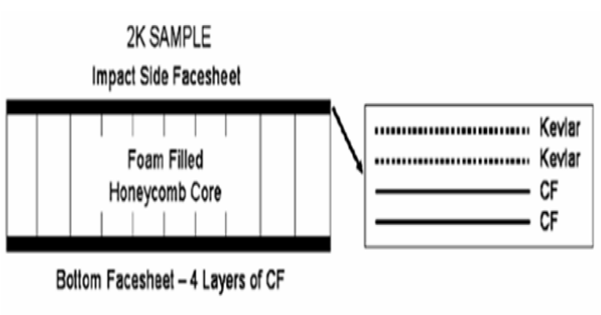


Figure 2.12 Illustration de différents échantillons [50].

2.5.2 Influence de l'âme

Comme nous l'avons mentionné précédemment, la fonction de l'âme est d'une haute importance dans un sandwich. Généralement, les paramètres propres à l'âme qui peuvent avoir une influence sur le comportement à l'impact d'une construction sandwich sont : l'épaisseur, la densité, le type de l'âme (en mousse ou en nid d'abeille) et finalement la nature du matériau constituant l'âme.

Rhodes [51] a mené plusieurs essais d'impact sur un certain nombre de structures sandwichs de noyaux différents. Il a montré que l'amélioration de la résistance à l'écrasement de l'âme d'un matériau sandwich résulte en une augmentation de la résistance à l'impact de la structure finale. De plus, d'après l'étude expérimentale menée par Tsotis et *coll*. [52] sur des structures sandwichs à âme en nid d'abeille, il a été rapporté qu'une augmentation de la densité de l'âme entraine aussi une augmentation du seuil d'endommagement ainsi que de la contrainte maximale de contact. Par ailleurs, Mahfuz et *coll*. [53] ont caractérisé la sensibilité à la vitesse de déformation d'un certain nombre de structures sandwichs en utilisant la technique des barres de Hopkinson. Leur étude a montré que la sensibilité à la vitesse de déformation d'une structure sandwich augmente au fur et à mesure que la densité du matériau de l'âme augmente. En outre, ils ont montré qu'une grande partie de l'énergie d'impact est absorbée par l'âme.

Par ailleurs, Kim et Jun [35] ont examiné l'effet de la densité de l'âme en nid d'abeille (Nomex) sur la taille de la zone de décollement des peaux stratifiées à fibres de verre et résine époxyde. Ils ont observé que pour le même niveau d'énergie absorbée lors de l'impact, les spécimens sandwichs constitués d'une âme de faible densité présentent la zone de délaminage la plus étendue. Dans le même contexte, il semble que la densité de l'âme à un effet sur la transition des modes de rupture dans une structure sandwich soumise à un chargement d'impact à basse vitesse. En effet, tel que montre la figure 2.13, pour un sandwich à peaux composites de 1.02 mm d'épaisseur couvrant une âme en mousse de densité volumique égale à 54 kg/m^3, la rupture finale est induite par une rupture par cisaillement de l'âme. Tandis que, pour la même construction sandwich avec une âme de 117 kg/m^3 de densité, la rupture est induite par un endommagement de la peau.

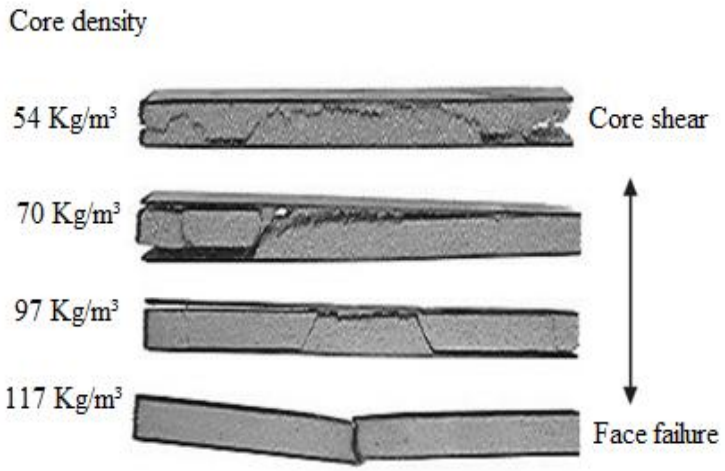


Figure 2.13 Influence de la densité de l'âme sur la transition entre les modes de rupture d'un sandwich [47].

Plus récemment, Park et *coll.* [54] ont montré que l'influence de l'épaisseur de l'âme varie selon la nature du matériau des peaux composites. En effet, ces auteurs ont effectué des tests d'impact sur des structures sandwichs avec deux peaux composites ([02/904/02] : Verre/époxy (TBCarbon SG125NS) et Carbone/époxy (TBCarbon CP2000NS)) et une âme en nid d'abeille Nomex ® d'une densité de 48 Kg/m³. Pour mettre en évidence l'influence de l'épaisseur de l'âme, deux épaisseurs ont été choisies, soit 10 et 20 mm. Les auteurs ont observé que la réponse à l'impact des spécimens testés est considérablement influencée par l'épaisseur d'âme, en termes de force maximale d'impact et de durée de contact, notamment dans le cas des sandwichs à peaux stratifiés en fibre de verre. Comme le montre la figure 2.14, la réponse à l'impact (force-temps) des spécimens sandwichs à peaux composites en fibres de carbone (SC) est assez identique quel que soit l'épaisseur de l'âme. Toutefois, comparativement aux spécimens sandwichs (SC10[5]), les spécimens (SC20[6]) présentent la charge maximale d'impact supérieure. Ces observations sont interprétées comme due à l'épaisseur de l'âme étant donnée que plus l'âme est mince et plus elle est moins résistante en compression et plus il y a de déformation due au chargement d'impact.

Dans le même travail, les auteurs [54] ont également étudié l'influence de l'épaisseur de l'âme sur la résistance à l'endommagement des panneaux sandwichs à peaux composites en fibres de carbone (SC). Pour ce faire, l'évolution de l'aire endommagée, obtenue par microscope à balayage acoustique (SAM), est présentée en fonction de l'énergie incidente d'impact (voir figure 2.15). À partir de ces courbes, il apparaît clairement qu'à des faibles niveaux d'énergie d'impact, l'épaisseur de l'âme n'a aucune influence sur l'étendue des dommages des panneaux sandwichs. Toutefois, à des niveaux plus élevés d'énergie d'impact, les dommages des panneaux de type (SC10) sont plus sévères que ceux des panneaux de type (SC20). Ceci est principalement dû à la faible rigidité des panneaux sandwichs (SC10). Bien évidemment, plus l'âme est mince, plus la rigidité en flexion de structure sandwich diminue.

---

[5] SC10 : Des spécimens sandwichs à âme en nid d'abeille de 10 mm d'épaisseur

[6] SC20 : Des spécimens sandwichs à âme en nid d'abeille de 20 mm d'épaisseur

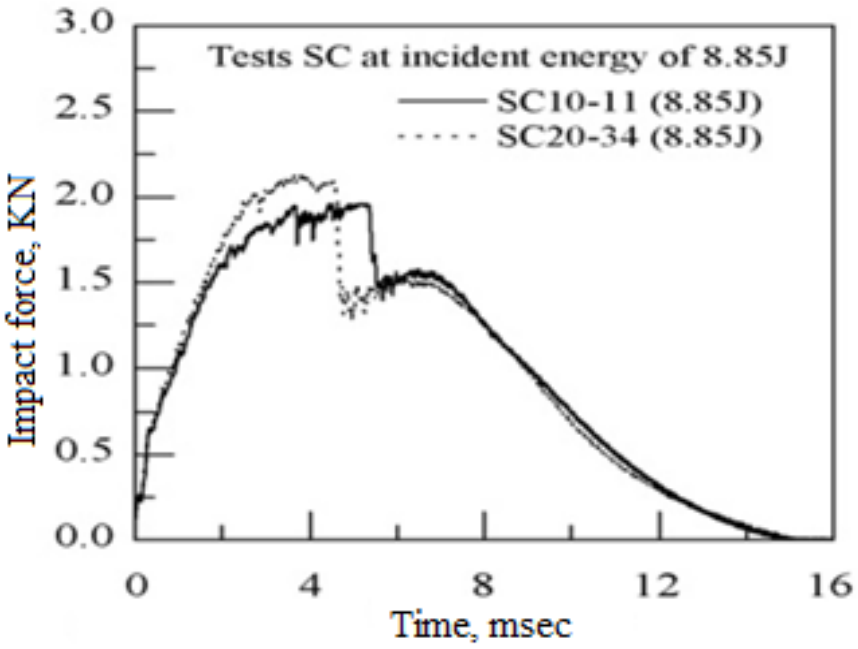


Figure 2.14 Courbes Force-temps pour une énergie incidente E.imp = 8.85 J [54].

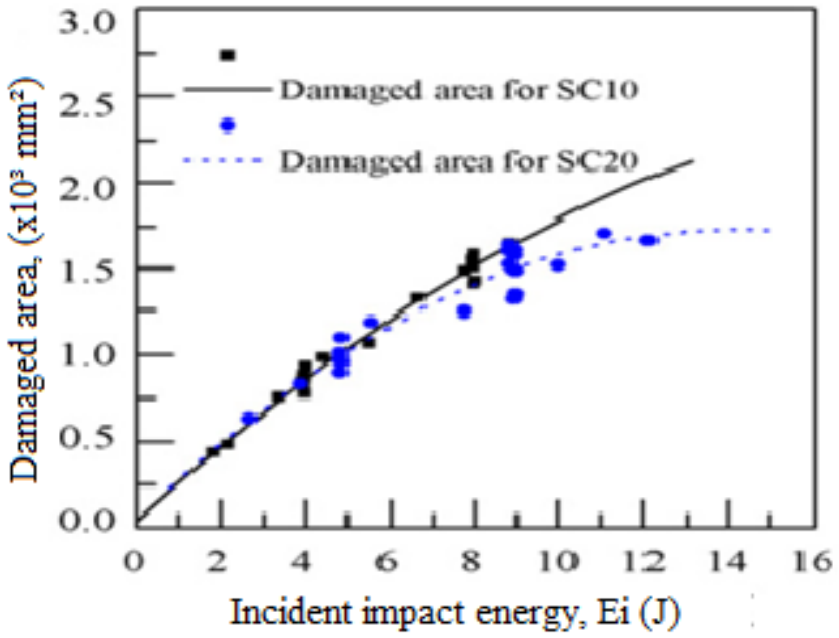


Figure 2.15 Évolution de l'aire de la surface endommagée en fonction de l'énergie incidente [54].

D’autre part, il apparaît également que le type de l’âme (mousse ou en nid d’abeille) influe sur la tenue à l’impact des structures sandwichs. Bernard et Lagace [55] ont étudié l’influence du type de l’âme sur la nature de dommages induits lors d’un impact sur des panneaux sandwichs. Pour ce faire, les auteurs ont testé plusieurs échantillons à peaux stratifiées en fibres de graphite (AS4/3501-6) de type [±45/0]s. Les âmes utilisées sont en nid d’abeille (en aluminium et Nomex) et en mousse (Rohacell) avec 3.2, 6.4 et 9.6 mm d’épaisseur. Les panneaux sont impactés en utilisant des sphères de 12.7 mm de diamètre. Les dommages induits ont été caractérisés en utilisant la technique de spectroscopies à rayon X et à l’aide des observations micrographiques de coupes transversales de différents spécimens impactés. Les auteurs ont conclu que le mécanisme d’endommagement est fonction de type de l’âme. En effet, la rupture des spécimens sandwichs à âme en mousse est produite par fissuration de l’âme tandis que les dommages induits dans les échantillons à âme en nid d’abeille sont causés par l’instabilité élastique des parois cellulaires autour du point d’impact. Les mêmes observations ont été faites dans les travaux de Nettles et Hodges [39] et Levin [56].

Plus récemment, Shin et *coll*. [57] ont mené une analyse approfondie de l’influence du type de l’âme sur le comportement à l’impact des structures sandwichs. Pour ce faire, les auteurs ont conduit plusieurs tests d’impact à six niveaux d’énergie, 1.57, 2.08, 3.04, 3.50, 4.49 et 5.93 J. Les structures sandwichs testées avec toutes des peaux métalliques en aluminium 5052 de même densité volumique (2680 Kg/m³) différent par le type de l’âme en nid d’abeille en aluminium (AL/AH) et en mousse d’aluminium (AL/FA). Lors de leur étude, ils ont constaté que le type d’âme utilisée a une influence significative sur les paramètres d’impact tels que la déflection à la charge maximale, la durée de contact et la force maximale de contact. En effet, la déformation à la charge maximale et la durée de contact de panneaux sandwichs de type (AL/AH) sont beaucoup plus élevés que ceux des panneaux sandwichs de type (AL/FA) constitués d’une âme en mousse d’aluminium. En revanche, la tendance s’inverse pour la force maximale de contact. D’après les auteurs [57], ceci est vraisemblablement dû au fait que l’âme en mousse d'aluminium est beaucoup plus rigide que l'âme en nid d’abeille aluminium. D’un autre côté, ils ont constaté dans leur analyse que le type d’âme n’a aucune influence sur la quantité d’énergie absorbée lors de l’impact basse vitesse pour les deux types de structures (voir figures 2.15 et 2.16).

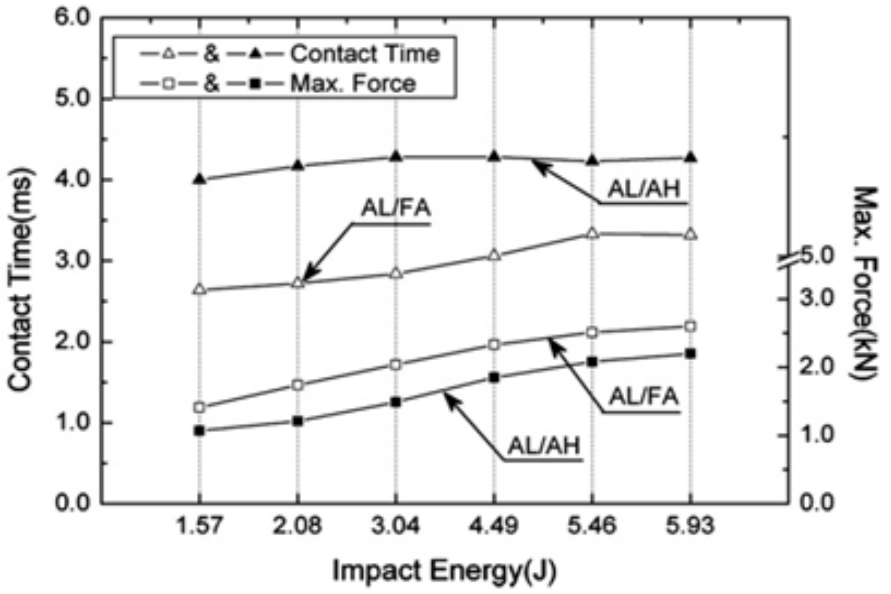


Figure 2.16 Courbes d'évolution de l'énergie absorbée et de déflection maximale en fonction de l'énergie d'impact [57].

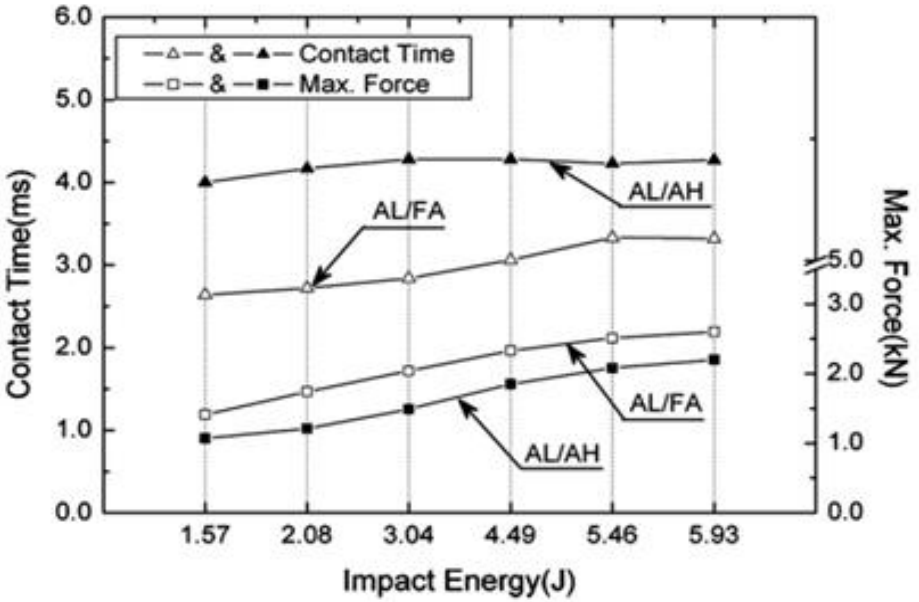


Figure 2.17 Courbes de l'évolution de la force maximale et la durée de contact en fonction de l'énergie d'impact [57].

Dans le même travail, les auteurs [57] ont examiné l'influence du type de l'âme sur l'étendue de dommages d'impact, et ont constaté que la taille et la profondeur de l'empreinte résiduelle augmentent avec l'énergie d'impact. Toutefois, cette augmentation est moins prononcée pour les panneaux sandwichs à âme nid d'abeille en aluminium (AL/AH). Cette observation est interprétée comme étant due à la différence de la rigidité de deux matériaux.

Finalement, l'influence de la nature du matériau a été examinée par Compston et *coll.* [58]. Pour ce faire, les auteurs ont mené une étude comparative sur le comportement à l'impact basse énergie de deux types de structures sandwichs à peaux composites en fibres de verre et âme en mousse d'aluminium (ALPORAS Gleich, 0.23 g/cm³ de densité) ou en mousse polymère (PVC, Ploychlorure de vinyle ou chlorure de polyvinyle). Dans cette étude, des spécimens de 80 mm x 80 mm ont été impactés avec un indenteur hémisphérique de 10 mm de diamètre pour des vitesses d'impact comprises entre 1.4 et 3.1 m/s. La masse de l'impacteur a été maintenu constante à 5 Kg pour tous les essais, tandis que la hauteur variait. Les résultats de cette étude ont montré que les propriétés d'absorption d'énergie des deux constructions sandwichs sont similaires pour des énergies incidentes allant de 5 à 25 J (voir figure 2.18). Cependant, l'observation micrographique de coupes transversales de différents spécimens impactés, révèle une différence significative dans leur comportement à la rupture. En effet, pour les spécimens sandwichs à âme polymère, les mécanismes de rupture diffèrent selon le niveau d'énergie incident. Pour un niveau d'énergie incident de 5J, une fissuration de la matrice couplée à l'indentation du noyau est observée. Alors qu'à des niveaux plus élevés d'énergie cinétique, 25J, les mécanismes d'endommagement observés se résument en une pénétration de l'échantillon avec une rupture de la peau et un écrasement du noyau. En revanche, l'écrasement de l'âme est le seul mode d'endommagement observé dans le cas des échantillons à âme en mousse d'aluminium. Notons cependant que le taux d'écrasement devient plus important lorsque l'énergie d'impact augmente, à 25J.

