UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

CARACTÉRISATION DE MATÉRIAUX COMPOSITES À STRUCTURE SANDWICH COMPORTANT DES MODIFICATIONS

MATTHIEU SOLA
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)
AVRIL 2011

© Matthieu Sola, 2011.

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé:

CARACTÉRISATION DE MATÉRIAUX COMPOSITES À STRUCTURE SANDWICH COMPORTANT DES MODIFICATIONS

présenté par: SOLA Matthieu

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

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

M. BOUKHILI Rachid, Ph.D., président

Mme ROSS Annie, Ph.D., membre et directrice de recherche

M. ÉTIENNE Stéphane, Ph.D., membre

DÉDICACE

À Elaine

À Martine et Caesar, Samuel et Laurence

À Tata Louisette, Mamy et la mémoire de Papy

Un deiz 'teuio en-dro an avel c'hlas
Da analañ va c'halon c'hloaz't

Kaset e vin diouzh e alan
Pell gant ar red, hervez 'deus c'hoant

(Denez Prigent)

Un jour reviendra le vent vert
Il emportera avec lui mon cœur blessé

Je serais emporté, grâce à son souffle
Loin dans le courant, selon son désir

REMERCIEMENTS

Je voudrais tout d'abord remercier les Professeurs Annie Ross et Edu Ruiz pour m'avoir accepté en maîtrise et pour m'avoir guidé et soutenu au cours de mes recherches. J'ai beaucoup appris à leurs côtés, que ce soit au niveau universitaire ou au niveau humain. Je remercie également Rachid Boukhili pour avoir accepté de présider ce jury et Stéphane Étienne pour avoir accepté d'en être membre

Cette maîtrise n'aurait pas été possible sans le soutien des partenaires industriels : Bell Hélicoptère Textron, Bombardier, le Centre de développement des composites du Québec, ARTEC Technologies, Pratt & Whitney Canada, l'Université de Sherbrooke et le Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec. Je remercie particulièrement Daniel Poirier et ses collègues du CDCQ pour les essais qu'ils m'ont permis de réaliser dans leurs laboratoires.

Je voudrais exprimer toute ma gratitude aux anciens étudiants et collègues du projet qui ont permis au projet d'en arriver jusque là : Marc-André Jetté, Geneviève Deshaies, Jérémie Harnois, Felix Dinguiguian-Bednar, Felix Miron, Youn Eury et Jean-François Belleau. Je remercie aussi Edith Roland Fotsing pour m'avoir conseillé, aidé et supporté. Une salutation spéciale à mon centre préféré Joël Chamberland-Lauzon qui sait toujours me sortir des pires situations en restant ouvert et disponible. J'espère que mon cheminement professionnel se fera autant que possible à ses côtés. Une mention spéciale à mes premiers partenaires de bureau Robin Dubé et Jean-François Désilets qui m'ont beaucoup aidé dans mes débuts au CCHP. Il m'est impossible d'oublier de remercier mes partenaires actuels Farida Bensadoun et Amir Ershad Fanaei pour les franches rigolades et les conseils qu'ils continuent de me donner.

Finalement, un grand remerciement à toute l'équipe du CCHP pour leur soutien moral et pour les conseils prodigués au long de la rédaction. J'aimerais remercier les techniciens du CCHP, M. Christian-Charles « Master tech » Martel et M. Alexandre Bourgeois, pour m'avoir fourni un excellent soutien technique au long du projet.

RÉSUMÉ

Les modifications de structures sandwichs sont courantes dans l'industrie aéronautique. Ce projet s'est concentré sur l'étude des propriétés mécaniques de structures sandwichs ayant subit des modifications de trois natures différentes. Tout d'abord les propriétés de poutres sandwichs avec un noyau en nid d'abeille ont été analysées lorsque des discontinuités sont présentes dans le noyau. Ces discontinuités ont lieu lorsque deux pièces distinctes de nid d'abeille sont utilisées bout à bout pour former le noyau d'un même sandwich. Elles peuvent se retrouver lors de la fabrication de grandes pièces mais leur impact sur les propriétés en flexion est peu connu. Deux configurations ont été étudiées : des discontinuités sans espacement et avec 2 mm d'espacement. Des essais de flexion quatre points ont été réalisés afin d'étudier le comportement de telles poutres lorsque la discontinuité est située dans la zone en cisaillement. Pour les discontinuités étudiées, les modifications sur la rigidité sont négligeables et le mode de rupture des poutres est inchangé. Cependant, la résistance en flexion est légèrement plus faible. Par la suite, des panneaux chanfreinés comportant des discontinuités ont été testés en flexion quatre points et des comportements similaires ont été observés. La rigidité des structures n'est pas modifiée pour de petits défauts ou pour des défauts de grande taille si ces derniers sont peu nombreux. La rupture se produit sur le chanfrein pour tous les panneaux. La rigidité d'un panneau comportant de nombreuses discontinuités de grandes tailles est plus faible et la rupture se produit à un chargement moins élevé.

La seconde modification étudiée consiste en l'intégration d'un matériau viscoélastique dans les peaux de poutres sandwichs. Ce type de traitement est fréquemment utilisé dans l'industrie pour amortir les vibrations des matériaux composites mais peu d'études traitent de leur impact sur les propriétés mécaniques. Tout d'abord, le module d'Young des peaux est investigué puis comparé à des peaux intégrant des matériaux viscoélastiques. On constate que l'insertion de matériau viscoélastique dans les peaux ne modifie pas le module d'Young des peaux. Par la suite, des poutres sandwichs comportant des inserts dans les peaux sont testées en flexion trois points. La position longitudinale des inserts est différente pour chaque poutre. Deux modes de rupture ont été observés en fonction de la position des inserts. Lorsque les inserts sont placés sous le poinçon de chargement, la peau supérieure subit une compression et le noyau rompt en compression. Dans tous les autres cas, la défaillance se produit par une rupture en cisaillement du noyau. La rigidité des poutres ainsi que leur résistance sont très peu altérées par la présence des inserts. La position

de la rupture n’est pas dépendante de la position des inserts viscoélastiques. Par contre, la charge maximale à la rupture tend à être plus faible lorsque les inserts sont placés près du poinçon de chargement. Ceci est expliqué par l’état de chargement complexe que subit la peau supérieure.

Une dernière étude vise à observer les modifications que subissent les matériaux viscoélastiques lorsqu’ils sont soumis à des conditions de mise en forme courantes dans l’industrie, notamment lors de leur insertion dans les laminés. Deux types de matériaux sont analysés selon leur module de cisaillement et leur facteur de perte sur une plage de fréquence de 1 à 600 Hz. Un premier matériau est un adhésif acrylique, dont la température de transition vitreuse est près de la température ambiante et le second est un viscoélastique à base de silicone dont la température de transition vitreuse est plus basse que la température ambiante. Le comportement dynamique des deux matériaux est différent après cuisson en autoclave : le matériau siliconé ne subit aucun changement alors que l’adhésif acrylique subit une augmentation de sa rigidité ainsi qu’une baisse de son facteur de perte. Après cocuisson, le matériau siliconé est encore inchangé et l’adhésif acrylique subit un changement de propriétés encore plus important qu’une simple cuisson. Il apparaît en conclusion que ces deux matériaux offrent des propriétés qui peuvent convenir à différents types d’utilisation.

Finalement, les modifications de structures composites sandwichs étudiées ont peu d’impact sur les propriétés en flexion des structures, mais les chargements localisés peuvent causer des dommages important. D’un autre côté, la connaissance des propriétés des matériaux viscoélastiques après la mise en forme est primordiale pour la conception de systèmes amortissants intégrés dans les matériaux composites.

Mots clés : Composites, nid d’abeille, préimprégnés, flexion 3 points, flexion 4 points, autoclave, propriétés mécaniques, amortissement

ABSTRACT

Modifications of sandwich structures are fairly common in the aeronautic industry. This project focused on the study of mechanical properties of sandwich structures that underwent modifications. First, properties of sandwich beams with discontinuities in the honeycomb core were analyzed. Those discontinuities can be found in the manufacturing of large parts but their impact on flexural properties is not well documented. Two sizes of discontinuities have been studied: discontinuities without a gap and with a 2 mm gap. Four point bending tests were carried out in order to study the behaviour of such beams when the discontinuity is located in the shearing area. For small discontinuities, the change in stiffness is negligible and the failure mode is unchanged. However the flexural strength is lower. Chamfered panels with discontinuities in the core were also tested in four point bending and similar behaviour was observed. The structural stiffness is unchanged for discontinuities without a gap and for discontinuities with a gap as long as there are only a few. Failure occurs on the chamfer for all panels. The stiffness and flexural strength are lower for a panel with many gap discontinuities than for panels with few or no gap discontinuities.

The second studied modification consists in the integration of a viscoelastic material in the skins of sandwich beams. This treatment is frequently used in the industry in order to damp the vibration of composite materials but few studies focus on their impact on mechanical properties. First, the Young's modulus of skins was studied and compared to skins with viscoelastic inserts. The insertion of viscoelastic material in the skin was found to leave the Young modulus unchanged. Subsequently, sandwich beams with inserts in skins were tested in three point bending. The longitudinal position of inserts was different for each beam. Two failure modes were observed with regards to the position of inserts. When inserts are located under the loading bar, the upper skin undergoes compression and the core fails in compression. In all other cases, the core fails in shear. Beams stiffness and flexural strength remain almost unchanged with inserts. The location of failure was not dependent upon the position of inserts. However, the maximum load at failure tended to be lower when inserts were located near the loading bar. Complex stress state near the loading bar explained this phenomenon.

The third study focused on the modifications that viscoelastic materials (as seen in former study) undergo when they are included in composite materials manufacturing. Two kinds of materials

were studied with respect to their shear modulus and loss factor on a frequency bandwidth from 1 to 600 Hz. The first material was an acrylic adhesive which glass temperature is near ambient temperature. The other is a silicon based viscoelastic material which glass temperature is lower than ambient temperature. The silicon based material undergoes a loss of rigidity when bonded to carbon/epoxy composite. The dynamic behaviour of both materials is different after autoclave curing: the silicon based material is unchanged but the rigidity of the acrylic adhesive increases while its loss factor decreases. After cocuring, the silicon material is still unchanged and the acrylic adhesive undergoes a change of properties even more significant than after simple curing. To conclude, both materials have interesting properties that can be used in different situations.

Studied modifications on sandwich structures do not have a significant impact on flexural properties but localized loadings can lead to important damages. The understanding of the changes of viscoelastic materials properties after embedding in composite parts is very important in the design of damping systems.

Keywords: Honeycomb composites, prepegs, three-point bend test, four-point bend test, autoclave cure, mechanical properties, damping

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE III

REMERCIEMENTS IV

RÉSUMÉ V

ABSTRACT VII

TABLE DES MATIÈRES IX

LISTE DES TABLEAUX XII

LISTE DES FIGURES XIII

LISTE DES SYMBOLES XVI

CHAPITRE 1. INTRODUCTION 1

CHAPITRE 2. REVUE DE LA LITTÉRATURE 4

2.1. Matériaux viscoélastiques et amortissement 4

2.2. Caractérisation de matériaux viscoélastiques 8

2.3. Mise en forme de matériaux composites 13

2.4. Traitements amortissants dans les composites à structure sandwich 14

2.5. La théorie des laminés composites 18

2.6. Les propriétés mécaniques des composites à structure sandwich 20

2.7. Récapitulation 27

CHAPITRE 3. DÉMARCHE DU PROJET 28

CHAPITRE 4. MÉTHODOLOGIE 30

4.1. Fabrication des matériaux 30

4.2. Machine de test universelle 32

4.3. DMTA 34

4.4. Plan d'expérience 36

CHAPITRE 5. PROPRIÉTÉS MÉCANIQUES DE STRUCTURES COMPOSITES SANDWICHS COMPORTANT DES DISCONTINUITÉS DANS LE NOYAU 38

5.1. Mise en forme des matériaux 38

5.2. Essais de traction des peaux 39

5.3. Essais de cisaillement du noyau 41

5.4. Poutres sandwichs comportant des discontinuités dans le noyau 42

5.5. Panneaux sandwichs fermés comportant des discontinuités dans le noyau 46

5.6. Conclusion 50

CHAPITRE 6. PROPRIÉTÉS MÉCANIQUES DE STRUCTURES COMPOSITES SANDWICHS AVEC DES COUCHES VISCOÉLASTIQUES INTERLAMINAIRES PARTIELLES 51

6.1. Essais de traction de poutres ayant des inserts viscoélastiques dans les peaux 51

6.2. Flexion trois points de poutres sandwichs ayant des inserts 53

6.3. Conclusion 60

CHAPITRE 7. CARACTÉRISATION DYNAMIQUE DE MATÉRIAUX VISCOÉLASTIQUES UTILISÉS DANS L'INDUSTRIE DES MATÉRIAUX COMPOSITES 61

7.1. Essai de la colle 61

7.2. Comparaison des matériaux 63

7.3. Effet de l'épaisseur 65

7.4. Effet de la cuisson 66

7.5. Effet de la qualité du collage 71

7.6. Effet de la cocuisson 73

7.7. Conclusion 77

CHAPITRE 8. DISCUSSION 78

CHAPITRE 9. CONCLUSION 81

RÉFÉRENCES 84

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1 Liste de tests statiques utilisés. 34
Tableau 2 Plan d'expérience. 37
Tableau 3 Densité et propriétés mécaniques des matériaux. 38
Tableau 4 Modules d'Young des essais de traction. 41
Tableau 5 Résultats des calculs sur les essais de flexion. 42
Tableau 6 Données des essais de flexion quatre points sur poutres avec discontinuité. 45
Tableau 7 Résultats des essais de flexion quatre points sur les panneaux avec des discontinuités. 48
Tableau 8 Résultats des tests de traction sur poutres avec inserts. 53
Tableau 9 Position de inserts dans les poutres. 54
Tableau 10 Détails des données de flexion sur les poutres avec inserts dans les peaux. 57

LISTE DES FIGURES

Figure 2-1 Courbe de fluage et de recouvrance d'un matériau viscoélastique. 5
Figure 2-2 Réponse à une excitation dynamique. 6
Figure 2-3 Comportement d'un matériau viscoélastique en fonction de la température. 7
Figure 2-4 Courbe de Lissajous de la déformation d'un matériau viscoélastique. 10
Figure 2-5 Courbe de l'amplitude de déplacement d'un système amorti. 11
Figure 2-6 Fonction de transfert typique d'un système à un seul degré de liberté. 12
Figure 2-7 Traitement amortissant libre. 15
Figure 2-8 Traitement amortissant contraint. 16
Figure 2-9 Traitement amortisseur de masse. 17
Figure 2-10 Traitement amortissant interlaminaire. 17
Figure 2-11 Schéma de dessus de la structure de noyaux en nid d'abeille. 21
Figure 2-12 Flexion trois points d’une poutre sandwich. 22
Figure 2-13 Coupe d'une poutre sandwich (l'épaisseur des peaux est exagérée). 22
Figure 2-14 Flexion quatre points d’une poutre sandwich. 23
Figure 2-15 Modes de rupture les plus courants pour une structure sandwich avec noyau en nid d'abeille. 24
Figure 2-16 Carte typique de rupture de sandwich en flexion trois points (inspirée de [29]). 25
Figure 4-1 Moule autoclave utilisé pour la mise en forme. 30
Figure 4-2 Empilement pour la fabrication de pièces en autoclave. 31
Figure 4-3 Allure de la température et de la pression lors du cycle de cuisson 31
Figure 4-4 Machine de tests statique avec montage de flexion. 32
Figure 4-5 Extensomètre. 33
Figure 4-6 DMA 450+ de la compagnie 01dB.Metravib. 35
Figure 4-7 Montage de cisaillement plan. 36
Figure 5-1 Échantillon de traction. 39
Figure 5-2 Essai de traction des peaux. 40
Figure 5-3 Essais de flexion trois points sur poutres ayant le noyau dans des directions différentes. 42
Figure 5-4 Méthode de fabrication des discontinuités. 43
Figure 5-5 Position des zones de cisaillement et des discontinuités en flexion quatre points. 43

Figure 5-6 Modification d'espacement sur un panneau. 44
Figure 5-7 Essais de flexion quatre points sur poutres comprenant des discontinuités. 45
Figure 5-8 Schéma des panneaux fabriqués. 46
Figure 5-9 Courbes de flexion quatre points de panneaux avec des discontinuités. 47
Figure 5-10 Photo d'une fissure sur le chanfrein d'un panneau après rupture. 49
Figure 6-1 Position des inserts dans les peaux. 51
Figure 6-2 Tailles des inserts viscoélastiques. 52
Figure 6-3 Courbes de contrainte-déformation des échantillons de traction avec inserts viscoélastiques. 53
Figure 6-4 Laminage des poutres sandwichs avec inserts. 54
Figure 6-5 Essais de flexion quatre points sur poutres sandwichs avec inserts. 55
Figure 6-6 Exemple de rupture par cisaillement du noyau. 56
Figure 6-7 Exemple de rupture par indentation de la peau supérieure. 56
Figure 6-8 Charge maximale pour les poutres sandwichs avec inserts dans les peaux. 58
Figure 7-1 Échantillon de test de la colle. 62
Figure 7-2 Rigidité en cisaillement de la colle. 62
Figure 7-3 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) et du VHB. 63
Figure 7-4 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) et du VHB. 64
Figure 7-5 Module de cisaillement de Smacwrap 0,1 et 0,2 mm. 65
Figure 7-6 Facteur de perte de Smacwrap 0,1 et 0,2 mm. 66
Figure 7-7 Module de cisaillement du VHB cuit et non-cuit. 67
Figure 7-8 Facteurs de perte du VHB cuit et non-cuit. 68
Figure 7-9 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) cuit et non-cuit. 69
Figure 7-10 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) cuit et non-cuit. 69
Figure 7-11 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) et VHB cuits. 70
Figure 7-12 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) et du VHB cuits. 71
Figure 7-13 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) collé sur de l'acier ou du carbone. 72
Figure 7-14 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) collé sur de l'acier ou du carbone. 72
Figure 7-15 Module de cisaillement du VHB cuit et cocuit. 73
Figure 7-16 Facteur de perte du VHB cuit et cocuit. 74

Figure 7-17 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) collé sur du carbone, cuit et cocuit. 75
Figure 7-18 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) collé sur du carbone, cuit et cocuit.....75

LISTE DES SYMBOLES

Alphabet Grec

δ déflection totale de la poutre sandwich [mm]

δ_b déflection de la poutre sandwich causée par flexion des peaux [mm]

δ_s déflection de la poutre sandwich causée par cisaillement du noyau [mm]

Δ déflection au milieu de la poutre sandwich [mm]

ε déformation [mm/mm]

η facteur de perte

θ angle d'une couche de laminé [°]

μ viscosité [MPa.s]

υ_{ij} coefficient de Poisson d'une couche de laminé dans la direction *ij*

ξ taux d'amortissement

σ contrainte [MPa]

σ_{ii} contrainte dans la direction *i* [MPa]

τ_{ij} contrainte de cisaillement dans la direction *ij* [MPa]

ϕ angle de phase

Alphabet Latin

A_{ij} ij^{eme} constante de la matrice de rigidité A

b largeur du sandwich [mm]

c épaisseur du noyau [mm]

d épaisseur totale du sandwich [mm]

D rigidité en flexion [N.mm^2]

E_{ii} module d'Young d'une couche de laminé dans la direction i [MPa]

E module d'Young [MPa]

E^* module d'Young complexe [MPa]

E' module de conservation[MPa]

E'' module de perte [MPa]

E_t module d'Young des peaux [MPa]

f fréquence [Hz]

G_{ij} module de cisaillement d'une couche de laminé dans la direction ij [MPa]

G module de cisaillement [MPa]

G_c module de cisaillement du noyau [MPa]

h distance entre les centroïdes des peaux [mm]

h_j distance du milieu jusqu'au bas de la $j^{ème}$ couche [mm]

h_{j-1} distance du milieu jusqu'en haut de la $j^{ème}$ couche [mm]

I moment d'inertie [mm^4]

L longueur entre les appuis [mm]

L' longueur entre les poinçons de chargement [mm]

N	nombre total de couches dans le laminé
P	charge appliquée sur la poutre [N]
Q	facteur de qualité
Q_{ij}	$ij^{ème}$ constante de la matrice de raideur pour une couche dans la direction 0°
$\tilde{Q}_{ij}$	$ij^{ème}$ constante de la matrice de raideur pour une couche avec un angle θ
T	période
t	épaisseur des peaux [mm]
U	rigidité transverse en cisaillement [N.mm]
X_i	$i^{ème}$ amplitude d'un système amorti

CHAPITRE 1. INTRODUCTION

Les années 70 ont vu l'apparition d'un nouveau type de matériau qui a très rapidement remplacé les métaux dans certaines applications : les matériaux composites à matrice polymère. Ils sont constitués d'un renfort sous forme de fibres et d'une matrice polymère. Leur assemblage donne un matériau dont les propriétés sont supérieures à celles de chacun des composants :

- les renforts apportent les propriétés mécaniques
- la matrice assure le transfert des charges et la protection des fibres

Typiquement, les renforts sont constitués de fibres tissés selon un certain motif et leur mise en forme se fait par laminage. Il en résulte un matériau fortement hétérogène et anisotrope.

Les matériaux composites sont de plus en plus utilisés, notamment dans l'industrie aéronautique où ils offrent de nombreux avantages. Tout d'abord, leur fabrication permet d'offrir des solutions de conception nécessitant moins de pièces qu'une solution métallique. En utilisant des matériaux composites, on peut parfois diviser jusqu'à dix le nombre de pièces nécessaires pour fabriquer un rotor d'hélicoptère. L'intégration de fonctions est un autre avantage que ces matériaux procurent : il est possible de choisir la formulation de résine ou les renforts en fonction de la situation dans laquelle la pièce se trouvera lors de son utilisation. Il est ainsi possible d'ajouter des charges d'antimoine afin de rendre le matériau ignifuge ou d'utiliser des fibres d'aramide afin de procurer à la pièce une bonne résistance aux chocs. Mais l'avantage principal qu'offrent ces matériaux pour l'industrie aéronautique est leur faible poids pour d'excellentes qualités mécaniques. Une application très populaire de cet avantage est l'utilisation de structures sandwich qui combinent légèreté et bonnes propriétés en flexion.

Les matériaux composites à structure sandwich sont constitués de deux peaux en matériaux composites entre lesquelles est collé un noyau à faible densité permettant d'augmenter les propriétés du matériau en flexion tout en conservant un poids très faible. Typiquement, l'industrie aéronautique utilise un noyau en forme de nid d'abeille constitué de feuilles ondulées collées ensemble. Ces feuilles sont fabriquées en imprégnant des fibres d'aramide dans une résine phénolique ayant des propriétés ignifuges. Lors de la mise en forme de ce type de panneaux sandwichs, il est souvent nécessaire d'utiliser plusieurs morceaux de noyau afin de fabriquer de

grandes pièces. La jonction entre deux noyaux pose un problème de discontinuité qui est réglé dans l'industrie en injectant une mousse dans l'interstice. L'injection de cette mousse ajoute une étape à la fabrication de grandes pièces et constitue un ajout de masse à la structure.

Les panneaux sandwichs intégrés dans les structures aéronautiques sont légers et rigides ce qui en fait d'excellents transmetteurs de vibration mécaniques et sonores. Ces vibrations vont à l'encontre du confort des passagers et peuvent même causer des bris mécaniques si elles ne sont pas amorties. Généralement les matériaux composites ont un amortissement plus élevé que les métaux, mais celui-ci demeure insuffisant et il est nécessaire de trouver des solutions pour l'améliorer. L'amortissement peut être assuré par des systèmes dit « actifs », c'est-à-dire des systèmes nécessitant une boucle d'asservissement permettant d'obtenir un bon amortissement en réponse à une vibration donnée. Cependant, un tel système est consommateur d'énergie et ajoute une masse non négligeable à la structure. C'est pourquoi l'industrie aéronautique s'est tournée vers des systèmes « passifs » permettant d'amortir les vibrations pour un ajout de masse plus faible.

L'un des systèmes d'amortissement passif considérés est constitué d'un matériau viscoélastique qui est déformé lorsque la structure subit des vibrations. Lorsque celui-ci se déforme, une partie de l'énergie est dissipée sous forme de chaleur, amortissant ainsi chaque cycle de vibration. Par exemple, un matériau viscoélastique collé sur un panneau sandwich se déforme en tension lorsque le panneau subit des vibrations de flexions. Pour augmenter l'efficacité de tels systèmes, une couche rigide peut être ajoutée sur le matériau viscoélastique, le forçant ainsi à se déformer en cisaillement. Les matériaux viscoélastiques étant plus efficaces en cisaillement, l'amortissement de la structure s'en trouve augmenté. De plus, de telles structures en laminés s'accordent tout à fait avec la fabrication des matériaux composites. En effet, l'ajout d'une couche de matériau viscoélastique entre deux couches de matériau composite permet d'intégrer l'amortissement à la structure, améliorant ainsi les propriétés de la pièce finale. Plusieurs chercheurs ont documenté ce type de structure en termes d'amortissement et d'efficacité du matériau viscoélastique. Cependant, les modifications structurelles de composites sandwichs risquent de compromettre les propriétés mécaniques de ceux-ci.

L'objectif de ce travail est d'étudier les propriétés mécaniques de panneaux composites à structure sandwich ayant subit des modifications. Une première étude sur les propriétés

mécaniques des structures sandwichs présentant une discontinuité du noyau est développée, suivie par une étude des propriétés mécaniques de sandwichs ayant une couche de matériau viscoélastique insérée dans les peaux. Une troisième étude sur les propriétés dynamiques de différents matériaux viscoélastiques permet de mettre en relief leur utilisation au sein de panneaux composites à structure sandwich.

Ce mémoire est divisé en huit chapitres. Le chapitre deux est une revue de la littérature traitant les matériaux viscoélastiques et leur caractérisation ainsi que les propriétés mécaniques des matériaux composites. Le troisième chapitre définit les objectifs de ce mémoire alors que le chapitre quatre décrit la méthodologie utilisée pour y parvenir. Le chapitre cinq présente une première étude traitant des propriétés mécaniques de panneaux comportant une discontinuité du noyau. Le chapitre six est constitué d'un travail sur les propriétés mécaniques de panneaux comportant un insert viscoélastique. Le septième chapitre traite des propriétés dynamiques de matériaux viscoélastiques couramment utilisés dans la mise en forme de matériaux composites. Finalement, le huitième chapitre est une discussion sur les différentes conclusions des précédents chapitres.

CHAPITRE 2. REVUE DE LA LITTÉRATURE

Cette revue de la littérature résume l'état de l'art des différents domaines qui ont servi aux études présentées dans ce mémoire. Tout d'abord, un aperçu du comportement des matériaux viscoélastiques et de leurs propriétés en amortissement permet de comprendre le phénomène qui est à la base de l'amortissement dans les structures aéronautiques. Suivent les méthodes actuellement utilisées pour la caractérisation de ces matériaux; puis une partie sur la mise en forme des matériaux composites permet d'introduire les méthodes de fabrication utilisées pour fabriquer les matériaux de ce projet. Les méthodes utilisées dans l'industrie aéronautique pour amortir les vibrations mécaniques et sonores sont ensuite décrites. Enfin, des modélisations analytiques des propriétés mécaniques des matériaux composites à structure sandwich sont présentées.

2.1. Matériaux viscoélastiques et amortissement

Pour de petites déformations, le comportement des solides élastiques peut être décrit par la loi de Hooke :

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \tag{1}$$

où σ est la contrainte appliquée au matériau, ε la déformation résultante et E le module d'Young du matériau. Un tel matériau restitue toute l'énergie emmagasinée lors du chargement quand celui-ci est enlevé. Pour un matériau purement visqueux, la relation entre la contrainte et la déformation devient la suivante :

$$\sigma = \mu \cdot \frac{d\varepsilon}{dt} \tag{2}$$

où μ est la viscosité du matériau et t le temps.

Un matériau purement visqueux ne restitue aucune énergie emmagasinée durant le chargement, car elle est totalement dissipée sous forme de chaleur.

Un matériau *viscoélastique* possède à la fois une composante élastique et une composante visqueuse. Un tel matériau doit ses caractéristiques à sa structure composée de macromolécules

entremêlées. Quand une contrainte lui est appliquée, deux phénomènes peuvent arriver successivement, ou simultanément [1]:

- L'énergie interne du matériau augmente alors que les liaisons entre les atomes se modifient lors de petits mouvements très rapides (10^{-12} secondes)
- De grands réarrangements se font dans le sens de la charge appliquée diminuant ainsi l'entropie des macromolécules

La déformation d'un matériau viscoélastique dépend donc du temps lorsqu'il est soumis à une charge ce qui permet d'expliquer les phénomènes de fluage et de relaxation (Figure 2-1) :

- Sous une charge constante, la déformation du matériau augmente dans le temps. C'est le fluage.
- Sous une déformation constante, la contrainte diminue dans le temps. C'est la relaxation.

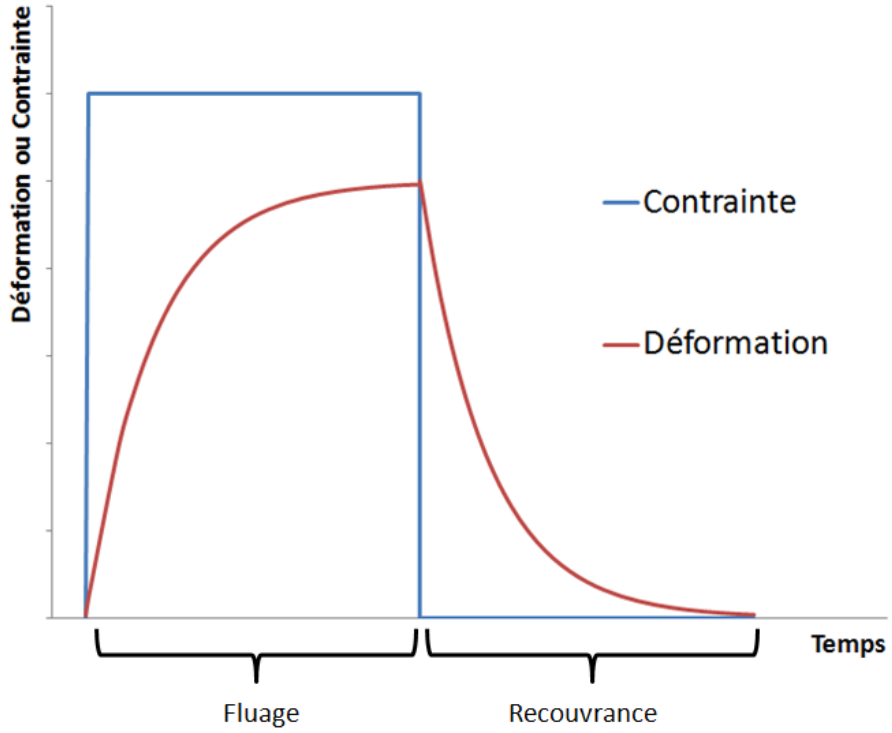


Figure 2-1 Courbe de fluage et de recouvrance d'un matériau viscoélastique.

