

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche scientifique
Ecole Nationale Polytechnique



Département de génie mécanique
Laboratoire Génie Mécanique et Développement

Mémoire de projet de fin d'études pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en génie mécanique

**Elaboration, caractérisation et analyse d'un nouveau matériau composite à fibres végétales
(Fibres de palmier dattier) en structure sandwich**

HACHICHI Younes

CHERIF Zakaria

Sous la direction de M. Saïd RECHAK Professeur

Présenté et soutenue publiquement le : 19/06/2017

Composition du jury :

Président	M. Mohammed BENBRAIKA	MA.A	ENP Alger
Promoteur	M. Saïd RECHAK	Professeur	ENP Alger
Examineur	M. Yacine BELKACEMI	Dr. MC.B	ENP Alger
Invité	M. Brahim GUERGUEB	Maitre-assistant	ENP Alger
Invité	M. Djamel KARI	Doctorant	U.de Bouira
Invité	M. Tarik BENKADJOUH	Dr. MC.B	EPM

JUN 2017

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche scientifique
Ecole Nationale Polytechnique



Département de génie mécanique
Laboratoire Génie Mécanique et Développement

Mémoire de projet de fin d'études pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en génie mécanique

**Elaboration, caractérisation et analyse d'un nouveau matériau composite à fibres végétales
(Fibres de palmier dattier) en structure sandwich**

HACHICHI Younes

CHERIF Zakaria

Sous la direction de M. Saïd RECHAK Professeur

Présenté et soutenue publiquement le : 19/06/2017

Composition du jury :

Président	M. Mohammed BENBRAIKA	MA.A	ENP Alger
Promoteur	M. Saïd RECHAK	Professeur	ENP Alger
Examineur	M. Yacine BELKACEMI	Dr. MC.B	ENP Alger
Invité	M. Brahim GUERGUEB	Maitre-assistant	ENP Alger
Invité	M. Djamel KARI	Doctorant	U.de Bouira
Invité	M. Tarik BENKADJOUH	Dr. MC.B	EPM

JUN 2017

Dédicaces

Je dédie ce mémoire à,

Ma mère,

" Tu m'as donné la vie, la tendresse, et le courage pour réussir. Tout ce que je peux t'offrir ne pourra exprimer l'amour et reconnaissance que je te porte.

En témoignage, je t'offre ce modeste travail pour te remercier pour tes sacrifices et pour l'affection dont tu m'a toujours entourée "

Mon père,

" L'épaule solide, l'œil attentif compréhensif et la personne la plus digne de mon estime et de mon respect. Aucune dédicace ne puisse exprimer mes sincères sentiments pour ta patience illimitée, pour ton encouragement continue et surtout pour l'éducation que tu m'as donné "

Que Allah vous préserve et vous procure longue vie.

Mon chers frère Abdelhakim et ma chère sœur Meriam pour leur grand amour et leur soutien qu'ils trouvent ici l'expression de ma haute gratitude.

*La mémoire de mes deux grands-parents, qu'Allah les accueille dans son vaste paradis et spécialement à mes deux grand père, EL Hadj Sidi Mohammed
OUERF et EL Hadj Mohammed MAMM*

Pour leur sagesse, leurs nobles conseils et leurs visions de la vie qui ont su me la transmettre.

Mes oncles pour l'amour, l'encouragement et le respect qu'ils m'ont toujours accordé.

Mes très chers cousins : Olies, Riyad, Phakir, Mohammed, Mehdi, Zouheir, Sidi Mohammed et Fassine.

Ma très chère amie Lamia

Mes chers amis qui sans leur encouragement ce travail n'aura jamais vu le jour.

Et toute ma famille.

Zakaria Cherif

Dédicaces

*Avec une immense joie et un énorme plaisir, je dédie ce modeste travail à
mes très chers :*

*A la prunelle de mes yeux, celle qui m'a mis au monde et m'a donné tout
l'amour et la tendresse: ma maman.*

Au merveilleux homme qui m'a tout donné: mon père.

*A mon frère Wassim et ma sœur Siham, qui ont toujours été là pour
moi.*

*A mes professeurs qui par leur patience et leurs conseils ont fait de moi ce
futur ingénieur.*

A mes amis et camarades.

*Je ne saurais jamais témoigner de la chance que j'ai de vous avoir, tous
dans ma vie.*

Merci

Hachichi Founes.

Remerciements

Tout d'abord nous remercions "Allah" le tout puissant qui nous a donné la volonté, le courage et surtout la patience afin de réaliser ce modeste travail.

Nous remercions vivement, monsieur le professeur et chef du département de génie mécanique **Saïd REFOUAZ** d'avoir assuré la direction de ce travail, et nous avoir apporté rigueur scientifique nécessaire à son bon déroulement.

Nous remercions également monsieur le président du jury **Mr Mohammed Benbraïka** et notre examinateur monsieur **Facine Belkacemi** d'avoir accepté d'examiner notre travail.

Nous voulons aussi adresser nos sincères remerciements à monsieur **Djamel Eddine KARO** pour son précieuse aide et son rôle primordial dans la partie expérimentale de ce travail.

Nous n'oublions pas de remercier énormément monsieur **Shouaib ARJIB** maître - assistant et doctorant à l'université **M'Hammed Bougera de Boumerdes** pour son grand soutien et son aide.

Nous remercions aussi monsieur le Commandant **Tarik Ben Kadjuh**, maître de conférence à l'École Polytechnique Militaire de nous avoir reçu chaleureusement au sein de son laboratoire pour réaliser les tests.

Nous remercions encore les enseignants de l'école nationale polytechnique d'Alger et en particulier les enseignants du département de génie mécanique.

Nos vifs remerciements s'adressent également à toute personne qui a contribué à notre formation ou participé de près ou de loin à la réalisation de ce projet.

ملخص:

يشمل هذا المشروع إنشاء، تشخيص وتحليل مادة مركبة جديدة ذات هيكل "سندويتش" تعتمد على ألياف نباتية.

الألياف النباتية المستعملة تكمن في الألياف السطحية لجذع شجر النخيل، أما فيما يخص تقوية روح المادة تم استعمال القطع الخشبية العليا لجذع النخيل. يشمل التشخيص الميكانيكي اختبارات الانحناء، الشد والجز وفي الأخير اختبارات التحليل التواتري.

فيما يلي تم تجسيد الخصائص الميكانيكية عن طريق محاكاة رقمية باستعمال نظام " الأنسيس " التي اظهرت نتائج جد مرضية مقارنة بالتشخيص الميكانيكي التجريبي.

الكلمات المفتاحية: مادة مركبة، هيكل سندويتش، ألياف نباتية، ألياف النخيل المثمرة، أعمدة تجريبية، الشد، الانحناء، الجز، التحليل التواتري

Abstract:

The engineer project aims to design and analysis of a fully new composite material with vegetable fibers in a sandwich structure. The fibers used in reinforcement for the stratified are date palm fibers. Furthermore, the reinforcement used in core of the composite is the petiole of the date palm (the wood of the upper part of the trunk of the palm tree). The mechanical characterization includes the flexural tests of 3 and 4 points and the shear test as well as a modal analysis to determine the Eigen modes of the material. Then, the properties of the material have been evaluated using ANSYS. The simulation obtained a good concordance of the results and finally the characterization is acceptable.

Key Words: Composites, sandwich structure, vegetal fibers, date palm fibers, beam, tensile test, flexion, shear, modal analysis.

Résumé :

Le présent projet d'ingénieur consiste à l'élaboration, la caractérisation et l'analyse d'un nouveau matériau composite a fibres végétale en structure sandwich. Les fibres utilisée en renfort pour les stratifiés sont des fibres de palmier dattier. Par ailleurs le renfort utilisé dans l'âme du composite est le pétiole du palmier dattier (bois de la partie supérieur du tronc de palmier). La caractérisation mécanique comprend les essais de flexion 3 points /4 points et de cisaillement et enfin une analyse modale pour déterminer les modes propres du matériau. Les propriétés du matériau ont ensuite été évaluées en simulation numérique par ANSYS. La concordance des résultats obtenue par la simulation et la caractérisation est acceptable.

Mots clés : Composites, structures sandwich, fibres végétales, fibres de palmiers dattier, poutre, traction, flexion, cisaillement, analyse modale.

Liste des matières

Liste des Tableaux	
Liste des figures	
Nomenclature	
Introduction générale	17
Chapitre 1 Généralité sur les Matériaux Composites	21
1.1 Matériaux composites.....	21
1.1.1 Définition.....	21
1.1.2 Caractéristiques générales.....	22
1.2 Classification des matériaux composites.....	24
1.2.1 Classification suivant la forme des constituants.....	24
1.2.2 Classification suivant la nature des constituants.....	25
1.3 Les Éléments Constituants d'un Matériau Composite.....	26
1.3.1 Les résine.....	26
1.3.2 Les charges et additifs.....	28
1.3.3 Les principales fibres.....	29
1.4 Les fibres végétales.....	32
1.4.1 Présentation des fibres végétales.....	32
1.4.2 Classification des fibres végétales.....	33
1.4.3 Autres domaines d'utilisation des fibres végétales.....	34
1.4.4 Les fibres végétales de palmier dattier.....	36
1.5 Mise en œuvre et Architecture des Matériaux Composites.....	38
1.5.1 Mise en œuvre des matériaux composites.....	38
1.5.2 Architecture des matériaux composites.....	45
1.6 Conclusion.....	50
Chapitre 2 : théories des matériaux composites sandwichs	52
2.1 Définitions et exemples.....	52
2.2 Les constituants du sandwich.....	53
2.2.1 Les peaux du sandwich.....	53
2.2.2 L'âme du sandwich.....	53
2.3 Approche microscopique.....	54
2.4 Comportement macroscopique d'un composite.....	56
2.4.1 Caractérisation macroscopique du composite.....	57
2.4.2 Comportement d'un monocouche en dehors des axes d'orthotropie.....	58
2.5 Rigidités des plaques composites "Théorie Classique des Stratifiés".....	59

2.6 Critères de rupture.....	61
2.6.1 Critères interactifs.....	61
2.7 Conclusion.....	69
Chapitre 3 : Élaboration du Matériau Sandwich et préparation des éprouvettes	71
3.1 Choix des matériaux utilisés.....	71
3.1.1 Fibres de palmier dattier.....	72
3.1.2 Pétiole (Kornav)	74
3.1.3 Résines utilisées.....	76
3.1.4 Eprouvettes.....	78
3.2 Elaboration des éprouvettes.....	79
3.3 Caractéristiques des éprouvettes.....	79
3.4 Elaboration du Sandwich.....	81
3.4.1 Elaboration de la peau du sandwich (stratifiés).....	81
3.4.2 Réalisation de l'âme du sandwich.....	83
3.4.3 Collage peaux/mousse du sandwich.....	84
3.5 Conclusion.....	85
Chapitre 4 : Caractérisation et Analyse du matériau composite élaboré	87
4.1 Caractérisation mécanique du sandwich.....	87
4.1.1 Essais de flexion.....	87
4.1.2 Essai de cisaillement	87
4.2 Résultats et discussion.....	90
4.2.1 Résultats de Flexion.....	90
4.2.2 Résultat de cisaillement.....	92
4.3 Conclusion.....	93
Chapitre 5 : Modélisation Numérique du sandwich composite élaboré	95
5.1 Etape de modélisation.....	95
5.1.1 Type d'éléments utilisés.....	95
5.1.2 Propriétés mécaniques du matériau modélisé.....	97
5.1.3 Spécification de couches stratifiées.....	97
5.1.4 Réalisation du model étudié.....	98
5.1.5 Discrétisation du modèle.....	99
5.1.6 Essais mécaniques et conditions aux limites.....	99
5.2 Résultats et discussions.....	100
5.2.1 Essai de flexion trois points.....	100
5.2.2 Essai de flexion quatre points.....	102
5.2.3 Etude de convergence.....	103

5.2.4 Comparaison des résultats de flexion 3 et 4 points.....	106
5.3 Conclusion.....	106
Chapitre 6 : Analyse modale	108
6.1 Composites biosourcés et vibration : revue de la littérature.....	108
6.2 Analyse modale des poutres.....	109
6.2.1 Vibration des poutres composites et sandwichs.....	109
6.2.2 Modélisation par éléments finis	115
6.3 Conclusion.....	126
Conclusion générale	127
Bibliographie.....	128

Liste des tableaux

Tableau 1.1 : Exemples de matériaux composites, pris au sens large.....	22
Tableau 1.2 : Exemple de quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide.....	27
Tableau 1.3 : Propriétés physiques et mécaniques des fibres de verres (Beaudoin, 1982).....	30
Tableau 1.4 : Utilisation mondiale des fibres non-bois dans la production de la pâte de papier.....	35
Tableau 1.5 : Propriétés mécaniques d'une résine renforcée par des fibres naturelles et fibres de verre.....	35
Tableau 1.6 : Propriétés mécaniques d'un matériau composé par 50% de fibres végétales et 50% de polypropylène (PP).....	36
Tableau 1.7 : Principales propriétés physiques des FSPD (Dokar, Elghers, D-Nour et D-Bida).....	37
Tableau 3.1 : Caractéristique technique de résine G50.....	77
Tableau 3.2 : Paramètres mécaniques de résine G50.....	77
Tableau 3.3 : Propriétés mécaniques de la matrice déduites des essais de traction.....	78
Tableau 3.4 : Propriétés mécaniques de Kornav/Epoxy déduites des essais de traction.....	80
Tableau 4.1 : Les propriétés mécaniques des différentes éprouvettes sous le test de flexion trois et quatre points.....	90
Tableau 4.2 : Les propriétés mécaniques expérimentale et théorique des différentes poutres sandwich testées en cisaillement.....	92
Tableau 5.1 : Tableau récapitulatif des résultats de flexion 3 et 4 points.....	106
Tableau 6.1 : Valeurs de $(\beta L)_n$ pour différents modes n	112
Tableau 6.2 : Valeurs des 10 premiers modes des fréquences propres analytiques.....	112
Tableau 6.3 : Valeurs des constantes κ_i et γ_i pour différents modes i	115
Tableau 6.4 : Les dix premiers fréquences propres numériques.....	120
Tableau 6.5 : Tableau illustrant les fréquences propres analytique et numérique.....	126