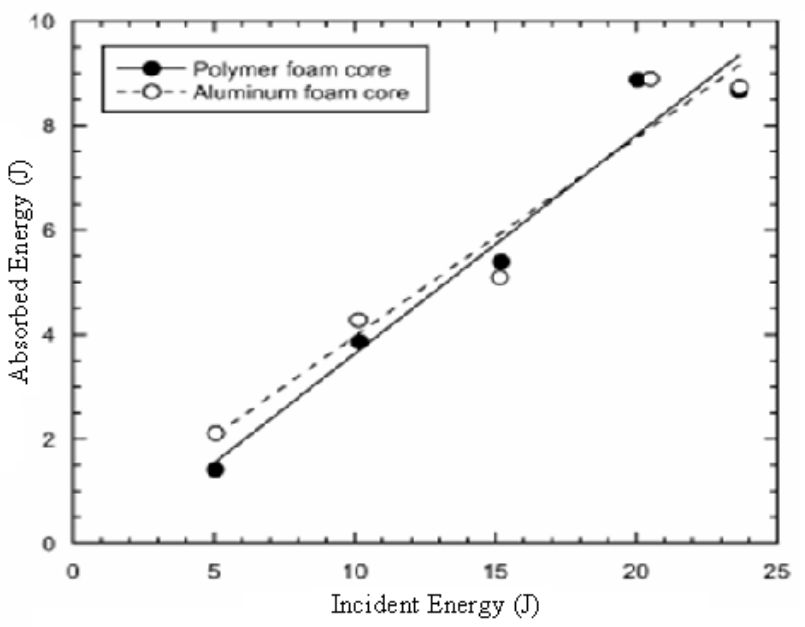


Figure 2.18 Variation de l'énergie absorbée en fonction de l'énergie incidente [58].

2.5.3 Influence des paramètres du test d'impact

Dans le paragraphe suivant, nous essayons d'expliquer l'influence de l'impacteur (sa géométrie, sa rigidité et son diamètre) ainsi que les conditions aux limites des essais sur la réponse à l'impact des structures sandwichs soumises à un chargement d'impact.

Horrigan et *coll*. [59] ont effectué des études expérimentales et théoriques sur une structure sandwich à âme en nid d'abeille Nomex et en peaux stratifiés en fibre de verre. Leurs résultats montrent que l'aire de la zone endommagée est fonction de la rigidité de l'impacteur. En effet, plus l'impacteur est rigide et plus la profondeur de la zone près du point d'impact est importante. D'autre part, l'influence de la forme de la tête d'impacteur a été étudiée par Tsotis et Lee [52]. Pour ce faire, les auteurs [52] ont conduit des tests d'impact avec deux impacteurs à bout hémi-sphérique et cylindrique. Ils ont montré que les dommages causés par l'impact sont

indépendants de la forme du nez de l'impacteur. Toutefois, la forme de la loi de contact semble être affectée surtout au niveau de la charge critique (voir figure 2.19).

Récemment, Raju et *coll*. [48] ont mené une étude expérimentale approfondie de l'influence du diamètre de l'impacteur sur la réponse à l'impact des panneaux sandwichs ayant une configuration [0/45/âme/45/0]. Pour ce faire, les auteurs [48] ont conduit des essais d'impact à basse énergie (Eimp = 6.8 J) avec deux diamètres d'impacteur, à savoir 25.4 et 76.2 mm. Les échantillons ont été construits avec des peaux stratifiées (PWCF) en fibre de carbone (NB321/3K70) et une âme en nid d'abeille en Nomex® (Plascore, de densité de 48.05 Kg/m³, et de 9.525 mm d'épaisseur). Les auteurs [48] ont constaté que l'évolution de la force de contact avec le temps dépend fortement du diamètre de l'impacteur. Certes, le maximum de la charge de contact peut augmenter de 80 % lorsque le diamètre de l'impacteur est triplé mais la durée de contact diminue lorsque le diamètre de l'impacteur augmente.

D'autres auteurs ont étudié l'influence des conditions aux limites sur le comportement à l'impact des panneaux sandwichs. Williamson et Lagace [45] ont comparé les mécanismes d'endommagement produits lors des tests d'indentation statique, sur une éprouvette simplement appuyée sur une fondation rigide et une autre encastrée par ses deux extrémités (voir figure 2.20). Aucune différence significative n'a été observée. Dans le même ordre d'idées, il semble que le type de support n'ait pas d'effet sur la taille de la zone endommagée. En effet, l'étude de Guedrade-Georges [37] montre que l'aire endommagée n'a augmentée que de 3 à 10%.

Récemment, Raju et coll. [48] ont étudié les effets de type de support sur le comportement à l'impact des panneaux sandwichs composites en fibres de carbone/époxy avec une configuration [(0/45)n/âme/(0/45)n] (n=1,2 et 3). Deux épaisseurs d'âme en nid d'abeille ont été utilisées : 9.525 et 19.05mm. Les spécimens de 216 x 267 mm² ont été impactés à l'aide d'une tour d'impact de type poids tombant équipé d'un impacteur à bout hémi-sphérique de 76.2mm de diamètre. Deux types de configurations ont été examinés : une éprouvette est simplement supportée ou serrée sur ses quarts bords. En se référant à la figure 2.21, il semble que le type de support n'a aucune influence significative sur les valeurs maximales de la force d'impact.

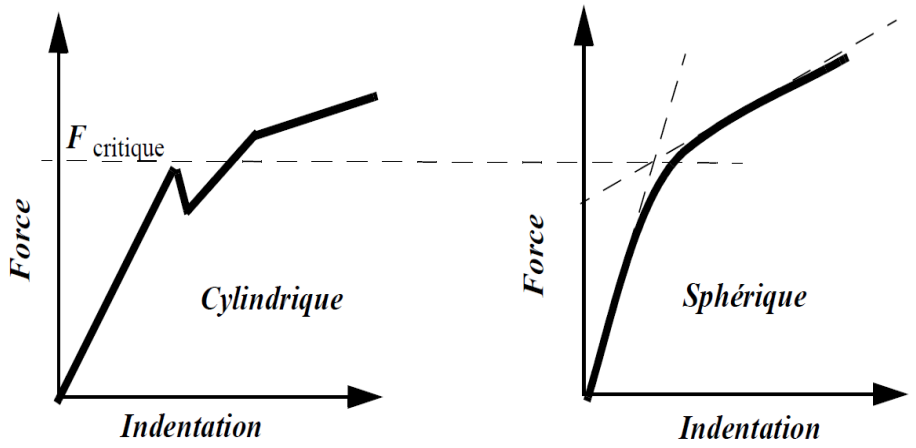


Figure 2.19 Comparaison entre des lois de contact entre des indenteurs cylindriques et sphériques [52].

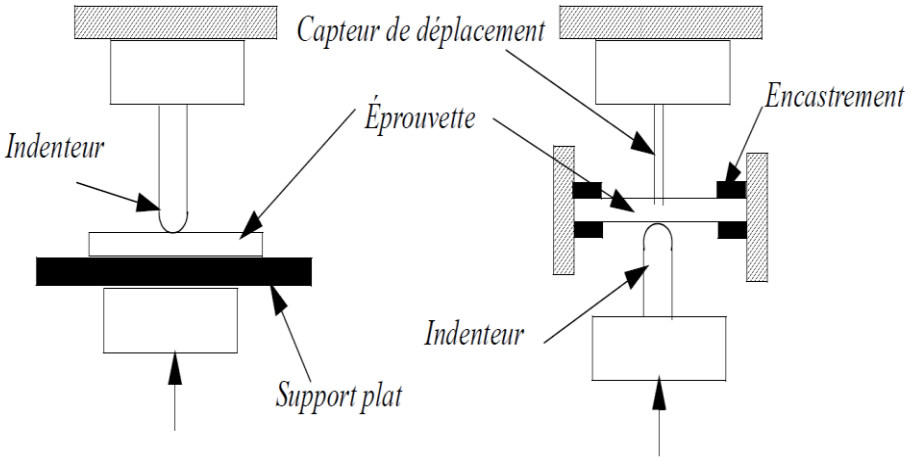


Figure 2.20 Influence du type de support (a) éprouvette simplement supportée sur une fondation rigide (b) une éprouvette encastrée de ses deux extrémités [45].

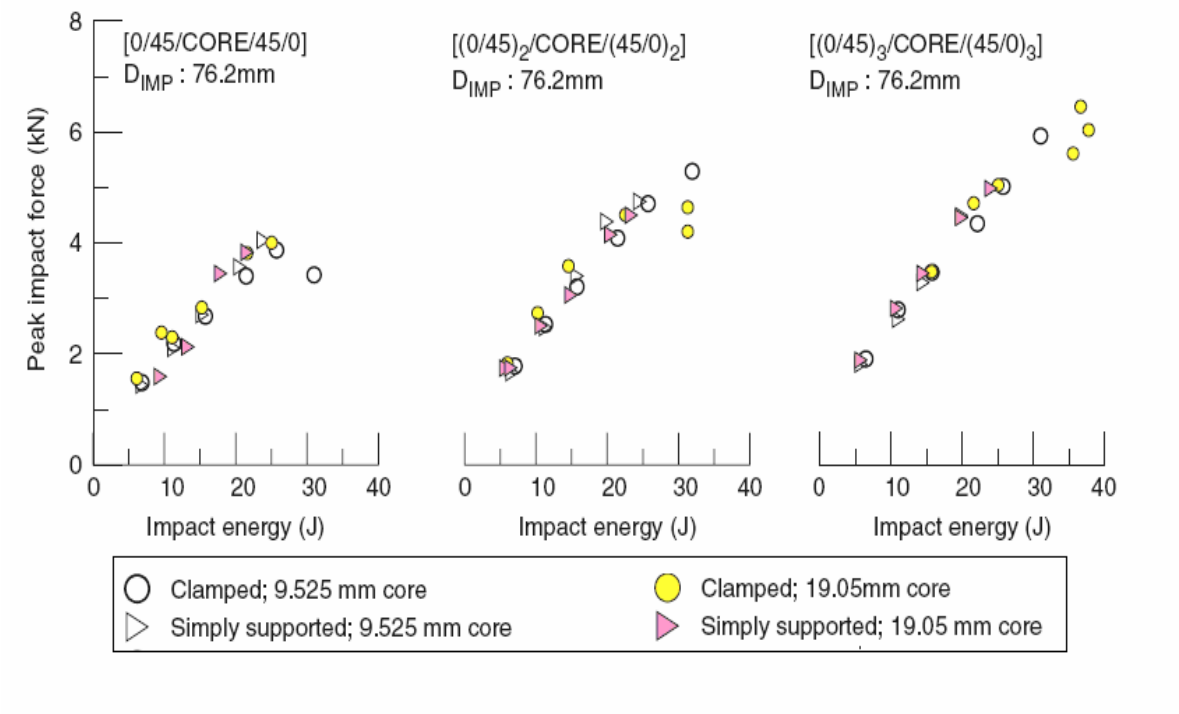


Figure 2.21 Comparaison entre les forces maximales d'impact pour différents conditions aux limites [48].

2.6 Conclusion

Cette revue de la littérature nous a permis d'avoir une vision d'ensemble sur les travaux expérimentaux et analytiques concernant l'étude du comportement des structures sandwichs soumises à des sollicitations d'impact de type basse vitesse. Bien que de telles sollicitations produisent de dommages souvent peu visibles à l'œil nu, ils réduisent pour autant d'une façon significative les propriétés mécaniques des structures impactées. Généralement, les propriétés résiduelles en compression sont les plus affectées par les dommages d'impact; ceci explique le fait que le test de compression après impact (CAI) soit le plus important dans le processus de caractérisation des matériaux endommagés.

L’ajustement des propriétés mécaniques et/ou physiques (densité, épaisseur, nature du matériau) de différents constituants d’une structure sandwich peut améliorer la tolérance aux dommages du produit fini. Étant donnée divers facteurs à prendre en compte lors de la conception d’une structure sandwich, l’étude de la réponse à l’impact sera plus complexe. En effet, deux matériaux de même structure sandwich peuvent se comporter différemment en fonction des conditions de chargement (énergie, géométrie de l’impacteur…). Il va de soit qu’une meilleure compréhension du comportement à l’impact de ces types de structures s’avère donc nécessaire pour pouvoir construire des structures plus tolérantes aux dommages.

CHAPITRE 3 PROCÉDURE EXPÉRIMENTALE

3.1 Présentation des matériaux étudiés

Le matériau étudié dans le cadre de ce travail est un sandwich composite fabriqué par moulage au sac (Infusion à basse pression). La fabrication a été faite au sein du laboratoire de caractérisation mécanique et de fabrication des composites (LCFC) à l'école polytechnique de Montréal. Les échantillons de dimension 4 x 6 po sont découpés à partir de panneaux qui mesurent 17 po de large et 45 po de long. La découpe des échantillons a été faite à l'aide d'une scie diamantée refroidie à l'eau. Dans les paragraphes suivants, nous décrivons les différents constituants du matériau sandwich.

3.1.1 Matériau d'âme

Pour la fabrication de nos panneaux sandwichs, nous avons choisi comme matériau d'âme une mousse en PCV rigide (Corecell A-Foam) fabriquée par la compagnie SP Gurit (figure 3.1). Le choix de cette mousse fut motivé par ses propriétés intéressantes. En effet, la mousse Corecell A-Foam présente une haute résistance en température, une faible absorption de résine ainsi qu'une meilleure résistance aux produits chimiques (styrène). En outre, elle est bien adaptée pour des structures dynamiquement chargées. L'une des finalités de notre travail est d'étudier l'effet de la densité de l'âme sur le comportement à l'impact des panneaux sandwichs. Pour ce faire, deux mousses PVC ont été considérées ayant la même épaisseur (6.35 mm) mais différentes par leur densité volumique : 58.5 kg/m³ pour la mousse A300 et 92 Kg/m³ pour la mousse A500. Les principales caractéristiques de ces mousses sont rassemblées dans le tableau 3.1.

3.1.2 Peaux

3.1.2.1 Les fibres

Le renfort utilisé est un tissu en fibres de verre-E bidirectionnel de type satin (7781). Ces caractéristiques de tissage sont regroupées dans le tableau 3.2. Ce tissu est commercialisé par la compagnie BGF Industries, sous forme de rouleau de 457.2 m de longueur (figure 3.2). Ce type de tissage permet une bonne imprégnation des fibres, et par voie de conséquence un bon niveau de transparence des structures fabriquées. Ceci facilite alors la détection des dommages induits lors des tests d'impact.

L'un des objectifs de cette étude est de déterminer l'effet de l'augmentation du nombre de plis de tissus dans chaque peau sur la réponse à l'impact des structures sandwichs impactées. Pour ce faire, deux configurations sont utilisées, soit :

- [0/90/-45/45/mousse/45/-45/90/0]
- [0/90/-45/45/0/90/mousse/90/0/45/-45/90/0]

3.1.2.2 La résine

La résine utilisée dans le cadre de ce projet est une résine époxy vinyl-ester de type bisphénol A, commercialisée par la société Ashland Canada Corp, sous le nom « Derakane Momentum 411-350 ». Ses propriétés physiques et mécaniques sont récapitulées dans le tableau 3.3.



Figure 3.1 Mousse en PVC



Figure 3.2 Les fibres de verre E

Tableau 3-1 Les caractéristiques physiques et mécaniques de la mousse Corecell A-Foam

CORECELL A-FOAM		
Propriétés physiques et mécaniques	**A300**	**A500**
Densité volumique (Kg/m³)	58.5	92
Résistance en compression (MPa)	0.5	0.8
Module de compression (MPa)	32	64
Résistance au cisaillement (MPa)	0.6	1.0
Module au cisaillement (MPa)	20	26
Résistance en traction (MPa)	0.8	1.3
Module en traction (MPa)	38	81

Tableau 3-2 Les caractéristiques de tissage de renfort (Tissu de verre 7781)

TISSU 7781 EN VERRE-E					
Tissu	Ensimage	Direction de fibres	Dénomination du fil	Résistance à la rupture	Épaisseur
7781	8HS (497 A)	Warp	ECDE 75 1/0	242 (Ib/in)	0.225 (mm)
		Fill	ECDE 75 1/0	231 (Ib/in)	

Tableau 3-3 Les propriétés physiques et mécaniques de la résine vinyl-ester

RÉSINE VINYL-ESTER	
Propriétés physiques et mécaniques	DERAKANE 411-350
Densité volumique (g/cm³)	1.14
Résistance en traction (MPa)	86
Module en traction (GPa)	3.2
Résistance en flexion (GPa)	150
Module en flexion (MPa)	3.4

3.2 Procédure d'infusion

Le procédé d'infusion de résine à faible pression (ou autrement le moulage sous vide) est un procédé qui a été inventé à la fin des années 80 par Seamann's Composites [60]. Une représentation schématique de l'infusion est donnée à la figure 3.3. Cette technique, employée principalement dans le milieu nautique, est de nos jours de plus en plus intégrée pour la fabrication des structures aéronautiques.

La première phase de l'opération du moulage au sac consiste simplement à déposer des couches de renforts fibreux sèches (tissus ou mats) sur la surface d'un moule ouvert préalablement enduit d'un produit anti-adhésif (ou agent démoulant). L'empilement s'effectue manuellement selon une séquence de drapage désirée, permettant en conséquence la conception des structures possédant des propriétés mécaniques remarquables. Dans le cas de fabrication d'une structure composite de type sandwich, une âme est insérée entre les renforts fibreux. La phase suivante, consiste à recouvrir la préforme d'un tissu d'arrachage en nylon (Peel ply) dont la fonction primaire est de créer une barrière physique entre la pièce et le dessus du moule. Un grillage d'infusion (medium) en polyéthylène est ensuite posé par-dessus. Par la suite, les canalisations de distribution de résine et d'aspiration de l'air sont placées de chaque extrémité de la pièce. Ces tuyaux doivent être positionnés de façon à ne pas obstruer l'écoulement de la résine (figure 3.4). Un film en plastique transparent et souple, vient couvrir le tout hermétiquement. Après la vérification de l'étanchéité du sac vient l'étape de l'infusion. La résine est donc aspirée

par le vide crée via une simple pompe à vide d'une capacité de -100 kpa. L'ensemble est finalement soumis à polymérisation

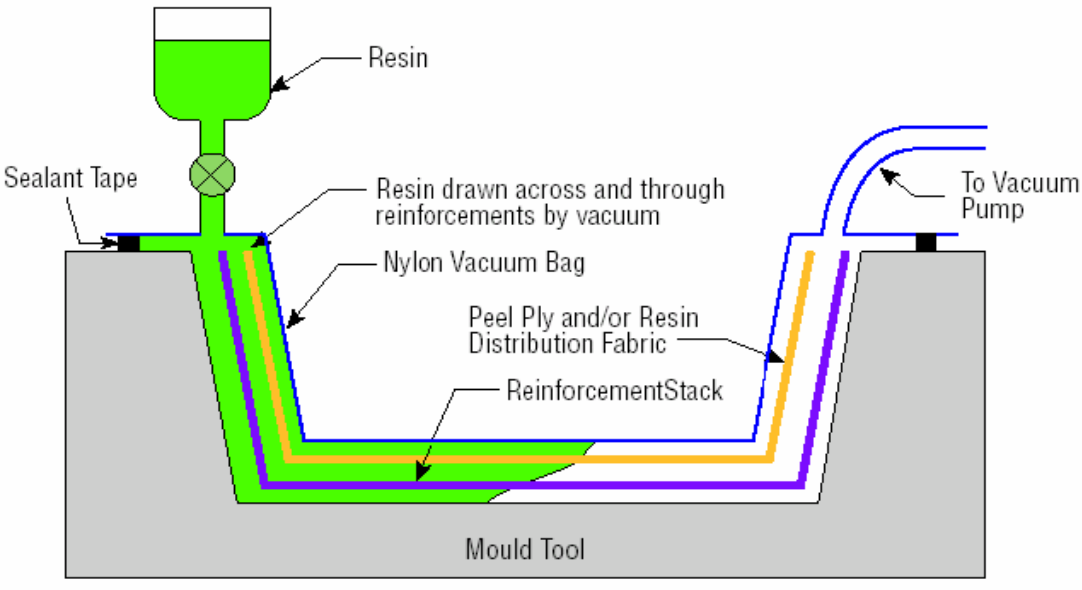


Figure 3.3 Représentation schématique de l'infusion [61].