Lorsqu'il est soumis à une excitation dynamique, la réponse d'un matériau viscoélastique subit un retard par rapport à l'excitation. La Figure 2-2 présente un exemple de réponse pour une déformation sinusoïdale.

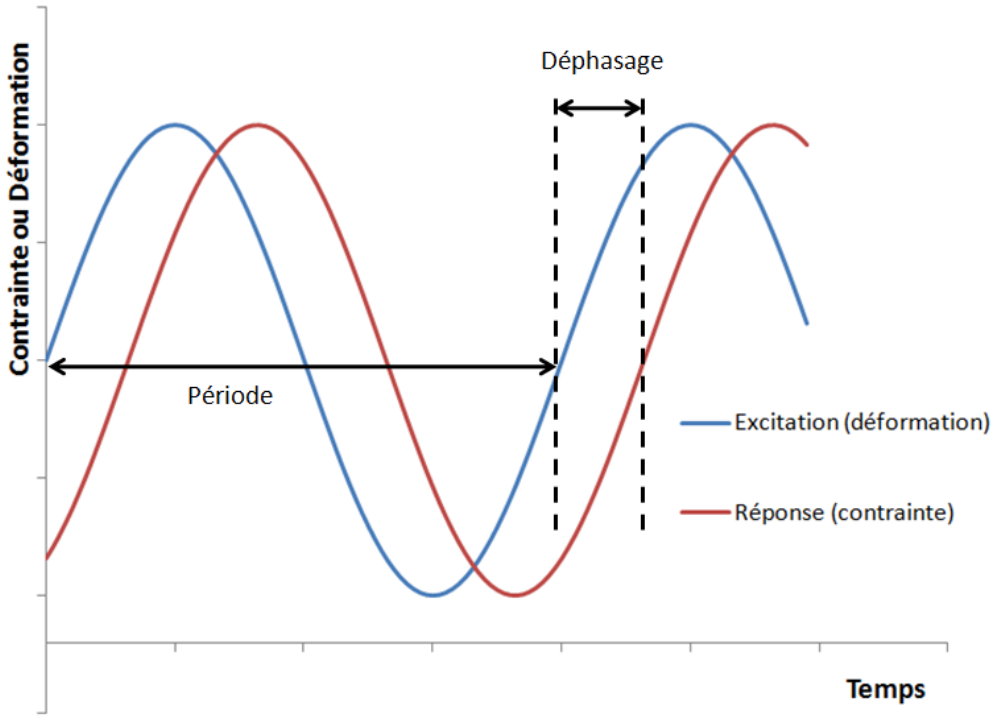


Figure 2-2 Réponse à une excitation dynamique.

Afin d'étudier le comportement harmonique d'un tel matériau, son module est décomposé en une partie réelle et une partie imaginaire [2] :

$$E^* = E' + iE'' = \frac{\sigma}{\varepsilon} e^{i\phi} \tag{3}$$

où $\frac{\sigma}{\varepsilon}$ est le rapport de la contrainte sur la déformation du matériau, ϕ est l'angle de phase, E^* est le module complexe du matériau, E' son module de conservation et E'' est son module de perte. Le module de conservation représente la partie élastique du matériau alors que la partie visqueuse est représentée par le module de perte. Le même raisonnement peut être appliqué au module de cisaillement *G*. Les modules dépendent principalement de la fréquence d'excitation et de la température. Une caractéristique très importante d'un tel matériau est son amortissement; plusieurs quantités physiques peuvent être utilisées pour le caractériser à la résonance [3] :

$$\eta = \frac{1}{Q} = 2 \cdot \xi = \tan \phi \tag{4}$$

où η est le facteur de perte, Q le facteur de qualité (ou acuité de la résonance), ξ le taux d'amortissement. Ces paramètres dépendent principalement de la fréquence et de la température. La formule suivante permet de lier l'amortissement aux modules:

$$\tan \phi = \frac{E''}{E'} \tag{5}$$

Plus l'amortissement est élevé, plus la capacité du matériau à dissiper de l'énergie est grande. Ces valeurs dépendent de la fréquence et de l'amplitude de l'excitation [4], mais elles sont aussi liées à la température. En effet, les matériaux viscoélastiques passent par différentes phases selon la température à laquelle ils sont soumis. La Figure 2-3 ci-dessous montre les différents états par lesquels les matériaux viscoélastiques passent lors d'une élévation de la température; ainsi que les variations des courbes typiques du module de conservation *E'*, du module de perte *E''* et du facteur de perte η.

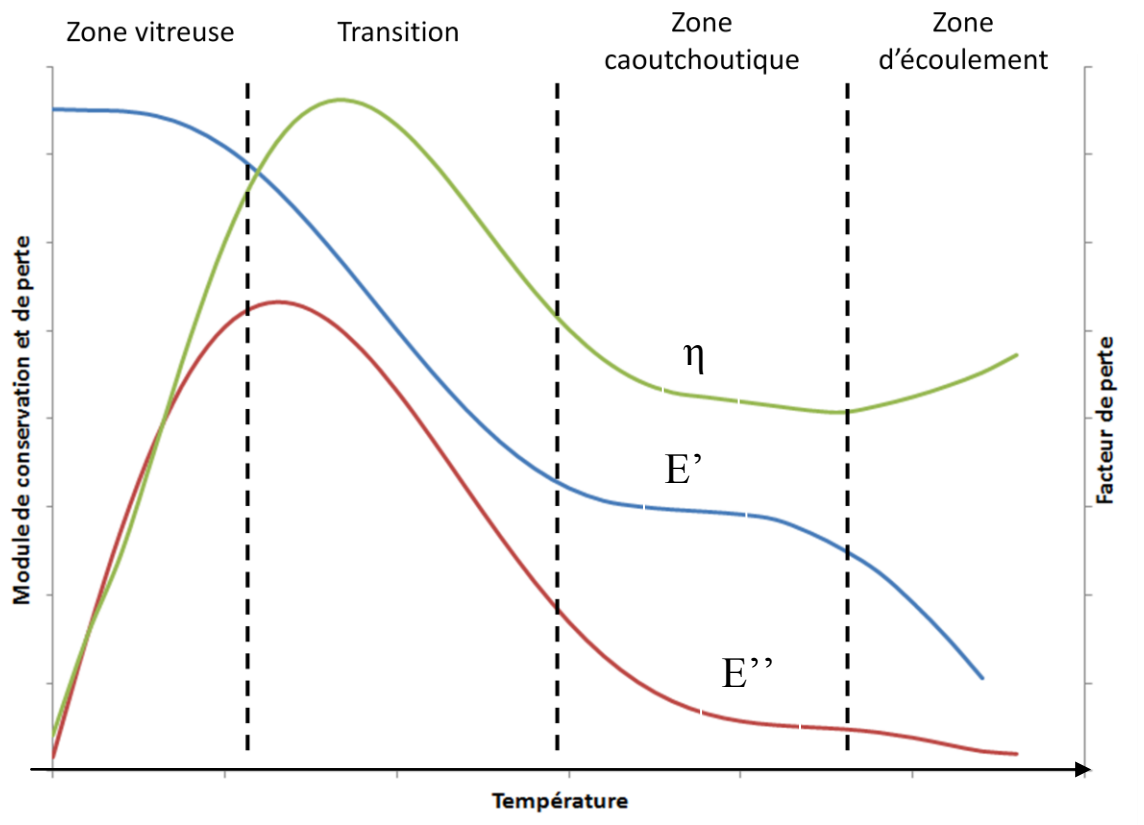


Figure 2-3 Comportement d'un matériau viscoélastique en fonction de la température.

Dans la zone vitreuse, les chaines de polymère sont organisées et leur mobilité est presque nulle. Lorsqu'une charge est appliquée, les liaisons entre les atomes vont s'étirer jusqu'à une rupture fragile : le polymère se comporte comme du verre. D'autre part, lorsque la température monte, le polymère rentre dans une phase de transition durant laquelle l'amortissement est le plus élevé. C'est durant cette phase que la rigidité subit le plus grand changement alors que le matériau devient plus mou. La température de la transition vitreuse est notée T_g. Dans la phase caoutchoutique, le matériau atteint un plateau durant lequel le module change peu et l'amortissement est relativement élevé. Les molécules ont une plus grande mobilité et se réarrangent facilement lorsqu'une charge est appliquée, retrouvant leur position initiale une fois la charge enlevée. La zone d'écoulement est définie comme étant celle où le matériau a perdu toute rigidité et ses liaisons moléculaires sont instables. À température ambiante, il existe des matériaux viscoélastiques dans chacune de ces phases.

De même que la température, la fréquence a un effet important sur les matériaux viscoélastiques mais à l'inverse de la température, une élévation de la fréquence va rigidifier le matériau et il passera dans les mêmes phases que celles citées précédemment. Le matériau a un comportement caoutchoutique à basse fréquence et un comportement vitreux à haute fréquence.

Afin de connaître les propriétés de ces matériaux au comportement complexe, de nombreuses méthodes de caractérisation ont été développées.

2.2. Caractérisation de matériaux viscoélastiques

La caractérisation des matériaux viscoélastiques se divise en deux catégories :

- L'analyse temporelle
- L'analyse fréquentielle

L'analyse temporelle consiste principalement en des tests de fluage ou de relaxation sur des durées variant de quelques heures à plusieurs années dans le cas où une équivalence temps-température est impossible [5]. L'avantage de ce type de test est qu'il peut être réalisé sur une machine d'essais statiques telle qu'une MTS (*Mechanical Testing System*). Le contrôle en déplacement se fait alors typiquement avec un LVDT (*Linear Variable Differential Transformer*), alors qu'une cellule de charge permet d'enregistrer la force appliquée. Cependant, étant donné la dépendance des viscoélastiques à la température, il est nécessaire de la contrôler

précisément lors de la caractérisation, une variation maximale de 0.1ºC étant conseillée [6]. Le degré d'hygrométrie doit aussi être contrôlé car plusieurs polymères peuvent changer de comportement en fonction de celui-ci.

Les propriétés fréquentielles du matériau peuvent être étudiées de deux manières différentes :

- Étude hors-résonance
- Étude à la résonance

Seules les études hors-résonance ont été utilisées dans ce mémoire car les résonances des systèmes étudiés se produisent à des fréquences plus élevées que la bande de fréquence d'utilisation des matériaux.

La mesure de la phase à basse fréquence par rapport à la résonance peut se faire directement en mesurant le retard temporel de la réponse du matériau à une excitation sinusoïdale. L'équation suivante permet de lier la période T au retard Δt et à la phase ϕ.

$$\Delta t = \frac{T\phi}{2\pi} \tag{6}$$

Une autre méthode consiste à tracer le graphique de la charge par rapport à la déformation, ce qui revient à tracer une courbe de Lissajous. L'ellipse de Lissajous est visible sur la Figure 2-4. La formule qui permet de calculer la phase est donc :

$$\sin\phi = \frac{A}{B} \tag{7}$$

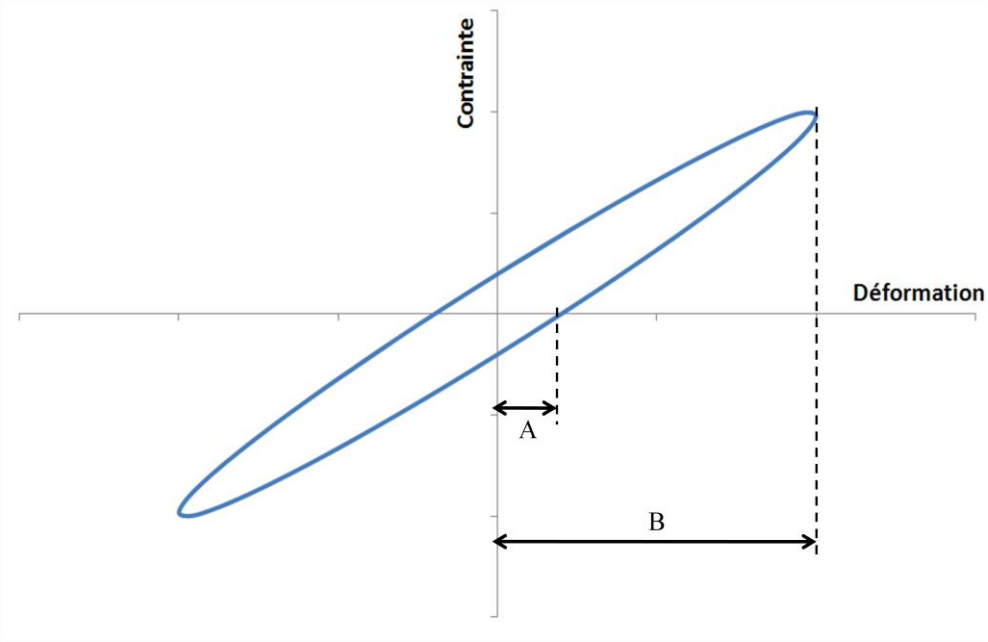


Figure 2-4 Courbe de Lissajous de la déformation d'un matériau viscoélastique.

Cette méthode est considérée comme étant très fiable pour de petits angles de perte [7]. Il est intéressant de noter que l'aire de l'ellipse représente l'énergie dissipée sous forme de chaleur par cycle de chargement dans le matériau. Les remarques précédentes vis-à-vis des propriétés du viscoélastique sont vraies pour une sollicitation en traction/compression mais aussi en cisaillement. C'est d'ailleurs en cisaillement que le matériau est le plus déformé et présente également les meilleures propriétés en matière d'amortissement. C'est pourquoi les applications actuelles se concentrent sur une utilisation en cisaillement du viscoélastique.

Une MTS permet de réaliser des tests en fréquence jusqu'à une limite de 10 à 15Hz en général. Les tests à plus haute fréquence sont réalisés sur une DMA (*« Dynamic Mechanical Analyzer »*) et peuvent aller jusqu'à 200Hz, voire jusqu'à 1000Hz pour certains modèles. Il est toutefois conseillé de ne pas travailler à des fréquences trop proches des fréquences de résonance de l'appareil, celles-ci pouvant dans certains cas être inférieures à 1000Hz. La mesure des propriétés du matériau se fait avec des capteurs dont la nature change d'une machine à l'autre, mais on retrouve en général un accéléromètre pour le calcul du déplacement à hautes fréquences et un capteur piézoélectrique pour la mesure de la charge dynamique. L'égalité (5) permet de calculer l'amortissement en fonction des propriétés mesurables (*E'* et *E''*).

Il existe d'autres méthodes pour quantifier l'amortissement d'un système. Pour de petits angles de perte ϕ, l'amortissement du premier mode peut être évalué à partir du décrément logarithmique des vibrations du système lorsqu'on enlève la charge [3] :

$$\tan \phi = \frac{1}{m\pi} \ln \left(\frac{X_{n+m}}{X_n}\right) \tag{8}$$

où m et n sont des entiers et X_i est la $i^{ème}$ amplitude comme présenté à la Figure 2-5 :

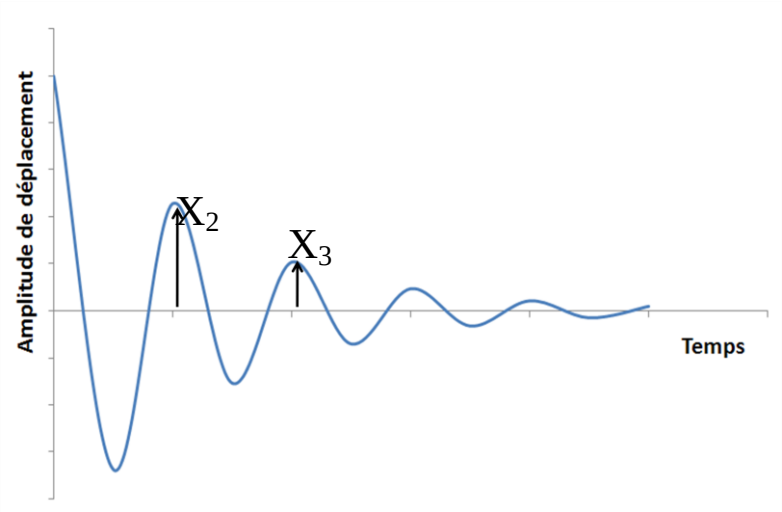


Figure 2-5 Courbe de l'amplitude de déplacement d'un système amorti.

Il est aussi possible d'utiliser la méthode de demi-puissance si l'on a accès à la fonction de transfert du système étudié. On peut par exemple exciter la structure au moyen d'un marteau instrumenté et récupérer la réponse au moyen d'un accéléromètre. Un exemple de fonction de transfert pour un système à un seul degré de liberté est montré Figure 2-6, et l'amortissement est calculé selon l'équation suivante [3]:

$$\tan \phi = \frac{\Delta f}{f_0} \tag{9}$$

H_{max} est le maximum du pic de la fonction de transfert à la fréquence propre f_0, f_1 et f_2 sont les fréquences qui définissent la largeur du pic à mi-puissance, c'est-à-dire à $\frac{H_{max}}{\sqrt{2}}$

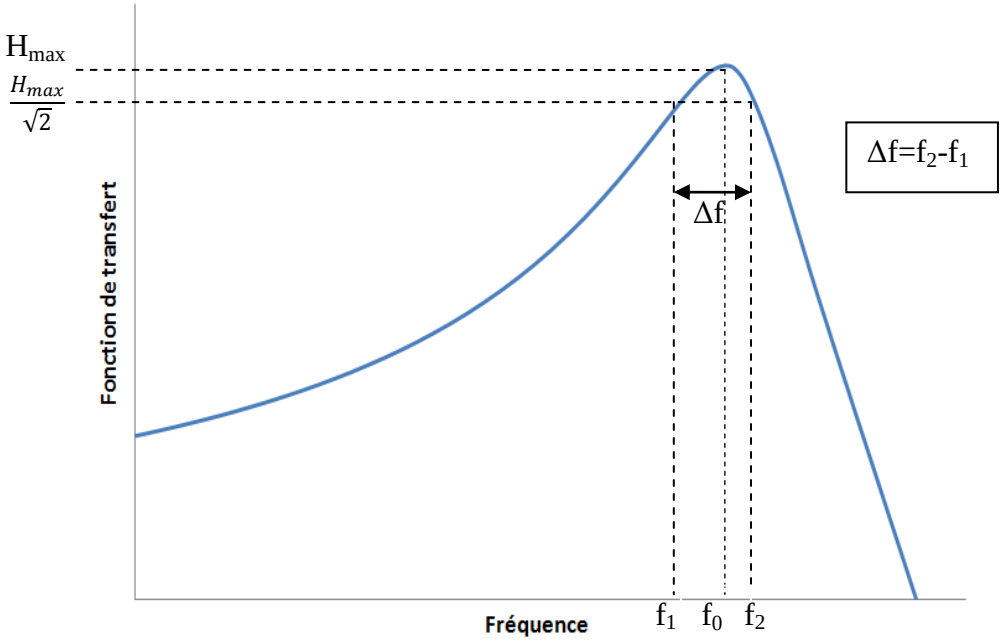


Figure 2-6 Fonction de transfert typique d'un système à un seul degré de liberté.

Dans le cas où de grandes bandes de fréquence doivent être mesurées, il est possible d'utiliser des équivalences entre le temps et la température ou entre la température et la fréquence. Ce lien peut être expliqué ainsi : si une contrainte donnée cause un réarrangement des macromolécules du matériau, la vitesse des mouvements moléculaires sera la source d'une élévation de température. Ces mouvements étant induits par une certaine fréquence d'excitation, il existe une relation entre la fréquence et la température [8]. De telles équivalences ont été nommées WLF à partir du nom de leurs inventeurs (Williams, Landel et Ferry 1955) [9]. L'équation suivante permet de lier la fréquence à la température :

$$log\frac{f}{f_{ref}} = -\frac{C_1(T-T_{ref})}{C_2+(T-T_{ref})} \qquad (10)$$

où f est la fréquence que l'on veut comparer à f_{ref} pour une température T supérieure à T_{ref} qui est une température de référence (souvent la température de transition vitreuse du matériau) et C_1 et C_2 sont des constantes qui dépendent du polymère. Pour le cas où on prend $T_{ref} = T_g$, il a été proposé de prendre C_1=17.44 et C_2=51.6 rendant l'égalité (10) vraie pour une majorité de polymères. Cette méthode est pratique pour tracer des courbes maitresses de matériaux sur de grandes plages de fréquences mais il faut faire attention car la structure moléculaire du matériau

peut être modifiée par une forte élévation de température. De plus, les résultats présentés précédemment sont vrais dans le cas de tests réalisés en atmosphère isotherme contrôlée [6].

Afin de couvrir une large bande de fréquence il est parfois nécessaire d'utiliser différents appareils, chacun couvrant une certaine bande de fréquence. Mais de tels tests sont lourds à réaliser car il est nécessaire de fabriquer plusieurs échantillons de tailles et formes différentes.

2.3. Mise en forme de matériaux composites

Les matériaux composites connaissent un essor depuis les années 70 dans les industries qui nécessitent des matériaux aux bonnes propriétés mécaniques pour une faible masse. Ces matériaux sont constitués de deux éléments non miscibles :

- Le renfort qui apporte les propriétés mécaniques
- La matrice qui assure le transfert de charges et qui protège le renfort

Habituellement, le renfort est constitué de fibres qui sont placées de manière à optimiser les propriétés mécaniques du produit final vis-à-vis des charges qu'il subira en utilisation. La matrice consiste en un polymère qui permet de protéger les fibres. Dans l'industrie aéronautique il s'agit d'une résine thermodurcissable.

Les matériaux composites sandwichs offrent une rigidité spécifique très élevée en flexion, les rendant très populaires dans les applications où un faible poids est nécessaire. Ils sont constitués de laminés de composite, souvent appelés « peaux » ou « semelles », entre lesquelles une âme de faible densité est collée dans le but d'augmenter la rigidité spécifique du matériau. S'il y a plusieurs manières de mettre en forme les composites (par contact, par infusion, par injection pour ne citer que les plus courantes), les sandwichs destinés à l'industrie aéronautique sont souvent fabriqués par autoclave. Ce procédé permet la mise en forme de matériaux préimprégnés : il s'agit de fibres qui sont préalablement imprégnées de résine partiellement polymérisée. Ce matériau est facilement manipulable et drapable sur un moule. Un tissu d'arrachage ainsi qu'un tissu absorbant sont ajoutés sur le matériau avant de l'ensacher dans une bâche à vide. La cuisson en autoclave permet d'appliquer une pression lors de la polymérisation, assurant la réalisation d'une pièce de faible épaisseur; on obtient ainsi un taux de fibres élevé. Un tel procédé est coûteux, mais permet d'obtenir de meilleures propriétés mécaniques, bien que des procédés alternatifs moins coûteux soient en développement dans l'industrie tel le

SQRTM (*Same Qualified Resin Transfer Molding*) consistant à utiliser des matériaux préimprégnés dans des moules classiques.

Pour la fabrication de pièces de grandes tailles, il est nécessaire de juxtaposer plusieurs âmes, laissant un vide entre elles. La solution la plus courante pour remplir ce vide est d'injecter une mousse entre 2 morceaux de noyau. À la connaissance de l'auteur, la littérature ne traite pas des propriétés mécaniques d'un tel sandwich lorsqu'un vide est laissé entre deux noyaux.

2.4. Traitements amortissants dans les composites à structure sandwich

Les phénomènes vibratoires sont très importants dans de nombreuses industries, notamment dans l'industrie aéronautique. Ces dernières années, les structures métalliques ont été remplacées par des structures en matériaux composites, allégeant considérablement les appareils et réduisant le nombre de pièces d'assemblage. Les matériaux composites sont constitués de résine et de fibres, ces dernières ayant un coefficient d'amortissement négligeable par rapport à la résine [10]. Si les matériaux composites ont un meilleur taux d'amortissement que les matériaux métalliques, les pièces conçues en matériaux métalliques utilisent beaucoup plus de pièces d'assemblage qui contribuent à l'amortissement de la structure et rendent celle-ci plus amortie qu'une structure composite. Il reste donc important de minimiser la transmission des vibrations mécaniques ou sonores des structures composites afin de minimiser les effets de la fatigue et d'améliorer le confort des passagers.

Ces dernières années, deux grands axes de recherche se sont développés sur l'amortissement des matériaux composites et sur les manières dont la structure même des composites pouvait être utilisée afin d'améliorer les solutions existantes. Ces deux axes se concentrent soit sur la micromécanique, soit sur la macromécanique [11]. À l'échelle micromécanique, les études se penchent sur la structure des fibres et de la matrice ou sur leurs interactions. Une mauvaise interface entre les fibres et la matrice peut, par exemple, augmenter l'amortissement général du matériau. Un ensimage viscoélastique des fibres permet de contrôler cet effet [12]. L'utilisation de fibres courtes au lieu de fibres continues permet aussi d'augmenter l'amortissement total du matériau [13].

L'aspect macromécanique de l'amortissement des matériaux composites est aussi très étudié car plus facile à appliquer que les solutions micromécaniques. Par exemple, l'interface interlaminaire ou même l'orientation des fibres peuvent avoir un effet important sur l'amortissement [14].

L’amortissement de structures composites aéronautiques est donc nécessaire et il peut être soit actif, soit passif. Un amortissement actif est habituellement composé d’actuateurs qui produisent un signal déphasé par rapport à la vibration nuisible. Cependant une telle solution augmente la complexité ainsi que la masse de la structure. Voilà pourquoi les solutions passives utilisant un matériau viscoélastique sont beaucoup plus répandues dans l’industrie aéronautique [15, 16]. Utilisés depuis les années 60 dans des applications non commerciales, les matériaux viscoélastiques ont depuis pris une grande place dans les applications courantes sous trois formes :

- Traitement amortissant libre
- Traitement amortissant contraint
- Traitement absorbeur dynamique

Tout d’abord, regardons le traitement amortissant libre à la Figure 2-7. Lorsque la structure subit une vibration de flexion, le viscoélastique se déforme en tension en suivant la déformation de la structure, dissipant ainsi de l’énergie sous forme de chaleur. L’amortisseur permet ainsi d’amortir les vibrations sur une large bande de fréquence en fonction des déformations de surface de la structure. L’amortissement peut être augmenté au détriment du poids en utilisant une couche de viscoélastique plus grande ou plus épaisse. Cependant, un traitement partiel mais optimisé peut avoir un amortissement plus élevé qu’un traitement complet [17].

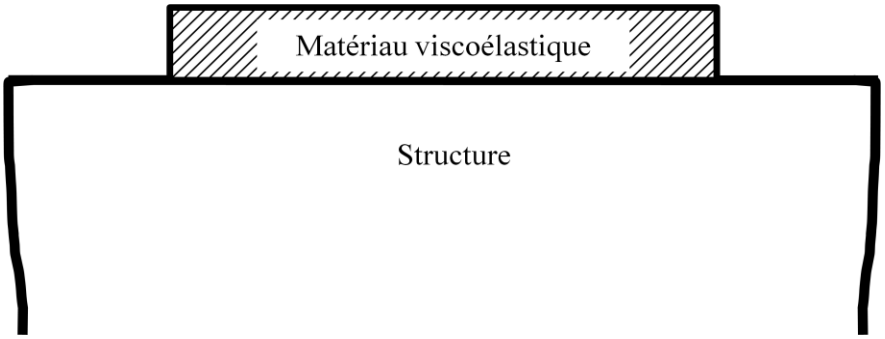


Figure 2-7 Traitement amortissant libre.

Un traitement contraint est illustré à la Figure 2-8. La couche de contrainte collée par-dessus le viscoélastique permet de cisailler le viscoélastique lors de l’excitation en flexion, maximisant

donc l'amortissement car les matériaux viscoélastiques ont un meilleur amortissement en cisaillement car leurs déformations sont plus grandes [18]. Afin d'optimiser le cisaillement, il est conseillé d'utiliser une couche de contrainte ayant la même raideur (même matériau, même épaisseur) que la structure à amortir [16].

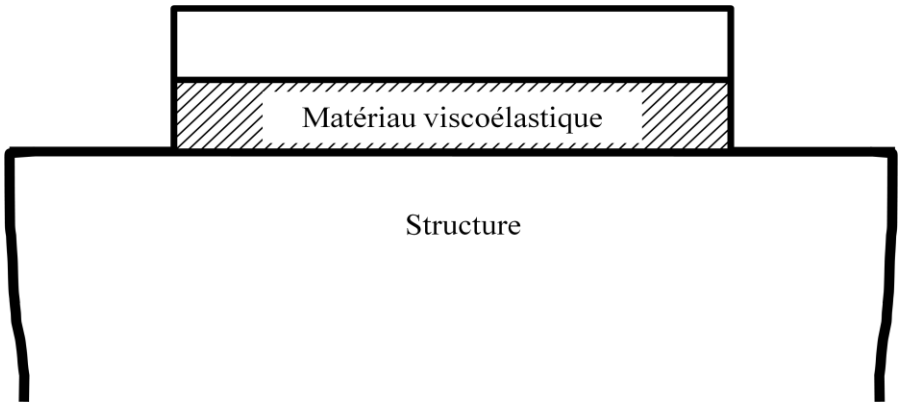


Figure 2-8 Traitement amortissant contraint.

Un absorbeur dynamique syntonisé est présenté à la Figure 2-9. Il s'agit d'un dispositif ayant un seul degré de liberté et étant composé le plus souvent d'un matériau viscoélastique et d'une masse, bien qu'il puisse aussi exister sous d'autres formes. Par exemple, il peut s'agir d'un joint viscoélastique entre deux structures ou un simple ressort viscoélastique [19, 20]. Ces dispositifs sont utilisés pour limiter les vibrations sur une bande fréquentielle étroite ou pour limiter les vibrations d'un seul mode. Il est également possible d'utiliser de tels dispositifs dans le cas où les résonances sont bien séparées [21]. Le principe d'un tel dispositif est d'éliminer un pic de résonance non désiré en le séparant grâce à l'ajout de masse : il est nécessaire d'optimiser finement ses propriétés en fonction de cette fréquence de résonance. Étant donné le fonctionnement d'un tel amortisseur, il est nécessaire de le placer là où les déplacements de la structure sont les plus grands pour le mode ou la bande de fréquences que l'on désire amortir.