Liste des figures

Figure 1.1 : Matériau composite.....	23
Figure 1.2 : Types de matrice.....	23
Figure 1.3 : Types de renforts.....	24
Figure 1.4 : Classification des matériaux composites suivant la nature de la matrice.....	26
Figure 1.5 : Fibres de verre.....	30
Figure 1.6 : Tissu en fibre de carbone.....	30
Figure 1.7 : Structure constituée de noyaux benzéniques reliés par des groupes CO et HN.....	31
Figure 1.8 : Fibres céramique.....	31
Figure 1.9 : Géométrie des fibres métalliques	32
Figure 1.10 : Fibres synthétiques.	32
Figure 1.11 : Fibres végétales	33
Figure 1.12 : Classification des fibres végétales.....	33
Figure 1.13 : Fibres de palmier dattier.....	36
Figure 1.14 : Absorption moyenne d'eau des FSPD en fonction du temps d'immersion dans l'eau, en associant son écart type.....	38
Figure 1.15 : Principe du moulage au contact.....	39
Figure 1.16 : Principe du moulage par projection simultanée.....	40
Figure 1.17 : Moulage sous vide.....	40
Figure 1.18 : Moulage par injection de résine.....	41
Figure 1.19 : Principe du moulage par compression à froid.....	41
Figure 1.20 : Principe du moulage par compression à chaud.....	42
Figure 1.21 : Moulage par injection.....	43
Figure 1.22 : Moulage en continu de plaques.....	43
Figure 1.23 : Moulage en continu de panneaux ondulés.....	43
Figure 1.24 : Moulage par centrifugation.....	44
Figure 1.25 : Machine RTM.....	45
Figure 1.26 : Constitution d'un stratifié.....	46
Figure 1.27 : Désignation d'un stratifié.....	46
Figure 1.28 : Convention de signe pour la désignation des stratifiés.....	47
Figure 1.29 : Poutre sollicitée en flexion.....	48
Figure 1.30 : Matériaux sandwiches à âmes pleines.....	49
Figure 1.31 : Matériaux sandwiches à âmes creuses.....	49
Figure 2.1 : Plaque sandwich.....	52

Figure 2.2 : Peau d'une structure composite sandwich.....	53
Figure 2.3 : Exemple de structure sandwich à âme en nid-d'abeilles.....	54
Figure 2.4 : Traction longitudinale sur un volume de matrice renforcée d'une fibre longue.....	55
Figure 2.5 : Chaîne et trame d'un tissu.....	56
Figure 2.6 : Représentation d'un composite stratifié constitué de 6 plis avec différentes orientations.....	57
Figure 2.7 : Essai de traction longitudinal.....	57
Figure 2.8 : Représentation d'un pli composite unidirectionnel dans un repère tourné d'un angle θ par rapport à ses axes d'orthotropie.....	58
Figure 2.9 : Coupe d'un stratifié à n couches.....	60
Figure 2.10 : Comportements fragile et "ductile" d'un matériau.....	61
Figure 2.11 : Critère de Tsai-Hill dans le cas d'un composite unidirectionnel à fibres de verre.....	64
Figure 2.12 : Essais de cisaillement.....	67
Figure 3.1 : Tronc d'arbre de dattier montrant les fibres de surface de dattier.....	72
Figure 3.2 : Les fibres de surface de palmier dattier à l'état brute.....	72
Figure 3.3 : Les fibres de surface de palmier dattier après défibrage en différents calibres selon leurs diamètres.....	73
Figure 3.4 : Traitement des fibres avec une solution alcaline NaOH.....	73
Figure 3.5 : Séchage des fibres après traitement à l'air libre.....	74
Figure 3.6 : (a) étuve électrique de $T_{max} = 1200^{\circ}C$; (b) fibres séchées dans une étuve.....	74
Figure 3.7 : Pétiole de palmier dattier.....	75
Figure 3.8 : (a) Scie électrique a ruban" Makita LB1200F"; (b) Morceaux de pétiole découpés.....	75
Figure 3.9 : Produits résidu du broyage après tamisage avec deux dimensions, (a) calibre1;(b) calibre2.....	76
Figure 3.10 : Tamis utilisés : (a) calibre $< 500 \mu m$; (b) calibre $\leq 1mm$	76
Figure 3.11 : Comportement de résine G50 en traction.....	77
Figure 3.12 : (a) Mise en forme du moule des éprouvettes ; (b) Perçage du contre- moule.....	78
Figure 3.13 : (a) : Eprouvettes semi-finis;(b): Eprouvettes finis de fraction volumique égale à 60%.....	79
Figure 3.14 : (a) Machine universelle de type Zwick 250; (b) Essai de traction.....	80
Figure 3.15 : Courbes contraintes/déformations des éprouvettes de "Kornav/Résine époxy" testées en traction.....	81
Figure 3.16 : (a) Schéma représentatif des stratifiés avec l'orientation des fibres; (b) Stratifié au cours d'élaboration ; (c) Stratifié fini de quatre couches $[0/90]_2$	82
Figure 3.17 : Principe du moulage par compression à froid.....	83

Figure 3.18 : (a) (b) mise en œuvre du stratifié méthode de compression à froid; (c) Stratifié fini (Epoxy/fibre de palmier)	83
Figure 3.19 : Produit final de la mousse du sandwich.....	84
Figure 3.20 : (a) Peau inférieure du sandwich ; (b) Âme en mousse ; (c) Peau supérieure du sandwich.....	84
Figure 3.21 : Schéma représentatif de la structure sandwich.....	85
Figure 3.22 : Panneau sandwich élaboré avec les peaux stratifiées en fibre de palmier dattier et âme en mousse en kornav.....	85
Figure 3.23: Les éprouvettes découpées selon la norme ASTM D-2990.....	85
Figure 4.1 : Représentation d'un sandwich.....	88
Figure 4.2 : (a) Machine de l'essai; (b), (c) essai de flexion trois points.....	90
Figure 4.3 : Montage de l'échantillon sur la machine d'essais de flexion quatre points.....	90
Figure 4.4 : Montage d'essai de cisaillement.....	91
Figure 4.5 : Courbes de l'évolution de la force en fonction du déplacement pour la flexion trois points.....	92
Figure 4.6 : Evaluation de la force en fonction du déplacement pour la flexion quatre points.....	93
Figure 4.7 : Comportement du sandwich en cisaillement.....	94
Figure 5.1 : Choix du type d'élément utilisé.....	96
Figure 5.2 : Géométrie de l'élément Solide186 d'une structure homogène.....	97
Figure 5.3 : Géométrie de l'élément Solide186 d'une structure stratifié.....	97
Figure 5.4 : Géométrie de l'élément Shell281.....	97
Figure 5.5 : Attribution des propriétés mécaniques du matériau choisi.....	98
Figure 5.6 : Création et modification des couches de stratifié.....	99
Figure 5.7 : Les couches $[0/90]_2$ constituant le stratifié.....	99
Figure 5.8 : Modèle de la structure sandwich.....	100
Figure 5.9 : Modèle de structure sandwich discrétisée.....	100
Figure 5.10 : Simulation de flexion trois points.....	101
Figure 5.11 : Simulation de flexion quatre points.....	101
Figure 5.12 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points.....	102
Figure 5.13 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points.....	103
Figure 5.14 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion quatre points.....	103
Figure 5.15 : Déformée en déplacement u_z du sandwich en flexion quatre points.....	104
Figure 5.16 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points (Discrétisation 50 éléments)	104

Figure 5.17 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points (discrétisation 50 éléments).....	105
Figure 5.18 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points (discrétisation 100 éléments).....	105
Figure 5.19 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points (discrétisation 100 éléments).....	106
Figure 5.20 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points (Discrétisation 150 éléments)	106
Figure 5.21 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points (discrétisation 150 éléments).....	107
Figure 6.1 : Caractéristiques géométriques d'une poutre.....	110
Figure 6.2 : Maillage d'une poutre sandwich et principales propriétés géométriques du modèle.	115
Figure 6.3 : Modèle utilisé pour la simulation à l'analyse modale.....	118
Figure 6.4 : Modèle de structure sandwich discrétisée.....	119
Figure 6.5 : Les conditions aux limites et géométriques appliquées au modèle discrétisé.....	119
Figure 6.6 : Le choix de type d'analyse à ANSYS.....	120
Figure 6.7 : La déformée de la poutre en mode propre 1.....	121
Figure 6.8 : La déformée de la poutre en mode propre 2.....	121
Figure 6.9 : La déformée de la poutre en mode propre 3.....	122
Figure 6.10 : La déformée de la poutre en mode propre 4.....	122
Figure 6.11 : La déformée de la poutre en mode propre 5.....	123
Figure 6.12 : La déformée de la poutre en mode propre 6.....	123
Figure 6.13 : La déformée de la poutre en mode propre 7.....	124
Figure 6.14 : La déformée de la poutre en mode propre 8.....	124
Figure 6.15 : La déformée de la poutre en mode propre 9.....	125
Figure 6.16 : La déformée de la poutre en mode propre 10.....	125

Nomenclature

σ_1 : Contrainte de traction longitudinale.

σ_2 : Contrainte de traction transversale.

σ_0 : Contrainte d'essai en traction

Δl : Allongement longitudinal.

Δl_2 : Allongement transversal.

Δl_f : Allongements dans la fibre.

Δl_m : Allongements dans la matrice.

Δl_t : Diminution de l'épaisseur

ε_i : Déformation suivant la i^{eme} direction longitudinale.

σ_i : Contrainte suivant la i^{eme} direction longitudinale.

ε_1 : Déformation longitudinale.

ε_f : Déformation de la fibre.

ε_m : Déformation de la matrice.

σ_f : Contrainte de la fibre.

σ_m : Contrainte de la mousse.

S : Section totale de la plaque.

F_1 : Charge applique sur la plaque suivant la direction 1.

S_f : La section de fibre.

S_m : La section de la matrice.

V_f : Fraction volumique de la fibre.

V_m : Fraction volumique de la mousse.

E_L : Module longitudinal du composite.

E_f : Module longitudinal de la fibre.

E_m : Module longitudinale de la mousse.

E_T : Module de Young transverse.

ν_{LT} : Coefficient de Poisson longitudinal.

G_{LT} : Module de cisaillement longitudinal.

Q_{ijkl} : Composantes des tenseurs d'ordre quatre de rigidité.

S_{ijkl} : Composantes des tenseurs d'ordre quatre de souplesse.

S'_{ijkl} : Composantes des tenseurs d'ordre quatre de souplesse en dehors des axes d'orthotropie.

$[P]$: Matrice de passage.

$[S']$: Matrice de souplesse en dehors des axes d'orthotropie.

S'_{ij} : Composantes de la matrice de souplesse en dehors des axes d'orthotropie.

θ : Angle d'orientation des fibres par rapport aux axes d'orthotropie.

σ_{ij} : Tenseur des contraintes.

ε_{ij} : Tenseur des déformations.

$\eta_{x,xy}, \eta_{y,xy}, \eta_{xy,x}, \eta_{xy,y}$: Coefficients d'influence mutuelle.

N : Force appliquée.

M : Moment appliquée.

E_x : Modules de Young équivalent du stratifié suivant la direction x.

E_y : Modules de Young équivalent du stratifié suivant la direction y.

G_{xy} : Modules de cisaillement équivalent du stratifié dans le plan xy.

F, G, H, L, M et N : paramètres caractéristiques du matériau considéré.

X : La contrainte à la rupture en traction dans la direction L.

Y : Contrainte à la rupture en traction dans la direction T.

Z : Contrainte à la rupture en traction dans la direction T'.

S_{LT} : Contrainte de rupture en cisaillement dans le plan (L, T) considérée dans le critère de Hill.

$S_{TT'}$: Contrainte de rupture en cisaillement dans le plan (L, T) considérée dans le critère de Hill.

C_i : Constante caractéristique du matériau.

l_f : Longueur des fibres.

d_f : Diamètre des fibres.

P_1 : Effort maxi en flexion 3 points (N).

P_2 : Effort maxi en flexion 4 points (N).

d_1 : Distance entre appuis en flexion 3 points (mm).

d_2 : Distance entre appuis en flexion 4 points (mm).

es : Epaisseurs des semelles (mm).

ea : Epaisseur de l'âme (mm).

h : Hauteur totale (mm).

b : Largeur (mm).

D : Module de rigidité en flexion.

N : Module de cisaillement en flexion.

G_a : Module de cisaillement de l'âme G_a de la structure sandwich.

σ_3 : Contrainte normale en flexion 3 points.

σ_4 : Contrainte normale en flexion 4 points.

σ_{mc} : Contrainte maximale en cisaillement.

σ_z : Contrainte en flexion suivant l'axe z .

w_z : Déformée en déplacement suivant l'axe z .

w_0 : Déplacement transverse.

ρ_s : Masse volumique de la plaque par unité de surface.

D_{ij} : Composantes du tenseur de rigidité de la plaque.

k_s : Raideur par unité de surface.

E : Module d'Young de la poutre.

ρ : Masse volumique de la poutre.

I : Moment quadratique de la poutre.

A : Surface de section de la poutre.

ω : Fréquence.

c_s : Coefficient d'amortissement visqueux par unité de surface.

ω_0 : Pulsation propre du système.

a : Constante dépendant des conditions aux limites.

β, p_1 : Constante.

L : Longueur de la poutre.

$X(x)$: Fonction propre.

ξ_i : Coefficient d'amortissement.

$q(x, t)$: Charge sinusoïdale.

$\Phi_i(\omega)$: Amplitude complexe associée à $\Phi_i(\omega)$.

$P_i(\omega)$: Amplitude complexe associée à $p_i(\omega)$.

$H_i(\omega)$: Fonction de transfert.

$H_{ri}(\omega)$: Fonction de transfert réduite.

$\delta(t)$: Fonction impulsion de Dirac.

$u(x, y, z), v(x, y, z), w(x, y, z)$: Champs de déplacement.

$N_i(x, y, z)$: Fonctions de formes.

U_D, E_p : Energie potentielle.

$[C]$: Matrice de rigidité en contrainte et déformation plane.

E_c : Energie cinétique.

$\dot{u}(x, y, z), \dot{v}(x, y, z), \dot{w}(x, y, z)$: Vitesse de déplacement.

$[K]$: Matrice de rigidité de vibratoire.

$[M]$: Matrice de masse.

