

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire



وزارة التعليم العالي
والبحوث العلمي
Ministère de l'Enseignement Supérieur
et de la Recherche Scientifique

Université d'Oran 2
Institut de Maintenance et de Sécurité Industrielle
Département de **Maintenance en électromécanique**

MEMOIRE

Pour l'obtention du diplôme de Master
Spécialité : Maintenances Fiabilité Qualité
Thème

Analyse numérique du comportement mécanique des matériaux composite sandwich sollicité à diffère charges

Présenté et soutenu par :
BELKACEMI Youcef
CHERGUI Mohamed Sadik

Devant le jury composé de :

Nom et Prénom	Grade	Etablissement	Qualité
ABDI Ghezail	MCB	IMSI UNIV ORAN 2	Président
ACHACHE Habib	MCA	IMSI UNIV ORAN 2	Encadreur
ADJELOUA Abdelaziz	MCB	IMSI UNIV ORAN 2	Examineur

Année Universitaire : 2021/2022

Dédicace

*C'est avec profonde gratitude et sincères mots,
Que nous dédions ce modeste travail de fin d'études à
Nos chers parents ; qui ont sacrifié leur vie pour notre réussite
Et nous a éclairé le chemin par leurs conseils judicieux.
Nous espérons qu'un jour,
Nous pourrons leur rendre un peu de ce qu'ils font
Fait pour nous, que Dieu leur prête bonheur et longue vie.
Nous dédions aussi ce travail à nos frères et sœurs, nos familles, nos
amis
Tous nos professeurs qui nous ont enseigné
Et spécialement et avant tous nos chats.*

Remerciement

La réalisation de ce mémoire a été possible grâce au concours de plusieurs personnes à qui nous voudrions témoigner toute notre gratitude.

Nos remerciements s'adressent également à monsieur ACHACHE HABIB pour son soutien, et ses encouragements pour finaliser ce mémoire.

Nous voulant lui exprimer notre sympathie et notre reconnaissance pour la confiance et la grande liberté qu'il nous accordait au cours de son encadrement à notre mémoire.

Nous remercions Prof. ADJELOUA Abdelaziz, chef de département d'électromécanique à l'institut de maintenance et sécurité industrielle d'être membre de jury qu'examineur.

Nous remercions aussi Prof ABDI Ghezail, d'être présidente de jury.

Nous voudrions exprimer notre reconnaissance envers les amis et collègues qui nous ont apporté leur soutien moral et intellectuel tout au long de nos démarches.

Enfin, nous remercions sincèrement tous ceux qui nous ont aidés de près ou de loin.

ملخص : أطروحة الماجستير هذه عبارة عن دراسة ثابتة للسلوك الميكانيكي في الانحناء ثلاثي النقاط لساندويتش مركب مع أنواع مختلفة من اللب والجلد في مادة مركب البورون / الإيبوكسي، من 8 طبقات مع التراص المتصالب $[\theta ; -\theta]$. ينقسم عملنا إلى جزئين: الجزء الأول يهدف إلى تأثير الهندسة الأساسية على منحنى إزاحة القوة لنموذج غير تالف مع مراعاة اتجاه الألياف. يتكون الجزء الثاني من مقارنة منحنى إزاحة القوة لنموذج تالف وغير تالف بالإضافة إلى تأثير الهندسة المدروسة على المحيط المتكامل باستخدام كود الكمبيوتر ABAQUS 6.17.

Abstract: This master thesis is a static study of mechanical behaviour in 3-point bending of a sandwich composite with different types of cores and a skin made of boron/epoxy composite material, of 8 plies with a $[\theta ; -\theta]$ cross-stacking. Our work is divided into two parts: the first part aims at the effect of the core geometry on the force-displacement curve of an undamaged model considering the fibers orientation. The second part consists in comparing the force-displacement curve of a damaged and non-damaged model as well as the effect of the considered geometry on the integral contour by using the ABAQUS 6.17 calculation code

Résumé : Ce mémoire de master est une étude statique de comportement mécanique en flexion 3 points d'un composite sandwich à différents types d'âme et d'une peau en matériau composite bore/époxyde, de 8 plis avec un empilement croisé $[\theta ; -\theta]$. Notre travail est divisé en deux parties : la première partie vise l'effet de la géométrie de l'âme sur la courbe force-déplacement d'un modèle non-endommagé en tenant compte de l'orientation des fibres. La deuxième partie consiste à comparer la courbe force-déplacement d'un modèle endommagé et non-endommagé ainsi que l'effet de la géométrie considérée sur le contour intégral en utilisant le code de calcul ABAQUS 6.17

Sommaire

LISTE DES FIGURES.....	4
LISTE DES TABLEAUX	6
Introduction Générale :	7
I. Généralités sur les matériaux composites :	9
Introduction	9
I.1. Définition.	9
I.2. Les constituant d'un matériau composite :	9
I.2.1. Les matrices :	10
I.2.2. Renforts.....	12
I.2.3. Additifs.	17
I.3. Structure des matériaux composites.	17
I.3.1. monocouche.	17
I.3.2. Les Stratifiés :	17
I.3.3. Sandwichs:	18
I.4. La mise en œuvre des matériaux composites :	19
I.4.1. Moulage au contact :	19
I.4.2. Moulage sous vide :	19
I.4.3. Moulage par compression :	20
I.4.4. Moulage par injection :	22
I.4.5. Moulage centrifuge :	24
I.4.6. Moulage par enroulement filamentaire	25
I.5. les avantages et inconvénient de l'utilisation des matériaux composites :	25
I.6. Les panneaux sandwich :	26
I.6.1. construction des panneaux sandwich :	26
I.6.2. Caractéristiques des panneaux sandwich	31
I.7. Procédés de fabrication	32
I.7.1. Technologies par voie humide (imprégnation directe) :	32
I.7.2. Technologies par voie sèche (imprégnation indirecte)	33
I.7.3. Assemblage par collage	33
I.7.4. Moussage	33
I.7.5. Moulage de panneaux en continu.....	34
I.8. Domaine d'application des structures sandwiches	34
I.8.1. Domaine d'Aérospatiale	34

I.8.2. Domaine de Ferroviaire	35
I.8.3. Domaine de la construction navale	36
Chapitre II :	37
II.1. Introduction :	38
II.2. Définition de l'endommagement des matériaux composites :	39
II.3. Les mécanismes d'endommagement des composites :	40
II.3.1. Fissuration de la matrice :	41
II.3.2. Décohésion fibre-matrice :	42
II.3.3. Délaminage :	44
II.3.4. Rupture de fibre :	44
II.4 Mode d'endommagement et de ruine des structures sandwiches :	45
II.4.1 Flambement généralisé des peaux :	46
II.4.2 Flambement généralisé des peaux « crimping » :	46
II.4.3 Flambement localisé « wrinkling » ou « dimpling » :	47
II.4.4 Rupture des peaux en traction ou en compression :	48
II.4.5 Mode de rupture par indentation localisée.....	48
II.4.6 Rupture de l'âme en cisaillement	49
II.4.7 Dégradation de l'adhésif	49
II.5. comportement mécanique de panneaux sandwich :	50
II.5.1. Comportement en flexion :	50
II.5.2. Comportement en cisaillement.....	52
II.5.3. Comportement en traction compression.....	53
II.5.4. Observation des facies de rupture.....	53
CHAPITRE III :	55
III.1.1 Introduction :	56
III.1.2 Modèles géométriques :	56
III.1.3 Maillage de l'ensemble :	57
III.1.4 Résultats et discussions :	58
III.1.4.1 Modèle non endommagé :	58
III.1.4.2 Courbe force-déplacement des trois panneaux sandwichs pour une orientation des fibres 0°	58
III.1.4.3 Influence de la forme géométrique de l'âme des panneaux sandwich sur la courbe force- déplacement.....	60
III.1.4.4 Influence de l'orientation des fibres sur la courbe force-déplacement.....	61
III.1.4.5 Variation de la force maximale en fonction de l'orientation des fibres	63

III.2 Modèle endommagé :	64
III.2.1 Influence de l'orientation des fibres sur la courbe force-déplacement du modèle endommagé :	65
III.2.2 Comparaison entre panneau sandwich endommagé et non endommagé :	65
III.2.3 Variation de la force maximale en fonction de l'orientation des fibres pour le modèle endommagé :	67
Conclusion générale	68
Recherche bibliographique.....	69

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I

Figure 1 constitution d'un matériau composite.	10
Figure 2 Types de matrice.	10
Figure 3 Structures moléculaires : (a) d'un polymère thermoplastique, (b) d'un polymère thermodurcissable.	12
Figure 4 Types de renfort.	12
Figure 5 Fibre en verre.	13
Figure 6 Fibre de carbon.	15
Figure 7 Composite monocouche.	17
Figure 8 Plaque stratifiée.	18
Figure 9 Composite sandwich.	18
Figure 10 Principe du moulage à la main(a) et par pulvérisation (b)	19
Figure 11 Principe du moulage sous vide.	20
Figure 12 moulage par injection de résine	21
Figure 13 Principe du moulage par compression (a) à froid (b) chaud.	22
Figure 14 Moulage par injection.	23
Figure 15 principe du Moulage par pultrusion	23
Figure 16 principe du Moulage centrifuge	24
Figure 17 enroulement filamentaire	25
Figure 18 Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à âme pleine.	26
Figure 19 Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à cœur creuse.	28
Figure 20 Matériaux pour les âmes	28
Figure 21 Courbe de compression des différentes âmes: nid d'abeille en aluminium, grille en aluminium et la combinaison du nid d'abeille et grille.	32
Figure 22 Avion militaire Britannique, Le Mosquito, en structure sandwich.	35
Figure 23 Train à grande vitesse.	36

CHAPITRE II

Figure II 1 Différents types de dommages rencontrés sur pièces composites.	40
Figure II 2 Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés	41
Figure II 3 Différents types de fissuration de la matrice (longitudinale, transversale).	41
Figure II 4 Phénomène de décohésion fibre-matrice.	42
Figure II 5 Phénomène de propagation de la fissure.	43
Figure II 6 Phénomène de propagation de la fissure (cas d'une bonne interface).	43
Figure II 7 Phénomène de propagation de la fissure.	43
Figure II 8 Mécanisme de délaminage	44
Figure II 9 Mécanisme rupture de fibre.	45
Figure II 10 Différentes sollicitations (M , N , T) appliquées sur un sandwich	45
Figure II 11 Mode de ruine par « flambement généralisé » des peaux du sandwich.	46
Figure II 12 Mode de ruine par flambement généralisé « general buckling » de l'âme du sandwich.	47
Figure II 13 Mode rupture par flambement localisé « wrinkling »	47
Figure II 14 Mode rupture par flambement localisé « dimpling ».	48
Figure II 15 Mode de dégradation par rupture des peaux du sandwich.	48
Figure II 16 Mode de rupture par indentation localisée.	49
Figure II 17 Mode de rupture par cisaillement de l'âme.	49

Figure II 18 Types dégradation de l'adhésif (a), (b) d'un panneau sandwich	50
Figure II 19 position de panneaux sur impact de flexion à 3 points.....	51
Figure II 20 position de panneaux sur impact de flexion à 4 points.....	51
Figure II 21 comportement en cisaillement.....	52
Figure II 22 Mode de rupture du sandwich	53
Figure II 23 Observation d'un facies du sandwich.....	54

CHAPITRE III

Figure III 1 Modèle géométrique	57
Figure III 2 Maillage	57
Figure III 3 Variation de la force en fonction du déplacement des différents panneaux sandwichs pour l'orientations des fibres ($\theta=0^\circ$).....	59
Figure III 4 Variation de la force en fonction du déplacement des différents panneaux sandwichs pour les différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=90^\circ$)	61
Figure III 5 Variation de la force en fonction du déplacement des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) et pour les différents panneaux sandwichs (cercle-carré, carré et hexagonale.....	62
Figure III 6 Variation de la force maximale en fonction des différentes orientations des fibres($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) et pour les différents panneaux sandwichs (cercle-carré, carré et hexagonale) et pour un déplacement de 0.2 mm	63
Figure III 7 Détaille du panneau sandwich endommagé	64
Figure III 8 Variation de la force en fonction du déplacement des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) pour le Panneau sandwich endommagé.....	65
Figure III 9 Variation de la force en fonction du déplacement des panneaux sandwich (Âme d'une géométrie cercle-carré) endommagés et non-endommagés pour les différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=90^\circ$).....	66
Figure III 10 Variation de la force maximale en fonction des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) pour les différents panneaux sandwichs endommagé et non endommagé et pour un déplacement de 0.2mm	67

LISTE DES TABLEAUX

CHAPITRE I

Tableau 1 Différents types de verres filable [5]	13
Tableau 2 Caractéristiques mécaniques des verres types E, A, R, S et D	14
Tableau 3 Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts.	16

CHAPITRE III

Tableau III. 1 Caractéristiques du matériau	58
Tableau III. 2 Comparaison entre panneau sandwich endommagé et non endommagé.....	65

Introduction Générale :

Actuellement, les matériaux composites se développent très rapidement et occupent une place très importante dans diverses applications d'ingénierie (domaine automobile, domaine de loisir, ...). La mise en forme de composites remplace déjà plusieurs applications des matériaux sur les domaines de fabrication et construction. La technologie moderne dans diverses applications industrielles exige que l'on utilise des matériaux composites légers. Plus particulièrement, les structures sandwich sont caractérisées de rigidité et de résistance à la flexion spécifiques élevées, et poids faible, et d'excellentes caractéristiques d'isolation thermique. De nombreuses études sont menées dans l'objectif de remédier au problème des instabilités locales et globales des structures sandwichs augmenter les propriétés mécaniques des matériaux sandwichs à l'amélioration des structures composite de peau et l'âme. L'objectif de notre recherche est d'analyser numériquement par la méthode des éléments finis l'amélioration des propriétés des matériaux composites sandwichs en utilisant l'essai de flexion trois points.

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

Le premier chapitre présente une généralité sur les matériaux composites sandwichs.

Le deuxième chapitre, quant à lui, présente l'endommagement des matériaux composites sandwichs.

Le troisième chapitre est consacré à notre étude sur le comportement statique de trois différents panneaux sandwichs dans le but de voir l'évolution de la courbe force-déplacement en tenant compte de plusieurs paramètres tels que :

- l'orientation des fibres
- les différentes formes géométriques de l'âme
- la fissure sur l'un des panneaux sandwichs.

Enfin, notre travail se termine par une conclusion générale apportés par ce travail.

CHAPITRE I :

Généralités sur les matériaux composites

I. Généralités sur les matériaux composites :

Introduction

Les matériaux composites sont largement utilisés dans l'industrie générale dans presque toutes les industries. Ils jouent un rôle important dans les grandes installations industrielles et sont utilisés dans de nombreuses applications telles que l'aérospatiale, mais aussi dans le génie civil, l'automobile, la construction navale, l'énergie éolienne, les transports, etc. Les matériaux composites se distinguent par leur légèreté et leur facilité de mise en œuvre. Leur résistance mécanique, physique et chimique offre un large éventail de possibilités en termes d'utilisation, de design, de géométrie et d'intégration fonctionnelle, s'adaptant parfaitement à tout type d'environnement, même les plus sévères. Complètement intégrés dans notre vie quotidienne dans la mesure où ils peuvent être ignorés.

I.1. Définition.

Il existe différentes familles de matériaux : métaux, plastiques, composites, etc., parmi lesquels les composites.

Les composites sont formés en combinant deux ou plusieurs matériaux non miscibles qui se complètent pour former un matériau avec des propriétés globales qui surpassent les composants utilisés seuls. [1]

I.2. Les constituant d'un matériau composite :

Les matériaux composites sont constitués de phases distinctes appelées renforts et d'une matrice.

Lorsque le composite n'est pas endommagé, le renfort et la matrice sont parfaitement collés, et il n'y a pas de glissement ni de séparation entre les différentes phases. Les matériaux de renfort se présentent sous la forme de fibres continues ou discontinues. La fonction du renfort est d'assurer la fonction de résistance mécanique. La matrice assure la cohésion entre les renforts, dissipant ainsi les contraintes mécaniques. La disposition des fibres et leur orientation peuvent améliorer les propriétés mécaniques de la structure. Nous étudions plus particulièrement les matériaux composites à renfort de fibres longues continues pour les industries marine, automobile, aéronautique et aérospatiale. Les éléments de structure sont réalisés par empilement de couches, optimisant l'orientation des renforts en fonction des charges qu'ils doivent supporter.

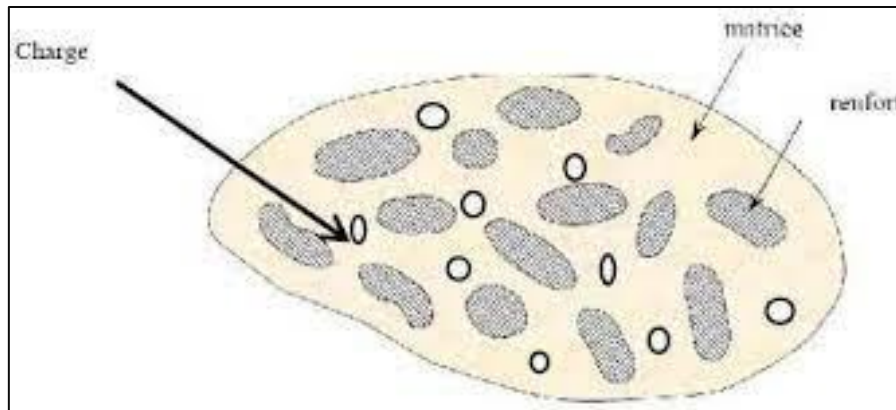


Figure 1 constitution d'un matériau composite.

I.2.1. La matrice :

Dans de nombreux cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymère. Les résines polymères existent en abondance, chacune avec un domaine d'utilisation spécifique. Dans les applications où une résistance à haute température de la structure est requise, des matériaux composites à matrices métalliques, céramiques ou carbone sont utilisés. Dans le cas des matériaux en carbone, des températures de 2200°C peuvent être atteintes. Les types de matrices courants sont classés comme illustré à la figure .2. [2]

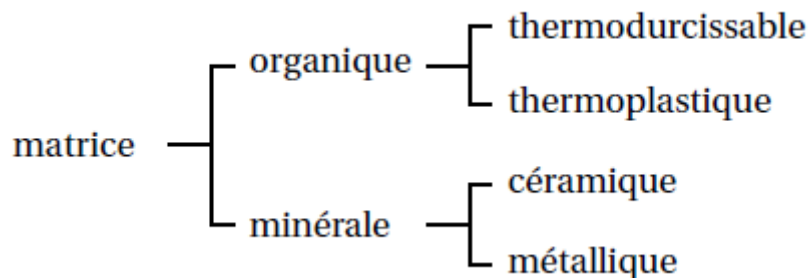


Figure 2 Types de matrice.