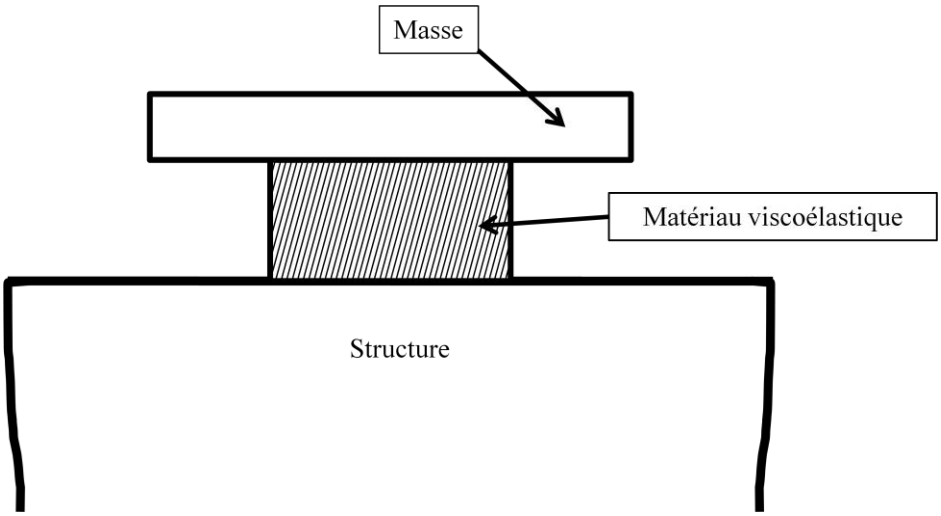


Figure 2-9 Traitement amortisseur de masse.

De nombreuses études se concentrent spécifiquement sur l'amélioration des solutions d'amortissement passif classique pour un matériau composite [22]. L'utilisation d'une couche viscoélastique contrainte peut en effet être améliorée en utilisant une couche du laminé pour contraindre le viscoélastique au lieu de placer la couche viscoélastique sur le dessus de la structure. Une telle configuration est présentée à la Figure 2-10.

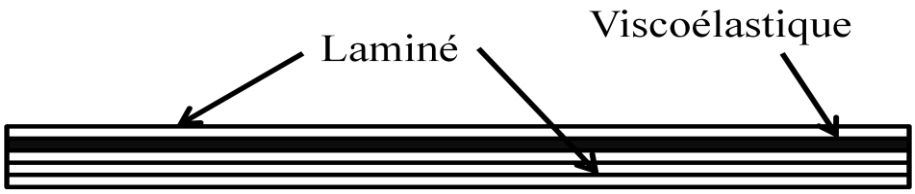


Figure 2-10 Traitement amortissant interlaminaire.

On parle de « cocuisson » lorsque le traitement amortissant est placé au sein du composite avant l'étape de polymérisation. Il est nécessaire de s'assurer de la tenue du matériau viscoélastique aux températures de mise en œuvre du laminé car celles-ci peuvent être très élevées dans le cas de composites. Plusieurs travaux ont montré l'efficacité de tels traitements [23, 24], bien qu'il ait été rapporté que les propriétés du matériau viscoélastique soit diminuées par la cocuisson [25]. Ces traitements permettent d'atteindre un taux d'amortissement supérieur par rapport au matériau de base. Cependant, certains travaux ont démontré numériquement que cette solution peut être la

source de concentration de contraintes conduisant à une possible délamination dans le composite [26], c'est-à-dire de la séparation de 2 couches de laminé. Ce type de défaut est très dommageable pour la structure et il convient de les prévenir. Johnson et Maly ont caractérisé trois matériaux viscoélastiques en cisaillement avant et après cocuisson sur une large gamme de fréquences [27]. Ce sont les seuls travaux trouvé par l'auteur qui traitent d'expérimentations dynamiques sur des matériaux viscoélastiques hors de toute structure.

À l'heure actuelle, la littérature ne traite pas des traitements cocuits au sein de structures sandwichs, que ce soit à noyau rigide du type mousse ou avec nid d'abeille, bien que des concepts à noyau fortement viscoélastique aient été étudiés [28]. Il s'agit alors d'utiliser un matériau viscoélastique entre deux couches de matériau composite. On remarque aussi que les matériaux viscoélastiques insérés (cocuits ou non) n'ont été étudiés que dans les cas de poutres ou de panneaux et que peu d'études se concentrent sur les propriétés intrinsèques des viscoélastiques.

2.5. La théorie des laminés composites

Les structures composites sont assemblées à partir d'un empilement de plis. Ces plis peuvent avoir différentes orientations et la théorie des laminés permet de calculer les propriétés de l'empilement à partir des propriétés d'un seul pli. Seules les contraintes dans le plan sont considérées. L'équation (11) montre la relation entre le vecteur des contraintes et le vecteur des déformations. Les équations (12) à (15) décrivent les constantes de rigidité en fonction des propriétés d'un seul pli [29].

$$\begin{bmatrix}\sigma_{xx}\\ \sigma_{yy}\\ \tau_{xy}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}Q_{11} & Q_{12} & 0\\ Q_{21}(=Q_{12}) & Q_{22} & 0\\ 0 & 0 & Q_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \varepsilon_{yy}\\ \gamma_{xy}\end{bmatrix} \tag{11}$$

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{(1-\nu_{12}\nu_{21})} \tag{12}$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{(1-\nu_{12}\nu_{21})} \tag{13}$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{21}E_{11}}{(1-\nu_{12}\nu_{21})} = \frac{\nu_{12}E_{22}}{(1-\nu_{12}\nu_{21})} \tag{14}$$

$$Q_{66} = G_{12} \tag{15}$$

Dans ces équations, σ_{ii} est la contrainte dans la direction i, τ_{ij} est le cisaillement dans le plan ij, Q_{ij} est la $ij^{ème}$ constante de la matrice de rigidité, E_{ii} , υ_{ij} et G_{ij} sont respectivement, le module, le coefficient de Poisson et le module de cisaillement d'un pli de composite.

Pour un pli avec un angle θ, la matrice de rigidité devient:

$$\begin{bmatrix} \tilde{Q}_{11} & \tilde{Q}_{12} & \tilde{Q}_{16} \\ \tilde{Q}_{12} & \tilde{Q}_{22} & \tilde{Q}_{26} \\ \tilde{Q}_{16} & \tilde{Q}_{26} & \tilde{Q}_{66} \end{bmatrix} \tag{16}$$

Les constantes de rigidité $\tilde{Q}_{ij}$ sont décrites dans les équations (17) à (22) en fonction de Q_{ij}, les coefficients de la matrice de rigidité dans la direction 0°.

$$\tilde{Q}_{11} = Q_{11}cos^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})sin^2\theta cos^2\theta + Q_{22}sin^4\theta \tag{17}$$

$$\tilde{Q}_{12} = Q_{12}(sin^4\theta + cos^4\theta) + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})sin^2\theta cos^2\theta \tag{18}$$

$$\tilde{Q}_{22} = Q_{11}sin^4\theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66})sin^2\theta cos^2\theta + Q_{22}cos^4\theta \tag{19}$$

$$\begin{aligned} \tilde{Q}_{16} = {} & (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})sin\theta cos^3\theta \\ & +(Q_{12} - Q_{22} - 2Q_{66})sin^3\theta cos\theta \end{aligned} \tag{20}$$

$$\begin{aligned} \tilde{Q}_{26} = {} & (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})sin^3\theta cos\theta \\ & +(Q_{12} - Q_{22} - 2Q_{66})sin\theta \cos^3\theta \end{aligned} \tag{21}$$

$$\begin{aligned} \tilde{Q}_{66} = {} & (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})sin^2\theta cos^2\theta \\ & + Q_{66}(sin^4\theta + \cos^4\theta) \end{aligned} \tag{22}$$

Finalement, les propriétés du laminé sont données par les équations suivantes :

$$A_{mn} = \sum_{j=1}^{N} \left(\tilde{Q}_{mn}\right)_j (h_j - h_{j-1}) \tag{23}$$

$$E_{xx} = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{hA_{22}} \quad (24)$$

$$E_{yy} = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{hA_{11}} \quad (25)$$

$$\nu_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}} \quad (26)$$

$$G_{xy} = \frac{A_{66}}{h} \quad (27)$$

La matrice de rigidité *A* est utilisée pour définir les propriétés du laminé, qui est composé de *N* couches; h_j est la distance du milieu du laminé jusqu'au bas de la $j^{ème}$ couche, h_{j-1} est la distance du milieu du laminé jusqu'en haut de la $j^{ème}$ couche.

2.6. Les propriétés mécaniques des composites à structure sandwich

Les structures sandwichs sont déjà couramment utilisées dans l'industrie et l'arrivée des composites a multiplié leur utilisation dans les applications automobiles ou aéronautiques. Leur faible poids et leurs excellentes propriétés en flexion en font un matériau de choix et la théorie qui régit leur comportement en flexion est donc largement traitée dans la littérature. Les travaux de Allen [30] ou de Zenkert [31] modélisent le comportement mécanique des structures sandwich avec des noyaux de différentes natures en utilisant un modèle simplifié. Le comportement des peaux est alors considéré comme linéaire et le noyau comme étant rigide. Dans ces modèles, les déplacements dans le noyau sont considérés comme linéaires. Frostig *et al.*[32] ont actualisé et amélioré ces travaux grâce à la prise en compte des chargements localisés en utilisant un modèle d'ordre élevé (HSAPT : *High Order Sandwich Panel Theory*). L'expression « ordre élevé » fait référence à la non-linéarité qui caractérise les déplacements dans le noyau (un modèle quadratique est alors utilisé) et qui permet d'expliquer les phénomènes d'indentation. De tels chargements peuvent endommager prématurément les peaux des sandwichs à cause de contrainte anormalement élevées et conduire à des ruptures plus rapides que ce que prévoit la théorie. Les travaux de Sokolinsky *et al.*[33, 34] reprennent les études précédentes en tenant compte des

propriétés de l'adhésif entre le noyau et les peaux, ajoutant ainsi à la théorie des paramètres qui ne sont pas toujours négligeables.

Dans les tentatives de modélisation des poutres sandwichs, les travaux de Gibson *et al.* [35] et de Zhang [36] présentent des études des modes de déformation et du comportement mécanique des matériaux utilisés comme noyaux dans les composites sandwichs, notamment les nids d'abeille. Les noyaux en nid d'abeille les plus courants sont fabriqués à partir d'aluminium ou de papier d'aramide imprégné d'une résine phénolique. Ces feuilles sont collées ensembles comme présenté à la Figure 2-11 : la structure finale présente une anisotropie et la mesure de ses propriétés peut parfois présenter des difficultés selon la méthode utilisée [37].

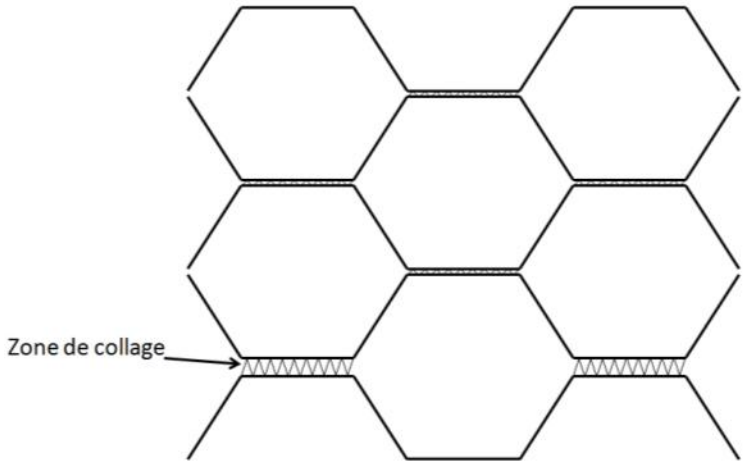


Figure 2-11 Schéma de dessus de la structure de noyaux en nid d'abeille.

Une méthode indirecte de mesure des propriétés du noyau par flexion du sandwich permet d'obtenir une bonne évaluation du module de cisaillement de l'âme [38] grâce à un test de flexion trois points comme présenté à la Figure 2-12:

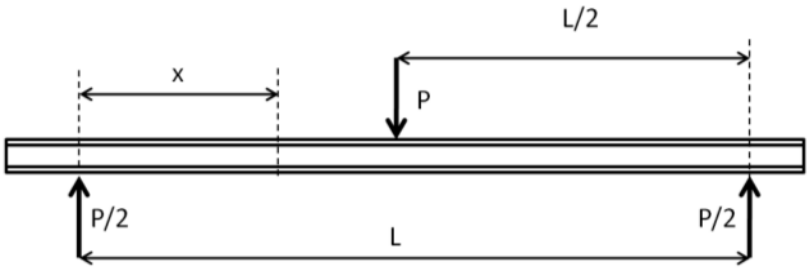


Figure 2-12 Flexion trois points d'une poutre sandwich.

Considérons la poutre de largeur *b* de la Figure 2-13 soumise à un test de flexion trois points. Son noyau d'épaisseur *c* est collé sur les peaux d'égale épaisseur *t* ; $h = (c + t)$ est la distance entre les centroïdes des peaux et $d = (c + 2t)$ est l'épaisseur totale de la poutre. L'épaisseur des peaux est exagérée sur le schéma ; pour un sandwich on a toujours $t \ll c$. La déflection totale d'une poutre en flexion trois points est due à la flexion des peaux et au cisaillement du noyau à cause du faible module de cisaillement du noyau par rapport aux peaux.

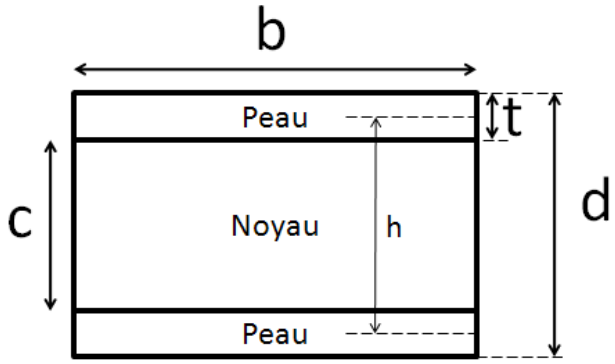


Figure 2-13 Coupe d'une poutre sandwich (l'épaisseur des peaux est exagérée).

Pourvu que l'on reste dans le domaine linéaire du matériau (c'est-à-dire pour de petites déformations), la déflection δ_b due à la flexion de la poutre en un point *x* à gauche du chargement est donnée par :

$$\delta_b = \frac{PL^3}{12D}\left[\frac{3}{4}\left(\frac{x}{L}\right) - \left(\frac{x}{L}\right)^3\right] \qquad (28)$$

La rigidité en flexion *D* de la poutre sandwich considérée est calculée selon l'équation suivante :

$$D = \frac{E(d^3 - c^3)b}{12} + \frac{E_c b c^3}{12} \quad (29)$$

E est le module d'Young des peaux dans le sens longitudinal et E_c est le module d'Young du noyau dans le sens longitudinal. Ce dernier est négligeable pour un noyau en nid d'abeille, par rapport au module des peaux. L'équation (29) peut alors être simplifiée:

$$D = \frac{E(d^3 - c^3)b}{12} \quad (30)$$

La déflection due au cisaillement du noyau en nid d'abeille est donnée par :

$$\delta_s = \frac{Px}{2U} \quad (31)$$

Avec la rigidité en cisaillement transverse $U = \frac{Gbh^2}{c}$ où *G* est le module en cisaillement de l'âme.

On peut donc en tirer la déflection au milieu de la poutre Δ en prenant $x = \frac{L}{2}$ dans les équations (28) et (31) :

$$\Delta = \frac{PL^3}{4Eb(d^3 - c^3)} + \frac{PLc}{4Gbh^2} \quad (32)$$

On remarque que cette équation lie directement les caractéristiques géométriques de l'échantillon, le module d'Young des peaux et le module de cisaillement du noyau à la déflection totale. Cette relation peut donc être utilisée pour mesurer indirectement *E* ou *G* pourvu que l'on connaisse l'autre comme avancé par Kelsey et Gelatly [39].

Un cas de flexion quatre points est présenté Figure 2-14. La longueur de *L'* est habituellement prise comme étant la moitié ou le tiers de la longueur L.

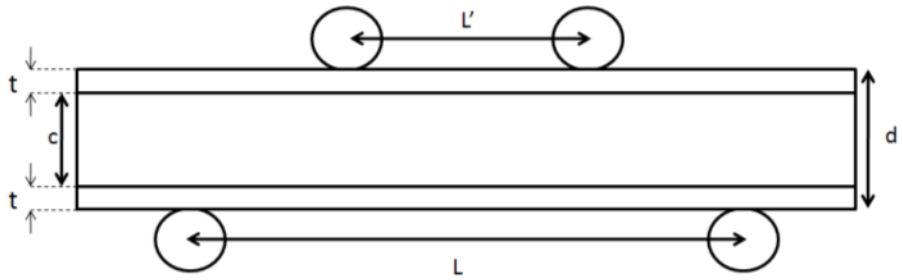


Figure 2-14 Flexion quatre points d'une poutre sandwich.

Les équations précédentes existent aussi pour le cas de la flexion quatre points. L'équation (32) devient:

$$\Delta = \frac{P(2L^3 - 3LL'^2 + L'^3)}{8Eb(d^3 - c^3)} + \frac{P(L - L')c}{4Gbh^2} \qquad (33)$$

Les modes de rupture des sandwichs peuvent avoir différentes formes dépendamment du type de chargement et du type de noyau utilisé. Les modes de ruptures les plus courants sont présentés Figure 2-15. On remarque par exemple que lors d'un test de compression dans le plan, un phénomène de flambement des peaux peut exister à l'échelle des cellules du nid d'abeille ou à une échelle plus grande. Le type de flambement dépend du module d'Young des peaux et du noyau ainsi que des coefficients de Poisson des constituants. Il existe des modèles permettant la prévision de ces ruptures particulières [40].

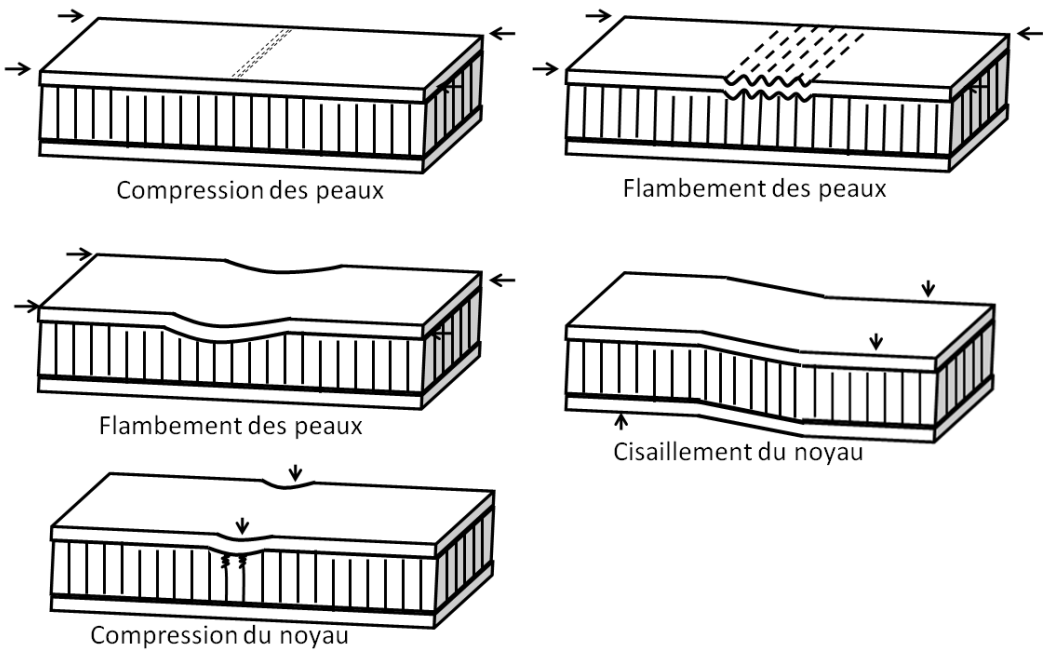


Figure 2-15 Modes de rupture les plus courants pour une structure sandwich avec noyau en nid d'abeille.

Des cartes de prévision du mode de rupture existent pour les noyaux en mousse et bien que leur comportement soit plus complexe, les composites sandwichs à noyau en nid d'abeille commencent aussi à se doter de telles cartes [41]. La carte obtenue analytiquement et présentée Figure 2-16 montre les différents modes de rupture possibles pour un sandwich composite à noyau en nid d'abeille dans le cas d'un chargement en flexion trois points en fonction de la densité relative de l'âme et de son épaisseur. Cette carte est valable pour $\frac{t}{L} = 5^{e-4}$, t étant l'épaisseur des peaux et L la longueur entre les appuis, où ρ_n est la densité du noyau et ρ_m est la densité du matériau le constituant.

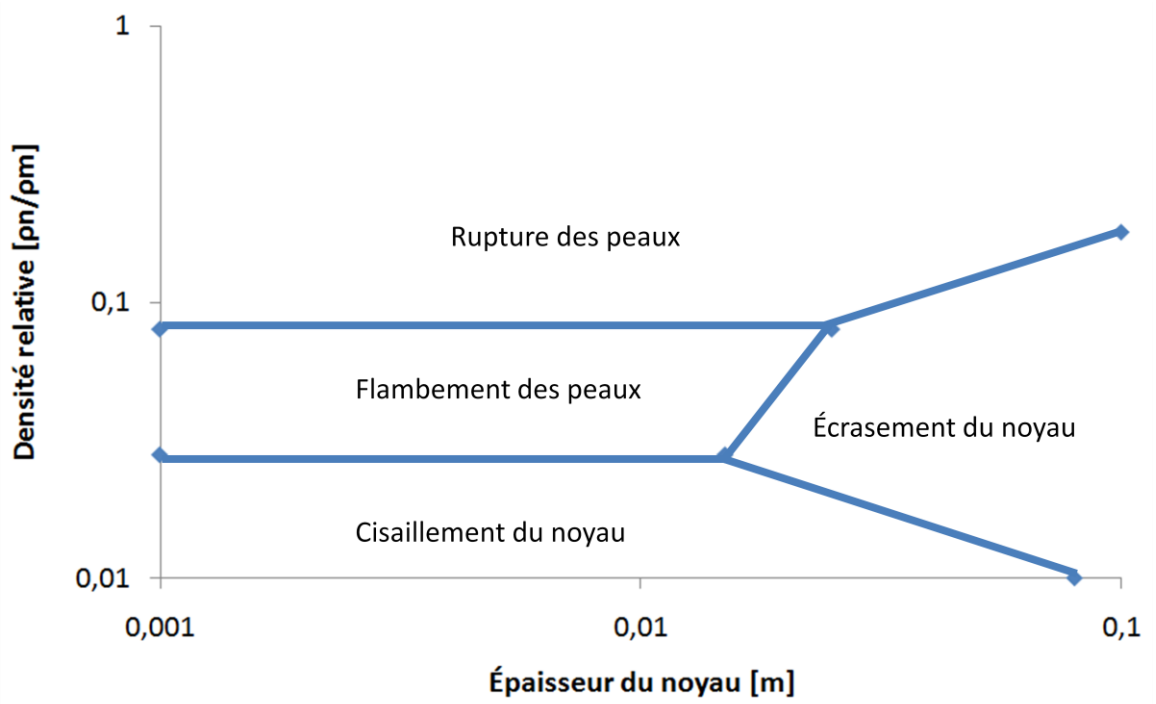


Figure 2-16 Carte typique de rupture de sandwich en flexion trois points (inspirée de [29]).

Il est intéressant de noter que dans certains cas, un premier mode de rupture apparait lors du test mais sans être celui qui cause la rupture finale de la structure [41], augmentant ainsi la complexité de la compréhension de la rupture des composites sandwichs.

La contrainte maximale que peut supporter une poutre sandwich dépend du type de rupture. De nombreuses approximations existent. La contrainte maximale (en tension sur la peau inférieure,

en compression sur la peau supérieure) dans les peaux est située au milieu de la poutre et est donnée par Allen (pour un noyau de faible densité, le cisaillement n'étant pas négligé) [30]:

$$\sigma_p = \frac{PL}{4}\left(\frac{c+2t}{2I} + \frac{PL}{4b}\frac{t}{2I_f}\frac{1}{\theta}\right) \tag{34}$$

avec

$$\theta = \frac{L}{c}\left[\frac{G}{2E}\frac{c}{t}\left(1+\frac{3d^2}{t^2}\right)\right]^{1/2} \; ; \; I = \frac{bt^3}{6} + \frac{btd^2}{2} \; ; I_f = \frac{bt^3}{6}$$

Le flambement dans les peaux peut se produire dès que l'on atteint la contrainte critique donnée par Allen [30]:

$$\sigma_{fp} = \frac{3}{(12(3-\nu_c)^2(1+\nu_c)^2)^{-1/3}} E^{1/3} E_c^{2/3} \tag{35}$$

Pour un sandwich avec une âme en nid d'abeille, le flambement intracellulaire des peaux est possible, où la longueur d'onde du flambement est de l'ordre de la taille des cellules du nid d'abeille. La contrainte à laquelle un tel phénomène peut se produire est donnée par :

$$\sigma_f = \frac{2E}{1-\nu_p{}^2}\left(\frac{2t}{\alpha}\right) \tag{36}$$

Avec

$$\alpha = 2t\sqrt{\frac{2}{1-\nu_p{}^2}\frac{E}{\sigma_{fu}}}$$

La contrainte moyenne en cisaillement dans le noyau est donnée par

$$\tau_c = \frac{P}{bd} \tag{37}$$

Lors d'un test de flexion trois points, il est possible de voir un phénomène d'indentation au niveau de l'appui de chargement. Cela peut se produire lorsque la contrainte dépasse la contrainte maximale acceptable en compression hors du plan du noyau selon la formule suivante :

$$\sigma_c = \frac{P}{b\delta} \tag{38}$$

2.7. Récapitulation

Les matériaux viscoélastiques offrent des propriétés intéressantes en amortissement, permettant de dissiper de l'énergie vibratoire sous forme de chaleur. La caractérisation de ces matériaux peut se faire sur une machine d'essais dynamiques et permet de connaître leurs modules et leurs amortissements sur une plage de fréquences avant résonance. Les propriétés de ces matériaux peuvent être altérées selon le milieu dans lequel ils sont intégrés. Il est nécessaire d'effectuer des études dynamiques de ces matériaux après qu'ils ont subi un cycle de mise en forme pour connaître leurs propriétés dans leur milieu d'utilisation. L'ajout de tels matériaux à une structure composite simple a déjà été étudié, mais la littérature manque d'information sur leur utilisation dans des structures sandwichs et sur les propriétés mécaniques résultantes. Notamment, les modules élastiques et le comportement amortissant des matériaux viscoélastiques insérés dans les structures n'ont pas fait l'objet de beaucoup d'études hors des structures dans lesquelles ils sont cocuits. D'autre part la présence de vides dans les âmes de type nid d'abeille n'est pas documentée dans la littérature. De telles discontinuités peuvent se retrouver dans l'industrie aéronautique et il est nécessaire de connaître leur influence sur les propriétés mécaniques des structures sandwich résultantes. Cependant le comportement des matériaux sandwichs est suffisamment documenté pour fournir les outils nécessaires à une étude sur ces défauts. Les essais de flexion 3 et quatre points permettent de caractériser des structures sandwich.

CHAPITRE 3. DÉMARCHE DU PROJET

Les études présentées dans ce mémoire ont été réalisées en marge du projet CRIAQ ACOU-4. Ce projet né de la collaboration de plusieurs entreprises du secteur aéronautique vise au développement d'une méthode d'amortissement passive des vibrations dans les panneaux sandwichs. La solution doit être intégrée aux panneaux et doit offrir de bonnes performances sur une plage de température de -40°C à 52°C et une plage de fréquence de 10Hz à 2kHz. L'intégration d'une structure amortissante au sein d'un composite sandwich est soumise aux méthodes de mise en forme des matériaux composites. De plus, l'intégration d'une solution amortissante dans la structure sandwich du composite peut causer une baisse de ses propriétés mécaniques.

Le principal objectif de ce mémoire est d'étudier l'impact des modifications tant au niveau du noyau que des peaux sur les propriétés mécaniques de matériaux composites à structure sandwich tels qu'ils sont utilisés dans l'industrie aéronautique. En effet, il est souvent nécessaire d'apporter des modifications aux panneaux sandwich avant de les utiliser. La fabrication de grands panneaux nécessite par exemple l'utilisation de plusieurs noyaux de plus petites tailles entre lesquels il peut rester un espace. La solution industrielle la plus courante consiste à injecter une mousse dans cet espace. Dans le cas d'absence de mousse, l'impact sur les propriétés mécaniques de panneaux en flexion n'est pas discuté dans la littérature. De nombreuses études théoriques traitent cependant du comportement mécanique et des ruptures de panneaux composites sandwichs en flexion.

D'un autre côté, les panneaux composite sandwichs sont de bons transmetteurs de vibrations acoustiques et mécaniques. L'amortissement de ces structures est donc nécessaire pour garantir le confort des passagers ainsi que pour éviter de trop grands dommages dûs à la fatigue. Pour y parvenir, l'industrie utilise principalement des matériaux viscoélastiques collés en surface des panneaux. Une solution plus récente consiste à profiter de la structure laminée des matériaux composites pour insérer une couche de matériau viscoélastique entre deux couches du laminé. Cette solution constitue en elle-même une modification de la structure des panneaux sandwichs. Plusieurs études traitent de la présence de tels inserts en termes d'amortissement ou de

délamination. Par contre les propriétés mécaniques de tels panneaux en flexion ne sont pas investiguées.

Les matériaux viscoélastiques utilisés pour l'amortissement de panneaux composites existent sous différentes formulations, différentes tailles et subissent des modifications de structure lors de la cuisson de la pièce dans laquelle ils sont insérés. Différents chercheurs ont étudié les propriétés dynamiques de ces matériaux lorsqu'ils sont insérés dans des structures. Cependant, à la connaissance de l'auteur il existe peu d'études effectuées sur ces matériaux en dehors de la structure dans laquelle ils sont insérés.