Introduction Générale :

Les avantages les plus importants des polymères sont la facilité de mise en œuvre, la productivité et la réduction des coûts. Pour de nombreuses applications, les propriétés des polymères sont modifiées en utilisant des renforts pour optimiser les propriétés mécaniques. Les matériaux polymères renforcés par des fibres synthétiques, comme les fibres d'aramide, les fibres de carbone ou les fibres de verres sont très utilisés dans divers domaines d'application, comme ceux de l'automobile, de la construction, de l'aéronautique, et des sports. Les fibres de verres sont les plus utilisées grâce à leur faible coût, leur facilité de production et leurs propriétés mécaniques spécifiques importantes. Cependant, le problème rencontré lors de l'utilisation de ces matériaux vient de leurs impacts négatifs pour l'homme et pour l'environnement (allergie de la peau, cancer pulmonaire...etc.).

Les composites renforcés de fibres naturelles ont donc attiré une attention de plus en plus grande en raison de leur faible coût, leur densité peu élevée, leur biodégradabilité et leur disponibilité, leur facilité de mise en œuvre, leur haut module spécifique, et leur capacité à être recyclé, etc. Ces avantages présentent de l'intérêt pour des applications dans divers domaines comme par exemple la vie quotidienne (mobilier, plancher, pots...), l'industrie automobile..., qui exigent des matériaux légers à haute performance, des possibilités de recyclage, le minimum d'impact sur l'environnement, et une réduction du coût de la matière.

Les fibres naturelles sont hydrophiles car elles sont composées de lignocellulose, qui contient des groupes hydroxyles. Ces fibres sont donc incompatibles avec les thermoplastiques hydrophobes, tels que les polyoléfinés et ont une faible résistance à l'humidité. Ces deux caractéristiques sont des points faibles pour l'utilisation des fibres végétales comme renfort de polymère. Il est alors nécessaire de les améliorer de façon à ne pas pénaliser les propriétés mécaniques. Un autre facteur important pour l'obtention de propriétés mécaniques élevées est la dispersion des fibres. Une mauvaise dispersion des fibres dans le matériau conduit à la formation d'amas de fibres ayant un potentiel de renforcement plus faible qu'une fibre seule.

Ces différents problèmes constituent les principales limites à l'utilisation de ces fibres comme renfort dans les polymères.

L'importance des interactions à l'interface entre la matrice polymère et les fibres a été largement reconnue dans l'amélioration de la stabilité hygrothermique et des propriétés

mécaniques des composites naturels polymères renforcés de fibres. Une force appliquée directement à la matrice, sur la surface d'un composite, est transférée sur les fibres les plus proches et se propage de fibre en fibre via la matrice et l'interface. Si l'interface est mauvaise, une distribution efficace des forces n'est pas atteinte et les propriétés mécaniques des composites sont altérées. Par contre, une bonne interface peut permettre que le composite ait la capacité de supporter la contrainte, même après que plusieurs fibres soient coupées parce que la force peut être transférée aux fibres non cassées.

Plusieurs études dans le passé ont déjà étudié les modifications des propriétés de surface des fibres de cellulose afin d'améliorer leur adhésion avec une matrice polymérique et réduire l'absorption d'humidité. Il a été démontré qu'un traitement approprié appliqué sur les fibres peut entraîner une compatibilité avec la matrice polymère, qui améliore la qualité des composites. Des méthodes variées comme les traitements plasma, alcalin, thermique, greffage par copolymérisation, le traitement avec des silanes ou encore avec d'autres produits chimiques ont permis d'améliorer la compatibilité des fibres avec la matrice. L'ensemble de ces études montre que l'adhésion entre les fibres et la matrice joue un rôle primordial sur les propriétés mécaniques du composite.

Parmi les fibres naturelles, les fibres de palmier dattier attirent de plus en plus l'attention des chercheurs. Les travaux de recherche dans ce domaine concernent principalement des fibres végétales (lin, chanvre, jute, sisal, ramie ...) et permettent la réalisation de bio-composites. En effet, un des avantages des fibres de palmier dattier est que c'est une ressource abondante en Afrique du nord et en moyen orient. On peut les trouver également en moins grande quantité sur les autres continents.

Notre projet d'ingénieur rentre dans le cadre des activités entreprises dans le laboratoire Génie Mécanique et Développement 'LGMD' de l'Ecole Nationale Polytechnique 'ENP'. Notre pays qui compte, selon l'organisation 'FAO' plus de 12 million de palmiers en 2012. Le but de ce projet est donc la mise en valeur de la fibre de palmier[1,2]. On évalue en premier les propriétés thermomécaniques des fibres de palmier ainsi que son renforcement. Une fois que la caractérisation thermomécanique sur des échantillons en fibres de palmier naturelles est accomplie et la compréhension de son comportement est bien établie, d'autres travaux de recherches appliquées peuvent être entamés. Nous croyons que de multiples applications auront un impact sur le monde socioéconomique. Nous citons les exemples, de pipes entièrement en fibres naturelles ou fibres hybrides pour le transport des fluides, les pales

d'éolienne en fibres naturelles en structures sandwich pour la production de l'énergie propre. Le projet actuel comprend trois parties : des éléments expérimentaux, analytiques et numériques. La partie expérimentale inclue la production de fibres, la fabrication d'échantillons des modèles proposés et les essais thermomécaniques pour la caractérisation. Par conséquent, cela renforcera nos aptitudes à conduire, et à développer des configurations de bancs d'essais. Les autres éléments, les méthodes analytiques et numériques, permettent d'acquérir des compétences sur le développement de codes numériques et utiliser des codes scientifiques adaptés.

Le présent mémoire est constitué en sus de l'introduction, de six chapitres dont le premier consiste à expliquer les généralités concernant les matériaux composites. En outre, le deuxième chapitre a été dédié aux différentes théories des matériaux composites sandwichs. Par la suite, le troisième chapitre est consacré totalement à l'élaboration et la préparation des poutres sandwichs qui vont être en ce qui suit caractérisées et analysées tout au long du quatrième chapitre. Par la suite, le chapitre cinq est dédiée à la modélisation numérique de la structure sandwich. Enfin, l'analyse modale expérimentale du composite a été établie à travers le sixième et dernier chapitre.

Chapitre 1

Généralités sur les matériaux composites

Chapitre 1 : Généralités sur les matériaux composites

Introduction :

Le besoin d'innover est devenu plus qu'un plaisir, c'est désormais une nécessité pour l'ensemble des chercheurs, et une garantie de pérennité pour les entreprises chacune dans son domaine. Le passage vers les matériaux composites durant le vingtième siècle a ouvert la voie vers l'amélioration des caractéristiques de ces derniers, par la mise au point de produits composites renforcés par des fibres. Leurs utilisations dans divers domaines à savoir : le génie civil, la mécanique (constructions automobiles, aérospatiales et maritimes...) et autres a offert la possibilité d'anticiper certains obstacles qui ralentissent le développement et l'amélioration des caractéristiques mécaniques ou techniques des matériaux.

Convaincu de leurs succès les chercheurs dans divers domaines tentent d'utiliser des fibres de différentes natures et caractéristiques pour justifier leur diffusion en particulier dans le domaine de la construction.

Mais loin de gagner la bataille, l'utilisation des fibres doit non seulement justifier l'amélioration des caractéristiques mécaniques, mais aussi sur le plan économique (coût), qui est un paramètre préférentiel de la majorité des partenaires, pour enfin pouvoir s'imposer dans le monde du marché.

En effet, les travaux annuels d'entretien des palmiers génèrent des quantités importantes de déchets composés essentiellement de palmes qui peuvent être utilisés comme renfort fibreux dans les composites. De ce fait, l'idée d'une valorisation de ces déchets agricoles devient nécessaire est inévitable pour produire à la fois des fibres à prix concurrentiels et participer au développement et à la protection de l'environnement qui est devenue le souci majeure de toute la planète, notamment pour les pays émergents qui possèdent une multitude de déchets industriels non valorisés.

1.1 Matériaux composites :

1.1.1 Définition :

Dans un sens large, le mot "composite" signifie "constitué de deux ou plusieurs parties différentes". En fait, l'appellation *matériau composite* ou *composite* est utilisée dans un sens beaucoup plus restrictif, qui sera précisé tout au long de ce chapitre. Nous en donnons pour l'instant la définition générale suivante. Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément. Des exemples de matériaux composites pris au sens large sont donnés au tableau 1.1. [1]

Tableau 1.1. Exemples de matériaux composites, pris au sens large [1]

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
1. <i>Composites à matrice organique</i>		
Papier, carton	Résine/charges/fibres cellulose-siques	Imprimerie, emballage, etc.
Panneaux de particules	Résine/copeaux de bois	Menuiserie
Panneaux de fibres	Résine/fibres de bois	Bâtiment
Toiles enduites	Résines souples/tissus	Sports, bâtiment
Matériaux d'étanchéité	Elastomères/bitume/textiles	Toiture, terrasse, etc.
Pneumatiques	Caoutchouc/toile/acier	Automobile
Stratifiés	Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc.	Domaines multiples
Plastiques renforcés	Résines/microsphères	
2. <i>Composites à matrice minérale</i>		
Béton	Ciment/sable/granulats	Génie civil
Composite carbone-carbone	Carbone/fibres de carbone	Aviation, espace, sports, bio-médecine, etc.
Composite céramique	Céramique/fibres céramiques	Pièces thermo-mécaniques
3. <i>Composites à matrice métallique</i>		
	Aluminium/fibres de bore	Espace
	Aluminium/fibres de carbone	
4. <i>Sandwiches</i>		
{ Peaux	Métaux, stratifiés, etc.	Domaines multiples
{ Ames	Mousses, nids d'abeilles, balsa, plastiques renforcés, etc.	

1.1.2 Caractéristiques générales :

Un matériau composite consiste dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes, le composite est dit « hybride ». La phase discontinue est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue. La phase continue est appelée la *matrice*. La phase discontinue est appelée le *renfort* ou *matériau renforçant* (figure 1.1). Une exception importante à la description précédente est le cas de polymères modifiés par des élastomères, pour lesquels une matrice polymère rigide est chargée avec des particules élastomères. Pour ce type de matériau, les caractéristiques statiques du polymère (module d'Young, contrainte à la rupture, etc.) ne sont pratiquement pas modifiées par l'adjonction de particules élastomères, alors que les caractéristiques au choc sont améliorées. Les propriétés des matériaux composites résultent :

- des propriétés des matériaux constituants,
- de leur distribution géométrique,
- de leurs interactions, etc.

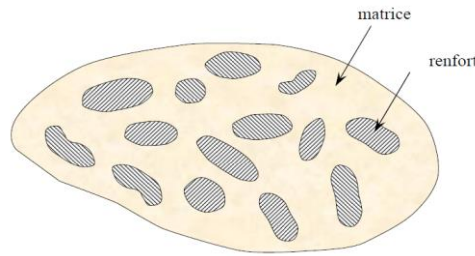


Figure 1.1 : Matériau composite. [1]

1.1.2.1 Matrices & Renforts :

La liaison entre renfort et matrice est créée pendant la phase d'élaboration du matériau composite.

1.1.2.1.1 Matrices :

Dans un grand nombre de cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymère. Les résines polymères existent en grand nombre et chacune à un domaine particulier d'utilisation. Dans les applications où une tenue de la structure aux très hautes températures est requise, des matériaux composites à matrice métallique, céramique ou carbone sont utilisés. Dans le cas des matériaux en carbone des températures de 2 200°C peuvent être atteintes. La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure 1.2. [1,2]

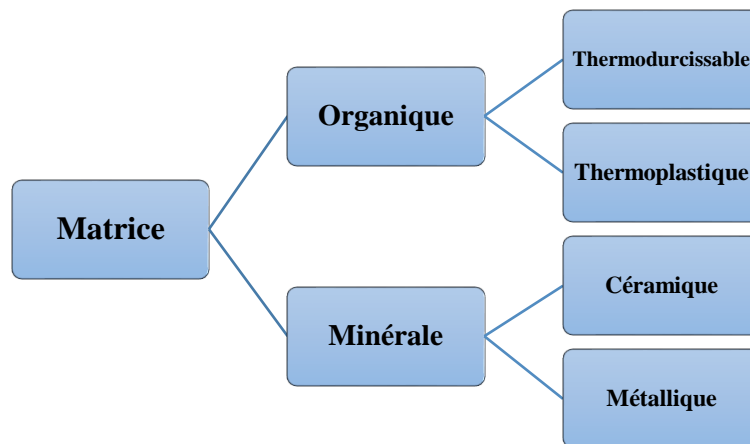


Figure 1.2 : types de matrice.

1.2.2.1.2 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 aussi indiquée sur la figure 1.3 [1,2]

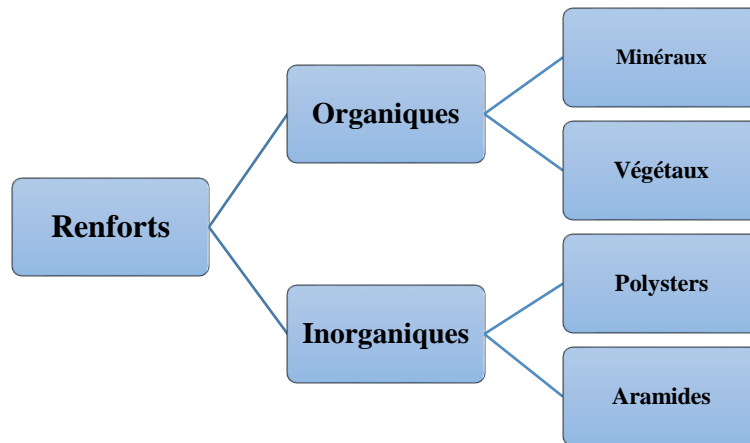


Figure 1.3 : types de renforts.

Ainsi, pour accéder à la description d'un matériau composite, il sera nécessaire de spécifier :

- la nature des constituants et leurs propriétés,
- la géométrie du renfort, sa distribution,
- la nature de l'interface matrice-renfort.

La géométrie du renfort sera caractérisée par : sa forme, sa taille, la concentration du renfort, sa disposition (son orientation), etc. Si l'ensemble de ces paramètres concourt à déterminer les propriétés du composite, les modélisations descriptives ne tiendront compte que de certains paramètres, du fait de la complexité des phénomènes mis en jeu. Par exemple, la forme du renfort sera schématiquement approchée soit par des sphères, soit par des cylindres.

La concentration du renfort est habituellement mesurée par la fraction volumique (fraction en volume) ou par la fraction massique (fraction en masse). La concentration du renfort est un paramètre déterminant des propriétés du matériau composite.

Pour une concentration donnée, la distribution du renfort dans le volume du composite est également un paramètre important. Une distribution uniforme assurera une "homogénéité" du matériau : les propriétés du composite seront indépendantes du point de mesure. Dans le cas d'une distribution non uniforme du renfort, la rupture du matériau sera initiée dans les zones pauvres en renfort, diminuant ainsi la résistance du composite.