I.2.1.1. Les thermodurcissables :

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être moulées qu'une seule fois. Ils existent en solution sous forme de polymères non réticulés en suspension dans un solvant. Les résines polyester insaturées, les résines de condensation et les résines époxy sont toutes des résines thermodurcissables. Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes sont les suivantes :

- Masse volumique 1100 à 1500 kg/m³

- Module d'élasticité en traction 3 à 5 GPa
- Contrainte à la rupture en traction 60 à 80 MPa
- Contrainte à la rupture en flexion 100 à 150 MPa
- Allongement à la rupture 2 à 5 %
- Résistance au cisaillement 30 à 50 MPa
- Température de fléchissement sous charge 290 °C

I.2.1.2. Les thermoplastiques :

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. [8]

I.2.1.3. La différence principale entre les thermoplastiques et thermodurcissables :

- Les thermoplastiques sont constituées de longues molécules linéaires, maintenues entre elles par des liaisons physiques de faible énergie (figure . 3) ces liaisons se cassent lorsque l'on chauffe le polymère et se rétablissent lorsqu'on le refroidit, de façon réversible. A l'inverse, les thermodurcissables sont des molécules en forme de réseaux tridimensionnels, maintenus par des liaisons chimiques de forte énergie établies de manière irréversible lors de la polymérisation.
- Les thermoplastiques sont moins rigides et moins résistants que les thermodurcissables mais cela importe peu sur les composites à fibres longues, car la rigidité et la résistance proviennent essentiellement des fibres !
- Les thermoplastiques sont plus ductiles que les thermodurcissables, donc résistent mieux à la fissuration
- Les thermoplastiques doivent toujours être portés à haute température pour être mis en forme, les thermodurcissables pas forcément

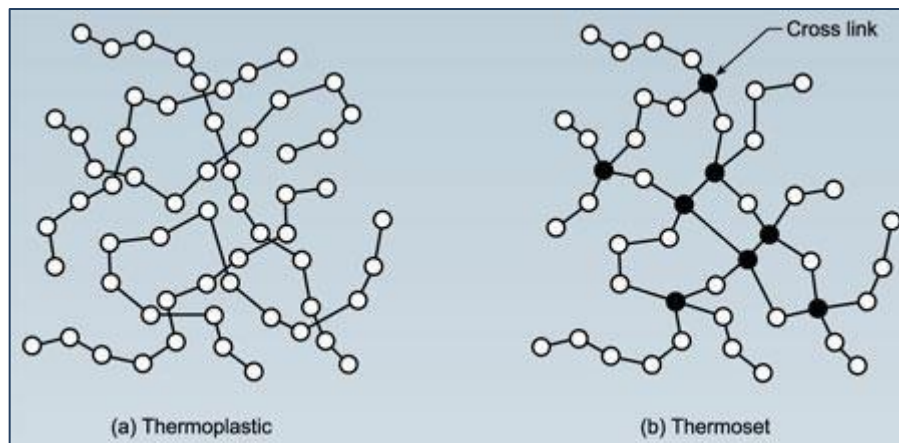


Figure 3 Structures moléculaires : (a) d'un polymère thermoplastique, (b) d'un polymère thermodurcissable.

I.2.2. Renforts.

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus). La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure .4.

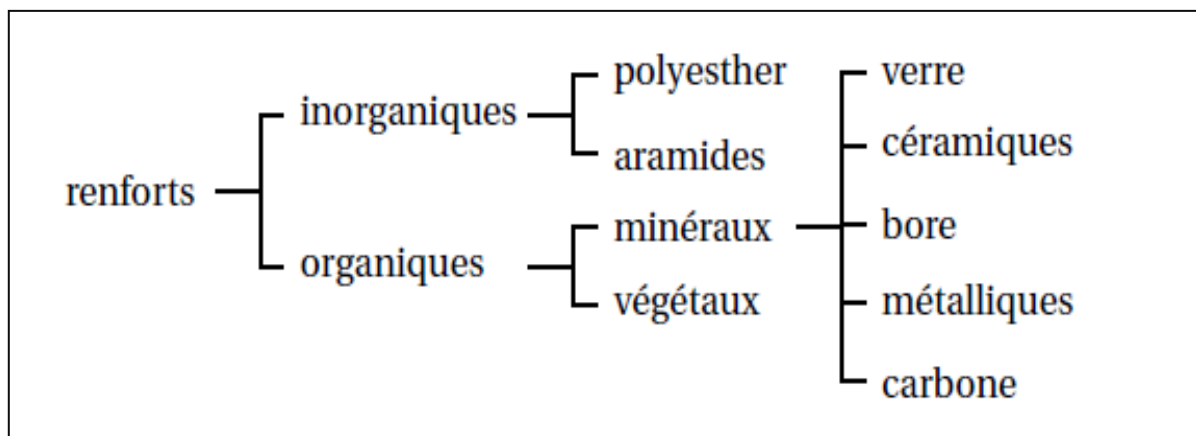


Figure 4 Types de renfort.

I.2.2.1. Fibres de verre

Le verre sous forme massive est caractérisé par une très grande fragilité, attribuée à une sensibilité élevée à la fissuration.

Par contre, élaboré sous forme de fibres de faibles diamètres (quelques dizaines de micromètres), le verre perd ce caractère et possède alors de bonnes caractéristiques mécaniques.

Les fibres de verre sont élaborées à partir d'un verre appelé verre textile, composé de silice, alumine, chaux, magnésie. Ces produits peu coûteux, associés à des procédés assez simples d'élaboration, confèrent aux fibres de verre un excellent rapport performance /prix, qui les place de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans les matériaux composites.

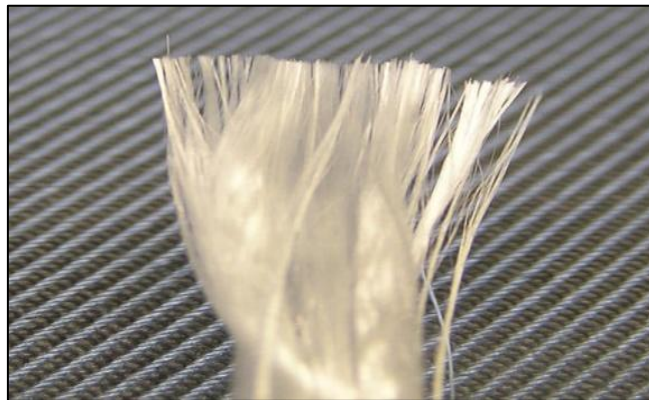


Figure 5 Fibre en verre.

Il existe différents types de verres : le verre E, C, D, R ou S, de différentes propriétés dues à la différence de la composition du mélange de préparation.

Les verres de type E constituent la presque totalité du tonnage de verre textile produit actuellement.

Tableau 1 Différents types de verres filable [5]

Type	Caractéristiques générales
E	à usage général ; bonnes propriétés électriques
D	hautes propriétés diélectriques
A	haute teneur en alcali
R, S	haute résistance mécanique

Tableau 2 Caractéristiques mécaniques des verres types E, A, R, S et D

Caractéristiques	Verre E	Verre A	Verre R ou S	Verre D
Masse volumique (kg/m ³)	2540	2460	2550	2160
Module d'Young (MPa)	72000	71000	86000	55000
Contrainte à la rupture (MPa)	3500	3100	4500	2500
Allongement à la rupture (%)	4.4	–	5.2	–

I.2.2.1.1. Les avantages et les inconvénients des fibres de verre.

a- Les avantages :

- Haute résistance à la traction et à la compression.
- Faible coût par rapport à d'autres fibres.
- Haute résistance chimiques.
- Haute résistance au feu.

b- Les inconvénients :

- Module d'élasticité réduite.
- Haute densité.
- Sensibilité à l'abrasion.
- Sensibilité aux températures élevées.
- Faible résistance à la fatigue.

I.2.2.2. Fibres de carbone :

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur. Actuellement, les fibres précurseurs utilisées sont des fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). La qualité des fibres de carbone finales dépend fortement des qualités du précurseur. [8]

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion des fibres aboutissant à une graphitassions. Le brai qui est un résidu de raffinerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone.

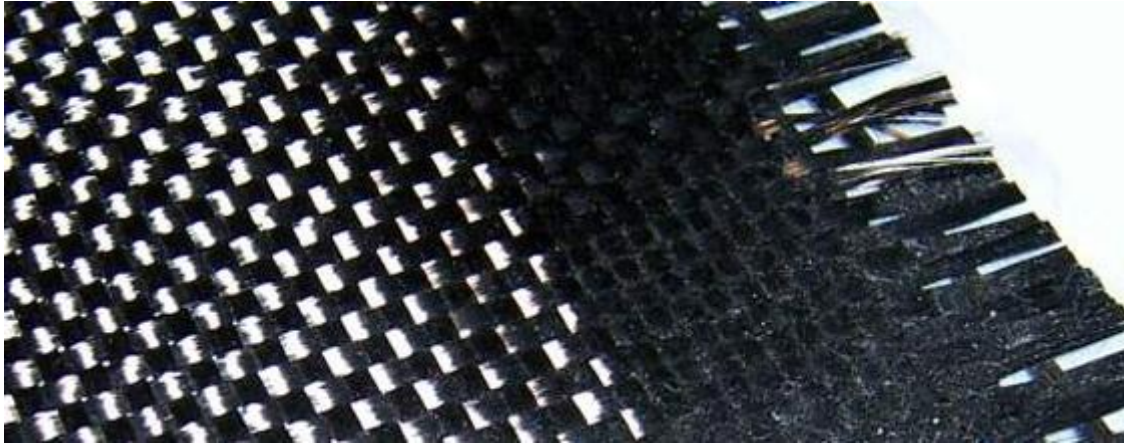


Figure 6 Fibre de carbone.

I.2.2.2.1. Les avantages et les inconvénients des fibres de carbone

a- Les avantages :

- faible densité.
- Haute résistance à la traction.
- Haut module d'élasticité longitudinal.
- haute conductivité électrique.

b- Les inconvénients :

- Réduction de la résistance au choc.
- Faible résistance à la compression.
- Coût élevé.

I.2.2.3. Fibres aramides :

Les fibres aramides ont des propriétés mécaniques élevées en traction comme les carbones mais leurs résistances à la compression est faible. La faible tenue mécanique en compression est généralement attribuée à une mauvaise adhérence des fibres à la matrice dans le matériau composite. Pour y remédier, des enzymages des fibres peuvent être utilisés. L'utilisation de composites à fibres hybrides permet également de remédier aux faiblesses des composites à fibres aramides. Des renforts hybrides de type verre-kevlar ou carbone-kevlar sont largement utilisés dans le domaine des loisirs (ski, raquette de tennis).

I.2.2.4. Fibres céramiques

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renforts et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2 000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions.

Quelques exemples de fibres céramiques :

- fibres de Carbure de Silicium
- fibres de Bore
- fibres de Bore carbure de silicium

I.2.2.5. Fibre de bore

Fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène.

I.2.2.6. Fibre de silice (ou de quartz)

Elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée.

I.2.2.7. Fibres de polyéthylène de haut module

Elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité. Pour des structures peu sollicités. On peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester.

Tableau 3 Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts.

Renforts	Diamètre du filament (µm)	Masse volumique (kg.m ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (Mpa)	Module de cisaillement (Mpa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	d	?	E	G	?	s _r	A	a
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	0,5*10 ⁻³
Verre R	10	2 500	86 000		0,2	3 200	4	0,3*10 ⁻³
Carbone HM	6.5	1 800	390 000	20 000	0,35	2 500	0,6	0,08*10 ⁻³
Carbone HR	7	1 750	230 000	50 000	0,3	3 200	1,3	0,02*10 ⁻³
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0,4	2 900	2,3	-0,2*10 ⁻³
Bore	100	2 600	400 000			3 400	0,8	0,4*10 ⁻³
Silicate d'alumine	10	2 600	200 000			3 000	1,5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

I.2.3. Additifs.

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques. Des charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites.

I.3. Structure des matériaux composites.

I.3.1. monocouche.

Les composants fondamentaux des constructions composites sont les monocouches. Dans une matrice polymère, les fibres unidirectionnelles positionnées dans la médiane sont emprisonnées. Ils peuvent être identifiés par le type de renfort utilisé, qui peut être long (unidirectionnel ou non), court, tissé ou sous forme de rubis.

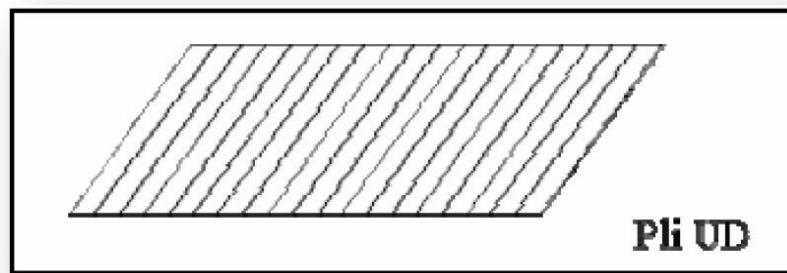


Figure 7 Composite monocouche.

I.3.2. Les Stratifiés :

On appelle stratifié un matériau composé d'un ensemble ordonné de couches d'orientation et d'épaisseur données, constituées de divers matériaux (figure I-8). Une couche d'un stratifié est souvent appelée une strate. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement, information qui fournit de manière synthétique l'orientation des diverses couches d'un stratifié. L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure.

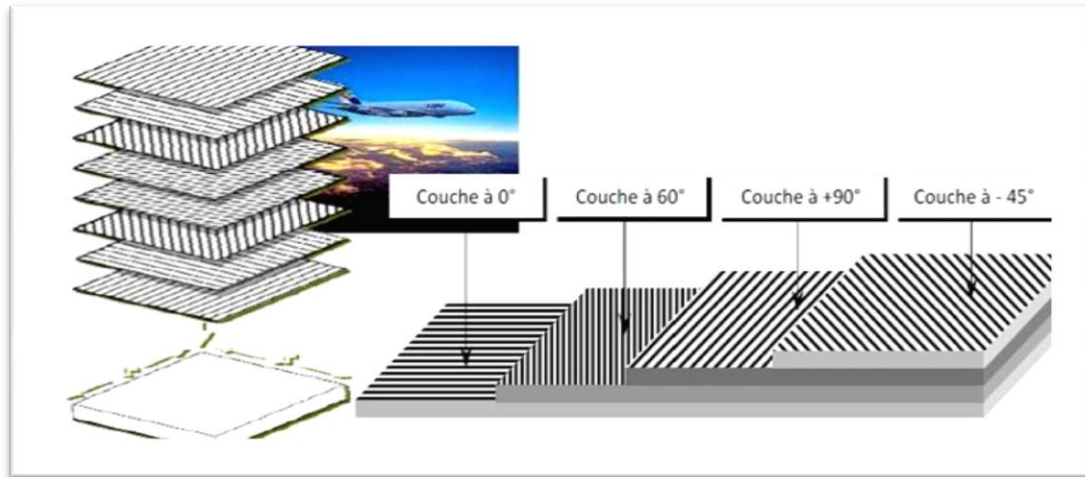


Figure 8 Plaque stratifiée.

I.3.3. Sandwichs:

Les structures composites soumises à des contraintes de type flexion ou torsion sont généralement construites en matériaux sandwich. Une structure sandwich est constituée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites. L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux présents. Les âmes les plus couramment utilisées sont de type nid d'abeille, ondulé ou mousse. Les peaux sont généralement constituées de structures en couches

Ces structures présentent une grande rigidité en flexion et en torsion. L'âme de la structure sandwich résiste principalement aux efforts de cisaillement et de compression hors plan, tandis que les peaux inférieure et supérieure supportent les efforts dans leur plan.

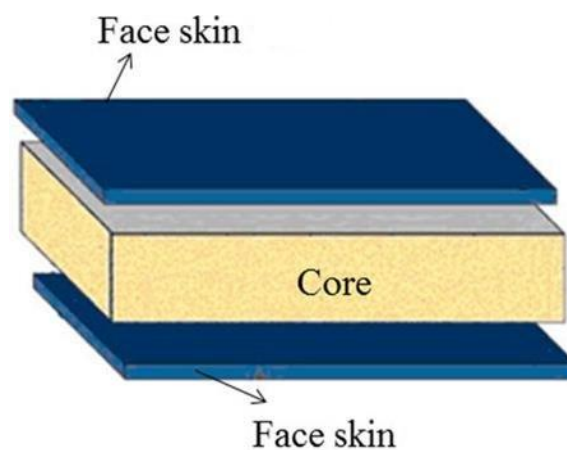


Figure 9 Composite sandwich.

I.4. La mise en œuvre des matériaux composites :

I.4.1. Moulage au contact :

Le moulage par contact est la méthode la plus simple utilisée pour la fabrication de structures composites. Cette méthode nécessite un minimum d'équipement et par conséquent un minimum d'investissement. Ces avantages sont à l'origine du succès des composites en fibre de verre dans l'industrie et l'artisanat. Le moulage par contact peut être utilisé pour fabriquer des structures composites petites et grandes telles que des coques de bateaux, des carrosseries de véhicules, des panneaux de construction, des réservoirs, etc., où de petites séries de production sont nécessaires. Bien que la proportion de fibres puisse varier, elle reste néanmoins faible, généralement entre 30% et 35% en poids de renforts.

Le moulage par contact ne mène généralement qu'à une seule surface lisse, dont la finition de qualité dépend de la surface du moule. Enfin, la qualité du stratifié obtenu dépend dans une large mesure de l'habileté du mouleur. [4]

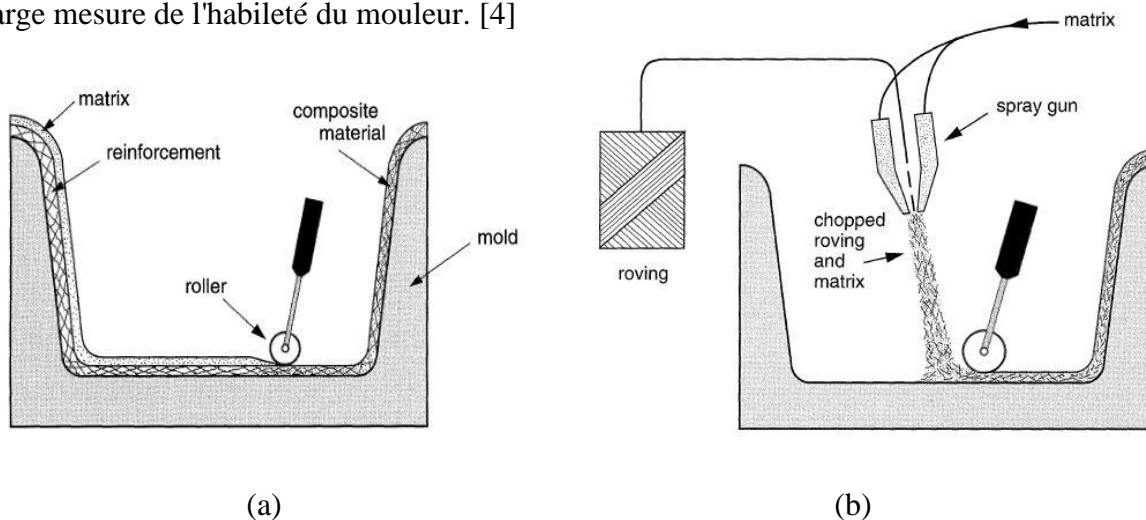


Figure 10 Principe du moulage à la main(a) et par pulvérisation (b)

I.4.2. Moulage sous vide :

La coulée sous vide implique l'utilisation simultanée du vide et de la pression atmosphérique. Le moule est enduit d'un agent de démoulage et la couche humide appliquée est à la main ou par pulvérisation. Ensuite, la pression est contenue au moyen d'une matrice poreuse recouverte d'une membrane souple (généralement du néoprène) et d'une pompe à vide qui aspire l'air de la membrane. La chaleur est fréquemment appliquée pour accélérer le durcissement. Si une seule surface lisse est requise, la matrice peut être omise et la pression est maintenue par la seule membrane flexible. Ce processus est connu sous le nom de moulage sous vide.

Le processus de moulage sous vide convient à des séries de production limitées et à la fabrication de structures complexes. Il offre de bonnes propriétés mécaniques grâce à la répartition homogène de la résine et des renforts. Lorsqu'une matrice rigide est utilisée, une bonne finition de surface est obtenue des deux côtés. Cependant, la vitesse de production est encore assez faible.