L'objectif principal se divise donc en trois objectifs secondaires :

- Étudier l'influence des discontinuités dans le noyau sur les propriétés mécaniques
- Étudier l'influence de l'insertion de matériaux viscoélastiques sur les propriétés mécaniques
- Évaluer les propriétés des matériaux viscoélastiques sous différentes conditions avant leur insertion dans la structure.

L'approche pour y parvenir peut être résumée en cinq points :

- Fabriquer des panneaux composites sandwich comportant des discontinuités dans le noyau
- Étudier le comportement de tels panneaux en flexion quatre points en termes de module, de résistance ultime et de mode de défaillance.
- Fabriquer des panneaux composites sandwichs comportant des inserts viscoélastiques partiels dans les peaux
- Étudier le comportement de poutres résultantes en flexion trois points en termes de module et de résistance ultime
- Étudier les propriétés dynamiques de différents types de matériaux viscoélastiques utilisés dans la fabrication de panneaux composites sandwichs

CHAPITRE 4. MÉTHODOLOGIE

Ce chapitre présente les appareils et les méthodes de caractérisation utilisées dans les études présentées dans ce mémoire. Le but de chaque test sera ensuite présenté dans un plan d'expérience général.

4.1. Fabrication des matériaux

La méthode de fabrication des matériaux composites sandwichs étudiés dans ce mémoire est une méthode couramment utilisée dans l'industrie aéronautique. Il s'agit de la mise en forme de renforts préimprégnés sous autoclave. Un autoclave permet de chauffer les matériaux tout en maintenant une pression élevée durant la cuisson. Grace à cette méthode la pièce finale peut avoir un taux de fibres élevé, donc de bonnes propriétés mécaniques. La Figure 4-1 montre le moule-autoclave utilisé.

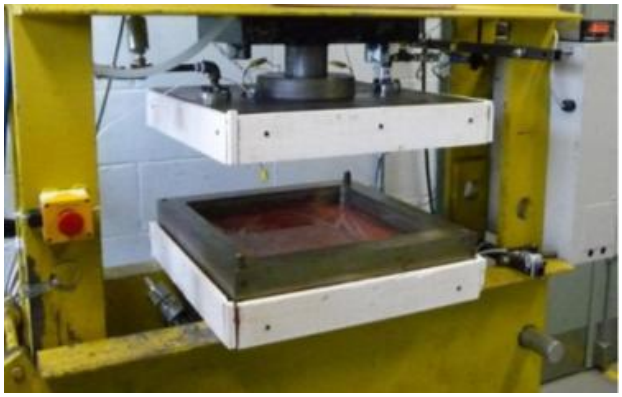


Figure 4-1 Moule autoclave utilisé pour la mise en forme.

L'acquisition des paramètres de température et de pression se fait au moyen de capteurs tout au long de la cuisson afin de vérifier le bon déroulement de la mise en forme. Avant la fabrication, un chanfrein de 30° est coupé dans le noyau pour éviter des phénomènes d'écrasement des cellules hexagonales du bord du noyau. La figure suivante montre les consommables qui interviennent dans cette méthode de fabrication :

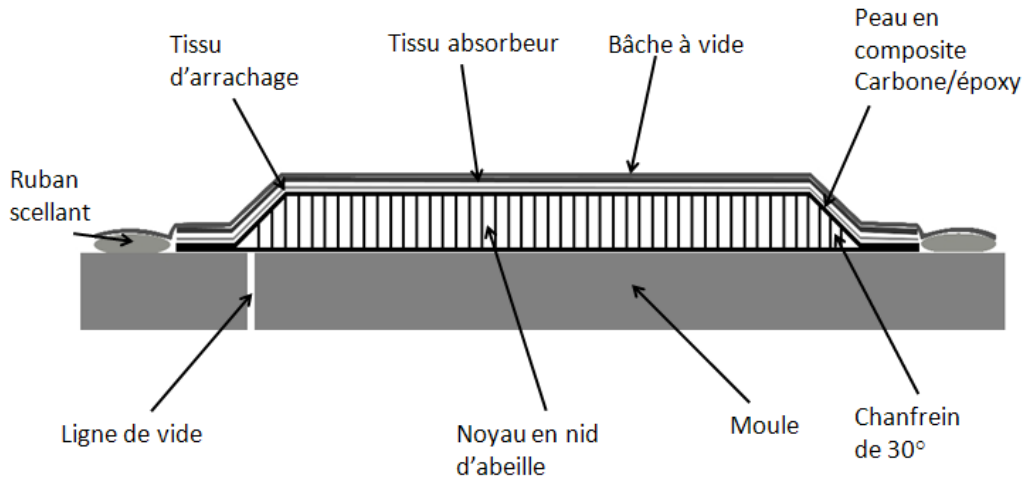


Figure 4-2 Empilement pour la fabrication de pièces en autoclave.

Tout d'abord, l'empilement des peaux et du noyau est placé contre le moule. Puis un tissu d'arrachage et un tissu absorbeur son placés avant d'ensacher le tout dans une bâche à vide reliée au moule par un ruban scellant. Une ligne de vide permet de compacter la pièce et de la maintenir en place lors de la montée en température et en pression. Après avoir atteint une température donnée, le vide est relâché et la pression est augmentée tel que présenté sur la Figure 4-3.

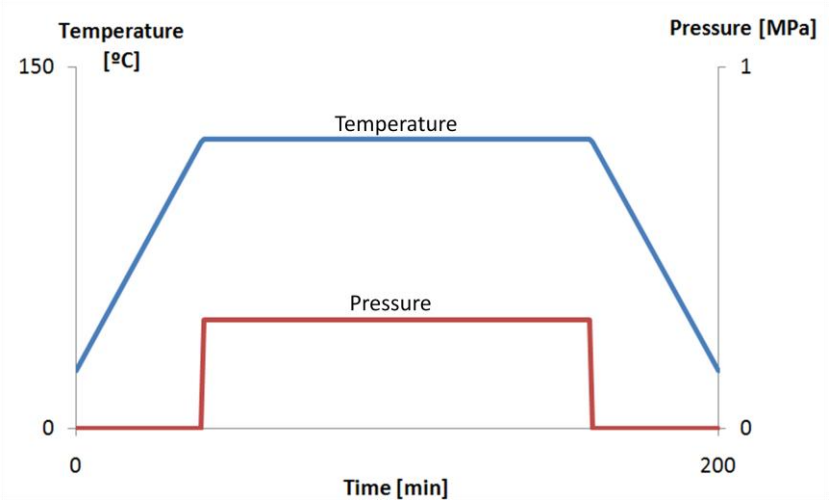


Figure 4-3 Allure de la température et de la pression lors du cycle de cuisson

Les échantillons sont ensuite coupés aux dimensions nécessaires au moyen d'une scie à diamant.

4.2. Machine de test universelle

Une machine de test universelle permet de réaliser plusieurs sortes de tests statiques en utilisant différents montages. Une photo d'une telle machine est présentée Figure 4-4.



Figure 4-4 Machine de tests statique avec montage de flexion.

Cette machine est constituée de deux parties, l'une étant fixe et l'autre étant mobile. Dans l'exemple de la figure précédente, la partie mobile est la partie inférieure de la machine, alors que la traverse située en haut est fixe. Lorsqu'on effectue un test une cellule de charge permet d'enregistrer les forces et un capteur de déplacement enregistre les déplacements de la partie mobile. Des fixations permettent d'attacher un montage de flexion ou des mors de traction sur la machine. Il est alors possible de contrôler l'appareil en vitesse de déplacement ou en vitesse d'application de la force afin de réaliser le test désiré. Dans notre cas, une cellule de charge de 50kN et un capteur de déplacement magnétique d'une précision de un micron ont été utilisés.

Le calcul du module d'Young nécessite d'avoir une excellente précision pour la mesure du déplacement de l'échantillon. Étant donné que l'appareil est constitué d'un assemblage de plusieurs pièces (y compris la fixation) il existe des jeux qui risquent de fausser la mesure du déplacement effectué par la machine. On utilise donc un extensomètre qui enregistre le déplacement grâce à 2 lamelles qui sont maintenues en contact avec la surface de l'échantillon

(voir Figure 4-5). Le rapport de ce déplacement par la longueur de départ donne la déformation selon l'équation suivante :

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l} \tag{39}$$

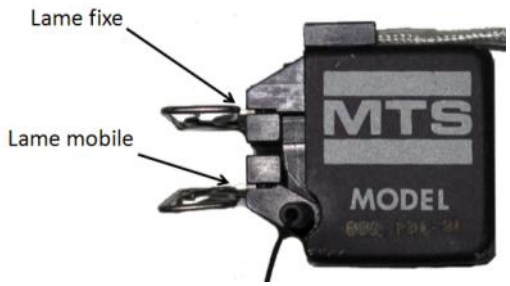


Figure 4-5 Extensomètre.

Les normes ASTM donnent des directives quant aux paramètres à utiliser pour faire chaque test. Le tableau suivant récapitule les tests et les normes qui y sont liées:

Tableau 1 Liste de tests statiques utilisés.

Test	Propriétés	Montage	Taille typique d'échantillon [mm]	Norme
Traction	Module d'Young, contrainte à la rupture, coefficient de Poisson	Mors de traction	e x 254 x 25,4	D 3039
Flexion 3 points	Module d'Young, contrainte maximum en flexion	Montage de flexion 3 points	e x 12,7 x 20e	D 790
Flexion sandwich (3 et 4 points)	Raideur de la poutre, résistance en cisaillement	Montage de flexion 3 ou 4 points	e x 75 x 200	C 393
Flexion sandwich (3 et 4 points)	Raideur en flexion, module et résistance en cisaillement de l'âme, raideur en cisaillement, module d'Young des peaux et résistance en traction/compression des peaux	Montage de flexion 3 ou 4 points	e x 75 x 200	D7249 D7250

4.3. DMTA

Une machine *DMTA (Dynamic Mechanical Thermal Analyzer)* permet d'effectuer des tests dynamiques sur de petits échantillons en variant la température. Dans notre cas, il s'agit du modèle 450+ de 01dB.Metravib (Figure 4-6). Cet appareil est constitué d'un bâti très rigide et d'un poinçon mobile. Le poinçon est relié à une bobine (parcourue par un courant alternatif) plongée dans un champ magnétique. Les variations de courant dans la bobine se traduisent par des mouvements verticaux du poinçon : cela permet de réaliser des essais jusqu'à une fréquence d'excitation de 1000Hz.



Figure 4-6 DMA 450+ de la compagnie 01dB.Metravib.

Afin d'enregistrer les forces et les déplacements, il existe 4 capteurs pour cet appareil. Un capteur de déplacement magnétique fonctionne pour les fréquences entre 1Hz et 90Hz et un accéléromètre prend la relève jusqu'à 1000Hz. En intégrant le signal de l'accéléromètre on peut remonter au déplacement du poinçon. Un capteur de force capacitif permet d'enregistrer les forces statiques mais il ne fonctionne pas pour les hautes fréquences, il faut alors utiliser un capteur piézoélectrique qui n'enregistre que des variations de forces, soit des forces dynamiques. Le poinçon et la partie inférieure sont placés dans une enceinte qui peut être chauffée par convection. Cependant les tests de ce mémoire ont été réalisés à température ambiante.

De même que pour une machine de test universelle, il existe différents montages à attacher au poinçon et à la partie inférieure afin de réaliser différents types de test. Un montage en cisaillement plan schématisé Figure 4-7 est utilisé pour les essais de ce mémoire. Dans le cas de ces tests, une déformation est imposée à l'échantillon et la réponse transmise au capteur de force est mesurée. Les modules de conservation et de perte du matériau (ainsi que le facteur de perte) sont ensuite calculés en fonction de la fréquence d'excitation.

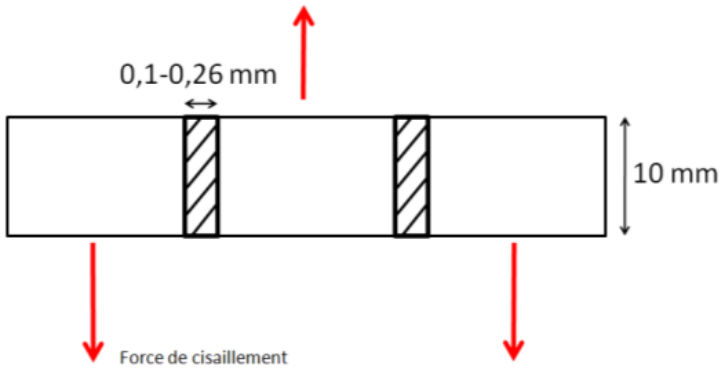


Figure 4-7 Montage de cisaillement plan.

4.4. Plan d'expérience

Afin de réaliser les objectifs de ce mémoire, plusieurs séries de tests ont été planifiées. Le plan d'expérience général est présenté dans le Tableau 2 et permet de voir comment les études sont rassemblées dans des articles en cours de rédaction.

La première série de tests avait pour but de comprendre l'impact de discontinuités dans le noyau en nid d'abeille de matériaux sandwichs. Dans un premier temps, le montage expérimental ainsi que la mise en forme des pièces ont été validés avec des poutres témoins. Par la suite, des essais de flexion sur des poutres ont permis de comprendre l'influence des discontinuités sur le module en cisaillement du noyau. La dernière série de tests a été réalisée sur des panneaux comportant des modifications afin de déterminer si la présence des discontinuités allait modifier le comportement en flexion des panneaux jusqu'à la rupture.

L'impact de l'insertion de tampons viscoélastiques partiels a été traité dans la seconde série de tests. Tout d'abord le module d'Young des peaux a été confirmé en réalisant des tests de traction; par la suite des tests de traction ont été effectués sur des échantillons de peau contenant des inserts viscoélastiques afin de déterminer leur impact sur les propriétés en traction des peaux. Une série de tests de flexion trois points sur des échantillons de poutres sandwichs comportant des inserts viscoélastiques dans les peaux a été réalisé pour évaluer l'impact de ces inserts dans la flexion des structures sandwichs en fonction de leur position longitudinale.

La dernière série de test s'est concentrée sur l'étude des propriétés dynamiques de deux matériaux viscoélastiques utilisés dans la fabrication de matériaux composites. Le module de

cisaillement et le facteur de perte ont été étudiés car ce sont des propriétés importantes dans la caractérisation des matériaux viscoélastiques. Plusieurs paramètres ont été investigués comme l'effet de l'épaisseur, l'impact de la cuisson et de la cocuisson et l'effet de la surface de collage.

Tableau 2 Plan d'expérience.

Article	Fixation	Échantillons	But
Propriétés mécaniques de structures composites sandwichs comportant des discontinuités dans le noyau	Flexion 3 points	Poutres sandwichs témoins	Vérifier les modules en cisaillement du noyau
	Flexion 4 points	Poutres sandwichs avec discontinuités dans le noyau	Étudier l'influence des discontinuités sur le module du noyau
	Flexion 4 points	Panneaux sandwichs avec discontinuités dans le noyau	Étudier l'influence des discontinuités sur la flexion de panneaux
Propriétés mécaniques de structures composites sandwichs avec des couches viscoélastiques interlaminaires partielles	Traction	Poutres témoins provenant des peaux	Vérifier le module d'Young des peaux
	Traction	Peaux avec insert viscoélastique	Étudier l'influence d'inserts viscoélastiques sur le module d'Young des peaux
	Flexion 3 points	Poutres sandwich comportant des inserts viscoélastiques à différentes positions dans les peaux	Étudier l'influence d'inserts viscoélastiques sur le comportement en flexion du sandwich
Caractérisation dynamique de matériaux viscoélastiques utilisés dans l'industrie aéronautique	Cisaillement plan	Échantillons de smacwrap de deux épaisseurs différentes	Étudier l'effet de l'épaisseur sur le module de cisaillement et le facteur de perte
	Cisaillement plan	Échantillons de smacwrap et de VHB avant et après cuisson	Étudier l'effet de la cuisson sur le module de cisaillement et le facteur de pertes
	Cisaillement plan	Échantillons de smacwrap collés sur du carbone/époxy	Étudier l'effet de la surface de collage sur le module de cisaillement et le facteur de perte
	Cisaillement plan	Échantillons de smacwrap et de VHB cocuits dans du carbone/époxy	Étudier l'effet de la cocuisson sur le module de cisaillement et le facteur de perte

CHAPITRE 5. PROPRIÉTÉS MÉCANIQUES DE STRUCTURES COMPOSITES SANDWICHS COMPORTANT DES DISCONTINUITÉS DANS LE NOYAU

Cette étude traite des propriétés mécaniques des matériaux sandwichs à noyau en nid d'abeille ayant un espace dans le noyau. De tels défauts se retrouvent dans l'industrie lorsque deux morceaux de noyau sont utilisés lors de l'assemblage d'un panneau de grande taille. Ces défauts n'ont pas été abordés dans la littérature. La solution la plus courante consiste à injecter de la mousse entre les noyaux afin d'éviter de conserver une discontinuité. Cette étude se concentre sur l'influence que peut avoir une telle discontinuité sur les propriétés de poutres et de panneaux en flexion. Tout d'abord, les propriétés de base du noyau sont vérifiées afin de valider la fabrication et le modèle analytique. Celui-ci est ensuite utilisé pour observer l'influence des défauts dans des poutres en flexion trois points. Finalement, une dernière série d'essais permet d'observer l'impact des discontinuités sur des panneaux chanfreinés et sur leurs modes de rupture.

5.1. Mise en forme des matériaux

Un nid d'abeille de densité faible et un laminé $[0/45]_s$ de couches de tissu pré-imprégné de carbone/époxy sont assemblés en autoclave afin d'obtenir les structures sandwichs. La densité et les propriétés des matériaux telles que fournies par le fabriquant sont donnés dans le Tableau 3. Les peaux sont collées au noyau au moyen d'un film adhésif.

Tableau 3 Densité et propriétés mécaniques des matériaux.

	Préimprégné Carbone/époxy	Nid d'abeille en Nomex	Adhésif
Densité [kg/m^3]	1560	48	1200
Module longitudinal [GPa]	62	N/A	N/A
Module transverse [GPa]	61	N/A	N/A
Module de cisaillement longitudinal [MPa]	4700	41	N/A
Module de cisaillement transverse [MPa]	4700	24	N/A

Les échantillons ont été fabriqués en autoclave sous pression et température contrôlées suivant une procédure de mise en forme aéronautique telle que celle présentée au paragraphe 4.1 Des

panneaux sandwichs de 40x40 cm^2 et d'une épaisseur de 14,3 mm ont été fabriqués ainsi que des échantillons de peaux pour les essais de traction.

5.2. Essais de traction des peaux

Des essais de traction ont été réalisés sur des échantillons coupés dans les peaux afin d'évaluer les propriétés mécaniques des peaux après cuisson. Le matériau a été fabriqué de la même manière qu'une peau de poutre sandwich. Trois échantillons d'une épaisseur de 0,8 mm, d'une largeur de 25,4 mm et d'une longueur de 254 mm ont par la suite été coupés avec une scie à diamant. Des talons de friction en verre ont été collés aux échantillons pour éviter le glissement. Un échantillon ayant subit une rupture est montré à la Figure 5-1. Les essais de traction ont été réalisés sur une machine Instron disposant d'une cellule de charge de 100kN selon la norme ASTM D3039. La vitesse du test était 2 mm/min et un extensomètre a été utilisé pour enregistrer la déformation.

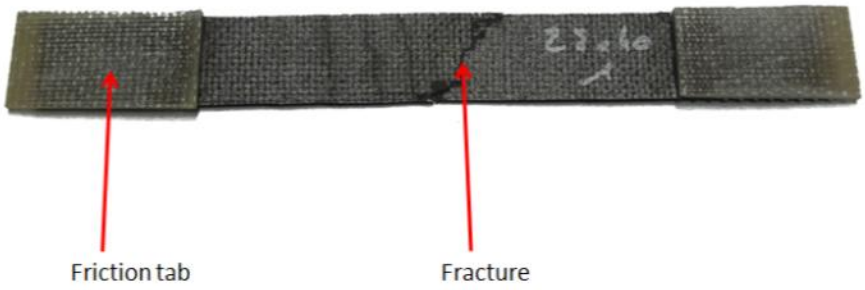


Figure 5-1 Échantillon de traction.

Les premières 7000 με (microdéformation, $\Delta L/L\ [\mu m/m]$) des essais de traction sur des échantillons de peaux sont présentés à la Figure 5-2. L'acquisition est faite à chaque microdéformation; toutefois, un échantillonnage a été réalisé pour rendre le graphique plus lisible (une microdéformation sur 30 est affichée). Les lignes du graphique connectent les données entre elles. Il apparaît que la relation entre la contrainte et la déformation est bien linéaire sur la plage de déformation étudiée.

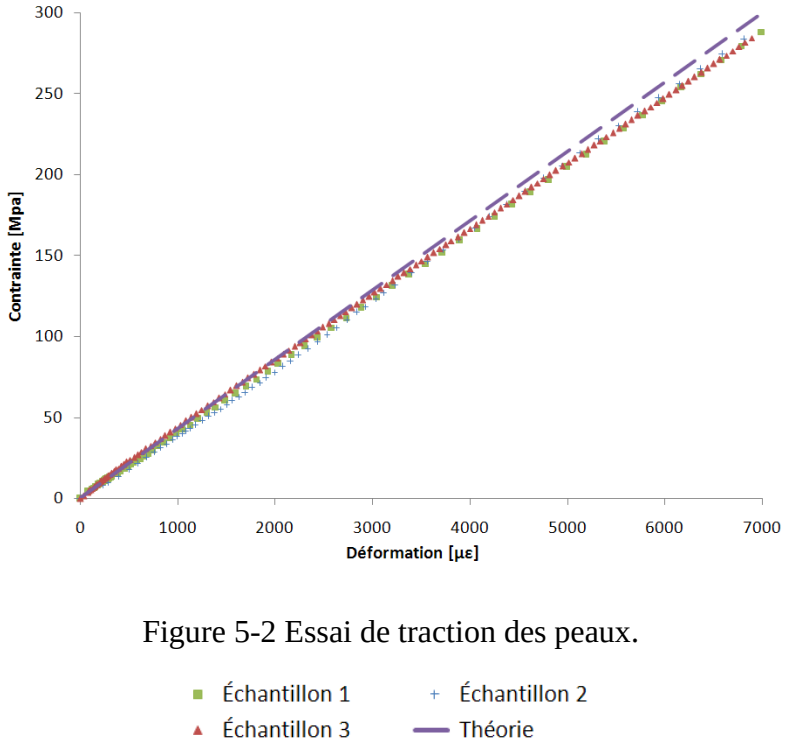


Figure 5-2 Essai de traction des peaux.

Le module des peaux a été calculé à partir des données expérimentales en utilisant la pente entre 1000 et 3000 microdéformations tel que spécifié dans la norme ASTM D3039. Les résultats sont comparés dans le Tableau 4. L'écart de 1% entre les modules des échantillons prouve que la fabrication et la procédure de test sont répétables. Le module d'Young théorique a été calculé en utilisant la théorie des stratifiés présentée dans le chapitre 2. La pente théorique calculée à partir de l'équation (32) est présentée pour fin de comparaison sur la Figure 5-2. L'écart entre la théorie et les résultats expérimentaux est de 3,5% (Tableau 4). Ce résultat confirme la bonne fabrication des pièces ainsi que leur qualité.

Tableau 4 Modules d'Young des essais de traction.

	Module [GPa]
Échantillon 1	41,2
Échantillon 2	41,8
Échantillon 3	41,3
Moyenne	**41,4 ±0,4**
Théorie des laminés	42,9
Écart	3,49%

5.3. Essais de cisaillement du noyau

Des échantillons de poutres ont été coupés dans un panneau de référence (un panneau qui n'a subit aucune modification) avec une scie à diamant. Ces échantillons ont été testés en flexion trois points afin de confirmer le module de cisaillement du noyau après cuisson. Étant donné que le noyau présente deux modules de cisaillement différents selon la direction de test (longitudinale ou transversale), un échantillon a été testé dans chaque direction sur une machine de test universelle de type MTS. Les poutres étaient larges de 75 mm et longues de 200 mm comme recommandé dans la norme ASTM C393. La norme ASTM D 7250 a été utilisée pour effectuer les tests de flexion trois points avec une longueur de 150 mm entre les appuis. La vitesse de chargement était de 6 mm/min, le poinçon de chargement avait un diamètre de 6,4 mm et les supports avaient un diamètre de 3,2 mm. Aucun matériau n'a été placé sous les barres de chargement et les essais ont été arrêtés avant rupture. La position du poinçon a été enregistrée par un capteur magnétique avec une précision de un micron, et une cellule de charge de 50kN a servi à l'acquisition de la force.

Les résultats des tests de flexion trois points sont présentés à la Figure 5-3. Les points de mesures de déplacement sont pris au milieu de l'échantillon. L'échantillon, dont l'axe de la poutre est dans la même direction que les rubans du noyau, a un module de cisaillement plus élevé. Le second échantillon a les rubans dans l'axe transversal de la poutre. La pente théorique a été calculée pour chaque échantillon à partir de l'équation (32) du chapitre 2. L'écart entre les résultats théoriques et expérimentaux est expliqué par la difficulté de couper des échantillons de structures sandwichs aux dimensions parfaites.

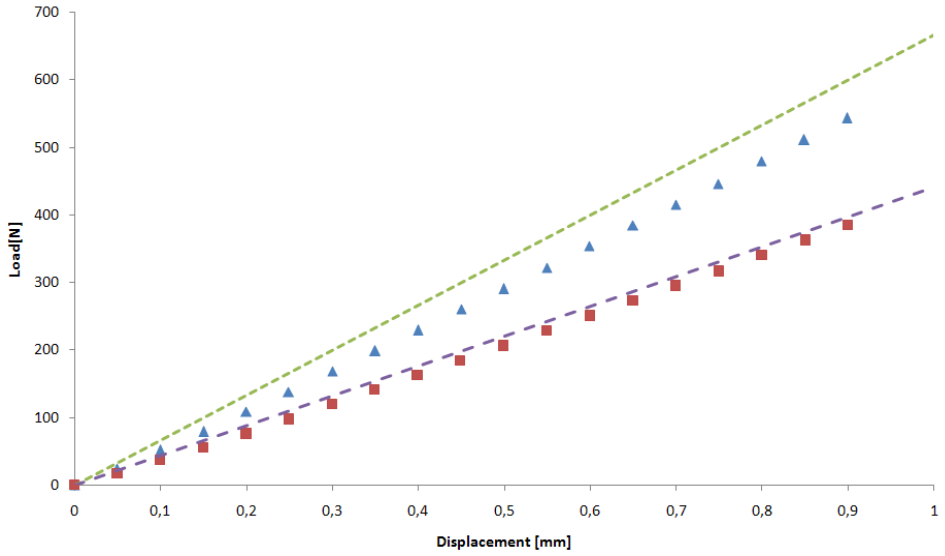


Figure 5-3 Essais de flexion trois points sur poutres ayant le noyau dans des directions différentes.

Les courbes expérimentales sont linéaires sur toute la mesure. Leurs pentes permettent de calculer les modules de cisaillement en utilisant l'équation (32) du chapitre 2. Les résultats présentés dans le Tableau 5 confirme une bonne corrélation avec les données du fabriquant. Il est donc confirmé qu'un test de flexion peut être utilisé pour caractériser le module de cisaillement du noyau.

Tableau 5 Résultats des calculs sur les essais de flexion.

	G_c du fabriquant [MPa]	G_c expérimental [MPa]	Écart
Direction des rubans	41,38	39,58	4,35%
Direction transversale	24,14	24,15	0,04%

5.4. Poutres sandwichs comportant des discontinuités dans le noyau

L'effet de discontinuités dans le noyau a été étudié en créant ces défauts dans des poutres testées en flexion quatre points. Trois poutres de référence ainsi que trois poutres ayant des discontinuités dans l'axe transversal du nid d'abeille ont été coupées à des dimensions de 300x60mm^2. La création de discontinuités dans le noyau est montrée sur la Figure 5-4.

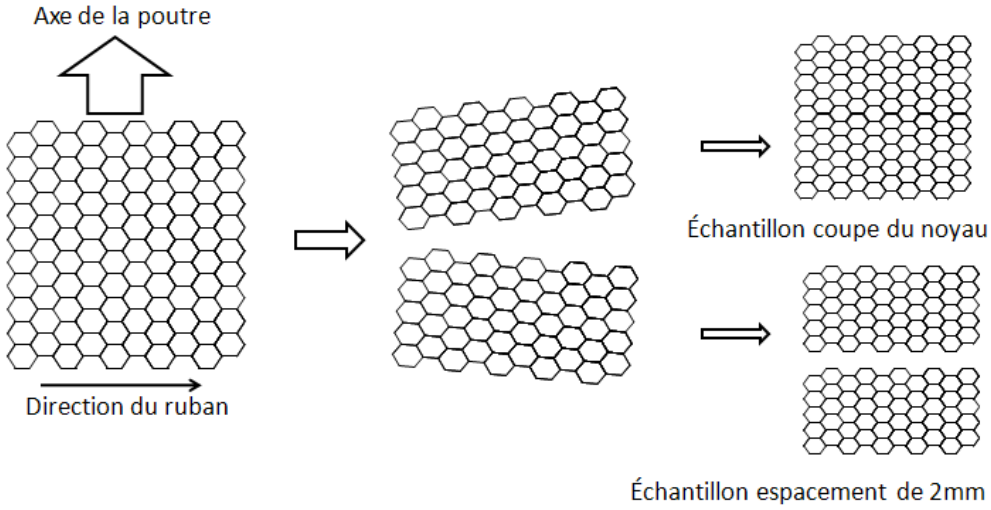


Figure 5-4 Méthode de fabrication des discontinuités.

Des petits morceaux de nid d'abeille ont été obtenus en décollant soigneusement les feuilles du noyau suivant la ligne de colle dans la direction des rubans. Les morceaux ont alors été joints ensemble sans aucun adhésif pour l'échantillon 1 (cette discontinuité est appelée *« modification de coupe »*), ou avec un espace de 2 mm pour les échantillons 2 et 3 (désignés sous le nom de *« modification d'espacement »*). Cinq modifications ont été faites pour chaque poutre de telle manière qu'une seule apparaisse dans chaque zone de cisaillement de l'essai de flexion quatre points, tel que montré sur la Figure 5-5.