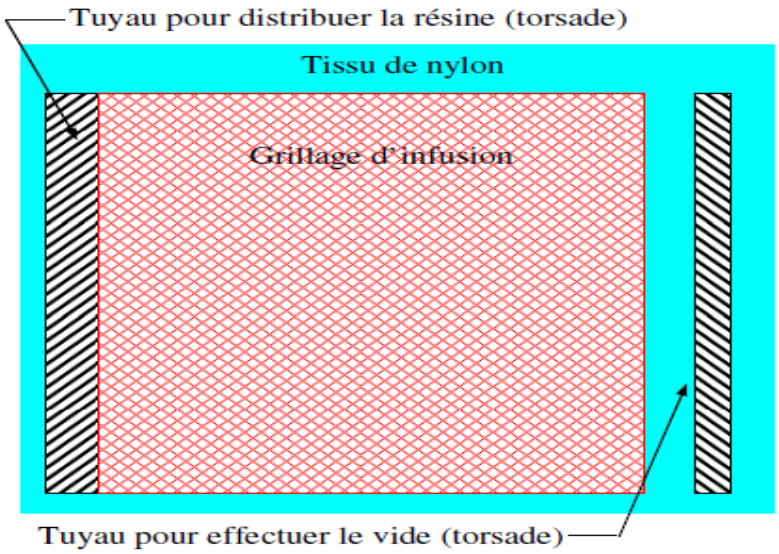


Figure 3.4 Schématisation du tuyau distributeur de résine, du grillage d'infusion et du tuyau pour effectuer le vide

3.3 Dispositifs expérimentaux

Les essais de choc instrumenté à basse vitesse ont été réalisés sur une machine d'impact à masse tombante. Alors que, les tests quasi-statique d'impact et de compression ont été réalisés sur une machine hydraulique de type MTS.

3.3.1 Tour d'impact

Les tests d'impact à basse vitesse sont réalisés sur une tour d'impact de modèle GRC8250 fabriquée par Dynatup®, appelée aussi machine à masse tombante instrumentée (voir figure 3.5). Le principe de cette machine consiste simplement à laisser tomber une masse (m) d'une hauteur variable (h) sans vitesse initiale sur une éprouvette placée à sa base. La masse tombante est guidée par deux colonnes verticales et parallèles, dont la fonction principale est d'empêcher la déviation de la masse le long de sa trajectoire. Il est à noter que la machine doit être calibrée afin de limiter les facteurs non désirés, tel que le frottement aux niveaux des colonnes verticales.

D'après la loi de conservation de l'énergie mécanique totale, en l'absence de frottement, on a :

$$Ep = Ec \Leftrightarrow mgh = \frac{1}{2}mv^2$$

$$\text{Ainsi} \quad v = \sqrt{2gh}$$

Avec

E_c: L'énergie cinétique avant contact (J),
E_p: L'énergie potentielle (J),
m: La masse de l'impacteur (Kg),
g : L'accélération de la pesanteur (m/s²),
h: La hauteur initiale de chute (mm),
v: La vitesse théorique juste avant l'impact (m/s).

Comme le montrent les équations précédentes, l'énergie fournie et la vitesse d'impact ne sont que fonction de la masse tombante et de l'hauteur de chute. La machine d'impact nous permet de modifier facilement la hauteur de chute, de telle sorte qu'on peut atteindre des vitesses allant de 0.6 à 3.6 m/s. En outre, en faisant varier le poids tombant, nous pouvons aisément obtenir des énergies d'impacts allant de 0.64 J à 302.2 J.

En comparaison avec d'autres types de montage, tel que l'essai Charpy ou l'essai Izod, le test d'impact instrumenté a l'avantage d'enregistrer la variation de la charge générée pendant l'événement d'impact via une cellule de charge, de 22,7 kN de modèle 8496-1, fixée à la masse tombante. À l'extrémité de cette cellule de charge est fixé un impacteur, dont la forme, la taille et la rigidité peuvent être définis selon les besoins du test. Une fois que l'impacteur entre en contact avec l'échantillon, ce dernier va absorber de l'énergie et par conséquence se déformer. Puis une certaine quantité de l'énergie fournie sera restitue à l'impacteur qui va rebondir. À cet instant, un système anti-rebond est déclenché. Ce système va empêcher l'impacteur d'entrer de nouveau en contact avec l'échantillon et ainsi de fausser les résultats du test.

Par ailleurs, la machine d'impact est équipée d'un photo-détecteur permettant de mesurer la vitesse d'impact et de déclencher aussi l'acquisition de données. Les données expérimentales obtenues sont traitées par un programme GRC830-I développé par Dynatup. Ce programme effectue tous les calculs[7] requis pour l'interprétation de données.

3.3.2 Montage de fixation de l'échantillon

Il existe différentes types de montage de fixation de l'échantillon lors d'un essai d'impact. Cantwell et *coll.* [20] ont cité trois méthodes : soit que l'échantillon est simplement supporté, soit encastré d'une extrémité et libre de l'autre extrémité ou encore il peut être complètement encastré à ses quatre bords. La figure 3.6 montre le montage retenu dans le cadre de cette étude pour la

[7] Voir les détails du calcul dans l'annexe 1.

fixation de nos échantillons. Ce système de fixation, généralement utilisé pour évaluer la résistance à la perforation des matériaux plastiques, est formé de deux plaques rigides, centrées par rapport au point d'impact, permettant le serrage des échantillons sans toutefois les écraser. La plaque supérieure est munie d'une fenêtre dont on peut faire varier la forme et les dimensions conformément aux besoins du test. Dans notre cas, on utilise une fenêtre circulaire de 76.2 mm de diamètre.

3.3.3 Machine MTS-810

Dans le cadre de cette étude, les essais de compression ainsi que les essais d'impact statique ont été réalisé sur une machine de fatigue MTS modèle 810 de capacité 100kN (figure 3.7). Cette machine est équipée d'une cellule de charge permettant la mesure de la force appliquée à l'échantillon. Afin de mesurer les déplacements de la traverse par rapport au bâti de la machine, on utilise un capteur LVDT, fixé à l'extrémité de la tige du vérin hydraulique. L'enregistrement des données du test est effectué à l'aide d'un système d'acquisition Testware SX.

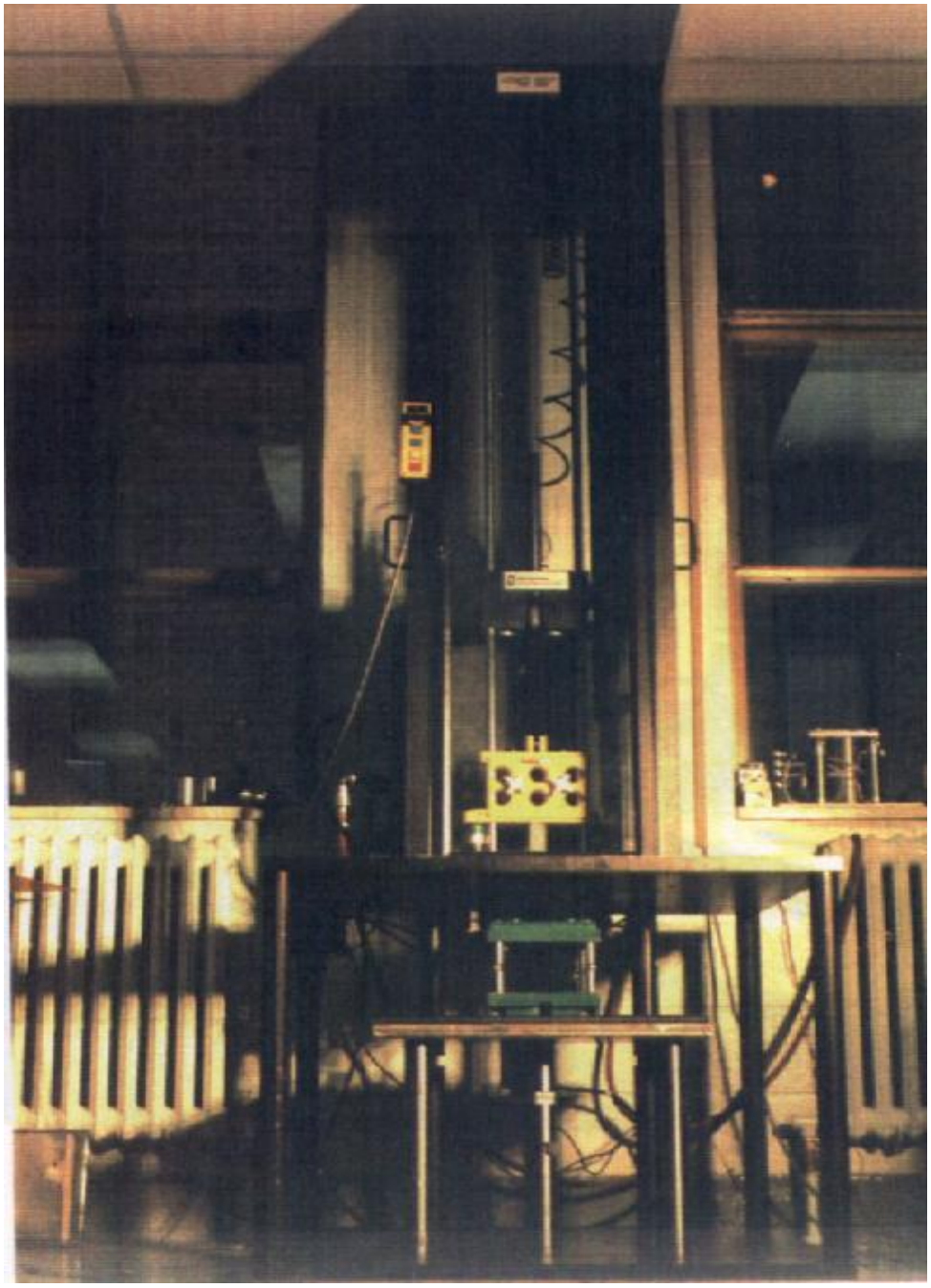


Figure 3.5 Tour d'impact

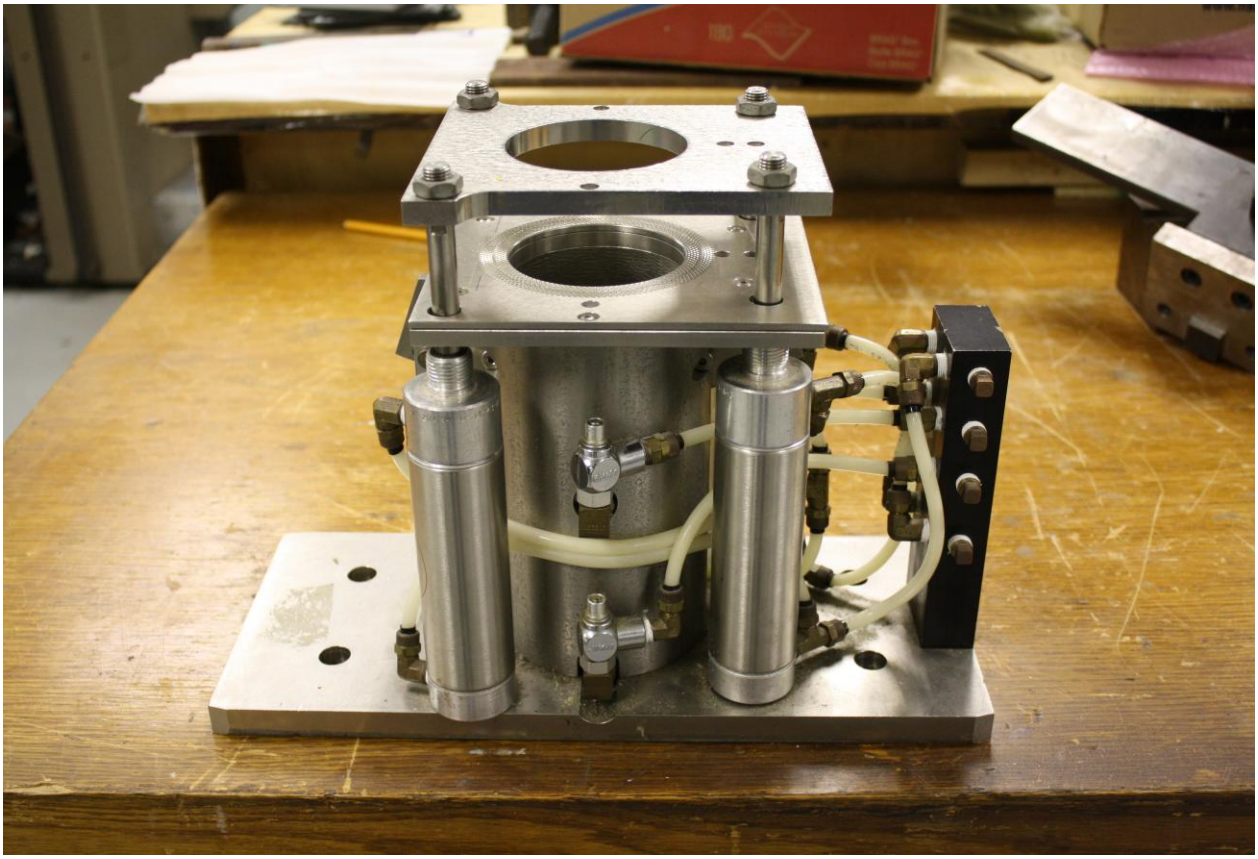


Figure 3.6 Montage de fixation des échantillons



Figure 3.7 Machine de fatigue MTS-810

CHAPITRE 4 RÉSULTATS ET DISCUSSIONS

La présente étude vient compléter les travaux de Gordon [2], en faisant varier certaines paramètres structuraux (densité de l'âme, épaisseur de la peau) et expérimentaux (diamètre de l'impacteur). Le chapitre suivant présente les résultats obtenus lors de l'expérimtation.

4.1 Effet de la taille de l'impacteur

Dans les applications industrielles, les structures fonctionnelles tels que les structures composites sont susceptibles de subir des impacts de divers corps étrangers de taille, de forme et/ou de rigidité variables durant leurs différentes phases de vie. Par exemple, une structure aéronautique peut être soumise à l'impact d'oiseaux lors de la phase de décollage ou d'atterrissage, comme elle peut aussi subir des dommages résultant de la chute d'un outil lors d'une opération de maintenance. Bien évidemment, ces types d'impact n'auraient pas les mêmes conséquences sur la performance des matériaux, en termes de résistance à l'impact et de tolérance aux dommages. Il est donc nécessaire, voire impérieux d'étudier plus en profondeur le comportement des matériaux lors d'une sollicitation d'impact, afin de construire des structures plus tolérantes aux dommages. En pratique, pour produire des dommages similaires, nous procédons généralement à impacter nos matériaux avec des impacteurs de différents paramètres géométriques.

C'est donc dans ce contexte que nous nous sommes intéressés dans cette partie, à l'étude de l'influence de la taille de l'impacteur sur la résistance à l'endommagement des panneaux sandwichs impactés. À cet effet, des essais d'impact de type basse vitesse ont été réalisés avec trois impacteurs hémi-sphériques de diamètres différents : petit, moyen et grand (respectivement ½, 1 et 1¾ po, voir figure 4.1). Par la suite, afin de quantifier l'effet des dommages survenus lors de l'impact, les échantillons sont testés en compression sur une machine MTS. Le matériau retenus pour cette partie de l'étude, est un panneau sandwich constitué d'une âme en mousse (PVC A500) de forte densité volumique (92 kg/m³) enserrée entre deux plis du stratifié en fibres de verre selon la séquence d'empilement suivante $[0/90/-45/+45/\text{mousse}]_s$.



Figure 4.1 Les différents impacteurs utilisés

4.1.1 Test d'impact

Pour cerner l'effet de la taille de l'impacteur sur le comportement au choc à basse vitesse des structures sandwichs, une série de tests d'impact a été menée pour chaque impacteur à différents niveaux d'énergie incidente. Ces niveaux d'énergie, obtenus en faisant varier la masse et la hauteur de chute de l'impacteur, sont inférieurs à l'énergie minimale critique causant la perforation totale de l'échantillon impacté. Afin de limiter l'effet de la dispersion des résultats, pour chaque niveau d'énergie, un minimum de trois éprouvettes ont été testés. Il est à noter que les échantillons sont tous impactés du même côté : le côté le plus lisse qui correspond au côté du panneau sandwich qui se trouvait contre le moule pendant le procédé d'infusion.

Les résultats des essais de chocs relatifs à l'effet du diamètre de l'impacteur sont présentés aux figures 4.2, 4.3 et 4.4. Comme le montre cette figure, la dimension de l'impacteur a un effet remarquable sur le comportement des structures sandwichs composites soumises aux chocs. En effet, on remarque que l'énergie d'impact critique à laquelle il y a rupture du matériau est fonction de la taille de l'impacteur. Plus la surface de contact impacteur/échantillon est importante, plus cette énergie est importante. Ceci est probablement dû à la distribution des pressions lors du contact entre l'impacteur et le panneau sandwich. Ce point sera examiné plus en détails dans les paragraphes suivants. À notre connaissance, il n'existe pas encore de modèle

analytique destiné à la modélisation de la réponse à l'impact des panneaux sandwichs. Ce travail expérimental est donc un point de départ dans ce sens.