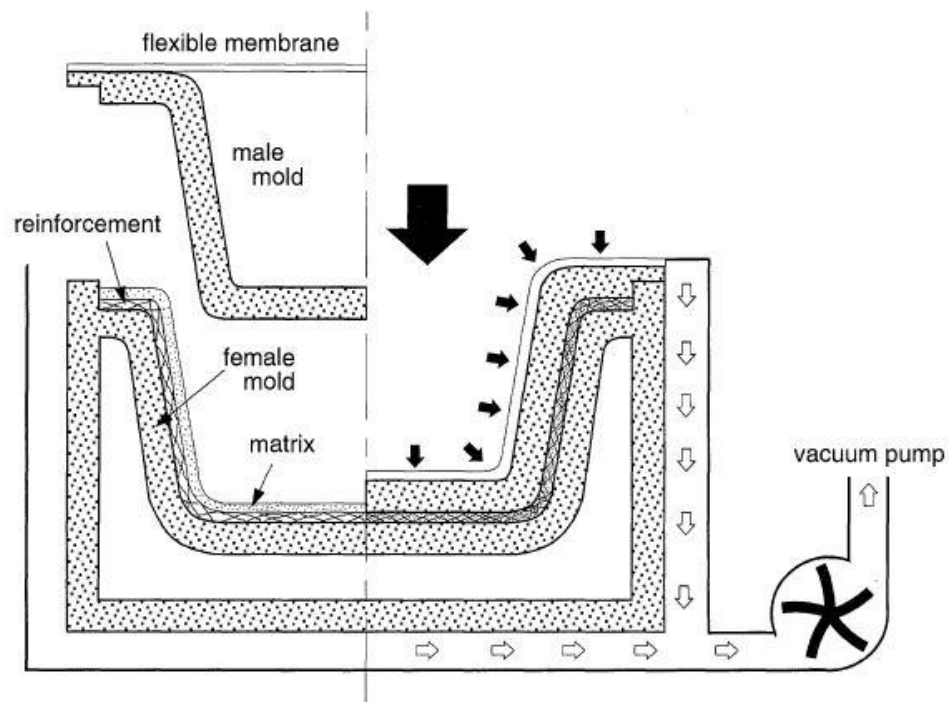


Figure 11 Principe du moulage sous vide

I.4.3. Moulage par compression :

I.4.3.1. Moulage par injection de résine :

L'injection de résine ou le moulage par transfert de résine (RTM) consiste en une injection de résine sous pression pour imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un moule et d'une matrice très rigides et fermés. L'injection automatique du système de résine réduit la manipulation et l'émission de styrène. La proportion de renfort peut être très élevée ; par conséquent, on peut obtenir des structures composites avec des propriétés mécaniques élevées. Ce processus de moulage convient à la production de structures profondes et de formes complexes.

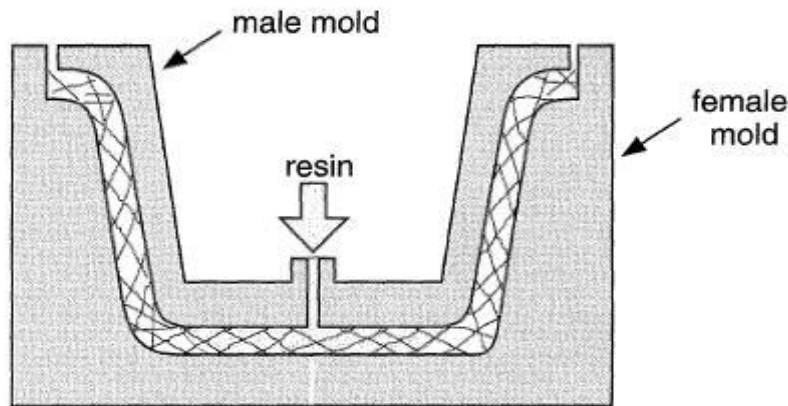


Figure 12 moulage par injection de résine

I.4.3.2. Moulage à froid :

Ce processus de moulage est réalisé à basse pression (généralement inférieure à 0,5 MPa) sans chauffer le moule et en utilisant la nature exothermique de la polymérisation de la résine. L'énergie thermique accumulée par la polymérisation est suffisante pour maintenir le moule à des températures élevées lorsqu'il est utilisé en continu. Le moule et la matrice sont recouverts d'un agent de démoulage et d'une couche de gel.

Le renfort et la matrice sont ensuite mis sur le moule. L'ensemble moule-matrice est scellé puis pressé. Le temps de polymérisation est lié au type de résine, au catalyseur et à la température atteinte par le moule en utilisation continue. Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de structures en quantités moyennes (4 à 12 articles par heure). L'investissement est moins important que dans le processus de compression à chaud : des outils peu coûteux sont utilisés et seule une presse hydraulique légère est nécessaire. Les structures moulées ont une bonne qualité de surface sur chaque face. La productivité est inférieure à celle du moulage à chaud.

I.4.3.3. Moulage à chaud :

Ce procédé de moulage est l'un des plus économiques pour la production à haut volume de structures de petite à moyenne taille. Le moulage est obtenu au moyen de presses hydrauliques et de moules métalliques chauffés. Le renforcement du mat à torons continus, des mèches tissées, des préformes, etc., est disposé dans le moule chauffé, d'abord enduit d'un agent de démoulage. La résine catalysée est ensuite coulée en vrac sur le renfort. Le moule est fermé et ouvert avec un contrôle précis de la vitesse, en fonction du temps de polymérisation

de la résine, qui dépend de la réactivité de la résine et de l'épaisseur de la structure composite. Le procédé de moulage à chaud nous permet d'obtenir des proportions importantes de matériau de renforcement, et par conséquent les structures moulées ont de bonnes propriétés mécaniques. Les pressions de moulage varient entre 0,5 et 15 MPa, selon les dimensions de la structure à mouler. Les cadences de production peuvent atteindre 15 à 30 articles par heure. Ils nécessitent un investissement important dans l'usine, la presse et les moules.

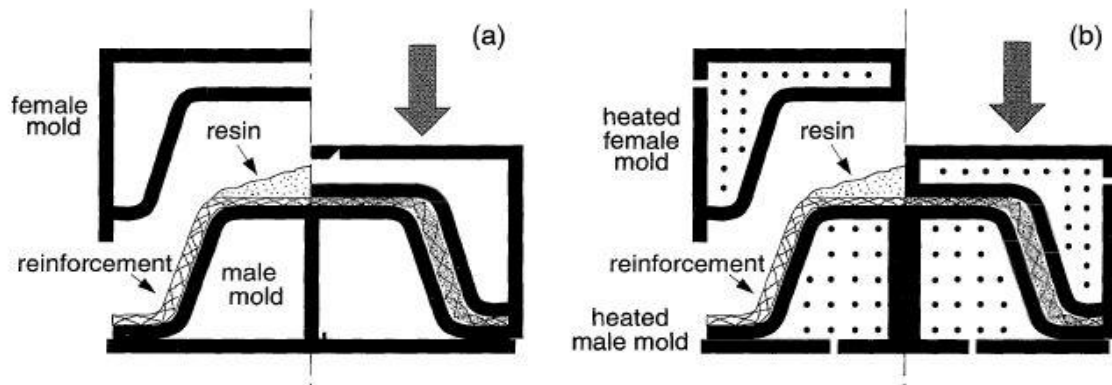


Figure 13 Principe du moulage par compression (a) à froid (b) chaud.

I.4. 4 Moulage par injection :

Le moulage par injection est le plus largement utilisé pour le traitement des matériaux thermoplastiques chargés, il est réalisé sur des presses conventionnelles utilisées pour l'injection de thermoplastiques, et éventuellement adaptées pour traiter des systèmes de résine thermodurcissables. Les matériaux ainsi traités sont des composés de moulage comprenant le système de résine et le renfort (microsphères, brins coupés, etc.) ou des tapis pré imprégnés.

Ces matériaux sont extrudés par une vis d'Archimède, puis la matrice est fluidisée par chauffage et injectée sous haute pression dans un moule chauffé où la polymérisation a lieu.

Le type de matériau obtenu est le plus souvent appelé « plastique renforcé » plutôt que matériau composite.

En effet, du fait de la nature des renforts (fibres courtes, microsphères, etc.), la résistance et le module d'Young des résines sont multipliés par un facteur de l'ordre de deux à quatre.

En raison du coût élevé des moules, cette technique convient généralement à la production à grande échelle de composants de petite à moyenne taille.

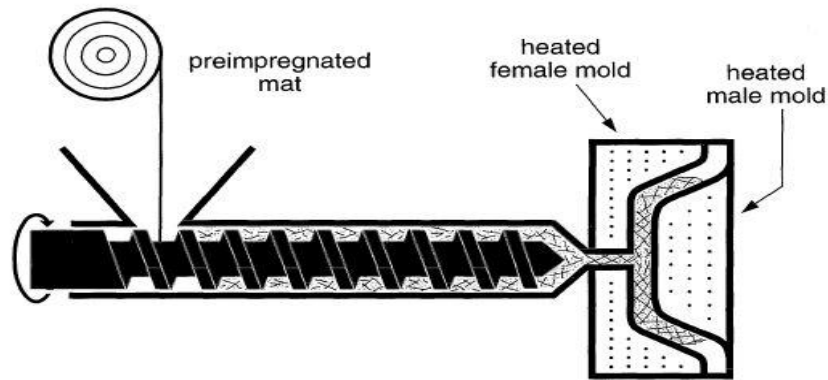


Figure 14 Moulage par injection.

I.4.5 Moulage par pultrusion :

Le moulage par pultrusion est un procédé utilisé pour produire des profils, droits ou courbes, à section constante, fortement renforcés dans la direction principale.

Dans cette technique (figure 15), les renforts (mèches, ignames, mèches tissées, rubans, etc.) passent à travers un bain de résine catalysée où ils sont imprégnés. Le renfort imprégné est ensuite tiré à travers une filière chauffée, qui élimine l'excès de résine, détermine la forme en coupe transversale et durcit le système de résine.

Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques et thermodurcissables. Les profils obtenus présentent des propriétés mécaniques élevées compte tenu de la possibilité d'obtenir des proportions de renfort élevées, jusqu'à 80% en volume.

Des exemples de fabrication comprennent des cannes à pêche, divers profils et des raidisseurs.

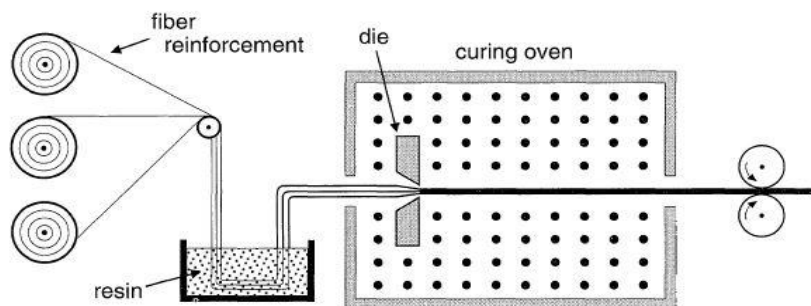


Figure 15 principe du Moulage par pultrusion

I.4.6. Moulage centrifuge :

Cette technique est utilisée pour le moulage d'objets de révolution, notamment tubes, tuyaux, réservoirs, etc. Il s'agit d'une extrapolation (figure 16) de la technique de fabrication de tuyaux en fonte ou en béton centrifugé. Le moule de révolution, est mis en rotation (à environ 2000 tr /min). Après un éventuel revêtement en gel, il ya une introduction simultanée et continue des :

- Renforts : torons ou mèches coupés
- Résines catalysées et accélérées (résines époxydes, polyesters, etc.).

L'imprégnation du renfort par la résine est réalisée par mouvement centrifuge. Le système de résine et les fibres hachées sont appliqués sur la surface du moule à l'aide d'un bras d'alimentation mobile équipé d'un hachoir et d'un pistolet pulvérisateur, qui passe en arrière et en avant pendant que le moule est tourné. La polymérisation est réalisée à température ambiante, ou éventuellement accélérée en étuve.

Un renfort sous forme de rouleau (par exemple, mat, tissu) peut éventuellement être introduit en interrompant la rotation du moule. La résine est ensuite introduite au moment de la rotation.

Après polymérisation, le tuyau cylindrique est extrait du moule, le retrait des systèmes de résine permettant le démoulage. Cette technique nous permet d'obtenir une bonne finition de surface à l'extérieur avec un diamètre et une épaisseur de tuyaux bien définis. Ce processus de fabrication nécessite une grande usine et une grande précision dans l'équilibrage du moule.

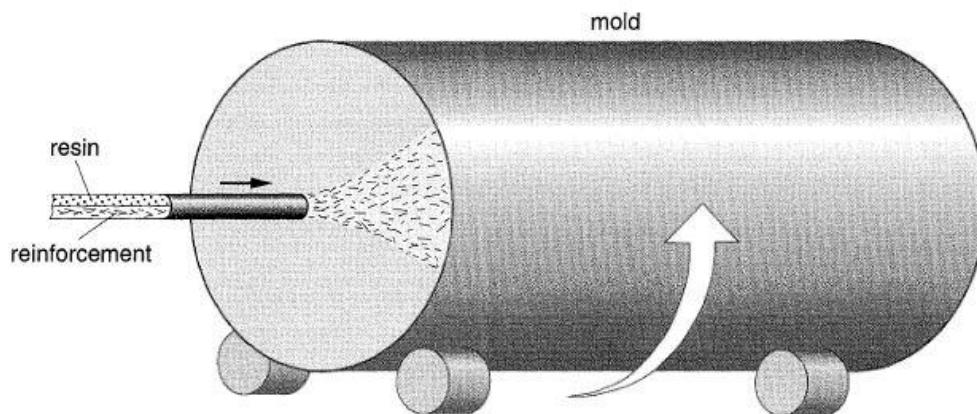


Figure 16 principe du Moulage centrifuge

I.4.7. Moulage par enroulement filamentaire

Les renforts (mèches continues ou fils, rubans, etc.) imprégnés de résine catalysée sont enroulés sous tension autour d'un mandrin rotatif. Figure (17)

Ce type de processus de moulage est bien adapté aux surfaces cylindriques et sphériques et permet une conception avancée des structures moulées. Les stratifiés obtenus peuvent présenter de fortes proportions de renfort (jusqu'à 80% en volume), permettant ainsi d'obtenir des propriétés mécaniques élevées. L'investissement dans l'usine est très important.

Selon les mouvements relatifs du mandrin et de la tête d'alimentation alimentant le renfort, différents types d'enroulements sont obtenus. Nous distinguons l'enroulement circonférentiel, l'enroulement hélicoïdal et l'enroulement polaire.

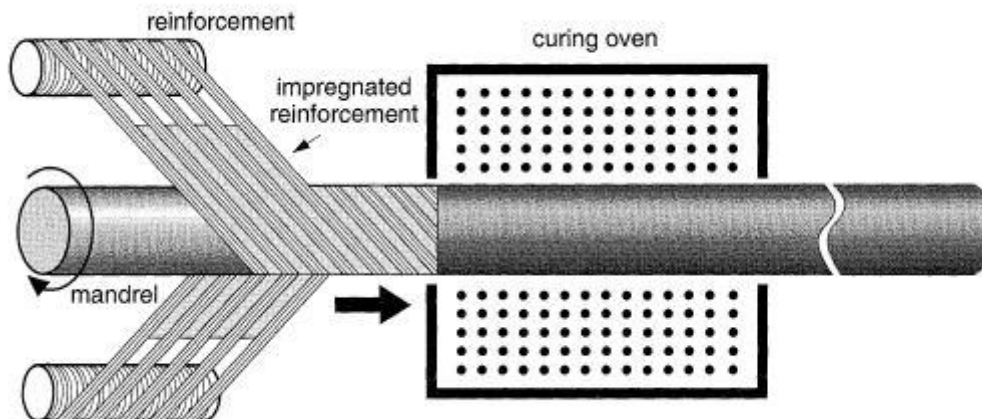


Figure 17 enroulement filamentaire

I.5. les avantages et inconvénient de l'utilisation des matériaux composites :

L'utilisation des matériaux composite ne cesse de croitre et cela revient sur les nombreux avantages qu'ils procèdent on peut compter :

- Ils ont une meilleure résistance et rigidité
- Meilleure résistance à la fatigue
- Meilleure résistance a la corrosion
- Faible coefficient de frottement et bonne résistance à l'usure
- Capacité d'amortissement des vibrations
- Facilite du dimensionnement des structure complexe a coût réduit.

- Possibilité de construire des structures a propriétés mécaniques enlevées spécialement sur les axes de chargement
- Le gain de poids car le remplacement des matériaux classiques par des matériaux composites est motivé par ce facteur là

Malgré tous ces avantages qui reste en faveur des installations modernes mais les matériaux composites présents quelques inconvénients qu'on peut citer ci-dessous :

- La tenue en chaleur et inferieur à celle des métaux
- La détection des problèmes (fissure) et difficile par rapport aux métaux
- La mise en œuvre des réparations est beaucoup plus complexe.

I.6. Les panneaux sandwich :

I.6.1. construction des panneaux 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

- Les peaux
- l'âme
- L'adhésif de surface [2]

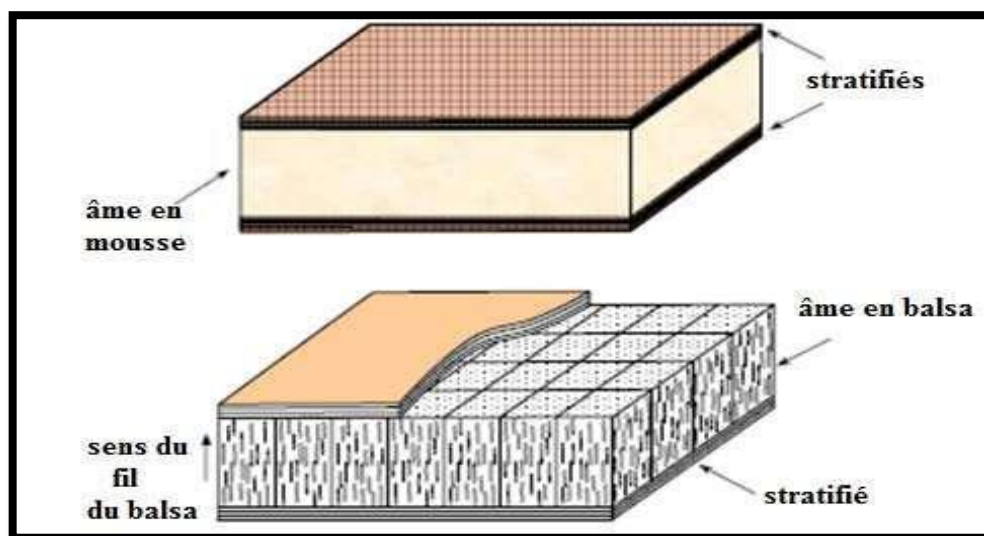


Figure 18 Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à âme pleine.

I.6.1.1. Les peaux :

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 [6]

I.6.1.2. 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 maintenues 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 moment d'inertie du panneau sans augmenter la masse volumique. [5]

Elle peut être réalisée avec les matériaux suivants :

- **Mousses** : ces matériaux légers, peu onéreux, facilement usinables, ont cependant de très faibles caractéristiques mécaniques à cause du problème lié au flambage local ils ne permettent pas de profiter pleinement des matériaux constituant les semelles.
- **Balsa** : pour utiliser pleinement ce matériau, il sera souhaitable d'orienter les fibres dans la direction z (bois debout).
- **Nid d'abeille** : cette structure est réalisée généralement à partir de matériaux en plaques minces (alliage d'aluminium, papier polyamide). des raies de colle sont disposées en bandes régulières sur les plaques qui sont collées entre elles pour former un bloc. Ce bloc est coupé en tranches, puis ces tranches sont transformées en planches de nida (nid d'abeille) par expansion, le matériau obtenu est fortement anisotrope [3].