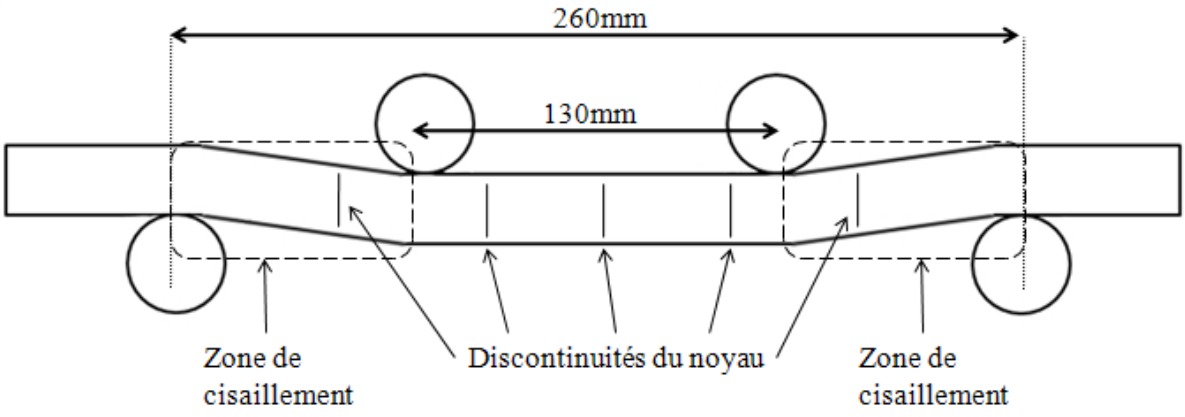


Figure 5-5 Position des zones de cisaillement et des discontinuités en flexion quatre points.

Les trois autres modifications sont situées entre les barres de chargement. Le noyau entre les deux barres de chargement n'est pas contraint; on s'attend à ce que des modifications situées dans ce secteur n'aient aucun impact sur les propriétés de la poutre. Les *modifications de coupe* ne sont pas visibles sur la surface des peaux mais les *modifications d'espacement* le sont clairement puisque les peaux pénètrent le noyau à l'emplacement des défauts (voir la Figure 5-6). Les appuis et les barres de chargement ont un diamètre de 50,8 mm et sont dans une configuration de chargement telle qu'une longueur de 130 mm sépare les barres de chargement et une longueur de 260 mm sépare les appuis. Une machine d'essai d'Instron a été utilisée pour l'acquisition de la charge et du déplacement.

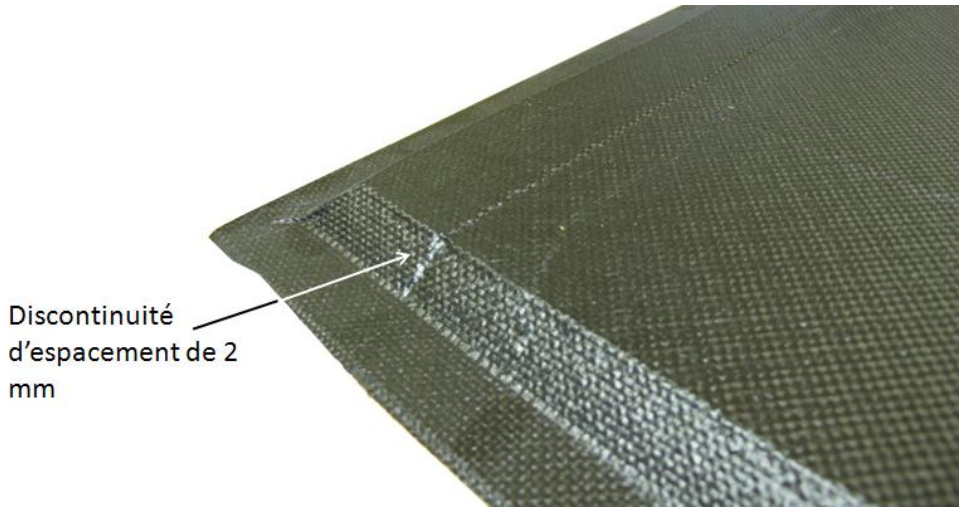


Figure 5-6 Modification d'espacement sur un panneau.

Les courbes de charge-déplacement sont présentées à la Figure 5-7. La pente des échantillons et de la référence sont similaires. Les discontinuités ne semblent donc pas avoir d'impact sur le module de cisaillement. Il est intéressant de noter que même les *modifications d'espacement* qui sont visibles sur les peaux de la poutre ne semblent par diminuer le module de cisaillement.

De plus, toutes les courbes ont la même allure. Les charges à la rupture des échantillons ont un écart maximum de 6% avec la référence (Tableau 6). Pour l'échantillon avec une *modification de coupe*, l'écart avec la référence est de l'ordre de 1%. Cet écart est du même ordre de grandeur que l'erreur expérimentale. Les propriétés en flexion des poutres sont presque inchangées

lorsqu'une discontinuité est présente dans le noyau, les *modifications d'espacement* ayant seulement diminué la résistance en flexion de 5,5%.

Tableau 6 Données des essais de flexion quatre points sur poutres avec discontinuité.

	Charge@rupture	Écart avec la référence
Moyenne des références	1208	/
Échantillon 3 "*modification de coupe*"	1190	1%
Échantillon 4 "*modification d'espacement*"	1130	6%
Échantillon 5 "*modification d'espacement* "	1152	5%

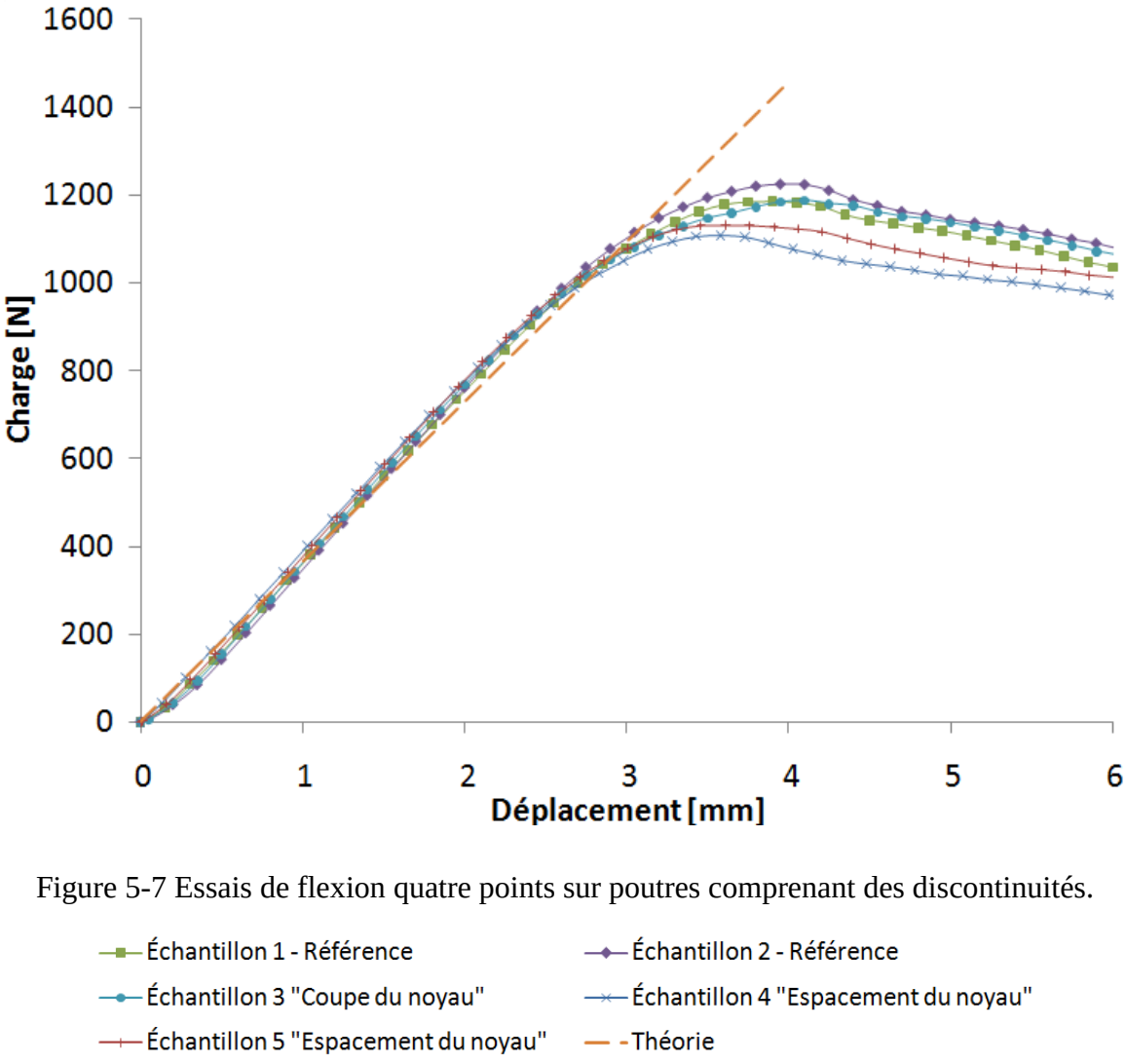


Figure 5-7 Essais de flexion quatre points sur poutres comprenant des discontinuités.

5.5. Panneaux sandwichs fermés comportant des discontinuités dans le noyau

Les mécanismes de rupture peuvent être différents entre des panneaux fermés avec chanfrein et des poutres ouvertes. Trois panneaux avec discontinuités et un panneau de référence de 40x40cm^2 ont été fabriqués pour comprendre l'importance des discontinuités dans le noyau pour un panneau fermé. L'échantillon 7 comporte 15 *modifications de coupe* (dont trois sont placées dans chaque zone de cisaillement), l'échantillon 8 comporte 2 *modifications d'espacement* (dont une dans chaque zone de cisaillement) et l'échantillon 9 comporte 15 *modifications de coupe* (dont trois dans chaque zone de cisaillement). La Figure 5-8 montre le schéma des panneaux fabriqués. Les panneaux ont été testés avec la même configuration de flexion quatre points que celle vue au paragraphe précédent, la face du côté moule étant placée vers le bas.

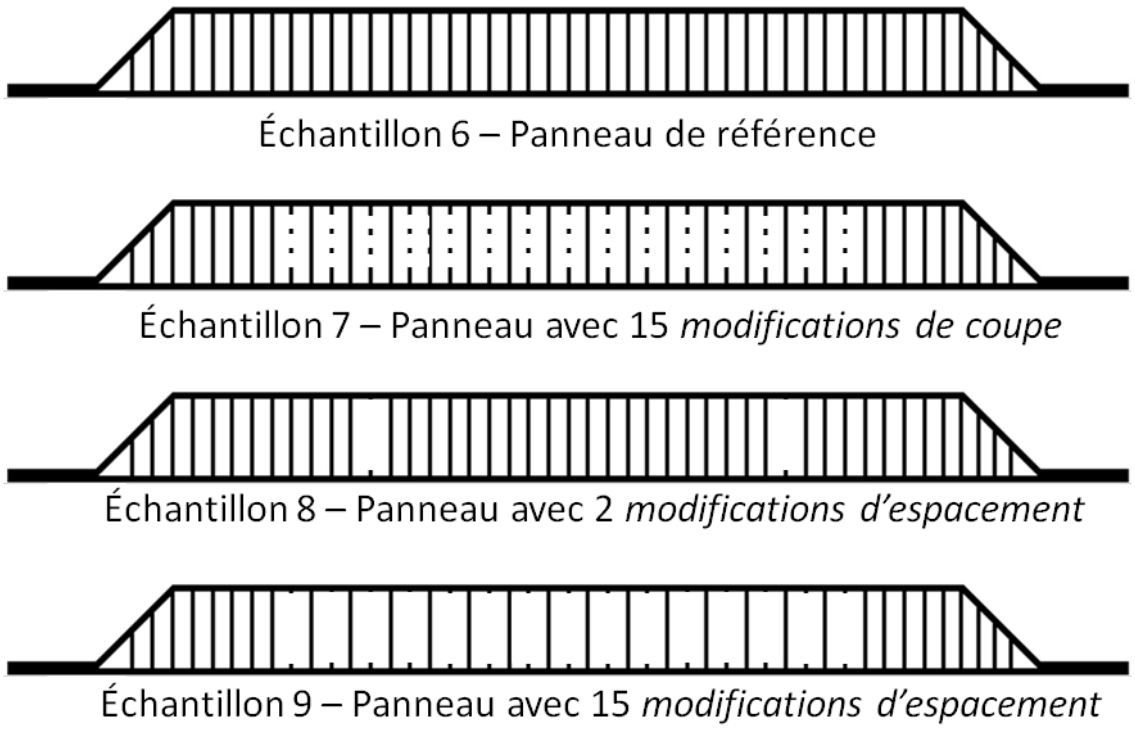


Figure 5-8 Schéma des panneaux fabriqués.

Les courbes des tests sont présentées à la Figure 5-9. L'allure des courbes est similaire pour tous les échantillons. Le panneau de référence et les échantillons 7 et 8 ont deux parties linéaires avec des pentes différentes avant la rupture. Une première partie linéaire se termine à 3,5 mm et la rigidité diminue jusqu'à la rupture à 6 mm. Après la rupture, les panneaux perdent rapidement leur rigidité en flexion.

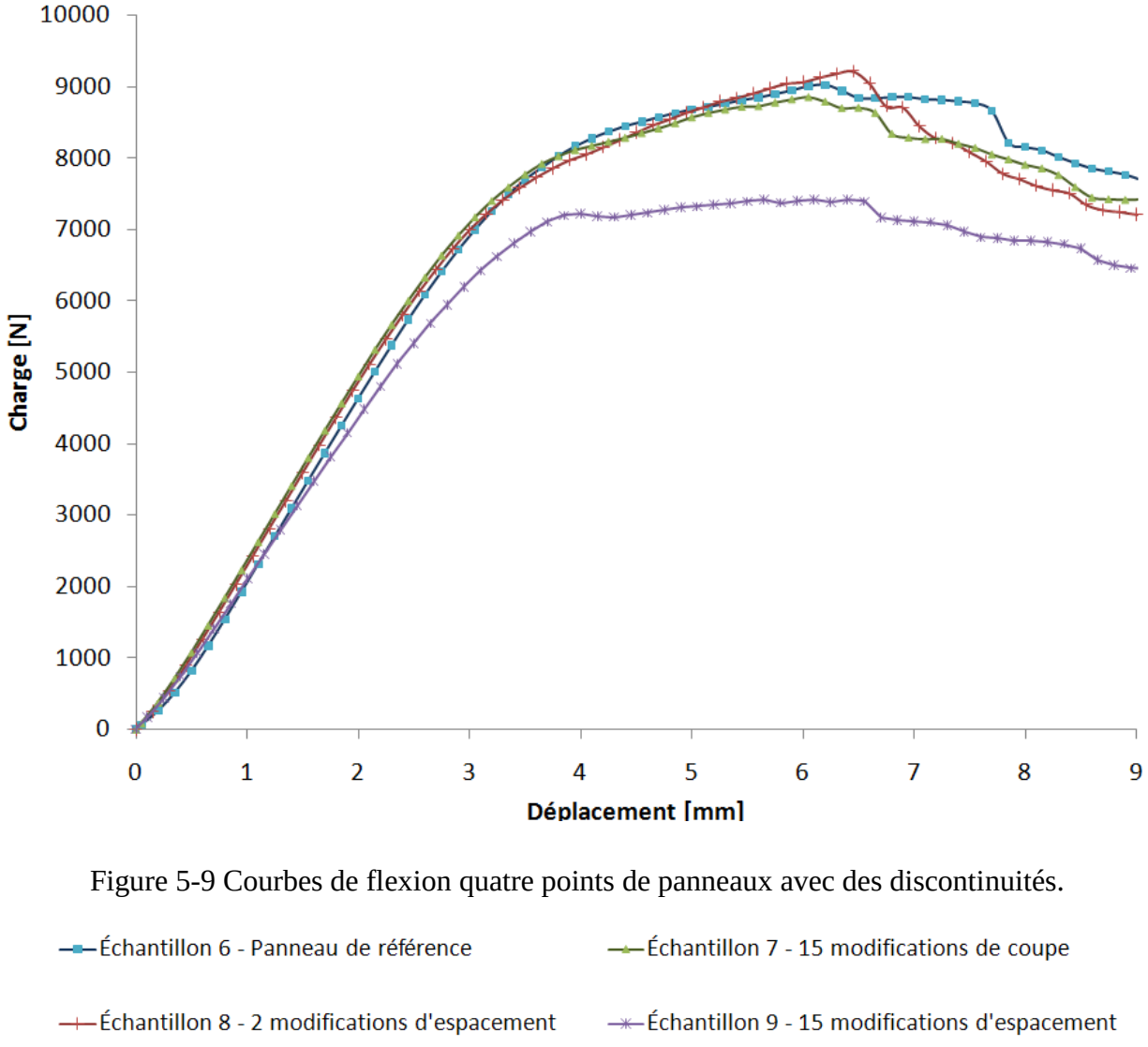


Figure 5-9 Courbes de flexion quatre points de panneaux avec des discontinuités.

Les pentes des premières parties linéaires sont présentées sur le Tableau 7. Les échantillons 7 et 8 sont très proches de la référence. La présence de 3 *modifications de coupe* ou d'une seule *modification d'espacement* dans la zone cisaillée ne diminue pas la rigidité des panneaux. L'échantillon 9 a une pente plus graduelle et a un écart de 13% avec la référence. De plus, cet échantillon ne présente pas de seconde partie linéaire après 3,5 mm mais présente une rupture

suivie par un plateau. Après 6 mm, le panneau recommence à perdre ses propriétés. Les propriétés en flexion de ce panneau sont très diminuées par la présence des discontinuités. Ce résultat montre que les discontinuités sont néfastes aux propriétés en flexion seulement si elles sont grandes et nombreuses.

Tableau 7 Résultats des essais de flexion quatre points sur les panneaux avec des discontinuités.

	Pente [N/mm]	Écart avec la référence	Charge à la rupture [N]	Écart avec la référence	Déplacement à la rupture [mm]	Écart avec la référence
Référence	2504	/	9043	/	6,3	/
Échantillon 7 - 15 modifications de coupe	2477	1,1%	8861	2,0%	6,1	3,2%
Échantillon 8 - 2 modifications d'espacement	2480	1,0%	9220	2,0%	6,45	2,4%
Échantillon 9 - 15 modifications d'espacement	2170	13,3%	7218	20,2%	3,95	37,3%

Le Tableau 7 montre que le panneau contenant 15 *modifications d'espacement* subit une diminution très importante de sa résistance en flexion. Alors que les échantillons 2 et 3 ont un écart de 2% avec la référence, l'échantillon 9 a un écart de 20%. De plus, son déplacement à la rupture est inférieur de presque 40%. La résistance en flexion est donc bien altérée par la présence de nombreuses discontinuités de grandes tailles.

Le mode de rupture de chaque panneau est similaire : une fissure à 45 degrés apparait sur le chanfrein au niveau des appuis supérieurs. La Figure 5-10 montre une photo de cette fissure.

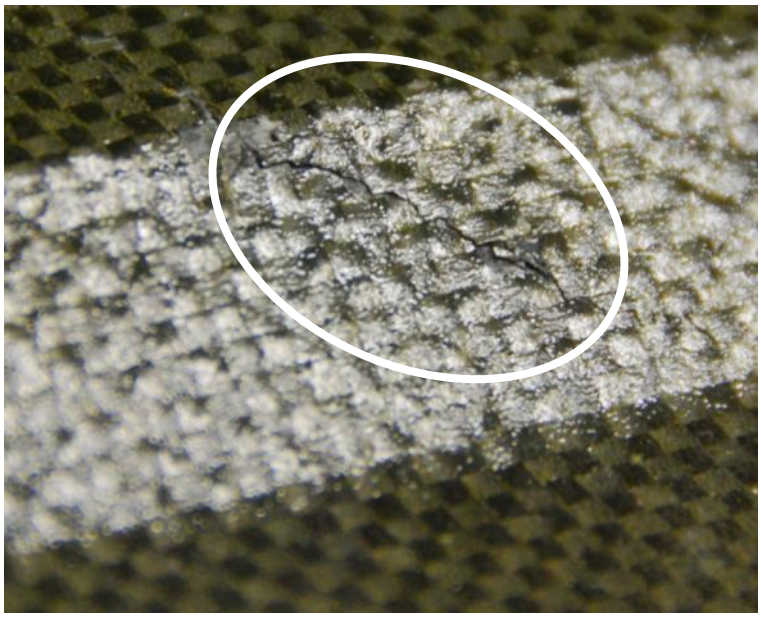


Figure 5-10 Photo d'une fissure sur le chanfrein d'un panneau après rupture.

Cette fissure est expliquée par l'empilement des peaux: $[0/45]_s$. Le pli supérieur a une faiblesse à 45 degrés en compression. Par ailleurs, les panneaux comportant une *modification d'espacement* présentent des ruptures en traction sous les discontinuités mais la rupture aux chanfreins est apparue plus tôt.

Les essais de flexion quatre points sur les panneaux comportant des discontinuités présentent des résultats similaires à ceux des essais de flexion sur des poutres : seuls des défauts majeurs peuvent diminuer les propriétés des structures en flexion. La présence du chanfrein ne change pas le comportement de la structure vis-à-vis des discontinuités dans le noyau.

Bien que le module de cisaillement ne soit pas altéré, les discontinuités introduisent des faiblesses locales dans le panneau. Un impact sur une discontinuité causerait des dommages très important car l'absence de noyau diminue localement les propriétés en compression. Un impact de faible vélocité à cet endroit pourrait causer une délamination entre le noyau et les peaux. Il est donc nécessaire de rester prudent vis-à-vis de la présence de discontinuités même s'il apparait dans cette étude que l'injection de mousse entre les différents noyaux lors de la fabrication d'une grande pièce n'est pas nécessaire pourvu que la pièce ne subisse que des chargements en flexion.

5.6. Conclusion

L'impact de discontinuités du noyau dans des structures sandwichs avec un nid d'abeille a été étudié. L'effet des discontinuités a été évalué en termes de rigidité et de résistance ultime en flexion.

Il a été trouvé que :

- La présence d'une seule discontinuité dans la zone cisaillée du sandwich n'a pas d'impact sur le module de cisaillement de la structure. Ceci a été observé en flexion quatre points sur des poutres ainsi que sur des panneaux chanfreinés. La partie linéaire des courbes reste inchangée et est très proche de la référence.
- La présence d'une seule discontinuité ne change que très peu la charge maximale à la rupture, et ce même dans le cas d'une modification de grande taille. La variation pour une poutre était de 6%.
- La présence de plusieurs grandes discontinuités dans la zone cisaillée diminue les propriétés des panneaux. Le module de cisaillement et la limite ultime en flexion sont beaucoup plus bas que les valeurs de la référence. Si ces discontinuités sont de petites tailles, leur nombre n'a pas d'influence sur les propriétés en flexion.
- Les panneaux chanfreinés ont tous rompu sur le chanfrein avec un angle de 45 degrés quelque soit le type et le nombre de discontinuités.

CHAPITRE 6. PROPRIÉTÉS MÉCANIQUES DE STRUCTURES COMPOSITES SANDWICHS AVEC DES COUCHES VISCOÉLASTIQUES INTERLAMINAIRES PARTIELLES

Ce chapitre traite des propriétés mécaniques de matériaux composites sandwichs dont les peaux contiennent des couches de matériaux viscoélastiques partielles. Ce type d'insertion est fréquemment utilisé dans l'industrie afin d'augmenter l'amortissement du matériau. Cependant, peu d'études se sont concentrées sur les propriétés mécaniques des matériaux modifiés. Tout d'abord, des peaux avec inserts viscoélastiques ont été comparées en traction à des peaux non modifiées. Des tests de flexion trois points ont ensuite été réalisés avec plusieurs échantillons de matériaux composites sandwichs comprenant des inserts dans les peaux. La position de ces inserts était différente pour chaque échantillon. Ces essais ont permis de comprendre comment l'insertion de matériau viscoélastique pouvait modifier les performances mécaniques de matériaux composites sandwichs en flexion.

6.1. Essais de traction de poutres ayant des inserts viscoélastiques dans les peaux

La mise en forme des laminés est identique à la mise en forme des peaux vues au chapitre précédent. Des couches viscoélastiques ont été insérées sous la couche supérieure de poutres laminées de composite carbone/époxy afin d'être dans la même configuration que les peaux du paragraphe suivant. La Figure 6-1 montre la position des inserts.

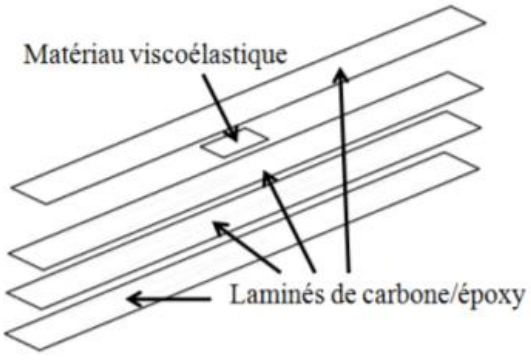


Figure 6-1 Position des inserts dans les peaux.

Les poutres ont été coupées avec une scie à diamant à des dimensions de 30 mm de large par 254 mm de long. Les échantillons ont une épaisseur de 0,8 mm (1,0 mm là où il y a les inserts). Deux tailles d'inserts viscoélastiques ont été testées, comme présenté à la Figure 6-2. Les grands inserts ont une bordure large de 1 mm de chaque côté de la poutre et les petits inserts ont une bordure large de 5 mm de chaque côté.

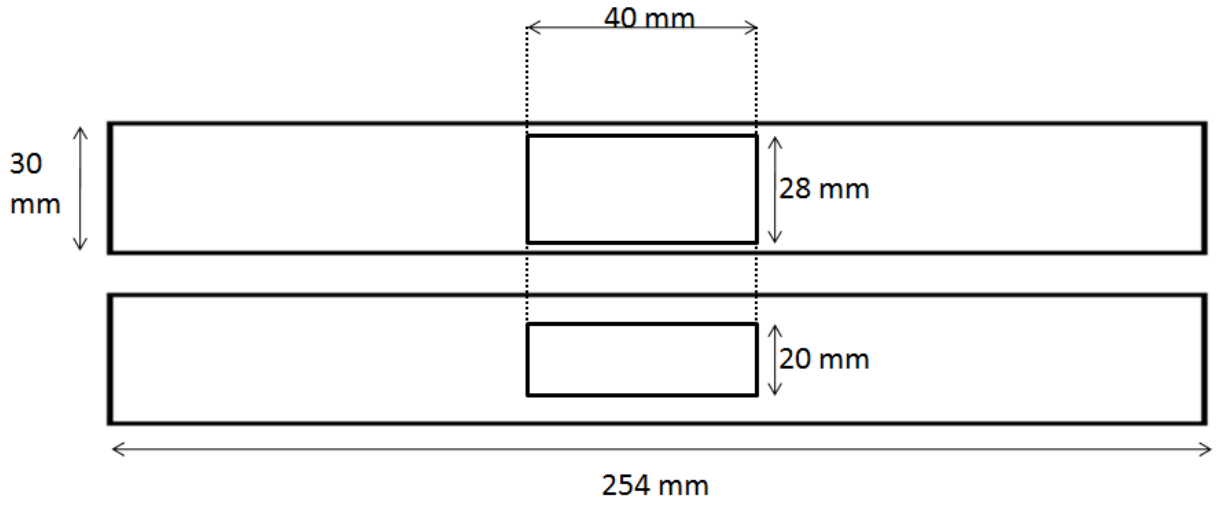


Figure 6-2 Tailles des inserts viscoélastiques.

Les résultats des tests de traction sont présentés à la Figure 6-3 et comparés à un test de traction sur un échantillon témoin sans insert. Les premières 4000 microdéformations sont montrées sur le graphique. Les trois courbes sont identiques et linéaires. Le module d'Young des échantillons avec insert a été calculé en utilisant la norme ASTM D3039 et les résultats sont présentés dans le Tableau 8. Le module de chaque poutre est très similaire et très proche de la référence. Un écart de 1% entre les échantillons et la référence montre que les inserts ne modifient pas le module d'Young des matériaux que ce soit avec un insert étroit (20 mm) ou large (28 mm). Ces résultats sont cohérents avec l'hypothèse que les contraintes interlaminaires sont négligeables dans un test de traction pure [42].

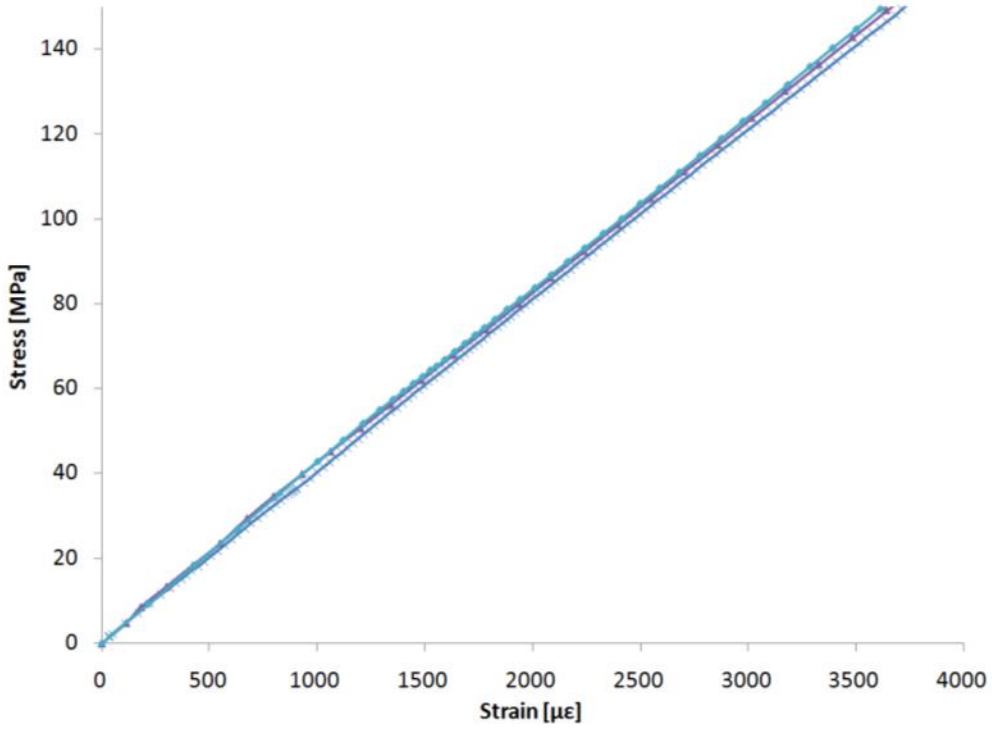


Figure 6-3 Courbes de contrainte-déformation des échantillons de traction avec inserts viscoélastiques.

