



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

Popolaire et Démocratique Algérienne République

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Scientifique Recherche Ladé et Supérieure L'Enseignement de Ministère

جامعة وهران محمد بن احمد

Université d'Oran 2 Mohamed Ben Ahmed

معهد الصيانة والامن الصناعي

Institut de Maintenance et de Sécurité Industrielle

Département De Maintenance En Electromécanique

MÉMOIRE

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : maintenance en électromécanique

Spécialité : Maintenance - Fiabilité – Qualité

Thème

*COMPORTEMENT EN RUPTURE DES PLAQUES
SANDWICHES SOLLICITÉS À DIFFÉRENTES
CHARGES*

Présenté et soutenu publiquement par :

Hameyed Nadjem

Bouasria Inesse

Devant le jury composé de :

Nom et Prénom	Grade	Etablissement	Qualité
Mm. ABDI Ghezail	MCB	IMSI	Président
Mr. ADJLOUA Abdelaziz	MAA	IMSI	Examineur
Mr.ACHECHE Habib	MCA	IMSI	Encadreur

Septembre 2021

REMERCIEMENTS

Tout d'abord nous remercions le bon DIEU de nous avoir permis de réussir et qui nous a comblé des bienfaits de l'Islam et de la Science.

La réalisation de ce mémoire a été possible grâce à l'aide de plusieurs personnes à qui nous tenons à exprimer notre gratitude.

Nous tenons à exprimer notre gratitude profonde reconnaissance envers notre encadreur Mr ACHECHE HABIB pour son exigence de clarté et de rigueur, qui nous a beaucoup apporté tout au long de cette période de recherche, nous le remercions de nous avoir encadrés, orientés, aidés et conseillés.

Nous remercions infiniment tous les professeurs qui nous ont suivis et nous ont donné les outils nécessaires à la réussite de nos études universitaires. Durant nos études à l'institut de maintenance et de sécurité industriel et Nous tenons à leurs exprimer notre gratitude et notre reconnaissance pour nous avoir conseillé et guidé dans le droit chemin.



DEDICACE

Je dédier ce présente travail à :

*Mes très chers parents
A Mon frère ET mes sœurs
A toute ma chère famille
A mes Amis
A tous ceux qui m'ont souhaité du succès*

Inesse Bouasria

Je dédier ce présente travail à :

*Mes très chers parents
A Mes frère ET mes sœurs
A toute ma chère famille
A mes Amis
A tous ceux qui m'ont souhaité du succès*

Nadjem hameyed

Sommaire

<i>RÉSUMÉ</i>	2
<i>INTRODUCTION GÉNÉRALE</i>	1
CHAPITRE I.....	3
<i>Généralité sur les plaques composites sandwichs</i>	3
1. <i>INTRODUCTION</i>	4
2. <i>GÉNÉRALITÉS SUR LES MATÉRIAUX SANDWICHS</i>	4
2.1. <i>DÉFINITION ET HISTORIQUE</i>	4
2.2. <i>CONSTITUANTS D'UN SANDWICH</i>	5
2.2.1. <i>LES PEAUX (OU SEMELLES) :</i>	5
2.2.2. <i>L'ÂME</i>	6
2.2.2.1. <i>LES MOUSSE</i>	8
2.2.2.2. <i>LES MOUSSES RENFORCÉES</i>	10
2.2.2.3. <i>LES PAROIS MINCES</i>	10
2.2.3. <i>L'ADHÉSIF DE SURFACE (OU INTERFACE) :</i>	12
2.3. <i>PROCÉDÉS DE FABRICATION :</i>	12
2.2.1. <i>TECHNOLOGIES PAR VOIE HUMIDE (IMPRÉGNATION DIRECTE)</i>	13
2.2.2. <i>TECHNOLOGIES PAR VOIE SÈCHE (IMPRÉGNATION INDIRECTE)</i>	13
2.2.3. <i>ASSEMBLAGE PAR COLLAGE</i>	13
2.2.4. <i>MOUSSAGE « IN SITU »</i>	14
2.2.5. <i>MOULAGE DE PANNEAUX EN CONTINU</i>	14
2.3. <i>CONTEXTE INDUSTRIEL :</i>	14
3. <i>COMPORTEMENT MÉCANIQUE DES STRUCTURES SANDWICHS</i>	16
3.1. <i>COMPORTEMENT EN FLEXION</i>	17
3.2. <i>COMPORTEMENT EN CISAILLEMENT</i>	19
3.3. <i>COMPORTEMENT EN TRACTION COMPRESSION</i>	20
4. <i>FLAMBEMENT DES STRUCTURES SANDWICHS</i>	21
4.1. <i>LE PHÉNOMÈNE DE FLAMBEMENT</i>	21
4.2. <i>FLAMBEMENT GLOBAL DES SANDWICHS</i>	21
4.3. <i>FLAMBEMENT LOCAL DES SANDWICHS</i>	22
CHAPITRE II.....	24
1. <i>INTRODUCTION</i>	25
2. <i>ENDOMMAGEMENT ET RUINE DES STRUCTURES SANDWICHS</i>	25
2.1. <i>RUPTURES STATIQUES DES PEAUX</i>	26
2.2. <i>RUPTURES STATIQUES DE L'ÂME</i>	27

2.3.	<i>INSTABILITÉS LOCALES</i>	27
2.4.	<i>INSTABILITÉS GLOBALES FLAMBEMENT GÉNÉRALISÉ DES PEAUX « CRIMPING »</i>	29
3.	<i>MODE DE RUPTURE PAR INDENTATION LOCALISÉE</i>	30
3.1.	<i>RUPTURE DE L'ÂME EN CISAILLEMENT</i>	30
3.2.	<i>DÉGRADATION DE L'ADHÉSIF</i>	31
4.	<i>COMPORTEMENT DES SANDWICHES EN FLEXION</i>	31
4.1.	<i>COMPORTEMENT DES SANDWICHES EN FLEXION TROIS POINTS</i>	32
4.2.	<i>COMPORTEMENT DES SANDWICHES EN FLEXION QUATRE POINTS</i>	36
CHAPITRE III.....		39
1.	<i>INTRODUCTION :</i>	40
2.	<i>MODÈLE GÉOMÉTRIQUE</i>	41
3.	<i>MODÉLISATION NUMÉRIQUE</i>	43
3.1	<i>MÉTHODE DES ÉLÉMENTS FINIS</i>	43
4.	<i>RÉSULTATS ET DISCUSSIONS</i>	44
4.1.	<i>MODÈLE À ÂME CARRÉ</i>	45
4.1.1.1.	<i>CAS DU VERRE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°)</i>	45
4.1.1.2.	<i>CAS DU VERRE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)</i>	46
4.1.2.	<i>CAS DU BORE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)</i>	47
4.1.3.	<i>CAS DU GRAPHITE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)</i>	48
4.1.4.	<i>EFFET DU MATÉRIAU SUR LA COURBE FORCE-DÉPLACEMENT</i>	49
4.1.4.1.	<i>CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°</i>	49
4.1.4.2.	<i>CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°</i>	50
4.2.	<i>MODÈLE À ÂME CARRÉ/CERCLE</i>	51
4.2.1.1.	<i>CAS DU VERRE/ÉPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°)</i>	51
4.2.1.2.	<i>CAS DU VERRE/ÉPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)</i>	51
4.2.2.	<i>CAS DU BORE/EPOXY</i>	52
4.2.3.	<i>CAS DU GRAPHITE/EPOXY</i>	53
4.2.4.	<i>EFFET DU MATÉRIAU SUR LA COURBE FORCE-DÉPLACEMENT</i>	54
4.2.4.1.	<i>CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°</i>	54
4.2.4.2.	<i>CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°</i>	55
4.3.	<i>MODÈLE À ÂME 4 ELLIPSES</i>	56
4.3.1.	<i>CAS DU VERRE/ÉPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)</i>	56
4.3.2.	<i>CAS DU BORE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)</i>	57
4.3.3.	<i>CAS DU GRAPHITE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)</i>	58
4.3.4.	<i>EFFET DU MATÉRIAU SUR LA COURBE FORCE-DÉPLACEMENT</i>	59

4.3.4.1.	CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°	59
4.3.4.2.	CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°	60
4.4.	EFFET DE LA GÉOMÉTRIE DE L'ÂME SUR LA COURBE FORCE- DÉPLACEMENT.....	61
4.4.1.1.	CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°	61
4.4.1.2.	CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°.....	62
	CONCLUSION GÉNÉRALE.....	64
	REFERENCE.....	65

ملخص

بعد التحالف بين التعزيز الليفي (الزجاج والبورون والجرافيت) والمادة اللاصقة (راتنجات الاي بوكسي)، توفر المادة المركبة إمكانيات جديدة في مجال النقل والطيران. مع كثافتها المنخفضة للغاية من كثافة المعدن، تتميز هذه المادة بخصائص أفضل لمقاومة الضغط والتآكل. في السنوات الأخيرة، أدت التطورات في المحاكاة العددية إلى تطورات مهمة في دراسة المواد المركبة ونمذجها الميكانيكية. في الوقت الحاضر، يعد التحكم في السلوك الميكانيكي للمواد والهياكل المركبة الشطيرة، تحت الأحمال الثابتة، مجالًا واسعًا ومعقدًا للبحث. تلعب نمزجه الظواهر الفيزيائية المختلفة المميزة لسلوك مادة مركبة أثناء التشوه دورًا مهمًا في تصميم الهياكل. تهدف دراستنا إلى التحليل العددي لتطور منحنى إزاحة القوة للهياكل المركبة المحصورة بالزجاج الرقائقي والجرافيت وألواح البورون مع مصفوفة إي مع أشكال هندسية مختلفة، اعتمادًا على العديد من معلمات مثل اتجاه ألياف PVC ، ونواة في $[\alpha, +\alpha]$ بوكسي الصفائح المصفحة وموادها المختلفة وهندسة اللب

RÉSUMÉ

Suite à une alliance entre un renfort fibreux (verre, bore et graphite), et un liant (la résine époxy), le matériau composite offre de nouvelles possibilités dans le domaine de transport et de l'aéronautique. Avec sa densité extrêmement plus faible que celle du métal, ce matériau est caractérisé par de meilleures propriétés de résistance à la pression et à la corrosion. Au cours des dernières années, les progrès de la simulation numérique ont donné lieu à des développements significatifs dans l'étude des matériaux composites et leur modélisation mécanique. À l'heure actuelle, le contrôle du comportement mécanique des matériaux et structures composites sandwichs, sous charges statiques, est un domaine vaste et complexe de la recherche. La modélisation des phénomènes physiques variés caractéristiques du comportement d'un matériau composite en cours de déformation joue un rôle important dans la conception des structures. Notre étude a pour objectif d'analyser numériquement l'évolution de la courbe force-déplacement des structures composites sandwichs à des plaques stratifiées en verre, en graphite et en bore avec une matrice époxy $[+ \alpha, -\alpha]$, et une âme en PVC à différentes géométries, en fonction de plusieurs paramètres tels que l'orientation des fibres des plaques stratifiées et leurs différents matériaux et la géométrie de l'âme

ABSTRACT

Following an alliance between a fibrous reinforcement (glass, boron and graphite), and a binder (epoxy resin), the composite material offers new possibilities in the field of transport and aeronautics. With its extremely lower density than that of metal, this material is characterized by better properties of resistance to pressure and corrosion. In recent years, advances in numerical simulation have given rise to significant developments in the study of composite materials and their mechanical modeling. At present, the control of the mechanical behavior of sandwich composite materials and structures, under static loads, is a vast and complex field of research. The modeling of the various physical phenomena characteristic of the behavior of a composite material during deformation plays an important role in the design of structures. Our study aims to numerically analyze the evolution of the force-displacement curve of composite structures sandwiched with laminated glass, graphite and boron plates with an epoxy matrix [+ α , - α], and a core in PVC with different geometries, depending on several parameters such as the orientation of the fibers of the laminated plates and their different materials and the geometry of the core

LISTE DES FIGURES

Figure I.1 : sandwich type

Figure I.2 : Matériaux pour les peaux

Figure I.3 : Matériaux pour les âmes

Figure I.4 : Matériaux des renforts

Figure I.5 : Âmes en parois minces

Figure I.6 : Âme en nid d'abeilles

Figure I.7 : Sollicitations mécaniques

Figure I.8 : Flexion 3 points

Figure I.9: Essai flexion 3 points

Figure I.10: Flexion 4 points

Figure I.11: Essai flexion 4 points

Figure I.12 : Essai de cisaillement

Figure I.13 : Flambement d'une poutre

Figure I.14 : flambement généralisé des peaux

Figure I.15 : Flambement généralisé de l'âme

Figure I.16 : Flambement local

Figure I.17 : Flambement localisé des peaux

Figure II.1 : Différentes sollicitations (M, N, T) appliquées sur un sandwich

Figure II.2 : Ruptures statiques des peaux.

Figure II.3 : Ruptures statiques de l'âme

Figure II .4 : Instabilités locales

Figure II.5 : Instabilités globales

Figure II .6 : Mode de rupture par indentation localisée

Figure II .7 : Mode de rupture par cisaillement de l'âme.

Figure II.8 : Machine ZWICK Z250/SN5A.

Figure II.9 : Poutre sandwich chargée en flexion trois points

Figure II.10 : Répartition des contraintes de flexion planes dans le cœur et les peaux du sandwich.

Figure II.11 : Répartition des contraintes de cisaillement dans le cœur et les peaux du sandwich

Figure II.12 : Déformée d'une poutre en flexion et en cisaillement.

Figure II.13 : Méthode graphique pour l'évaluation du module de cisaillement G_{éq} [27] de l'âme du sandwich.

Figure II.14 : Poutre sandwich chargée en flexion quatre points.

Figure II.15 : Diagramme de l'effort tranchant T_z(x) et du moment de flexion M(x).

Figure III.1 : Modèle géométrique

Figure III.2 : Plaque composite

Figure III.3 : Forme de l'âme

Figure III.4 : l'Appui

Figure III.5: Maillage avec des éléments triangulaires de type quadratique.

Figure III.6 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et d'une orientation des orientations des fibres de 0°...MVE

Figure III.7 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90°... MVE

Figure III.8 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PVE-ÂCarrée)

Figure III.9 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PBE-ÂCarrée).

Figure III.10 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PGE-ÂCarrée).

Figure III.11 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 0° (âme carrée)

Figure III.12 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 60° (âme carrée)

Figure III.13 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et d'une orientation des orientations des fibres de 0° (PVE-ÂCCarrée)

Figure III.14 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PVE-ÂCCarrée)

Figure III.15 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PBE-ÂCCarrée)

Figure III.16 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PVE-ÂCCarrée).

Figure III.17 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 0° (âme carrée/cercle)

Figure III.18 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 60° (âme carrée/cercle)

Figure III.19 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PVE-Â4Ellipses)

Figure III.20 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PBE-Â4Ellipses)

Figure III.21 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PGE-Â4Ellipses)

Figure III.22 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 0° (âme 4 ellipses)

Figure III.23 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 60° (âme 4 ellipses)

Figure III.24 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour différentes géométries de l'âme (l'orientation des fibres 0°)

Figure III.25 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour différentes géométries de l'âme (l'orientation des fibres 60°)

NOMENCLATURE

ΣX	<i>contrainte normale</i>
ΣP	<i>contrainte de traction</i>
ΣC	<i>contrainte de compression</i>
T	<i>contrainte de cisaillement</i>
EC	<i>contrainte planes dans le cœur</i>
EF	<i>Module de Young de fibres</i>
TC	<i>contrainte de cisaillement dans le Cœur</i>
TZ	<i>effort tranchant</i>
MX	<i>moment de flexion</i>
M	<i>le moment fléchissant</i>
P	<i>Charge appliquée</i>
D	<i>la rigidité en flexion</i>
S	<i>la rigidité en cisaillement</i>
ΓC	<i>déformation en cisaillement du cœur</i>
EP	<i>déformation en flexion des peaux</i>
L	<i>la longueur</i>
W	<i>la fléché</i>
WC	<i>des flèches des cœurs</i>
WF	<i>des flèches des peaux</i>
X	<i>la distance</i>
T/H	<i>l'étanchement</i>
T	<i>temps</i>
D	<i>Diamètre</i>
L	<i>longueur</i>
Z	<i>Temps max</i>
H	<i>hauteur</i>
TF	<i>Temps final</i>
TC	<i>Temps initiale</i>
G_c	<i>Taux de restitution d'énergie critique</i>

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Le terme de composite recouvre un éventail très large de produits : composites à fibres courtes, à fibres longues parmi lesquelles il faut distinguer celles obtenues Par tissage, drapage, stratification en discernant le cas des plis unidirectionnel ou encore tissés, hybridés ou pas. Les matériaux composites connaissent un essor important, tant dans les applications les utilisant, que dans les technologies les mettant en œuvre.

Pour évaluer une nouvelle structure, le concepteur doit prendre en compte un certain nombre de considérations importantes. La nouvelle structure doit être, économique à construire et à faire fonctionner, fiable et confortable. Il existe évidemment plusieurs façons de satisfaire à ces exigences et le matériau de construction joue là un rôle prépondérant. Par ailleurs, le développement des technologies modernes exige que l'on utilise des matériaux présentant des propriétés mécaniques élevées spécifiques à leur emploi, mais dont les masses volumiques soient faibles. L'objectif est notamment de réduire la masse des structures. Les matériaux composites sont des matériaux qui répondent aux exigences précédentes. Ils sont des matériaux solides, inhomogènes et anisotropes, constitués par l'association à l'échelle microscopique de deux ou plusieurs autres matériaux aux caractéristiques complémentaires. Cette association leurs confère à l'échelle macroscopique un ensemble de propriétés notamment mécanique, que chacun des constituants pris séparément ne possède pas. En raison de leur faible densité, grande résistance, rigidité importante et de leur excellente durabilité, les matériaux composites ont d'abord été utilisés dans de nombreuses composantes structurales, notamment la marine, le transport, le nautisme, l'aéronautique, l'aérospatial, les sports et loisirs, l'industrie lourde, le génie civil et l'armée. Les raisons d'un tel succès sont attribués à leur bonne résistance à la fatigue et à la corrosion, leur souplesse de forme et surtout leur faible masse qui permet un allègement conséquent des structures. Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on notera les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs se distinguent des autres matériaux comme les métaux, les céramiques et les polymères par le fait qu'ils sont constitués :

- de deux semelles ou peaux, de faibles épaisseurs. Ces peaux sont constituées de matériaux à relativement haute résistance.*
- d'une âme beaucoup plus épaisse et de faible densité.*

On peut par conséquent modifier les propriétés de ces matériaux en variant les proportions de leurs constituants ou les propriétés des constituants eux-mêmes.

De nombreux travaux ont été effectués sur le comportement mécanique et l'analyse des mécanismes d'endommagement des composites classiques constitués de différents types de fibres tel que le verre, le carbone, le bore, le graphite etc. avec une résine époxyde pour les stratifiés et associés à une âme en PVC pour les matériaux sandwichs. Aujourd'hui, les composites à constituants naturels sont principalement utilisés dans l'industrie automobile,

pour la fabrication de pièces d'intérieur ; dans l'énergie, pour la fabrication des pâles d'éoliennes et dans l'aéronautique ou le nautisme pour la fabrication des coques.

L'objectif de ce travail est d'analyser par la méthode des éléments, l'effet des orientations des fibres ainsi que la géométrie de l'âme sur la courbe force-déplacement de trois matériaux sandwichs différents.

- *Après l'introduction générale, le chapitre 1 est consacré à une analyse bibliographique*

Sur le comportement en statique des matériaux composites stratifiés ainsi que les structures sandwichs.

- *Le deuxième chapitre est consacré à l'analyse du comportement mécanique en statique des matériaux sandwichs.*
- *Le troisième chapitre présente notre travail sur une étude numérique du comportement des sandwichs sous sollicitation statique. Cette étude est menée en flexion 3 points pour les sandwichs*

CHAPITRE I

Généralité sur les plaques composites sandwichs

1. INTRODUCTION

L'idée d'associer des matériaux avec des propriétés complémentaires au sein d'un même solide, appelé composite, en vue de lui conférer un ensemble de propriétés originales est ancienne. La nature en a donné plusieurs exemples à l'humanité. Ce n'est toutefois que depuis 50 ans environ que les composites synthétiques sont utilisés. Le cours doit permettre aux concepteurs et aux constructeurs d'avoir une connaissance de base et d'évaluer si les matériaux composites sont applicables dans leur domaine [1]. Une revue bibliographique sur les matériaux composites en construction sandwich est développée dans ce chapitre. Cette revue débutera avec une exposition plutôt générale de la structure sandwich : les différents constituants, les procédés de fabrication ainsi que leurs comportements vis-à-vis de différentes sollicitations mécaniques.

2. GÉNÉRALITÉS SUR LES MATÉRIAUX SANDWICHS

Il est évident que les matériaux traditionnels ne peuvent plus rivaliser avec les composites. Grâce à leurs excellentes propriétés mécaniques, légèreté, bonne résistance chimique et meilleure tenue en fatigue, l'utilisation des matériaux composites s'est rependue dans différents secteurs industriels, en particulier le secteur aéronautique. En outre, la progression rapide des techniques de mise en forme des matériaux composites a contribué largement à leurs croissances à l'échelle mondiale. Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on notera les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs se distinguent des autres matériaux comme les métaux, les céramiques et les polymères.

2.1. DÉFINITION ET HISTORIQUE

Un matériau composite est défini comme étant « un assemblage d'au moins deux corps non miscible à structure différente dont les qualités individuelles se combinent et se complètent en donnant un matériau hétérogène dont les performances globales sont améliorées » [1]. Une structure sandwich (Fig.1.1) est un matériau constitué de deux peaux en matériaux composites et une âme en matériau alvéolé (par exemple « mousse plastique » ou « nid d'abeille ») ou en bois (balsa ou contreplaqué). L'avantage de cette structure d'avoir une grande rigidité en flexion, pour une masse minimale. En schématisant, l'âme est ultralégère (la plupart des mousses utilisées ont une masse volumique de l'ordre de 40 à 100 Kg/m³, c'est-à-dire une densité de 0,04 à 0,1) n'est soumise qu'à une compression dans son épaisseur et ne sert qu'à « maintenir un écart » entre deux plaques minces de matière ce qui donne la rigidité maximale. En conception cette structure sandwich en matériaux composites est comparée, généralement, à une plaque métallique nervurée [1].