À partir des premiers résultats des tests d'impacts (courbes force-temps) associés à l'inspection visuelle des échantillons impactés, nous avons pu classer les dommages induits par les sollicitations d'impacts en trois catégories selon la sévérité de dommages: soit les dommages à peine visibles (BVID, Barely Visible Imapct Damage), visibles (VID, Visible Impact Damage) et clairement visibles (CVID, Cleraly Visible Damage). L'évolution de la charge durant l'événement d'impact pour chaque catégorie de dommages est donnée sur la figure 4.5. Pour des faibles énergies d'impacts (E.imp ≈ 1J), aucune rupture de fibres n'a été observée à l'œil nu et la réponse force-temps est approximativement symétrique. L'absorption de l'énergie d'impact est simplement contrôlée par la microfissuration de la matrice (BVID). Au premier signe d'endommagement des fibres sur la face impactée, une chute brutale de la force de contact est observée (courbe correspondante à une énergie d'impact, E.imp ≈ 2.75J). Cette chute traduit principalement la diminution de la rigidité globale de la plaque impactée (VID). Finalement, les dommages de type CVID (E.imp ≈ 5J). L'inspection post-impact des échantillons a révélé que l'aire endommagée sous le point de contact étant de très forte étendue. Ceci traduit l'évolution d'endommagement : rupture à grande échelle des fibres sur la face supérieure. En outre, la réponse à l'impact (courbe force-temps) montre la présence d'une chute prononcée de la charge suivie par des fortes oscillations. Ces oscillations sont reliées à la propagation des délaminages dans l'échantillon. Ainsi, il ressort nettement des observations qui précédent que la sévérité de dommages est d'autant plus prononcée que l'énergie d'impact est grande.

Par ailleurs, à partir des résultats des courbes d'impact énergie-temps, nous avons pu déterminer les valeurs d'indice de dommage (ID) pour chaque échantillon impacté, tel que défini dans la référence [2] par le rapport entre l'énergie absorbée et l'énergie d'impact. Par la suite, les résultats sont présentés dans la figure 4.6 sous forme des courbes qui relient le pourcentage d'énergie absorbée en fonction de l'énergie d'impact fournie.

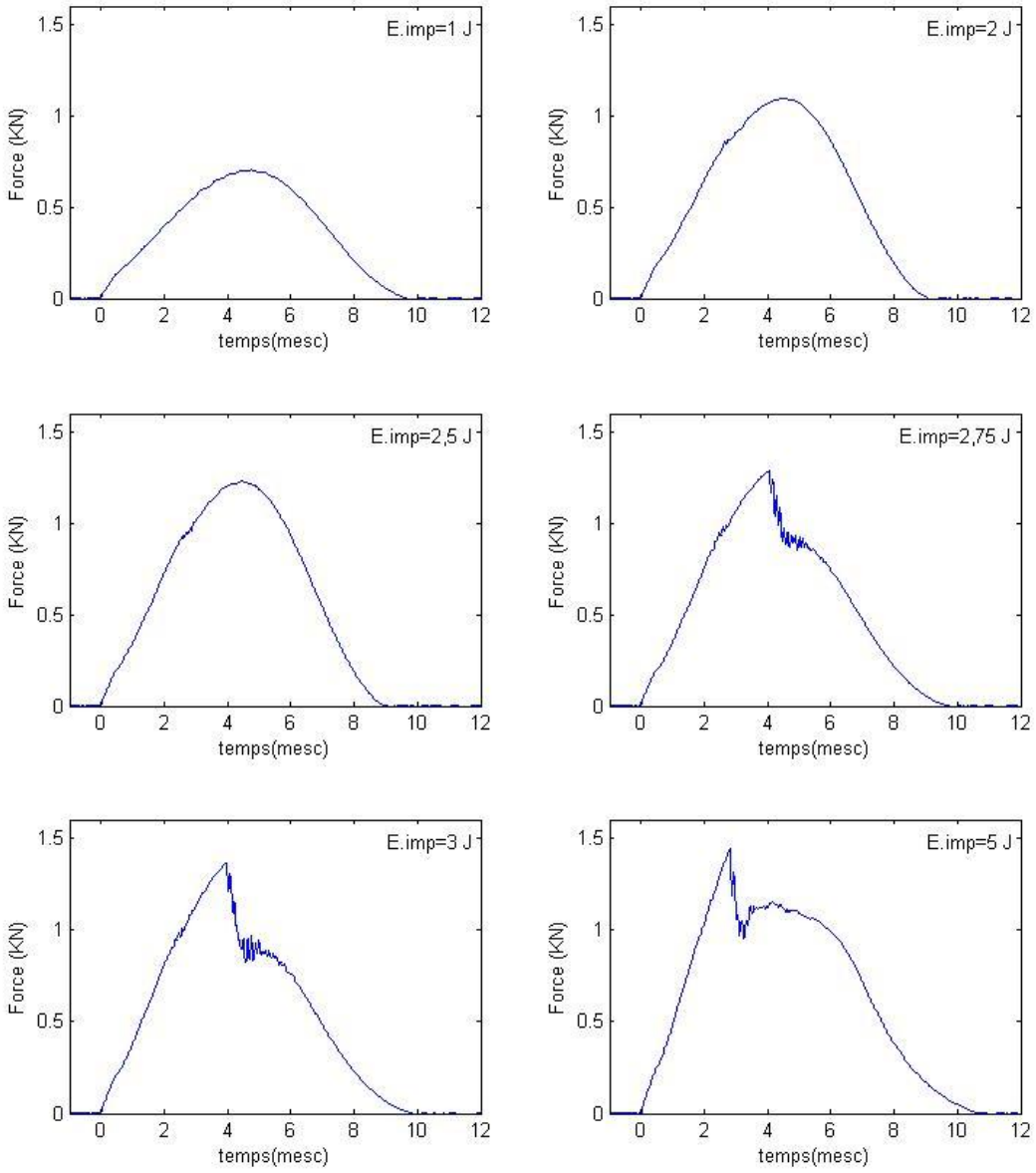


Figure 4.2 Signaux force-temps pour différentes énergies d'impact (cas d'un impacteur de diamètre Ø = ½ po)

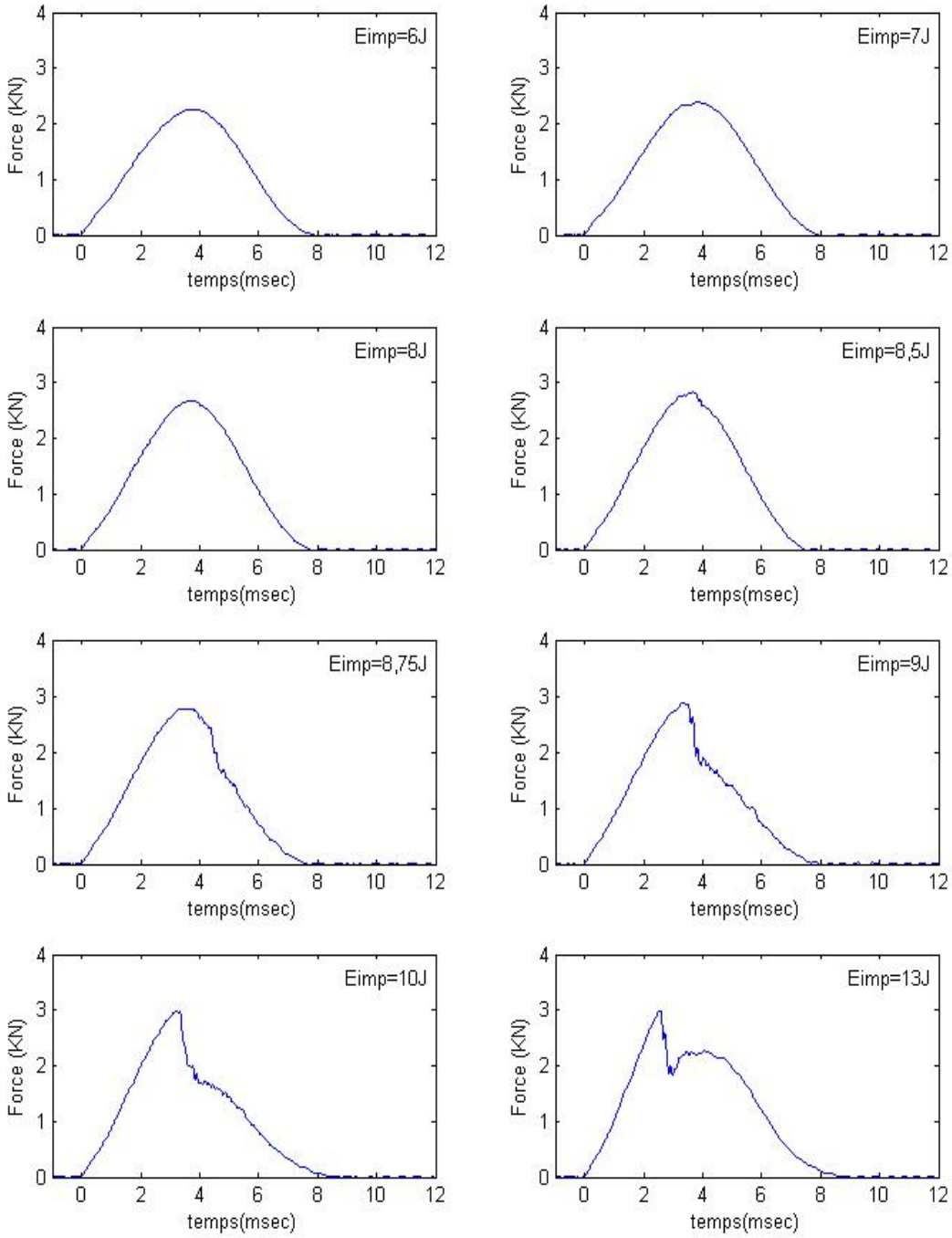


Figure 4.3 Signaux force-temps pour différentes énergies d'impact (cas d'un impacteur de diamètre Ø = 1 po)

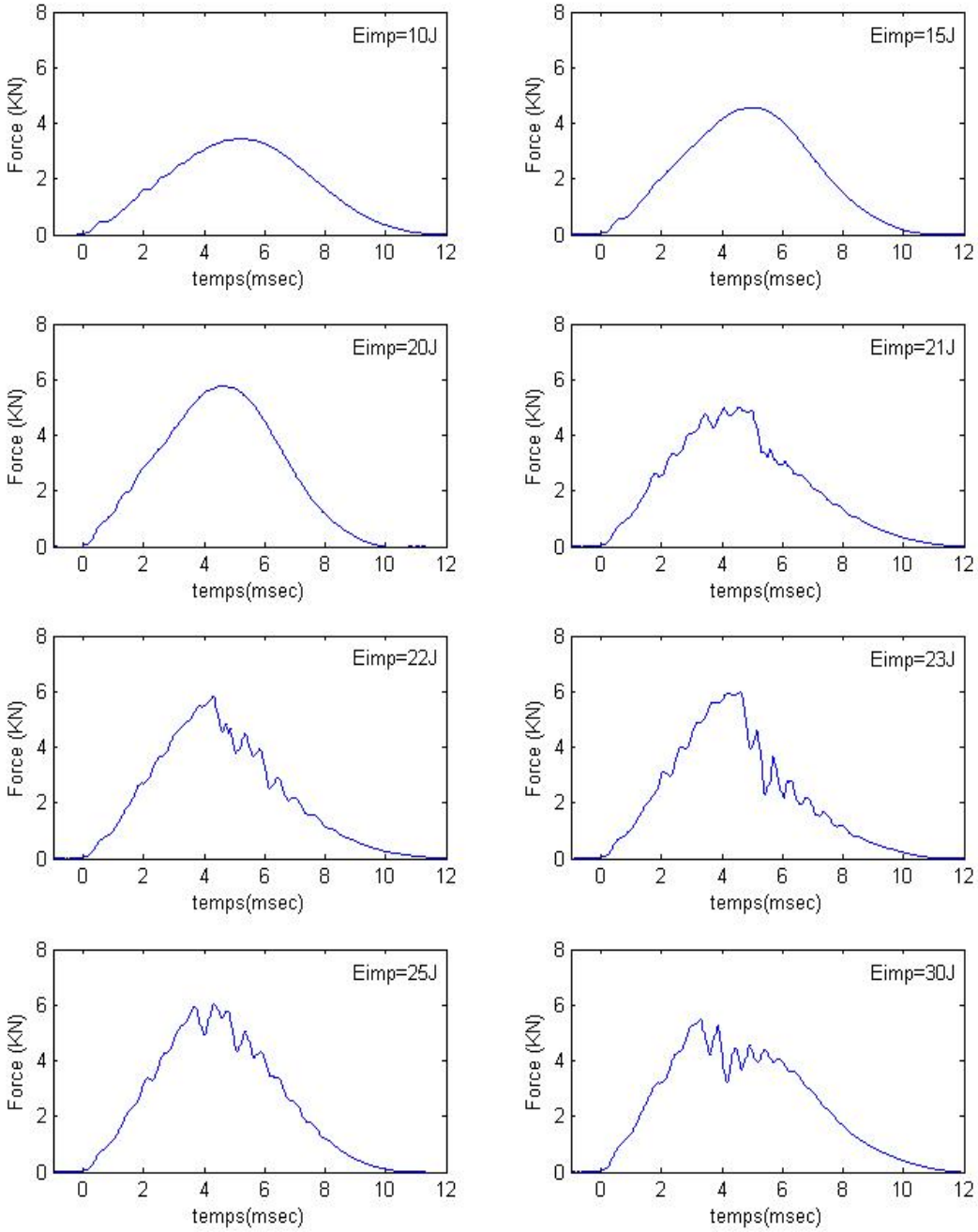


Figure 4.4 Signaux force-temps pour différentes énergies d'impact (cas d'un impacteur de diamètre Ø = 1 ¾ po)

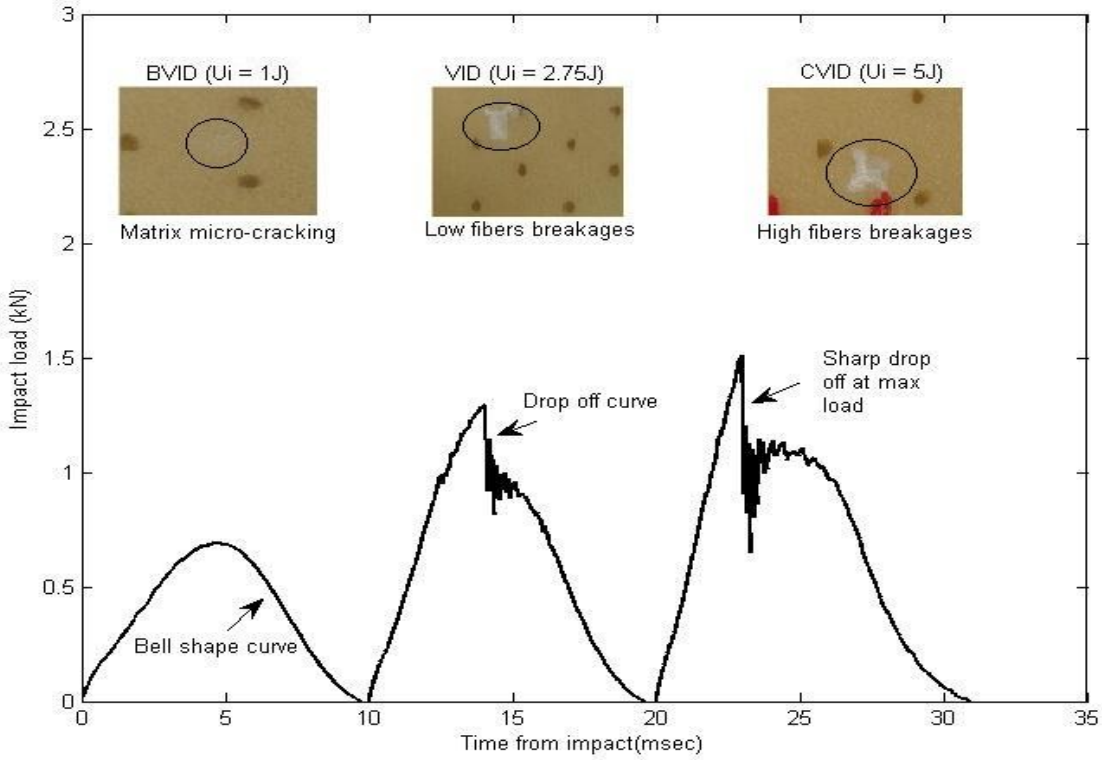


Figure 4.5 Différents types de dommages (BVID, VID, CVID)

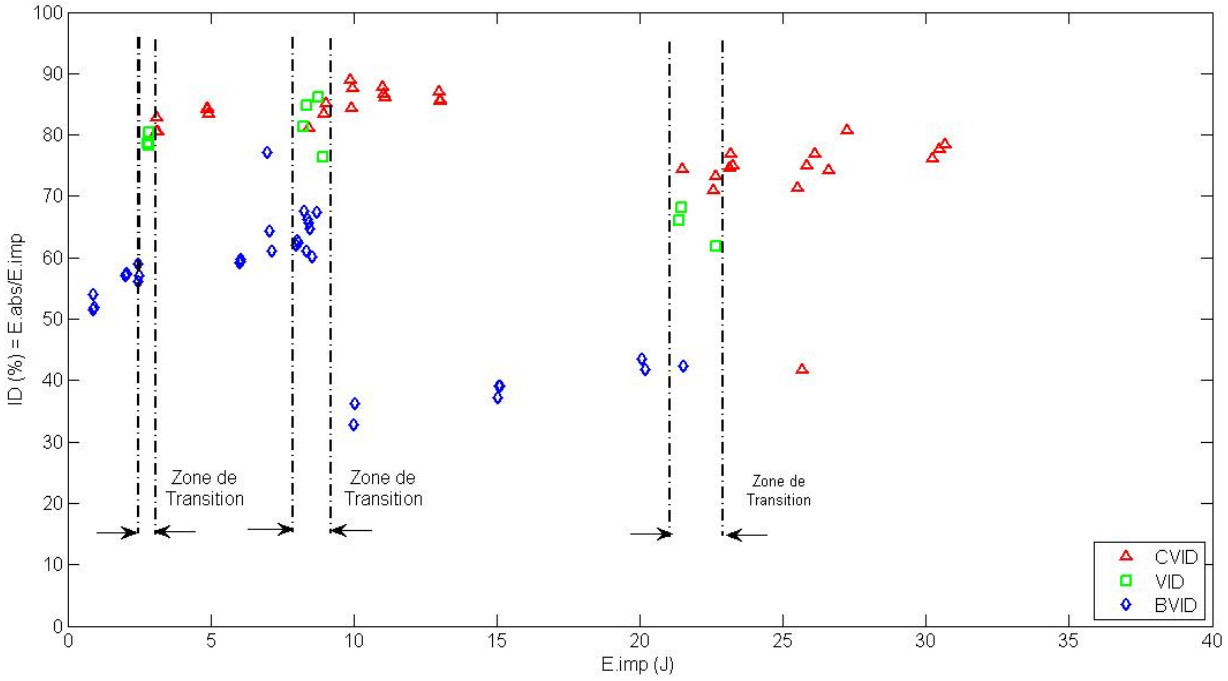


Figure 4.6 L'évolution d'indice d'endommagement ID en fonction de l'énergie fournie pour différents diamètres d'impacteur (à gauche ½ po, au milieu 1 po, à droit 1¾ po)

Une première observation tirée de la lecture de ce graphique est que quel que soit le diamètre de l'impacteur utilisé, l'allure générale des courbes est semblable. Cette observation, qui est valable pour tous les essais effectués, témoigne de la récurrence des essais. En effet, pour des niveaux relativement inférieurs d'énergie d'impact, le pourcentage d'énergie absorbée est relativement faible, et par conséquent, les dommages produits pendant l'évènement d'impact sont mineurs (BVID). Puis, à une certaine valeur critique d'énergie d'impact, nous remarquons un saut brusque pour le pourcentage d'énergie absorbée. Ce phénomène résulte de la transition entre les mécanismes d'absorption de l'énergie et de rupture des structures sandwichs. L'inspection visuelle des échantillons impactés à ce niveau d'énergie montre que la sévérité des dommages induits par les sollicitations d'impacts varie d'un échantillon à l'autre. Au delà de cette valeur critique, une grande partie d'énergie fournie est absorbée par l'échantillon, provoquant par conséquent des dommages plus importants au niveau de la face impactée (CVID).