Tableau 8 Résultats des tests de traction sur poutres avec inserts.

	Module d'Young [GPa]	Écart
Référence	40,9	N/A
Insert large	40,2	1,82%
Insert étroit	40,5	1,04%

6.2. Flexion trois points de poutres sandwichs ayant des inserts

Dix poutres ayant des inserts viscoélastiques dans les peaux ont été coupées à partie de plaques. La position longitudinale de l'insert est différente dans chaque poutre afin d'observer l'influence de cette position en flexion trois points. La vitesse du test était de 6 mm/min, le diamètre de la barre de chargement était de 6,4 mm et de 3,2 mm pour les appuis. La distance entre les appuis

était de 230 mm. L'acquisition de la position du poinçon était faite par un capteur magnétique et une cellule de charge de 50kN a permis de réaliser l'acquisition de la force.

Les rubans des noyaux en nid d'abeille étaient dans le sens transversal de la poutre. Les poutres faisaient 30 mm de large et 250 mm de long. Un insert de 40x20mm^2 était placé dans chaque peau de manière symétrique comme présenté à la Figure 6-4. Le Tableau 9 donne la position de chaque insert en millimètre à partir d'un bout de la poutre.

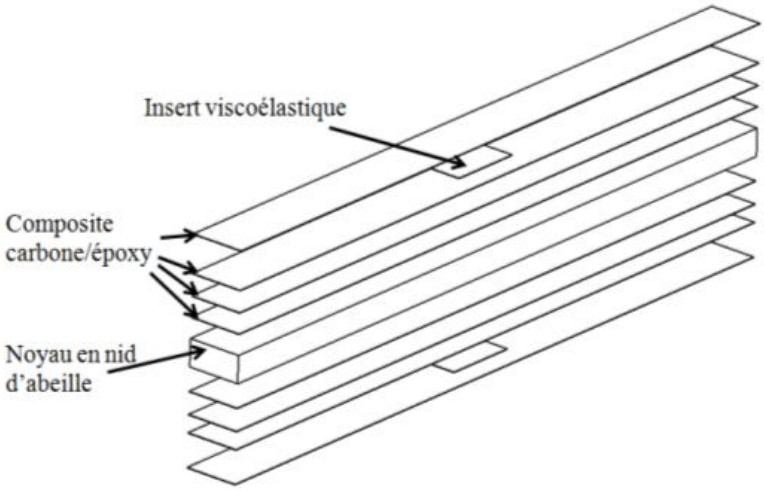


Figure 6-4 Laminage des poutres sandwichs avec inserts.

Tableau 9 Position de inserts dans les poutres.

Échantillon	Position du milieu de l'insert [mm]
0	35
2	55
4	75
6	95
8	115
10	135
12	155
14	175
16	195
18	215

Les résultats des essais de flexion trois points sont présentés à la Figure 6-5. Pour plus de clarté, seules quatre courbes sont visibles sur le graphique. Les sept autres courbes ont des allures similaires. Les pentes des courbes avec inserts sont légèrement plus faibles que la pente de la référence. Les déplacements à la rupture sont toujours entre 4 et 6 mm, mais peuvent être répartis entre 2 groupes. Certains échantillons ont eu une rupture fragile pour un déplacement de l'ordre de 4 mm et d'autres échantillons ont une rupture ductile pour un déplacement de 6 mm. Sur la Figure 6-5, la courbe de l'échantillon dont les inserts sont situés à 115 mm présente une rupture fragile et une baisse importante des propriétés après rupture. Les trois autres échantillons ont un comportement plutôt ductile et présentent une perte progressive des propriétés après rupture. Les charges maximum sont toutes comprises entre 616N (charge maximum de la référence) et 538N (charge maximum de l'échantillon avec les inserts à 115 mm).

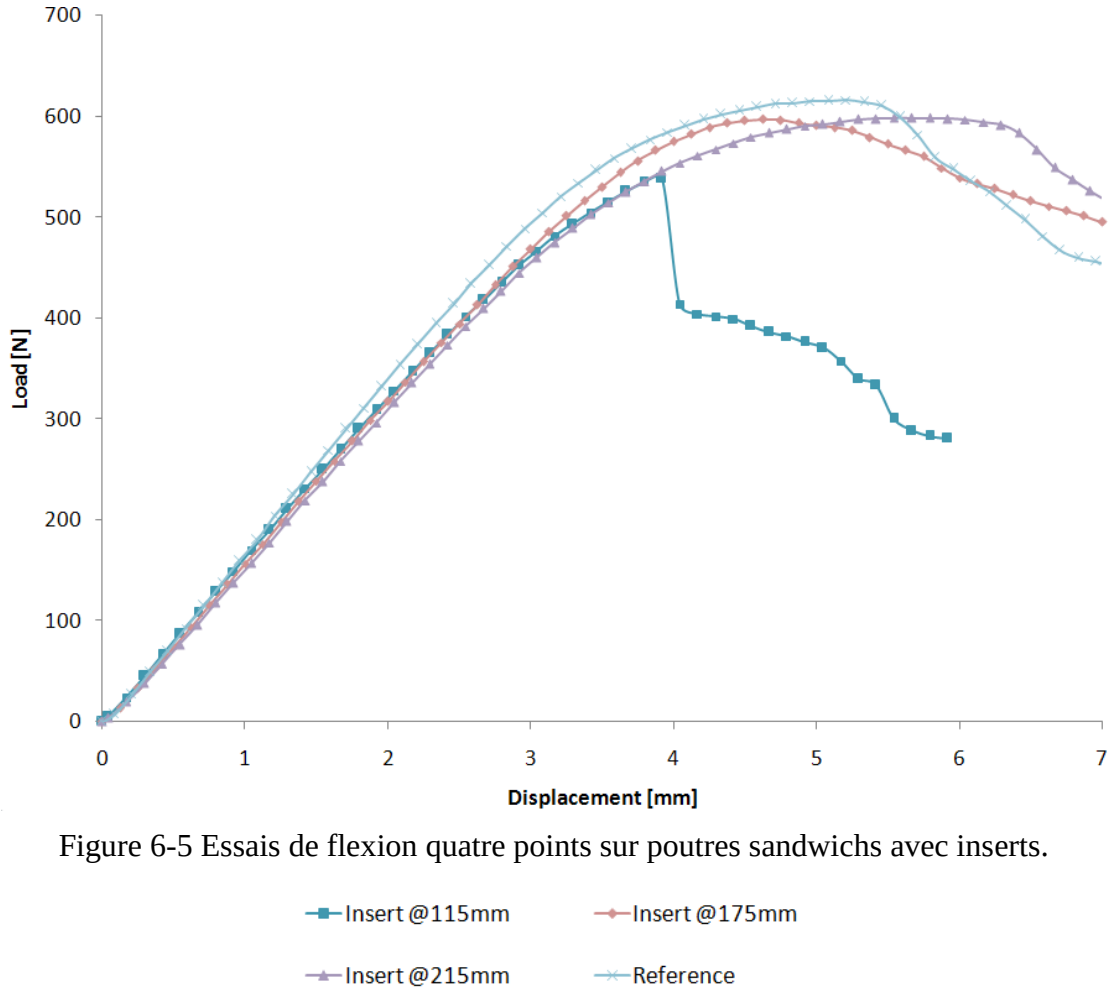


Figure 6-5 Essais de flexion quatre points sur poutres sandwichs avec inserts.

Deux modes de rupture ont été observés : cisaillement du noyau et indentation de la peau supérieure. Un exemple typique de cisaillement du noyau est présenté à la Figure 6-6 (l'asymétrie dans la photo est due au fait qu'après rupture, le noyau ne supporte plus de chargement en cisaillement) et un exemple d'indentation est montré à la Figure 6-7. La rupture par indentation ne s'est produite que dans les poutres où l'insert était placé vis-à-vis du poinçon de chargement. La présence de l'insert a permis la compression de la peau supérieure qui, en se déformant, a créé un chargement localisé sur le noyau; ce dernier a rompu par compression. Ce sont ces échantillons qui ont montré un comportement fragile à la rupture. Ceci confirme que les chargements localisés sont la cause de la rupture fragile des sandwichs en flexion [32]. Dans les autres cas, où le poinçon ne se trouvait pas vis-à-vis de l'insert, la rupture du noyau en cisaillement a initié une rupture ductile de la poutre, tel que l'ont observé Petras et Sutcliffe [41] pour un sandwich en flexion avec le noyau dans le sens transversal.

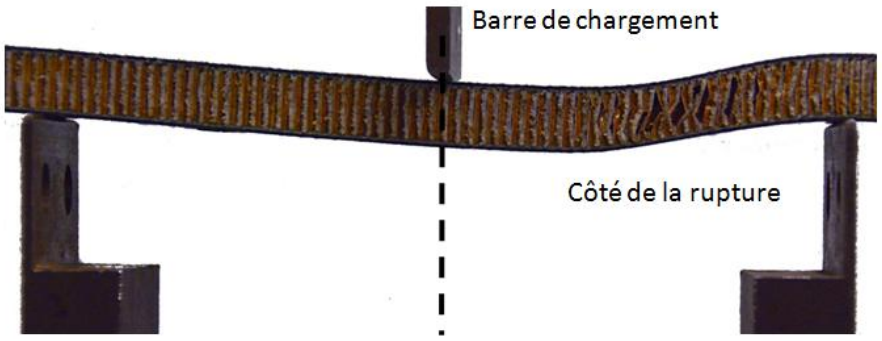


Figure 6-6 Exemple de rupture par cisaillement du noyau.



Figure 6-7 Exemple de rupture par indentation de la peau supérieure.

Le Tableau 10 détaille les charges maximales supportées par les échantillons, ainsi que la position de la rupture. Contrairement à ce qu'on aurait pu prévoir, il apparaît que la présence des inserts ne favorise pas la rupture à l'endroit de leur insertion sauf lorsque les inserts sont localisés sous le poinçon de chargement.

Les pentes des courbes de la Figure 6-5 ont été calculées pour les déformations entre 1 mm et 2,5 mm. Elles sont présentées dans le Tableau 10. L'écart avec la référence est toujours inférieur à 10%, la rigidité des poutres avec inserts est donc proche de la rigidité de la référence. La pente n'est pas affectée par la position de l'insert, ce qui signifie que la perte de rigidité due aux inserts est une perte globale. La présence des inserts peut permettre du cisaillement dans les peaux à cause du module de cisaillement plus faible du viscoélastique. La rigidité des poutres est alors globalement plus faible à cause de la déflection due au cisaillement dans les peaux (cette déflection vient s'ajouter à la déflection due au cisaillement dans le noyau et à la celle due à la flexion dans les peaux).

Tableau 10 Détails des données de flexion sur les poutres avec inserts dans les peaux.

Position de l'insert [mm]	Pente [N/mm]	Écart avec la référence	Charge maximum [N]	Écart avec la référence	Position de la rupture [mm]	Type de rupture	Déplacement à la rupture [mm]
Référence	168	0,0%	616	/	/	Cisaillement	5,2
35	161	4,2%	580	5,9%	50-70	Cisaillement	4,7
55	158	6,2%	585	5,1%	180-200	Cisaillement	5,1
75	153	9,1%	562	8,8%	50-70	Cisaillement	4,5
95	161	4,5%	571	7,3%	180-200	Cisaillement	5,4
115	156	7,6%	538	12,7%	130	Indentation	3,9
135	153	9,1%	567	8,0%	130	Indentation	4,1
155	162	3,7%	585	5,0%	180-200	Cisaillement	5,0
175	159	5,4%	597	3,1%	50-70	Cisaillement	4,7
195	159	5,7%	598	2,9%	180-200	Cisaillement	5,3
215	156	7,0%	599	2,8%	180-200	Cisaillement	5,6

La Figure 6-8 présente la charge maximale que chaque poutre a supportée en fonction de la position des inserts. Le marqueur carré montre la charge maximale sur l'axe vertical et la position du centre de l'insert sur l'axe horizontal. Chaque ligne pleine représente la longueur de l'insert.

La ligne verticale de tirets montre la position du poinçon de chargement. La ligne pointillée horizontale indique la charge maximale obtenue pour la poutre de référence (sans inserts).

Les charges maximales des poutres dont l'insert est placé au milieu sont les valeurs les plus basses; ce sont les poutres qui ont rompu par indentation. Les phénomènes de rupture par indentation sont courants pour les poutres sandwichs avec un noyau en nid d'abeille. La présence de l'insert et le petit diamètre du poinçon accentue la localisation de la charge. Petras et Sutcliffe [41] ont remarqué pour une structure similaire que la compression du noyau sous le poinçon et une rupture par cisaillement arrivent à des charges très proches. La présence de l'insert sous le poinçon rend l'indentation prédominante.

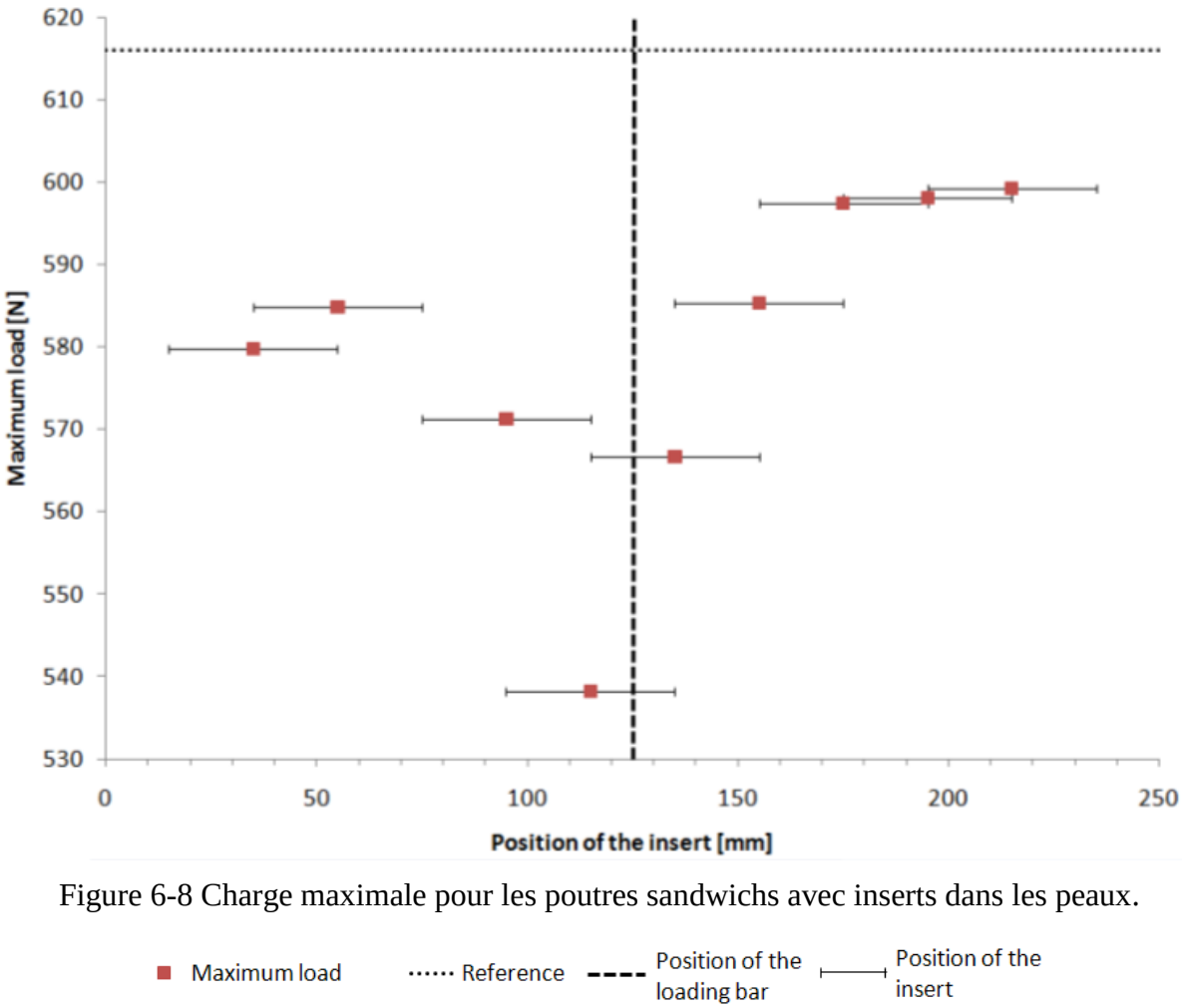


Figure 6-8 Charge maximale pour les poutres sandwichs avec inserts dans les peaux.

À présent, seuls les échantillons qui ont brisé en cisaillement sont considérés. La rupture ne s'est pas systématiquement produite là où les inserts étaient placés. Ainsi, les inserts n'ont pas servi de point de départ à de la délamination. Cependant, les poutres sont moins rigides que la référence (sans inserts). Les propriétés en tension des peaux n'étant pas affectées par la présence des inserts (paragraphe 6.1), la cause de cette relative faiblesse est liée soit à la compression des peaux soit à leur cisaillement interne. La peau supérieure étant en compression, les couches de composite carbone/époxy peuvent agir comme deux peaux minces. Un phénomène de flambement est alors possible, affaiblissant ainsi la structure. De plus, la présence de l'insert augmente le cisaillement dans les peaux, causant ainsi une rigidité plus faible. Il est possible qu'un phénomène combiné de flambement et de cisaillement diminue la rigidité des peaux et augmente ainsi les contraintes dans le noyau. Ceci expliquerait la résistance plus faible des poutres par rapport à la référence. Par ailleurs, les poutres avec inserts ont une charge maximale inférieure (entre 2 et 8%) à celle de la référence. Plus les inserts se trouvent près du poinçon de chargement, plus la charge maximale à la rupture est faible. Ceci est expliqué par le fait que les contraintes dans les peaux sont maximales proche du chargement. Plus l'insert est proche de celui-ci et plus les déformations sont grandes dans la poutre. Par contre, la présence de l'insert ne change pas le mode de rupture quand l'insert n'est pas placé directement sous le chargement.

He et Rao ont étudié les contraintes résiduelles dans des poutres comportant des inserts viscoélastique sur toute la surface [26]. L'insert est alors la source de phénomènes de délamination à cause de contraintes sur les bords. Par contre, l'utilisation d'un insert partiel ne pose pas de problème de délamination si l'insert est contraint sur tous les côtés, comme dans l'exemple vu précédemment. L'utilisation d'inserts partiels semble être une bonne solution pour amortir les sandwichs car les inserts ne causent pas de perte drastique des propriétés de la poutre en flexion du moment qu'il n'y a pas de chargement localisé sur les inserts.

6.3. Conclusion

Une première étude sur l'impact de l'insertion de tampons viscoélastiques partiels dans les peaux d'un sandwich composite avec un noyau en nid d'abeille a été réalisée. Le module d'Young des peaux est inchangé, quelque soit la taille de l'insert viscoélastique. L'influence de l'insertion de matériau viscoélastique dans les peaux a aussi été étudiée en fonction de la raideur et de la charge maximale en flexion de sandwichs avec nid d'abeille. Il a été trouvé que les inserts diminuent la raideur de quelques pourcents en moyenne. Le noyau subit des contraintes plus importantes qui causent une diminution de la résistance. Finalement, la présence des inserts cause une diminution de la résistance; cependant la rupture n'a pas lieu là où sont placés les inserts sauf si le chargement est placé directement sur l'insert. La présence d'insert n'est donc pas significativement néfaste pour les propriétés des matériaux en flexion en dehors des chargements localisés sur un insert.

CHAPITRE 7. CARACTÉRISATION DYNAMIQUE DE MATÉRIAUX VISCOÉLASTIQUES UTILISÉS DANS L'INDUSTRIE DES MATÉRIAUX COMPOSITES

Ce chapitre est une étude dynamique sur des matériaux viscoélastiques utilisés dans l'industrie aéronautique lors la mise en forme de matériaux composites. Deux matériaux ont été testés : l'un est un adhésif structural à base acrylique et l'autre est un matériau amortissant en silicone. Une DMA a été utilisée pour effectuer des essais de cisaillement plan. Le module de cisaillement et le facteur de perte des deux matériaux sont calculés sur une plage de fréquence de 1 à 600Hz à température ambiante. Différents paramètres dont l'épaisseur, le matériau, la cuisson, le substrat et la cocuisson ont été étudiés.

7.1. Essai de la colle

Afin de réaliser les tests dynamiques de ce chapitre, il a été nécessaire d'utiliser une colle cyanoacrylate pour coller le matériau à base de silicone sur le substrat en acier ou en carbone. Un test avec un morceau de laminé collé sur les substrats a été accompli pour s'assurer que les propriétés dynamiques de la colle ne causeraient pas d'interférence avec les mesures sur les matériaux. Les échantillons ont été fabriqués comme montré à la Figure 7-1, puis testés pour obtenir la rigidité en cisaillement de la colle. Les résultats de ces tests sont présentés à la Figure 7-2. Pour fin de comparaison, les résultats obtenus avec l'échantillon de matériau viscoélastique le plus rigide a été ajouté sur le graphique. La rigidité du laminé composite carbone/époxy est considérée comme étant très grande par rapport à celle de la colle ou de matériaux viscoélastiques testés; de même son facteur de perte est considéré comme négligeable. On remarque qu'au moins une décade sépare les rigidités de la colle et du matériau viscoélastique, assurant ainsi que la colle ne causera pas d'interférences dans les mesures dynamiques. De même, le facteur de perte de la colle a été mesuré lors de ce test comme étant en moyenne 100 fois plus petit que le facteur de perte des matériaux viscoélastiques testés ici.

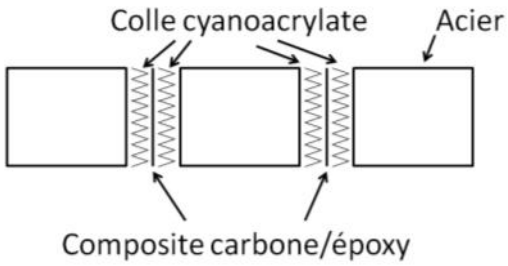


Figure 7-1 Échantillon de test de la colle.

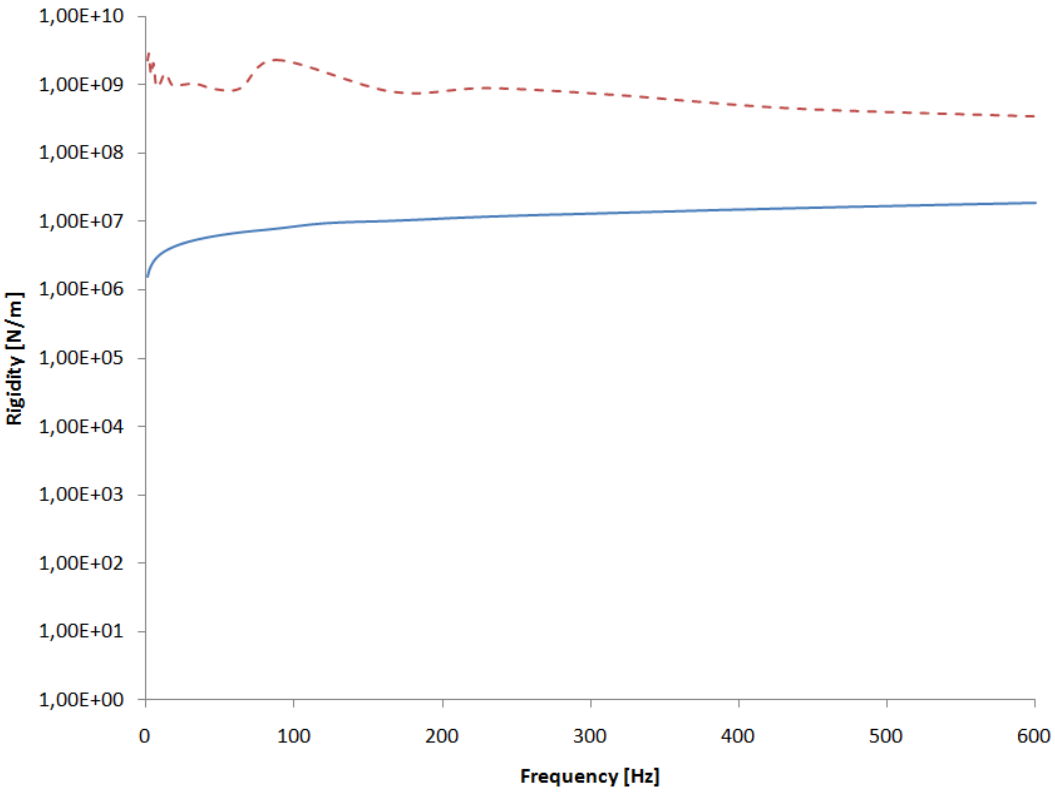


Figure 7-2 Rigidité en cisaillement de la colle.

Les résultats présentés dans les sections suivantes de cette étude sont des moyennes et les écart-types sont visibles à chaque point. L'axe des fréquences est logarithmique et va de 1 à 600Hz. La déformation induite de 1% a été confirmée comme étant dans la zone de linéarité des matériaux. Un défaut de l'appareil de mesure fait apparaître un artefact sur les mesures proches de 100Hz

pour certains échantillons. Il s'agit d'une résonance d'une partie de la machine et non d'une propriété physique des échantillons.

7.2. Comparaison des matériaux

Deux matériaux ont été comparés en termes de leurs propriétés dynamiques en cisaillement. Un adhésif acrylique fabriqué par 3M (*Very High Bonding* 9473PC) et un matériau viscoélastique à base de silicone fabriqué par SMAC (Smacwrap ST) ont été testés sur une DMA 450+ de 01dB-Metravib. L'adhésif acrylique a une épaisseur de 0,26 mm et le matériau siliconé existe avec une épaisseur de 0,1 et 0,2 mm. Un montage en cisaillement plan tel que présenté dans le chapitre 4 a été utilisé.

Afin de comparer les matériaux, 3 échantillons de cisaillement ont été fabriqués pour chaque matériau. L'adhésif acrylique a été collé directement sur les substrats en acier puis cuit à 80°C selon la procédure de collage du fabriquant. La colle cyanoacrylate testée au paragraphe précédent a été utilisée pour coller le Smacwrap sur le substrat.

Les modules de cisaillement obtenus sont présentés à la Figure 7-3, en fonction de la fréquence. Il apparaît que les deux matériaux ont un comportement semblable en fonction de la fréquence. Cependant le Smacwrap est plus rigide que le VHB sur toute la bande de fréquence.

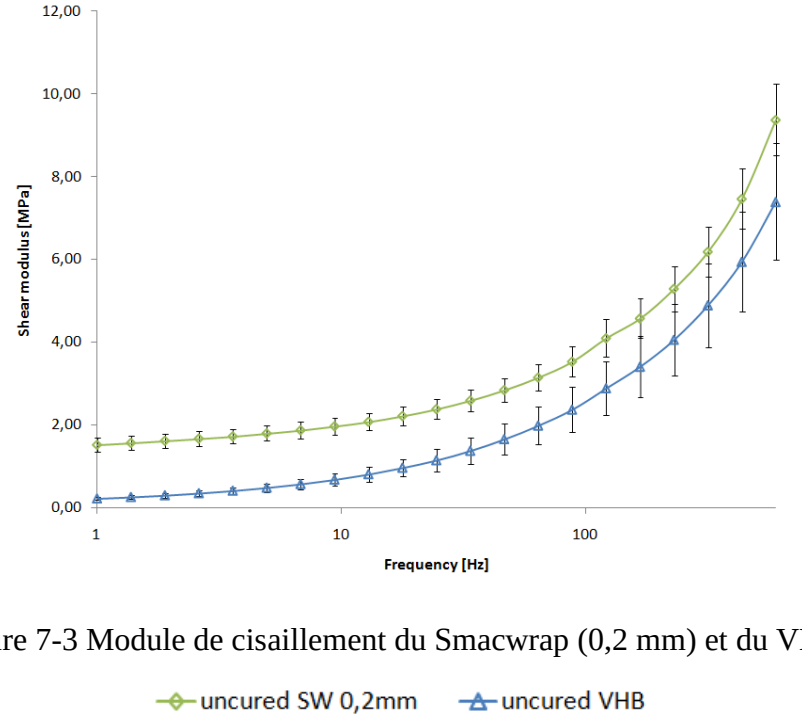


Figure 7-3 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) et du VHB.

Les facteurs de perte obtenus sont présentés à la Figure 7-4, en fonction de la fréquence. Le comportement des deux matériaux est très différent. Le facteur de perte du VHB atteint un maximum vers 25 Hz puis diminue légèrement. Ce comportement est typique d'un matériau qui est à sa température de transition vitreuse, ce qui veut dire que le VHB est proche de sa température de transition vitreuse à température ambiante. De son côté, le Smacwrap voit son facteur de perte augmenter avec la fréquence à température ambiante, ce qui signifie que sa température de transition vitreuse est plus basse. Selon le fabriquant, son facteur de perte a un maximum de 1,2 à une température proche de 5°C ce qui concorde avec les résultats obtenus.

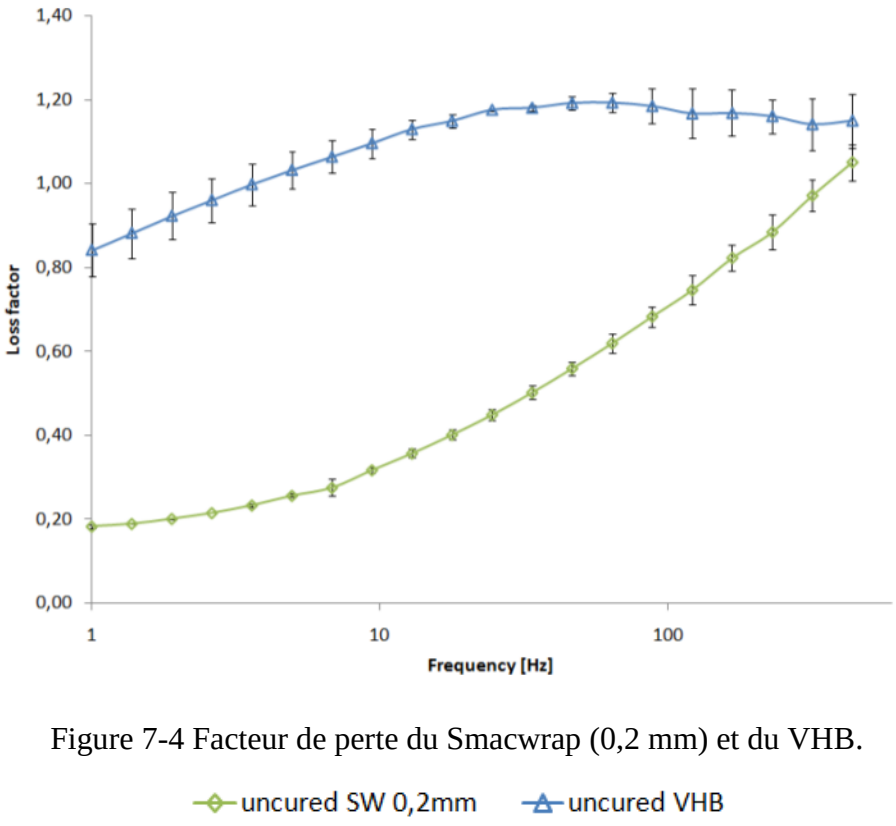


Figure 7-4 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) et du VHB.