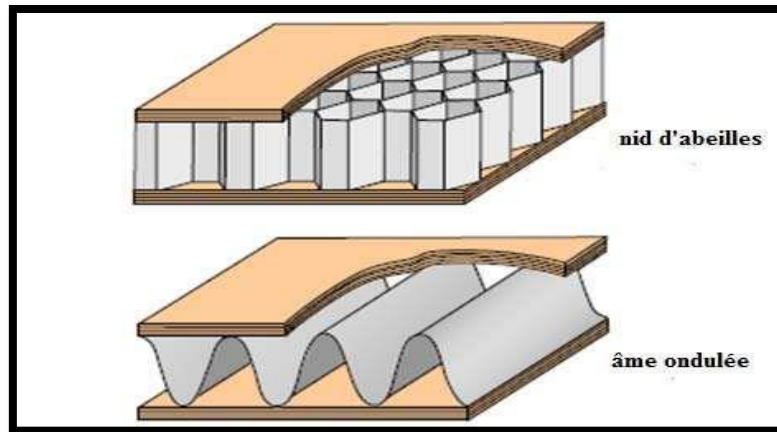


Figure 19 Eléments constitutifs d'un panneau sandwich à cœur creuse.

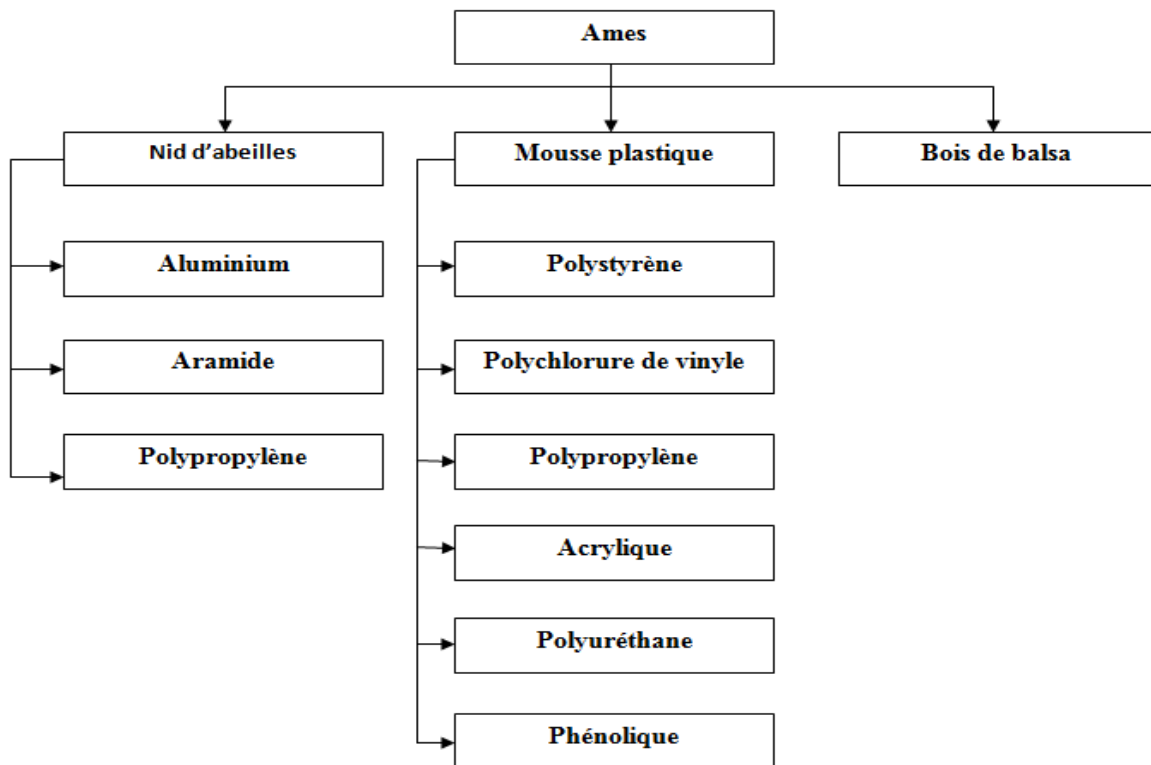


Figure 20 Matériaux pour les âmes [5]

I.6.1.2.1. Les mousses :

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 mousse sont 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 antibruit...

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... [5]

➤ **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. [5]

➤ **Mousses 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 polyoléfines (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. [4].

I.6.1.2.2. Les parois minces:

Les âmes en parois minces existent sous plusieurs formes, cœur gaufré, cœur ondulé et en nid d'abeille, ce dernier dit aussi « Nida » est le plus utilisé.[4]

➤ L'âme en nid d'abeille

Une autre famille d'âmes (creuses) regroupe des matériaux constitués de cellules généralement hexagonales régulièrement espacées faisant penser à un rayon de ruche, d'où l'appellation de « nids d'abeille » ou encore « nida » en abrégé. Elle peut être réalisée en dépendant du matériau et de la taille des cellules. Sa masse volumique varie de 15 à 100 kg/m³ et son épaisseur de 3 à 50 mm, On peut le courber modérément, mais les cellules se déforment et alors les propriétés mécaniques changent selon l'orientation.

Le collage divers matériaux comme le papier et l'aluminium. Ses caractéristiques mécaniques peut aussi être un problème, car il se réalise sur la tranche de la structure.

Leurs propriétés sont exceptionnelles, mais ils sont difficiles à former et leur prix est élevé.

Parmi les âmes nida les plus utilisées, nous retrouvons :

- L'âme en nid d'abeille plastique
- L'âme en nid d'abeille métallique [3]

I.6.1.3. Les Adhésifs (interface)

En plus de ces deux constituants de base, il faut rajouter : une interface qui assure la compatibilité renfort/matrice, qui transmet les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif. Bonne adhérence en couche fine. Ces produits chimiques entrent aussi dans la composition du composite, qui peuvent jouer sur le comportement mécanique, mais n'interviennent pratiquement jamais dans le calcul de structure composite. Le choix d'un adhésif est principalement guidé par la recherche de performance de la structure par le biais d'une bonne adhésion entre l'âme et les peaux.

I.6.2 Caractéristiques des panneaux sandwich

Les caractéristiques des panneaux sandwich avec des peaux en fibres de carbone avec une densité de 200 g/m² et avec trois types d'âmes différents : en nid d'abeille, en grille d'aluminium et en nid d'abeille renforcé par une grille qui sont tous en aluminium.

Il a démontré que le sandwich avec une âme en nid d'abeille renforcé par une grille en aluminium est la meilleure alternative parmi les trois proposées, pour une sollicitation en compression (Figure 21).

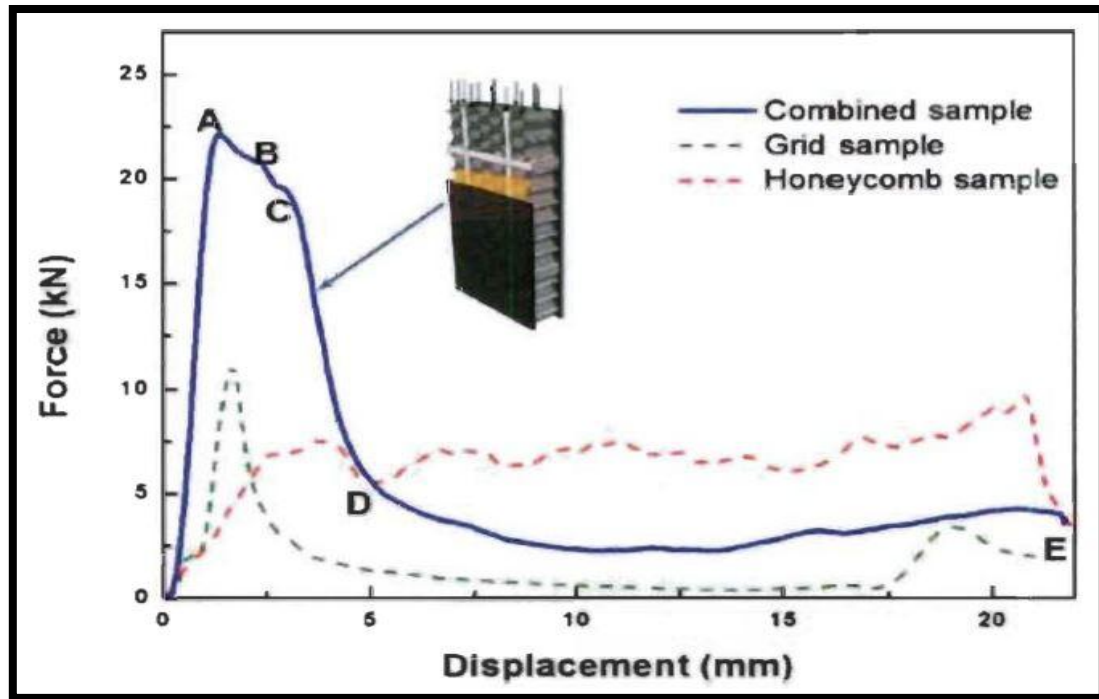


Figure 21 Courbe de compression des différentes âmes: nid d'abeille en aluminium, grille en aluminium et la combinaison du nid d'abeille et grille.

I.7. Procédés de fabrication

La fabrication de structures sandwiches 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.

I.7.1. 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 filamenteuse 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.

I.7.2. 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 sandwiches 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.

I.7.3. 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.

I.7.4. Moussage

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.

I.7.5. 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 15.

Afin d'assurer l'adhésion entre l'âme et les peaux, puis refroidi, toujours sous pression, de manière à consolider le sandwich.

I.8. Domaine d'application des structures sandwiches

I.8.1 Domaine d'Aérospatiale

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 (22)).

Contrairement aux structures métalliques, sa structure en panneaux sandwichs avec des peaux de placage en bois et une âme en balsa, lui confère une grande légèreté et par voie de conséquence une vitesse plus élevée. Cette structure permettra également de le rendre plus difficilement détectable par les radars.

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).

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



Figure 22 Avion militaire Britannique, Le Mosquito, en structure sandwich.

I.8.2 Domaine de Ferroviaire

Dans le secteur ferroviaire, la technique de construction en sandwich a été sélectionnée pour la fabrication des cabines de trains à grande vitesse (TGV) (Figure 23.).

Les propriétés exceptionnelles de ces structures en font le matériau idéal pour palier aux problèmes de la propagation des ondes de pression lors de croisement de deux trains dans un tunnel. 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. [7]



Figure 23 Train à grande vitesse.

I.8.3 Domaine de la construction navale

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. ont mené une étude expérimentale et analytique sur l'utilisation des panneaux sandwichs possédant une âme en acier ondulé dans la construction des superstructures de navires.

Ils ont démontré que le remplacement d'une construction en acier conventionnelle par une construction en sandwich peut apporter des gains de masse jusqu'à 40 à 50%.

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. [7]

Chapitre II :

L'endommagement des matériaux composites sandwich

II. l'endommagement des matériaux composites sandwich

II.1. Introduction :

Les matériaux composites sont conçus pour diverses applications thermo-structurales dans des domaines tels que l'aéronautique, les constructions civiles et l'industrie navale. Cette diversité d'applications industrielles est possible car ces matériaux peuvent supporter de manière satisfaisante tant les chargements mécaniques que d'autres types de sollicitations (abrasion, agents chimiques, hautes températures), issue des fonctionnalités spécifiques auxquelles sont destinées les structures impliquant ces matériaux, ou encore des environnements auxquels ces matériaux sont exposés.

Lors d'une sollicitation quelconque sur un matériau composite, le développement de l'endommagement au sein du matériau commence assez tôt [11,12].

Dans un composite les premiers dommages détectés commencent à se développer à l'échelle microscopique lorsque l'effort localisé atteint la limite de rupture d'un des constituants ou celle de l'interface qui les relie. Les microfissures qui se développent sont habituellement trop petites pour causer la rupture finale du composite. Ainsi, un nombre important de ces microfissures s'accumulent dans le composite avant la rupture finale. Les paramètres tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur des plis et l'espacement entre fibres jouent un rôle très important dans la progression de l'endommagement.

On peut constater aussi en conséquence que la nature de matrice et de la fibre jouent un rôle très essentiel dans le type et le mécanisme d'endommagement [10]. Certains composites sont fragile mais montrent une très grande résistance dans des milieux agressifs (milieux corrosifs, températures élevées), inversement à d'autres qui sont ductiles mais moins résistants à la corrosion ou à l'augmentation de la température.

Le procédé global de la rupture dans les composites est souvent considéré comme un processus d'accumulation de différents types d'endommagements.

II.2. Définition de l'endommagement des matériaux composites :

L'endommagement est l'apparition de dommages dans un matériau caractérisé par une extension de surface libre à l'intérieur du matériau, accompagnée d'une augmentation de fraction volumique de vide. Cette apparition est causée par une attaque physique ou chimique. Il conduit à une dégradation de ses capacités physiques pouvant conduire à la rupture.

Un niveau d'endommagement peut être relié directement à des propriétés physiques parce que l'endommagement est caractérisé par des modifications en principe observables. Les phénomènes d'endommagement tels que les microdéformations, la dégradation des surfaces, microfissures, les microcavités, la corrosion, et le vieillissement sont tous observables, mais parfois ils sont difficiles à mettre en évidence [13].

L'identification des dommages par la microscopie a permis de développer l'analyse d'endommagement. La perte de rigidité du matériau endommagé permis de définir et de déterminer un seuil critique de déformation ou de contraintes qui amorce les mécanismes d'endommagement.

Il a été montré que la température, la vitesse de sollicitation, les chocs, la nature chimique d'un environnement agressif, le chargement monotone ou cyclique influencent l'évolution de l'endommagement. La ténacité de la matrice et la qualité de l'interface influence la résistance aux dommages [11]. Les mécanismes d'endommagement potentiels d'un matériau hétérogène, notamment les composites soumis à une sollicitation mécanique, peuvent se regrouper en quatre principaux modes différents [19] selon le site où ils opèrent :

- Fissuration matricielle.
- Rupture de l'interface fibre-matrice et déchaussement de fibre, Délaminage (décohésion étendue intra plis).
- Rupture des fibres.
- Délaminage inter plis.

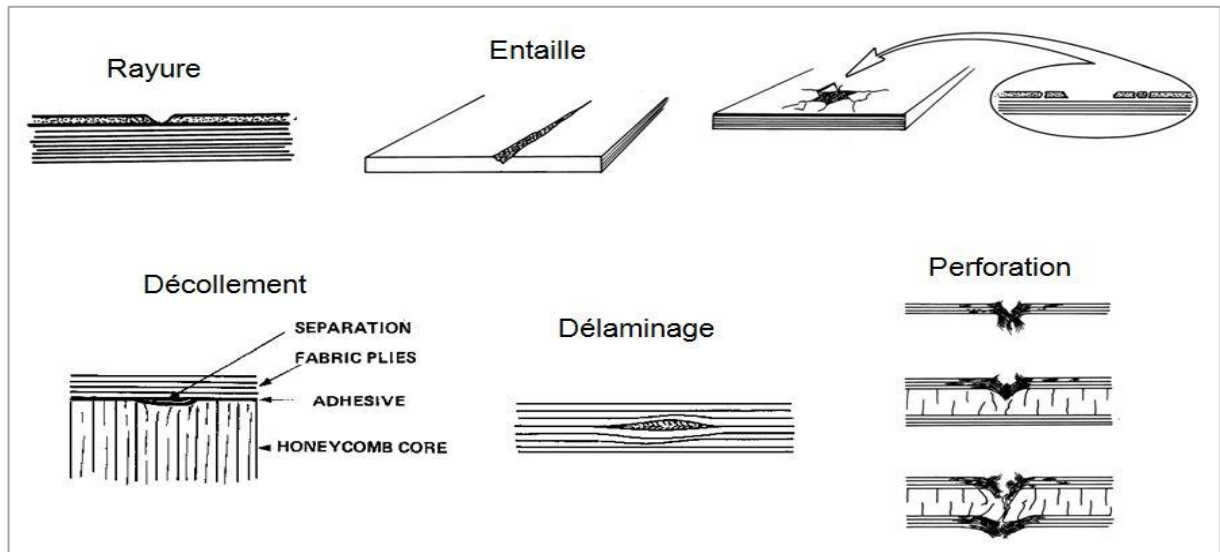


Figure II 1 Différents types de dommages rencontrés sur pièces composites [Torres, 1986].

II.3. Les mécanismes d'endommagement des composites :

Les matériaux composites tirent leurs performances des excellentes qualités mécaniques des combinaisons fibre/matrice permet "d'orienter" le matériau suivant les efforts qu'il devra supporter. En revanche, un point faible de ces matériaux vient également de leur anisotropie. Si la sollicitation n'est pas celle pour laquelle la structure composite a été conçue, les endommagements sont rapidement étendus et peuvent devenir critiques pour la structure sous un chargement normalement anodin. Cela explique en partie que la principale source d'endommagement des structures composites aéronautiques soit la manutention. La sollicitation est alors "exceptionnelle", comme la chute d'outils ou le choc entre deux panneaux.

Les composites aéronautiques aujourd'hui sont essentiellement constitués de stratifiés de plis unidirectionnels (empilement de plis de fibres dans une même direction) qui permettent d'avoir les meilleures performances mécaniques. Cependant, comme présenté sur FIG. II.2, plusieurs mécanismes élémentaires peuvent intervenir dans la rupture de ces stratifiés : décohésion fibre-matrice, rupture longitudinale de la matrice, rupture transverse de la matrice, rupture de fibre ou le délaminage.

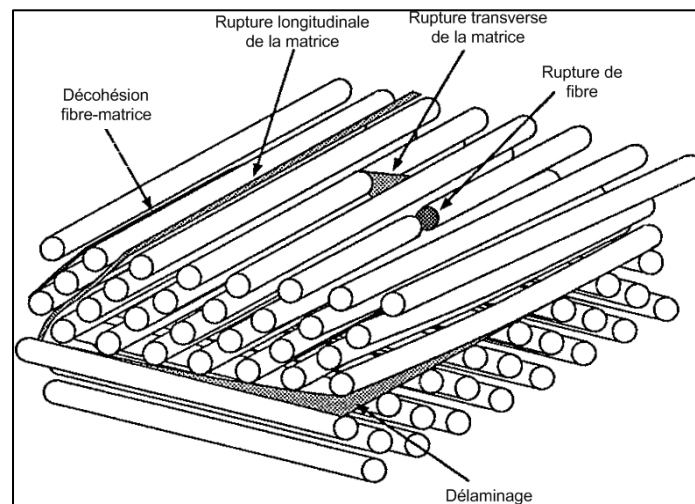


Figure II 2 Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés
[Berthelot,1999]

II.3.1. Fissuration de la matrice :

La complexité des matériaux composites introduit plusieurs types d'endommagements à l'échelle microscopique. La matrice étant le constituant qui s'endommage le premier, son seuil de déformation à l'endommagement est plus faible par rapport à celle des fibres. Les microfissures se produisent au sein de la matrice apparaissent aux niveaux des porosités et des inclusions constitue le principal mécanisme de dégradation des composites par le phénomène de fissuration transversal ou par fissuration longitudinale (Fig. II.3). Ce dernier mode de rupture se produit lorsque la contrainte de décohésion est supérieure à celle de cisaillement. Cette fissuration se propage selon la direction perpendiculaire à la sollicitation et elle peut provoquer une décohésion fibre-matrice [14,13].

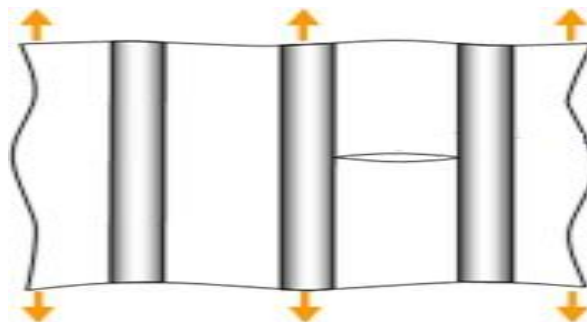


Figure II 3 Différents types de fissuration de la matrice
(longitudinale, transversale).