Nous tentons maintenant de mettre en évidence l'effet de la taille de l'impacteur sur ce phénomène de transition. Pour cela, nous avons introduit une énergie de transition, E_t, qui est la valeur critique d'énergie d'impact associée à l'apparition de la zone de transition. En d'autres termes, E_t désigne le niveau d'énergie incidente où l'absorption de l'énergie d'impact est contrôlée par la microfissuration de la matrice et/ou encore par quelques ruptures de fibres. En se référant aux résultats de la figure 4.6, il est clairement visible que cette énergie de transition est fonction de la taille de l'impacteur. En effet, pour le petit impacteur, la transition entre l'état de dommages à peine visibles et l'état de dommages clairement visibles, se produit à une énergie d'impact d'environs de 2.75J. Alors que, pour l'impacteur de diamètre de 1 po, la zone de transition apparait pour une énergie seuil de 8.5J. Cette dernière vaut 21.5J pour le gros impacteur. Il apparaît donc clairement que plus le diamètre de l'impacteur est grand, plus la valeur seuil de l'énergie d'impact est importante.

Une autre observation tirée également de la lecture graphique est que, plus le diamètre augmente, et moins le pourcentage d'énergie absorbée augmente avec l'énergie d'impact fournie. En effet, les pentes de progression du pourcentage d'énergie absorbé par rapport à l'énergie incidente sont de plus en plus faibles, plus la surface de contact impacteur/échantillon augmente. Il en ressort alors que plus la taille de l'impacteur augmente, plus le taux de propagation de

dommages diminue. Nous pouvons donc raisonnablement en conclure que pour une énergie d'impact donnée, la taille de l'impacteur influence la valeur de la résistance résiduelle des structures impactées. En effet, plus la surface de contact entre l'impacteur et l'échantillon est grande, moins la résistance à la rupture du matériau varie avec l'énergie d'impact.

Ces observations sont cohérentes avec la modélisation théorique de la répartition de pression exercée sur le panneau sandwich présentée par Longin [62]. Cette modélisation révèle que pour un diamètre d'impacteur donné, plus on s'éloigne du premier point de contact et plus l'amplitude de la pression diminue. En outre, l'amplitude maximale de la pression au centre d'impact est inversement proportionnelle au rayon de l'impacteur. Par conséquent, plus la taille de l'impacteur est grande, plus l'amplitude maximale de la pression sera faible et plus l'amplitude en fonction de la distribution radiale de pression sera faible. Ce qui fait que plus le diamètre d'impacteur est grand et plus la répartition de la pression sera "uniforme". Toutefois, plus l'impacteur est petit, plus la surface de contact est faible et plus les contraintes sont concentrées au point d'impact. En conséquence, pour un poids d'impacteur donné, un impacteur de grand diamètre engendra localement moins de contraintes comparativement à un impacteur de plus faible diamètre, où les contraintes seront beaucoup plus concentrées et plus élevées.

4.1.2 Test de CAI

La figure 4.7 présente la variation de la résistance résiduelle en compression des échantillons impactés en fonction de l'indice d'endommagement. Cette résistance résiduelle est normalisée par rapport à la résistance en compression d'un échantillon non endommagé. On peut voir sur la figure 4.7, indépendamment du diamètre de l'impacteur utilisé, que plus le matériau absorbe de l'énergie, moins il est résistant en compression. En effet, dans le cas des matériaux composites, l'énergie absorbée lors de l'impact est utilisée généralement pour créer de dommages au sein du matériau. Plus les dommages seront sévères, moins le matériau sera résistant. On remarque également que la présence d'un BVID peut entraîner une diminution importante de la résistance en compression analogue à celle induite par des dommages de type CVID. Cette diminution de résistance est plus prononcée (40%) pour l'impacteur ayant le plus grand diamètre (1¾ de po).

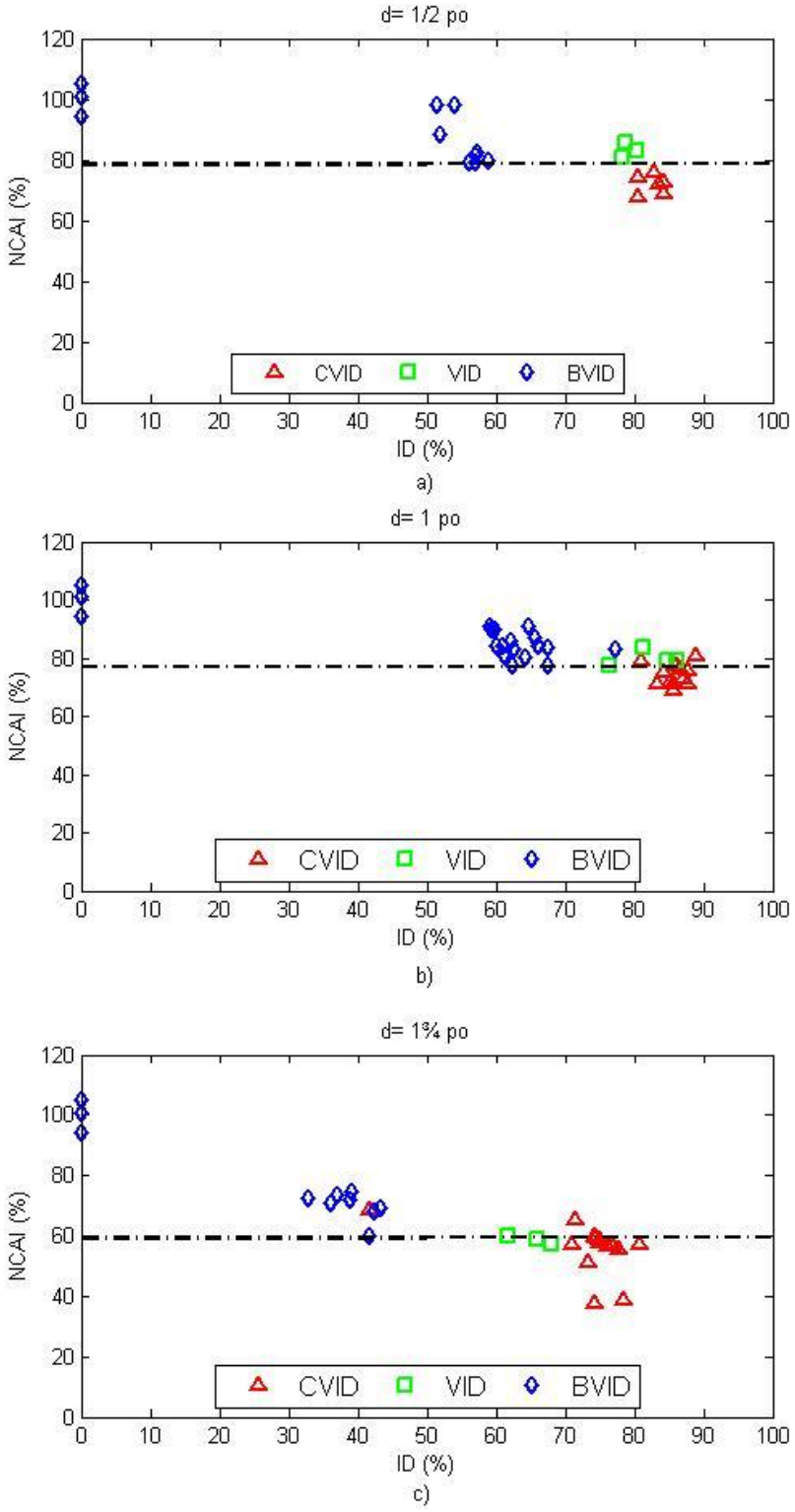


Figure 4.7 Variation de la résistance résiduelle CAI normalisée en fonction de l'indice d'endommagement pour différents diamètres d'impacteur

4.2 Effet de l'épaisseur de la peau

4.2.1 Test d'impact

Dans cette partie de l'étude, nous visons à mettre en évidence l'effet de l'épaisseur de la peau sur le comportement à basse vitesse d'impact des structures sandwichs, en particulier lors de la transition entre les différentes catégories de dommages. Pour ce faire, des essais de chocs de type basse vitesse ont été conduits sur des panneaux sandwichs de deux épaisseurs de peaux différentes : soit une première structure composée de 2-plis par peau empilés selon la séquence suivante $[0/90/-45/45]_s$, et une deuxième structure formée de 3-plis par peau déposés selon la configuration suivante : $[0/90/-45/45/0/90]_s$. Les panneaux sandwichs testés ont tous une âme identique en mousse PVC rigide de faible densité volumique (58.5 kg/m^3) et de 6.35 mm d'épaisseur. La masse de l'impacteur hémisphérique, de 1 po de diamètre, est maintenue constante durant les tests, alors que la hauteur de chute varie pour avoir des énergies d'impact comprises entre 5 et 16 joules. Dans les paragraphes suivants, nous exposons les principaux résultats obtenus.

La figure 4.8 illustre les réponses typiques de l'évolution de la charge induite en fonction de la durée de l'événement de l'impact pour différentes énergies incidentes. En observant les profils des courbes force-temps, on remarque que la charge maximale induite par la sollicitation d'impact augmente avec l'énergie d'impact fournie. Au moment où il y a propagation de dommages, cette charge maximale est suivie d'une chute brusque de la charge et des oscillations. Ces oscillations sont principalement dues à la rupture successive des couches de fibres de verre. Par ailleurs, pour une énergie d'impact égale (10 joules), on remarque que plus le nombre de couches par peau augmente, plus le pic de la charge est grand. Toutefois, la durée du contact impacteur/échantillon diminue avec le nombre de plis. Ces observations traduisent évidement la sévérité de l'endommagement au sein du panneau impacté. On peut donc affirmer que le signal force-temps est un moyen fiable pour classer les dommages de façon plus objective que la méthode d'inspection visuelle générale (GVI).

Sur la figure 4.9, sont représentées les variations en pourcentage de l'énergie absorbée en fonction de l'énergie incidente. Il convient de noter que pour la classification des dommages et la détermination de l'indice d'endommagement (ID), nous avons procédé de la même manière que celle décrite au paragraphe 4.1. À l'analyse de la figure 4.9, on remarque encore une fois la présence d'une transition caractérisée par un saut brutal pour le pourcentage d'énergie absorbée et ce, indépendamment du nombre de plis par peau. Cette transition se produit aux alentours de 11.5 joules dans le cas de 3-plis (figure 4.9 a). Par contre, pour une structure sandwich à 2-plis par peau (figure 4.9 b), l'énergie de transition est d'environ 8.5 joules. Ce résultat montre que la valeur de l'énergie de transition, E_t, varie en fonction de l'épaisseur de la peau de structures sandwichs. Plus l'épaisseur de la peau augmente, plus cette énergie est importante. Ceci semble normal, étant donné que la résistance à l'impact des structures sandwichs s'améliore à mesure que l'épaisseur de la peau augmente. On remarque également qu'au-delà de la zone de transition pour le cas de peau à 3-plis (figure 4.9 a), la quantité d'énergie absorbée est légèrement plus grande que celle d'un sandwich à 2-plis par peau. En nous basant sur ces résultats, nous pouvons en déduire que l'augmentation de l'épaisseur de la peau retarde l'initiation de l'endommagement du matériau sandwich impacté. Ceci pourrait s'expliquer par le fait que la rigidité de l'échantillon augmente avec l'épaisseur de la peau (expérimentalement on trouve que la rigidité augmente de 50%). Toutefois, la quantité d'énergie absorbée après la zone de transition dans le cas d'une structure à 3-plis est plus importante, et par conséquence, les dommages deviennent plus sévères.

Ces observations sont en accord avec celles de Herup et *coll*. [63]. Dans leur travail expérimental, ces auteurs [63] ont étudié l'influence de l'épaisseur de la peau sur la réponse à l'impact des panneaux sandwichs composites à âme en nid d'abeille Nomex (HRH-10-1/8-9.0). Les peaux des sandwichs sont des stratifiés constitués de plis croisés en fibre de graphite et résine époxy (AS4/3501-6), dont les séquences d'empilement sont les suivantes : $[0/90]_s$, $[0/90]_{2s}$, $[0/90]_{4s}$, $[0/90]_{8s}$, $[0/90]_{12s}$. À partir de l'évolution du pourcentage d'absorption de l'énergie en fonction de l'énergie incidente, les auteurs [63] ont souligné la présence d'un seuil critique caractérisé par une augmentation brusque de l'énergie absorbée et qui correspond à l'initiation de l'endommagement. Ils ont remarqué également que le ratio de l'énergie absorbée par rapport à l'énergie incidente pour les différents échantillons impactés semble augmenter avec le nombre de

couches de la peau composite. Après l'initiation de dommage, l'énergie absorbée varie linéairement avec l'énergie d'impact.

4.2.2 Test de CAI

La figure 4.10 montre l'influence du nombre de couche par peau sur la résistance en compression après impact des structures sandwichs. Cette figure illustre la variation de la résistance résiduelle en compression normalisée (NCAI) pour les deux épaisseurs de peaux 2- et 3-plis en fonction de l'indice d'endommagement (ID). Plusieurs remarques peuvent être tirées de la lecture de ce graphique. D'une part, on constate que la résistance résiduelle normalisée (NCAI) diminue avec l'augmentation du pourcentage d'énergie absorbée. En effet, plus un matériau absorbe d'énergie lors d'un événement d'impact, plus sa résistance en compression est réduite. D'une autre part, on remarque qu'un sandwich de 3 plis par peau (figure 4.10 a) contenant des dommages de type BVID, peut voir sa résistance résiduelle chuter jusqu'à 35% de sa résistance initiale en compression. Cette perte de résistance est comparable à celle engendrée par des dommages de types CVID. Les mêmes tendances sont observées également dans le cas d'un sandwich ayant une peau composée de 2-plis (figure 4.10 b) mais avec une résistance résiduelle chutant de 30%. On remarque ici que la présence d'un BVID provoque une perte de résistance en compression plus importante pour le cas d'un 3-plis que pour le cas de 2-plis. Cela est probablement dû au fait que les dommages débutent au niveau des plis internes de la peau et progressent vers la surface. Autrement dit, une peau plus épaisse sera significativement endommagée au niveau des plis internes bien avant que ces dommages ne soient visibles à la surface du matériau.

À la lumière de ces résultats, nous pouvons conclure que les échantillons ayant subit de faibles dommages peuvent perdre autant de leur résistance que les échantillons ayant subit de dommages plus importants. En d'autres termes, la perte de résistance en compression du matériau est presque du même ordre que l'on ait un dommage de type BVID ou CVID. Cette remarque, qui est vraie pour les deux épaisseurs de peaux, souligne l'importance de mettre en évidence l'effet d'un BVID sur la tenue en compression des structures impactées.

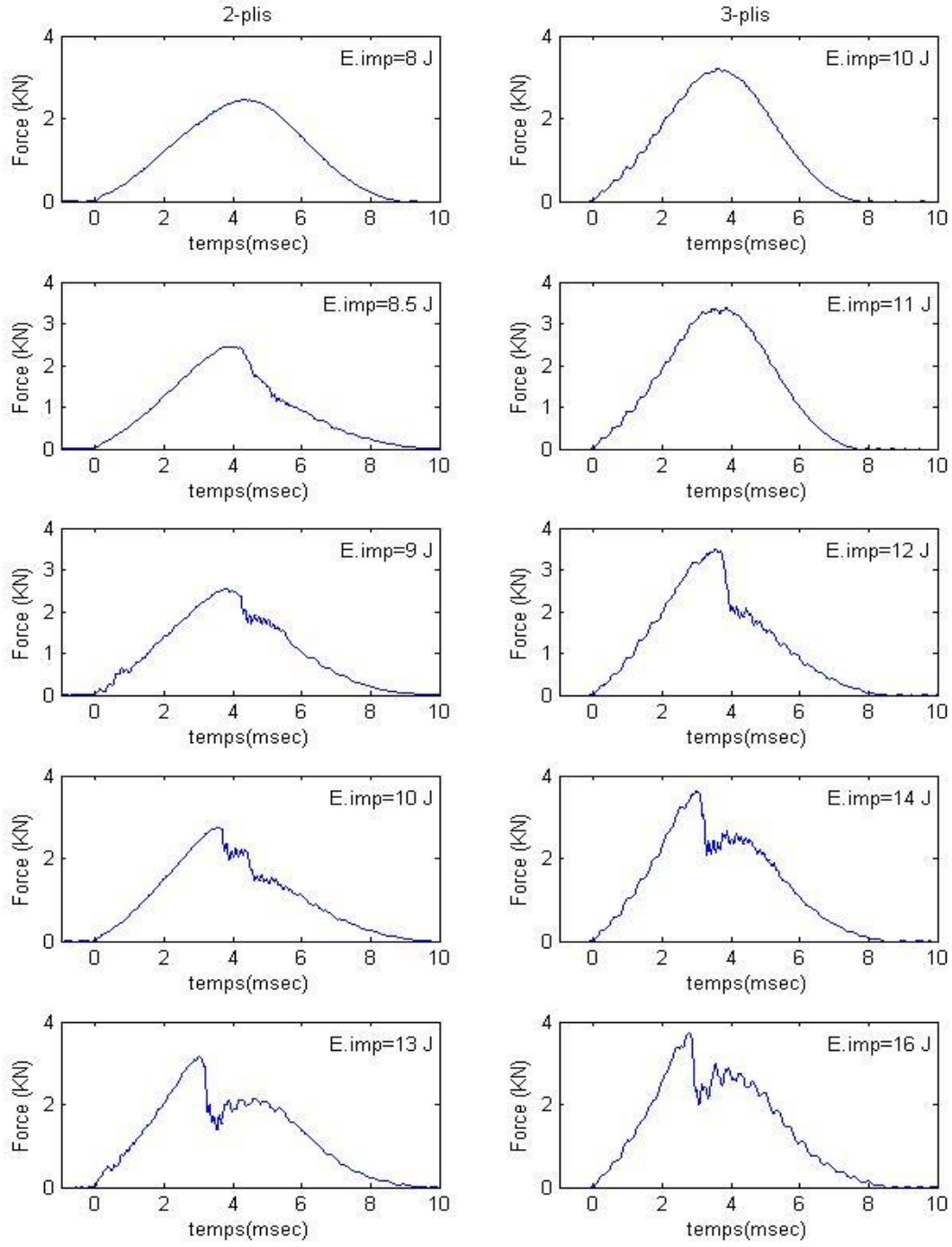


Figure 4.8 Effet de l'épaisseur de la peau sur la réponse à l'impact basse vitesse d'une structure sandwich