L'écart-type du Smacwrap est relativement faible sur toute la bande de fréquence, contrairement au VHB. Ceci est peut-être dû au fait que le collage du VHB n'est pas uniforme d'un échantillon à l'autre. Ceci étant dit, cet écart-type ne dépasse pas 0,06 pour les deux matériaux sur toute la plage de fréquence.

7.3. Effet de l'épaisseur

Afin d'observer l'effet de l'épaisseur sur les propriétés des matériaux, des échantillons de Smacwrap de 0,1 et de 0,2 mm ont été collés avec de la colle cyanoacrylate sur les substrats puis testés. Les modules de cisaillement obtenus sont présentés à la Figure 7-5. Les modules de cisaillement des échantillons sont pratiquement identiques; ils augmentent avec la fréquence.

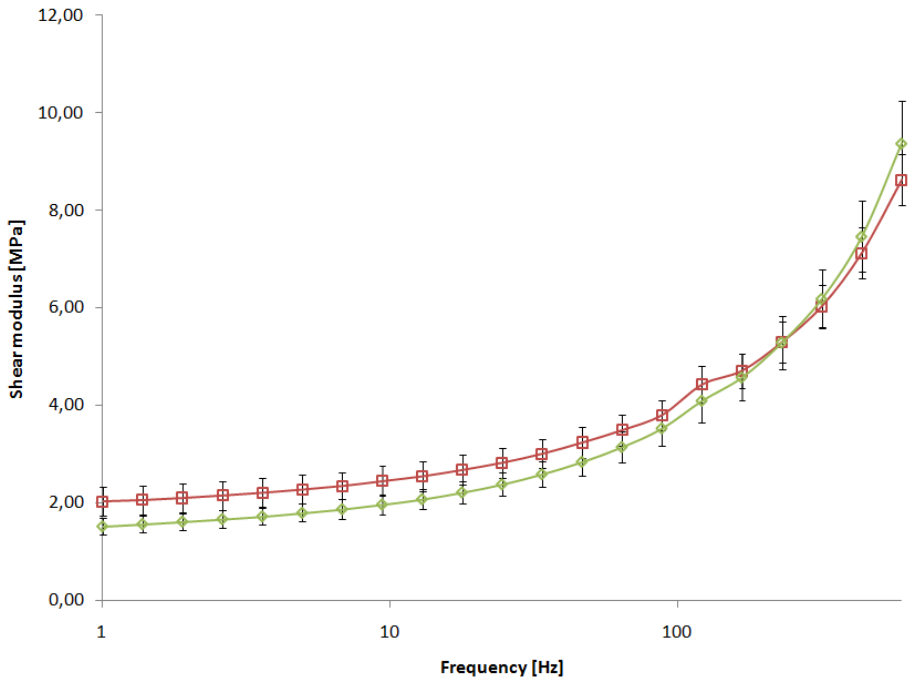


Figure 7-5 Module de cisaillement de Smacwrap 0,1 et 0,2 mm.

Les facteurs de perte sont présentés à la Figure 7-6. L'échantillon le moins épais a un facteur de perte 30% moins élevé sur toute la bande de fréquence. Les modules de cisaillement étant semblables, il est difficile d'expliquer ce phénomène. Cependant il a été remarqué une infiltration de colle cyanoacrylate à travers l'épaisseur lors de la mise en forme des matériaux que certains échantillons Smacwrap de 0,1 mm d'épaisseur. Il est possible que des liens de colle se créent d'un bord à l'autre de l'échantillon, ne modifiant pas le module de cisaillement mais diminuant les mouvements des chaînes de polymère entre elles, et diminuant ainsi l'amortissement. Si tel est le cas, cela pourrait se produire même sans colle : ce serait alors la résine du composite qui

traverserait la couche viscoélastique. Il semble donc important, dans les applications avec un matériau viscoélastique de faible épaisseur, de caractériser ses propriétés après l'intégration dans le laminé.

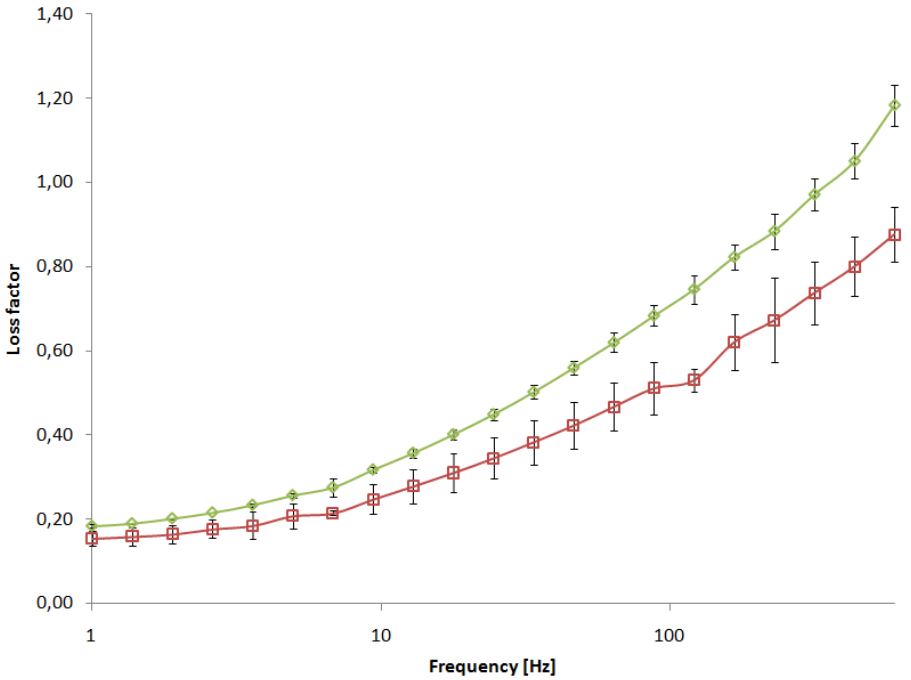


Figure 7-6 Facteur de perte de Smacwrap 0,1 et 0,2 mm.

7.4. Effet de la cuisson

Afin de déterminer les effets de la cuisson sur les propriétés des matériaux, une cuisson a été effectuée sur les échantillons de VHB alors qu'ils étaient déjà collés sur leur substrat. Le Smacwrap a été cuit seul avant d'être collé sur les substrats car la colle cyanoacrylate utilisée n'avait pas une très bonne tenue en température. La cuisson a été réalisée dans un four autoclave selon le cycle de cuisson des matériaux vus dans les chapitres 5 et 6. Les modules de cisaillement du VHB sont présentés à la Figure 7-7. Quelques valeurs du module de cisaillement d'un matériau acrylique trouvées dans la littérature (Kosmatka et Liguore [43]) sont affichées ici pour fin de comparaison.

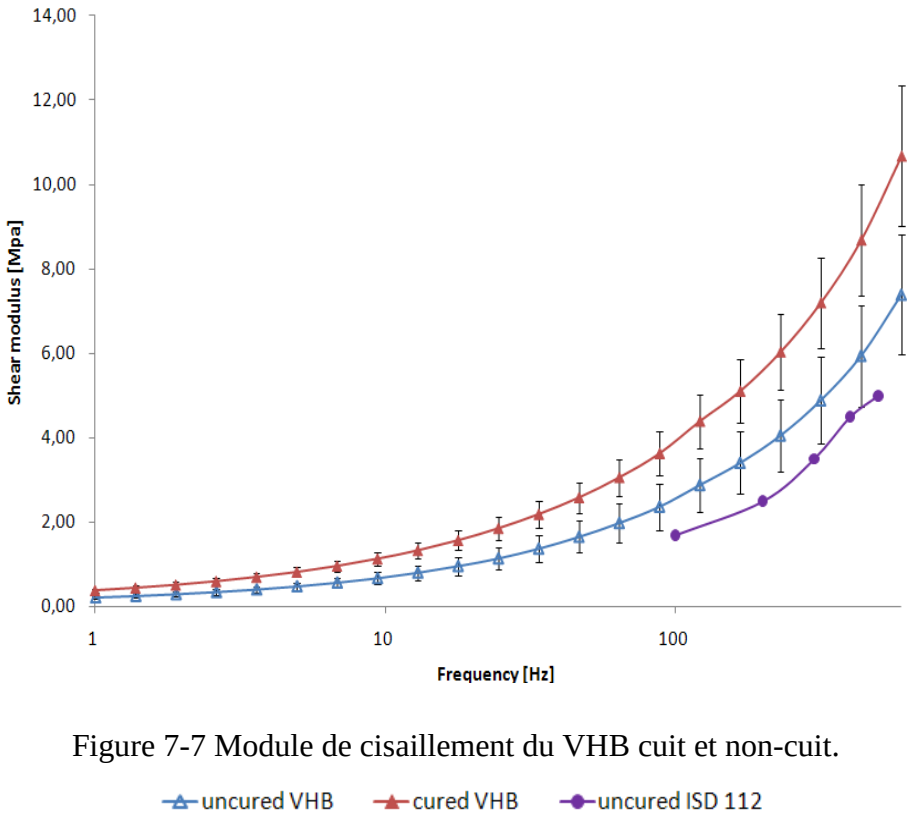


Figure 7-7 Module de cisaillement du VHB cuit et non-cuit.

L'allure du module de cisaillement du VHB non-cuit ressemble à celle du matériau trouvé dans la littérature. Le comportement du VHB avant et après cuisson est similaire, mais les échantillons cuits ont un module de cisaillement jusqu'à 60% plus élevé. Le VHB a probablement subi une modification structurelle lors de la cuisson. La Figure 7-8 présente les facteurs de perte des échantillons de VHB cuits et non cuits. Le matériau acrylique trouvé dans la littérature semble être dans le même état que le VHB vis-à-vis de la transition vitreuse. En effet, son facteur de perte semble diminuer suite à un maximum. Le VHB subit une perte de ses propriétés amortissantes lors de la cuisson car son facteur de perte maximum passe de 1,2 à 1,0 après cuisson.

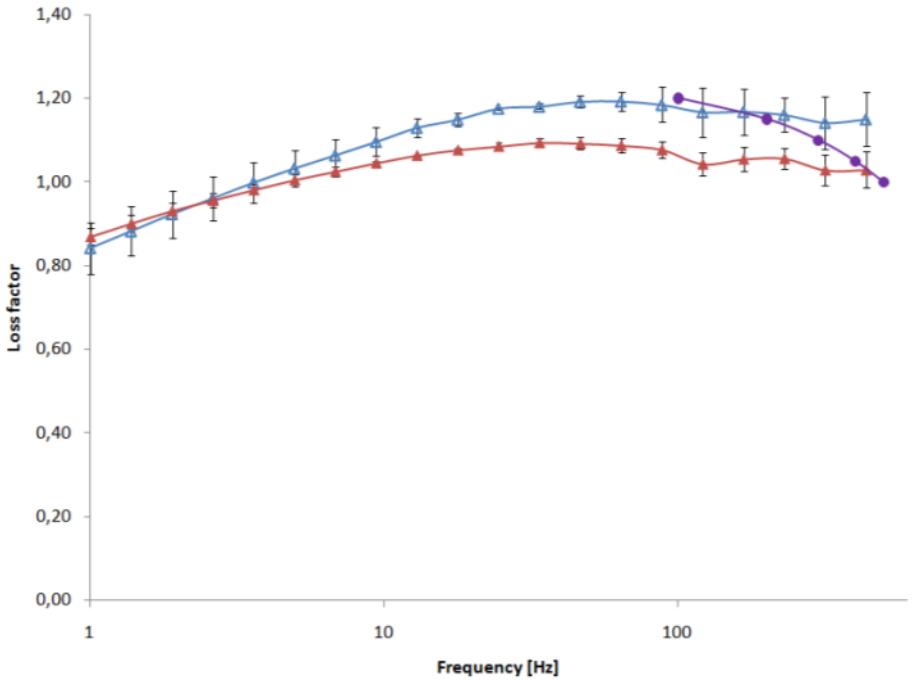


Figure 7-8 Facteurs de perte du VHB cuit et non-cuit.

Les modules de cisaillement des échantillons de Smacwrap sont présentés à la Figure 7-9. Les courbes sont identiques, prouvant que le matériau ne subit pas de modification lors de la cuisson. De même, les courbes des facteurs de perte montrée sur la Figure 7-10 montrent que le facteur de perte est inchangé lors de la cuisson. Ceci est expliqué par le fait que ce matériau est à base siliconée et le silicone est très stable en température. La température de dégradation du silicone est élevée et la flexibilité des chaines de silicones rend les propriétés mécaniques du matériau stables en température.

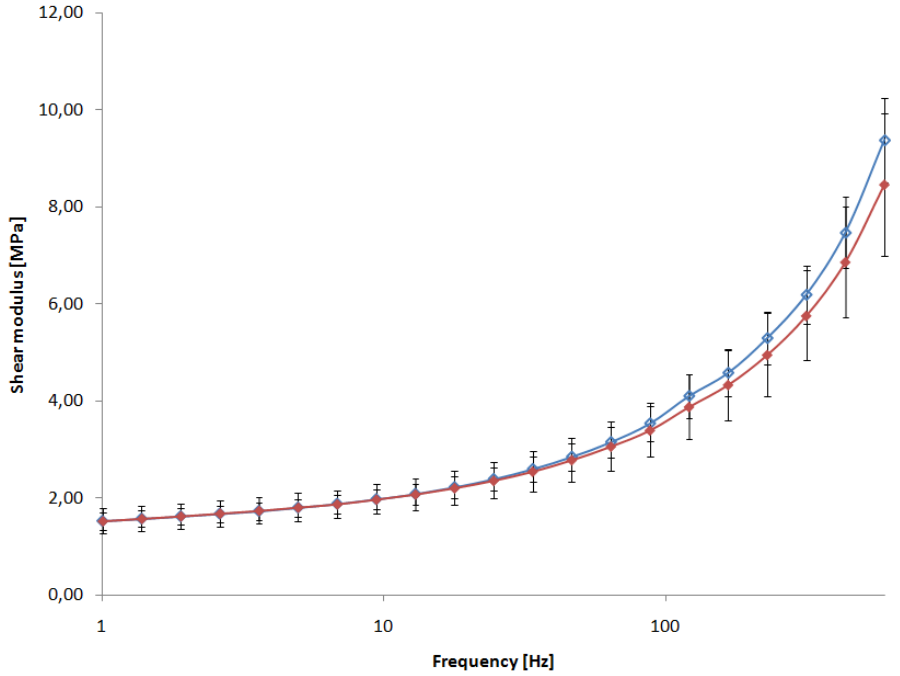


Figure 7-9 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) cuit et non-cuit.

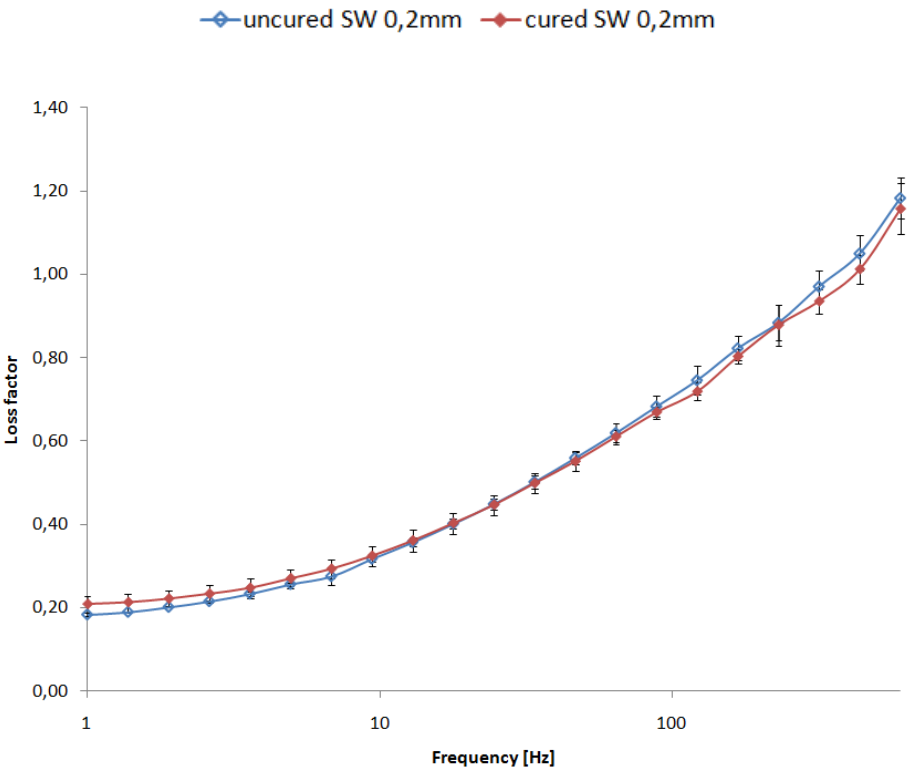


Figure 7-10 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) cuit et non-cuit.

uncured SW 0,2mm
cured SW 0,2mm

Les modules de cisaillement des deux matériaux après cuisson sont présentés à la Figure 7-11. Le comportement des matériaux est globalement similaire, mais le VHB s'est rigidifié et à des fréquences plus élevées que 100Hz; il devient même plus rigide que le Smacwrap.

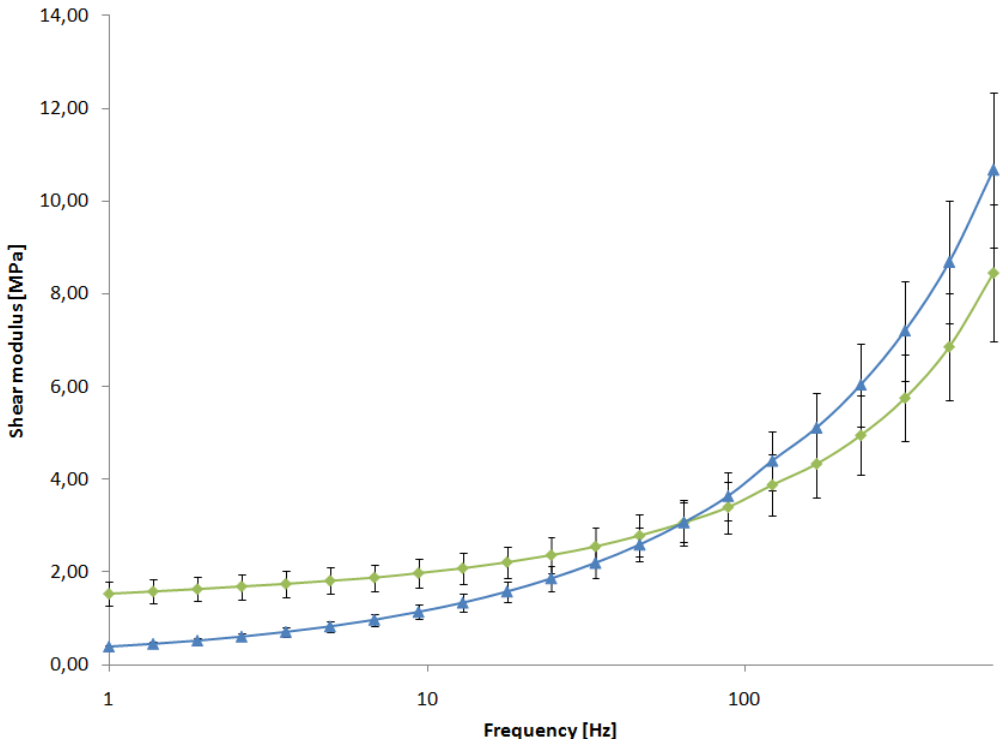


Figure 7-11 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) et VHB cuits.

Le facteur de perte des matériaux cuits est présenté à la Figure 7-12. Le comportement des matériaux est le même mais le facteur de perte du VHB a diminué lors de la cuisson. Étant donné l'allure des courbes entre 100 et 600 Hz, on peut conclure qu'à plus hautes fréquences ou à plus basses températures, le facteur de perte du Smacwrap sera plus élevé que le facteur de perte du VHB. En effet, le facteur de perte du Smacwrap atteint la valeur du facteur de perte du VHB à 600Hz. De plus, la courbe du VHB diminue alors que celle du Smacwrap a une pente très élevée. Les deux matériaux étant dans des états différents vis-à-vis de la transition vitreuse, le choix de

matériau permet d'optimiser l'amortissement par rapport à la température ou la fréquence d'utilisation.

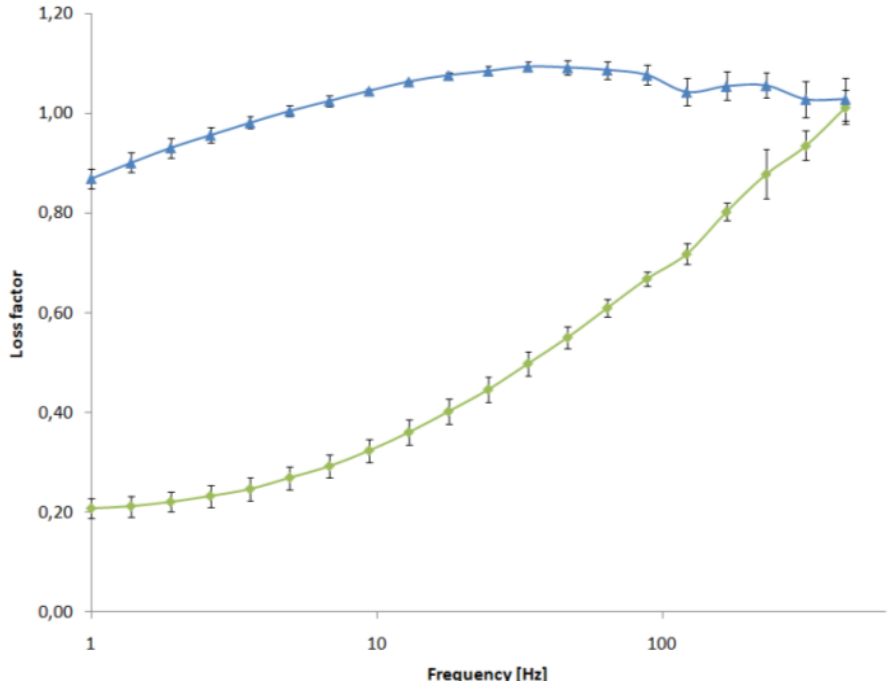


Figure 7-12 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) et du VHB cuits.

7.5. Effet de la qualité du collage

Des échantillons de Smacwrap ont été collés sur un laminé de composite carbone/époxy afin d'étudier l'impact de la qualité du collage sur les propriétés dynamiques. La Figure **7-13** montre le module de cisaillement du Smacwrap. Le module du matériau collé sur de l'acier est plus élevé de 25% en moyenne. Cependant, le facteur de perte est identique (Figure **7-14**). Le collage est donc moins bon sur le composite carbone/époxy. L'acier est connu pour avoir une meilleure surface active que l'époxy et fournit de meilleures conditions de collage pour la colle cyanoacrylate [44]. De plus, la rugosité du côté du sac à vide de l'échantillon augmente la tension de surface à l'interface, diminuant ainsi la qualité du collage. La différence entre les deux courbes de modules est donc uniquement due à la qualité de surface du composite carbone/époxy qui transmet les charges à une plus petite surface de viscoélastique. Le facteur de perte est par contre inchangé car celui-ci ne dépend pas de la surface de viscoélastique excitée.

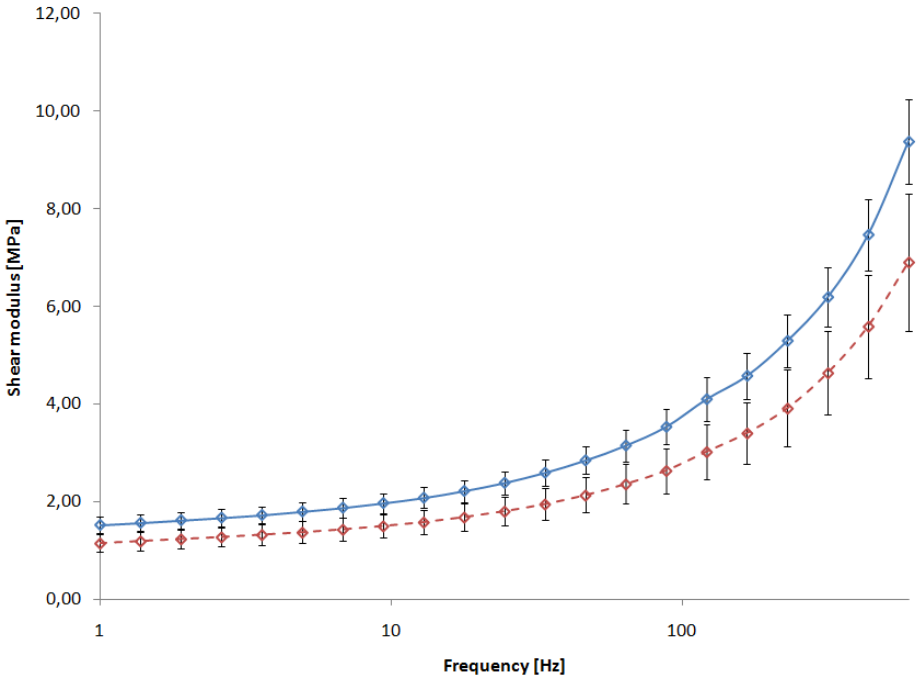


Figure 7-13 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) collé sur de l'acier ou du carbone.

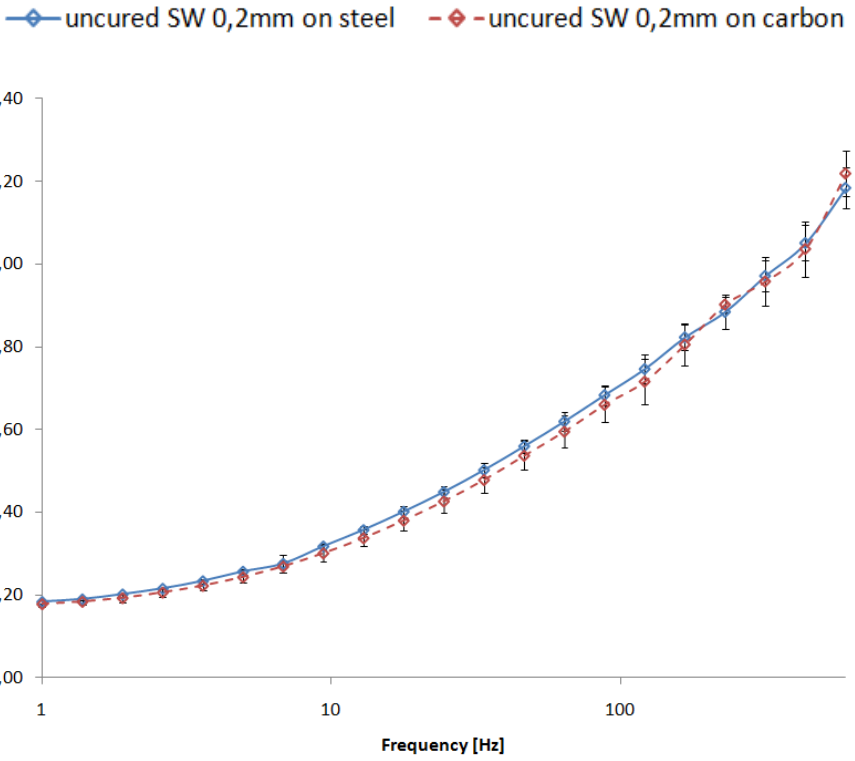


Figure 7-14 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) collé sur de l'acier ou du carbone.

uncured SW 0,2mm on steel
uncured SW 0,2mm on carbon

7.6. Effet de la cocuisson

Des échantillons de VHB et de Smacwrap ont été cocuits dans des laminés de carbone/époxy, c'est à dire qu'ils ont été placés entre des laminés de préimprégnés et le tout a été cuit ensemble en autoclave. Aucun adhésif n'a été utilisé pour le Smacwrap. Les échantillons ont ensuite été collés sur le substrat en acier grâce à la colle cyanoacrylate.

Le module de cisaillement du VHB cocuit est présenté à la Figure **7-15**. Les courbes ont le même comportement, mais le VHB cocuit a un module deux à six fois plus élevé que le module de l'échantillon cuit. De plus l'échantillon cuit avait déjà un module 60% plus élevé que le matériau non cuit.

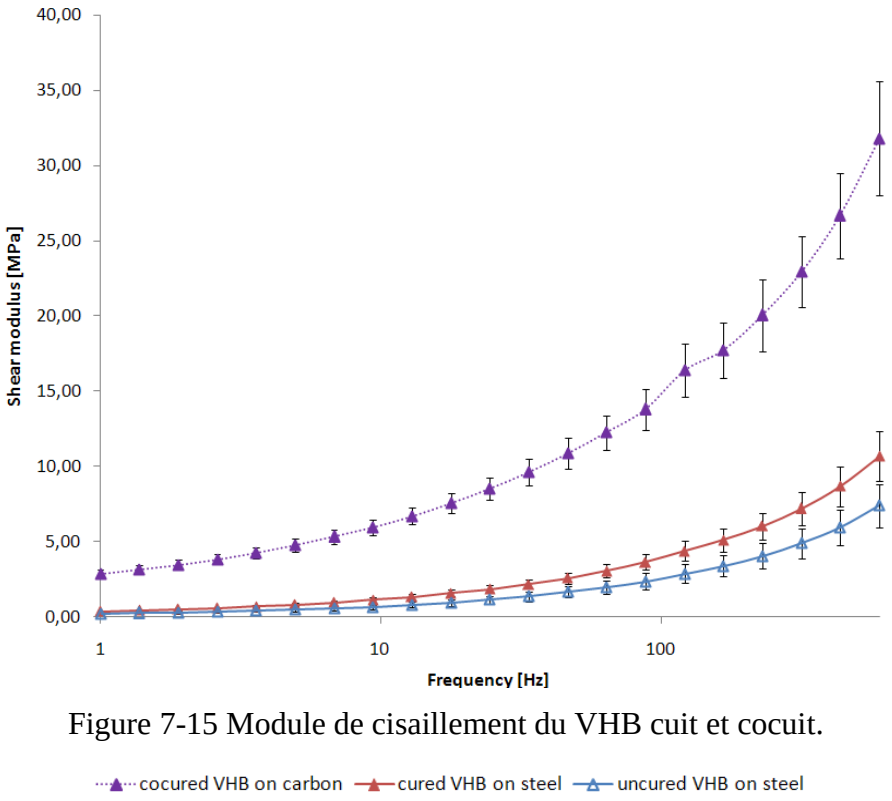


Figure 7-15 Module de cisaillement du VHB cuit et cocuit.