Dans le cas de matériaux composites dont le renfort est constitué de fibres, l'orientation des fibres détermine l'anisotropie du matériau composite. Cet aspect constitue une des caractéristiques fondamentales des composites : la possibilité de contrôler l'anisotropie du produit fini par une conception et une fabrication adaptées aux propriétés souhaitées. [1]

1.2 Classification des matériaux composites :

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants.

1.2.1 Classification suivant la forme des constituants :

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux classes :

1.2.1.1 Composites à fibres :

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc...

L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécanique et physique en jouant sur :

- la nature des constituants,
- la proportion des constituants,
- l'orientation des fibres,

Suivant le cahier des charges imposées.

L'importance des matériaux composites à fibres justifie une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques. En conséquence, le présent ouvrage sera essentiellement consacré par la suite à l'étude de ce type de matériaux. [1]

1.2.1.2 Composites à particules :

Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée.

Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

Ainsi, les composites à particules recouvrent un domaine étendu dont le développement s'accroît sans cesse. Toutefois, compte tenu de leurs diversités, ce type de matériaux ne sera pas étudié dans le cadre de cet ouvrage. [1]

1.2.2 Classification suivant la nature des constituants :

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale. Divers renforts sont associés à ces matrices. Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autres faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi ces composites, nous pouvons citer :

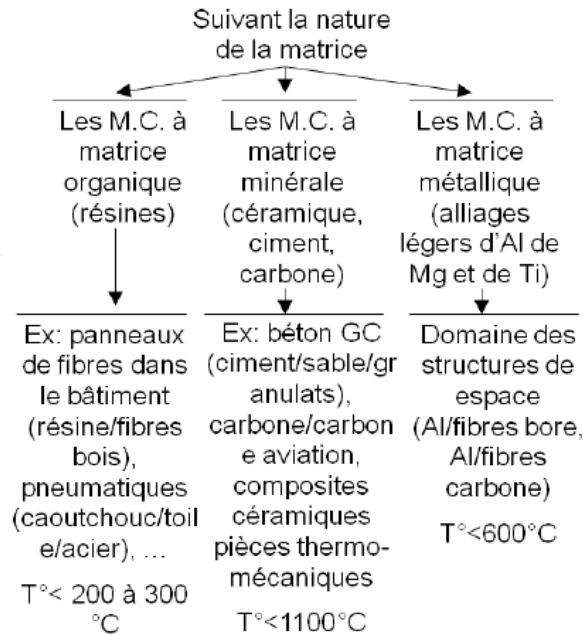


Figure 1.4 : Classification des matériaux composites suivant la nature de la matrice [3]

1.3 Les éléments constituant d'un matériau composite :

1.3.1 Les résines :

Les résines utilisées dans les matériaux composites ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de les protéger de l'environnement extérieur. Les résines doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres. En outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de manière à conserver aux matériaux composites des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.

Les résines sont livrées en solution, sous forme de polymères non réticulés en suspension dans des solvants qui empêchent le pontage entre les macromolécules prépolymérisées. Sous l'action de la chaleur, des liaisons se développent entre les chaînes du prépolymère pour constituer un polymère réticulé suivant une structure tridimensionnelle. [1,2]

1.3.1.1 Les divers types de résines :

Les résines utilisées sont des polymères, modifiés par différents adjuvants et additifs : agents de démoulage, stabilisants, pigments, etc. Deux grandes familles de résines polymères existent : les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables. Ces deux types de résine possèdent la faculté de pouvoir être moulés ou mis en forme, pour donner soit un produit fini, soit un produit semi-fini dont la forme peut être modifiée. [1,2]

1.3.1.1.1 Les résines thermoplastiques :

La famille des résines thermoplastiques (on parle de "plastiques") est très vaste, et peut être séparée en plastiques de grande diffusion et plastiques techniques (ou technopolymères).

Les plastiques de grande diffusion sont mis en œuvre soit par injection pour obtenir des objets moulés, soit par extrusion pour obtenir des films, des plaques, des tubes, des profilés, etc. Les plastiques techniques sont généralement mis en œuvre par injection.

Les résines thermoplastiques, dont la fabrication atteint de loin le plus gros tonnage du fait d'un faible coût, possèdent la propriété de pouvoir être mises en forme plusieurs fois par

chauffages et refroidissements successifs. Ces résines peuvent donc être récupérées et facilement recyclées.

Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons : le polychlorure de vinyle (PVC), le polyéthylène, le polypropylène, le polystyrène, le polyamide, le polycarbonate, etc. [1,2]

Nous donnons ci-après quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide.

Tableau 1.2 : Exemple de quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide [1]

	Polypropylène	Polyamide
Masse volumique (kg/m^3)	900	1140
Contrainte à la rupture (MPa)	20 – 35	60 – 85
Module d'élasticité (GPa)	1,1 – 1,4	1,2 – 2,5
Température de fléchissement sous charge ($^{\circ}C$)	50 – 60	65 – 100

1.3.1.1.2 Les résines thermodurcissables :

Contrairement aux résines thermoplastiques, les résines thermodurcissables ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. En effet, après polymérisation par apport de chaleur en présence d'un catalyseur, ces résines conduisent à une structure géométrique qui ne peut être détruite que par un apport important d'énergie thermique. Ainsi, les résines thermodurcissables possèdent des propriétés mécaniques et surtout thermomécaniques plus élevées que les résines thermoplastiques.

Du fait de ces caractéristiques plus élevées, les résines thermodurcissables sont les plus employées actuellement dans la mise en œuvre des matériaux composites. [1]

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

- les résines polyesters insaturés : polyesters condensés, vinylesters, dérivés allyliques, etc.,
- les résines de condensation : phénoliques, aminoplastes, furaniques, etc.,
- les résines époxydes.

1.3.1.1.3 Les résines thermostables :

Les résines thermostables se distinguent des autres résines, précédemment considérées, essentiellement par leurs performances thermiques qui conservent leurs propriétés mécaniques pour des températures plus élevées que $200^{\circ}C$. Dans la pratique nous retrouvons pour ces résines les deux grandes familles des résines thermoplastiques et thermodurcissables.

Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace, où les laboratoires cherchent à mettre au point de nouvelles résines. Parmi les résines thermostables, les résines bismaléimides et polyimides sont les plus utilisées. [1]

1.3.2 Les charges et additifs :

Différents produits peuvent être incorporés à la résine pour lui conférer des caractéristiques particulières ou en réduire le coût. La quantité des produits ajoutés peut varier de :

- Quelques dizaines de % dans le cas de charges,
- A quelques % et moins dans le cas d'additifs.

L'addition de ces produits a pour fonction soit d'améliorer les caractéristiques mécaniques et physiques du produit fini, soit d'en faciliter la mise en œuvre. [1]

1.3.2.1 les charges :

1.3.2.1.1 Charges renforçantes :

L'objet de l'incorporation de charges renforçantes est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine. Ces charges peuvent être classées suivant leur forme géométrique en :

- **Charges sphériques :**

L'intérêt essentiel de ces charges réside dans leur forme sphérique qui évite les concentrations de contraintes et, par conséquent, diminue la susceptibilité à la fissuration de la matrice par rapport à des charges non sphériques. Les charges sphériques se présentent sous forme de sphères, appelées généralement microbilles ou microsphères. Ces sphères pleines ou creuses ont un diamètre généralement compris entre 10 et 150 μm . Elles peuvent être en verre, en carbone ou en matière organique (époxyde, phénolique, polystyrène, etc.). Les microbilles de verre creuses représentent plus de 99 % des charges sphériques utilisées. [1,2]

- **Charges non sphériques :**

Parmi les charges renforçantes non sphériques, le mica est le matériau le plus utilisé. Il est alors incorporé sous forme d'écailles de dimensions de 100 à 500 μm , et d'épaisseur de 1 à 20 μm . Le mica est ajouté à des résines thermoplastiques ou thermodurcissables, pour des applications électriques ou électroniques. [1,2]

1.3.2.1.2 Charges non renforçantes :

Les charges non renforçantes ont pour rôle soit de diminuer le coût des résines en conservant les performances des résines, soit d'améliorer certaines propriétés des résines.

- **Charges de faible coût :**

Ces charges sont extraites de roches ou de minerais, d'où leur faible coût.

- **Charges ignifugeantes :**

Ces charges ajoutées aux résines ont pour rôle de réduire ou d'empêcher les phénomènes de combustion.

- **Charges conductrices et antistatiques :**

Les résines organiques sont des isolants thermiques et électriques. Pour certaines applications, il est donc nécessaire d'ajouter un élément conducteur.

1.3.2.2 Les additifs :

Les additifs se trouvent en faible quantité (quelques % et moins) et interviennent comme [1] :

1.3.2.2.1 Lubrifiants et agents de démoulage :

Ces additifs ont pour objet de faciliter le façonnage de la résine et de réduire la tendance de la résine à adhérer aux moules, aux mandrins, etc.

1.3.2.2.2 Pigments et colorants :

Les pigments sont des produits insolubles se présentant sous forme de poudres ou de paillettes. Ils sont obtenus à partir d'oxydes ou de sels métalliques. À partir de ces pigments, il est possible d'obtenir des pâtes colorantes constituées de dispersions de pigments dans une pâte (résine, plastifiant), pour une utilisation aisée.

Les colorants sont des composés organiques solubles dans un solvant adapté. Leur emploi est limité, du fait d'une mauvaise tenue chimique et thermique.

1.3.2.2.3 Agents anti-retrait et agents de fluage :

La polymérisation des résines conduit à une diminution des distances interatomiques du monomère initial. Il s'ensuit un retrait de la résine polymérisée, qui peut aboutir à un mauvais état de surface, à un gauchissement ou à des microfissurations des pièces moulées. Bien que l'incorporation des charges à la résine en limite le retrait, il est souvent nécessaire d'ajouter des produits spécifiques anti-retrait (additifs dits "low profile" et "low shrink"), qui diminuent ou annulent le phénomène de retrait. Ces produits améliorent également l'écoulement de la matière dans certaines techniques de moulage. Ces agents anti-retrait sont généralement des produits à base de thermoplastiques ou d'élastomères, se présentant sous forme de poudre ou en solution dans du styrène.

1.3.2.2.4 Agents anti-ultraviolets :

Les agents anti-ultraviolets ont pour fonction de protéger les résines de l'action des rayons ultraviolets contenus dans le rayonnement solaire. Le principe de ces agents est d'absorber le rayonnement ultraviolet et d'éviter ainsi une détérioration prématurée de la résine par rupture de liaisons atomiques ou par passage à un état excité qui favorise l'oxydation (phénomène de photo-oxydation).

1.3.3 Les principales fibres :

1.3.3.1 Les 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 faible diamètre (quelques dizaines de microns), le verre perd ce caractère et possède alors de bonnes caractéristiques mécaniques (Baron et Ollivier, 1996). Ces fibres sont utilisées dans la confection des panneaux préfabriqués, murs rideaux, tuyaux d'égoût, toiture en voile mince de béton et enduit pour bloc de béton (Beaudoin, 1982). [4]

Le tableau 1.3 montre les différentes propriétés des fibres de verre.

Tableau 1.3 Propriétés physiques et mécaniques des fibres de verres (Beaudoin, 1982). [4]

Fibre	Diamètre (µm)	Densité	Allongement à la rupture (%)	Module d'élasticité (GPa)	Résistance à la traction (GPa)
verre	5-500	2,4	2-3,5	80	2-3



Figure 1.5: Fibres de verre.

1.3.3.2 Les fibres de carbone :

La fibre de carbone se compose de fibres extrêmement fines, d'environ 5 à 10 micromètres de diamètre, et est composée principalement d'atomes de carbone. Ceux-ci sont agglomérés dans des cristaux microscopiques qui sont alignés plus ou moins parallèlement à l'axe long de la fibre. L'alignement des cristaux rend la fibre extrêmement résistante pour sa taille. Plusieurs milliers de fibres de carbone sont enroulées ensemble pour former un fil, qui peut être employé tel quel ou tissé.

Ce matériau est caractérisé par sa faible densité (1,7 à 1,9), sa résistance élevée à la traction et à la compression, sa flexibilité, sa bonne conductivité électrique et thermique, sa tenue en température et son inertie chimique (sauf à l'oxydation). [5]

Pratiquement trois types de fibres de carbones sont commercialisés [6]:

- Les fibres hautement résistant (H.R.)
- Les fibres à module intermédiaire (I.M.)
- Les fibres à haut module (H.M.)

Les fibres de carbones sont très fragiles ce qui rend l'opération de malaxage de béton de ces fibres très difficile [7].

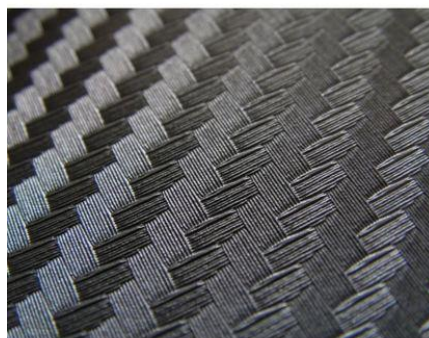


Figure 1.6 : Tissu en fibre de carbone.

1.3.3.3 Les fibres aramides à caractéristiques mécaniques élevées :

Les fibres aramides à caractéristiques mécaniques élevées sont généralement connues sous le nom de “Kevlar”, nom commercial de la fibre mise au point par Dupont de Nemours (USA), et commercialisée en 1972. D'autres groupes élaborent également des fibres aramides, en particulier le groupe AKZO (Allemagne-Hollande) qui produit des fibres aramides sous la désignation de fibres “Twaron”, et le groupe japonais Teijin Ltd les fibres “Technora”.

Les fibres aramides sont des fibres polyaramides ou polyamides aromatiques de synthèse dont la structure est constituée de noyaux benzéniques reliés par des groupes CO et HN [1]:

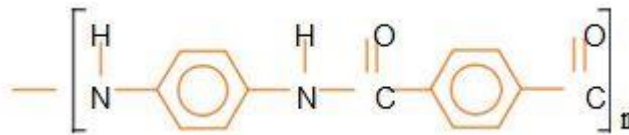


Figure 1.7 : Structure constituée de noyaux benzéniques reliés par des groupes CO et HN. [1]

1.3.3.4 Les fibres céramiques :

Une fibre céramique est une fibre minérale définie comme toute fibre minérale (vitreuse) artificielle à orientation aléatoire et dont le pourcentage pondéral d'oxydes alcalins et d'oxydes alcalino-terreux ($[\text{Na}_2\text{O}] + [\text{K}_2\text{O}] + [\text{CaO}] + [\text{MgO}] + [\text{BaO}]$) est inférieur à 18 %. [8]

Diverses fibres de matériaux réfractaires ou céramiques (carbures, borures, nitrures, etc.) peuvent être élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. [1]



Figure 1.8 Fibres céramique.