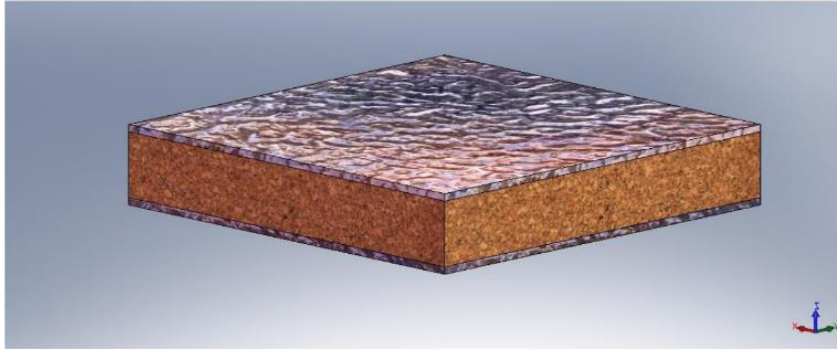


Figure I.1 (sandwich type)

Le concept de structure sandwich remonte assez loin puisqu'un français, Duleau, en 1820, puis un anglais, Fairbairn, en 1849, se sont intéressés aux avantages de structures constituées de deux membranes séparées par une certaine distance.

Les panneaux sandwich ont été utilisés pour la première fois dans la construction de l'avion militaire britannique «le Mosquito» pendant la Seconde Guerre Mondiale. A la fin des années 50 et pendant les années 60, plusieurs types des plastiques alvéolaires ont été produits. Ils ont servi d'âmes pour les structures sandwichs.

Aujourd'hui, il existe une large variété de polymères et autres qui sont utilisés pour constitués les panneaux sandwichs.

2.2 CONSTITUANTS D'UN SANDWICH

Une structure sandwich présente une solution de compromis permettant à la fois de rigidifier et d'alléger une structure. Elle est constituée généralement de trois composants de base possédant des propriétés différentes, mais complémentaires : les peaux, l'âme et l'adhésif. La figure présente les différents éléments constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich [2] :

- Les peaux*
- l'âme*
- L'adhésif de surface*

2.2.1. LES PEAUX (OU SEMELLES) :

Généralement planes, qui reprennent les efforts de flexion. Elles peuvent être de plusieurs natures : en métal, en stratifié, en bois (contreplaqué) ou encore en plaque thermoplastique. Le choix de la nature de la peau s'effectue principalement en fonction des

performances mécaniques exigées. Mais en général, une rigidité élevée et une excellente résistance à la compression et à la tension sont les principales qualités recherchées [3].

La figure 1.2 illustre les différents matériaux de fabrication des peaux.

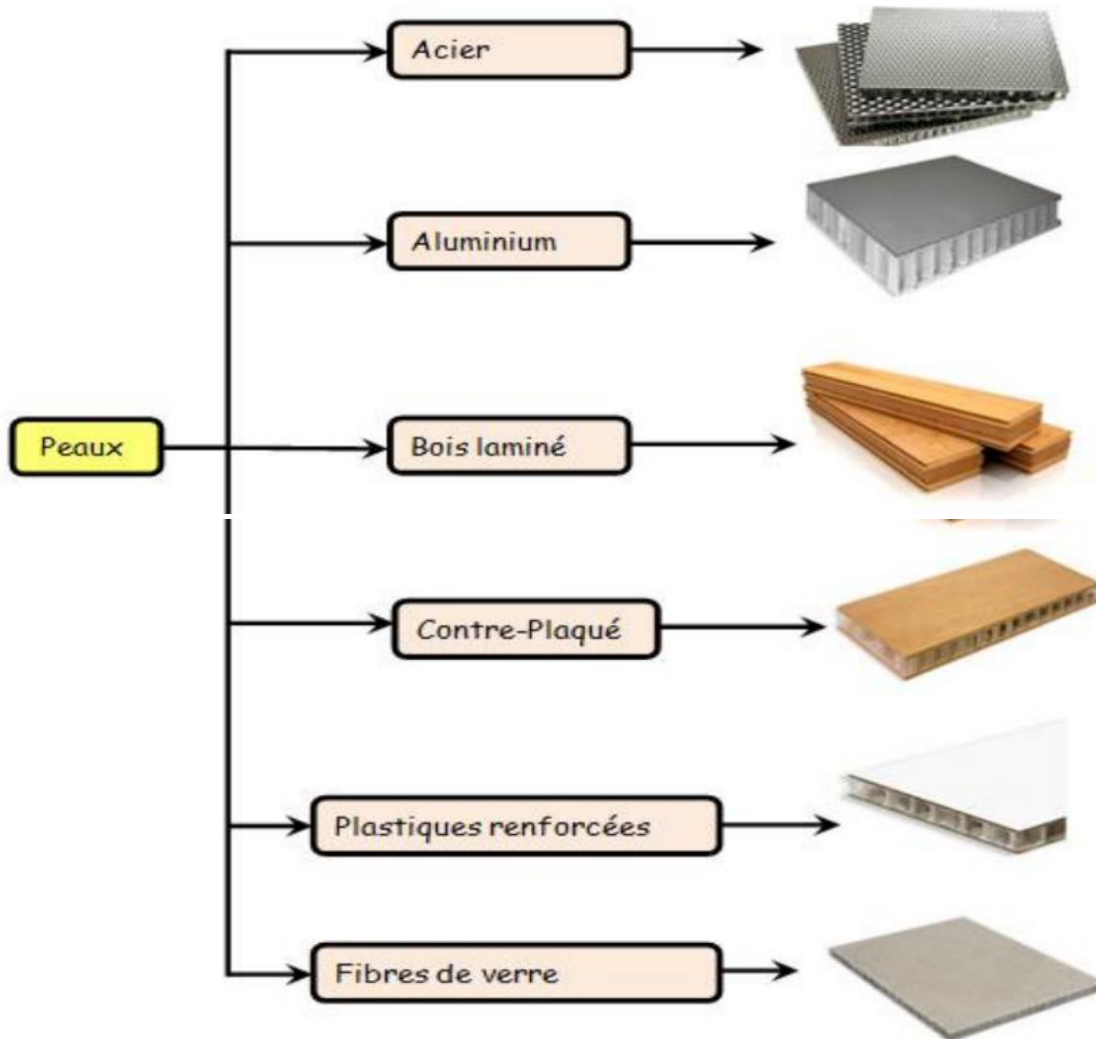


Figure 1.2 (Matériaux pour les peaux)

2.2.2. L'ÂME

C'est l'élément central d'une structure sandwich. Elle se caractérise par une faible masse et des faibles caractéristiques mécaniques.

Son rôle principal est de supporter les efforts de compression et de cisaillement engendrés suite au mouvement de glissement des peaux sous chargement, et de maintenir leur écartement.

En effet, si l'épaisseur des panneaux n'est pas maintenue constante, il en résulte une diminution des capacités des peaux externes à résister à la flexion. L'épaisseur élevée de l'âme a pour but d'accroître le moment d'inertie du panneau sans augmenter la masse volumique.

Les types d'âmes les plus communs dans le secteur industriel sont : le bois de balsa, les nids d'abeilles et les mousses en polymères rigides [3].

La figure 1.3 ci-dessous représente les matériaux de fabrication de ces types.

Les structures sandwichs sont classées selon la nature de leurs âmes. Les âmes peuvent être classées en trois catégories principales, les mousses, les mousses renforcées et les parois minces.

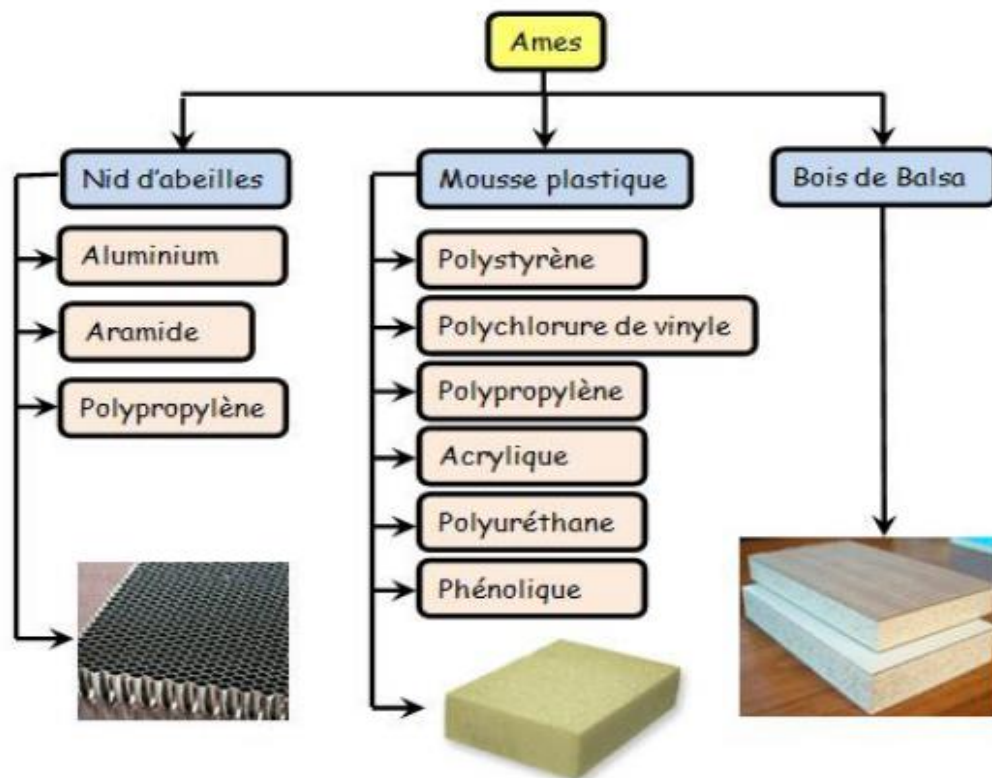


Figure 1.3 (Matériaux pour les âmes)

2.2.2.1. LES MOUSSE

Les mousses peuvent être de nature organique, métallique ou céramique. Leurs propriétés les plus intéressantes sont les suivantes :

- l'allégement : Les mousses organiques ont de très faibles densités. Elles permettent donc une diminution du poids d'une structure, tout en assurant la conservation des propriétés mécaniques de celle-ci.

- l'isolation thermique : Celle-ci est améliorée par la présence des pores, idéalement fermés, nombreux, et de taille réduite. Ils assurent une discontinuité au sein de la structure. Ainsi, la conductivité thermique abaisse considérablement ;

- l'isolation phonique : Elle est augmentée à l'aide des tortuosités et cheminements introduits par les pores, de préférence ouverts.

D'autres propriétés, dues principalement à la nature de la matrice, sont aussi à considérer : tenue à la température, au feu, aux agents chimiques...

- **Mousses métalliques:**

Les plus utilisées sont les mousses d'aluminium, largement exploitées dans l'industrie automobile et aérospatiale. Ces mousses sont rigides et leur température de fusion varie globalement entre 820 et 890 °C.

Il existe également des mousses de zinc, de plomb, d'étain, et leurs alliages, ainsi que des possibilités d'emploi du bronze, du titane, et du cuivre. Si l'on considère plus particulièrement les mousses d'aluminium, très utilisées dans l'industrie, on constate qu'elles se distinguent par une grande rigidité spécifique, une grande capacité d'amortissement mécanique et acoustique, des conductivités thermique et électrique réduites, une bonne aptitude à l'assemblage mécanique (sciage, fraisage, perçage, clouage, vissage...), ainsi qu'au soudage ainsi qu'une bonne résistance à l'environnement (biologique en particulier).

Dans le cadre de certaines applications, les mousses métalliques s'avèrent particulièrement bien adaptées. La densité permet de concevoir des montages flottants (appontements, aménagements portuaires...), et ce d'autant plus que les cellules de la mousseront fermées. De même, la bonne résistance des mousses d'aluminium à la compression permet l'utilisation de celles-ci dans des systèmes « anti-crash ». Pour cette application, elles présentent l'avantage, par rapport aux mousses de polymères, d'avoir une plus grande tenue en température, ainsi qu'un meilleur comportement au feu.

- **Mousses minérales et céramiques:**

La terre cuite, allégée de manière artisanale, est sans doute la mousse céramique la plus ancienne qui soit au monde. Malgré son âge, ce type de mousse conserve son intérêt. Ceux-ci sont souvent employés pour leurs propriétés absorbantes, résultant d'une porosité souvent ordonnée.

Il existe également des mousses de verre, de béton, de carbone vitreux, de carbure de silicium, de borate... On peut encore citer les billes d'argile expansées (utilisées dans l'hydro culture), les terres cuites acoustiques utilisées dans des écrans anti-bruit...

Ces mousses ne présentent pas de caractéristiques mécaniques élevées. Leur principal avantage réside dans leur tenue en température. Ainsi, une mousse de carbure de silicium, d'une densité de 0,29 g/cm³, peut résister à plus de 1 500 °C en atmosphère oxydante et 2 200 °C en atmosphère neutre. Elle peut être employée dans des échangeurs thermiques, des éléments chauffants, des filtres, des supports de catalyseurs...

- **Mousses organiques**

L'éponge, la pierre ponce, le liège, ainsi que le balsa, sont des mousses organiques naturelles. À celles-ci s'ajoutent des mousses organiques de synthèse, auxquelles les mousses de polymères appartiennent. Actuellement, la majorité des mousses organiques utilisées dans l'industrie sont des mousses de synthèse. Pourtant, certains produits naturels, comme le liège ou le balsa, par exemple, conservent des applications dans les technologies actuelles.

Les mousses de polymères expansés (alvéolaires) constituent la forme la plus courante de matériaux d'âme. Elles peuvent être produites à partir d'une grande variété de polymères synthétiques, dont le polychlorure de vinyle (PVC), les polyoléfinés (PE, PP), le polystyrène (PS), le polyuréthane (PUR) ... Elles sont disponibles dans une gamme de masses volumiques allant de moins de 30 kg/m³ à plus de 300 kg/m³. Les épaisseurs proposées varient typiquement de 5 à 50 mm

Les principaux facteurs influant sur les propriétés des mousses sont essentiellement les matières premières choisies, ainsi que le procédé de production. Ces propriétés sont décrites sur la base des critères suivants :

- *la nature ouverte ou fermée des cellules ;*
- *la distribution de la taille des cellules, en distinguant micro et macroporosité ;*
- *le volume total des cellules, dont découle la densité de la mousse résultante ;*

la rigidité du matériau obtenu, fonction de la température de transition vitreuse du matériau constitutif, supérieure ou inférieure à la température ambiante ;

- les caractéristiques « classiques » des matériaux : comportement en température, en environnement...

2.2.2.2. LES MOUSSES RENFORCÉES

Les renforts assurent la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité). Souvent de nature filamenteuse (des fibres organiques ou inorganiques). La figure suivante illustre les différents matériaux des renforts.

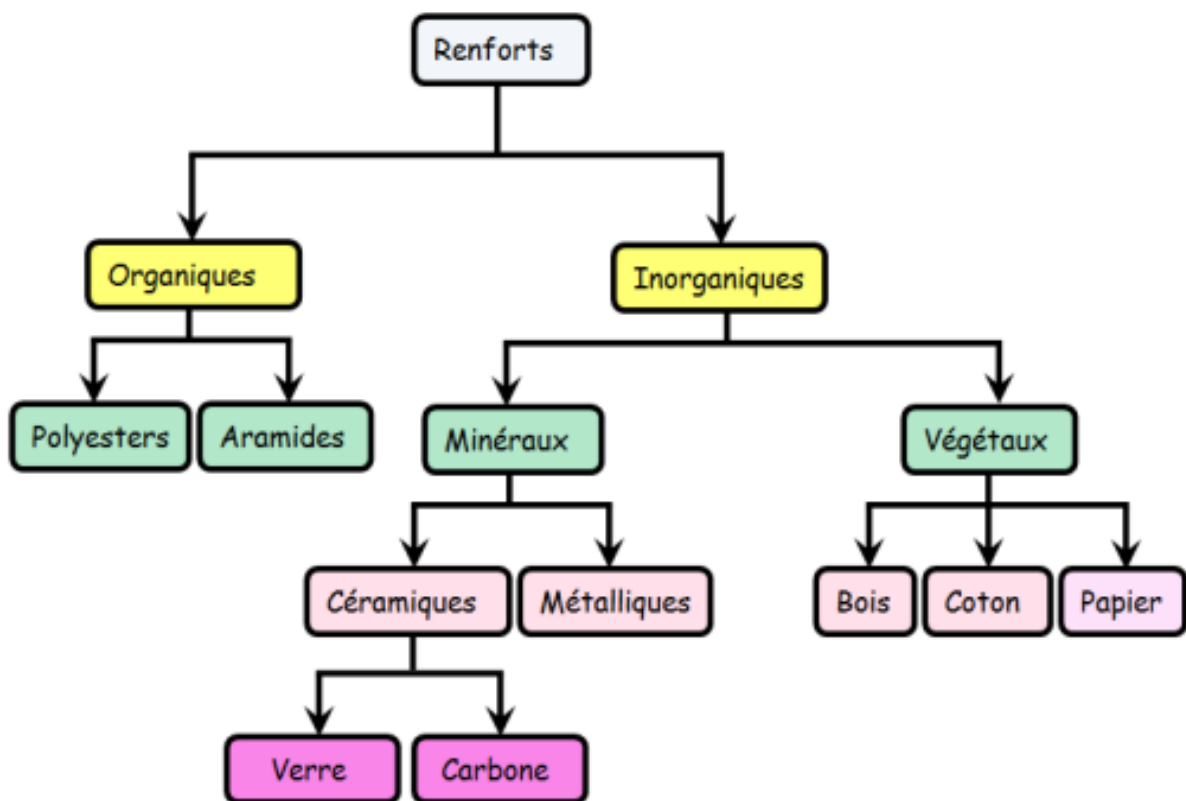


Figure I.4 (Matériaux des renforts)

2.2.2.3. LES PAROIS MINCES

Les âmes en parois minces existent sous plusieurs formes, cœur gaufré, cœur ondulé étend nid d'abeille, ce dernier (dit aussi « Nida ») est le plus utilisé.

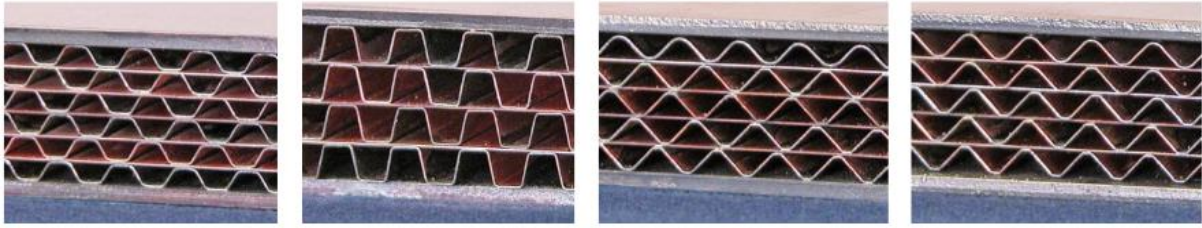


Figure 1.5 (Âmes en parois minces)

L'âme en nid d'abeilles, est un matériau structural souple constitué de mailles hexagonales, réalisée à partir de différents matériaux comme par exemple le papier ou l'aluminium.

L'âme en nid d'abeilles, est un matériau structural souple constitué de mailles hexagonales, réalisées à partir de différents matériaux comme par exemple le papier ou l'aluminium.

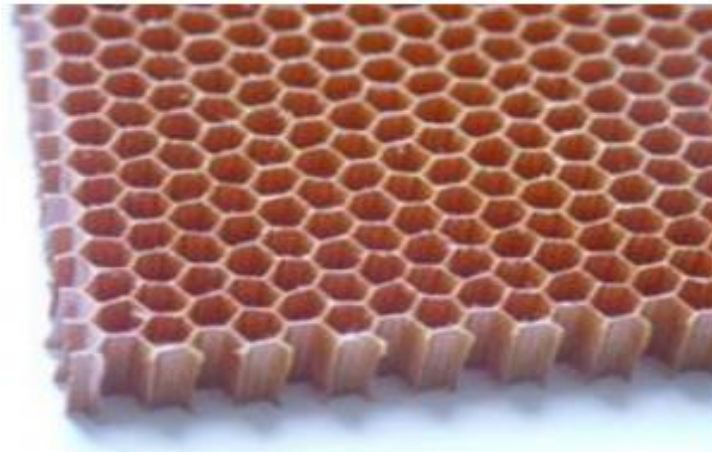


Figure 6 (Âme en nid d'abeilles)

Les propriétés de l'âme en nid d'abeilles varient selon le sens transversal ou longitudinal des alvéoles. De plus, la taille de celles-ci, l'épaisseur des parois et la méthode de mise en œuvre sont des paramètres qui influencent la résistance au cisaillement transversal et longitudinal de ce genre d'âmes.

Elle a des propriétés mécaniques qui dépassent celles des mousses. Sa masse volumique peut varier entre 15 et 160 kg/m³ et son épaisseur entre 3 et 150 mm

Lorsque des structures sandwichs sont constituées d'une âme en nid d'abeilles et soumises à un chargement, les efforts en flexion sont absorbés par les deux peaux tandis qu'une grande partie des efforts en cisaillement est encaissée par l'âme.

Parmi les âmes Nida les plus utilisées, nous retrouvons :

- **L'âme en nid d'abeille métallique :**

L'aluminium et les alliages ultralégers sont les matériaux les plus utilisés pour fabriquer les nids d'abeilles métalliques. Par exemple, le nid d'abeilles est constitué de mailles hexagonales en aluminium. Étant donné la faible densité et les performances physiques et mécaniques élevées, il est utilisé principalement comme âme destinée à prendre les efforts de cisaillement dans des constructions sandwichs collées légères.

- **L'âme en nid d'abeilles plastique :**

C'est un nid d'abeilles extrudé en polypropylène utilisé comme âme de structure sandwich (panneaux). La nature thermoplastique de ces nids d'abeilles facilite leur mise en forme. Ils sont thermiquement isolants grâce à l'air emprisonné dans les alvéoles.

Les sandwichs en Nida polypropylène sont moins rigides que ceux en aluminium mais demeurent plus légers et moins dispendieux

2.2.3. L'ADHÉSIF DE SURFACE (OU INTERFACE) :

Cet élément est d'une importance cruciale, il solidarise l'âme et les peaux. Il doit permettre un bon assemblage de la structure en formant une liaison continue, non poreuse et d'épaisseur constante. Par ailleurs, et une bonne transmission des contraintes d'un milieu à l'autre est nécessaire, Pour cela, la principale caractéristique de l'adhésif doit être une bonne résistance au cisaillement.