Le facteur de perte du VHB cocuit est présenté à la Figure **7-16**. La valeur maximum est de 0,6 comparé 1,0 pour un échantillon cuit et 1,2 pour un échantillon non cuit. Ce résultat indique que la cocuisson altère la structure du VHB de manière significative. Il a été rapporté que lors de la cocuisson de matériaux acryliques, il était possible que la résine diffuse à travers le matériau [45]. La polymérisation de la résine qui a diffusé dans le matériau viscoélastique le rigidifie et diminue

les mouvements de ses chaines, diminuant ainsi l'amortissement. Le comportement du VHB après cocuisson est très proche de ce que Maly et Johnson [45] ont trouvé pour un adhésif acrylique qui avait un maximum de facteur de perte à 1,05 qui est passé à 0,6 après cocuisson.

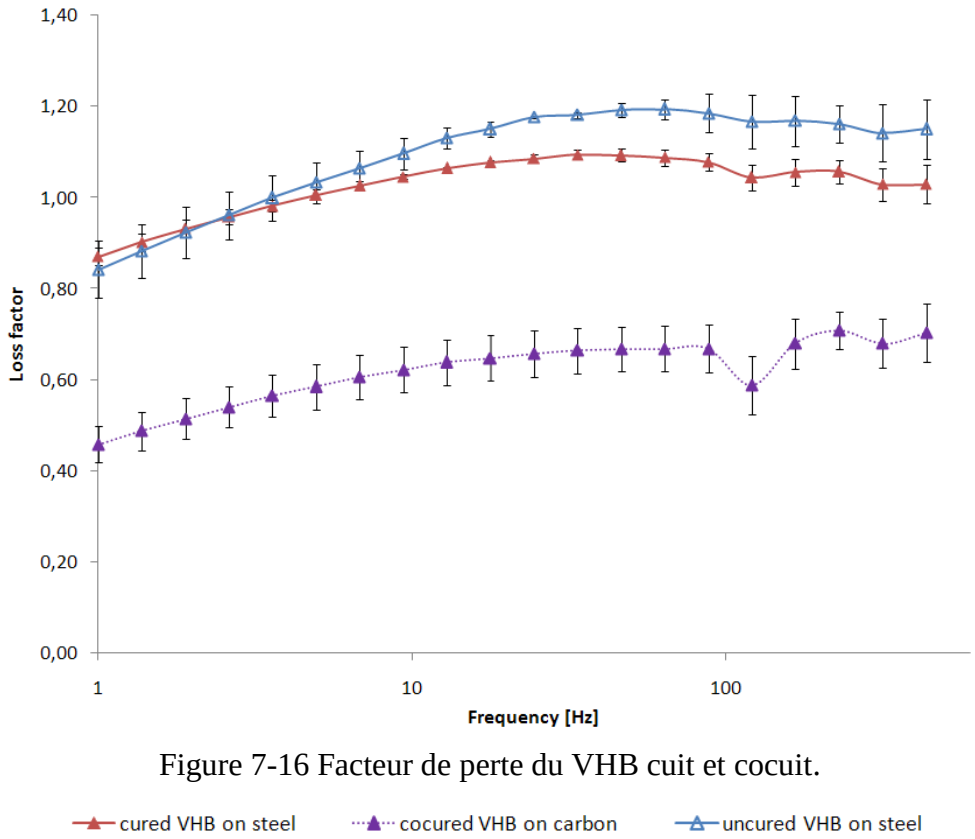


Figure 7-16 Facteur de perte du VHB cuit et cocuit.

Les tests de cocuisson réalisés sur le Smacwrap ont donné les courbes présentées à la Figure 7-17. Les courbes du module de cisaillement pour un échantillon collé sur du composite ou cuit sont aussi montrées sur le graphique. Le module de cisaillement du Smacwrap cocuit est identique au module de cisaillement de l'échantillon collé sur du composite. On remarque donc que la structure du Smacwrap n'est pas modifiée par la cocuisson. La perte de module observée est uniquement due à la surface sur laquelle le Smacwrap est collé, en l'occurrence le composite carbone/époxy.

Les courbes de facteur de perte sont présentées à la Figure 7-18 et sont toutes identiques. Le matériau conserve le même facteur de perte même après cocuisson.

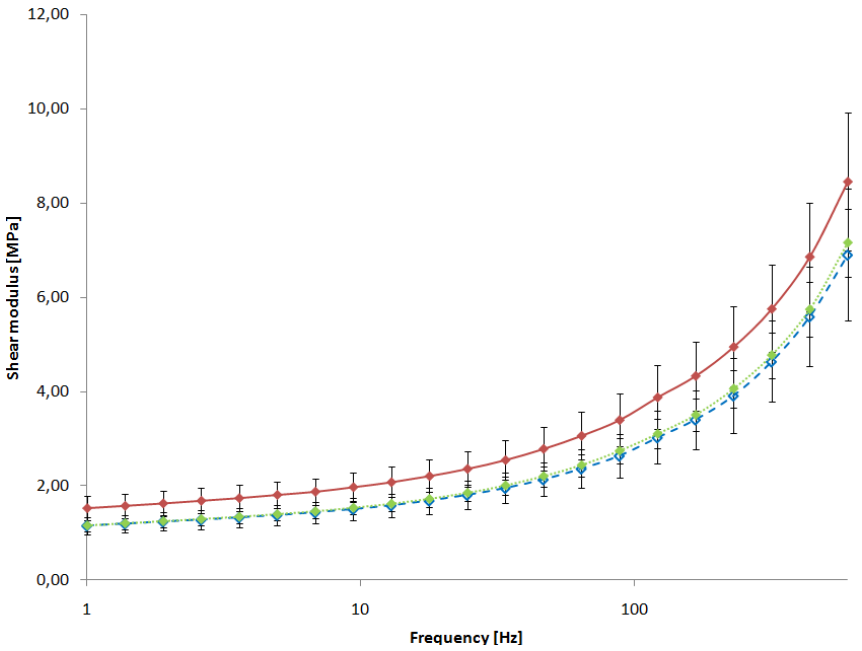


Figure 7-17 Module de cisaillement du Smacwrap (0,2 mm) collé sur du carbone, cuit et cocuit.

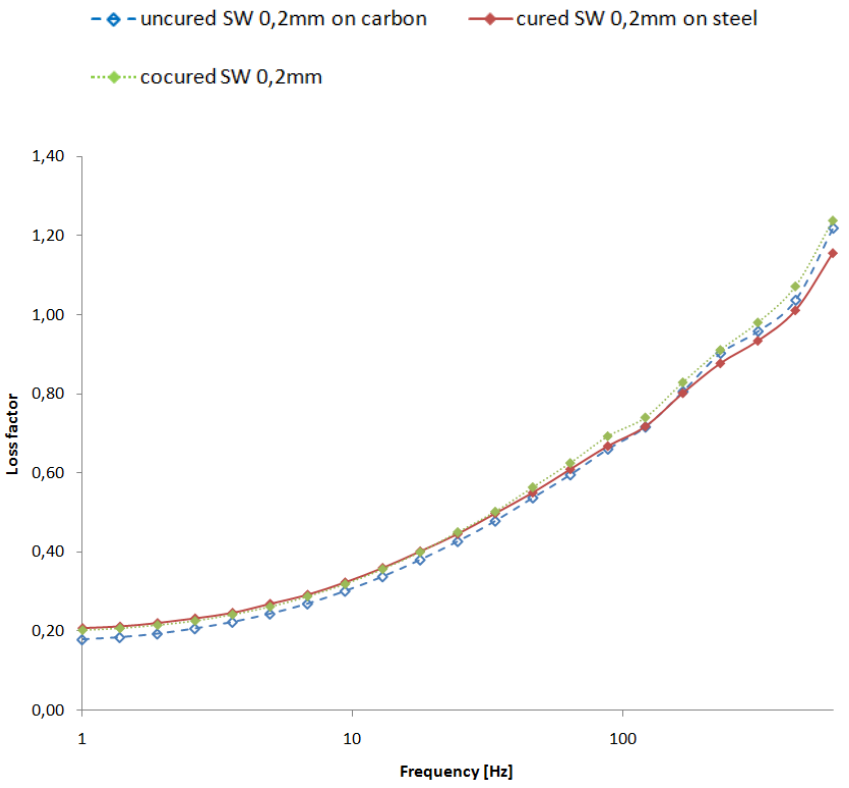


Figure 7-18 Facteur de perte du Smacwrap (0,2 mm) collé sur du carbone, cuit et cocuit.

uncured SW 0,2mm on carbon
cured SW 0,2mm on steel
cocured SW 0,2mm

D’un point de vue pratique, il n’est pas nécessaire d’utiliser un adhésif pour maintenir le Smacwrap dans le laminé afin qu’il ait un bon comportement. La matrice du composite permet une adhésion suffisante pour la déformation qui a été induite dans ces tests. Ceci est un avantage pour la mise en forme de solution d’amortissement dans un laminé composite.

D’un autre côté, le VHB subit des changements de structure lors de montée température et est très sensible à la cocuisson. Il est donc conseillé de l’utiliser sur un produit fini.

7.7. Conclusion

La conception de systèmes passifs amortissants est complexe car des solutions très différentes existent et chacune offre des avantages ciblés. La sélection doit prendre en compte les fréquences et les températures auxquelles l'amortissement sera le plus important ainsi que la manière d'intégrer le matériau à la structure. La stabilité thermique des matériaux est alors un critère important à prendre en compte pour la mise en forme.

L'impact de la nature du matériau, de l'épaisseur, de la surface de collage, de la cuisson et de la cocuisson ont été étudiés en fonction des propriétés dynamiques. Les conclusions sont les suivantes :

- Le module de cisaillement du Smacwrap 0,1 mm est diminué par l'infiltration de la colle. Il faut prendre en compte ce phénomène lors de la conception.
- Le matériau acrylique est plus affecté par la température de cuisson que le matériau à base de silicone. La cuisson augmente son module de 40% et diminue son facteur de perte de 20%.
- La cocuisson a un impact très important sur les propriétés dynamiques de l'adhésif acrylique. Le facteur de perte diminue de 50% à cause de diffusion de résine dans le matériau. Le module de cisaillement est de 3 à 9 fois plus élevé.
- Le module de cisaillement du matériau à base de silicone est fortement affecté par la qualité du collage. La caractérisation du viscoélastique doit être faite sur le même substrat que lors de son utilisation sur pièces réelles.
- La cocuisson n'affecte pas les propriétés du matériau à base de silicone. L'impact observé sur le module est uniquement dû à la qualité du collage.
- L'ajout d'adhésif n'est pas nécessaire lors de l'insertion du matériau siliconé dans un laminé ce qui limite l'ajout de masse à la structure.

CHAPITRE 8. DISCUSSION

Les études effectuées dans le cadre de ce mémoire traitent de modifications structurelles de matériaux composites sandwichs utilisés dans l'industrie aéronautique. Des tests de flexion ont été réalisés et il apparaît dans les deux cas que ces modifications ne changent pas drastiquement les propriétés des matériaux. Le chapitre 5 conclut que la présence de discontinuités du noyau dans la zone cisaillée d'un test de flexion quatre points ne modifie pas le module de cisaillement de celui-ci tant que ces discontinuités ne sont pas trop grandes ni trop nombreuses. Si un tel défaut apparaît dans la fabrication, il sera localisé à l'interface entre deux noyaux. Un tel défaut sera alors linéaire mais localisé donc son impact sera négligeable sur les propriétés en flexion de la pièce. La taille des noyaux fait en sorte que ces discontinuités sont placées loin les unes et des autres. Actuellement, il est commun d'injecter une mousse entre deux noyaux afin d'éviter les discontinuités mais d'après les résultats il serait tout à fait concevable de ne prendre aucune mesure à l'interface et de laisser la discontinuité telle quelle. Cette solution permet d'économiser une étape de fabrication et diminue la masse de mousse sans pour autant compromettre les propriétés de la structure.

Dans le cas d'un mouvement du noyau lors de la mise en forme, il est possible qu'une discontinuité de plus grande taille apparaisse. Une discontinuité de 2 mm est très facilement repérable par une dépression des peaux de la structure sandwich. Une pièce présentant ce défaut serait rejetée dans l'industrie aéronautique même s'il a été prouvé ici que son impact est négligeable sur les propriétés en flexion de la pièce. Cependant, le seul cas qui a compromis les propriétés en flexion des échantillons testés est le cas où trois discontinuités de deux millimètres étaient situées dans la zone cisaillée. Il est alors conseillé de rejeter les plaques présentant de trop grands défauts par mesure de sécurité. De plus, un impact sur la zone présentant une discontinuité risquerait d'endommager les peaux.

La flexion de panneaux fermés comportant des discontinuités dans le noyau est un phénomène complexe à cause des matériaux utilisés et de la géométrie étudiée. De nombreuses études décrivent le comportement de poutres sandwichs en flexion mais la modification de paramètres tels le module de cisaillement du noyau ou le module d'Young des peaux peut totalement changer la distribution des contraintes dans une section. La présence d'une singularité et l'ajout de

chanfreins complexifie le problème mais il apparaît que de tels panneaux présentent une rigidité beaucoup plus importante que les poutres, et la présence d'inserts ou de discontinuités n'a d'impact que si leur taille est grande.

La seconde étude a pour sujet les propriétés mécaniques de structures composites sandwich ayant des inserts viscoélastiques dans les peaux. Il s'agit d'une modification qui peut être rencontrée dans l'industrie aéronautique afin d'amortir les vibrations des panneaux. Des échantillons de traction comprenant des inserts localisés ont montré que ces inserts ne modifiaient pas le module d'Young des peaux. Cette conclusion est similaire à celle sur les discontinuités dans le noyau : la présence de modifications localisées est peu dommageable aux propriétés de la structure. Par la suite, des essais de flexion trois points ont été réalisés sur des poutres comprenant des inserts viscoélastiques. Chaque échantillon présentait deux inserts placés dans les peaux inférieures et supérieures. La position longitudinale des inserts était différente pour chaque poutre. Les tests ont montré que les inserts viscoélastiques ont peu d'impact sur les propriétés des structures sandwichs tant qu'il n'y a pas de chargement localisé sur la zone modifiée. Une différence de résistance de 10% est observée avec une poutre de référence. Cette conclusion est similaire à la conclusion de Mouritz et Thomson [46] sur l'influence de délamination dans les peaux d'un sandwich avec noyau en mousse. La seule différence est que dans notre cas, le mode de rupture (cisaillement du noyau) n'est pas modifié par la présence du défaut alors qu'ils ont montré que les peaux rompaient en flambement vers l'intérieur sur une poutre sans défaut et vers l'extérieur pour une poutre avec délamination. Cela est du à la différence de comportement entre un sandwich avec un noyau en mousse et un sandwich avec un noyau en nid d'abeille [41]. La délamination est le phénomène le plus proche du défaut de la structure étudiée ici, mais le matériau viscoélastique est soumis à un cisaillement contrairement à une zone délaminée.

Dans les deux types de modifications vues précédemment, il est démontré que de petites altérations apportées aux matériaux composites sandwichs n'ont pas d'impact sur les propriétés en flexion du matériau. Des altérations de grandes tailles dans le matériau peuvent par contre conduire à de drastiques pertes de performances au niveau du module d'Young et de la charge à la rupture. Dans le cas d'impact, il est aussi préférable de n'avoir que de petites modifications afin de diminuer le risque de rupture. Des études sur les singularités comme la délamination dans les peaux ou la délamination à l'interface peau-noyau ont montré que les défauts inférieurs à 30

mm n'ont pas une grande importance sur la rigidité et la résistance de poutres sandwichs [46, 47]. Il est donc possible de conclure que l'intégration d'une structure amortissante au sein d'un matériau sandwich modifiera peu ses propriétés en flexion à condition que les modifications soient petites et circonscrites. Les structures sandwichs comportant un noyau en nid d'abeille sont très sensibles aux chargements localisés [48] et les modifications vues ici amplifient les conséquences de tels chargements. Toutefois, les applications réelles de ces panneaux les soumettent rarement à des chargements aussi localisés que ceux vus en laboratoire.

Finalement, la troisième étude traite des propriétés dynamiques de matériaux viscoélastiques utilisées dans l'industrie aéronautique. Deux matériaux différents ont été testés de 1 à 600Hz dans différentes conditions. Il apparaît à la lumière de cette étude que le comportement des deux matériaux est très différent vis-à-vis de la cuisson et de la cocuisson. La mise en forme de matériaux composites se fait à haute température et il est nécessaire de s'assurer que les propriétés des matériaux viscoélastiques ne soient pas trop altérées par la cuisson ou la cocuisson. Le matériau à base de silicone ne subit aucune altération mesurable après cocuisson, contrairement à l'adhésif à base acrylique qui perd 50% de son facteur de perte à la cocuisson mais qui gagne jusqu'à 6 fois son module de cisaillement. La cause de cette modification de structure du matériau serait une infiltration de la résine lors de la cuisson. L'infiltration de la résine dans le matériau acrylique peut être problématique à certaines applications. La cuisson de ce matériau altère moins ses propriétés que la cocuisson, aussi il pourrait être intéressant de réaliser une pré-cuisson de couches de matériau composite avant d'insérer le matériau acrylique dans la structure.

De plus la comparaison des deux matériaux viscoélastiques a montré que leurs facteurs de perte ne sont pas maximums aux mêmes températures. Pour la plage de fréquence étudiée, le matériau à base de silicone est plus efficace à basse température (autour de 5°C) alors que le matériau acrylique est plus efficace à température ambiante. Aucun des deux matériaux n'a une efficacité maximale pour la plage de température mentionnée dans le projet ACOU-4. L'utilisation d'un seul matériau viscoélastique comme solution parait alors peu probable, il faudrait utiliser plusieurs matériaux dont les facteurs de pertes sont maximums à des plages de températures successives.

CHAPITRE 9. CONCLUSION

Ce projet visait la caractérisation de matériaux composites tels qu'ils sont utilisés dans l'industrie aéronautique. L'objectif général du projet a été divisé en trois parties :

- Étude des propriétés mécaniques de structures composites sandwichs comportant des modifications dans le noyau
- Étude des propriétés mécaniques de structures composites ayant un insert viscoélastique dans les peaux
- Études des propriétés dynamiques de matériaux viscoélastiques utilisés dans l'industrie aéronautique

Tout d'abord, la caractérisation mécanique de poutres sandwichs témoin a permis de valider la fabrication ainsi que la méthode de calcul du module de cisaillement du noyau. Des essais de flexion quatre points sur des poutres comportant des discontinuités dans le noyau ont permis de déterminer que les discontinuités modifient peu le module de cisaillement des noyaux modifiés et ne changent pas le mode de rupture des poutres. Des essais de flexion quatre points sur des panneaux sandwichs comportant des modifications dans le noyau ont par contre montré que les propriétés en flexion des structures pouvaient être diminuées si les discontinuités sont larges et nombreuses. Le mode de rupture des panneaux reste cependant le même : une fissure apparaît en premier sur le chanfrein de panneaux, puis des fissures en traction apparaissent sous les discontinuités. Ces discontinuités étant situées loin les unes des autres dans une situation réelle, il est tout à fait concevable de ne pas les combler avec de la mousse tant qu'elles ne sont pas visibles de l'extérieur du panneau.

Par la suite, la caractérisation des peaux du sandwich a permis de valider le module d'Young des peaux ainsi que leur fabrication. L'insertion de matériau viscoélastique dans les matériaux composites est une solution courante d'amortissement des vibrations. Des essais sur des échantillons de peaux incluant des inserts viscoélastiques partiels ont montrés que le module d'Young est inchangé. De plus, la caractérisation en flexion trois points de poutres sandwichs comportant des inserts viscoélastiques dans les peaux a montré que la présence d'inserts changeait la charge maximale à la rupture de manière significative que dans le cas où les inserts

sont situés proche du poinçon de chargement. La rigidité en flexion des poutres reste principalement inchangée quelle que soit l'endroit où est situé l'insert. Il en ressort que l'insertion de couches partielles de matériau viscoélastique dans les peaux d'un sandwich peut être une méthode envisagée pour amortir les vibrations dans une structure sans compromettre les propriétés mécaniques.

Enfin, la caractérisation dynamique de matériaux viscoélastiques utilisés couramment dans l'industrie aéronautique a été réalisée. Deux matériaux ont été testés et comparés selon certains paramètres. Les deux matériaux présentent avant tout des caractéristiques différentes en termes d'amortissement et de rigidité. Le matériau à base acrylique a un maximum de facteur de perte à température ambiante alors que le matériau à base de silicone présente son maximum à une température plus basse. L'épaisseur du matériau à base de silicone s'est révélée être importante car de la colle pouvait pénétrer à travers une fine couche de ce matériau. La cuisson n'a aucun effet sur le matériau à base de silicone mais rigidifie notablement le matériau à base acrylique et le rend moins efficace pour l'amortissement. La qualité du collage est importante pour les tests en cisaillement, car les échantillons collés sur une surface composite carbone/époxy ont montré un module plus faible que ceux collés sur de l'acier. La cocuisson n'a pas eu d'effet sur le matériau à base de silicone mais le matériau à base acrylique s'est significativement rigidifié par rapport à un échantillon simplement cuit. A la lumière de ces tests, il apparait que le choix de matériaux est soumis à un compromis selon la fonction et les températures d'utilisation des matériaux. La connaissance des propriétés des matériaux que l'on veut insérer dans les peaux est primordiale pour savoir comment les propriétés en flexion de la structure vont changer. Le chapitre 6 a permis d'étudier le matériau siliconé, il serait intéressant de réaliser la même étude sur l'adhésif acrylique qui offre une rigidité plus élevée. Par contre, sa cocuisson diminuerait son amortissement et une étude d'amortissement permettrait alors de comparer l'efficacité des deux matériaux.

Ce projet a permis de comprendre l'impact de modifications qui peuvent être faites à des matériaux composites à structures sandwich dans l'industrie aéronautique. De nombreux tests de caractérisation ont été réalisés et il apparaît que des modifications mineures sur les panneaux ne sont pas dommageables pour les propriétés en flexion. L'importance de la connaissance des propriétés des matériaux viscoélastiques a aussi été soulignée car les matériaux peuvent avoir des

comportements tout à fait différents vis-à-vis d'une mise en forme au sein d'une structure composite. Par la suite, des essais dynamiques de poutres intégrants des systèmes amortissants permettrait de conclure sur l'efficacité de tels traitements dans l'industrie.

RÉFÉRENCES

[1] D. Roylance, "Engineering viscoelasticity," *Departement of Materials Science and Engineering Massachusetts Institute of Technology, Cambridge*, 2001.

[2] J. Ferry, *Viscoelastic properties of polymers*: John Wiley & Sons Inc, 1980.

[3] D. I. G. Jones, *Handbook of viscoelastic vibration damping*: Wiley, 2001.

[4] S. H. Crandall, "The role of damping in vibration theory," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 11, pp. 3-18, IN1, 1970.

[5] G. Troxell, *et al.*, "Long-time creep and shrinkage tests of plain and reinforced concrete," 1958, pp. 1101-1120.

[6] R. Lakes, "Viscoelastic measurement techniques," *Review of scientific instruments*, vol. 75, p. 797, 2004.

[7] R. Lakes, *Viscoelastic materials*: Cambridge University Press, 2009.

[8] F. Schwarzl and A. Staverman, "Time Temperature Dependence of Linear Viscoelastic Behavior," *Journal of Applied Physics*, vol. 23, pp. 838-843, 2009.

[9] M. Williams, *et al.*, "The temperature dependence of relaxation mechanisms in amorphous polymers and other glass-forming liquids," *Journal of the American Chemical Society*, vol. 77, pp. 3701-3707, 1955.

[10] D. Mead, *Passive vibration control*: John Wiley & Sons Inc, 1999.

[11] I. Finegan and R. Gibson, "Recent research on enhancement of damping in polymer composites* 1," *Composite Structures*, vol. 44, pp. 89-98, 1999.

[12] I. Finegan and R. Gibson, "Analytical and experimental characterization of damping and stiffness in polymer composites having coated fibers as reinforcement," *Proceedings of the ASME Noise Control and Acoustics Division, NCA*, vol. 24, 1997.

[13] S. Suarez, *et al.*, "The influence of fiber length and fiber orientation on damping and stiffness of polymer composite materials," *Experimental Mechanics*, vol. 26, pp. 175-184, 1986.

[14] S. Hwang and R. Gibson, "Contribution of interlaminar stresses to damping in thick laminated composites under uniaxial extension," *Composite Structures*, vol. 20, pp. 29-35, 1992.

[15] C. Johnson, "Design of passive damping systems," *Journal of Mechanical Design*, vol. 117, p. 171, 1995.

[16] M. Rao, "Recent applications of viscoelastic damping for noise control in automobiles and commercial airplanes," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 262, pp. 457-474, 2003.

[17] A. Lall, *et al.*, "Damping analysis of partially covered sandwich beams," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 123, pp. 247-259, 1988.

[18] P. Mantena, *et al.*, "Optimal constrained viscoelastic tape lengths for maximizing damping in laminated composites," *AIAA Journal*, vol. 29, pp. 1678-1685, 1991.

[19] D. Jones, *et al.*, "Effect of tuned dampers on vibrations of simple structures," *AIAA Journal*, vol. 5, pp. 310–315, 1967.

[20] D. Jones, *et al.*, "Vibrating beam dampers for reducing vibrations in gas turbine blades," 1974, p. 1974.

[21] A. Nashif, *et al.*, *Vibration damping*: Wiley-interscience, 1985.

[22] Z. Li and M. Crocker, "A Review on Vibration Damping in Sandwich Composite Structures," *International Journal of Acoustics and Vibration*, vol. 10, pp. 159-169, 2005.

[23] C. Rotz and D. Barrett, "Cocured damped layers in composite structure," *SAMPE Quarterly (Society of Aerospace Material and Process Engineers);(United States)*, vol. 23, 1992.

[24] J. Schultze and J. Kosmatka, "Vibration reduction via constrain layer damping techniques," *Damping'89,* pp. 89-3116, 1989.

[25] J. Biggerstaff and J. Kosmatka, "Damping performance of cocured graphite/epoxy composite laminates with embedded damping materials," *Journal of Composite Materials*, vol. 33, p. 1457, 1999.

[26] S. He and M. Rao, "Residual stresses and delamination problems induced by cocuring of damped composite laminates," *Journal of Composite Materials*, vol. 28, p. 112, 1994.

[27] J. R. Maly and C. D. Johnson, "Cocured viscoelastic composites," 1996, p. 365.

[28] D. Ross, *et al.*, "Damping of plate flexural vibrations by means of viscoelastic laminae," *Booklet published by ASME*, pp. 49-87, 1959.

[29] P. Mallick, *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing, and design*: CRC Press, 1993.

[30] H. Allen, *Analysis and design of structural sandwich panels* vol. 51: Pergamon press Oxford, 1969.

[31] D. Zenkert, *et al.*, *An introduction to sandwich construction*: Engineering Materials Advisory Services, 1995.

[32] Y. Frostig, *et al.*, "High Order Theory for Sandwich Beam Behavior with Transversely Flexible Core," *Journal of Engineering Mechanics*, vol. 118, p. 1026, 1992.

[33] V. Sokolinsky, *et al.*, "Special behavior of unidirectional sandwich panels with transversely flexible core under statical loading," *International Journal of Non-Linear Mechanics*, vol. 37, pp. 869-895, 2002.

[34] V. Sokolinsky, *et al.*, "Experimental and analytical study of nonlinear bending response of sandwich beams," *Composite Structures*, vol. 60, pp. 219-229, 2003.

[35] L. Gibson and M. Ashby, *Cellular solids: structure and properties*: Cambridge Univ Pr, 1999.

[36] J. Zhang, "The mechanics of foams and honeycombs," 1989.

[37] J. Zhang and M. Ashby, "The out-of-plane properties of honeycombs," *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 34, pp. 475-489, 1992.

[38] K. Lingaiah and B. Suryanarayana, "Strength and stiffness of sandwich beams in bending," *Experimental Mechanics*, vol. 31, pp. 1-7, 1991.

[39] S. Kelsey, *et al.*, "The Shear Modulus of Foil Honeycomb Cores: A Theoretical and Experimental Investigation on Cores Used in Sandwich Construction," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 30, pp. 294-302, 1993.

[40] O. T. Thomsen and W. M. Banks, "An improved model for the prediction of intra-cell buckling in CFRP sandwich panels under in-plane compressive loading," *Composite Structures*, vol. 65, pp. 259-268, 2004.

[41] A. Petras and M. Sutcliffe, "Failure mode maps for honeycomb sandwich panels," *Composite Structures*, vol. 44, pp. 237-252, 1999.

[42] M. Lévesque, "L'essai de traction de matériaux composites unidirectionnels à fibres continues," M.Sc.A., École Polytechnique Montréal, Montreal, 2000.

[43] J. Kosmatka and S. Liguore, "Review of Methods for Analyzing Constrained Layer Damped Structures," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 6, p. 268, 1993.

[44] J. Cognard, *Science et technologie du collage*: PPUR presses polytechniques, 2000.

[45] J. Maly and C. Johnson, "Cocured viscoelastic composites," 1996, p. 365.

[46] A. Mouritz and R. Thomson, "Compression, flexure and shear properties of a sandwich composite containing defects," *Composite Structures*, vol. 44, pp. 263-278, 1999.

[47] Y. Frostig, "Behavior of delaminated sandwich beam with transversely flexible core--high order theory," *Composite Structures*, vol. 20, pp. 1-16, 1992.

[48] O. T. Thomsen and Y. Frostig, "Localized bending effects in sandwich panels: photoelastic investigation versus high-order sandwich theory results," *Composite Structures*, vol. 37, pp. 97-108, 1997.