1.3.3.5 Les fibres métalliques :

Les fibres métalliques sont parmi les fibres les plus commercialisées, et bien sûr disponibles sous des formes et dimensions les plus variées (Figure). Ces fibres présentent un module d'élasticité de 210 (GPa), une masse volumique de 7,85 t/m³ et une résistance à la traction de 1 à 2 (GPa). Elles existent sous diverses formes et longueurs. L'élanement est souvent compris entre 30 et 150 pour une longueur allant de 6,4 à 76 mm L'optimisation du pourcentage de fibres, de la longueur et de la forme a donné lieu à de nombreuses études (Haouari, 1993). [4]

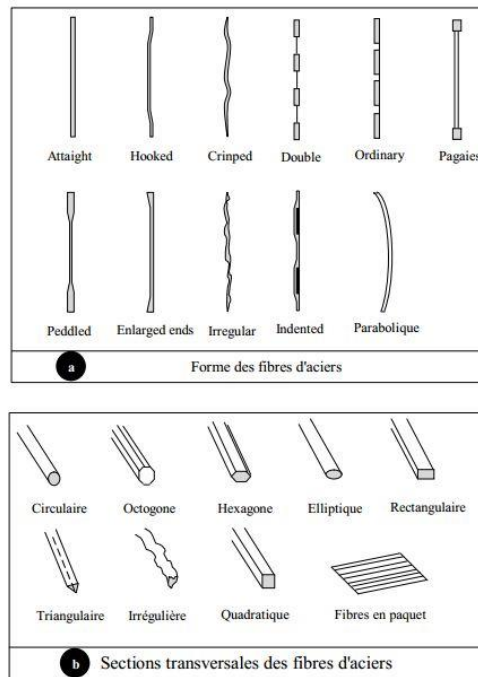


Figure 1.9 : Géométrie des fibres métalliques [4]

1.3.3.6 Les fibres synthétiques :

Les fibres synthétiques thermostables sont des fibres organiques obtenues par synthèse, et qui conservent leurs caractéristiques mécaniques à températures élevées. Associées à des résines thermostables, elles permettent d'obtenir des matériaux dont les caractéristiques mécaniques en température sont conservées. Les caractéristiques mécaniques de ces fibres sont toutefois nettement plus faibles que celles des fibres usuelles. Elles sont utilisées dans les isolants électriques et thermiques, les protections thermiques : boucliers de missiles, cônes de rentrée de véhicule spatial, etc. [1]



Figure 1.10 : Fibres synthétiques.

1.4 Les fibres végétales :

1.4.1 Présentation des fibres végétales :

Les fibres naturelles sont utilisées depuis 3000 ans dans les composites, par exemple dans l'ancienne Égypte, où la paille et d'argile étaient mélangés pour construire des murs. Au cours de la dernière décennie, les composites renforcés de fibres naturelles ont reçu une attention croissante, tant auprès du monde universitaire que de diverses industries. Il existe une grande

variété de fibres naturelles qui peuvent être utilisées pour le renforcement ou comme charges. [9]

Dans le temps moderne (depuis l'année 70), le premier composite liant avec les fibres végétales c'est le plâtre. Plusieurs ouvrages sont réalisés avec le plâtre renforcé de fibres végétales.

Actuellement le monde connaît de récents développements dans le domaine du renforcement de ciment et béton avec des fibres végétales. Suite aux problèmes de santé posés par les fibres d'amiante, plusieurs axes de recherches sont orientés vers la substitution de celles-ci par les fibres végétales [6].



Figure1.11 : Fibres végétales.

1.4.2 Classification des fibres végétales :

Les fibres végétales sont classées en quatre groupes suivant leur provenance. A s'avoir : les fibres de feuilles, de tiges, de bois et de surface.

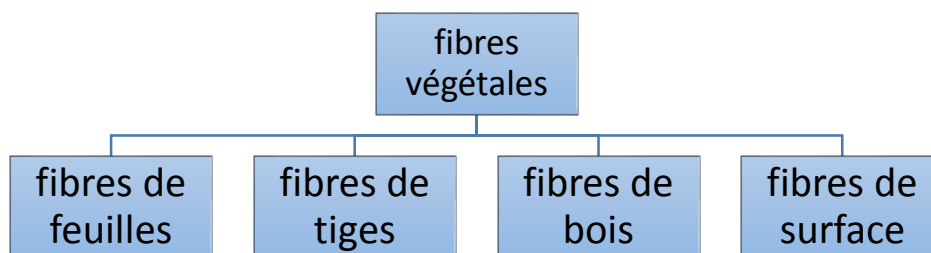


Figure 1.12 : Classification des fibres végétales. [6]

A. Les Fibres de feuilles :

Ces fibres sont obtenues grâce au rejet des plantes monocotylédones. Les fibres sont fabriquées par un chevauchement de paquet qui entoure les feuilles pour les renforcer. Ces fibres sont dures et rigides. Les fibres de feuille les plus cultivées sont: la fibre de Sisal, de

Henequen et d'Abaca [10]. De ce fait, plusieurs chercheurs tels que : NILSSON [11] et AYYAD et al. [12] ont montré l'efficacité du renforcement du ciment par les fibres de feuille.

B. Les fibres de tiges :

Les fibres de tige sont obtenues dans les tiges des plantes dicotylédones. Elles ont pour rôle de donner une bonne rigidité aux tiges des plantes. Les fibres de tige sont commercialisées sous forme de paquet de cor et en toute longueur. Elles sont par la suite séparées individuellement par un processus de défilage. Les fibres, une fois séparées, sont utilisées dans la fabrication des cordes ou de textile. Les fibres de tige les plus utilisées sont les fibres de jute, de lin, de ramie de sunn, de kennaf, de urena et de chanvre [13].

C. Les fibres de bois :

Les fibres de bois proviennent du broyage des arbres tels que les bambous ou les roseaux. Elles sont généralement courtes. Plusieurs chercheurs ont montré l'efficacité de ces fibres dans le renforcement des ciments.

D. Les fibres de surface

Les fibres de surface entourent en général la surface de la tige de fruits ou de grains. Les fibres de surface des grains constituent le groupe le plus important dans cette famille de fibres. Nous citons entre autre le coton et la noix de coco (coco). Les fibres de coco ont donné de bons résultats pour la résistance à la flexion du ciment de fibre [14,15]. Par ailleurs, les fibres de palmier, qui entourent son tronc, appartiennent à cette famille de fibres.

1.4.3 Autres domaines d'utilisation des fibres végétales :

L'utilisation des fibres végétales dans les domaines pratiquée est très ancienne. A titre d'exemple, la première utilisation des fibres végétales a été dans le domaine de textile et de production des cordes, en suite dans la production du papier et enfin dans la production de matériaux de construction composites [6,19-25].

1.4.3.1 Domaine du textile :

Plusieurs fibres végétales sont utilisées dans le domaine du textile [6,19]. A titre d'exemple nous citons les fibres :

- De graine : tel que le coton et le kapok.
- De tige : tel que le lin, le chanvre et le jute.
- De feuille : tel que le sisal et le raphia.

1.4.3.2 Domaine de la production du papier :

Dans la production du papier plusieurs fibres végétales sont utilisées. A titre d'exemple le tableau 1-10 présente le taux d'utilisation des fibres non-bois (paille, bagasse, bambou, chanvre...) dans la production de la pâte du papier [21] ;

Tableau 1.4 : Utilisation mondiale des fibres non-bois dans la production de la pâte de papier. [6,21]

Type de Fibre	Utilisation mondiale (10 ³) tonnes /	
	Année	
	1993	1998 (Estimation)
Paille	9566	10187
Bagasse	2984	3682
Bambou	1316	1850
Cotton, Roseau, Sisal, Jute, Chanvre, Abaca, Kenaf et falax	6870	7742
Total	20736	23461

Il faut mentionner que l'Algérie utilise une fibre végétale appelée Alfa dans la production de la pâte de papier.

1.4.3.3 Domaine de l'Art :

Les fibres végétales sont très employées dans la production des objets d'art (Tapis, Chaises et Tables..) ainsi que dans la décoration des maisons. [6]

1.4.3.4 Domaine des matériaux composites :

La production de nouveaux matériaux composites à base de fibres végétales est l'un des domaines les plus récemment exploités. En effet, plusieurs chercheurs révèlent que le renforcement d'une matrice à base de résine ou de plastique par des fibres végétales ou naturelles donne de bons résultats tant sur le plan économique que sur le plan mécanique [14,22-26]. Le tableau 1.5 reproduit les résultats des travaux de BOLTON [22] et qui montre que le matériau composite à base des fibres végétale-plastique ou végétale-résine présente des propriétés mécaniques aussi intéressantes que celles des fibres de verre.

Tableau 1.5 : Propriétés mécaniques d'une résine renforcée par des fibres naturelles et fibres de verre. [19]

Fibre-Matrice	Densité	Résistance à la flexion (GPa)	Module de flexion (GPa)	Fraction de fibres en Vol. (%)
Bois / Phénolique « répartition au hasard »	1.2	0.11	8.0	65
Jute / Polyester « tissé »	1.2	0.090	8.0	50
Jute/Polyester « filé »	1.2	0.1	10	60
Coton / Epoxy	1.36	0.170	8.0	35
Jute/Epoxy « parallèle »	1.2	0.450	43.5	70
Kenaf / Epoxy « parallèle »	1.2	0.420	39.0	70
Verre /Epoxy « bien rangé »	1.7	0.690	42.0	70
Verre /Epoxy « répartition au hasard »	1.9	0.172	10.3	70

En outre, LEAO et al. [23] et BLEDZKI et al. [14] montrent dans leurs travaux les possibilités d'améliorer les propriétés mécaniques des produits polymères (plastique) par leur renforcement par des fibres naturelles. Le produit ainsi obtenu trouve une large application dans l'industrie automobile, électronique et peut être largement utilisé dans la restauration des ouvrages. Le tableau 1.6 montre les propriétés mécaniques du matériau composite (fibres végétales-plastique).

Tableau 1.6 : Propriétés mécaniques d'un matériau composé par 50% de fibres végétales et 50% de polypropylène (PP). [20]

Fibre/Matrice	Résistance à la traction (MPa)	Module de traction (GPa)	Résistance à la flexion (MPa)	Module de flexion (MPa)
Ramie/PP	34.67	3.43	29.33	3.02
Jute/PP	15.66	2.4	23.97	2.5
Curaua/PP	46.58	3.78	33.1	2.51

1.4.4 Les fibres végétales de palmier dattier

1.4.4.1 Introduction :

Parmi les fibres naturelles, ou plus précisément, les fibres agricoles on cite les fibres de palmier dattier qui ont montré de la caractéristique mécanique très satisfaisante [6].

Le palmier dattier (phonix dactylifera) est l'un des palmiers les plus cultivé par l'homme. Il résiste aussi bien à la chaleur, à la sécheresse et au froid. Il se trouve généralement sur la bande aride afro-asiatique qui s'étend de l'Afrique du Nord au Moyen Orient, plus précisément dans les Oasis du Sahara. Les phonix sont des palmiers dioïques, il existe donc des palmiers mâles et des palmiers femelles. Ces dernières donnent une multitude de variétés de dattes. [16,17]. L'Algérie possède plus de 800 variétés de palmiers dattiers dans ses Oasis. Parmi les variétés les plus connues nous mentionnons (en appellation locale), le Dokar (le palmier mâle), la Deglette Nour, Elghers et la Degla bida [18].



Figure 1.13 : Fibres de palmier dattier

Le palmier dattier a une structure fibreuse, possédant plusieurs types de fibres :

- fibres de bois par le broyage de son tronc
- fibres de feuille au niveau des pédoncules
- fibres de tige au niveau des tiges des pédoncules et du support dattier
- fibres de surface autour de son tronc.

Cette étude s'intéresse aux fibres de surface. En effet, c'est le type de fibre le plus facile à exploiter. Quatre types de fibres de surface sont testés. A savoir, les fibres de Dokar, de Daglette Nour, de Degla Bida et d'Elghers. Les fibres de surface sont naturellement tissées. Elles sont formées par la superposition de trois plaques de treillis. Ces fibres sont extraites du tronc du palmier sous forme d'une plaque para rectangulaire de longueur 150-200 mm et de largeur 120-200 mm.

L'abréviation suivante (FSPD) : Fibre de Surface de Palmier Dattier sera utilisée dans ce chapitre et les chapitres qui suivent.

1.4.4.2 Traitement des fibres :

Les plaquettes de fibres sont séparées en fibres individuelles dans de l'eau, pour faciliter leur défibrage. Les fibres individuelles sont bien lavées dans de l'eau pour enlever les impuretés et la couche de lignine qui entourent la fibre et qui gênent l'adhérence. Ensuite, elles sont coupées aux longueurs voulues.

1.4.4.3 Propriétés Physiques des fibres de surface de palmier dattier:

Le tableau 1.7 et la figure 1.14 donnent les principales propriétés physiques des quatre types de fibres utilisées [6].