II.3.2 Décohésion fibre-matrice :

Suite à la fissuration matricielle, les microfissures arrivent au niveau de l'interphase, où elles peuvent être arrêtées ou réorientées. C'est la zone de l'interface où s'effectue le transfert de charge de la matrice vers le renfort. On constate donc une perte d'énergie, liée à la nécessité de création de nouvelles microfissures dans l'interphase [14,13].

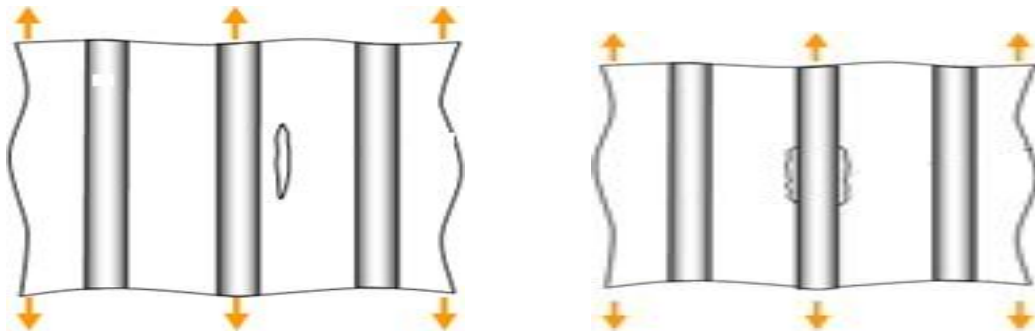


Figure II 4 Phénomène de décohésion fibre-matrice.

Parallèlement, des fissures longitudinales apparaissent le long des axes du renfort. Dans ce cas, il intervient le phénomène de décohésion fibre-matrice (Fig. II.4). L'intensité de la liaison matrice-fibre, en relation intime avec les propriétés de l'interphase et la compatibilité fibre- matrice, est le paramètre qui influe sur la longueur de décohésion selon le chargement appliqué.

Après initiation, la propagation de la rupture change suivant la nature de l'adhésion fibre- matrice. Dans le cas d'un composite à fibres unidirectionnelles sollicité parallèlement aux fibres, on peut distinguer trois cas :

Dans le cas d'une interface très faible, la fissuration matricielle est déviée à l'interface, la décohésion fibre-matrice s'étend sur une très grande distance (Fig. II.5) [14-16].

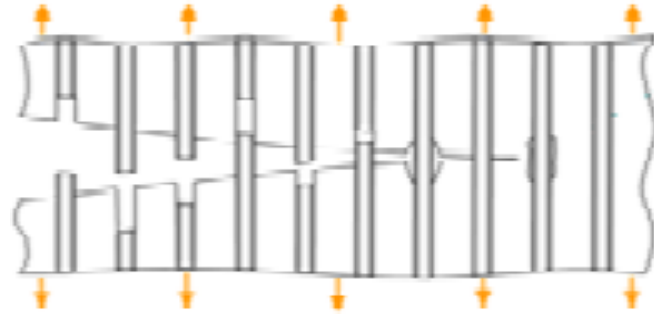


Figure II 5 Phénomène de propagation de la fissure.

Lors d'une interface ayant des propriétés intermédiaires, présentée par la Figure II.6 la fissure au contact d'une fibre se dévie dans un plan perpendiculaire en provoquant un décollement de la matrice au niveau de l'interface ou une fissuration longitudinale de la matrice [14,13].

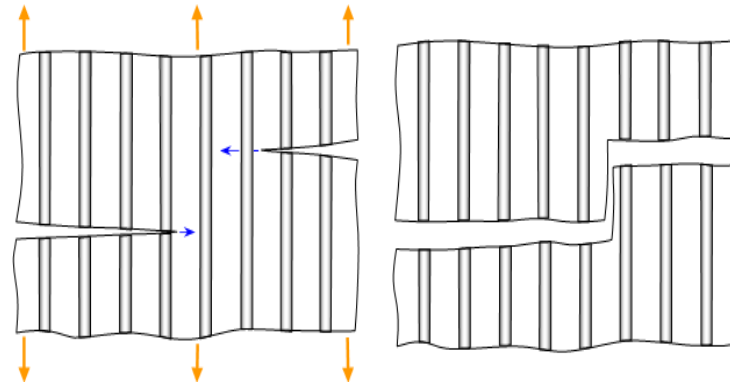


Figure II 6 Phénomène de propagation de la fissure (cas d'une bonne interface).

Finalement dans le cas d'une interface très forte : Si l'adhérence entre fibres et matrice est très forte, on aura une propagation de la fissure initiée par rupture de fibres (Fig. II.7).

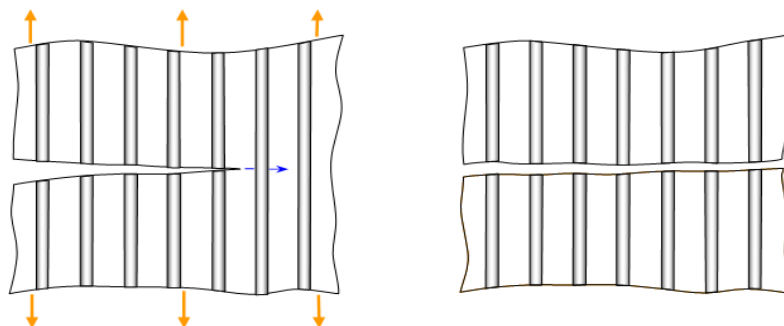


Figure II 7 Phénomène de propagation de la fissure.

II.3.3 Délaminage :

Dans le cas des matériaux composites stratifiés, dont les mécanismes d'endommagement ont été décrits précédemment (fissuration matricielle, décohésion, etc....), s'ajoute un autre mécanisme d'endommagement entre couche appelé délaminage, Figure II.8.

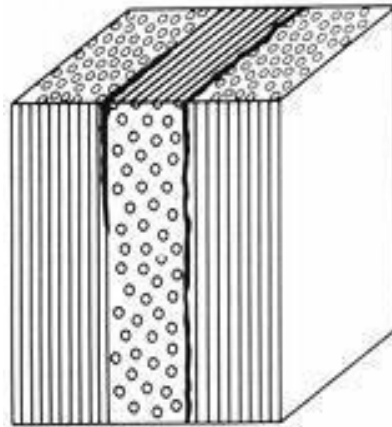


Figure II 8 Mécanisme de délaminage

Le processus de délaminage est le résultat d'une chronologie de divers types d'endommagement. Les propriétés mécaniques de la matrice et de la fibre ainsi que les propriétés adhésives et cohésives de l'interface gèrent cette chronologie en révélant des types d'endommagements fréquemment rencontrés comme la micro fissuration de la matrice, la rupture des fibres et la rupture des interfaces. A cela, on associe un réseau très important de fissures intra-laminaires qui sont eux aussi induites par les fissures inter-laminaires par différents moyens (rupture de matrice, de fibre et d'interface) allant jusqu'au décollement total des deux plis. Ce type d'endommagement contribue largement à la dégradation des propriétés mécaniques de la structure [14-16].

II.3.4 Rupture de fibre :

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte à la rupture (Fig. II.9). Cette rupture provoquera une concentration de contraintes au voisinage et une rupture des constituants voisins, et ce de proche en proche jusqu'à la ruine du volume sollicité.

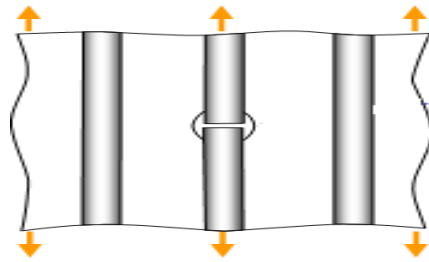


Figure II 9 Mécanisme rupture de fibre.

II.4 Mode d'endommagement et de ruine des structures sandwiches :

Les modes d'endommagement et ruine des structures sandwichs ont été étudiés par plusieurs chercheurs dans le domaine [18, 19, 20, 21]. et [17, 18] ont montré que le processus des modes d'endommagements 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 [19] répertorient les différents modes de dégradations d'un sandwich soumis à la flexion. Ils existent sept modes principaux de dégradation :

- rupture des peaux en traction ou en compression,
- flambement de la peau en compression ou "Wrinkling",
- flambement des cellules de l'âme,
- rupture de l'âme en cisaillement,
- rupture de l'âme en traction ou en compression
- indentation du cœur et de la peau au point d'application de la charge centrale.
- rupture de l'interface âme/peau

Dans cette partie, nous décrivons les modes de ruptures des structures sandwichs soumises aux sollicitations données par la figure (II.10).

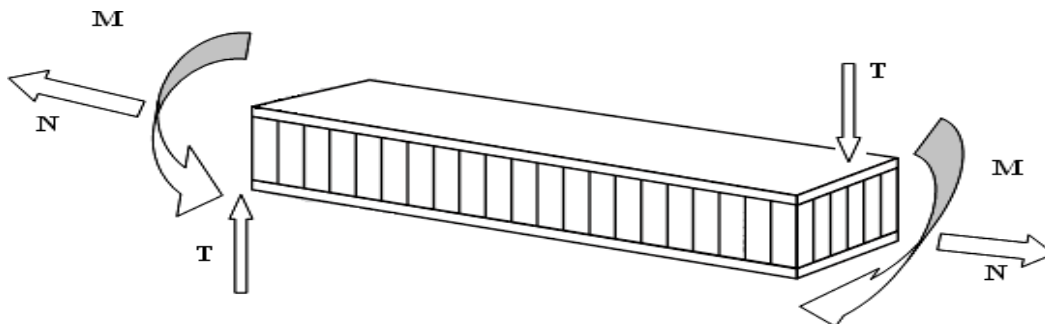


Figure II 10 Différentes sollicitations (M , N , T) appliquées sur un sandwich .

II.4.1 Flambement généralisé des peaux :

Une poutre sandwich soumise à de la compression, debout peut céder sous l'effet des conditions d'instabilité (Figure II. 11). 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 dimension dans le plans 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 matériaux de module de cisaillement plus élevé.

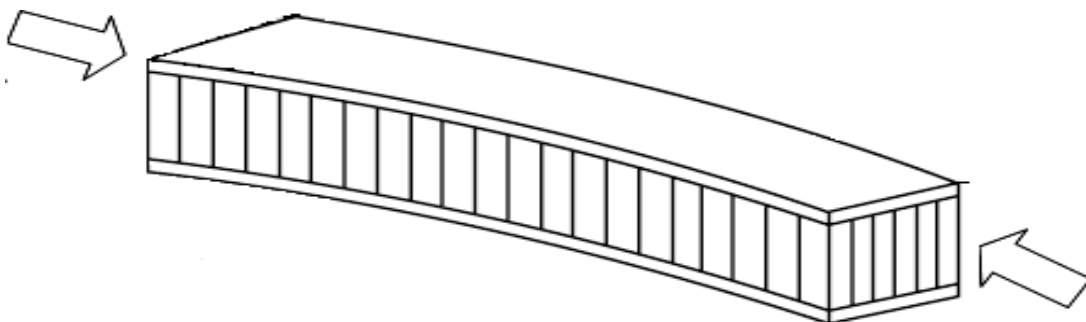


Figure II 11 Mode de ruine par « flambement généralise » des peaux du sandwich.

II.4.2 Flambement généralisé des peaux « crimping » :

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 Figure(II.12). 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.

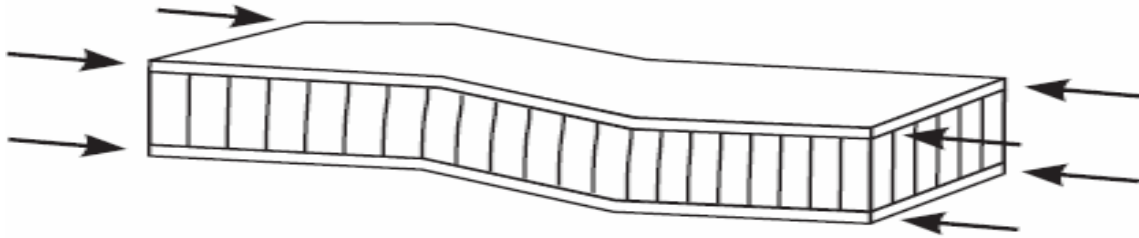


Figure II 12 Mode de ruine par flambement généralisé « general buckling » de l'âme du sandwich.

II.4.3 Flambement localisé « wrinkling » ou « dimpling » :

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.13) [22].

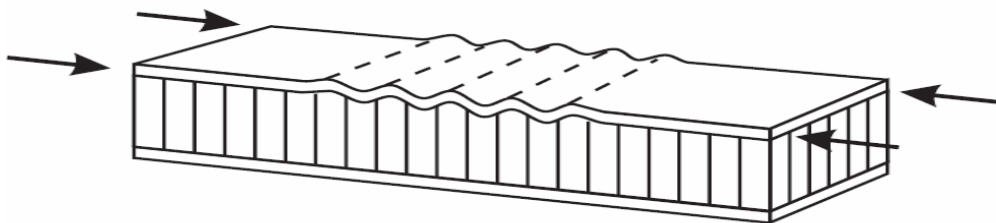


Figure II 13 Mode rupture par flambement localisé « wrinkling »

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 influencée par les modules élastiques des peaux et de l'âme, et le module de cisaillement de l'âme.

Si l'on craint un flambement localisé de la peau, on peut soit utiliser pour les peaux un matériau de module élastique plus élevé, soit utiliser pour l'âme un matériau présentant des propriétés élastique plus élevées.

Dans le cas d'une âme en nid d'abeille, mise à part les ruptures par « wrinkling », il

peut survenir aussi un autre mode de rupture par flambement localisé de la peau en fossettes Figure(II.14), appelée « dimpling » [23].

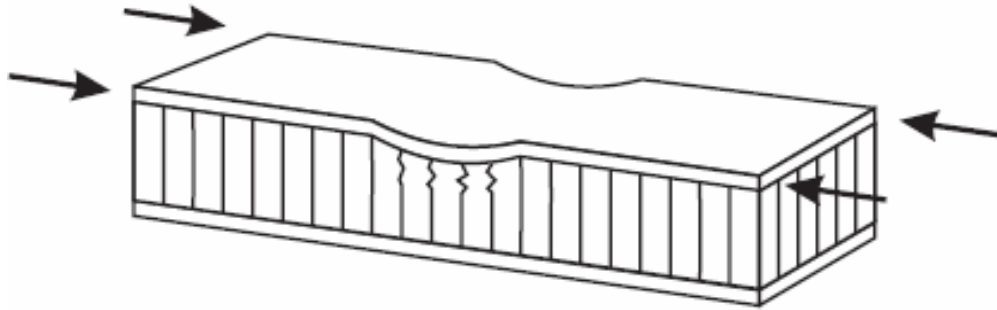


Figure II 14 Mode rupture par flambement localisé « dimpling ».

II.4.4 Rupture des peaux en traction ou en compression :

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles pour matériaux constituant les peaux Figure(II.15). Ce phénomène peut être évité en utilisant un matériau dont les contraintes à rupture sont plus élevées, ou en augmentant l'épaisseur des peaux, ce qui réduit les contraintes appliquées, ou en augmentant l'épaisseur de l'âme, ce qui permet également de réduire les contraintes dans les peaux.

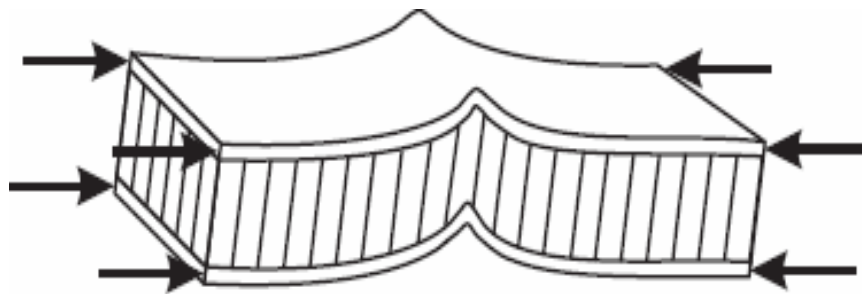


Figure II 15 Mode de dégradation par rupture des peaux du sandwich.

II.4.5 Mode de rupture par indentation localisée

L'indentation local 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.16) [24].

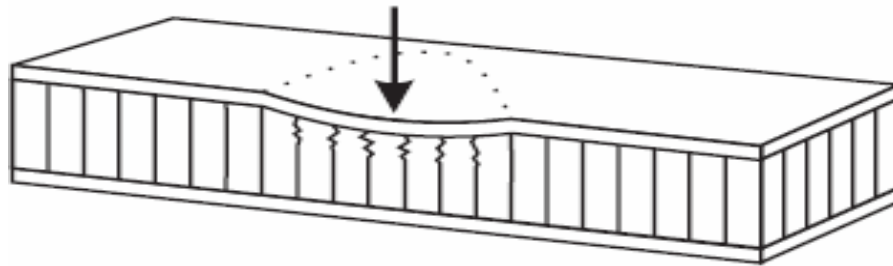


Figure II 16 Mode de rupture par indentation localisée.

II.4.6 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.17). 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.

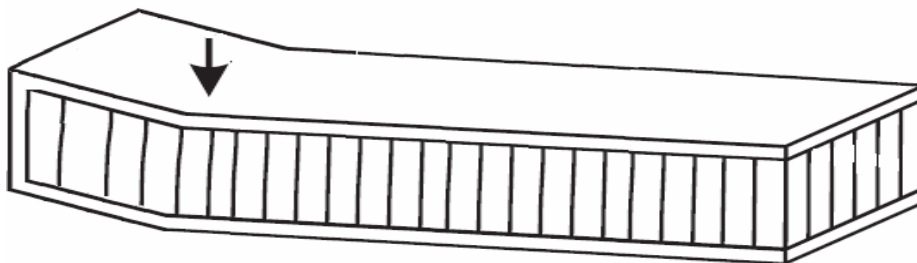


Figure II 17 Mode de rupture par cisaillement de l'âme.

II.4.7 Dégradation de l'adhésif

La dégradation de l'adhésif entre les peaux et l'âme s'effectue généralement selon trois types :

- dégradation d'adhésif entre les peaux et l'âme,
- dégradation de l'attachement des cellules de l'âme,
- dégradation de l'attachement du nœud des cellules de l'âme.

La figure (II.18) illustre les types de dégradations citées ci-dessus. L'exposition à l'humidité provoque des dégradations remarquables de la résistance de l'adhésif du

sandwich qui peut changer le mode de rupture et causer la ruine avancée du panneau sandwich [25].