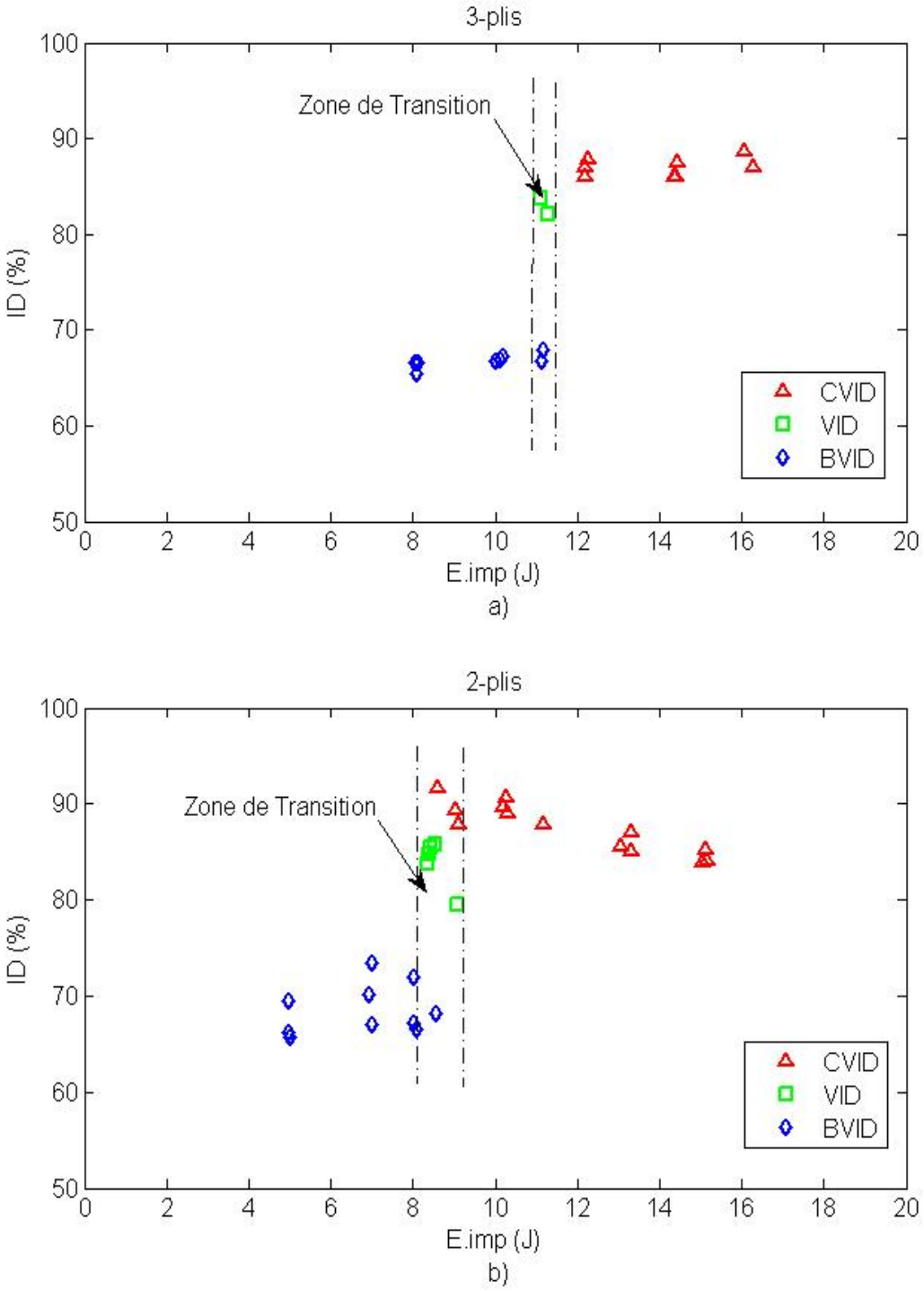


Figure 4.9 Variation de l'indice d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact a) cas de 3-plis, b) cas de 2-plis

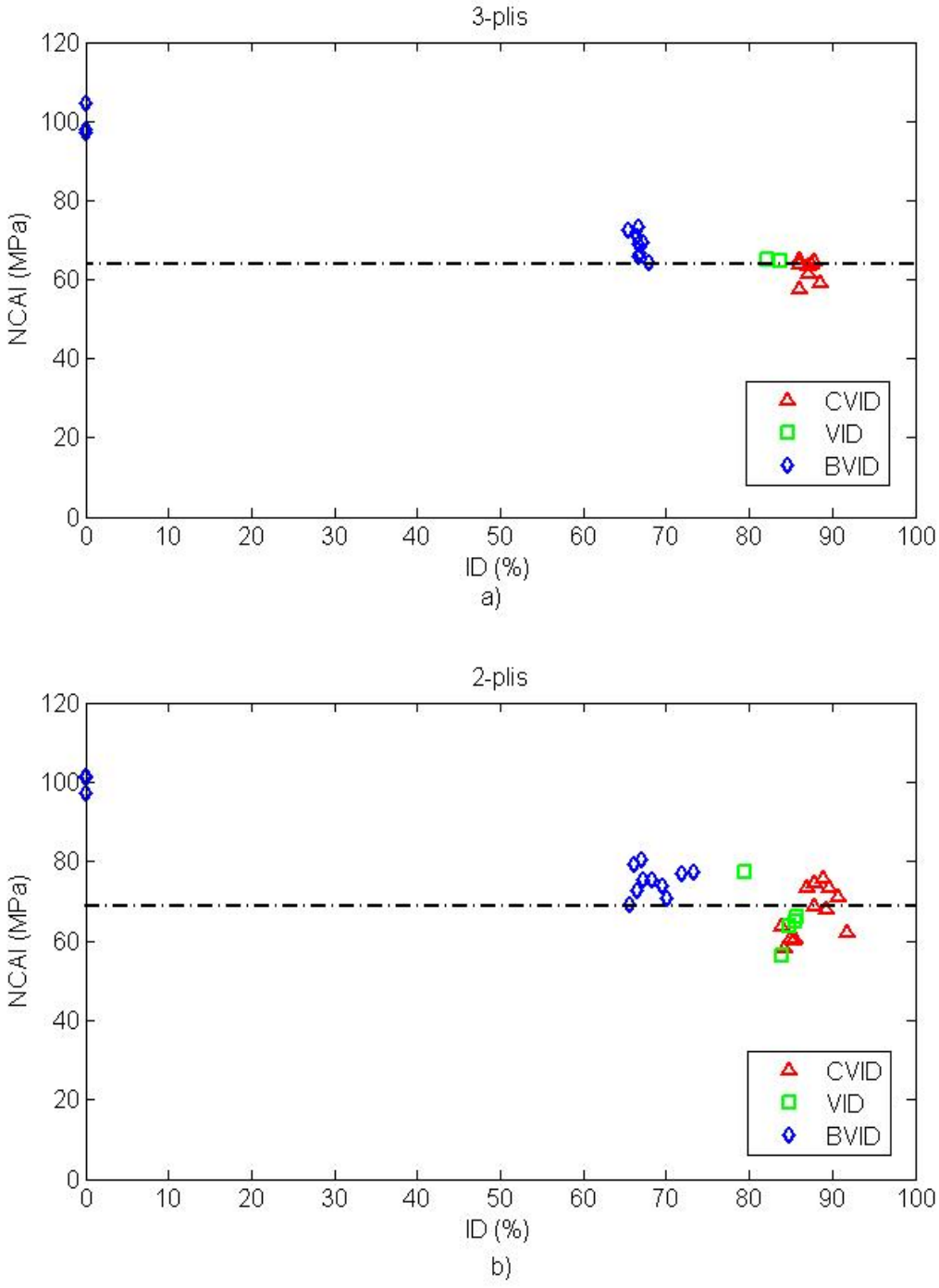


Figure 4.10 Évolution de résistance résiduelle en CAI normalisée en fonction de l'indice d'endommagement a) 3-plis b) 2-plis

4.3 Effet de la densié de l'âme

Cette partie s'intéresse à l'examen de l'influence de la densité de l'âme des matériaux sandwichs sur la zone de transition. Tout comme ce fut le cas des peaux, des essais d'impact ont été menés avec deux âmes de densité différentes (A300 : 58.5 kg/m³, et A500 : 92 kg/m³) insérée entre deux peaux de 2-plis chacun, et les résultats ont été analysés, principalement au niveau de la zone de transition.

4.3.1 Test d'impact

La figure 4.11 montre les signaux typiques force-temps mettant en évidence l'effet de la densité de l'âme sur le comportement des structures sandwichs sous l'effet des chocs. D'une manière générale, on remarque que le profil de la courbe force-temps varie en fonction de l'énergie incidente. À des énergies faibles, la courbe est régulière et symétrique par rapport au point de chargement maximal. Au fur et à mesure que l'énergie d'impact augmente, on observe des oscillations qui sont caractéristiques d'un endommagement du panneau sandwich. De plus, on remarque que pour des énergies d'impact égales, la durée de l'événement d'impact est plus courte dans le cas des panneaux sandwichs à âme de grande densité (A500) comparativement à ceux de faible densité (A300). Mais ce résultat ne peut être généralisé car on ne dispose pas de données suffisantes pour tirer cette conclusion, cela n'étant pas l'objectif de ce travail. Néanmoins, cela montre la nécessité d'étendre davantage le champ de cette expérience pour mieux cerner l'effet de la densité de l'âme en mousse sur la réponse à l'impact des panneaux sandwichs.

Les données des essais d'impact (signaux force-temps) nous permettent de tracer l'évolution de l'indice d'endommagement en fonction de l'énergie incidente (figure 4.12 a et b). En se référant à ce graphique, on constate que pour les deux densités d'âme, la transition s'effectue à un niveau d'énergie d'impact égale. Cette énergie est d'environ 8.75 joules. Il en ressort alors que la densité volumique de l'âme n'a pas d'influence significative sur la zone de

transition. En d'autres termes, la valeur d'énergie de transition E_t, ne varie pas à priori en fonction de la masse volumique de l'âme en mousse.

4.3.2 Test de CAI

L'évolution de la résistance résiduelle en compression des échantillons impactés en fonction de l'indice d'endommagement est présentée par la figure 4.13. Cette résistance est normalisée par rapport à la résistance en compression d'un échantillon intact. La résistance à la compression post impact des échantillons sandwichs constitués d'une mousse de faible densité volumique (A300) est significativement inférieure à celle des échantillons sandwichs constitués d'une mousse de forte densité volumique (A500) soumis aux mêmes conditions d'impact. On remarque également que la présence d'un BVID provoque une perte de résistance en compression plus importante pour le cas d'un sandwich à faible densité d'âme que pour le cas d'un sandwich à forte densité d'âme. Cette chute de résistance est d'environ 23% pour le cas d'un sandwich (A500), comparativement à 30% dans le cas d'un sandwich (A300). Une explication possible serait que plus la densité de l'âme augmente, plus la résistance à l'écrasement de la mousse s'améliore.

Tableau 4-1 Comparaison de l'effet des paramètres structuraux sur la tolérance aux dommages des structures sandwichs impactées.

Configuration de l'échantillon	Résistance en compression avant impact (MPa)	Chute de résistance en compression provoquée par un BVID (%)	Masse surfacique (g/cm^2)
$[0/90/-45/45/A300]_s$	19.071	23	3.286
$[0/90/-45/45/A500]_s$	26.249	30	3.498
$[0/90/-45/45/0/90/A300]_s$	24.799	35	3.326

D’après le tableau 4.1, on remarque aisément que l’on peut améliorer la résistance en compression d’une structure sandwich en augmentant soit la densité de l’âme soit le nombre des couches de la peau composite. Par ailleurs, la chute de résistance en compression due à la présence d’un BVID est plus prononcée dans le cas d’un échantillon épais à âme de faible densité (cas d’un sandwich de type $[0/90/-45/45/0/90/A300]_s$) comparativement aux autres types de configurations. Pour construire des structures plus tolérantes aux dommages d’impact, il est donc préférable d’améliorer les propriétés de l’âme en mousse que d’augmenter le nombre de couches de la peau. En effet, l’augmentation du nombre de couches de la peau engendre des problèmes d’imprégnation de la résine qui ont pour conséquence l’apparition de zones sèches, sites privilégiés pour la microfissuration de la résine.

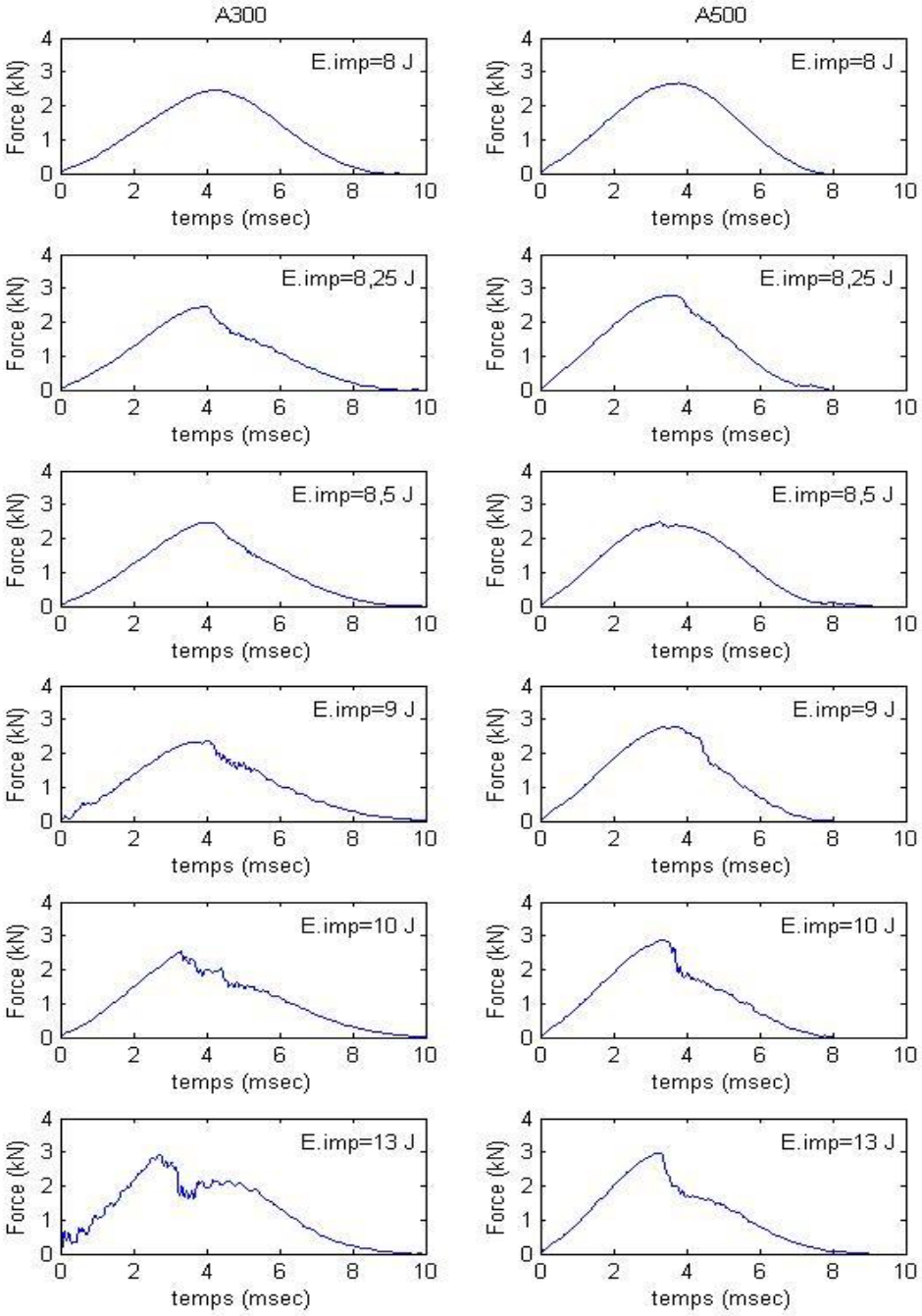


Figure 4.11 Effet de la densité de l'âme en mousse sur la réponse à l'impact basse vitesse d'une structure sandwich

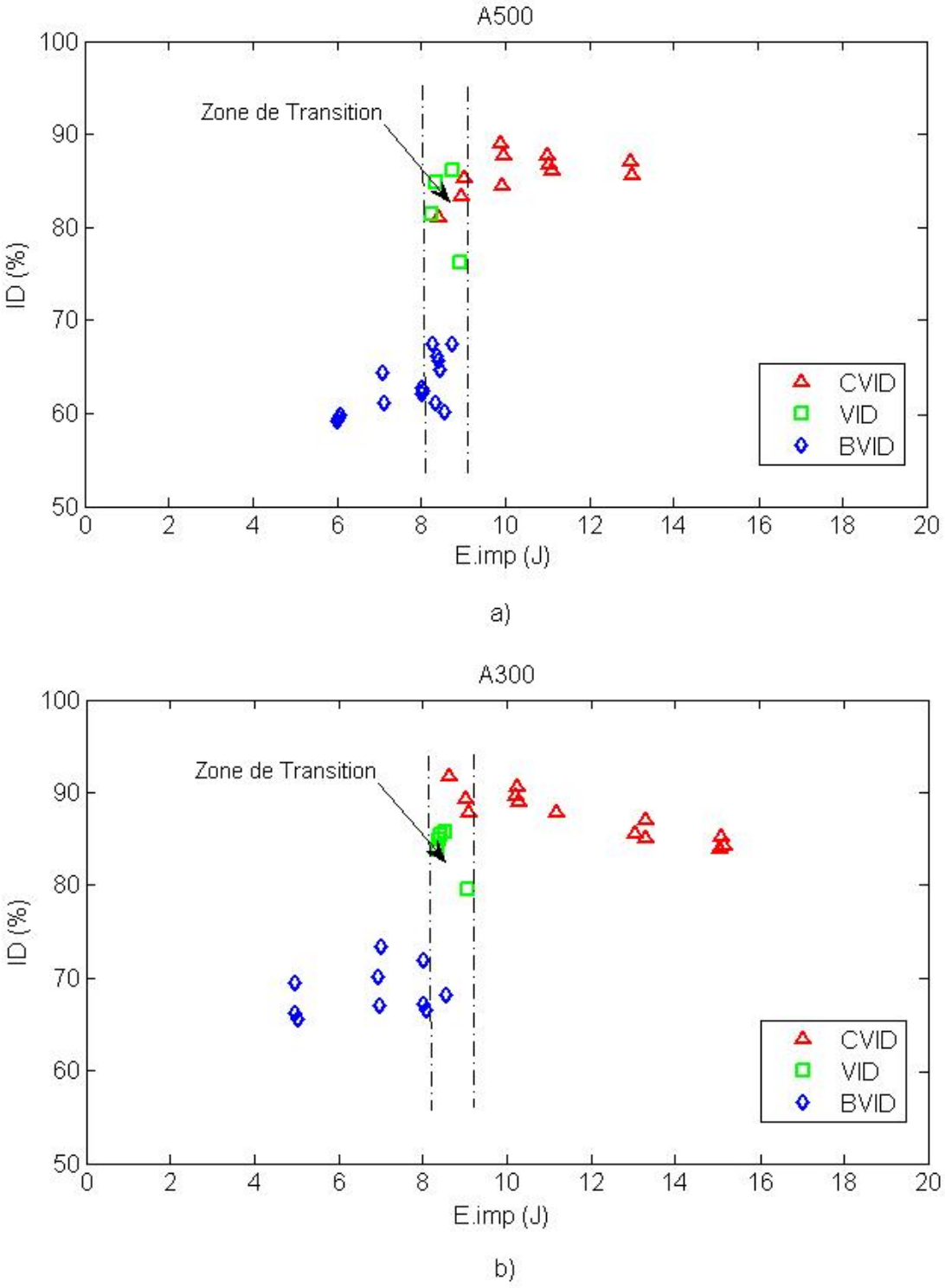


Figure 4.12 Variation de l'indice d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact a) âme de forte densité volumique (92 Kg/m³), b) âme de faible densité volumique (58.5 Kg/m³)