Dans le cas de peaux en matériau composite, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation d'une résine auto-adhésive [4].

2.3 PROCÉDÉS DE FABRICATION :

La fabrication de structures sandwichs fait appel, dans un grand nombre de cas, à des technologies de transformation standard des composites (moulage au contact, moulage au sac sous vide, moulage par injection de résine, moulage à la presse, moulage par enroulement filamentaire ou centrifugation...), qui permettent d'intégrer une âme dans l'épaisseur de la structure ainsi fabriquée. On citera dans cette partie les procédés les plus utilisés pour l'élaboration d'un sandwich.

2.1.1 TECHNOLOGIES PAR VOIE HUMIDE (IMPRÉGNATION DIRECTE)

Les sandwichs peuvent être obtenus traditionnellement par des procédés de mise en œuvre dits par « voie humide », les renforts secs étant imprégnés par la résine thermodurcissable au cours de la mise en forme, soit par moulage au contact, soit par projection simultanée, soit encore par injection de résine, ou par enroulement filamentaire.

Les structures obtenues par contact ou projection simultanée présentent des propriétés mécaniques moyennes, en particulier si les peaux ont été fabriquées à partir de fibres coupées.

Le taux de résine, le taux de porosité et, plus généralement, la qualité du stratifié, dépendent de l'habileté du mouleur.

Celles produites par enroulement filamentaire ou par injection de résine (sous vide ou sous pression) présentent des propriétés mécaniques plus élevées du fait de l'utilisation possible de renforts à fibres continues (unidirectionnels, tissus) et de l'obtention de taux de fibres plus importants.

2.1.1. TECHNOLOGIES PAR VOIE SÈCHE (IMPRÉGNATION INDIRECTE)

Les procédés de mise en œuvre par voie sèche (ou procédés d'imprégnation indirecte) consistent à réaliser des structures sandwichs dont les peaux sont obtenues à partir de pré-imprégnés. La mise en œuvre peut s'effectuer sous vide en étuve, sous presse chauffante, ou sous vide en autoclave. Le recours aux pré-imprégnés permet de garantir une imprégnation des renforts uniforme et de qualité, et confère à la pièce sandwich de bonnes propriétés mécaniques résultant du taux de fibres élevé. L'excès de résine contenu dans le pré-imprégné, qui sera extrait par l'application de la pression et de la température adéquates, peut être utilisé pour assurer le collage âme/peau.

2.1.2. ASSEMBLAGE PAR COLLAGE

L'assemblage des sandwichs par collage reste un procédé très répandu, qui consiste à associer à l'aide d'un adhésif l'âme et les peaux préalablement préformées. Les phases de mise en forme et d'assemblages sont alors bien distinctes. La préparation des surfaces est une étape importante qui permet d'assurer une adhésion de qualité :

- nettoyage afin d'éliminer les matières grasses ou la poussière ;*
- augmentation de la rugosité ;*

- apprêt par attaque chimique des peaux métalliques...

L'adhésif, dont la nature est fonction des matériaux constitutifs du sandwich, doit être appliqué uniformément. L'empilement (âme + adhésif + peaux) est chauffé et mis sous pression, l'application de la pression pouvant se faire à la presse, en autoclave sous vide, par moulage au sac.

2.1.3. MOUSSAGE « IN SITU »

La mise en œuvre de sandwichs par expansion « in situ » de la mousse formant l'âme est un procédé initialement développé pour les composites thermodurcissables, et essentiellement appliqué aux mousses polyuréthanes et phénoliques.

Le principe consiste à injecter le polymère d'âme mélangé à son agent gonflant entre les peaux préformées préalablement positionnées dans un moule ou un caisson de coulée.

Cette technologie de mise en œuvre permet d'obtenir aisément des structures de géométries complexes ne se limitant pas à des panneaux plans, et de réaliser des pièces présentant un bon aspect de surface, si les peaux ont été moulées sur leur face extérieure. Elle conduit cependant à la fabrication de pièces pouvant présenter des âmes à densités hétérogènes, et ce d'autant plus que la géométrie est complexe avec des variations d'épaisseurs.

2.1.4. MOULAGE DE PANNEAUX EN CONTINU

La fabrication de panneaux sandwichs peut également être réalisée en continu, au moyen d'un procédé pouvant être totalement automatisé. Une grande liberté est laissée au concepteur quant au choix des matériaux constitutifs des peaux (feuilles métalliques, pré-imprégnés, tissus secs, polymères...) qui se présentent sous forme de rouleaux. Un film adhésif est inséré, si nécessaire, entre l'âme et les peaux.

La mise en forme des panneaux s'effectue généralement par compression entre rouleaux de calandrage. L'ensemble est dans un premier temps, chauffé sous pression afin d'assurer l'adhésion entre l'âme et les peaux, puis refroidi, toujours sous pression, de manière à consolider le sandwich.

2.3 CONTEXTE INDUSTRIEL :

La construction en sandwich est un concept qui a été qui existe depuis 1820. Cependant, il a fallu un siècle pour que l'utilisation en masse commence. En effet, l'une des premières

applications de la construction en sandwich est la fabrication d'un avion militaire britannique de la Seconde Guerre Mondiale, le Mosquito (voir figure). Contrairement aux structures métalliques, sa structure en panneaux sandwichs avec des peaux de placage en bois et une âme en balsa, lui confère une grande légèreté et par voie de conséquence une vitesse plus élevée.



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

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

Dans le domaine de la construction navale, les caractéristiques de légèreté et surtout d'absence de corrosion des structures sandwich, lorsque les divers constituants ne sont pas métalliques, commencent à susciter de l'intérêt. Une étude expérimentale et analytique a montré que le remplacement d'une construction en acier conventionnelle par une construction en sandwich peut apporter des gains de masse jusqu'à 40 à 50%. L'utilisation de construction sandwich à âme en nid d'abeille pour la fabrication des voiliers a pour conséquence de diminuer la masse de la structure de 70% comparativement à la construction traditionnelle en composite à base de fibres de graphite (carbone). De nos jours

pratiquement tous les bateaux de plaisance américains de moins de 43 mètres sont construits en sandwichs composites en fibres de verre.

Les structures sandwichs sont également utilisées dans la construction des articles de sports et de loisirs, tels que les skis acrobatiques, les kayaks, les planches de surf, les tables de billard, et les raquettes de tennis.

Dans le secteur ferroviaire, les structures sandwich ont été sélectionnées pour la fabrication des cabines de trains à grande vitesse (TGV). Les propriétés exceptionnelles de ces structures en font le matériau idéal pour atténuer les problèmes de la propagation des ondes de pression lors de croisement de deux trains dans un tunnel. De plus, la bonne résistance au feu et la grande résistance à des températures très élevées de certaines mousses thermoplastiques, ont permis par exemple la conception du train allemand « Transrapid ». Grâce à une structure en matériaux sandwichs, ce dernier peut atteindre des vitesses supérieures à 550 Km/h.

Plus récemment, la construction sandwich est de plus en plus utilisée dans les projets de réhabilitation des infrastructures routières (Génie civil) telles que la fabrication des tabliers de ponts où la légèreté, la durabilité et la résistance à la corrosion sont indispensables [3].

3. COMPORTEMENT MÉCANIQUE DES STRUCTURES SANDWICHS

Comme on l'a vu précédemment, on constate une progression importante dans l'emploi des matériaux composite dans des domaines aussi divers que l'aéronautique, l'automobile, le sport et les loisirs. Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on peut citer les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs occupent un large créneau dans la construction des pièces composites. L'objectif de cette partie est de mettre en évidence leurs comportements vis-à-vis de différentes sollicitations mécaniques.

Un sandwich peut être soumis aux sollicitations données par la figure I.7 :

- un moment de flexion M ,
- un effort normal N ,
- un effort tranchant T

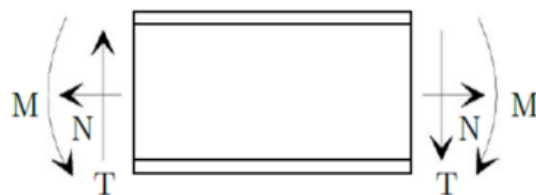


Figure I.7 (Sollicitations mécaniques)

3.1 COMPORTEMENT EN FLEXION

- ***Flexion en trois points:***

La flexion en trois points est un essai mécanique qu'on effectue en posant une poutre sur deux appuis simples. Les contacts entre ces appuis et la poutre sont considérés ponctuels et sont situés sur les extrémités de la poutre. On applique une charge concentrée au milieu de cette poutre. Le contact entre la charge et la poutre est considéré aussi comme une liaison ponctuelle [2].

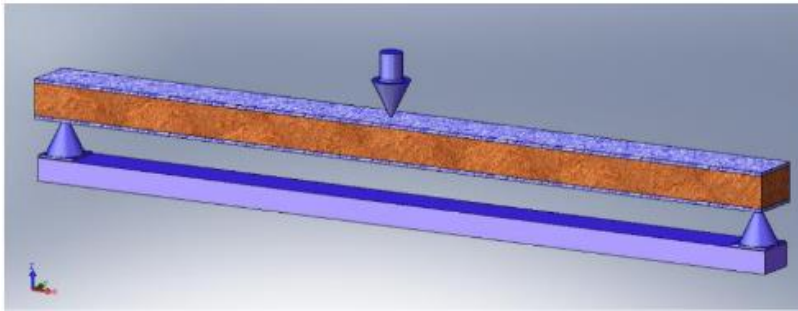


Figure I.8 (Flexion 3 points)

Lorsqu'on augmente progressivement la charge sans dépasser la limite de résistance pratique, la poutre se déforme suivant une flèche déterminée selon la nature des composants constituant de la poutre. Les essais de flexion 3 et 4 points sont effectués sur une machine universelle de type Instron 8561 équipée d'un capteur de 10 kN. La vitesse d'avance est de 2 mm/mn. L'acquisition des données est réalisée à l'aide d'un logiciel qui enregistre le déplacement en fonction de la force.



Figure I.9 (Essai flexion 3 points)

- **Flexion en quatre points:**

Dans ce cas on utilise les mêmes appuis simples, mais on applique deux charges au lieu d'une seule charge concentrée.

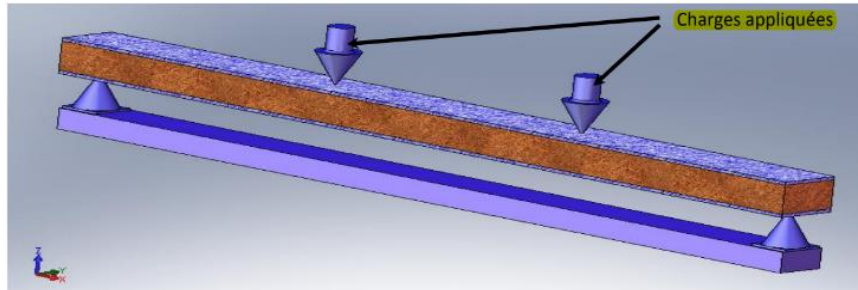


Figure I.10 (Flexion 4 points)

Lorsqu'on augmente progressivement la charge sans dépasser la limite de résistance pratique la poutre se déforme suivant une flèche déterminée selon la nature des composants constituants de la poutre. Cet essai s'effectue sur la même machine que la flexion trois points.

La flexion 4 points permet en particulier de créer un moment de flexion pur dans la zone centrale.



Figure I.11 (Essai flexion 4 points)

Ces essais sont normalisés et sont couramment utilisés à cause de leur simplicité de mise en œuvre. Ils permettent de déterminer certaines caractéristiques telles que :

- Caractéristiques élastiques des peaux (flexion 4 points) et de l'âme (flexion 3 points) avec une bonne fiabilité.*
- Résistances de l'âme ou des peaux suivant les modes de rupture. Ceux-ci sont fonction de la longueur de l'éprouvette :*
 - Eprouvette courte : cisaillement de l'âme.*
 - Eprouvette longue : rupture statique des peaux.*

3.2 COMPORTEMENT EN CISAILLEMENT

La caractérisation au cisaillement de ces matériaux a toujours été délicate à mener. Certains montages permettent d'accéder aux caractéristiques élastiques mais sont mal adaptés pour déterminer les caractéristiques à la rupture en cisaillement plan. Le principal problème reste lié au mode de fixation des éprouvettes sur le montage. Sur les montages classiques, cette fixation est réalisée par perçage des éprouvettes et boulonnage sur le montage. Cette solution induit des concentrations de contraintes au niveau des trous qui perturbent le champ des contraintes de cisaillement. Pour remédier à ce problème dans le cas des structures sandwich les éprouvettes sont directement collées au montage ; cette solution reste lourde à mettre en œuvre : temps de collage lent, nettoyage des supports après essai. De plus, de par l'alignement du montage par rapport à l'axe de la machine, cette solution génère des déformations en traction nuisibles à l'uniformité du champ de cisaillement. Les essais de cisaillement des structures sandwichs sont effectués sur une machine de traction équipée d'un capteur de force. L'échantillon est fixé aux mors mécaniques de la machine grâce aux deux supports métalliques indéformables. La vitesse de déplacement du mors mobile est de l'ordre de 2mm/min.[5]

En général, on observe l'apparition des fissures au niveau de l'âme ce qui explique que les contraintes de cisaillement sont encaissées par l'âme.

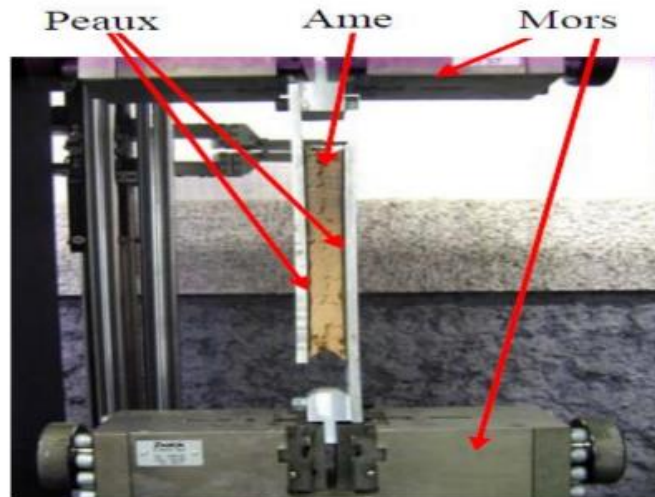


Figure I.12 (Essai de cisaillement)

3.3 COMPORTEMENT EN TRACTION COMPRESSION

Cet essai est généralement réalisé en introduisant une éprouvette dans une machine de traction universelle.

Cette machine consiste en une base plane et un piston hydraulique ayant un mouvement linéaire perpendiculairement à cette même base. De plus, des mâchoires (hydrauliques ou manuelles) se trouvent sur le piston ainsi que sur la base. Ces dernières sont installées de sorte à ce que leurs axes soient colinéaires avec celui de piston. Des jauges à déformations sont collées sur l'éprouvette afin de mesurer les déformations intervenant dans le calcul des propriétés mécaniques. Ces propriétés mécaniques sont généralement calculées de la manière suivante :

- la contrainte axiale σ dans l'éprouvette est obtenue en divisant la force axiale mesurée par l'aire de la section utile de l'éprouvette au début de l'essai : $S = F/S_0$.
- le module d'Young est calculé en divisant la contrainte axiale par la déformation mesurée par la jauge : $E = s/\epsilon$.
- la contrainte à la rupture est habituellement identifiée comme étant la contrainte maximale enregistrée durant tout l'essai. [6]

4 FLAMBEMENT DES STRUCTURES SANDWICHS

4.1 LE PHÉNOMÈNE DE FLAMBEMENT

Le flambage ou flambement est un phénomène d'instabilité d'une structure, qui soumise à un effort normal de compression, a tendance à fléchir et se déformer dans une direction perpendiculaire à l'axe de compression (passage d'un état de compression à un état de flexion). On distingue quatre type de comportement suivant le montage et les liaisons utilisées pour cette expérience. Le flambement est une forme d'instabilité propre aux éléments comprimés élancés tels que les poteaux, colonnes, barres comprimées. Le flambement est possible suivant les deux axes principaux de la section de l'élément. Si les conditions d'appuis sont les mêmes selon ces deux axes, le flambement se fera suivant l'axe présentant l'inertie la plus faible.

La Figure ci-dessous présente le cas d'une poutre chargée sur son axe.

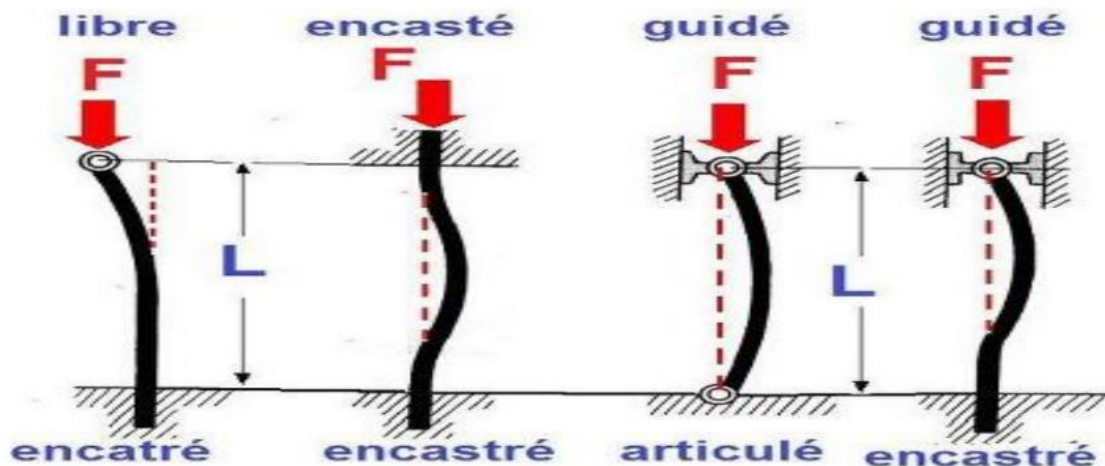


Figure I.13 (Flambement d'une poutre)

4.2 FLAMBEMENT GLOBAL DES SANDWICHS

- **Flambement généralisé des peaux**

Une poutre sandwich soumise à une compression peut céder sous l'effet des conditions d'instabilité concernant toute la poutre : le flambement.

Le flambement généralisé peut aussi survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures aux résistances à la rupture. La charge qui cause le flambement du sandwich dépend de paramètres tels que les dimensions dans le plan de la poutre et les conditions aux limites.

Ce type de déformation est causé par une épaisseur insuffisante de la structure, ou la faible rigidité de l'âme.

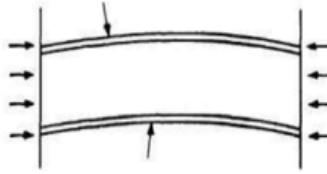


Figure I.14 (Flambement généralisé des peaux)

- **Flambement généralisé de l'âme**

Ce type de flambement est aussi appelé flambage irrégulier. Il se produit lorsque le module de résistance au cisaillement est trop faible (charge critique).

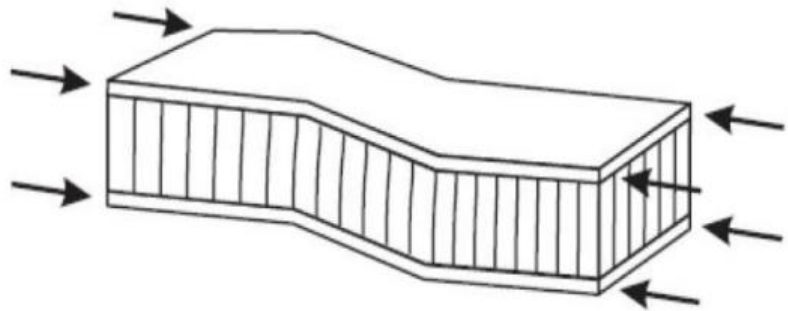


Figure I.15 (Flambement généralisé de l'âme)

Pour augmenter cette charge critique, il faut donc soit augmenter l'épaisseur de l'âme, soit utiliser une âme avec un module de cisaillement plus élevé.

4.3 FLAMBEMENT LOCAL DES SANDWICHES

Si la contrainte de compression dans les peaux dépasse une certaine limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement. Dans ce cas, le flambement localisé des peaux, se produit. Contrairement au flambement généralisé, le flambement localisé peut prendre des configurations différentes qui ne dépendent ni de la géométrie de la structure ni des conditions aux limites. Par contre, il est influencé par les modules élastiques des peaux, élastique de l'âme, et de cisaillement de l'âme.

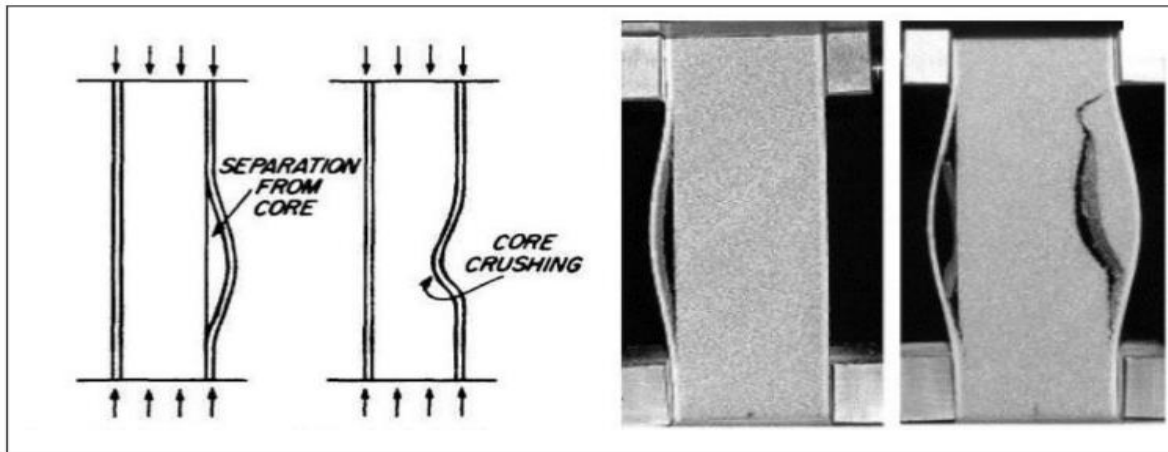


Figure I.16: Flambement local

Dans le cas d'une âme en nid d'abeilles, il peut survenir aussi un autre mode de rupture par flambement localisé de la peau en fossettes, appelé « dimpling ».