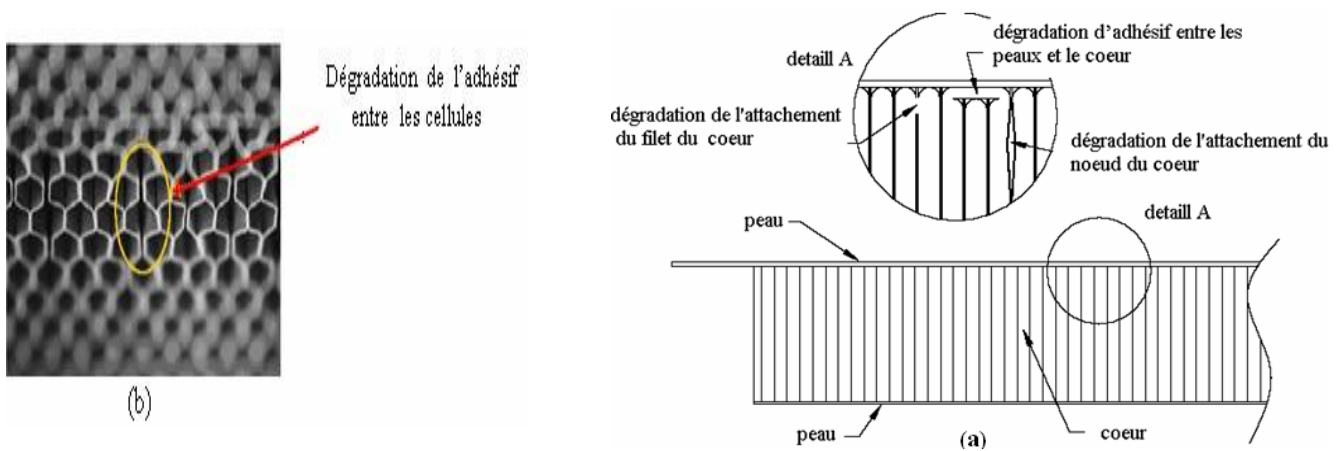


Figure II 18 Types de dégradation de l'adhésif (a), (b) d'un panneau sandwich [25].

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 » [26].

II.5. comportement mécanique de panneaux sandwich :

II.5.1 Comportement en flexion :

II.5.1.1 Flexion en trois points :

La flexion trois points est un essai mécanique qu'en effectue on posant une poutre sur deux appuis simples. Les contacts entre ces appuis et la poutre sont concentrée au milieu de cette poutre. Le contact entre la charge et la poutre est considéré aussi comme une liaison ponctuelle. 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 [27].

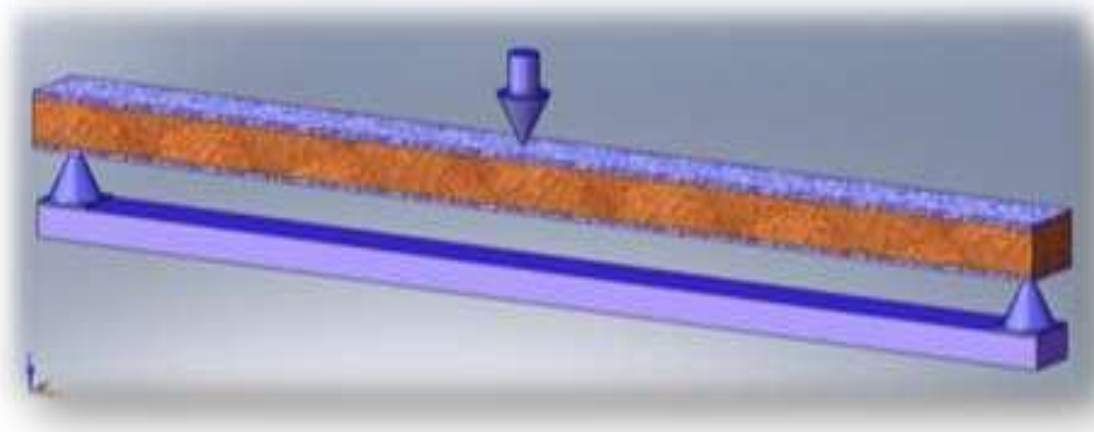


Figure II 19 position de panneaux sur impact de flexion à 3 points.

II.5.1.2 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.

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 central.[27]

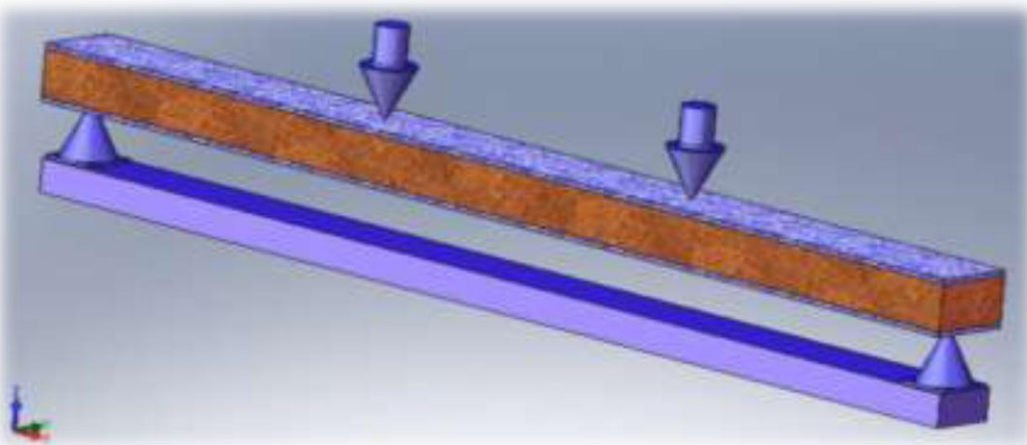


Figure II 20 position de panneaux sur impact de flexion à 4 points

II.5.2. 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.[27]

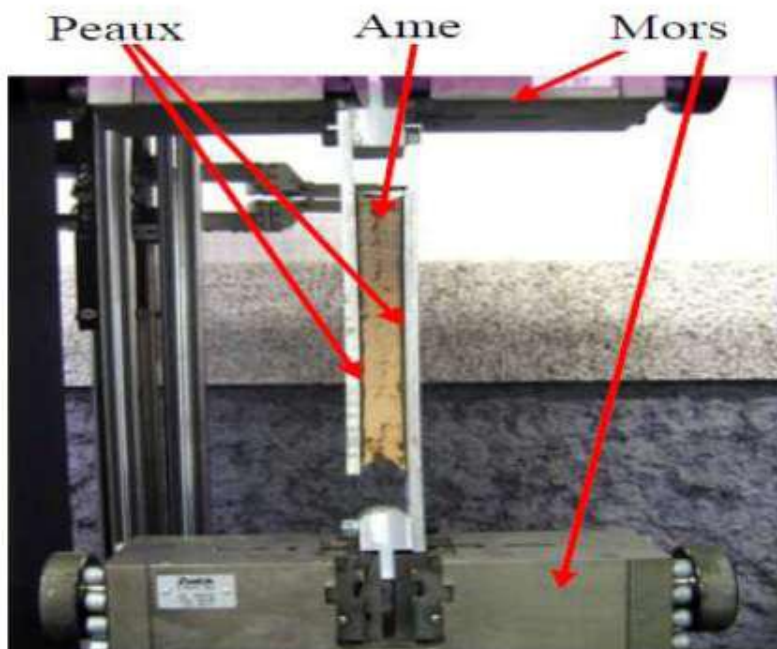


Figure II 21 comportement en cisaillement.

II.5.3. 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 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 mécanique. 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 : $S=F/S_1$.
- 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.

II.5.4 Observation des facies de rupture

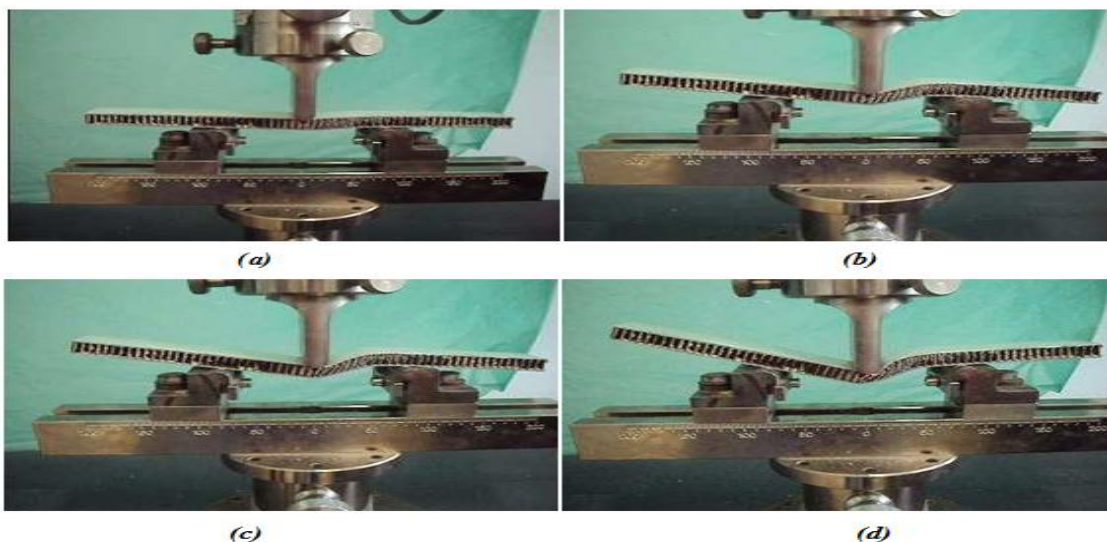


Figure II 22 Mode de rupture du sandwich

L'analyse macroscopique des facies des éprouvettes rompues, a montré que la rupture de l'âme dépend fortement du type et dimensions des peaux. Le comportement plastique des peaux influence énormément sur le comportement des cellules. En effet, la rupture de l'âme pour tous les longueurs d'élançement se caractérise par :

- Flambement des cellules du cœur .
- Indentation des peaux au voisinage de l'appui de la charge
- Déformation plastique de la peau inférieure du sandwich

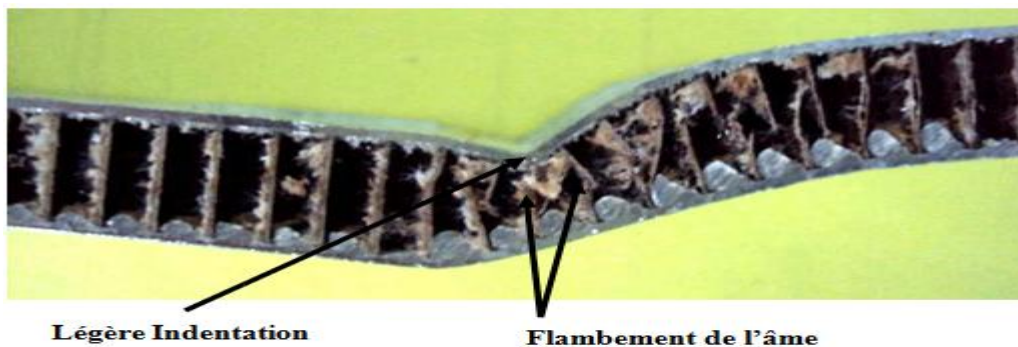


Figure II 23 Observation d'un facies du sandwich

Dans tous les cas de figure, nous remarquons une indentation de la peau supérieure au voisinage de l'appui charge qui entraîne le flambement des cellules dans cette zone figure (II .22 II.23). Qui se rompt par cisaillement.

CHAPITRE III :
Etude numérique d'un
comportement statique
De trois différents panneaux
sandwichs

III.1.1 Introduction :

La conception optimale d'une structure composite type sandwich nécessite une détermination précise des propriétés mécaniques du matériau. Les structures sandwich sont généralement chargées en flexion (traction-compression) ou en flambement. Les essais de flexion (essai de flexion trois points ou quatre points) sont largement utilisés pour la caractérisation du comportement et de l'endommagement, notamment les composites sandwichs [28, 29]. Pour une application donnée, il est convenable de connaître le comportement mécanique de l'âme et des peaux pour les différents types de sollicitations.

Les essais de flexion jouent un rôle beaucoup plus important dans les matériaux composites stratifiés et 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. L'essai de flexion trois points offre la possibilité d'étudier le comportement d'un matériau.

Dans ce chapitre nous étudions trois panneaux sandwichs de différentes géométries d'âme et la modélisation et le calcul numérique par le logiciel d'élément finis ABAQUS [30] sont utilisés. Cette étude paramétrique a été menée pour mettre en évidence l'effet des paramètres suivants :

- L'orientation des fibres θ ;
- Différents types de géométries d'âme ;

III.1.2 Modèles géométriques :

Notre modèle géométrique est panneau sandwich de dimension $300 \times 85 \times 24 \text{ mm}^3$ composé de deux plaques en matériau composite bore/époxyde, dont les propriétés sont citées dans le tableau 1, de huit plis d'un empilement croisé $[+\theta ; -\theta]$ ($0^\circ ; 10^\circ ; 20^\circ ; 30^\circ ; 40^\circ ; 45^\circ ; 50^\circ ; 60^\circ ; 70^\circ ; 80^\circ ; 90^\circ$) et d'une âme de différentes géométries.

La Figure III. 1 illustre le modèle géométrique et l'empilement de la plaque composite et le croisement d'orientation des fibres dans les plis:

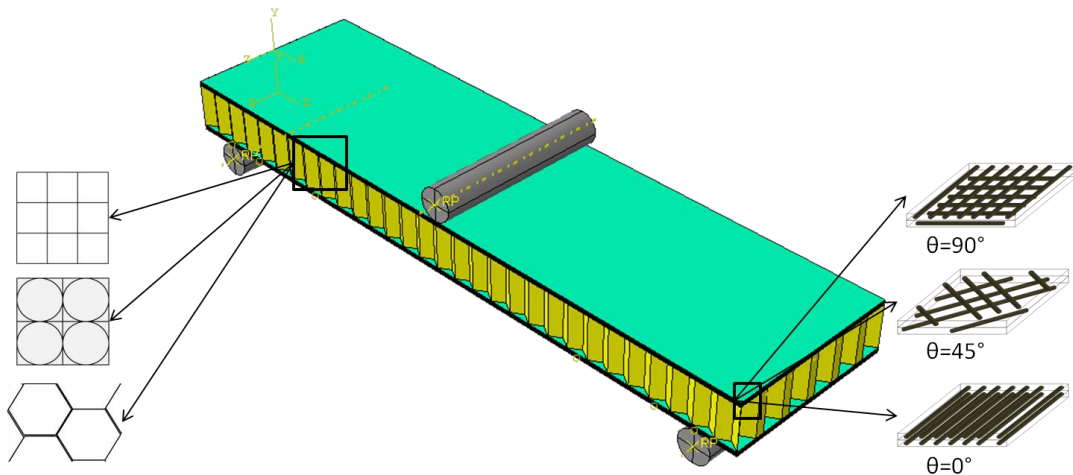


Figure III 1 Modèle géométrique

III.1.3 Maillage de l'ensemble :

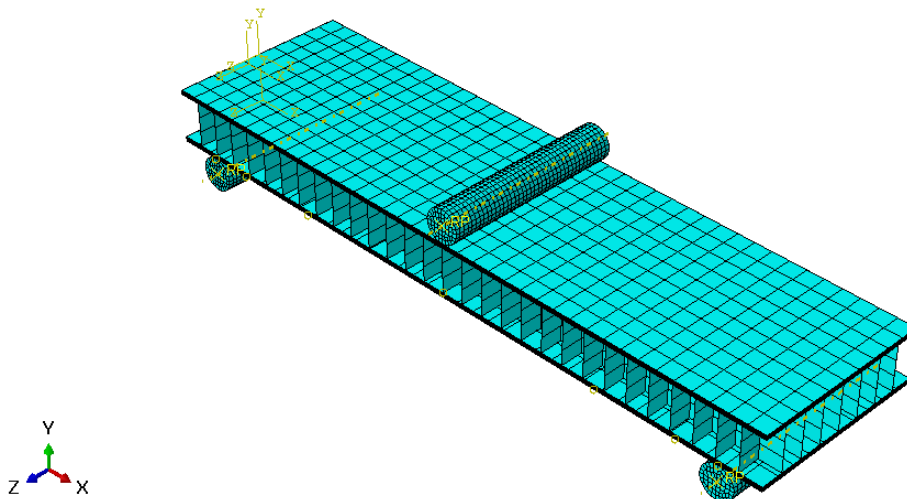


Figure III 2 Maillage

Pour simuler le comportement linéaire en traction et l'influence du déplacement longitudinal des fibres alfa et de verre par rapport au fond de fissure ainsi que la longueur de la fissure, nous avons utilisé un code de calcul « **ABAQUS** » **version 6.14** 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 dit, mais également des fonctions de construction de modèles (préprocesseur) et de traitement des résultats (post-processeur).

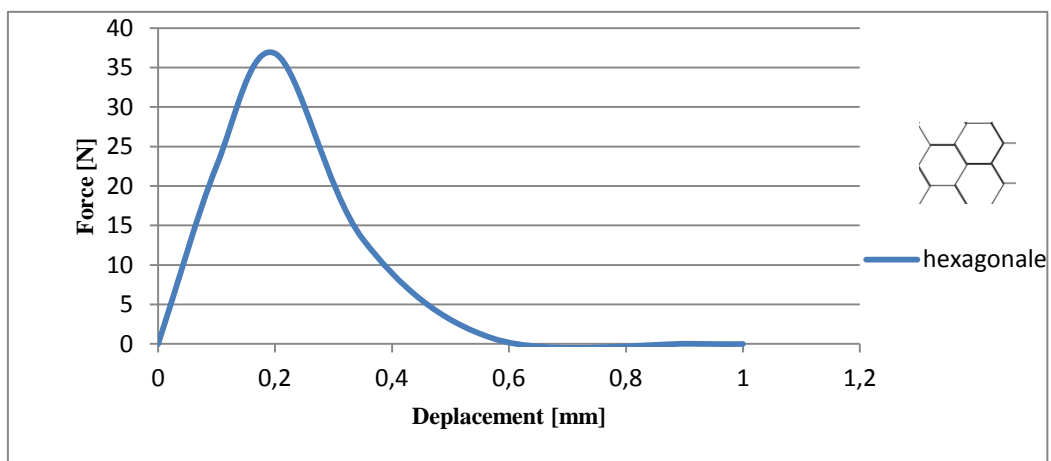
Tableau III. 1 Caractéristiques du matériau

Symboles	Paramètres	Valeurs
ρ [g.cm ⁻³]	Masse volumique	2,3
E_1 [MPa]	Module longitudinal de composite	134000
E_2 [MPa]	Module transversal de composite	10300
E_3 [MPa]	Module transversal de composite	10300
G_{12} [MPa]	Module de cisaillement de composite	5500
G_{23} [MPa]	Module de cisaillement de composite	5500
G_{31} [MPa]	Module de cisaillement de composite	3200
ν_{12}	Coefficient de Poisson de composite	0.33
ν_{23}	Coefficient de Poisson de composite	0.53
ν_{31}	Coefficient de Poisson de composite	0.33

III.1.4 Résultats et discussions :

III.1.4.1 Modèle non endommagé :

III.1.4.2 Courbe force-déplacement des trois panneaux sandwichs pour une orientation des fibres 0°