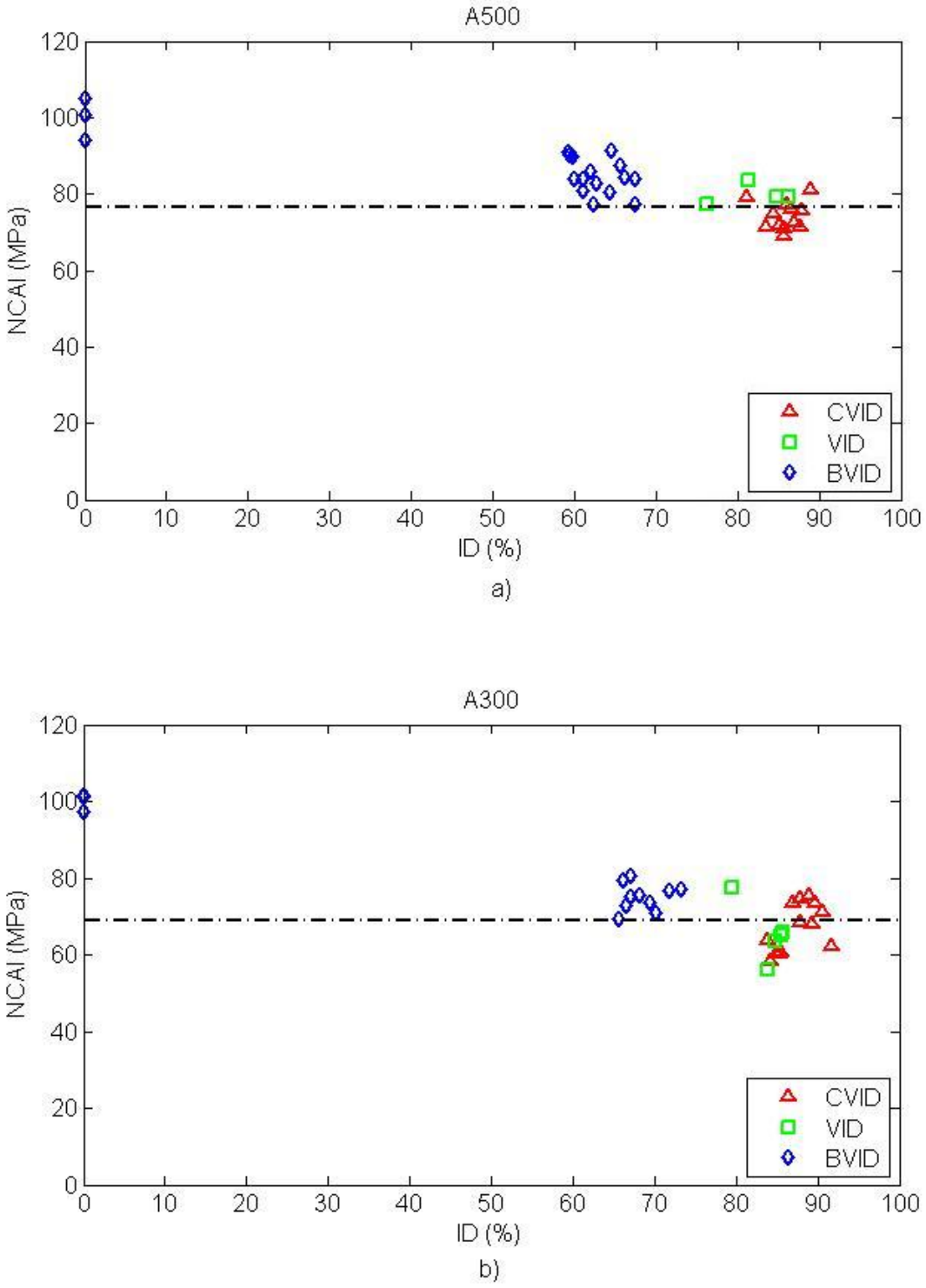


Figure 4.13 Évolution de la résistance résiduelle en CAI normalisée en fonction de l'indice d'endommagement a) mousse de forte densité b) mousse de faible densité

4.4 Approche statique

À partir des résultats des essais de poids tombant instrumenté, nous avons pu affirmer la présence d'une zone de transition, à laquelle on observe un saut pour le pourcentage d'énergie absorbée. Toutefois, étant donné que la durée de l'évènement d'impact est très courte, il était difficile de comprendre ce qui se passe lors de cette transition. Ainsi, afin de pouvoir observer précisément cette zone, nous avons procédé à l'indentation de nos échantillons en mode statique en contrôlant la vitesse de déplacement de l'impacteur lors du test. La démarche retenue consiste à réaliser des tests de poinçonnement statique sur une machine de compression en contrôlant la vitesse de déformation. Cependant, avant de réaliser ce type d'essais pour une vitesse donnée, il était jugé utile de voir l'impact de la vitesse de sollicitation sur le comportement de nos échantillons.

4.4.1 Effet de la vitesse de chargement

Étant donné le caractère visqueux des matériaux polymères, il est bien naturel que la réponse à l'impact des plaques sandwichs à peaux composites soit influencée par la vitesse de sollicitation. De nombreux travaux dans la littérature menés sur l'étude de l'effet de la vitesse de sollicitation sur les matériaux polymères, ont montrées que plus la vitesse de sollicitation est élevée, et plus les polymères sont rigides et fragiles.

Dans cette section, nous allons étudier l'effet de la vitesse cinématique de l'impacteur sur le comportement de nos échantillons. Pour ce faire, des essais de poinçonnement statique ont été effectués pour différentes vitesses de l'impacteur, soit 1, 5, 10, 50, 100 et 500 mm/min. Tous les tests ont été effectués à température ambiante. Pour chaque vitesse, trois échantillons ont été testés. Les échantillons retenus pour cette partie de l'étude sont des plaques sandwichs à âme de faible densité volumique (58.5 kg/m^3) et deux couches par peau. Le critère d'arrêt du test est la rupture de la peau supérieure afin de s'assurer que la zone de transition obtenue lors des tests d'impact dynamiques a été dépassée.

La figure 4.14 montre les courbes force-déplacement enregistrées lors de test de poinçonnement statique. L'analyse des résultats obtenus montre que la vitesse d'enfoncement joue un rôle majeur sur la réponse à l'impact de nos panneaux. 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 déflection de la plaque avant rupture. En outre, on remarque que plus la profondeur de pénétration est importante, plus la résistance de l'échantillon augmente. Le sandwich composite semble se rigidifier avec l'augmentation des déformations et des contraintes et cela est dû principalement à l'écrasement de l'âme.

Dans une représentation log-log de la force F en fonction de la vitesse de déplacement de l'impacteur v, les points semblent alignés (figure 4.15). On pourrait en conclure que la force à la rupture du panneau sandwich suit une loi logarithmique en fonction de la vitesse de chargement. Afin de vérifier cette tendance il conviendrait d'effectuer beaucoup plus essais à des vitesses différentes. Néanmoins ce graphique vient confirmer l'influence importante de la vitesse d'impact.

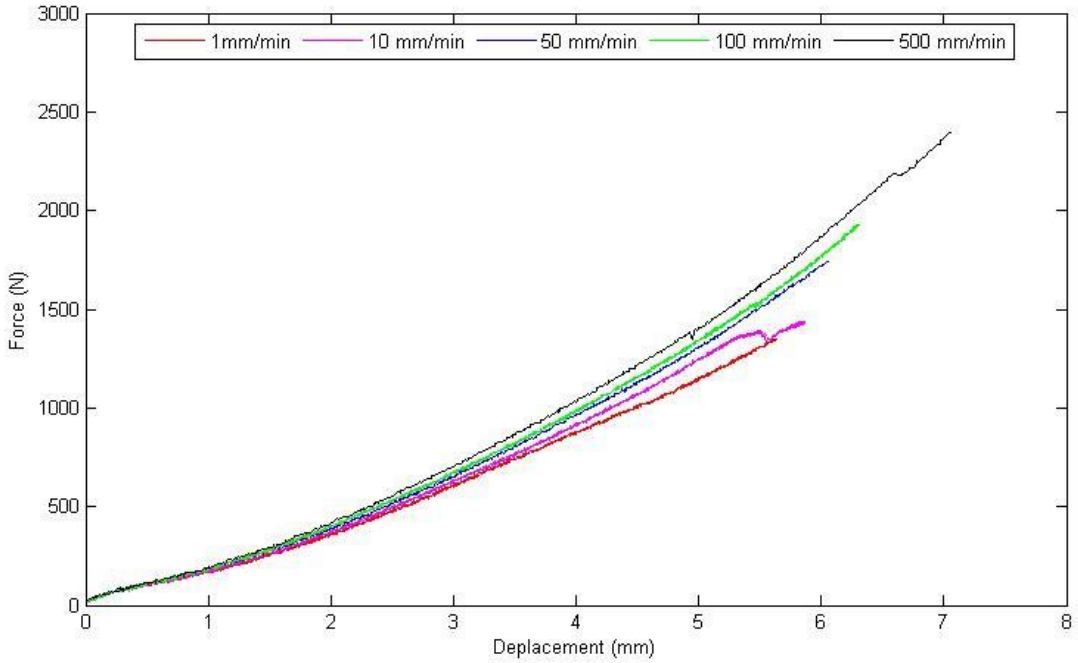


Figure 4.14 Influence de la vitesse de sollicitation sur le comportement des panneaux sandwichs

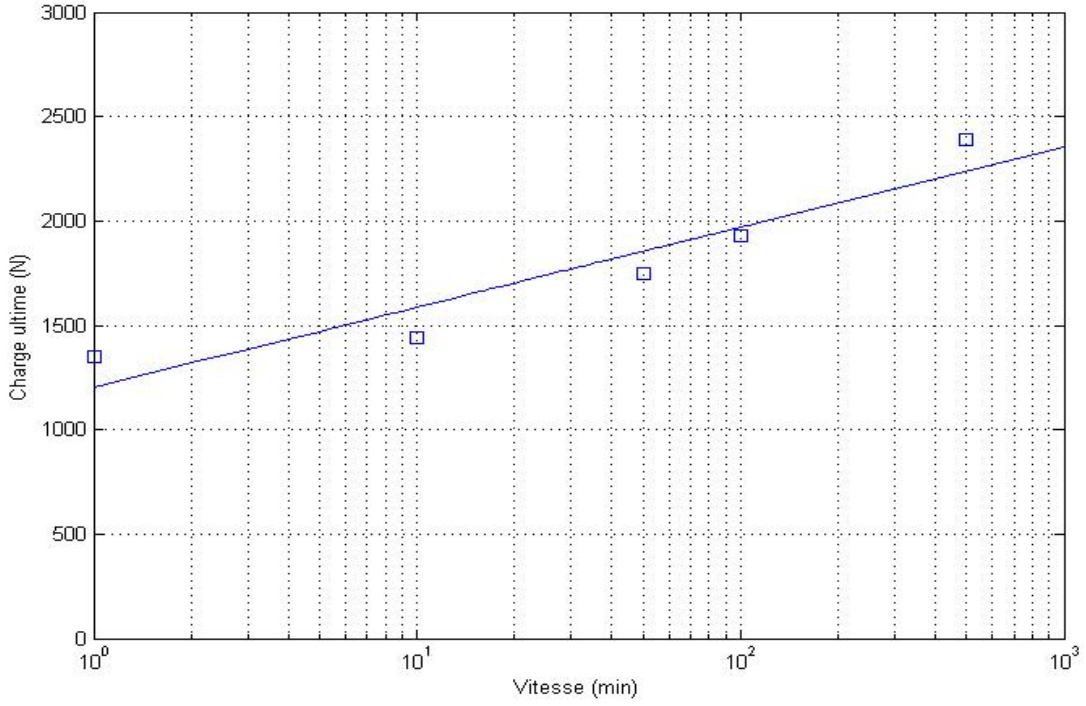


Figure 4.15 Évolution de la charge à la rupture en fonction de la vitesse d'impact

Par ailleurs, en intégrant les courbes force-déplacement, nous avons pu déterminer les valeurs d'énergie d'impact associés à chaque vitesse de chargement. Ces valeurs sont rassemblées dans le tableau 4.2.

Tableau 4-2 Influence de la vitesse de chargement sur l'énergie nécessaire à la rupture de la peau supérieure du sandwich

Vitesse de chargement (mm/min)	1	10	50	100	500
Énergie fournie lors de la rupture (Joule)	3.37	3.87	4.46	4.85	6.93

En examinant le tableau ci-dessus, nous pouvons constater que plus la vitesse de l'impacteur est importante et plus la quantité d'énergie nécessaire à la rupture du panneau sandwich est élevée. Ceci vient confirmer l'hypothèse qu'une faible vitesse de sollicitation favorise la propagation de dommages au sien des matériaux composites. En outre, comme il a été mentionné précédemment, à cause de l'écrasement de l'âme, la rigidité du matériau augmente avec la vitesse de chargement.

4.4.2 Zone de transition

À ce stade, nous désirons étudier le comportement à l'impact des panneaux sandwichs au niveau de la zone de transition. Pour ce faire, des essais de poinçonnement statiques ont été menés sur une machine de compression en contrôle déplacement. La vitesse de l'impacteur hémisphérique est maintenu constante pour l'ensemble des échantillons et égale à 100 mm/mn.

En se référant aux résultats du tableau 4.2, on voit que pour une vitesse de chargement de 100 mm/mn, l'énergie d'impact nécessaire à la rupture de la peau supérieure est de 4.85 joules. Ce qui correspond à un déplacement vertical de 6 mm. À cette profondeur de pénétration nous avions généralement rupture de la peau supérieure et nous nous trouvions au niveau de la zone de transition. Pour étudier plus précisément cette zone nous avons donc travaillé autour de cette

profondeur d'indentation, à savoir entre 5 et 7 mm. Ainsi, nous avons réalisé des séries de trois essais pour des différentes profondeurs d'indentation (voir Tableau 4.3), et les résultats sont regroupés à la figure 4.16 et dans le tableau 4.3.

Tableau 4-3 Résultats des essais de poinçonnement statiques

Vitesse de pénétration v=100 mm/mn		
N^{o} du test	Profondeur de pénétration (mm)	Pourcentage des échantillons rompus (%)
1	5.0	0
2	5.8	0
3	5.9	33.3
4	6.0	66.6
5	6.1	100
6	6.2	100
7	7.0	100

La remarque que l'on peut faire à la vue des résultats obtenus, c'est la rupture systématique de tous les échantillons pour lesquels la profondeur est supérieure à 6 mm (6,1 – 6,2 et 7). Pour les profondeurs inférieures à 6 mm (5 – 5,8 et 5,9) seul un échantillon à 5,9 mm a rompu. En ce qui concerne les essais à 6 mm, nous avons rupture de deux des trois échantillons. Cela permet de situer avec précision la zone de transition, et de façon beaucoup plus précise que lors d'essais à poids tombant.

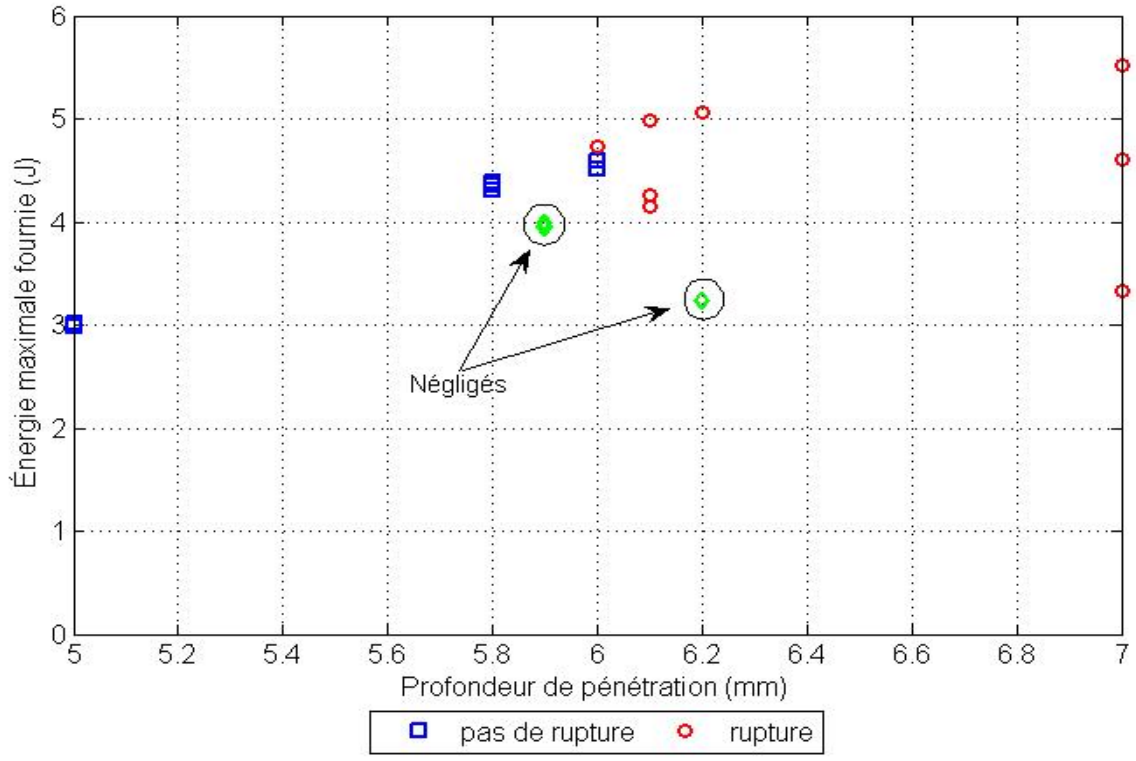


Figure 4.16 Étude statique de l'impact

CHAPITRE 5 CONCLUSION GÉNÉRALE

Le travail présenté dans ce mémoire avait pour objectif l'étude de la tolérance aux dommages des structures sandwichs composites soumises à des sollicitations d'impact de type basse vitesse. La structure sandwich en question est constituée de peaux composites en fibres de verre E, de résine vinyl-ester et d'une âme en mousse PVC rigide. Les panneaux ont été fabriqués par infusion au sein du laboratoire de caractérisation mécanique et de fabrication des composites à l'École Polytechnique de Montréal. À des fins de recherche, deux densités d'âme ont été retenues (58.5 kg/m³ et 92 kg/m³), et les peaux stratifiées ont été empilées selon deux séquences de drapage distinctes : $(0/90/-45/+45)_s$ et $(0/90/-45/+45/90/0)_s$. Par ailleurs, pour étudier l'effet de la taille de l'impacteur sur le comportement sous impact des structures sandwichs, trois impacteurs de diamètres différents ont été utilisés (½, 1 et 1¾ pouces).