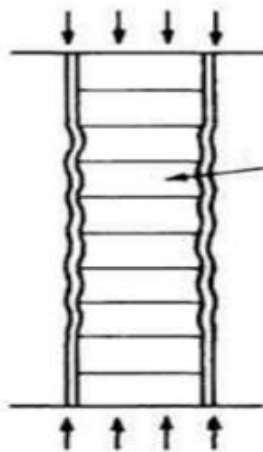


Figure I.17 (Flambement localisé des peaux)

CHAPITRE II

Endommagement des composites sandwichs

1. INTRODUCTION

Rappelons qu'un sandwich est une structure composée de trois éléments : deux peaux et une âme assemblée par un film de colle. Chacun des constituants possède des modes de rupture propre. L'ensemble qui forme la structure en possède d'autres, on obtient donc un certain nombre de possibilités qui vont être énumérées. Les conditions dimensionnées associées à chaque cas ont été recherchées très tôt par les concepteurs de structures aéronautiques et spatiales et sont disponibles dans deux ouvrages qui font encore référence par des mises à jour régulières ou dans les abaques ESDU plus récentes. La rupture du sandwich peut intervenir par rupture statique d'un de ces composants dans une zone courante ou une zone d'introduction des efforts.

2. ENDOMMAGEMENT ET RUINE DES STRUCTURES SANDWICHES

Les modes d'endommagement et ruine des structures sandwichs ont été étudiés par plusieurs chercheurs dans le domaine [7, 8, 9,10 et 11]. Petras A. et al [12, 13], ont montré que le processus des modes d'endommagement lors du chargement en flexion trois points, dépend de la charge, du rapport de la longueur entre appuis et de l'épaisseur des peaux et de la densité du cœur. Triantafillou et Gibson (1987) [14], répertorient les différents modes de dégradation d'un sandwich soumis à la flexion. Ils existent sept modes principaux de dégradation :

- Déformation plastique de la peau,
- Flambement de la peau en compression ou "Wrinkling",
- Flambement des cellules du cœur (l'âme),
- Rupture en cisaillement du cœur,
- Indentation du cœur et de la peau au point d'application de la charge centrale.

Dans cette partie, nous décrivons les modes de ruptures des structures sandwichs soumises aux sollicitations données par la figure II.1[15].

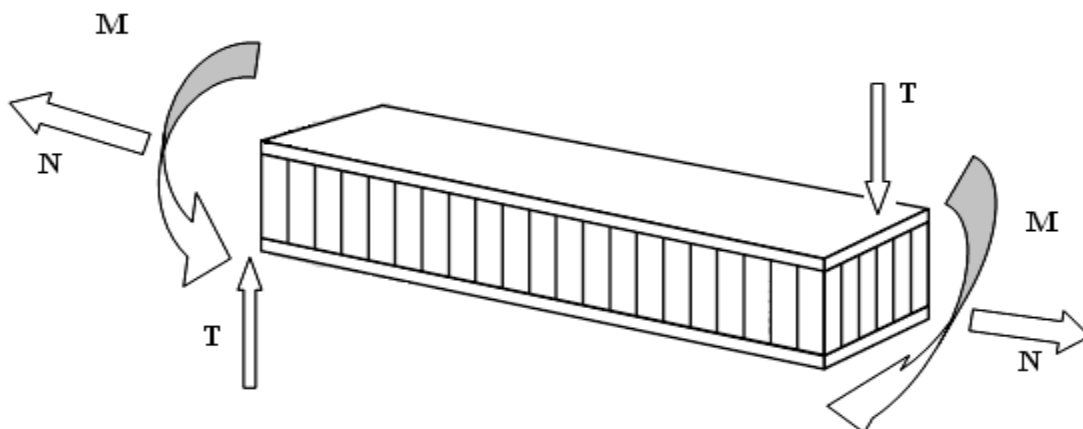


Figure II.1 : Différentes sollicitations (M, N, T) appliquées sur un sandwich

2.1. RUPTURES STATIQUES DES PEAUX

L'analyse de ces modes de rupture repose sur une détermination des contraintes par des méthodes classiques (E.F. ou analytiques) et comparaison à une contrainte limite par l'utilisation d'un critère de contrainte équivalente (Von Mises ou Hill). Les ruptures des peaux stratifiées sont en général explosives et provoquent la ruine du sandwich. Le dimensionnement des jonctions dans du monolithique nécessite la connaissance des sur contraintes locales et un drapage optimisé. [16] propose une méthode de calcul et donne les valeurs de la contrainte de matage admissible (500 MPA pour un stratifié en fibres de carbone et 300 MPA pour un stratifié en fibres de verre).

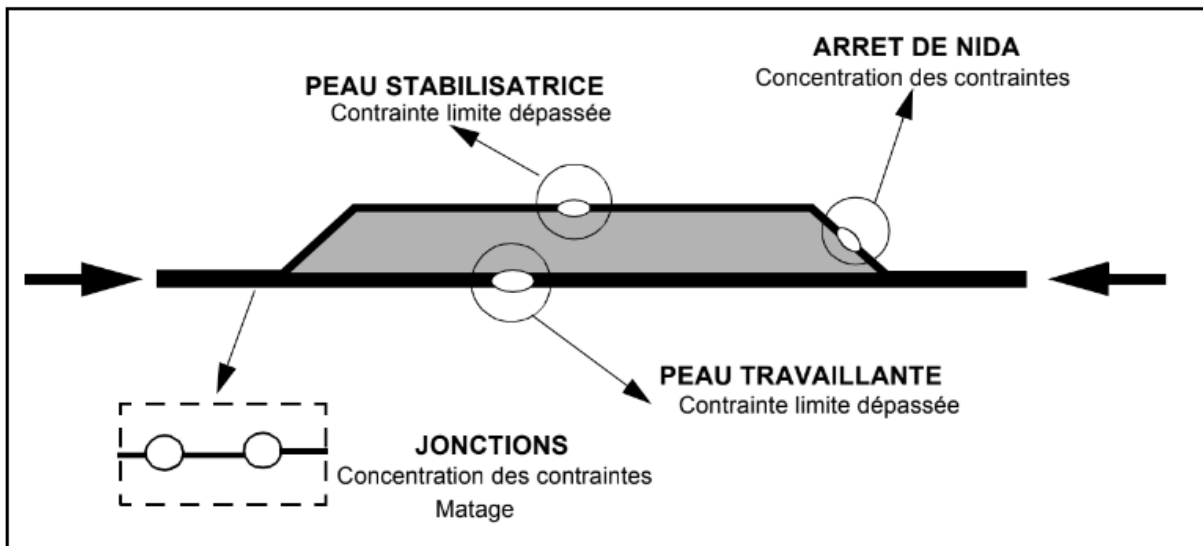
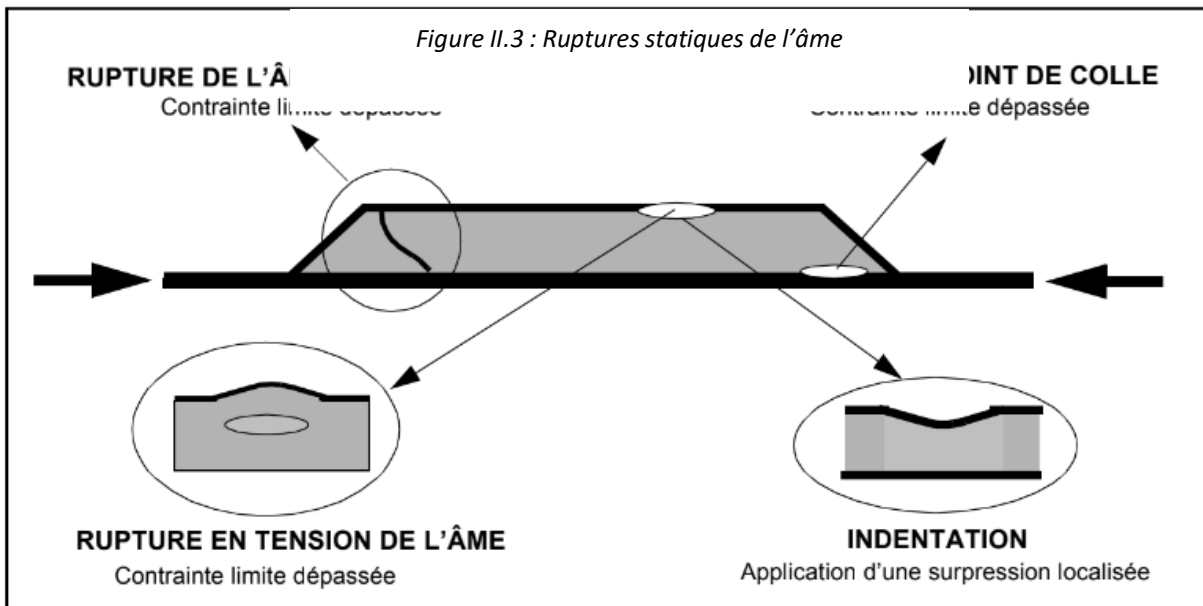


Figure II.2 : Ruptures statiques des peaux.

Pour les sandwichs symétriques, plusieurs technologies sont utilisées dans les zones de jonctions : inserts, densification locale, profilés [17]. Le dimensionnement de la zone d'introduction des efforts fait appel aux éléments finis ainsi qu'aux essais. L'optimisation des caractéristiques mécaniques et de la fiabilité de ces jonctions est une priorité industrielle et par conséquent un axe de recherche important pour le développement des structures sandwichs [18].

2.2. RUPTURES STATIQUES DE L'ÂME



Comme pour les peaux, le dimensionnement repose sur une étude numérique ou analytique du champ des contraintes dans l'âme. Les valeurs trouvées sont ensuite comparées (avec marges de sécurité) à des limites déterminées expérimentalement à l'aide d'essais normalisés. La résistance en cisaillement est déterminée par exemple par le test durail [ASTM C273] [19]. Le poinçonnement affecte bien sûr l'âme, mais aussi une des peaux. Il se produit en particulier aux appuis quand la zone n'a pas été renforcée. Cela peut être le cas par exemple dans les essais de flexion 3 et 4 points. A priori, la structure bien que détériorée n'est pas ruinée.

Les ruptures statiques de l'âme ou du joint de colle ont, à l'analyse, des faciès de rupture souvent difficiles à détecter, car elles sont couplées avec des modes de flambage ou de ruine locaux ou globaux. Par exemple, une rupture en tension de l'âme près d'une peau peut provoquer un décollement puis un flambage local de celle-ci [20]. Le phénomène est identique pour une rupture locale du film de colle. De même, une rupture statique de l'âme en cisaillement provoque une diminution de sa rigidité et un flambage global piloté par du cisaillement.

2.3. INSTABILITÉS LOCALES

En ce qui concerne le flambage local (wrinkling), il peut se produire pour des peaux minces en interaction avec une âme de hauteur suffisante et de rigidité en compression

faible. Ce phénomène fait encore l'objet de recherches ayant pour objectif de développer des modèles analytiques plus représentatifs [21] [20]. La corrélation calcul/théorie s'avère délicate en particulier du fait que les défauts géométriques initiaux ont une influence importante. Aussi, les contraintes critiques fournies par la littérature à partir de modèles simplifiés sont-elles utilisées en général en conception avec un facteur de sécurité de 2 [22].

Une poutre sandwich soumise à de la compression, debout peut céder sous l'effet des conditions d'instabilité. Le flambement généralisé peut aussi survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures aux résistances à la rupture. La charge, causant le flambement du sandwich, dépend des paramètres tels que les dimensions dans le plan de la poutre et les conditions aux limites, qui ne peuvent être modifiées que partiellement lors de la conception. D'autres grandeurs, également importantes dans la définition de la charge de flambement, dépendent directement du type de sandwich, exemple la rigidité de flexion du sandwich, l'épaisseur des peaux, les propriétés élastiques des peaux, l'épaisseur de l'âme, ou le module de cisaillement de l'âme. Si l'on craint un flambement généralisé, on peut utiliser des peaux ayant un module d'élasticité plus élevé, augmenter l'épaisseur des peaux, et l'épaisseur de l'âme, ou encore utiliser pour l'âme un matériau de module de cisaillement plus élevé.

Les peaux considérées par elles-mêmes, sans connexion avec l'âme, flambent très facilement à cause de leur faible épaisseur. C'est l'âme qui empêche leur flambement. Cependant si on atteint la contrainte limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement. Dans ce cas, le flambement localisé des peaux, ou « wrinkling » se produit

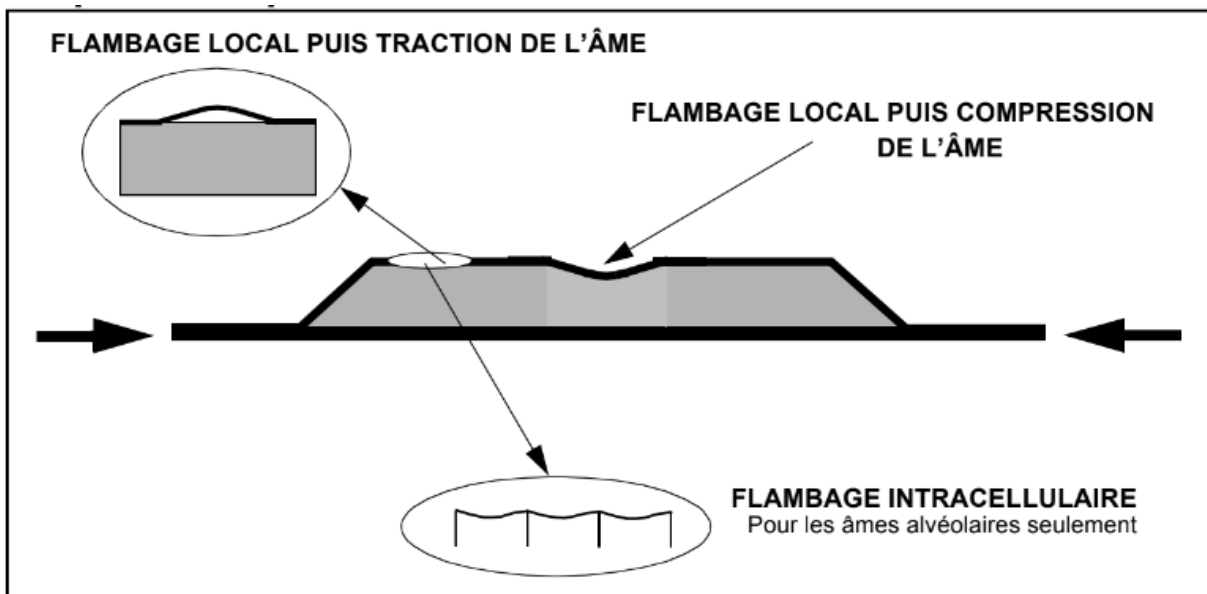


Figure II.4: Instabilités locales

Si la contrainte critique est commune aux deux modes représentés (Figure II.4), les faciès de rupture seront différents suivant les défauts initiaux et la nature de l'âme. D'après des essais réalisés au laboratoire, le flambage local s'accompagne d'une rupture en traction ou compression de l'âme en mousse. Dans le cas où l'âme est en nida Nomex, on assiste plutôt à une rupture du joint de colle. Le flambage intracellulaire est un cas particulier de flambage local d'une peau sur une âme à structure alvéolaire (de type nid d'abeille par exemple).

2.4. INSTABILITÉS GLOBALES FLAMBEMENT GÉNÉRALISÉ DES PEAUX « CRIMPING »

Le flambage piloté par cisaillement de l'âme se produit lorsque la rigidité en cisaillement transverse de l'âme est insuffisante. Le flambage global classique est piloté par la rigidité de flexion du sandwich. De plus, comme pour les plaques isotropes ou anisotropes, les défauts initiaux peuvent amener à une rupture bien avant la charge de flambage qui est calculée avec une géométrie parfaite.

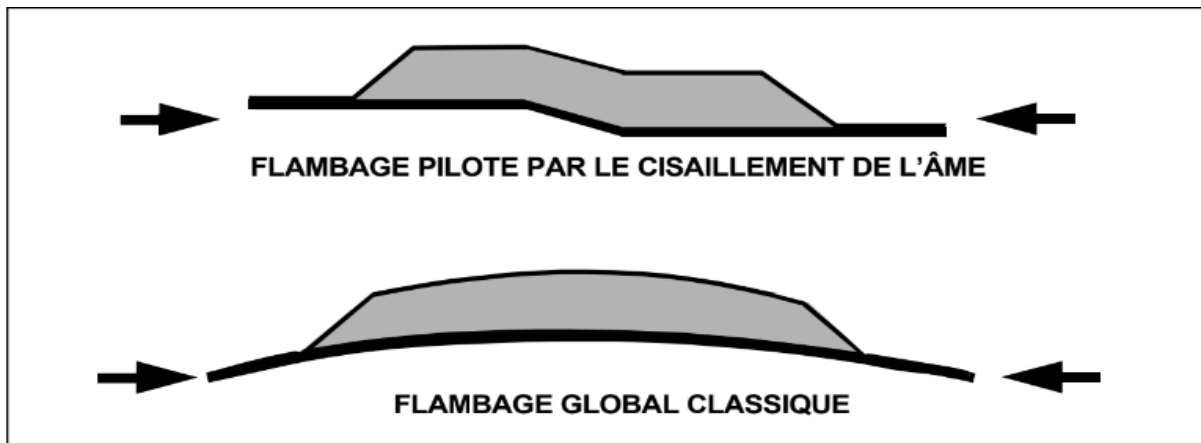


Figure II.5: Instabilités globales

La diversité des modes de ruine montre la difficulté particulière de conception des sandwichs. Un calcul linéaire est souvent insuffisant à cause des flambages locaux ou globaux. Les ruptures réelles observées dans les essais statiques sont aux mieux pilotés par un seul mode mais le plus souvent en combinent plusieurs. Par conséquent, il est souvent difficile de savoir quel est le premier mode de ruine de la structure et l'on est conduit à élaborer un scénario probable de rupture. Les différentes méthodologies d'essai présentées dans les paragraphes suivants sont utilisées pour mettre en évidence l'un ou l'autre des modes de rupture des sandwichs. Si le rapport longueur sur épaisseur est relativement faible, et que la rigidité de cisaillement est négligeable devant la rigidité de flexion, le flambement généralisé prend la forme du flambement de l'âme. Le flambement de l'âme ne dépend

pratiquement pas des propriétés des peaux, mais augmente de façon linéaire avec l'épaisseur de l'âme et le module de cisaillement dans l'âme. Pour augmenter la résistance à cette charge critique, il faut donc soit augmenter l'épaisseur de l'âme, soit utiliser une âme de module de cisaillement plus élevé.

3. MODE DE RUPTURE PAR INDENTATION LOCALISÉE.

L'indentation locale est un mode localisé de rupture due à une concentration de contraintes résultant, soit de l'application d'une charge localisée, soit de la position d'un appui de type ponctuel ou linéique (figure II.6).

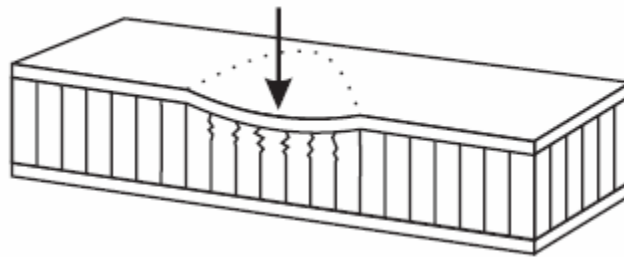


Figure II.6: Mode de rupture par indentation localisée [23].

3.1. RUPTURE DE L'ÂME EN CISAILLEMENT

Si la contrainte de cisaillement (prépondérante dans l'âme) dépasse la résistance au cisaillement du matériau de l'âme, il y a rupture de l'âme (figure II.7). Dans ce cas, on peut soit utiliser un matériau pour l'âme possédant une résistance au cisaillement plus élevée, soit augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, utiliser un matériau différent pour les peaux, ou changer leur épaisseur, n'aura aucun effet.

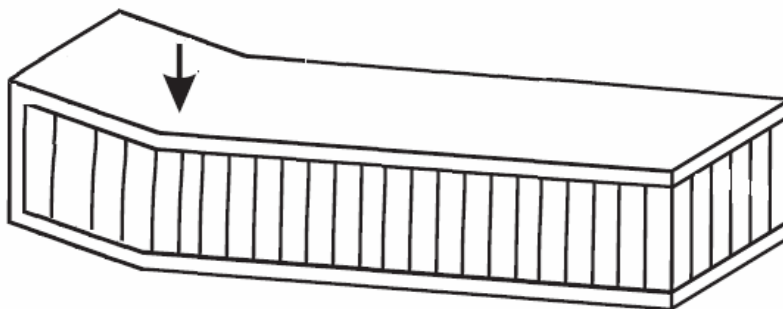


Figure II.7: Mode de rupture par cisaillement de l'âme.

3.2. DÉGRADATION DE L'ADHÉSIF.

Les panneaux sandwichs sont correctement conçus à résister à tous les types de dégradation pendant le service. La dégradation de l'adhésif provoque plusieurs mécanismes d'endommagement tel que : le flambage généralisé « crimpling », et le flambage localisé des peaux « wrinkling ». La dégradation des attaches du nœud des cellules du sandwich diminue la rigidité en cisaillement du cœur et provoquant donc, une diminution de la résistance au flambage généralisée « crimpling », et au flambage « buckling - wrinkling » des peaux du panneau du sandwich. Aussi, elle peut réduire la stabilité au flambage général « General buckling stability ».

4. COMPORTEMENT DES SANDWICHS EN FLEXION

Dans les structures sandwichs, les contraintes normales dans les peaux diminuent en fonction du carré de l'épaisseur de l'âme. Cela augmente très rapidement la rigidité en flexion de la structure. Les contraintes normales dues à la flexion se concentrent dans les peaux. L'âme a un rôle primordial dans la cohésion de l'ensemble : elle empêche en particulier le flambage des peaux. La flexion induit des contraintes de traction dans la peau inférieure, de la compression dans la peau supérieure. Celles-ci ont tendance à se rapprocher de la fibre neutre (compression de l'âme) et s'éloigner (traction de l'âme). Le rôle du « cœur » d'une structure sandwich est donc de résister aux contraintes importantes d'arrachement, de compression et de cisaillement. Les structures sandwichs sont généralement chargées en flexion (traction-compression) ou en flambement. Les essais de flexion trois points ou quatre points sont largement utilisés pour la caractérisation du comportement et de l'endommagement. Il est donc convenable de connaître le comportement mécanique de l'âme et des peaux pour ces types de sollicitations. Les essais de flexion jouent un rôle beaucoup plus important dans les matériaux composites sandwichs que dans les métaux. L'essai de flexion est préférable à l'essai de traction. Il est beaucoup moins sensible aux amorces de ruptures provoquées par l'usinage des éprouvettes. Nous aborderons les cas de la flexion 3 points et 4 points, le dispositif expérimental et les essais effectués reposent sur ces sollicitations.