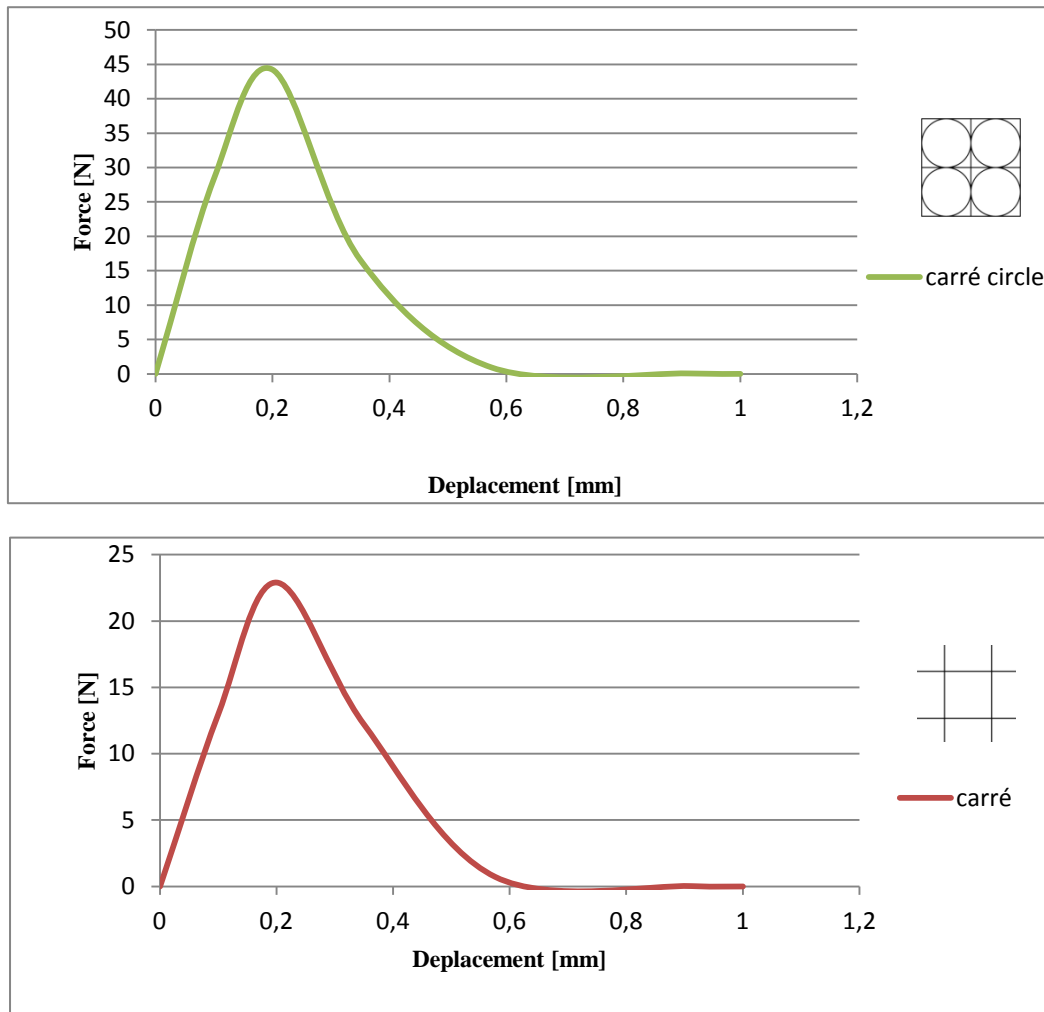
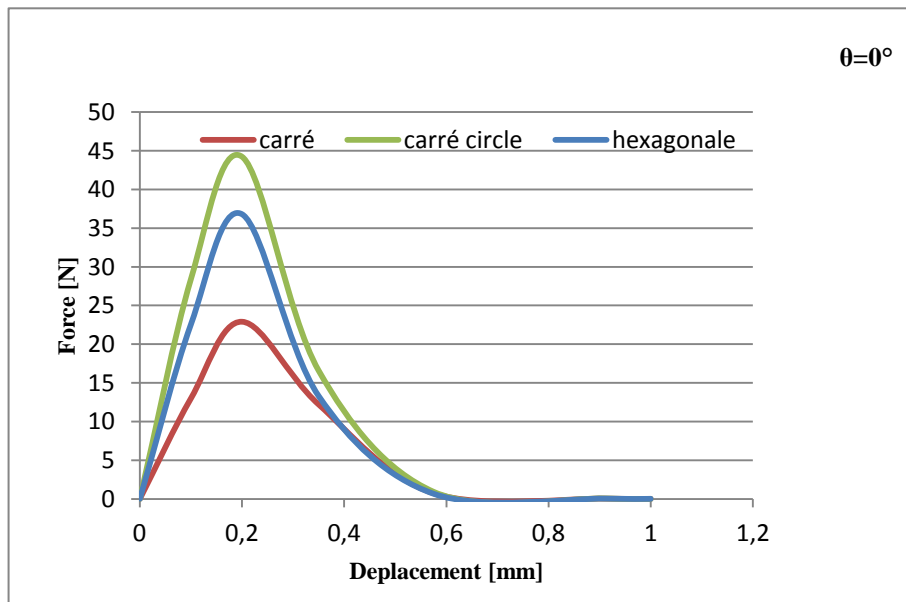
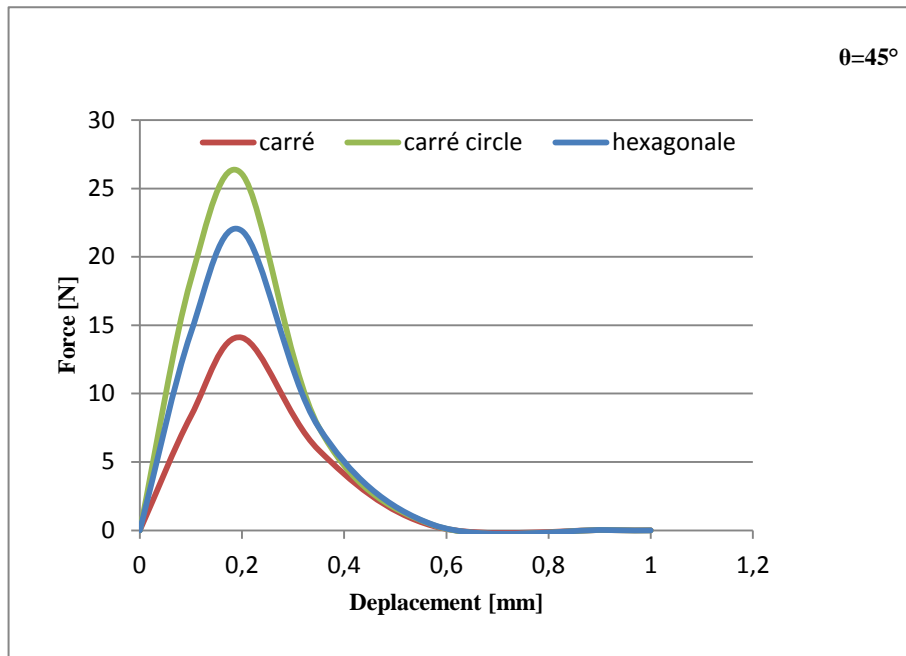


Figure III 3 Variation de la force en fonction du déplacement des différents panneaux sandwichs pour l'orientations des fibres ($\theta=0^\circ$)

La figure 3 montre la variation de la force en fonction du déplacement des trois panneaux sandwichs pour l'orientation des fibres ($\theta=0^\circ$). L'allure des trois courbes ont la forme géométrique. On note que la force augmente avec l'augmentation du déplacement pour atteindre un maximum (déplacement = 0.2 mm) et diminue avec l'augmentation du déplacement jusqu'au minimum (déplacement = 0.6 mm) et après elle devient stable jusqu'à la fin.

III.1.4.3 Influence de la forme géométrique de l'âme des panneaux sandwich sur la courbe force-déplacement

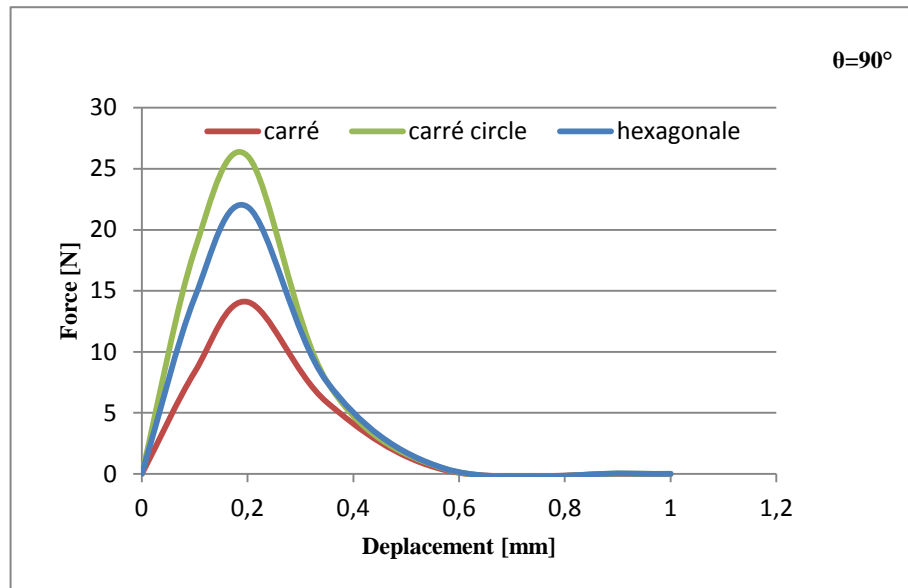
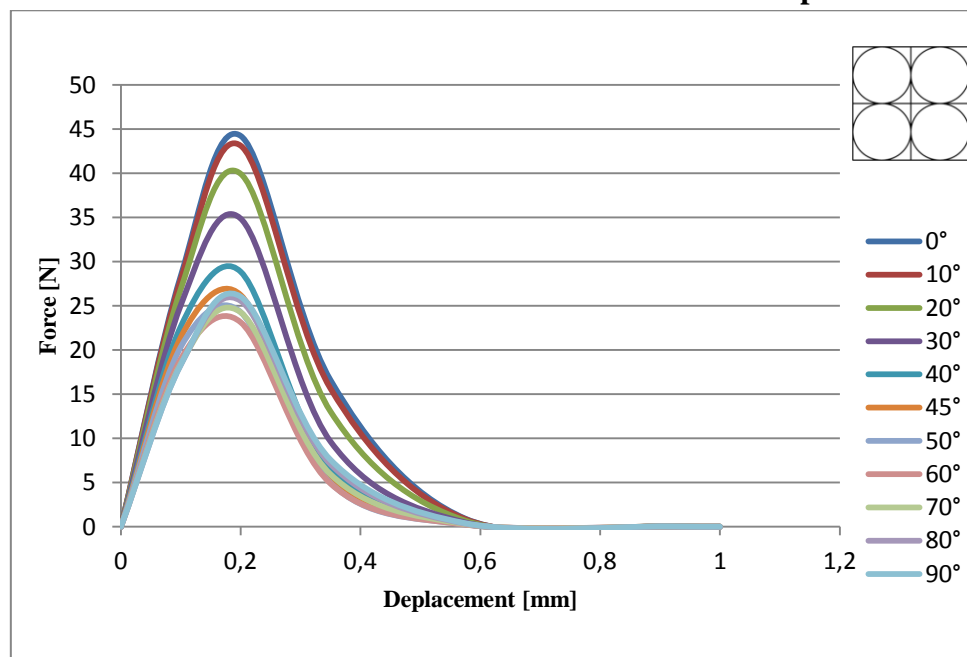


Figure III 4 Variation de la force en fonction du déplacement des différents panneaux sandwichs pour les différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=90^\circ$)

La figure 4 montre la variation de la force en fonction du déplacement des trois panneaux sandwichs pour les différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=90^\circ$). On constate que les courbes ont les mêmes formes et possèdent un maximum correspondant. On note aussi que l'âme possédant la forme géométrique cercle-carré atteint un pic de force plus élevé comparativement aux deux autres âmes des formes géométriques carré et hexagonale et cela pour le même déplacement imposé.

III.1.4.4 Influence de l'orientation des fibres sur la courbe force-déplacement



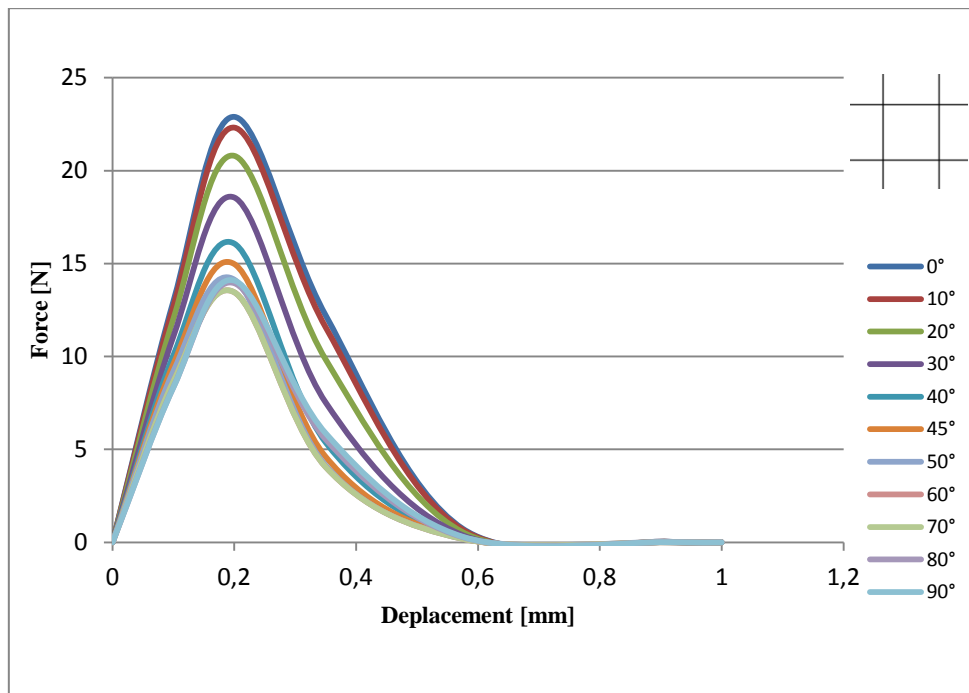
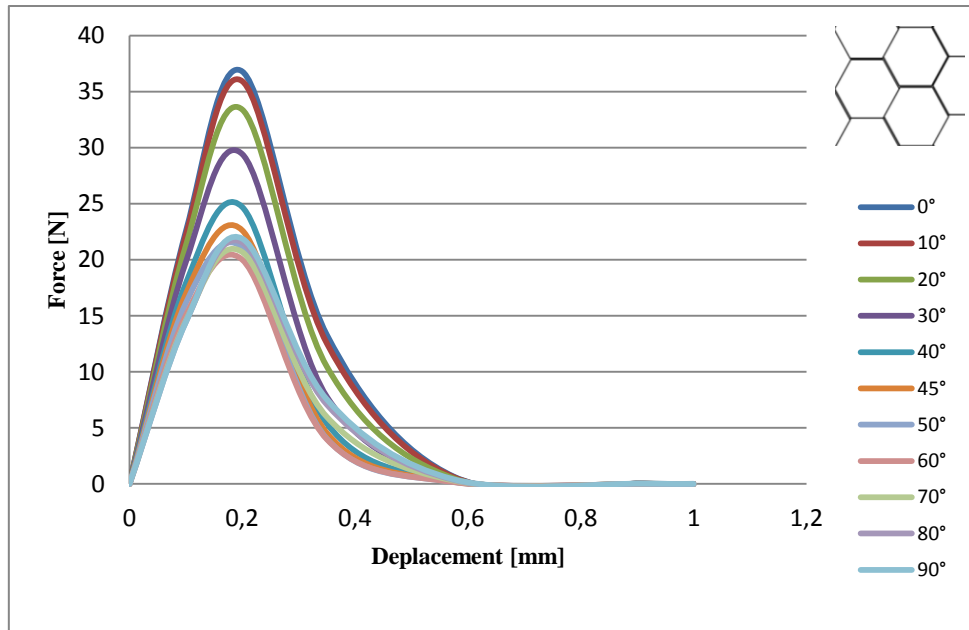


Figure III 5 Variation de la force en fonction du déplacement des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) et pour les différents panneaux sandwichs (cercle-carré, carré et hexagonale)

La figure 5 montre la variation de la force en fonction du déplacement des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) pour les trois panneaux sandwichs. On constate que les courbes ont les mêmes formes et possèdent un maximum correspondant. On note aussi que la force maximale est atteinte à une orientation des fibres 0° pour un déplacement 0.2 mm et cela pour les trois panneaux sandwichs.

III.1.4.5 Variation de la force maximale en fonction de l'orientation des fibres

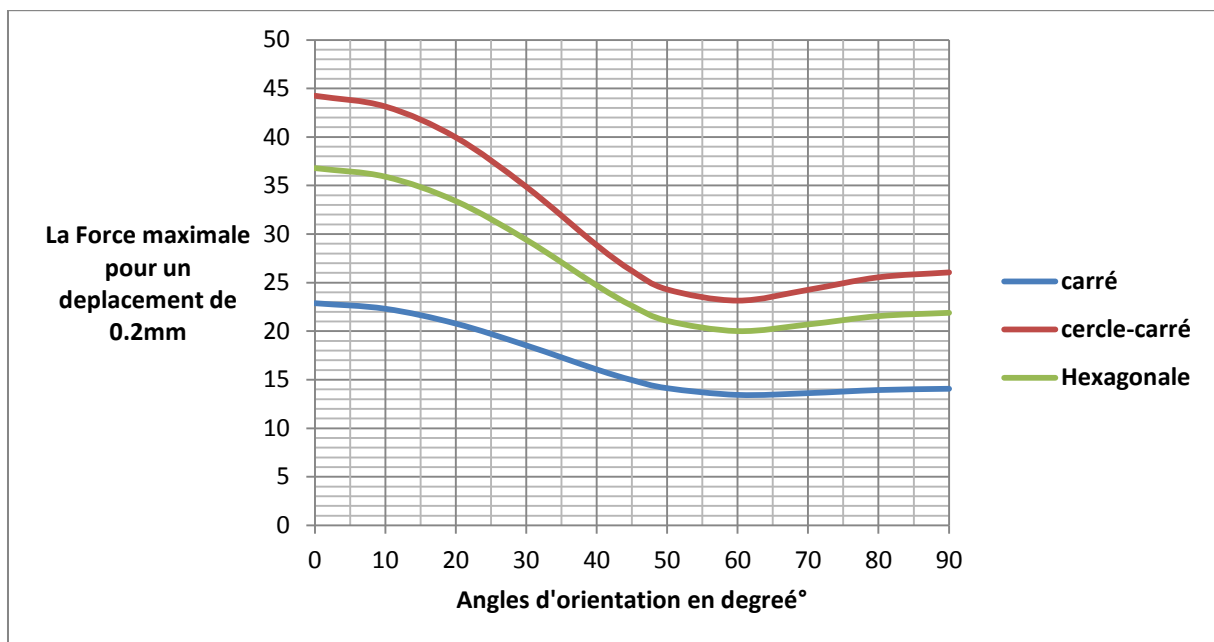


Figure III 6 Variation de la force maximale en fonction des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) et pour les différents panneaux sandwichs (cercle-carré, carré et hexagonale) et pour un déplacement de 0.2 mm

La figure 6 illustre la variation de la force maximale en fonction de l'orientation des fibres des trois panneaux sandwichs. D'après les résultats trouvés numériquement par la méthode des éléments, on constate que la force maximale est atteinte à l'orientation des fibres 0° pour un déplacement 0.2 mm et cela pour les trois panneaux sandwichs. On note aussi que la force diminue avec l'augmentation des orientations pour atteindre un minimum pour l'orientation des fibres 60° et puis augmente légèrement et cela pour les trois panneaux sandwichs. On remarque aussi que le panneau sandwich d'une âme cercle-carré géométriquement possède la force maximale pour toutes les orientations des fibres.

III.2 Modèle endommagé :

Suite aux résultats trouvés numériquement par la méthode des éléments finis dans la partie modèle non endommagé, on a constaté que le panneau sandwich avec l'âme de type cercle-carré a les meilleures propriétés mécaniques que les autres panneaux sandwich (carré, Hexagonale), et nous l'avons désigné pour cette deuxième étude comme un panneau sandwich endommagé pour voir l'effet d'une fissure située sur le bas de la plaque supérieur (entre l'âme et le plaque supérieur). Une fissure de $1 \times 1 \text{ mm}^2$ située au milieu de la plaque traverse les quatre plis vers l'âme.