Dans la première partie de ce travail, l'accent a été mis essentiellement sur la réponse à l'impact des panneaux sandwichs en fonction des différents paramètres structuraux et expérimentaux considérés. Les essais d'impact ont été menés sur une machine à masse tombante instrumentée. Les dommages survenus lors de l'impact ont été d'abord classés en trois catégories : dommages à peine visibles (BVID), visibles (VID) et clairement visibles (CVID). Par la suite, les ratios énergie absorbée/énergie fournie (ID, indice d'endommagement) ont été déterminés. Puis, les résultats ont été présentés sous forme des courbes donnant l'évolution de l'indice d'endommagement en fonction de l'énergie d'impact fournie. Cette représentation graphique a permis de mettre en évidence l'influence de chacun des paramètres étudiés sur la transition entre les catégories de dommages. Il a été observé que la valeur de l'énergie d'impact à laquelle il y a transition entre les dommages de types BVID et les dommages de types CVID, varie en fonction du diamètre de l'impacteur et du nombre des plis constituant la peau composite. D'autre part, il a été remarqué que la densité d'âme en mousse a un effet significatif sur la résistance à l'endommagement des structures sandwichs. En effet, il a été observé que la présence d'un BVID provoque une perte de résistance en compression plus importante pour le cas d'un sandwich à faible densité d'âme que pour le cas d'un sandwich à forte densité d'âme. Finalement, l'effet de la présence d'un dommage à peine visible (BVID) sur la résistance résiduelle en

compression des structures sandwichs impactées a été étudié. Pour ce faire, des essais de compression après impact (CAI) ont été effectués. Au vu des résultats obtenus, nous avons pu constater que la présence d'un BVID peut entraîner une perte importante de la résistance en compression. Cette perte est comparable à celle induite par des dommages de type CVID.

La deuxième partie de ce travail fût consacrée à la compréhension du comportement des structures sandwichs sous impacts statiques. L'objectif était de pouvoir mieux interpréter la zone de transition observée lors des essais d'impacts à masse tombante. Dans ce contexte, l'effet de la vitesse de sollicitation sur le comportement de nos échantillons a été étudié. Enfin, des essais statiques ont été effectués sur une machine de compression pour différentes profondeurs de pénétration de l'impacteur. L'analyse des résultats nous a permis de bien localiser la zone de transition et ceci, de façon plus précise que lors d'essais à masse tombante.

En conclusion, les résultats de cette étude contribuent à la compréhension du comportement des structures sandwichs soumises à des impacts légères. Néanmoins, certains points pourront être développés et étudiés dans le futur. En effet, à partir des résultats expérimentaux de cette étude, une modélisation analytique pourrait être faite pour prédire la valeur de l'énergie critique de transition En outre, une observation au microscope électronique à balayage serait sans doute utile afin de pouvoir mieux identifier les mécanismes d'absorption d'énergie présentés lors de la transition.

BIBLIOGRAPHIE

[1] GAY D., *Les matériaux sandwiches. Matériaux composites*, 2 ed. Paris: Hermès, 1989.

[2] GORDIN S., "Tolérance aux dommages des matériaux composites aéronautiques " Ph.D., Département de Génie Mécanique, École Polytechnique de Montréal, 2008.

[3] NOOR AK., *et al.*, "Computational Models for Sandwich Panels and Shells," *Appl Mech Rev*, vol. 49, pp. 155-199, 1996.

[4] FEICHTINGER KA., "Test methods and performance of structural core materials-1. Static properties," *4a ASM Int Engineering Society of Detroit Advanced Composites Conf and Exposition, Sept.*, 1988.

[5] ZENKERT D., *THE HANDBOOK OF Sandwich Construction*: EMAS PUBLISHING, 1997.

[6] De Havilland DH.98 Mosquito.2007. In site de TOUS LES AVIONS MILITAIRES [En ligne]. *http://aviation-militaire.kazeo.com/?page=rubrique&idr=285108&pa=54*. (site consulté le 23 mars 2010).

[7] BOUKHILI R., *Notes de cours matériaux composites*, 2010.

[8] KUJALA K. and TUHKARI J., "All-steel corrugated-core sandwich panels for ship structures," Solihull ed: EMAS, 1989, pp. 411-422.

[9] KIMPARA I., *et al.*, "Design and evaluation of advanced composite honeycomb sandwich structures for marine uses," ed: EMAS, 1989, pp. 37-46.

[10] KOCH T., *Advanced vacuum bagging techniques on sandwich construction, The core material in boat building sandwich construction, Pelf/Polimex*. Padova, Italie, 1990.

[11] WEISSMAN-BERMAN D., "Marine sandwich structures, Part 1," *SAMPE journal,* vol. 28, juillet/août 1992.

[12] MORGAN K., "Optimisation of thin skinned and core properties of high perfomance sandwich structures," *Composite structures,* vol. 30, 1990.

[13] CHRISTOFOROU A. P., "Impact dynamics and damage in composite structures," *Composite structures,* vol. 52, pp. 181–188, 2001.

[14] ABRATE S., "Modeling of impacts on composite structures," *Composites Structures,* vol. 52, pp. 129–138, 2001.

[15] YANG L. and SHUANG L.Z., "The preliminary analysis of reliability for a composite structure with damage," *Engineering Fracture Mechanics,* vol. 37, pp. 1157-1163, 1990.

[16] GORDON S. and BOUKHILI R., "Low Velocity Impact Characterization of a Foam Core Composite Sandwich With an E_Glass Fabric/Vinyl Ester Laminates Skins," in *Design, Manufacturing and Applications of Composites: 7th Joint Canada-Japan Workshop on Composites*, Fujisawa, Kanagawa, Japan, 2008, pp. 171-178.

[17] RICHARDSON, "Review of low-velocity impact properties of composite materials " *Composites. Part A, Applied science and manufacturing,* vol. 27, p. 1123, 1996.

[18] SJOBLOM P.O., *et al.,* "On low-velocity impact testing of composite materials," *Journal of composite materials,* vol. 22 pp. 30-52, 1988.

[19] SHIVAKUMAR K.N., *et al.,* "Prediction of low velocity impact damage in thin circular laminates," *AZAA Journal,* vol. 23, pp. 442-449, 1985.

[20] CANTWELL W.J. and MORTON J., "The impact resistance of composite materials-a review," *Journal of Composite Materials,* vol. 22, pp. 347-362, 1991.

[21] ABRATE S., "Impact on laminated composite materials," *Appl. Mech. Rev.,* vol. 44 pp. 155-190, 1991.

[22] LIU D. and MLAVEM L.E., "Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates," *J. Compos. Mater.,* vol. 21, pp. 594-609, 1987.

[23] JOSHI S.P. and SUN C.T., " Impact-induced fracture initiation and detailed dynamic stress field in the vicinity of impact " in *In 'Proc. American Society of Composites 2nd Tech. Conf.* , 1987, pp. 177-185.

[24] DAVIES D.A.O. and ROBINSON P., "Predicting failure by debonding/delamination," in *AGARD: 74th Structures and Materials Meeting,* 1992.

[25] ROBINSON P. and DAVIES G.A.O., "Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites," *International Journal of Impact Engineering,* vol. 12, pp. 189-207, 1992.

[26] DAVID TRUDEL-BOUCHER., "Impact à faible vitesse sur un composite polypropylène/fibre de verre," Ph.D., Département de génie mécanique, École Polytechnique de Montréal, 2000.

[27] KAKARALA S.N. and ROCHE I.J., "Experimental comparison of several impact test methods.," in *Instrumented Impact Testing of Plastics and Composite Materials, ASTM STP 936,* Philadelphie, 1987, pp. 144-162.

[28] MAIKUMA H., *et al.*, "Analysis and experimental characterization of the center notch flexural tets specimen for mode II interlaminar fracture," *Journal of Composite Materials,* vol. 23, pp. 756-786, 1989.

[29] CHOI H.Y., *et al.*, "A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact :Part I - Experiments," *Journal of Composite Materials,* vol. 25, pp. 992-1011, 1991.

[30] LIU D., "Impact-induced delamination-A viwe of bending stiffness mismatching.," *Journal of Composite Materials,* vol. 22, pp. 674-692, 1988.

[31] DAVIES G.A.O. and ZHANG X., "Impact damage prediction in carbon composite structures.," *International Journal Of Impact Engineering,* vol. 16, pp. 149-170, 1995.

[32] CAIRNS D.S. and LAGACE P.A., "Aconsistent engineering methodology for the treatment of impact in composite materials," *Journal of Reinforced Plastics and Composites,* vol. 11, pp. 395-412, 1992.

[33] ABRATE S., "Localized impact on sandwich structures with laminated facings," *Appl Mech Rev,* vol. 50, pp. 69-82, 1997.

[34] KIM C.G. and JUN E.J., "Impact characteristics of composite laminated sandwich structures," in *Proc of 8th Int Conf on Composite Mat (ICCM/8),* Honolulu, 1991, pp. 32.G. 1-8.

[35] KIM C.G. and JUN E.J., "Impact resistance of composite laminated sandwich plates," *Composite Mat,* vol. 26, pp. 2247-2261, 1992.

[36] AMINANDA Y., "CONTRIBUTION À L'ANALYSE ET <A LA MODÉLISATION DE STRUCTURES SANDWICHS IMPACTÉES," Doctorat, Génie Mécanique, L'ÉCOLE NATIONALE SUPÉRIEURE DE L'AÉRONAUTIQUE ET DE L'ESPACE, 2004.

[37] PLAM T.E., "Impact resistance and residual compression strength of composite sandwich panels," in *Proc 8th bat Conf on Composite Mat. (ICCM/8),* Honolulu, 1991, pp. 1-13.

[38] GOTTESMAN T., *et al.*, "Criticality of impact damage in composite sandwich structures," in *Proc of 6th lnt Conf on Comp Mat Combined with the 2nd European Conf on Comp Mat,* London, England, 1987, pp. 3.27-3.35.

[39] NETTLES AT. and HODGE A.J., "Impact testing of glass/phenolic honeycomb panels with graphite/epoxy face sheets " in *Proc 35th Int SAMPE Syrup and Exhibition*, Anaheim CA, 1990, pp. 1430-1440.

[40] MINES R.A.W., *et al.*, "Static and impact behaviour of polymer composite sandwich beams," *Composites Structures*, vol. 25, pp. 95-110, 1994.

[41] TOMBLIN J. S., *et al.*, "Impact Damage Characterization and Damage Tolerance of Composite Sandwich Airframe Structures - Phase II," Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 87p. DOT/FAA/AR-02/80., 2002.

[42] TOMBLIN J., *et al.*, "Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structure," Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research, Washington: U.S.1999.

[43] WYONIG TEST FIXTURE. 2000. In site de Wyoming test fixture [En ligne], *http://www.wyomingtestfixtures.com/products.htm* (Page consultée le 23 mars 2010).

[44] VIZZINI A.J and MOODY R.C., "Test and Analysis of Composite Sandwich Panels With Impact Damage," Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research. 67p. DOT/FAA/AR-01/124., 2002.

[45] WILLIAMSON JE. and LAGACE PA., "Response mechanism in the impact of graphite/epoxy honeycomb sandwich panels," in *Proceeding of the Eighth ASC Technical Conference*, Cleveland, OH, 1993, pp. 287-297.

[46] ANDERSON T. and MADENCI E., "Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites " *Composite Structures,* vol. 50, pp. 239-247, 2000.

[47] TAE SEONG LIM., *et al.*, "Failure Modes of Foam Core Sandwich Beams under Static and Impact Loads," *Journal of Composite Materials,* vol. 38, pp. 1639-1662, 2004.

[48] RAJU K.S., *et al.*, "Impact Damage Resistance and Tolerance of Honeycomb Core Sandwich Panels," *Journal of Composite Materials,* vol. 42, pp. 385-412, 2008.

[49] OPLINGER D.W. and SLEPETZ J.M., "Impact damage tolerance of graphite-epoxy sandwich panels.," *ASTM STP 568,* pp. 30-48, 1975.

[50] JEREMY GUSTIN., *et al.*, "Low velocity impact of combination Kevlar/carbon fiber sandwich composites," *Composite structures,* vol. 69, pp. 396-406, 2005.

[51] RHODES M.D., "Impact fracture of composite sandwich structures," in *Proc ASME/AIAA/SAE, 16th Struct, Struct Dyn Mater Conf* 1975, pp. 311-316.

[52] TSOTIS T.K. and LEE S.M., "Characterization of localised failures modes in honeycomb sandwich panels using indentation," *ASTM STP 1274,* pp. 139-165, 1996.

[53] MAHFUZ H., *et al.*, "Effect of core density and implanted delamination on the high strain rate response of foam core sandwich composites," *Sandwich Construct* vol. 5, pp. 597-606, 1997.

[54] PARK J.H., *et al.*, "Impact damage resistance of sandwich structure subjected to low velocity impact," *Journal of Materials Processing Technology* vol. 201, pp. 425-430, 2008.

[55] BERNARD M.L. and LAGACE P.A., "Impact resistance of composite sandwich plates," *Journal of Reinforced Plastics and Composites,* vol. 8, pp. 432-445, 1989.

[56] LEVIN K., "Damage tolerance of carbon fibre reinforced plastic sandwich panels," in *Proc of 3rd European Conf on Composite Mat*, Bordeaux, France, 1989.

[57] SHIN K.B., *et al.*, "An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus," *Composites Structures,* vol. 84, pp. 228-240, 2008.

[58] COMPSTON P., *et al.*, "Low Energy Impact Damage Modes in Aluminum Foam and Polymer Foam Sandwich Structures " *Journal of Sandwich Structures and Materials,* vol. 8, pp. 365-379, 2006.

[59] HORRIGAN D.P.W., *et al.*, "Modelling of crushing due to impact in honeycomb sandwiches," *Journal of Sandwich Structures and Materials,* vol. 2, pp. 131-151, 2000.

[60] SEEMANN COMPOSITES INC. 2004, *http://seemanncomposites.com/* (Site consulté le 13 juin 2010).

[61] SP SYSTEMS COMPOSITES ENGINEERING MATERIALS. (2003, *http://www.spsystems.com/*.

[62] LONGIN B.G., *et al.*, *impact dynamics,* 1 ed. vol. 3, 1981.

[63] HERUP E.J. and PALAZOTTO A.N., "Low-velocity impact damage initiation in graphite/epoxy/nomex honeycomb-sandwich plates," *Composites Science and Technology* vol. 57, pp. 1581-1598, 1997.

ANNEXE 1 – CALCUL DU DÉPLACEMENT, DE LA VITESSE ET DE L'ÉNERGIE

Comme nous l'avons déjà mentionné, un test d'impact instrumenté permet de déterminer l'évolution de la charge en fonction du temps et la vitesse théorique au moment de l'impact. En utilisant les équations de mouvement on peut déterminer la vitesse, le déplacement et l'énergie absorbée. Soit :

$p(t)$: La valeur de la charge enregistrée par la cellule de charge à l'instant t

m : La masse de l'impacteur

g : L'accélération de pesanteur

$f(t)$: La force agissant sur l'impacteur à l'instant t

$a(t)$: L'accélération de l'impacteur à l'instant t

$v(t)$: La vitesse de l'impacteur à l'instant t

$x(t)$: Le déplacement de l'impacteur à l'instant t

$E_p(t)$: L'énergie potentielle de l'impacteur à l'instant t

$E_a(t)$: L'énergie absorbée par la cible à l'instant t

$E(t)$: L'énergie totale du système cible/impacteur à l'instant t

La force totale agissant sur l'impacteur est supposée être la somme de la force de résistance de la cible, mesurée par la cellule de charge, et la force de pesanteur. Pour un instant t donné, cette force s'écrit sous la forme suivante :

$$f(t) = m\,g - p(t)$$

Ensuite, d'après le principe fondamental de la dynamique en translation, l'accélération subie par l'impacteur est donnée par l'équation suivante :

$$a(t) = \frac{f(t)}{m} = g - \frac{1}{m}\,p(t)$$

En intégrant l'accélération, on obtient la vitesse de l'impacteur :

$$v(t) = \int_0^t a(t)\,dt = \int_0^t (g - \frac{1}{m}\,p(t))\,dt$$

Finalement, en intégrant la vitesse, on déduit le déplacement au centre de l'éprouvette en fonction du temps:

$$x(t) = \int_0^t v(t)\,dt = \frac{1}{2}\,g\,t^2 - \frac{1}{m}\int_0^t\int_0^t p(t)\,dt$$

Par ailleurs, d'après le théorème de la conservation de l'énergie totale du système cible/impacteur, l'énergie absorbée s'écrite sous la forme suivante:

$$E_a(t) = \frac{1}{2}\,m\,(v_0^2 - x^2(t)) + m\,g\,x(t)$$

Notons que l'équation suivante ne tient pas compte ni des pertes absorbées par le montage, ni des pertes associées à l'essai d'impact (chaleur, frottement).

ANNEXE 2 – KIT D'IFUSION

Un kit d'infusion provenant de la société AIRTECH a été mis à disposition pour le projet. Il contient les éléments suivants :



Trappe de résine :	RB-451 Vacuum Reservoir
Tuyau :	½'' Polyethelene Tubing
Spirale :	½'' Polyethelene spiral wrap
Tube en Oméga :	OF625V Omega flow line



Raccord plastique :	3/8 Poly "T" fitting, 3/8 Poly Elbow
Raccord métallique :	½'', quick disconnect coupling
Pince étau:	Resin infusion clamp



Medium d'infusion :	Greenflow 75
Tissu d'arrachage:	Bleederlease B
Joint:	Domdom AT200Y
Film plastique :	KM-1300



Double face:	Air hold 10 CBS
Adhésif lisse:	Econobreaker 1''
Adhésif fibre :	Track strip 1''