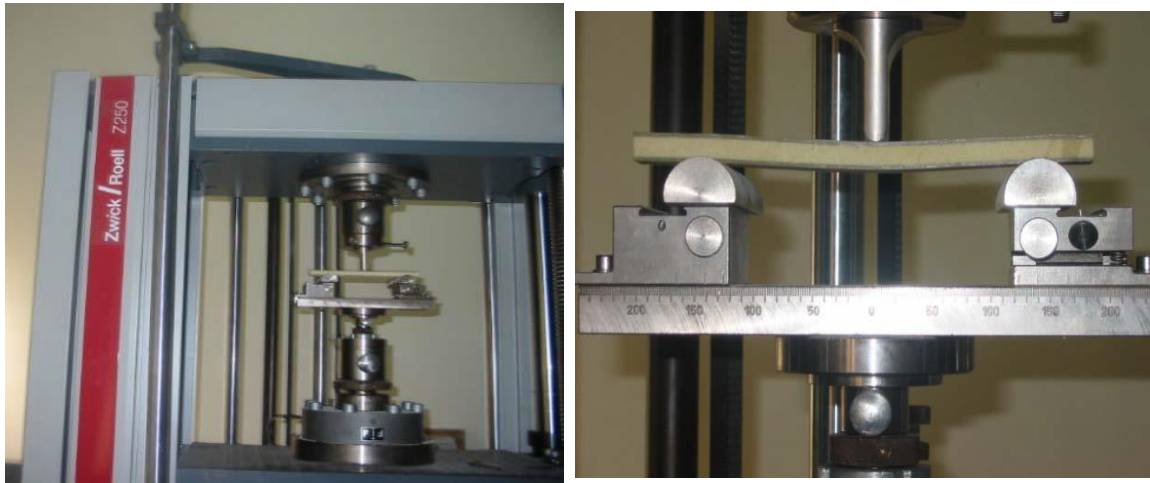


Figure II.8: Machine ZWICK Z250/SN5A.

4.1. COMPORTEMENT DES SANDWICHS EN FLEXION TROIS POINTS

L'essai de flexion trois points offre la possibilité d'étudier le comportement d'un matériau, privilégiant d'une part en flexion une rupture par contrainte normale σ_x due au moment de flexion M_x , avec un effort tranchant T_z presque négligeable, et d'autre part en cisaillement, une rupture par contrainte de cisaillement τ due à effort T_z). Ceci est réalisé par l'adoption de conditions d'appuis fixées par la norme de l'élanement L/h . La contrainte ultime peut être due à la rupture en traction de la peau tendue ou à la rupture en compression de la peau comprimée, si l'élanement L/h est grand. Dans le cas contraire, l'éprouvette peut se fendre dans le plan médian sous l'effet des efforts tranchants. Les contraintes de poinçonnement, induites par le rouleau supérieur, risque de provoquer une rupture prématurée en compression. Nos premiers essais reposent sur ce type de sollicitation (figure II.8).

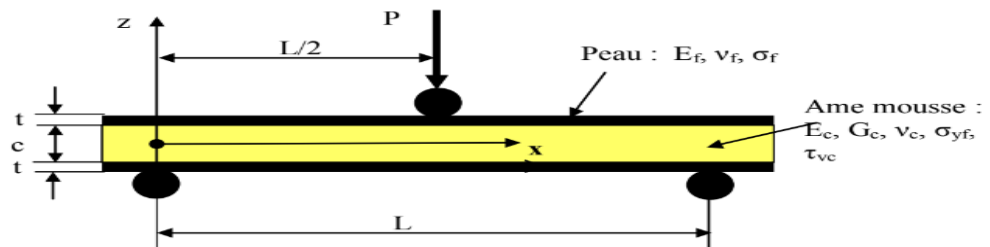


Figure II.9 : Poutre sandwichée chargée en flexion trois points

Dans ce cas de chargement central (figure II.9), le moment fléchissant vaut :

$$\text{Pour } 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad M = \frac{P}{2} X \quad (01)$$

$$\text{Pour } \frac{L}{2} \leq x \leq L \quad M = \frac{P(L-X)}{2} \quad (02)$$

P étant la charge appliquée et x la distance par rapport à l'origine.

L'effort tranchant T_z :

$$\text{Pour } 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad T_z = -\frac{P}{2} \quad (03)$$

$$\text{Pour } \frac{L}{2} \leq x \leq L \quad T_z = \frac{P}{2} \quad (04)$$

- Les contraintes de traction ou de compression dans les deux peaux et l'âme du sandwich sont :

- **Peaux**

$$\sigma_p = \pm \frac{Mx}{tdb} \quad (05)$$

Le maximum étant obtenu pour $x = \frac{L}{2}$ et $Z = \pm \left(\frac{c}{2} + t\right)$ Ce qui donne :

$$\sigma_{p,max} = \pm \frac{p.l}{4tdb} \quad (06)$$

- **Ame**

Nous obtenons pour $x = \frac{L}{2}$ et $Z = \pm \frac{t}{2}$:

$$\sigma_c = \frac{2Mx}{E_f \cdot b \cdot t \cdot d} \quad (07)$$

Les contraintes planes maximales dans le cœur sont :

$$\sigma_c = \pm \frac{PLc}{2btd} \frac{E_c}{E_f}$$

Pour une âme de faible module d'élasticité $E_c \ll E_f$, les contraintes planes dans le cœur sont presque négligeables devant celles des peaux. La (figure II.10) montre la répartition des contraintes planes dans une poutre sandwich soumise à une flexion 3 points.

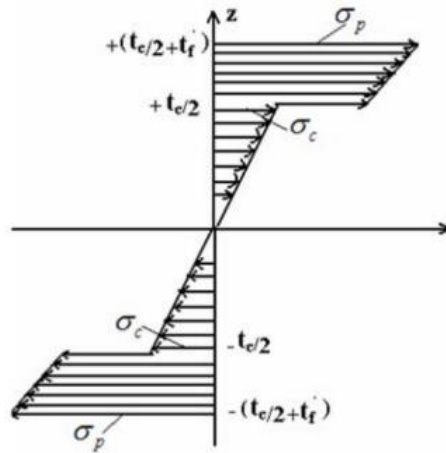


Figure II.10: Répartition des contraintes de flexion planes dans le cœur et les peaux du sandwich.

- Contraintes de cisaillement dans le cœur du sandwich :

Pour un sandwich symétrique, de peaux fines $t \leq c$ et de cœur de faible module élastique $E_c \leq E_f$, soumis à la flexion trois points, les contraintes de cisaillement sont données par :

τ_{max} est obtenue pour $Z = \pm \frac{t}{2}$

$$\tau_{c,max} = \pm \frac{P}{4D}(E_f.t.d) \quad (08)$$

L'expression de la rigidité en flexion D pouvait être réduite au second membre de son expression globale, on obtient :

$$\tau_{c,max} = \frac{P}{2b.d} \quad (09)$$

Nous constatons que la répartition de $\tau_{c,max}$ est constante dans l'épaisseur de l'âme (figure II.11).

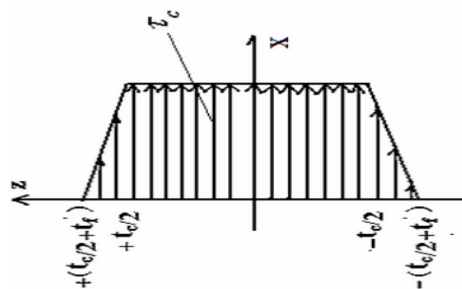


Figure II.11: Répartition des contraintes de cisaillement dans le cœur et les peaux du sandwich [24].

- Déformation en flexion et en cisaillement :

Si on observe une portion de la poutre soumise à la flexion (Figure II.12), nous constatons que les points a, b, c et d, qui étaient alignés avant le chargement (Figure II.12 a) ne le

restent pas : les sections droites des peaux, par rapport à leur propre axe neutre restent droites, ce qui n'est pas le cas pour l'âme, qui subit une forte déformation en cisaillement.

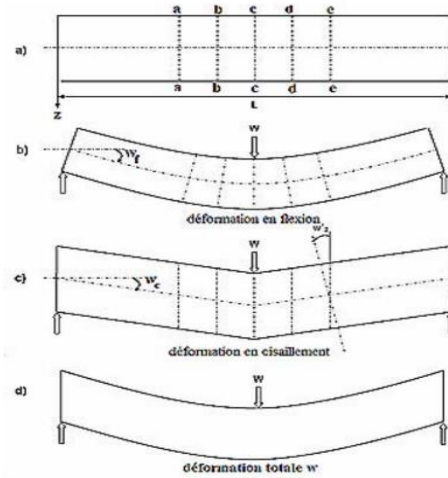


Figure II.12: Déformée d'une poutre en flexion et en cisaillement.

Pour une poutre sandwich, de flèche W au point de chargement est égale à la somme des flèches des peaux et du cœur [25] et [26].

$$W = W_f + W_c \quad (10)$$

Avec
$$W_f = \frac{PL^3}{48D} \quad (11)$$

$$W_c = \frac{PL}{4S} \quad (12)$$

Soit
$$W = W_f + W_c = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4S} \quad (13)$$

La méthode graphique pour l'évaluation du module de cisaillement équivalent G_{eq} du matériau de l'âme du sandwich par des essais de flexion trois points est décrite comme suit [26] :

L'équation de la flèche w (13) pour une poutre sandwich au point de chargement est :

$$W = W_f + W_c = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4S} \quad \text{avec} \quad A = \frac{ba^2}{c}$$

On constate que la relation de la flèche w , d'un éprouvette sandwich de longueur L , est liée à la charge appliquée P , et à la rigidité en flexion D de la poutre. La relation (13) s'écrit sous la forme suivante :

$$Y = AL^2 + b \quad (14)$$

$$\text{On a : } \frac{W}{PL} = \frac{L^2}{48D} + \frac{1}{4AG} \quad (15)$$

$$\text{Avec : } y = \left(\frac{\Delta W}{\Delta P}\right) \frac{1}{L}, \quad a = \frac{1}{48D} \quad \text{et} \quad b = \frac{1}{4AG}$$

Pour déterminer les paramètres (a) et (c), on effectue des essais de flexion trois points sur plusieurs éprouvettes, à différentes distances entre appuis L (L_1, L_2, L_3, \dots). Les points de (y) calculés à partir de l'inverse de la pente (P/w) des courbes d'essai sont tracés en fonction de L^2 . Ensuite après le lissage de la courbe tracée, on

Détermine les paramètres (a) et (b). Enfin, Le module de cisailent G_{eq} est calculé d'après la relation du paramètre (b). Un exemple est illustré par le graphe (Figure II.13).

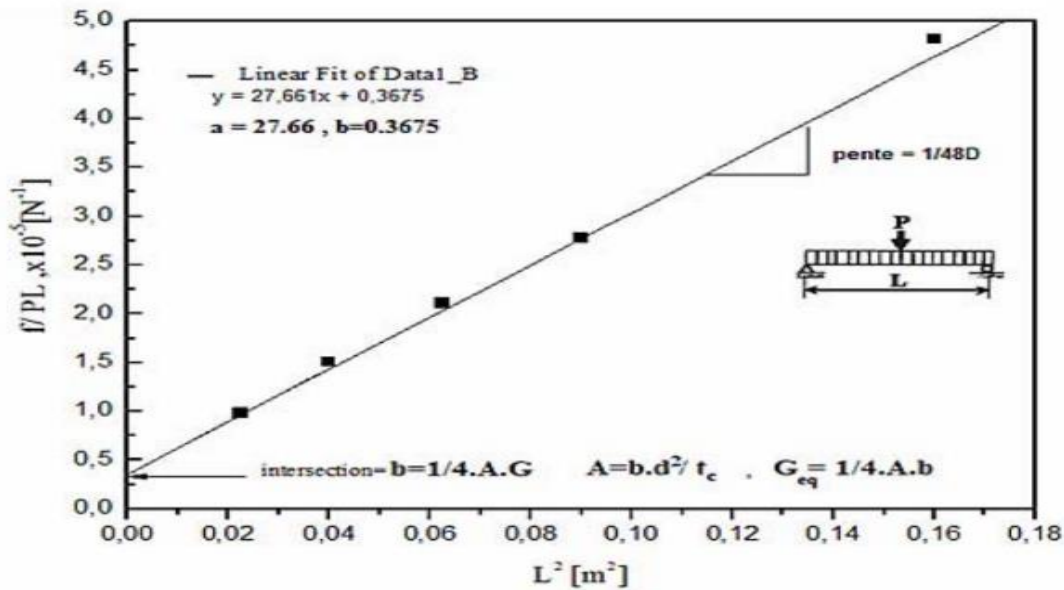


Figure II.13: Méthode graphique pour l'évaluation du module de cisaillement G_{eq} [27] de l'âme du sandwich.

4.2. COMPORTEMENT DES SANDWICHS EN FLEXION QUATRE POINTS

L'essai de flexion 4 points (Figure II.13) est un essai fondamental. Il a prouvé une efficacité dans l'étude de la rupture par cisaillement des structures sandwich. Son intérêt essentiel, réside dans le fait que dans la région entre appuis interne et externe, l'effort

tranchant est constant et est égal à P . Ceci s'explique par des considérations de géométrie et de matériaux. Le cisaillement est approximativement constant sur une grande partie de la poutre. L'avantage inhérent de l'essai de flexion quatre points est l'absence de concentration de contrainte aux points d'application de la charge (entre appuis intérieurs).

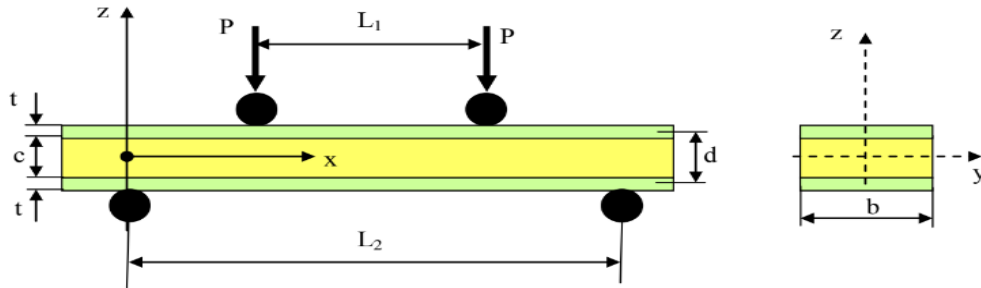


Figure II.14: Poutre sandwich chargée en flexion quatre points.

Contraintes et déformation en flexion 4 points :

1) Contraintes dans le sandwich:

- Dans les peaux : $\sigma_{p,max} = \frac{P_{max}(L_2-L_1)}{2t.b.d}$ (16)

- Dans l'âme : $\tau_{c,max} = \frac{P}{b \cdot d}$ (17)

2) Rigidité en flexion:

$$D \approx \frac{E b t d^2}{2} \quad (18)$$

3) Rigidité en cisaillement:

$$S = \frac{G_C b d^2}{2} \quad (19)$$

4) Les déformations en flexion dans le sandwich

Le déplacement w , au point de chargement $\frac{l_2}{2}$, est :

$$W = \frac{P}{b} \left(\frac{11l_2^3}{768D} + \frac{l_2}{8S} \right) \quad (20)$$

Le déplacement w au point de chargement $\frac{L_2-L_1}{2}$ est :

$$W\left(\frac{L_2-L_1}{2}\right) = \frac{P(L_2-L_1)^2(L_2-2L_1)}{24D} + \frac{P(L_2-L_1)}{2S} \quad (21)$$

La déformation en flexion des peaux ϵ_P est :

$$\epsilon_P = \frac{P(L_2 - L_1)h}{4D} \quad \text{avec } h = t_f + t_c \quad (22)$$

La déformation en cisaillement γ_C du cœur est :

$$\gamma_{C,max} = \frac{P_{max}}{G_c b d} \quad (23)$$

La (Figure II.15) illustre les diagrammes de l'effort tranchant et du moment de flexion suivant la longueur L .

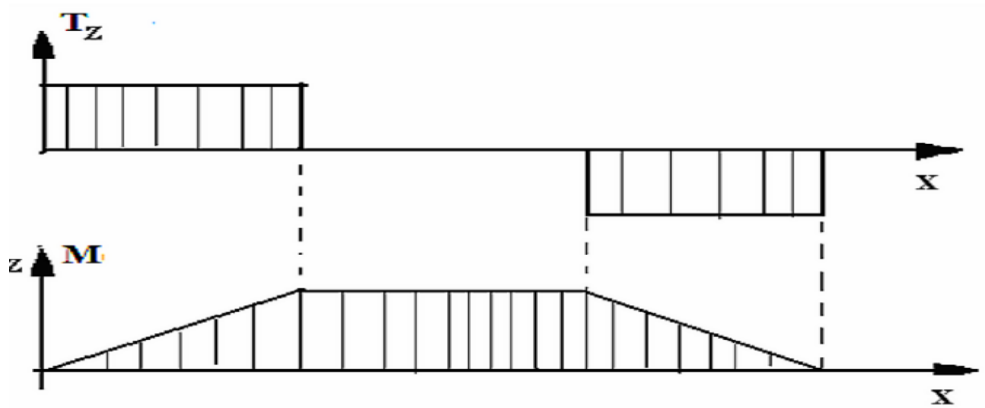


Figure II.15: Diagramme de l'effort tranchant $T_z(x)$ et du moment de flexion $M(x)$.

CHAPITRE III

Analyse numérique du comportement des sandwichs sous sollicitation statique

1. INTRODUCTION :

Les composites stratifiés à fibres longues de différents matériaux et à matrice époxy présentent d'excellentes propriétés mécaniques spécifiques. De nombreux travaux ont été effectués sur le comportement mécanique et l'analyse des mécanismes d'endommagement des composites classiques constitués de différents types de fibres tel que le verre, le carbone, le bore, le graphite etc. avec une résine époxyde pour les stratifiés et associés à une âme en PVC pour les matériaux sandwichs. Aujourd'hui, les composites à constituants naturels sont principalement utilisés dans l'industrie automobile, pour la fabrication de pièces d'intérieure ; dans l'énergie, pour la fabrication des pâles d'éoliennes et dans l'aéronautique ou le nautisme pour la fabrication des coques.

L'objectif de ce travail est d'analyser par la méthode des éléments finis, l'effet des orientations des fibres ainsi que la géométrie de l'âme sur la courbe force-déplacement de trois matériaux sandwichs différent dont les caractéristiques mécaniques des matériaux composites stratifiés sont indiquées dans le tableau III.1[28].

Propriétés	Verre/époxyde	Bore/Epoxyde	Graphite/Epoxy]
E11 (GPa)	50	208	134
E22 (GPa)	14.5	25.4	10.3
E33 (GPa)	14.5	25.4	10.3
G12 (GPa)	2.56	7.2	5.5
G13 (GPa)	2.56	7.2	5.5
G23 (GPa)	2.24	4.9	3.2
v12	0.33	0.1677	0.33
v13	0.33	0.1677	0.33
v23	0.33	0.035	0.53

Tableau III.1 : Propriétés des trois composites stratifiés [28].