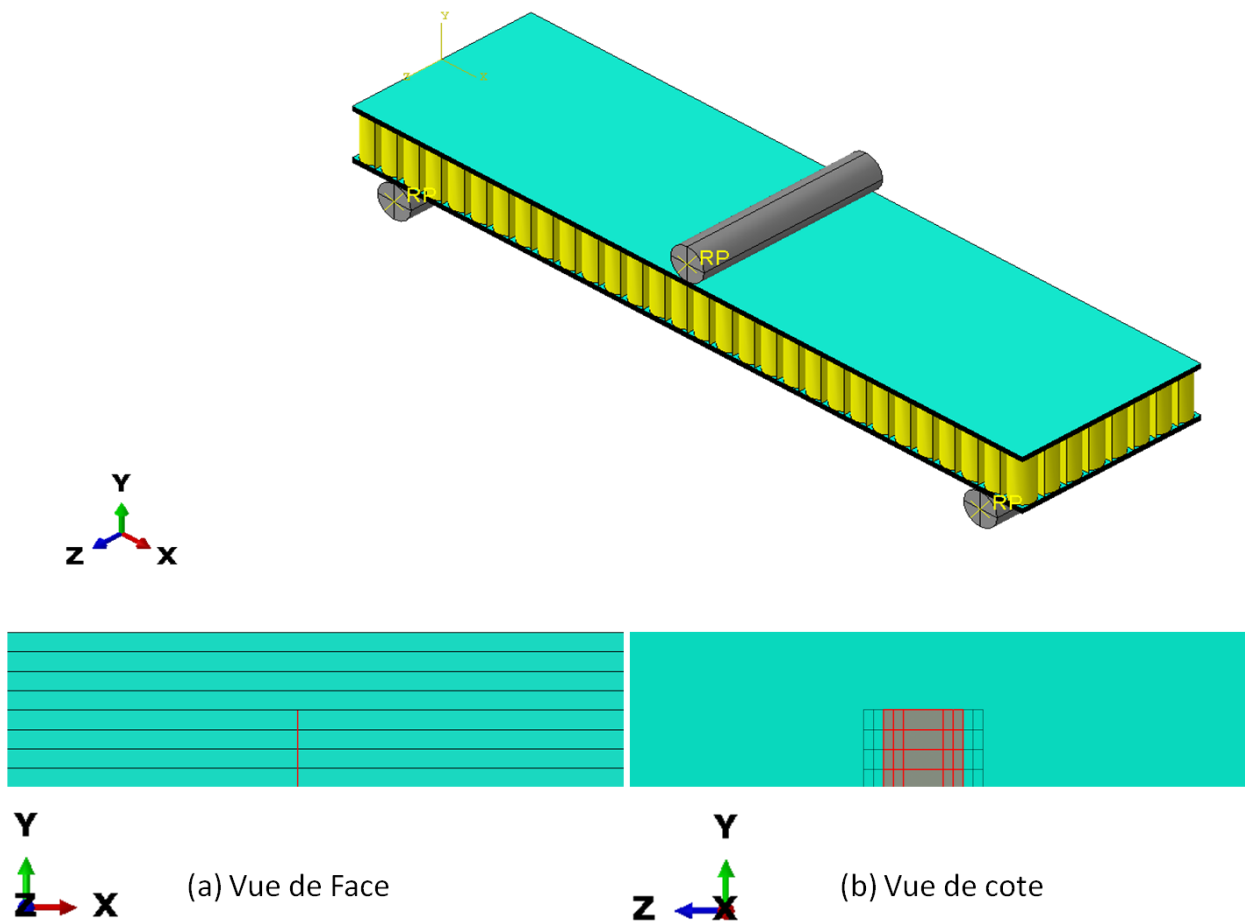


Figure III 7 Détails du panneau sandwich endommagé

III.2.1 Influence de l'orientation des fibres sur la courbe force-déplacement du modèle endommagé :

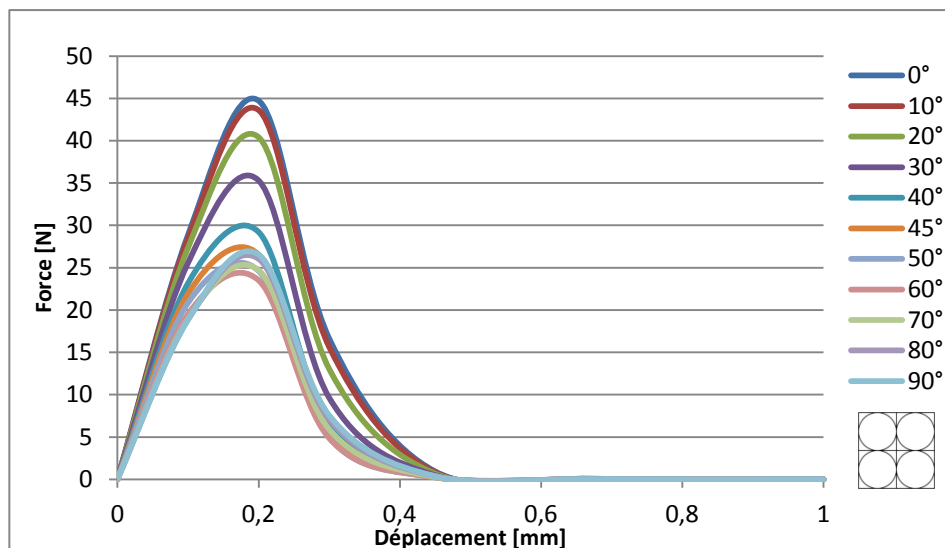


Figure III 8 Variation de la force en fonction du déplacement des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) pour le Panneau sandwich endommagé

La figure 8 montre la variation de la force en fonction du déplacement des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) pour le panneau sandwich endommagé cercle-carré. On constate que les courbes ont les mêmes formes que pour le panneau sandwich non-endommagé et possèdent un maximum correspondant. On note aussi que la force maximale est atteinte à une orientation des fibres 0° pour un déplacement 0.2 mm et cela pour toutes les différentes orientations des fibres.

III.2.2 Comparaison entre panneau sandwich endommagé et non endommagé :

Tableau III. 2 Comparaison entre panneau sandwich endommagé et non endommagé

déplacement	$\theta=0^\circ$		$\theta=45^\circ$		$\theta=90^\circ$	
	non endommagé	endommagé	non endommagé	endommagé	non endommagé	endommagé
0	0	0	0	0	0	0
0,100000001	28,42326355	28,83067703	21,44082642	21,9117	18,35025024	18,86326599
0,200000003	44,24079895	44,72908401	26,2057724	26,5495	26,0521183	26,5619278
0,300000012	16,58797455	16,60724449	5,558893681	5,54378	7,567198753	7,562203884
0,449999988	0,919300616	0,917001903	0,270746827	0,270253	0,383984745	0,382676572
0,675000012	0,060368624	0,060478967	0,020713244	0,0207791	0,027239023	0,027329007
1	0,000247807	6,85256E-05	0,001028541	0,000122701	0,000383269	3,00047E-05

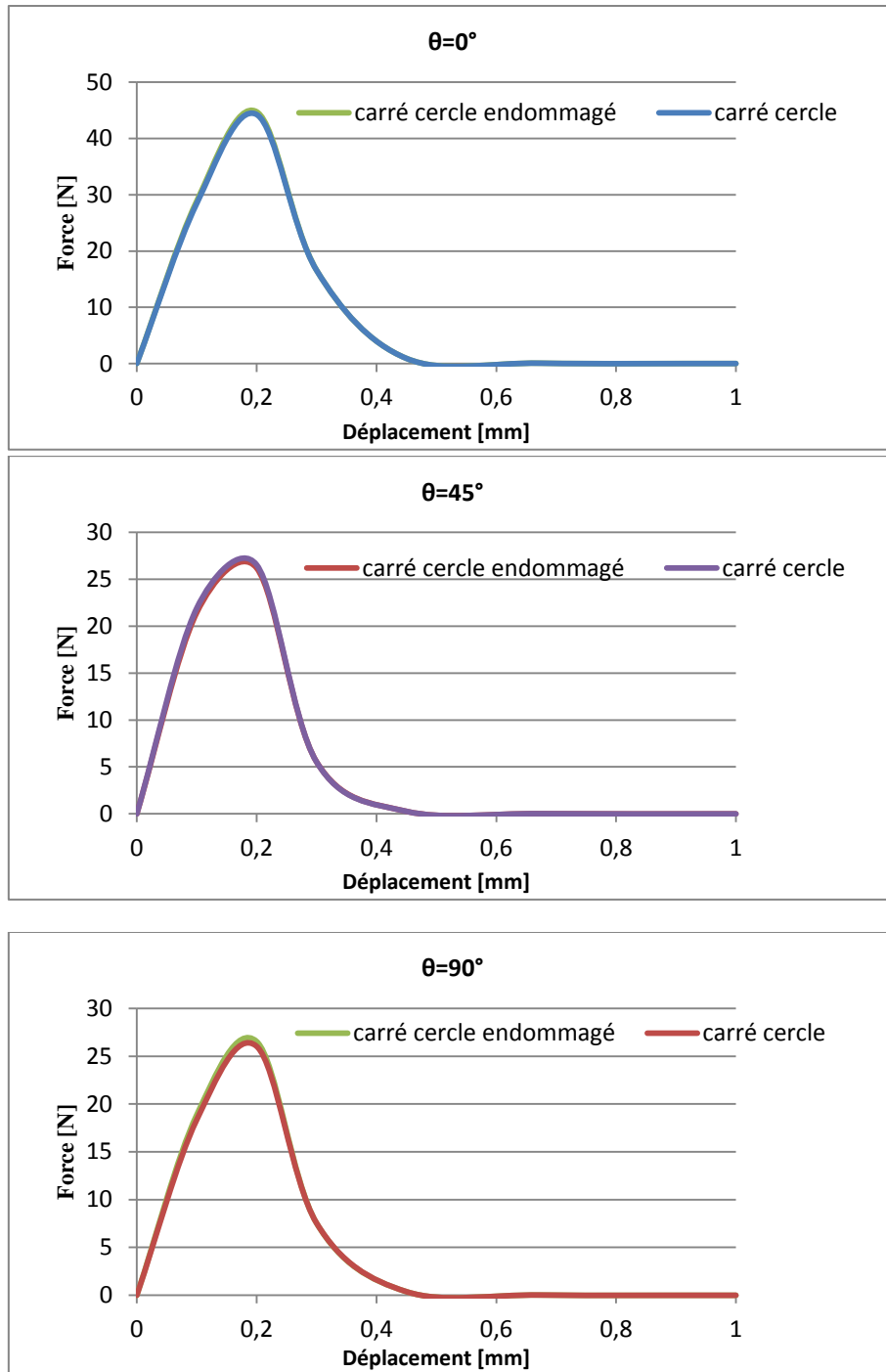


Figure III 9 Variation de la force en fonction du déplacement des panneaux sandwich (Âme d'une géométrie cercle-carré) endommagés et non-endommagés pour les différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=90^\circ$)

La figure 9 montre la variation de la force en fonction du déplacement du panneau sandwich cercle-carré endommagé et non-endommagé pour les différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=90^\circ$). On constate que les courbes ont les mêmes formes et possèdent un maximum correspondant. On constate une légère variation pour les deux courbes et cela pour

toutes les orientations des fibres. Le déplacement imposé considéré ne provoque aucun changement presque sur la courbe force-déplacement. Pour voir mieux l'écart, il faut prendre en évidence l'influence des différents déplacements sans dépasser la contrainte limite élastique.

III.2.3 Variation de la force maximale en fonction de l'orientation des fibres pour le modèle endommagé :

La figure 10 illustre la variation de la force maximale en fonction de l'orientation des fibres du panneau sandwich cercle-carré endommagé et non-endommagé. D'après les résultats trouvés numériquement par la méthode des éléments, on constate une légère variation pour les deux courbes et cela pour toutes les orientations des fibres.

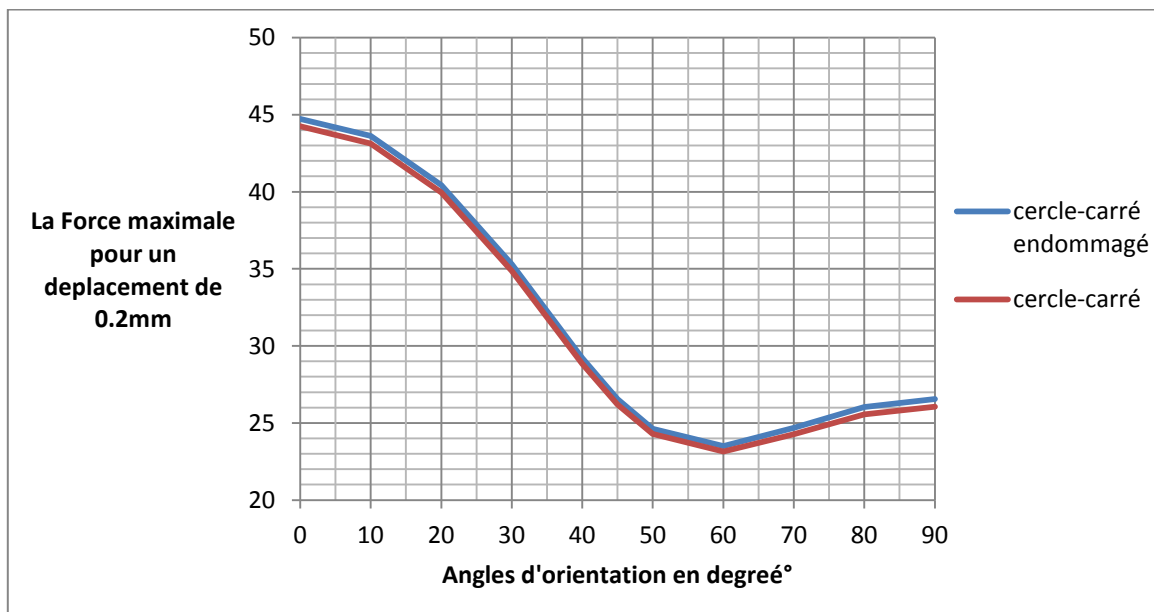


Figure III 10 Variation de la force maximale en fonction des différentes orientations des fibres ($\theta=0^\circ$; $\theta=10^\circ$; $\theta=20^\circ$; $\theta=30^\circ$; $\theta=40^\circ$; $\theta=45^\circ$; $\theta=50^\circ$; $\theta=60^\circ$; $\theta=70^\circ$; $\theta=80^\circ$; $\theta=90^\circ$) pour les différents panneaux sandwichs endommagé et non endommagé et pour un déplacement de 0.2mm

Conclusion générale

Cette étude numérique par la méthode des éléments finis nous a mené à tirer la conclusion suivante :

- Quel que soit l'orientation des fibres l'âme possédant la forme géométrique cercle carré atteint un pic de force plus élevé comparativement aux deux autres âmes des formes géométriques carré et hexagonale et cela pour le même déplacement imposé. Cette force maximale est atteinte à une orientation des fibres 0° pour un déplacement 0.2 mm et cela pour les trois panneaux sandwichs.

- La force diminue avec l'augmentation des orientations pour atteindre un minimum pour l'orientation des fibres 60° et puis augmente légèrement et cela pour les trois panneaux sandwichs.

- Le déplacement imposé considéré ne provoque aucun changement presque sur la courbe force-déplacement. Pour voir mieux l'écart, il faut prendre en évidence l'influence des différents déplacements sans dépasser la contrainte limite élastique. Une légère variation pour les deux courbes et cela pour toutes les orientations des fibres.

Recherche bibliographique

- [1] Nadia bahlouli « Cours Matériaux composites /DESS Mécanique avancée et stratégie Industrielle » IOST-ULP.
- [2] REYNE M. - Technologies des composites (3ème édition revue et augmentée). - Paris : HERMES, 1998. - 222 p.
- [3] Daniel and Abot, (2000).fabrication, testing and analysis of composite sandwich beams. Compos.Sci.Technol.60 (2000), pp.2455-2463.
- [4] A.LACHGUER et M.AKYOUD, les matériaux sandwich et les risques d'instabilités Géométriques locales Ecole des mines de DOUAI, 2014.
- [5] AEROSPATIALE, Matériaux composites : dans le grande mutation des structures plaquette interne, 1986.
- [6] F. Bourouis, Diplome de magister, Etude du comportement mécanique de structures sandwiches a différents matériaux de revêtements, université mentouri-Constantine.
- [7] A.GUERMITE, 'Etude expérimentale des structures sandwiches à base des bio-sources, Mémoire de master Université Mohamed Kheider-Biskra 2018.
- [8] Laurent Gornet, Généralités sur les matériaux composites, Ecole d'ingénieur 2008.
- [9] M.MOUSSAOUI, 'Analyse de la rupture des tubes en matériaux composites sous Pression, Mémoire de Master Université Mohamed Kheider-Biskra 2018.
- [10] O. Westphal, Analyse thermomécanique de l'endommagement en fatigue de stratifiés carbone/époxy: détermination de la limite d'endurance à partir d'essais d'auto-échauffement. Thèse de Doctorat de l'Ecole Centrale de Nantes, 2014.
- [11] L.Pierre; Etude de l'influence de défauts sur les propriétés mécaniques de matériaux composites fabriqués par le procédé de placement de fibres école polytechnique de Montréal 2011
- [12] J.Pavan, "Etude du comportement de composites stratifiés sous chargement statique et de fatigue", thèse en mécanique, Université de la Méditerranée Aix-Marseille II, 2004.
- [13] J.M. Berthelot. Mécanique des matériaux et structures composites. Lavoisier, 4ème édition, 2010.
- [14] D. Gay. Matériaux composites. Hermès, 5ème édition, 1997.
- [15] R.P. Carreira. Les matériaux composites dans l'industrie des sports et loisirs. In 2nd congrès du Réseau Français d'Ingénierie du Sport, 2005
- [16] C.A.R.M.A, "Glossaire des Matériaux Composites Renforcés des Fibres d'origine Renouvelable," 2006.

- [17] C. Bouvet. Etude de l'endommagement dans les structures composites. PhD Thesis, Université de Toulouse III - Paul Sabatier, 2010.
- [18] R. Hill, « The mathematical theory of plasticity ». Oxford university Press, Lenders.
- [19] SW. Tsai et E.M. Wu, « A general theory of strength for anisotropy materials ». J. composmat, 5, 58-80.
- [20] V. D. Azziet S. W. Tsai, « Anisotropic strength of components ». Exper. Mech, 5, 286-288.
- [21] Z. Hashin, A. Rotem, A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. Journal of Composite Materials, vol. 7, p. 448-464, 1973.
- [22] Z. Hashin Failure criteria for unidirectional composites. Journal of Applied Mechanics, vol. 47, p. 329-334, 1980.
- [23] J.R. Reeder. A bilinear failure criterion for mixed-mode delamination In Composite materials : testing and design (11th volume) ASTM STP1206, pages 303–322, 1993.
- [24] Petras A., Sutcliffe M.P.F., Indentation failure Analysis of sandwich Beams. Composite Structures 50, 2000, pp 311-318.
- [25] Bourouis Fairouz, " Optimisation de la rupture et de l'endommagement de différents matériaux sandwichs", Thèse de Doctorat, UNIVERSITE CONSTANTINE 1, 2013.
- [26] DEN HAAN L.; G REIF., Challenges for teaming-up sandwich technology and business success in rail transportation. Proceedings of the Fourth International Conférence on Sandwich Construction, Stockholm 1998, E-MAS Publishing., 1998.
- [27] Zenkert D. (1995) "An introduction to sandwich construction", EMAS ltd. UK.
- [28] Rickard Juntikka and Stefan Hallstrom, (2007) " Shear Characterization of Sandwich Core Materials Using Four-point Bending Journal of Sandwich Structures and Materials ; 9; 67
- [29] Mallick, P.K., Fiber-Reinforced Composites, in Fiber-Reinforced Composites. 2007, CRC Press. Compos. Sci. Technol. 60 (2000), pp. 2455-2463.
- [30] ABAQUS/CAE Ver 6.13 User's Manual. Hibbitt, Karlsson & Sorensen, Inc; 2007 .