Tableau 1.7 : Principales propriétés physiques des FSPD (Dokar, Elghers, D-Nour et D-Bida). [6]

Propriété	Maximum- Minimum	Moyenne-CV(%)
Diamètre (mm)	0.10-1.00	0.45-54.43
Densité Absolue (kg/m ³)	1300-1450	1383.33-5.52
Densité Apparente (kg/m ³)	512.21-1088.81	900-17.64
Teneur en eau naturelle (%)	9.50-10.00	10-5.00

Avec (CV) : Coefficient de variation

Nous constatons du tableau 1.7 que les quatre types de FSPD ont des propriétés physiques moyennes très voisines des résultats de la littérature relative aux fibres végétales [6]. D'autre part, la figure 1.14, montre que pratiquement, durant les premières cinq minutes, le taux d'absorption des deux types de fibres D-Nour et D-Bida dépasse celui de Dokar et Elghers. Tandis qu'après une heure et spécialement à la saturation (24h), le taux d'absorption des quatre types de fibres est presque le même. A la saturation, en associant l'écart type, il apparaît que les fibres de Dokar et d'Elghers, ont un taux d'absorption relativement supérieur à celui des fibres de D-Nour et D-Bida. Cela est dû au fait que naturellement les treillis des fibres de Dokar ou d'Elghers contiennent un taux en grosses fibres (diamètre supérieur à 0.4mm) supérieur à celui des fibres de D-Bida ou D-Nour. Ce qui augmente leur absorption, du fait que, le volume des pores augmente avec l'augmentation du diamètre des fibres. Cela explique aussi le fait qu'à court terme (5 min) l'absorption des fibres de D-Nour et D-Bida est plus élevé parce que, le fait d'avoir un pourcentage élevé en fibres de petit diamètre qui

leur donne une absorption par capillarité plus grande. Comparativement avec les résultats de la littérature [29], le taux d'absorption des quatre fibres de FSPD se situe entre le taux relatif aux fibres de sisal (230%) et celui relatif aux fibres de coco(100%).

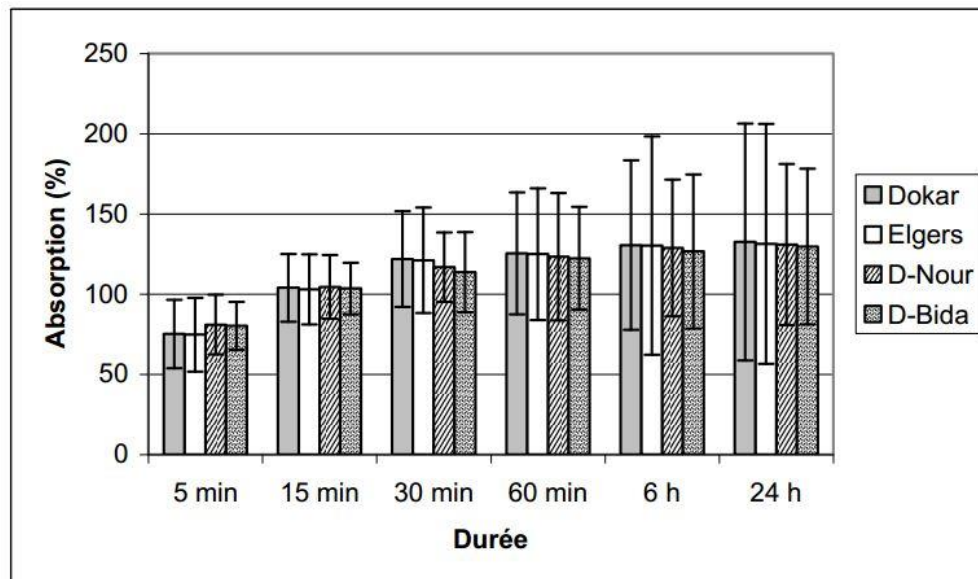


Figure 1.14 : Absorption moyenne d'eau des FSPD en fonction du temps d'immersion dans l'eau, en associant son écart type. [6]

1.5 Mise en œuvre et Architecture des Matériaux Composites :

L'objectif de cette partie n'est pas de faire une étude approfondie de la technologie de mise en œuvre des matériaux composites. Il se propose simplement de dégager les principes de différents processus de mise en œuvre.

La plupart des méthodes de mise en œuvre consistent à élaborer les pièces en matériaux composites par couches successives comportant matrice et renfort. Cette technique générale appelée stratification, conduisant à l'élaboration de stratifiés, nous amènera ensuite à nous intéresser à l'architecture des matériaux composites. [1]

1.5.1 Mise en œuvre des matériaux composites :

1.5.1.1 Moulages sans pression :

Les méthodes de moulage à froid et sans intervention d'une presse sont les méthodes les plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. Cette facilité a été à l'origine du succès des matériaux composites à fibres de verre, dans l'industrie et l'artisanat.

Ces méthodes permettent la réalisation de pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et dimensions. Bien que la proportion de fibres puisse varier, elle reste toutefois limitée. Les pièces comportent une seule face lisse, reproduisant l'aspect du moule. Enfin, la qualité de la pièce moulée dépend dans une large mesure du savoir-faire du mouleur. [1]

1.5.1.1.1 Moulage au contact :

Avant moulage, le moule est revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface, souvent colorée, dénommée "gel coat".

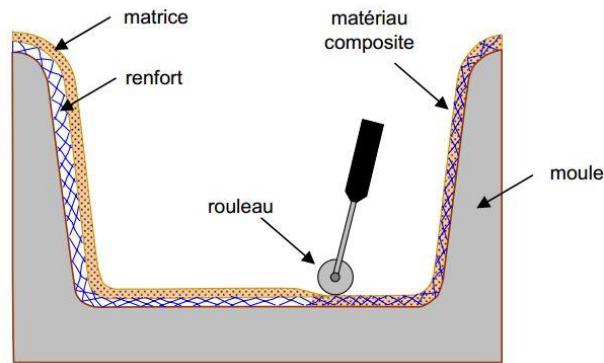


Figure 1.15 : Principe du moulage au contact. [1]

Le moulage est ensuite effectué selon les opérations suivantes :

1. Le moule est enduit avec de la résine catalysée et accélérée, au pinceau ou au rouleau.
2. Le renfort : mat, tissu, etc., est disposé dans le moule. Divers types de renforts peuvent être utilisés suivant les différentes parties de la pièce. Les renforts doivent alors se superposer.
3. Le renfort est ensuite imprégné avec la matrice, puis un bullage est effectué avec un rouleau cannelé.
4. Après gélification de la première couche, les couches suivantes sont appliquées, en utilisant la même technique. Des inserts peuvent être mis entre ces couches : tubes, vis, écrous, armatures, etc.
5. Le démoulage est ensuite effectué après un temps qui dépend de la résine et de la température (de l'ordre de 10 heures).
6. La polymérisation est ensuite effectuée en milieu ambiant pendant plusieurs semaines. Cette polymérisation peut éventuellement être accélérée par étuvage (par exemple 5 à 10 heures, aux environs de 80 °C).
7. Après polymérisation, on procède à la finition de la pièce : ébarbage, ponçage, éventuellement peinture, etc.

1.5.1.1.2 Moulage par projection simultanée :

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifié et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé. La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et débarrassée des bulles au rouleau cannelé.

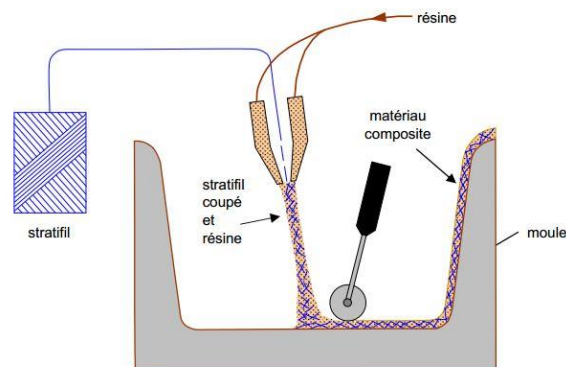


Figure 1.16 : Principe du moulage par projection simultanée. [1]

Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient. Le renfort est toutefois limité à des fibres coupées, et les caractéristiques mécaniques du matériau restent moyennes. Il est possible d'obtenir deux faces lisses en utilisant un moule et contre-moule, chargés séparément, puis accolés. Ce procédé réserve également la possibilité d'interposer une couche de tissu entre les deux, et permet alors d'obtenir des pièces ayant de meilleures caractéristiques mécaniques. [1]

1.5.1.2 Moulage sous vide :

Le moulage sous vide consiste à utiliser simultanément le vide et la pression atmosphérique. Après enduction de gel-coat, on dispose le renfort sur un moule rigide, puis on coule la matrice. Le contre-moule, recouvert d'une membrane assurant l'étanchéité (feuille de caoutchouc, nylon, etc.), est ensuite emboîté. Une pompe à vide crée une dépression à travers le moule et le contre-moule poreux, qui étale et déballe la résine. Le contre-moule peut éventuellement être limité à la seule membrane d'étanchéité.

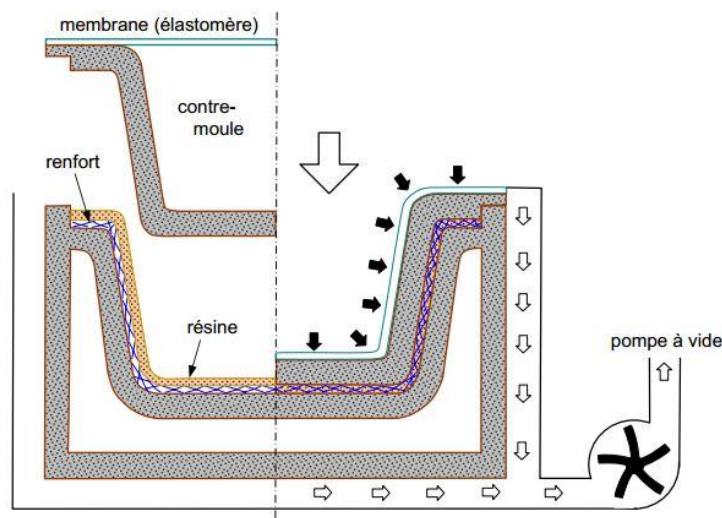


Figure 1.17 : Moulage sous vide. [1]

Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries. Il permet d'obtenir de bonnes qualités mécaniques, grâce à une proportion de résine uniforme et à une diminution des inclusions d'air. Dans le cas de l'utilisation d'un contre-moule rigide, un bel aspect de surface est obtenu sur les deux faces. Les cadences de production sont toutefois assez lentes. [1,2]

1.5.1.3 Moulage par compression :

1.5.1.3.1 Moulage par injection de résine :

Le moulage consiste, par injection de résine sous pression, à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé. L'alimentation automatique des résines élimine leur manipulation. La proportion de renfort peut être élevée, d'où l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées.

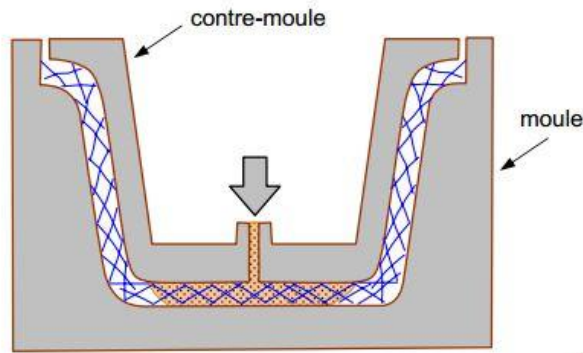


Figure 1.18 : Moulage par injection de résine.

Ce procédé de moulage convient à la réalisation de pièces profondes et de formes compliquées.

1.5.1.3.2 Moulage par compression à froid :

Le moulage est effectué à basse pression (< 5 bars) sans chauffage du moule, en utilisant l'exothermie de polymérisation de la résine. L'énergie calorifique accumulée par le moulage des pièces est alors suffisante pour maintenir le moule à des températures de 50 à 70 °C, en fonctionnement permanent. Moule et contre-moule sont enduits d'agent de démoulage et de gel-coat. Puis le renfort et la matrice sont déposés sur le moule. L'ensemble moule/contre-moule est fermé, puis pressé. Le temps de polymérisation est lié au type de résine, au catalyseur et à la température atteinte par le moule en régime continu de production. [1,2]

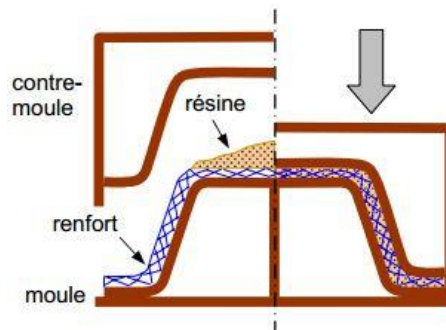


Figure 1.19 : Principe du moulage par compression à froid. [1]

Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces de moyennes séries (4 à 12 pièces par heure). L'investissement (matériel et moule) est moins important que le procédé de compression à chaud. La presse basse pression est simplifiée. Les moules peuvent être réalisés par le transformateur en matériaux composites. Les pièces possèdent un bel aspect de surface sur chaque face. La productivité est inférieure au moulage à la presse à chaud. [1,2]

1.5.1.3.3 Moulage par compression à chaud :

Cette technique permet d'obtenir des pièces en grandes séries au moyen de presses hydrauliques et de moules métalliques chauffants. Le renfort, constitué par du mat à fils coupés ou à fils continus, par des tissus ou par des préformes, est déposé sur le moule chauffant, enduit au préalable d'un agent de démoulage. Puis la résine catalysée est coulée en vrac sur le renfort. Le moule est fermé suivant un cycle déterminé par descente et pressage du contre-moule. Le temps de pressage est lié au temps de polymérisation de la résine,

fonction de la réactivité de la résine et de l'épaisseur de la pièce. Le moule est ensuite ouvert, et la pièce éjectée. [1,2]

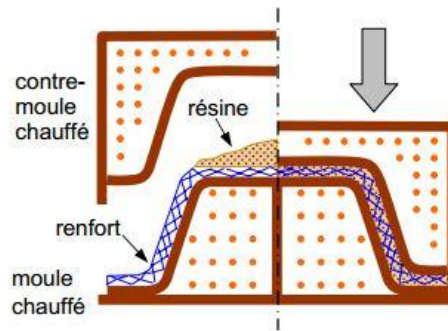


Figure 1.20 : Principe du moulage par compression à chaud. [1]

Ce procédé de moulage permet d'obtenir des proportions importantes de renfort, et par conséquent des pièces de bonnes caractéristiques mécaniques. Les dimensions des pièces sont fonction de l'importance de la presse. La pression de moulage est de l'ordre de 10 à 50 bars, la température des moules de l'ordre de 80 à 150 °C. Les cadences de fabrication peuvent atteindre 15 à 30 pièces par heure. Elles nécessitent un investissement important en matériel, presse et moule. [1,2]

1.5.1.3.4 Moulage par injection :

La méthode de moulage par injection est la méthode la plus répandue des méthodes de mise en œuvre des thermoplastiques armés (les autres méthodes étant l'extrusion, l'extrusion soufflage, le thermoformage, etc.). Le moulage par injection est réalisé sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques. Des granulés comportant la résine et le renfort (fibres courtes, billes, etc.) ou des mats préimprégnés sont extrudés par une vis d'Archimède. La matrice est fluidifiée par chauffage et injectée sous pression élevée dans un moule chauffé, où a lieu la polymérisation. [1,2]

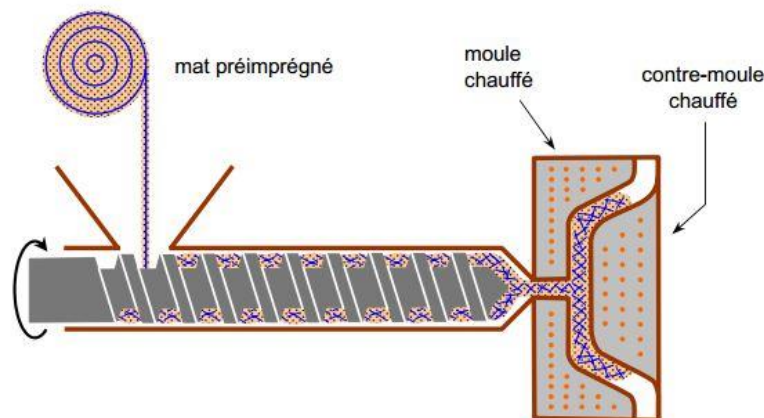


Figure 1.21 : Moulage par injection. [1]

Le type de matériaux obtenus est plus généralement appelé "plastiques renforcés" que matériaux composites. En effet, compte tenu de la nature des renforts (fibres courtes, sphères, etc.), la contrainte à la rupture et le module d'Young des résines sont multipliés par un facteur de l'ordre de 2 à 4. Cette technique est adaptée à la production de pièces en très grandes séries. [1,2]

1.5.1.4 Moulage en continu :

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes, panneaux, sandwiches (figure 1.22), de panneaux ondulés pour toitures (figure 1.23), plaques nervurées, etc.