2. MODÈLE GÉOMÉTRIQUE

Le modèle géométrique choisi est un matériau composite sandwich, composé d'une plaque stratifiée rectangulaire et d'une âme, reposant sur deux appuis, celle-ci est soumise à un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des y (voir Figure III.2). Notre étude montre l'évolution de la courbe force-déplacement de trois matériaux sandwichs sous l'effet des orientations des fibres ainsi que la géométrie de l'âme sur la courbe,

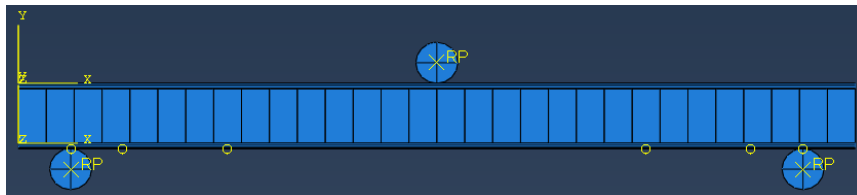
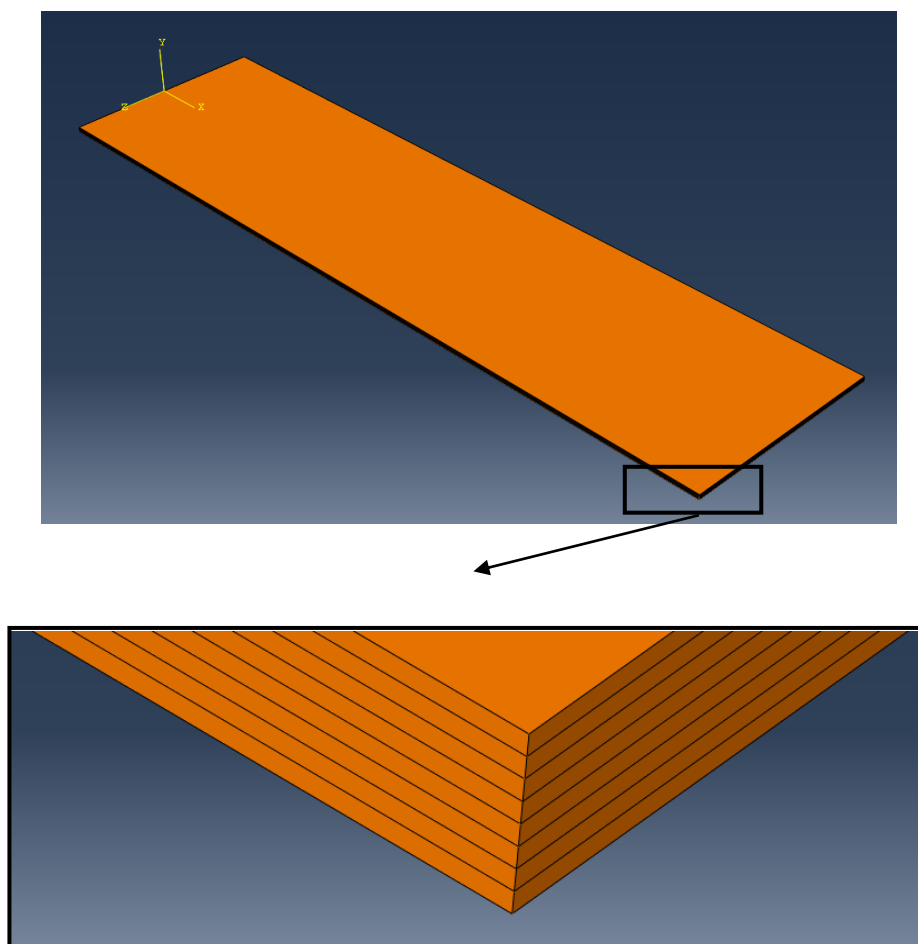
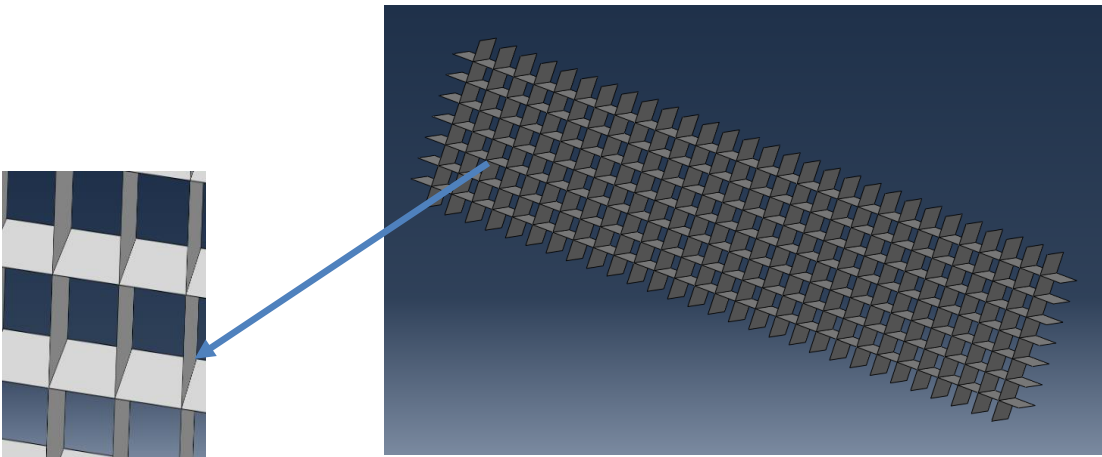


Figure III.2: Modèle géométrique

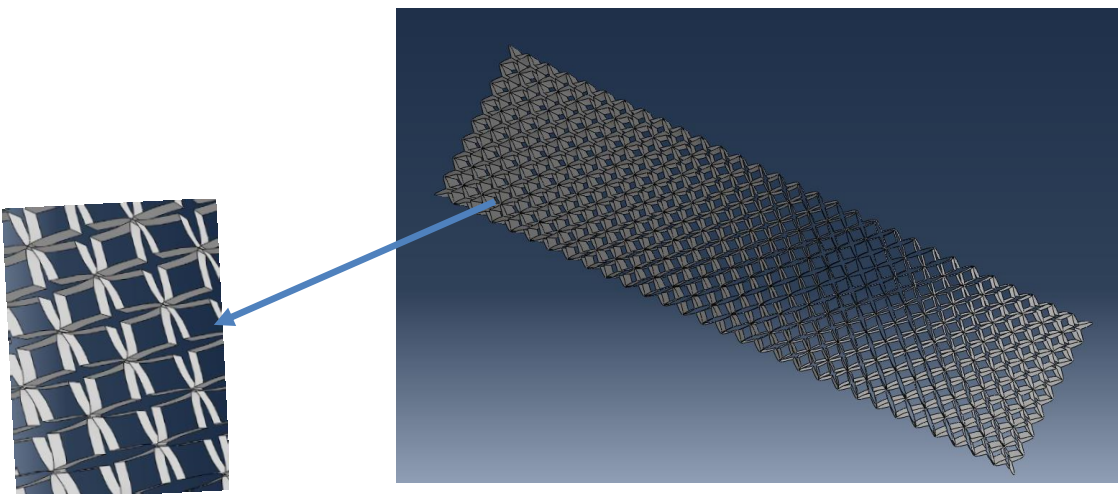


Détaille
des plis

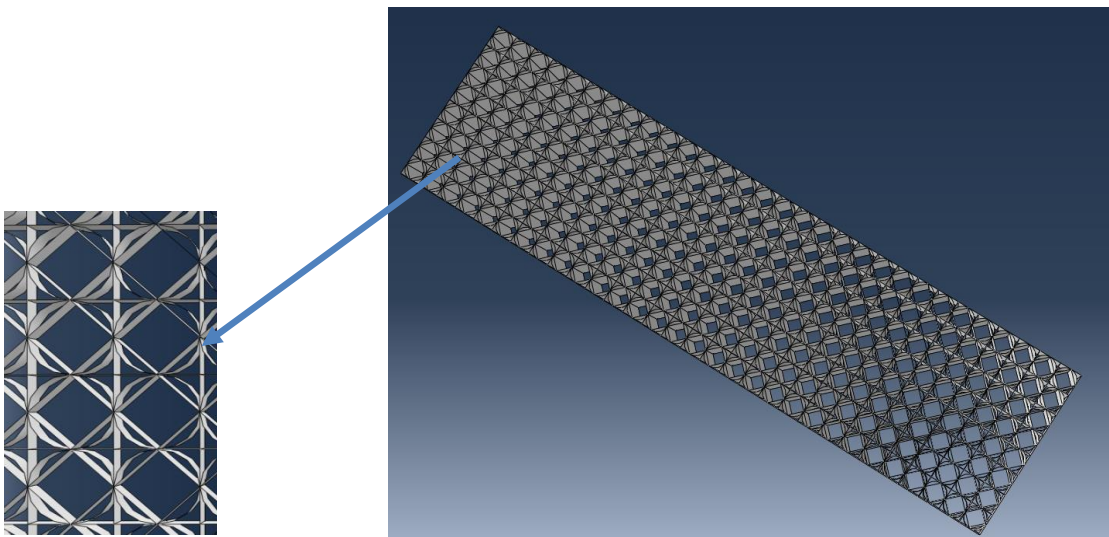
Figure III.3 : Plaque composite



A : Carré



B : Rose



C : Carré cercle

Figure III.4: Forme de l'âme

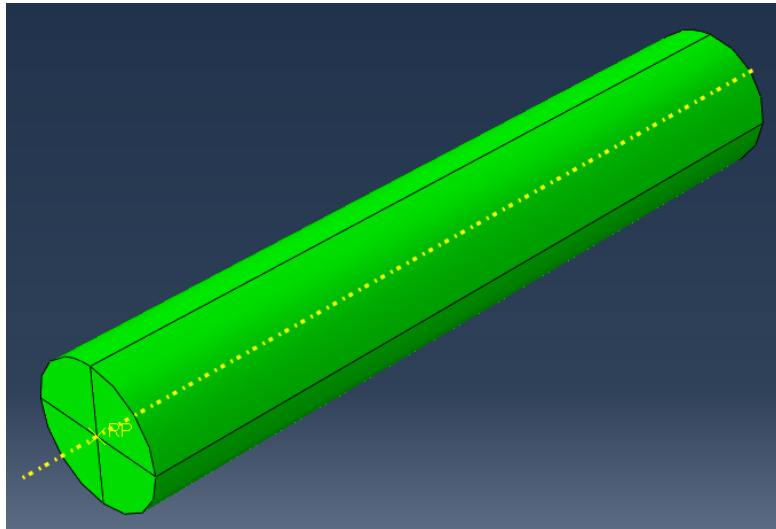


Figure III.5: l'appui

3. MODÉLISATION NUMÉRIQUE

Pour simuler le comportement linéaire en traction et l'influence d'orientation des fibres ainsi que les autres paramètres, nous avons utilisé un code de calcul « Abaqus » pour l'analyse des structures composites par la méthode des éléments finis. Ce code présente un système complet, intégrant non seulement les fonctions de calcul proprement dites, également des fonctions de construction du modèle (pré processeur) et de traitement des résultats (post-processeur) [29].

3.1 MÉTHODE DES ÉLÉMENTS FINIS

Cette méthode est une extension des techniques d'analyse des structures bidimensionnelles et tridimensionnelles, telles que les poutres et les coques, elle est considérée aussi comme l'un des outils les plus efficaces et les plus favorables pour la simulation numérique, et s'applique aux problèmes de mécanique des milieux continus présentant une linéarité ou une non linéarité de la mécanique du solide (élasticité, plasticité...etc.)

L'objectif est de savoir comment mailler le domaine pour avoir des résultats satisfaisants. Sachant qu'un maillage trop fin donne une bonne précision du résultat mais avec un temps de calcul long, alors qu'un maillage grossier fait perdre en précision mais réduit le temps de calcul. La démarche adoptée est d'utiliser dans cette analyse un maillage « raisonnable »

tout en affinant les régions jugées critiques (entailles et délaminage). Le maillage doit être affiné jusqu'à l'obtention de résultats voisins. Un bon maillage est obtenu par un raffinement idéal très proche de l'entaille ; il est constitué d'un nombre optimal d'éléments, c'est-à-dire, capable de nous fournir des résultats précis en un temps de calcul raisonnable. Pour bien mener cette étude, on a choisi un élément coque quadrilatéral de type quadratique (Figures III.3).

Pour bien mener cette étude, nous avons choisi un élément coque quadrilatéral de type quadratique.

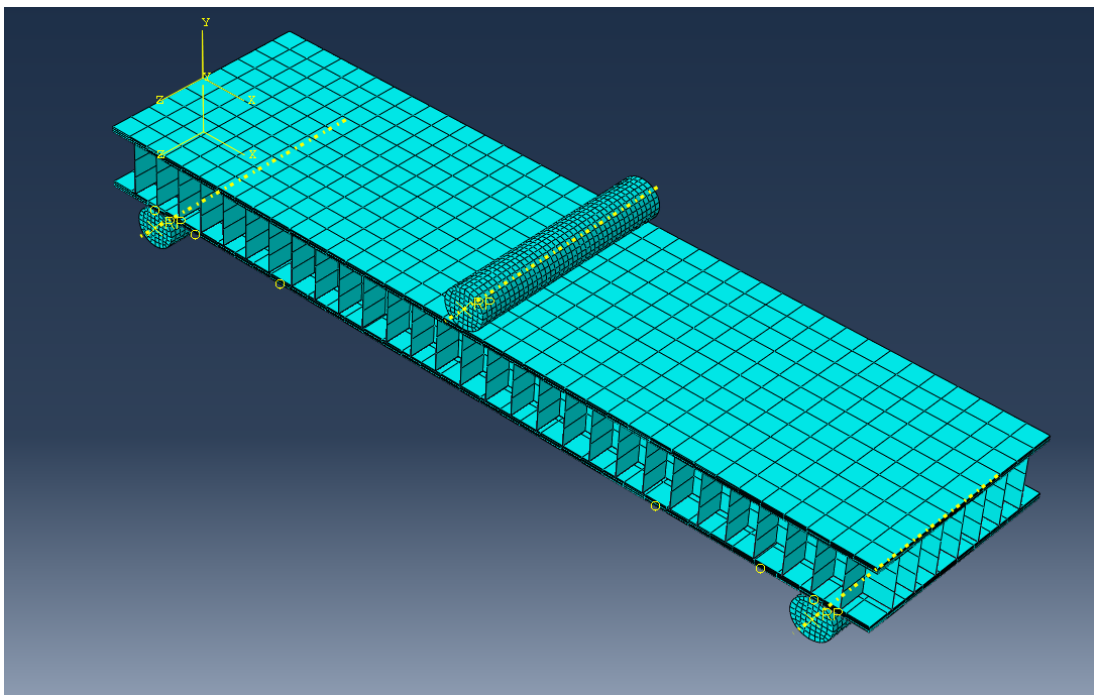


Figure III.6: Maillage avec des éléments

4. RÉSULTATS ET DISCUSSIONS

Des essais de flexion en trois points ont été effectués afin d'observer le comportement de trois âmes de différentes géométries placées entre deux plaques stratifiées d'un empilement croisé ($+\alpha$; $-\alpha$) pour composer les matériaux composites sandwichs de notre étude. Ces essais soumettent l'échantillon à des contraintes de traction et de compression importantes dans leur plan. Les résultats des tests sont donnés le long de ce chapitre.

4.1. MODÈLE À ÂME CARRÉ

4.1.1.1. CAS DU VERRE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°)

La figure III.7 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, une orientation des fibres de 0°. Cette courbe présente une fonction linéaire de 0 à 12,5 N environ correspondant au déplacement de 0.1 mm et continue à progresser jusqu' au pic d'une charge environ 18N correspondant à l'orientations 0°, ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure

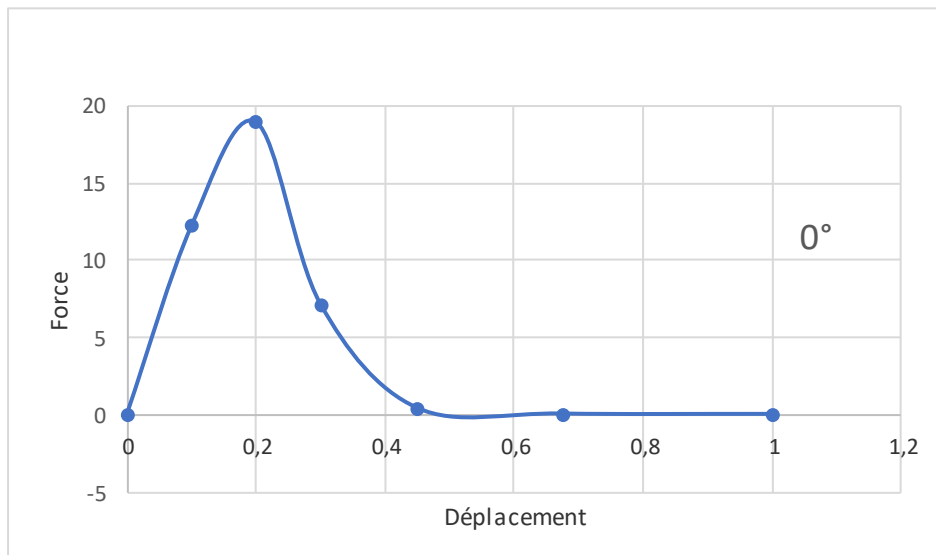


Figure III.7 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et d'une orientation des orientations des fibres de 0° (PVE-ÂCarrée)

4.1.1.2. CAS DU VERRE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)

La figure III.8 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°), pour les plaques du matériau composite verre/époxy et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ à 18N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations 45°,50° et 60° prennent la charge minimale au pic d'une charge environ 12,5N, ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

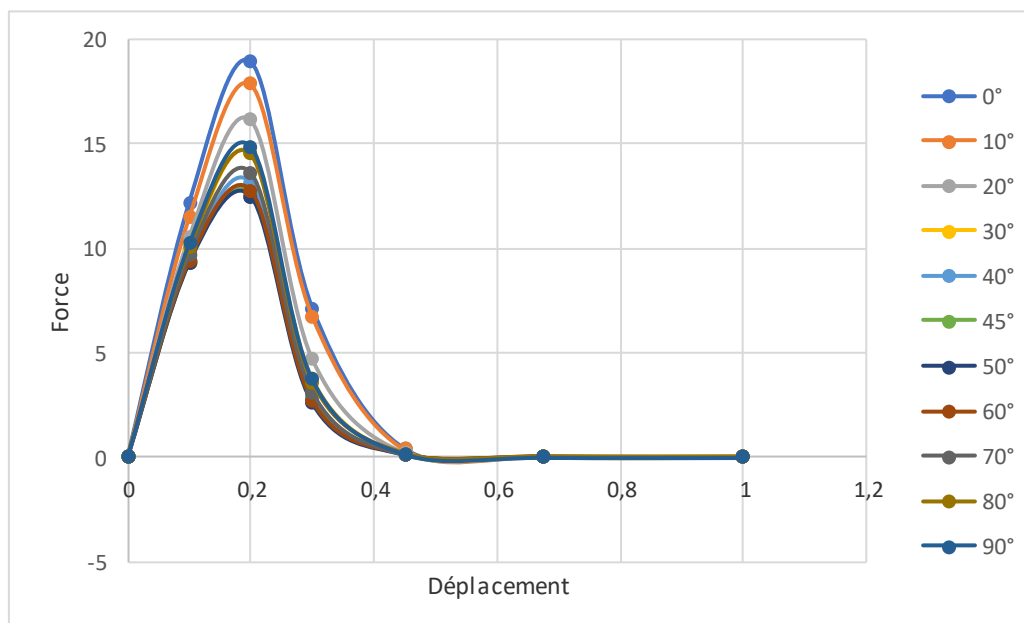


Figure III.8 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PVE-ÂCarrée)

4.1.2. CAS DU BORE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)

La figure III.9 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°) et pour les plaques du matériau composite bore/époxy et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ à 32N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations 45°,50° et 60° prennent la charge minimale au pic d'une charge environ 17,5N et un déplacement de 0,2 ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

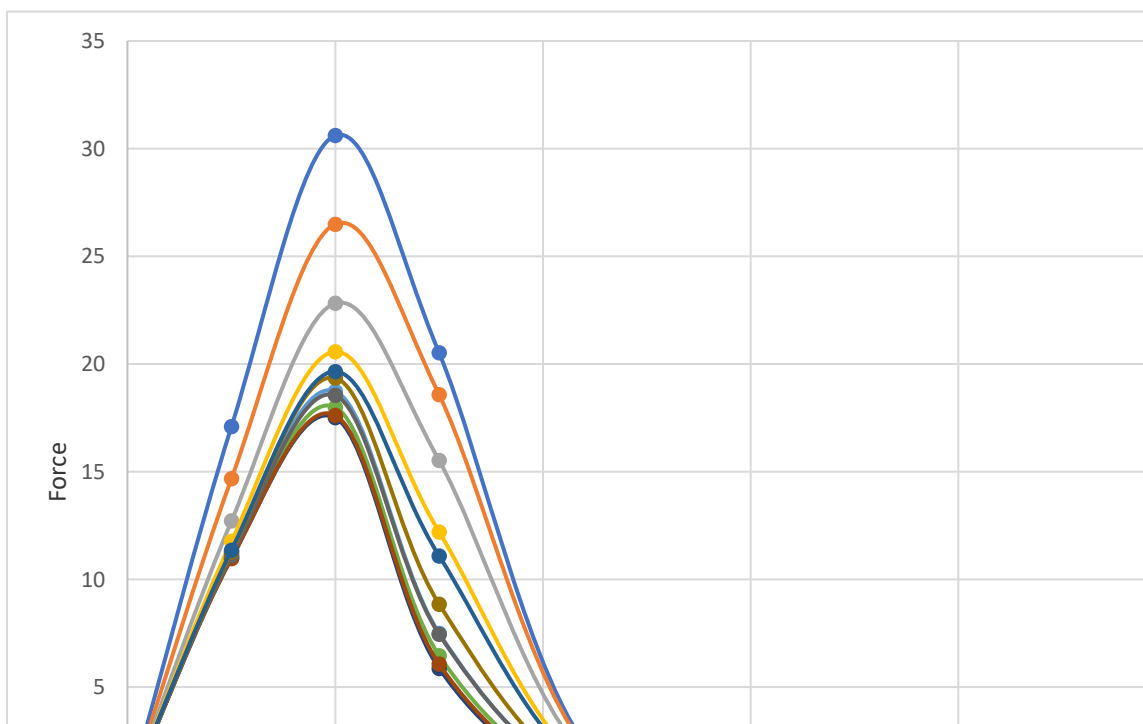


Figure III.9 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PBE-ÂCarrée).

4.1.3. CAS DU GRAPHITE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)

La figure III.10 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°) et pour le matériau composite graphite/époxy. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continue à progresser jusqu'au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ à 27N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations 45°,50° et 60° prennent la charge minimale au pic d'une charge environ 16N et au déplacement de 0,2 ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

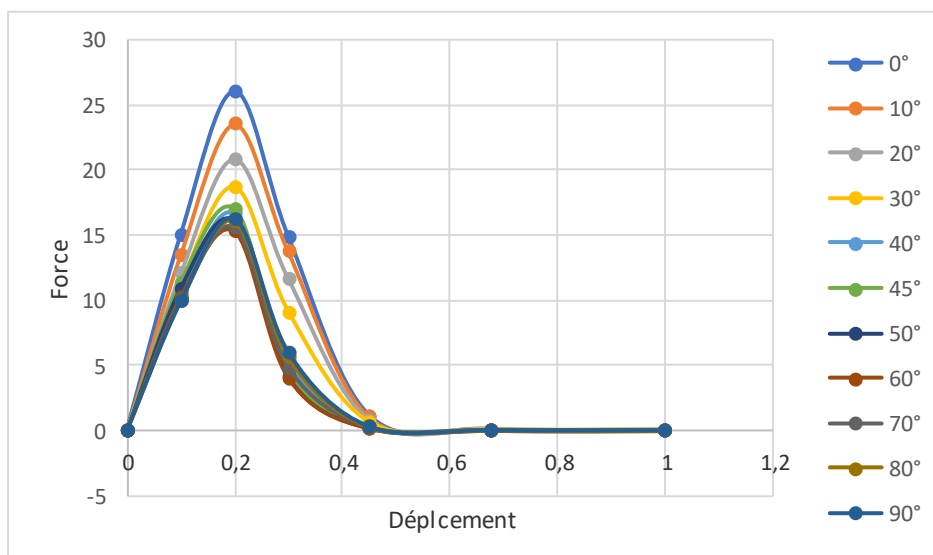


Figure III.10 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PGE-ÂCarrée).

4.1.4. EFFET DU MATÉRIAU SUR LA COURBE FORCE-DÉPLACEMENT

4.1.4.1. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°

La figure III.11 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 0°, pour différents matériaux composites de la plaques (verre/époxy, bore/époxy et graphite/époxy) et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate qu'avec le même déplacement du matériau composite sandwich (âme carrée), le matériau composite bore/époxy de la plaque, prend la charge maximale par rapport aux autres matériaux composites (verre/époxy et graphite/époxy) au pic d'une valeur environ de 32N. On note que le matériau composite sandwich d'une plaque stratifié unidirectionnel (0°) bore/époxy se comporte mieux en ce qui concerne la résistance par aux autres matériaux composites sandwichs.

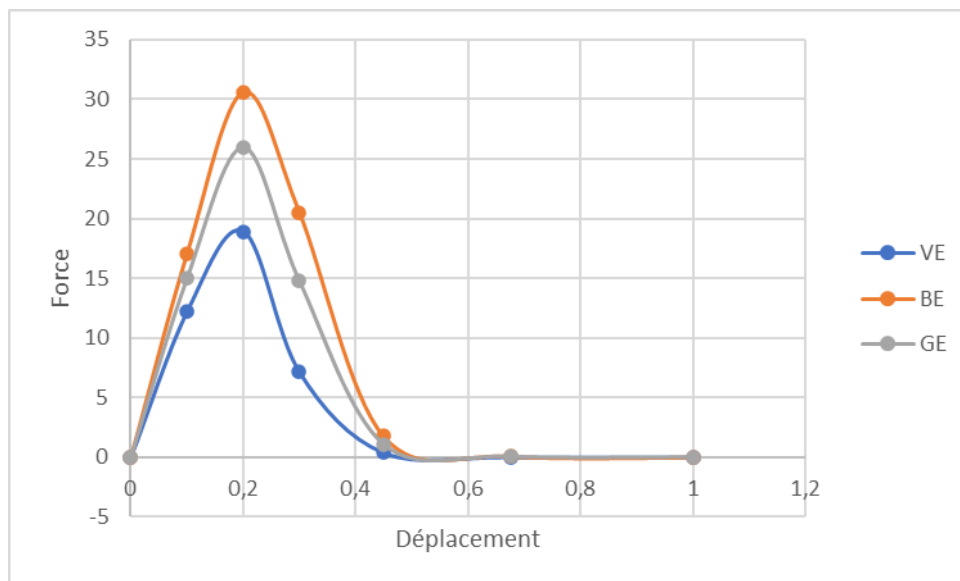


Figure III.11 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 0° (âme carrée)

4.1.4.2. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°

La figure III.12 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 60°, pour différents matériaux composites de la plaques (verre/époxy, bore/époxy et graphite/époxy) et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate qu'avec le même déplacement du matériau composite sandwich (âme carrée), le matériau composite bore/époxy de la plaque, prend la charge maximale par rapport aux autres matériaux composites (verre/époxy et graphite/époxy) au pic d'une valeur environ de 18N. On note que l'orientation des fibres 0° du renfort bore de la plaque stratifié du matériau composite sandwich résiste mieux qu'aux autres matériaux composites sandwichs.

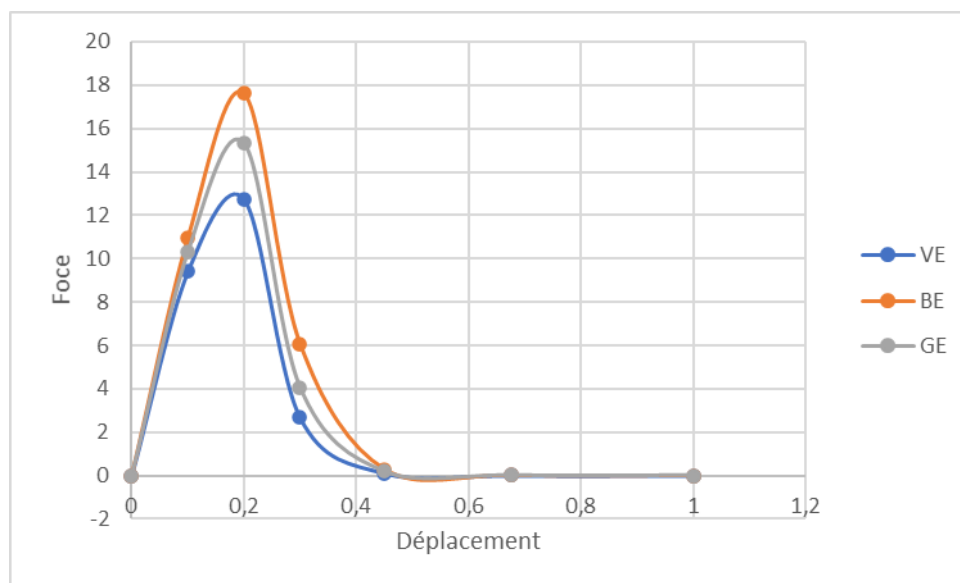


Figure III.12 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 60° (âme carrée)

4.2. MODÈLE À ÂME CARRÉ/CERCLE

4.2.1.1. CAS DU VERRE/ÉPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°)

La figure III.13 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, une orientation des fibres de 0°. Cette courbe présente une fonction linéaire de 0 à 12,5 N environ correspondant au déplacement de 0.1 mm et continue à progresser jusqu'au pic d'une charge environ 62N correspondant à l'orientations 0°, ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

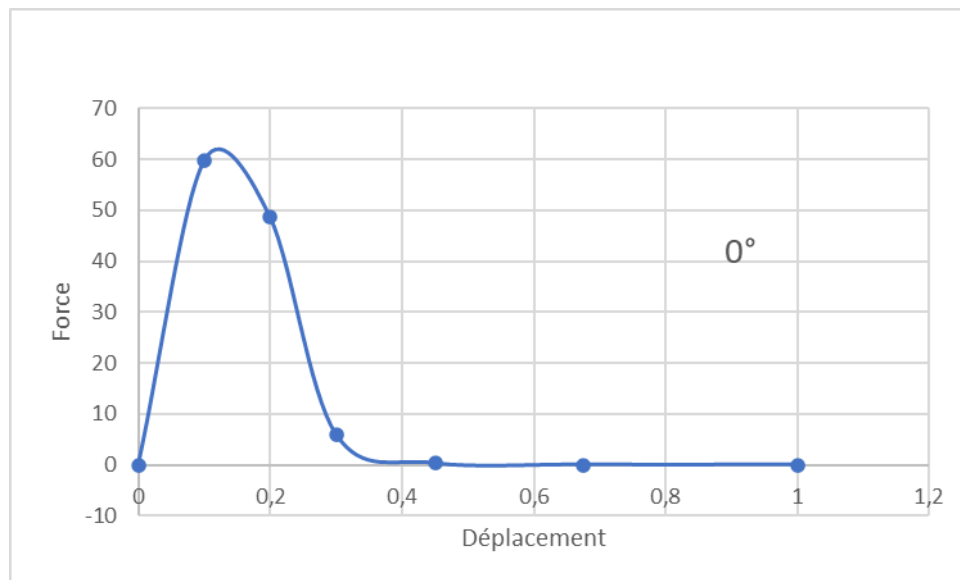


Figure III.13 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et d'une orientation des orientations des fibres de 0° (PVE-ÂCCarrée)

4.2.1.2. CAS DU VERRE/ÉPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20° ... 90°)

La figure III.14 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°), pour les plaques du matériau composite verre/époxy et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et augmentent

à progresser jusqu' au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ à 62N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations $45^\circ, 50^\circ$ et 60° prennent la charge minimale au pic d'une charge environ 35N, ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

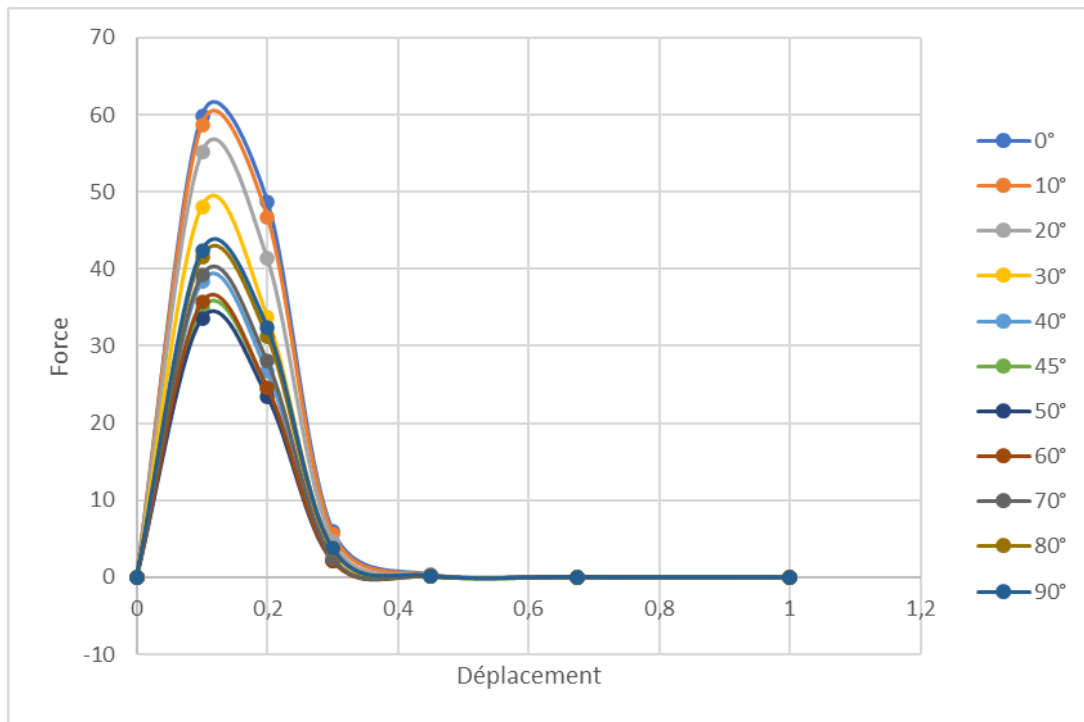


Figure III.14 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 50^\circ, 60^\circ, 70^\circ, 80^\circ$ et 90° (PVE-ÂCCarrée)

4.2.2. CAS DU BORE/EPOXY

La figure III.15 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°) et pour les plaques du matériau composite bore/époxy et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0,1 mm et augmentent à progresser jusqu' au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ à 110N par rapport aux autres orientations au pic. Les

orientations 45°,50° et 60° prennent la charge minimale au pic d'une charge environ 47N et un déplacement de 0,2 ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

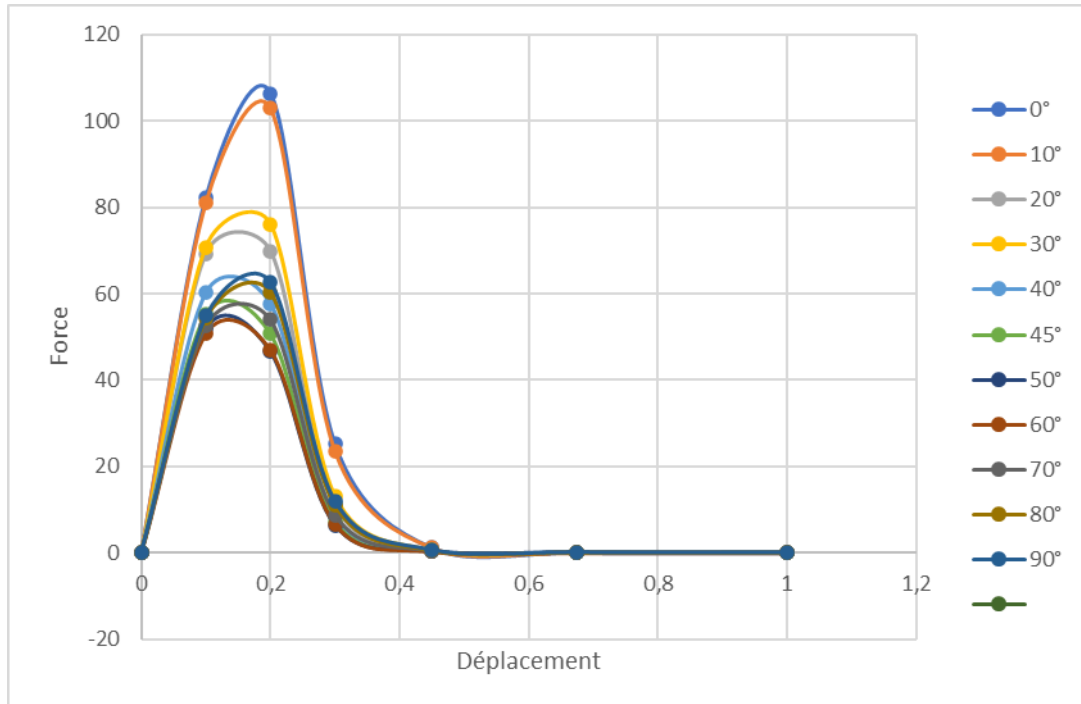


Figure III.15 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°,10°,20°,30°,40°,45°,50°,60°,70°,80° et 90° (PBE-ÂCCarrée)

4.2.3. CAS DU GRAPHITE/EPOXY

La figure III.16 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°) et pour le matériau composite graphite/époxy. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et augmentent à progresser jusqu' au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ à 82N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations 45°,50° et 60° prennent la charge minimale au pic et au déplacement de 0,2 ce qui est dangereux pour la

structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminuent avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

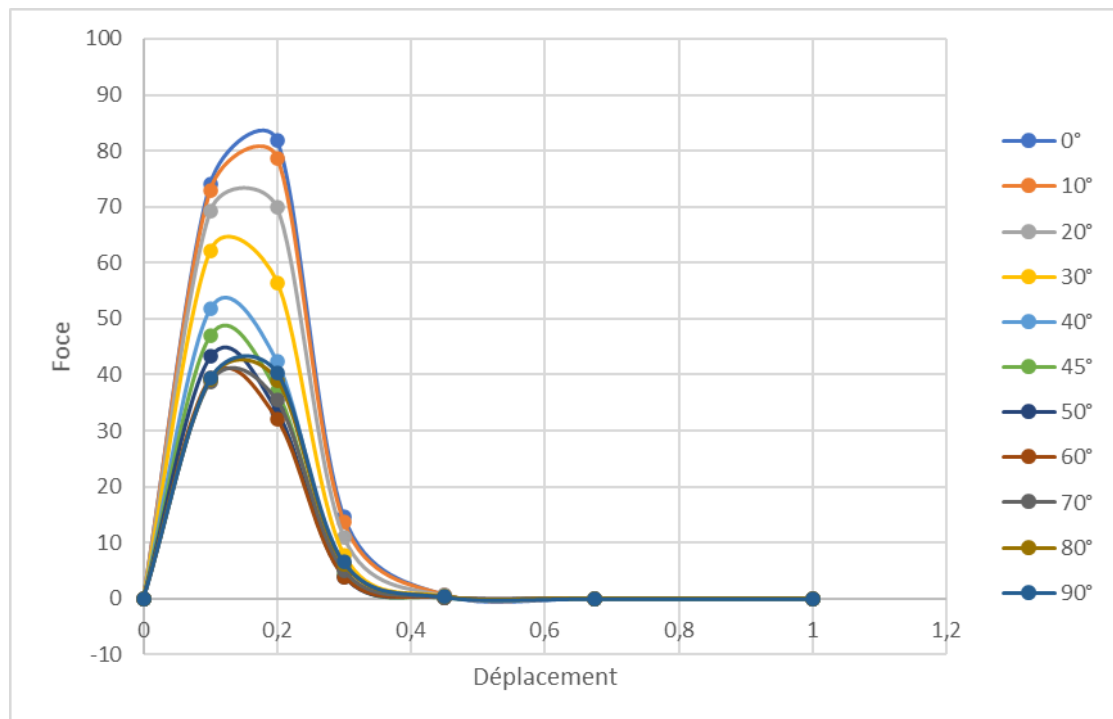


Figure III.16: Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°, 10°, 20°, 30°, 40°, 45°, 50°, 60°, 70°, 80° et 90° (PVE-ACCarrée).

4.2.4. EFFET DU MATÉRIAU SUR LA COURBE FORCE-DÉPLACEMENT

4.2.4.1. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°

La figure III.17 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 0°, pour différents matériaux composites de la plaques (verre/époxy, bore/époxy et graphite/époxy) et d'une âme carrée/cercle. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate qu'avec le même déplacement du matériau composite sandwich (âme carrée/cercle), le matériau composite bore/époxy de la plaque, prend la charge maximale par rapport aux autres matériaux composites (verre/époxy et graphite/époxy) au pic d'une valeur environ de 110N. On note que le matériau composite sandwich d'une plaque stratifié unidirectionnel (0°)

bore/époxy se comporte mieux en ce qui concerne la résistance par aux autres matériaux composites sandwichs.

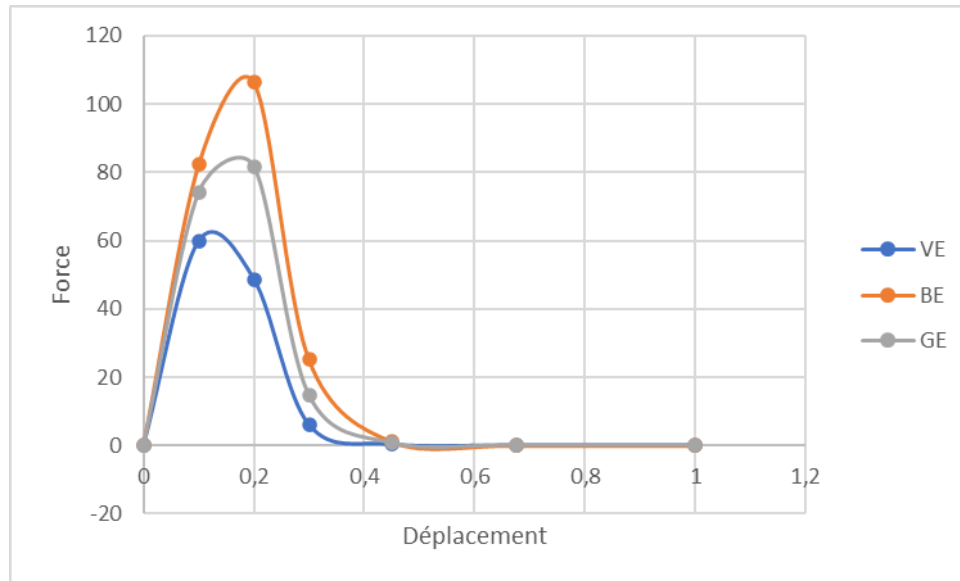


Figure III.17: Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 0° (âme carrée/cercle)

4.2.4.2. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°

La figure III.18 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 60°, pour différents matériaux composites de la plaques (verre/époxy, bore/époxy et graphite/époxy) et d'une âme carrée/cercle. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate qu'avec le même déplacement du matériau composite sandwich (âme carrée/cercle), le matériau composite bore/époxy de la plaque, prend la charge maximale par rapport aux autres matériaux composites (verre/époxy et graphite/époxy) au pic d'une valeur environ de 54N. On note que l'orientation des fibres 0° du renfort bore de la plaque stratifié du matériau composite sandwich résiste mieux qu'aux autres matériaux composites sandwichs.

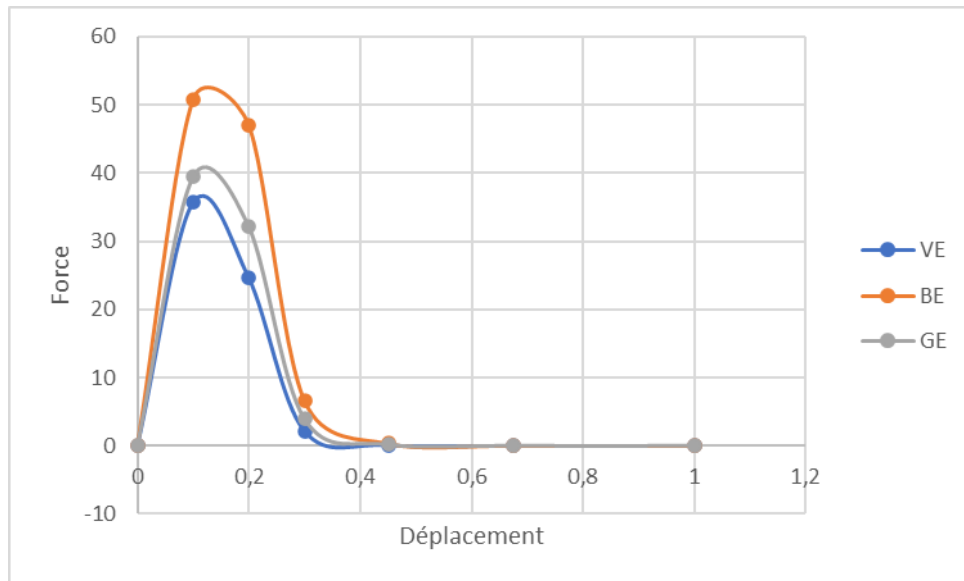


Figure III.18: Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 60° (âme carrée/cercle)

4.3. MODÈLE À ÂME 4 ELLIPSES

4.3.1. CAS DU VERRE/ÉPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°,10°,20°...90°)

La figure III.19 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°), pour les plaques du matériau composite verre/époxy et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et augmentent à progresser jusqu' au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ égale à 42N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations 45°,50° et 60° prennent la charge minime au pic d'une charge environ 31N, ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

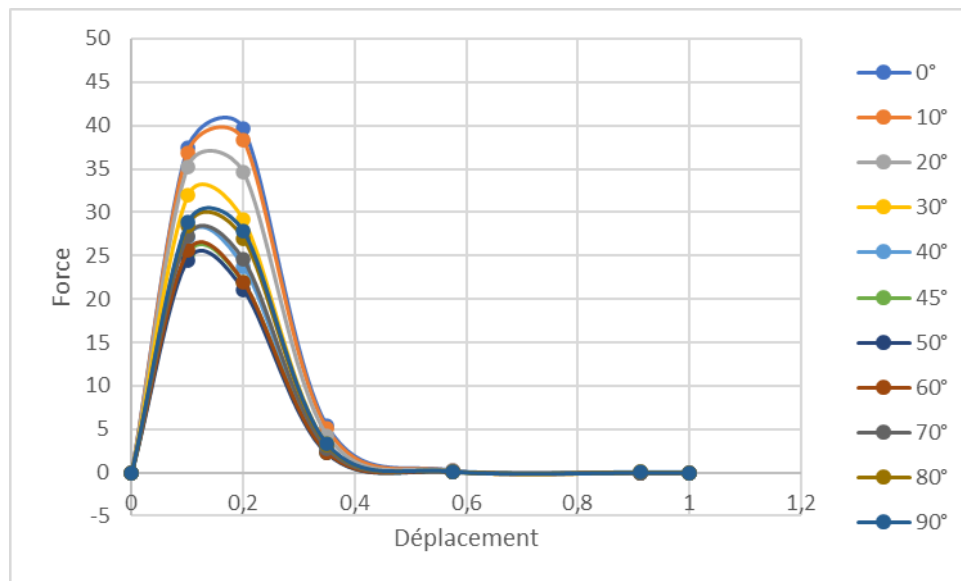


Figure III.19 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°, 10°, 20°, 30°, 40°, 45°, 50°, 60°, 70°, 80° et 90° (PVE-Â4Ellipses)