Schématiquement, ce procédé peut être séparé en plusieurs phases. [1,2]

1. Une phase d'imprégnation des renforts : fibres, mats ou tissus. La résine catalysée et le renfort sont véhiculés sur un film de démoulage (cellophane, mylar, polyéthylène, etc.).
2. Une phase de mise en forme.
3. Une phase de polymérisation, effectuée dans une étuve (60 à 150 °C) en forme de tunnel, dont la longueur est fonction de la température et de la résine (15 à 50 m de long).
4. Une phase de refroidissement et découpage.

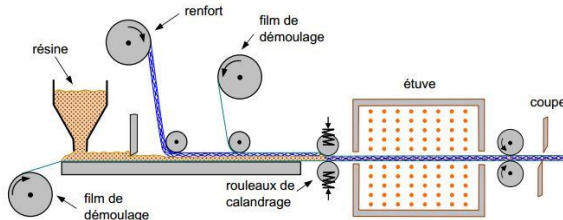


Figure 1.22 : Moulage en continu de plaques.

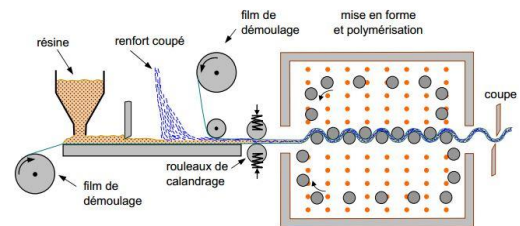


Figure 1.23 : Moulage en continu de panneaux ondulés [1].

Dans le cas de la fabrication de plaques planes (figure 1.22), la mise en forme est simplement réalisée par une mise à l'épaisseur de la plaque, par pressage entre des rouleaux de calandrage. Dans le cas de panneaux ondulés, la mise en forme intervient au cours de la polymérisation (figure 1.23), par l'intermédiaire de rouleaux mobiles. Le procédé de moulage en continu peut être entièrement automatisé, et permet alors d'élaborer des plaques ou panneaux en continu. Il nécessite toutefois un investissement très important en matériel. [1,2]

1.5.1.5 Moulage par centrifugation :

Cette technique est réservée au moulage de pièces de révolution, en particulier tubes, tuyaux, cuves, etc. Elle est une extrapolation (figure 1.24) de la technique de fabrication des tuyaux en fonte ou en béton centrifugé.

Le moule de révolution, enduit d'agent de démoulage, est mis en rotation (à environ 2 000 tours/min). Après dépôt éventuel de gel coat, on introduit simultanément en continu :

- le renfort : fibres coupées ou stratifié coupé.
- la résine catalysée et accélérée (résines époxydes, polyesters, etc.) durcissant à froid.

L'imprégnation du renfort par la résine est réalisée sous l'effet de la centrifugation. La stratification s'effectue par passages successifs de la buse d'alimentation en résine et renfort. La polymérisation est effectuée à température ambiante, ou éventuellement accélérée dans une étuve. Un renfort sous forme de rouleau (mat, tissu, etc.) peut être introduit éventuellement en discontinu avant rotation du moule. La résine est introduite ensuite lors de la centrifugation. [1,2]

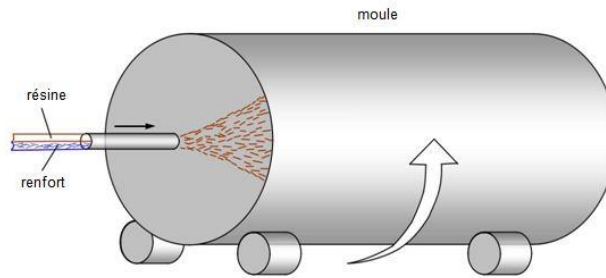


Figure 1.24 : Moulage par centrifugation. [1,2]

Après polymérisation, la pièce cylindrique est extraite du moule, le retrait des résines permettant le démoulage. Cette technique permet d'obtenir un bel aspect de surface à l'extérieur, avec un diamètre et une épaisseur des pièces bien calibrés. Ce processus d'élaboration nécessite un matériel de grande précision et un très bon équilibrage du moule. [1,2]

1.5.1.6 Moulage par la méthode RTM "Resin Transfer Molding":

Le principe du Moulage par Transfert de Résine RTM (en anglais Resin Transfert Molding) consiste à injecter le mélange réactif sous basse pression (1 à 10 bars) entre le moule et le contre-moule. Pour encore améliorer la pénétration du mélange réactif dans le moule et le renfort, le vide peut être créé dans le moule.

La préparation du moule est semblable à celle du moulage au contact : agent démoulant et gel-coat pour l'obtention des surfaces lisses. Les renforts fibreux secs sont placés dans le moule construit en résine ou métal. Les moules résine sont choisis pour des petites séries ; environ 500 pièces réalisables pour les polyesters, le double pour les époxydes. Les moules métalliques aluminium ou acier seront préférés pour de plus grandes séries au-delà de 20 000 pièces. Pour les séries intermédiaires on choisira des moules résines avec peau électroformée. [30,31]

La résine est injectée sous pression, elle polymérise dans le moule puis la pièce durcie est évacuée lors de l'ouverture du moule. La machine d'injection est un prototype de laboratoire construit par la société MATRASUR. Elle est constituée d'une pompe qui permet d'injecter le liquide sous pression et vitesse constante dans un moule en acier. Le moule et le contre moule sont équipé d'un système de chauffe en se basant sur une circulation d'huile chaude (figure 1.25) L'injection du mélange époxyde/amine a été réalisée dans un moule rectangulaire de dimension $(400 \times 40 \times 3) \text{ mm}^3$ chauffé à $80 \text{ }^\circ\text{C}$. [30,31]



Figure 1.25 : Machine RTM. [30]

- (a) : Système de contrôle de pression d'air.
- (b) : Cuve contenant le mélange.
- (c) : Moule en acier ouvert couvert d'un contre moule en Plexiglas.
- (d) : Event.

Le renfort utilisé est un mat de fibres de palmier préparé sous presse (entre 2 à 6 tonnes de pression) sous une température allant de 50 à 70°C. Les fibres sont mises dans des gabarits en aluminium avec une orientation aléatoire. La masse des fibres telle que le pourcentage final dans le composite soit de 15% en poids. Les fibres PLD forment sous l'effet de la chaleur et de la pression exercée un mat fin. Celui-ci subit un découpage des bords puis mis dans le moule RTM. [30,31]

Les fibres oxydées par TEMPO sont récupérées du milieu réactionnel puis sont lavées à l'eau et mises dans les gabarits en aluminium sous forme de suspension aqueuse de fibres. Ces gabarits sont introduits dans l'étuve réglée à 60°C sous un flux d'air chaud pendant une nuit. Les mats sont récupérés directement par cette méthode et mis dans le moule de la machine RTM. Une pression supplémentaire avec la presse peut être appliquée sur ses mats préformés. Cette technique de séchage n'est pas applicable dans le cas des fibres PLD vierges parce que les fibres ne forment pas une suspension stable dans l'eau. [30,31]

1.5.2 Architecture des matériaux composites :

L'ensemble des procédés de mise en œuvre montre la prépondérance d'une conception des pièces en matériaux composites :

- par surface : plaques, coques,
- par stratification de couches successives.

1.5.2.1 Stratifiés :

Les stratifiés sont constitués (figure 1.26) de couches successives (appelées parfois plis) de renforts (fils, stratifiés, mats, tissus, etc.) imprégnés de résines. [2]

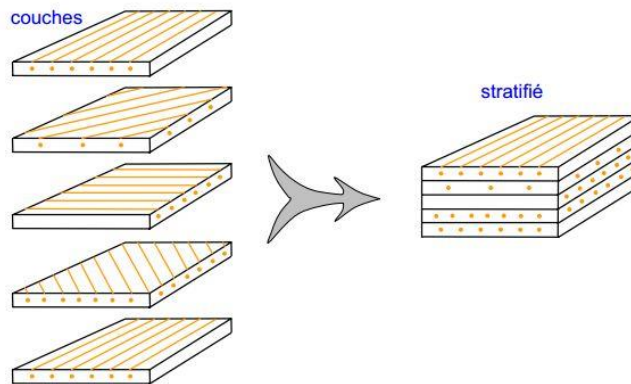


Figure 1.26: Constitution d'un stratifié. [1]

Nous étudions les divers types de stratifiés :

1.5.2.1.1 Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels :

Les stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels constituent un type de stratifié de base auquel peut se ramener en théorie tout autre type de stratifié. Ces stratifiés sont constitués (figure 1.27) de couches de fils ou de tissus unidirectionnels, dont la direction est décalée dans chaque couche. [1,2]

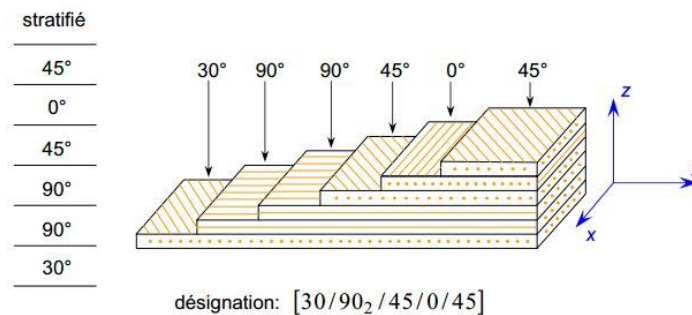


Figure 1.27 : Désignation d'un stratifié. [2]

La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant :

1. Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence.
2. Les couches successives sont séparées par un / si leurs angles sont différents.
3. Les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique.
4. Les couches sont nommées successivement en allant d'une face à l'autre. Des crochets (ou parenthèses) indiquent le début et la fin du code.

La désignation dépend du système d'axes choisi. Un exemple est donné à la figure 1.27. [1]

- **Angles positifs et négatifs :**

Lorsque des couches sont orientées à des angles égaux en valeurs absolues, mais de signes opposés, les signes + ou – sont utilisés. La convention pour les angles positifs ou négatifs dépend du système d'axes choisi : une inversion peut apparaître suivant le choix effectué (figure 1.28).

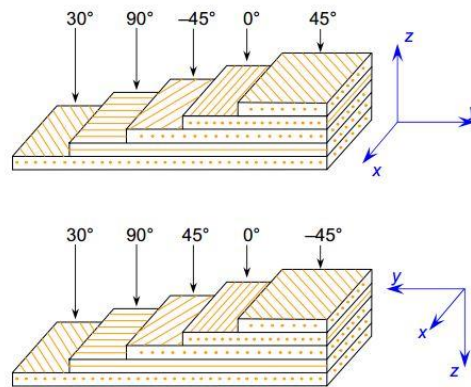


Figure 1.28 : Convention de signe pour la désignation des stratifiés.[1]

- **Stratifiés symétriques :**

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est plan de symétrie. Sa désignation ne nécessite alors que la moitié des couches successives.

- ✓ Si le stratifié a un nombre pair de couches, la désignation débute sur une face pour finir au plan de symétrie. Un indice S indique que le stratifié est symétrique.
- ✓ Si le stratifié comporte un nombre impair de couches, la désignation est semblable à la précédente, la couche centrale étant surlignée.

- **Séquence :**

La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois où une séquence est successivement répétée.

- **Stratifiés hybrides :**

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de natures différentes. Il sera alors nécessaire de les mentionner dans la désignation.

1.5.2.1.2 Structure générale d'un stratifié :

Dans le cas général, le renfort de chaque couche sera de natures diverses : fils, stratifils, mats, tissus, fibres de verre, fibres de carbone, etc. Chaque couche doit alors être désignée par l'indication de la nature des fibres, du type de renfort : fils, mat, tissu avec indication de la proportion de fibres suivant le sens chaîne et trame. [1,2]

Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation du matériau composite, en l'adaptant au mieux au champ des contraintes imposé :

- Les couches unidirectionnelles ont de bonnes performances mécaniques dans la direction des fibres.
- Les mats sont peu résistants en traction et devront être réservés aux zones comprimées : par exemple (figure 1.29) couches unidirectionnelles dans la zone de traction, mat dans la zone de compression d'une poutre sollicitée en flexion.

- Une stratification croisée sera sensible au délaminage interlaminaire.
- Une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire pour avoir une pseudo-isotropie dans le plan du stratifié.

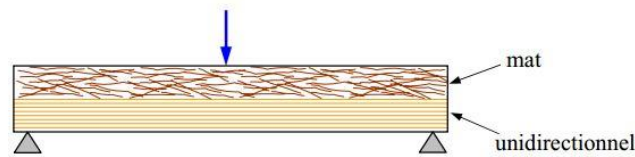


Figure 1.29 : Poutre sollicitée en flexion. [1]

Enfin, il est intéressant de noter qu'une stratification symétrique garantira généralement une bonne planéité du stratifié après démoulage.