4.3.2. CAS DU BORE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°, 10°, 20° ... 90°)

La figure III.20 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°) et pour les plaques du matériau composite bore/époxy et d'une âme carrée. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0,1 mm et augmentent à progresser jusqu'au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ égale à 77N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations 45°, 50° et 60° prennent la charge minimale au pic d'une charge environ 40N et un déplacement de 0,2 ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

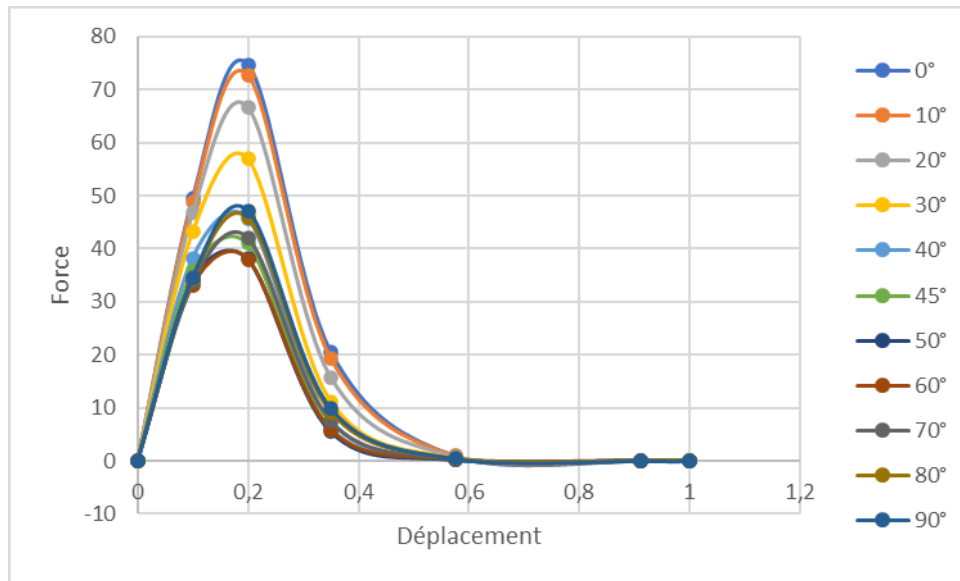


Figure III.20 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°, 10°, 20°, 30°, 40°, 45°, 50°, 60°, 70°, 80° et 90° (PBE-4Ellipses)

4.3.3. CAS DU GRAPHITE/EPOXY (ORIENTATIONS DES FIBRES 0°, 10°, 20° ... 90°)

La figure III.21 illustre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour différentes orientations des fibres de (0° à 90°) et pour le matériau composite graphite/époxy. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0,1 mm et augmentent à progresser jusqu' au pic. On constate que l'orientation des fibres à 0° prend la charge maximale d'une valeur environ égale à 63N par rapport aux autres orientations au pic. Les orientations 45°, 50° et 60° prennent la charge minimale au pic et au déplacement de 0,2 ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales et ensuite diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'à la rupture totale de la structure.

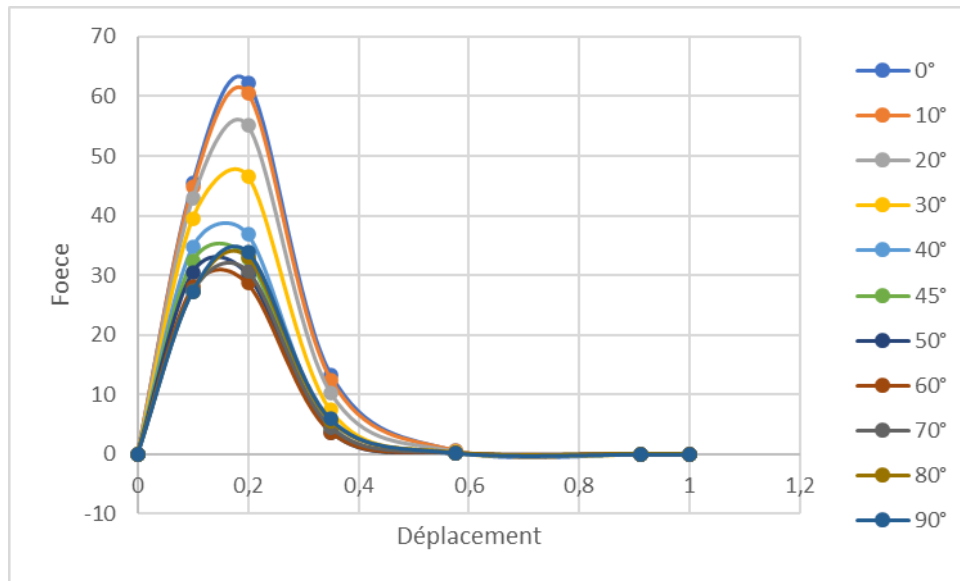


Figure III.21 : Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour des orientations des fibres de 0°, 10°, 20°, 30°, 40°, 45°, 50°, 60°, 70°, 80° et 90° (PGE-Â4Ellipses)

4.3.4. EFFET DU MATÉRIAU SUR LA COURBE FORCE-DÉPLACEMENT

4.3.4.1. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°

La figure III.22 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 0°, pour différents matériaux composites de la plaques (verre/époxy, bore/époxy et graphite/époxy) et d'une âme 4 ellipses. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate qu'avec le même déplacement du matériau composite sandwich (âme 4 ellipses), le matériau composite bore/époxy de la plaque, prend la charge maximale par rapport aux autres matériaux composites (verre/époxy et graphite/époxy) au pic d'une valeur environ de 76N. On note que le matériau composite sandwich d'une plaque stratifié unidirectionnel (0°) bore/époxy se comporte mieux en ce qui concerne la résistance par aux autres matériaux composites sandwichs.

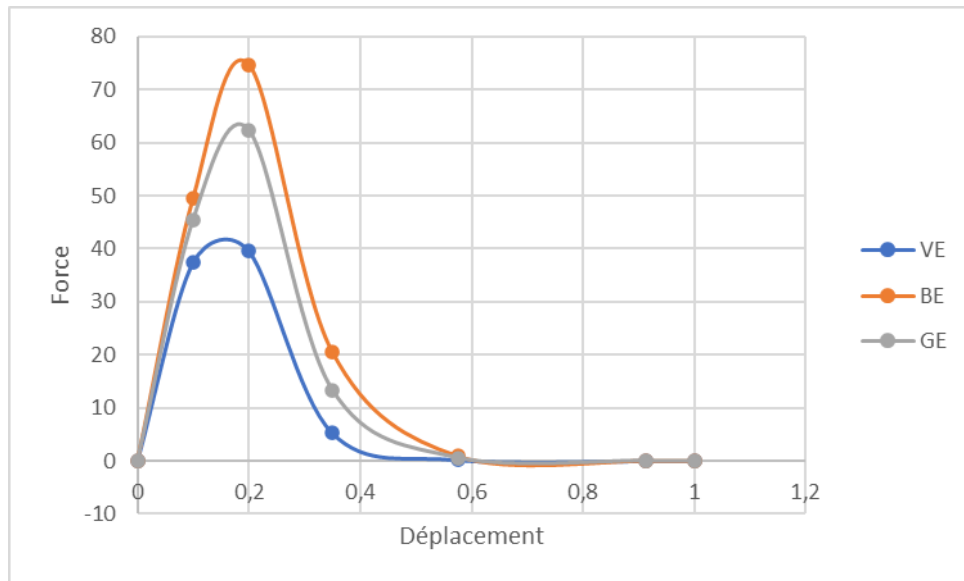


Figure III.22: Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 0° (âme 4 ellipses)

4.3.4.2. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°

La figure III.23 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 60°, pour différents matériaux composites de la plaques (verre/époxy, bore/époxy et graphite/époxy) et d'une âme 4 ellipses. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate qu'avec le même déplacement du matériau composite sandwich (âme 4 ellipses), le matériau composite bore/époxy de la plaque, prend la charge maximale par rapport aux autres matériaux composites (verre/époxy et graphite/époxy) au pic d'une valeur environ de 38N. On note que l'orientation des fibres 0° du renfort bore de la plaque stratifié du matériau composite sandwich résiste mieux qu'aux autres matériaux composites sandwichs.

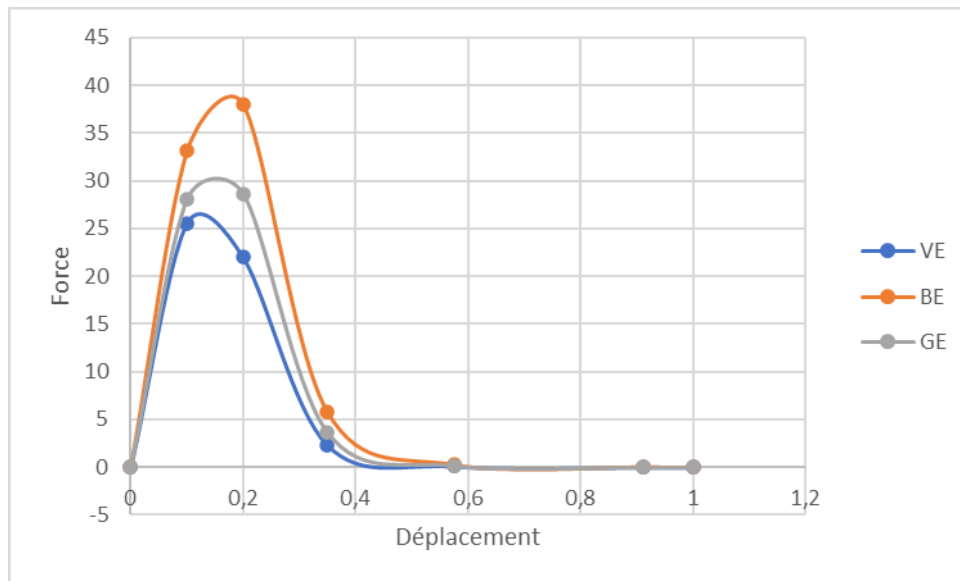


Figure III.23: Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour l'orientation des fibres 60° (âme 4 ellipses)

4.4. EFFET DE LA GÉOMÉTRIE DE L'ÂME SUR LA COURBE FORCE-DÉPLACEMENT

4.4.1.1. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 0°

La figure III.24 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 0°, pour différentes géométries de l'âme. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On note que le matériau composite sandwich d'une plaque stratifié unidirectionnel (0°) bore/époxy et d'une âme carrée/cercle se comporte mieux en ce qui concerne la résistance par rapport aux autres matériaux composites sandwichs.

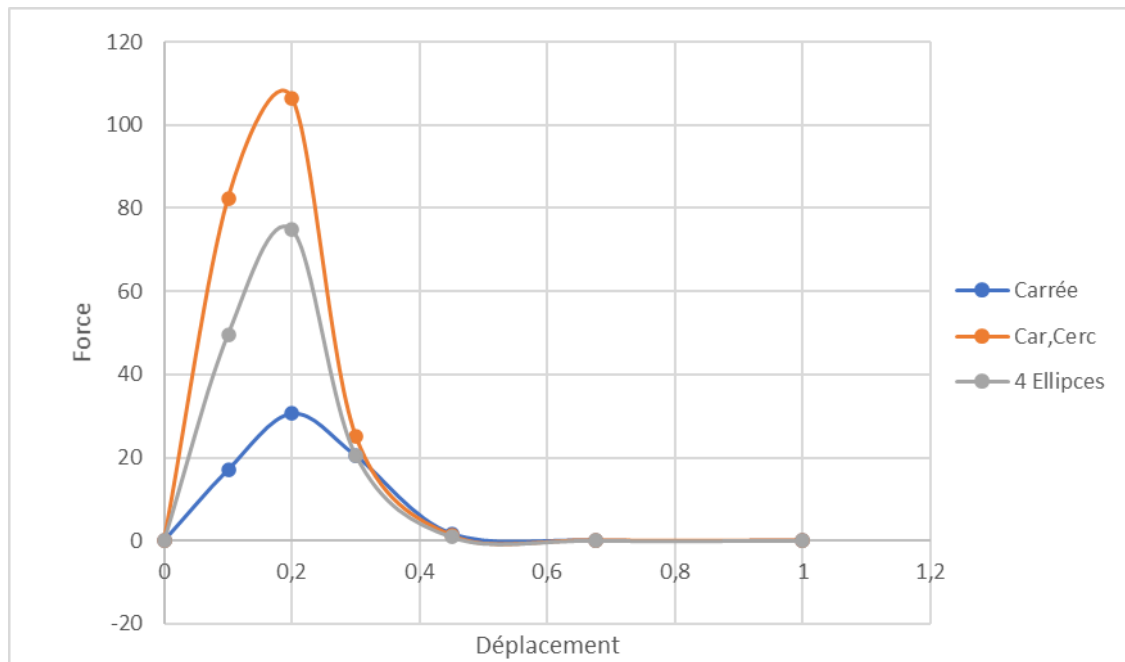


Figure III.24: Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour différentes géométries de l'âme (l'orientation des fibres 0°)

4.4.1.2. CAS DE L'ORIENTATION DES FIBRES 60°

La figure III.25 montre la variation de la force en fonction du déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y, pour l'orientations des fibres 0°, pour différentes géométries de l'âme. Chaque courbe a sa propre zone élastique correspondant au déplacement de 0.1 mm et continuent à progresser jusqu' au pic. On constate que le matériau composite sandwich d'une plaque stratifié unidirectionnel (0°) bore/époxy et d'une âme carrée/cercle se comporte mieux que le matériau composite sandwich d'une plaque stratifié (60°) bore/époxy en ce qui concerne la résistance

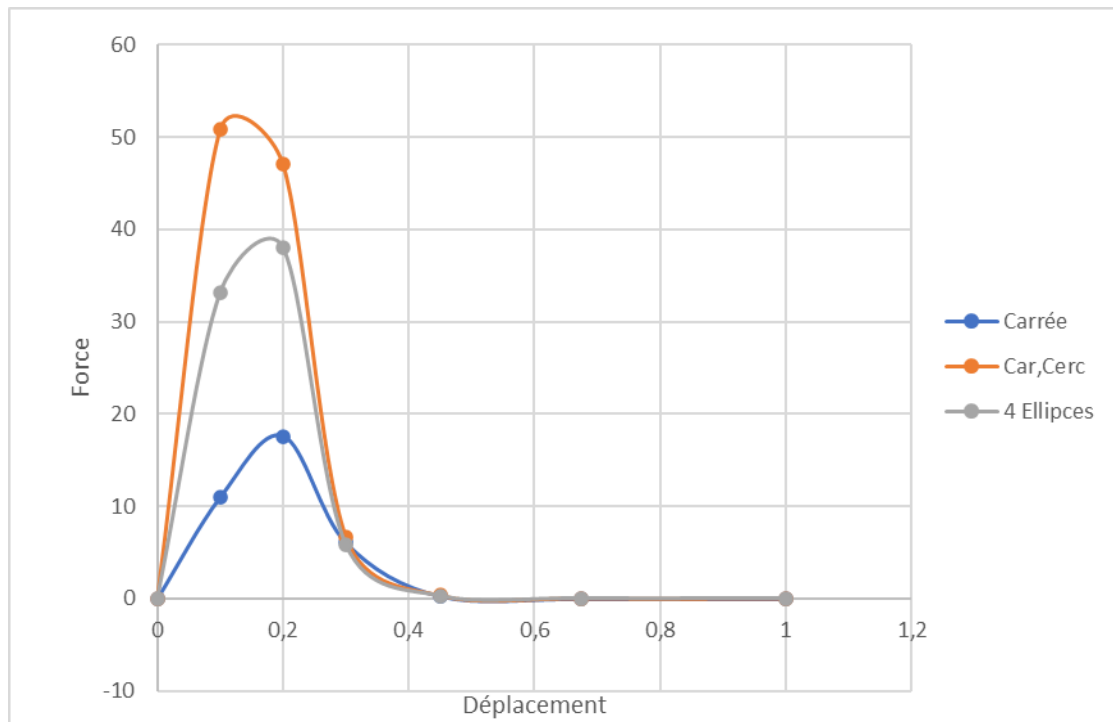


Figure III.25: Evolution de la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé de 1 mm suivant l'axe des Y et pour différentes géométries de l'âme (l'orientation des fibres 60°)

CONCLUSION GÉNÉRAL

Lors de ce travail, nous avons étudié le comportement mécanique de trois composites sandwichs sollicités à une charge statique. Nous avons choisi ces trois matériaux parce que leurs propriétés mécaniques sont disponibles dans la littérature : Graphite/Epoxy, Bore/Epoxy et Verre/Epoxy. Notre étude numérique a pour but d'analyser la courbe force-déplacement pour un déplacement imposé tout en variant la géométrie de l'âme, le matériau composite de la plaque et l'orientation des fibres des plaques stratifiées croisés.

Cette étude nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- L'orientation des fibres a un effet considérable sur la courbe force-déplacement. Les fibres orientées 0° renforcent mieux la structure composite sandwichs et 45°, 50 et 60° affaiblissent la structure et cela quelque le type de matériau considéré.*
- Quel que soit l'orientation des fibres des plaques stratifiées à empilement croisés, le matériau composite stratifié bore/époxyde se comporte mieux que les deux autres matériaux verre/époxyde et graphite/époxy*
- Quel que soit l'orientation des fibres des plaques stratifiées à empilement croisés, le matériau composite sandwich à âme carrée/cercle résiste mieux que les deux autres géométries carrées et 4 ellipses.*

REFERENCE

- [1] DESSARTHE A. - *Assemblage des matériaux composites, structures sandwichs et matières plastiques*. - Nantes : CETIM, 1992. - 102 p.
- [2] REYNE M. - *Technologies des composites (3ème édition revue et augmentée)*. - Paris : HERMES, 1998. - 222 p.
- [3] Wikipedia. *definition de flambage* - <http://fr.wikipedia.org/wiki/Flambage>
- Internet :
- http://www.diabgroup.com/europe/literature/e_pdf_files/man_pdf/sandwich_hb.pdf
 - <http://matshap.free.fr/sandwich.html>
 - <http://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire/materiaux-th11/metaux-et-alliages-Materiaux-magnetiques-et-multimateriaux-42357210/structures-sandwich-acier-polymere-acier-m5810/procedes-de-fabrication-m5810niv10003.html>
 - <http://www-ipst.u-strasbg.fr/cours/materiaux-composites/comp0.htm>
 - <http://www-ipst.u-strasbg.fr/cours/materiaux-composites/comp6.htm>
- [4] MAROUENE A. - *Comportement sous choc des composites sandwichs et influence des paramètres des matériaux et du test : Mémoire pour Maîtrise*. - Montréal : Ecole Polytechnique de Montréal, 2010.
- [5] US Military Handbook 23A (1968): *Design of structural sandwichs composites*.
- [6] NASA CR-1457 (1969): *Manual for structural stability analysis of sandwich plates and shells*.
- [7] Triantafillou T. C, Gibson L. J., *Materials Science and Engng*, 95:37-53, 1987.
- [8] Jin Dia, Hahn H., *composite structure*, 61 : 247-253, 2003.
- [9] Avila A. F., *composite structures*, 81 : 323-330, 2007.
- [10] Yoshi A., *Advanced Composite Materials*, 2(4): 289-305, 1992.

REFERENCE

- [11] Thomesen O. T., *Composite structures*, 30: 85-101, 1995.
- [12] Petras A., Sutcliffe M.P.F., *Indentation failure Analysis of sandwich Beams. Composite Structures* 50, 2000, pp 311-318.
- [13] Petras A., Sutcliffe M.P.F., *Indentation resistance of sandwich Beams. Composite structures* 46 (1999), pp 413-424.
- [14] Triantafillou T.C, Gibson L.J., *Materials Science and Engng*, 95:37-53, 1987.
- [15] Hexcel Composite. *Hex Web tm honeycomb sandwich design technology.*
<http://www.hexcelcomposite.com>, 2004.
- [16] GAY Daniel (1991) : *Matériaux Composites. Editions HERMES.*
- [17] MARSHALL A. (1982): *Sandwich construction. Handbook of composites, section 21, Van Nostran Reinhold Company.*
- [18] SHEAHEN P., BERSUCH L., HOLCOMBE T., BARON B. (1998): *Robust Composite Sandwich Structures. AIAA Paper n° A98-25225/ AIAA 98-1873.*
- [19] ASTM STANDARDS: C273: *Standard test method for shear properties in flatwise plane of flat sandwich construction or sandwich cores.*
- [20] KAY R. D. (1990): *Buckling of composite sandwich panels and symmetric laminate plates.*
4th year
- [21] YUSUFF S. (1955): *Theory of wrinkling in sandwich construction. J. Royal Aerospace Society* 64 591 164-67
- [22] MARSHALL A. (1982): *Sandwich construction. Handbook of composites, section 21, Van Nostran Reinhold Company.*
- [23] Dufort L "Etude du cisaillement transverse dans des poutres stratifiées et sandwich aspects théoriques et expérimentaux", *Thèse de Doctorat, Université Blaise Pascal Clermont II, France, 2000.*
- [24] Sandwich Concept, "DIAB sandwich handbook", Available from,
<http://www.diabgroup.com>
- [25] Engin M.R., "Characteristics of Innovative 3-D FRP Sandwich Panels". *Ph. D thesis, North Carolina State University, Raleigh, 2005.*
- [26] Kelsey S, Gellatly RA, Clark BW., *Aircraft Engng*, 30 (3): 249-308, 1958.

REFERENCE

[27] Arias F., Kenis Paul J.A., Xu B., *Mater J. Res*, 16: 597-605, 2001.

[67] Dae-Cheol Seo, Jung-Ju Lee "Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch" Korea, *Composite Structures publication 57 (2002)* 323–330

[69] ABAQUS Finite Element Program, ABAQUS/Standard 6.10.1. Hibbit, Karlsson and Sorensen, Inc. Pawtucket, USA, 2010.