1.5.2.2 Composites sandwiches :

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux "feuilles", appelées peaux, possédant de bonnes caractéristiques en traction. L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité.

Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.).

Les matériaux les plus couramment utilisés sont :

- Pour les âmes pleines (figure 1.30) :
 - Le balsa ou bois cellulaire ;
 - Diverses mousses cellulaires ;
 - Des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques ;

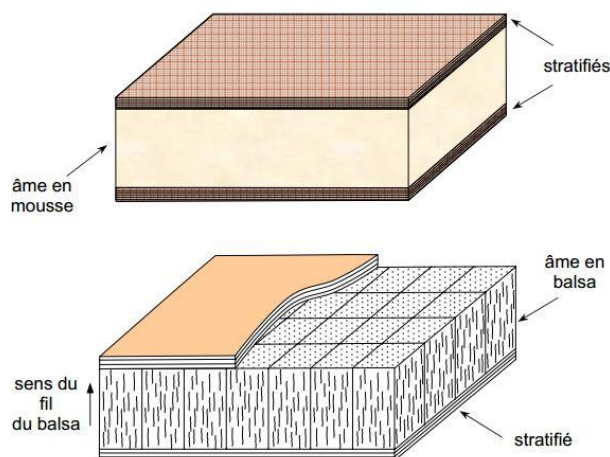


Figure 1.30 : Matériaux sandwichs à âmes pleines [2]

- Pour les âmes creuses (figure 1.31), essentiellement nid d'abeilles et profilés :

- Des alliages métalliques légers.
- Du papier kraft (enduit ou non de résine).
- Du papier polyamide, type papier Nomex.

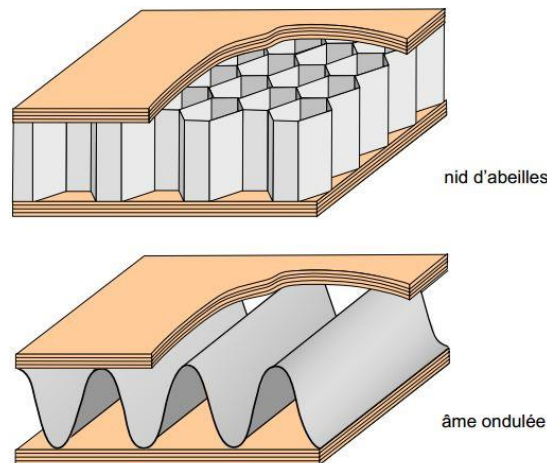


Figure 1.31 : Matériaux sandwichs à âmes creuses. [2]

Des âmes mixtes peuvent être utilisées.

Les peaux sont le plus souvent des stratifiés (verre, carbone, Kevlar) ou des feuilles d'alliages légers.

Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme-peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence. [2]

1.5.2.3 Autres architectures :

1.5.2.3.1 Plastiques renforcés :

Ces matériaux sont constitués de résines ou matrices dans lesquelles sont introduits des renforts de type :

- fibres courtes,
- billes pleines ou billes creuses,
- poudres : métalliques, de graphite.

Les renforts permettent généralement d'augmenter le module d'élasticité d'un facteur 2 à 5. Le comportement mécanique de ces matériaux peut être homogénéisé, et son étude est ramenée à celle d'un matériau usuel isotrope. [1]

1.5.2.3.2 Composites volumiques :

Les composites volumiques ont été introduits pour des besoins spécifiques de l'aéronautique. Ils sont élaborés à partir de tissages volumiques. Ces matériaux sont très onéreux. Outre des intérêts spécifiques, ils permettent d'obtenir des caractéristiques mécaniques très élevées, avec un comportement sensiblement isotrope en volume. [1]

1.6 Conclusion :

Ce chapitre présente une analyse bibliographique réalisée dans le but de se familiariser avec les matériaux composites et les structures sandwiches. L'objectif est de constituer une base de connaissances qui pourra être utilisée par la suite pour le choix des différents matériaux nécessaires à la réalisation d'un sandwich à base de constituants naturels. Tout d'abord, les notions et définitions principales relatives aux éco-composites sont rappelées. Puis les matériaux composites sont définis, ainsi que les différents éléments qui les composent. En plus des différentes matrices et particulièrement des matrices polymères. Dans les deux cas, une revue de la littérature concernant spécifiquement les renforts et les matrices biosourcées est proposée. Les principales fibres sont détaillées surtout les fibres végétales, de ce fait, de récentes recherches sont en cours dans le but d'améliorer les propriétés des matériaux renforcés par ces fibres végétales, quoique l'Algérie soit parmi les pays qui possèdent une multitude de fibres végétales (fibre de palmier, Alfa, Abaca, Chanvre et Coton ...), la valorisation de ces fibres dans les domaines pratiques n'est pas encore généralisée. Cette valorisation est de nature à soutenir les secteurs industriels régionaux, et par la même à leur donner plus d'autonomie pour s'adapter intelligemment aux besoins locaux, en valorisant leurs propres ressources. La démarche que nous avons suivie s'inscrit dans la valorisation des fibres pour améliorer l'adaptation des produits existants aux conditions locales. Par la suite, les procédés de mise en œuvre des matériaux composites les plus couramment utilisés sont présentés, ainsi nombreux types et architectures de renforts sont décrits.

Chapitre 2

Théories des matériaux composites sandwichs

Chapitre 2 : Théories des matériaux composites sandwichs

Introduction :

Les matériaux sandwichs connaissent un essor important, tant dans les applications les utilisant, que dans les technologies les mettant en œuvre. Ils sont ainsi largement utilisés dans tous les secteurs industriels et notamment les transports, la marine, le nautisme, l'aéronautique, l'aérospatial, les sports et loisirs, l'industrie lourde, le génie civil et l'armée. Leur consommation ne cesse d'augmenter. D'une manière générale, on trouve des sandwichs dans toutes les applications où le rapport rigidité/masse volumique apparente de la structure doit être le plus élevé.

La théorie de la résistance des matériaux montre en effet que la rigidité en flexion d'un panneau est proportionnelle au cube de son épaisseur. De ce fait, le rôle d'une âme dans un composite multicouche est d'accroître le module du stratifié en augmentant de manière significative son moment d'inertie (via l'épaisseur) par adjonction d'un matériau de faible densité. Il peut ainsi en résulter une augmentation considérable de la rigidité pour un accroissement de masse minime.

Donc, parmi les propriétés les plus importantes d'une âme, et qui constituent de véritables critères de choix, figurent sa résistance au cisaillement et son module.

En outre, notamment lorsque sont utilisées des peaux minces, l'âme doit être capable de supporter un chargement en compression sans défaillance prématurée, ceci de manière à éviter l'endommagement par flambage des peaux suite à un plissement de celles-ci. Elle joue ainsi un rôle de stabilisation des peaux.

2.1 Définitions et exemples :

Une structure sandwich est une forme particulière de structure composite multicouche permettant d'augmenter fortement les propriétés mécaniques en flexion avec un faible impact sur la masse globale de la structure. Pour ce faire, une âme légère est intercalée entre deux peaux, souvent en composite. Le moment quadratique de la poutre ainsi obtenue est alors fortement augmenté. Les structures sandwichs sont utilisées dans de nombreuses applications, allant des cloisons ou planchers de véhicules de transports aux coques de bateaux, en passant par les éoliennes, ou certains éléments d'isolation intérieure dans le secteur du bâtiment. [32]

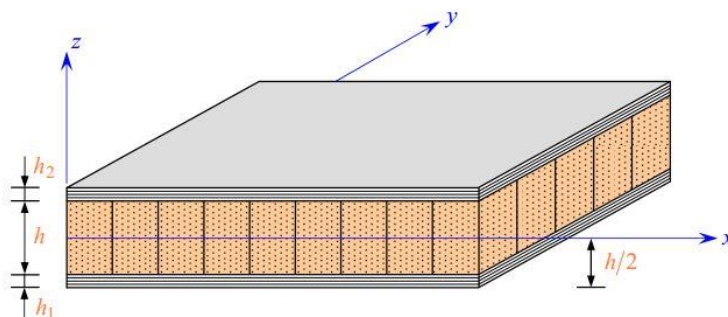


Figure 2.1 : Plaque sandwich. [1]

2.2 Les constituants du sandwich :

Généralement, les sandwichs possèdent des peaux fines et une âme dont les propriétés mécaniques en traction sont faibles par rapport à celles des peaux. Dans ces conditions, si la structure est sollicitée en flexion, les peaux travaillent en traction/compression et l'âme en cisaillement. Ces différentes propriétés sont montrées par la suite dans le chapitre, qui présente les principaux éléments de la théorie des poutres sandwiches. Cette considération est importante pour le choix des constituants.

2.2.1 Les peaux du sandwich :

Comme expliqué précédemment, la peau supérieure du sandwich encaisse les efforts de compression et la peau inférieure les efforts de traction. Par conséquent, les peaux composites doivent supporter les efforts de traction/compression dans les directions de flexion du sandwich. Pour cette raison, l'utilisation de composites renforcés de fibres longues est particulièrement adaptée pour renforcer des directions privilégiées. Ainsi, les éco-composites mentionnés précédemment peuvent pour la plupart être utilisés en tant que peaux d'une structure sandwich biosourcée. Cependant, tout type de plaque fine suffisamment rigide et résistante, pour une application donnée, peut convenir. On trouve ainsi des sandwichs à peaux métalliques ou même en bois. D'autre part, les peaux ont aussi pour rôle de protéger l'âme et le reste de la structure des agressions extérieures, comme l'humidité, les attaques chimiques, les impacts, etc. Elles peuvent aussi conférer à la structure un aspect esthétique dans le cas où la pièce est visible.

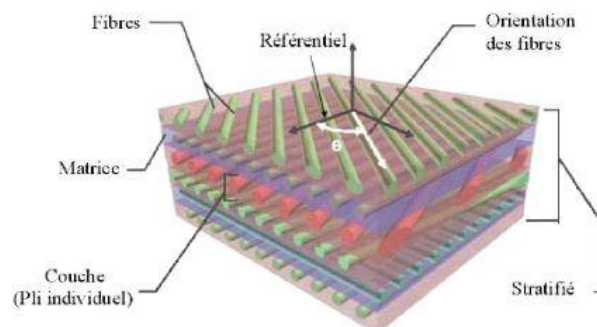


Figure 2.2 : Peau d'une structure composite sandwich. [34]

2.2.2 L'âme du sandwich :

Le rôle de l'âme est d'écarter les peaux pour augmenter le moment quadratique global de la structure (théorème de Huygens) en ayant un impact minimal sur la masse. Les seuls efforts directement encaissés par l'âme sont liés au cisaillement (dans le cas d'une sollicitation en flexion) ou à la compression (dans le cas d'une sollicitation en compression perpendiculaire, pour des applications de type planchers par exemple).

Par conséquent, les structures cellulaires sont particulièrement appropriées (mousses, nids d'abeilles, etc.). L'augmentation de la taille des cellules permet en effet d'atteindre des masses volumiques très basses, tout en assurant une certaine rigidité et résistance en cisaillement et en compression. La figure 2.3 illustre une structure sandwich à âme en nid d'abeilles. Outre ses fonctions mécaniques, l'âme du sandwich permet l'apport à la structure globale de fonctionnalités supplémentaires. Elle peut en effet favoriser l'amortissement de vibrations, au moyen de la compression/décompression de l'air contenu dans les cellules lors

des déformations mécaniques de la structure vibrante. De plus, certaines âmes sont sélectionnées pour permettre une isolation thermique optimale, ou encore pour leurs propriétés de retard au feu. [32]

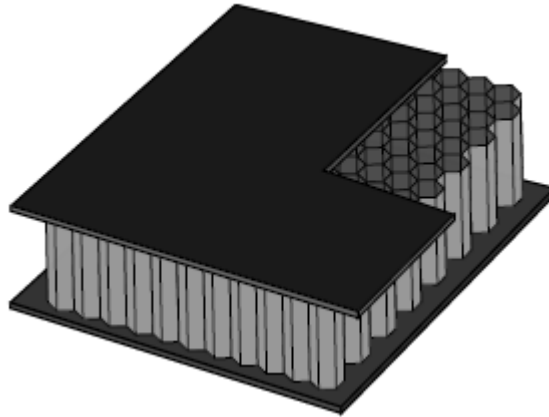


Figure 2.3 Exemple de structure sandwich à âme en nid-d'abeilles.

Le composite sandwich que l'on propose d'élaborer est constitué de peaux à fibres de palmier. La peau se présente sous la forme d'un matériau composite orthotrope. Afin d'évaluer les propriétés mécaniques, une étude aux échelles microscopique et macroscopique s'avère nécessaires.

2.3 Approche microscopique :

Les propriétés du matériau composite sont évaluées en fonction des propriétés de la fibre et de la matrice. Les tests mécaniques sont effectués sur un élément de volume représentatif « EVR ». Dans son repère d'orthotropie l'EVR comprend les modules : E_L , E_T , G_{LT} , ν_{LT}

i) Module longitudinale E_L :

Considérons le cas d'une traction longitudinale sur l'EVR comme présenté sur la figure 2.4. Pour assurer une continuité fibre/matrice, l'effort total appliqué est proportionné selon les propriétés de la fibre et de la matrice (dans ce cas, la fibre prend majoritairement en charge l'effort appliqué). Cette réalité physique est mathématiquement traduite par :

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_f = \varepsilon_m \quad (2.1)$$

L'application d'une contrainte de traction σ_1 sur l'EVR résulte en un allongement longitudinal Δl et en une diminution de l'épaisseur Δl_t .

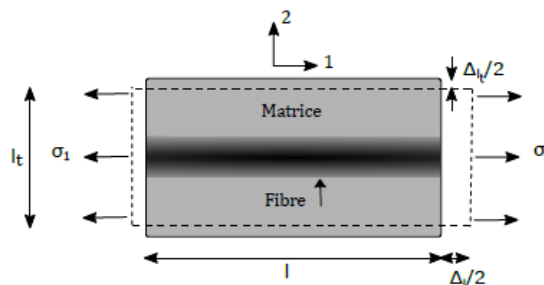


Figure 2.4 : Traction longitudinale sur un volume de matrice renforcée d'une fibre longue

La force totale appliquée à l'EVR est :

$$F_1 = \sigma_1 S = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m \quad (2.2)$$

Les contraintes dans les fibres et la matrice sont respectivement égale à :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_f \quad (2.3)$$

$$\sigma_m = E_m \varepsilon_m$$

La substitution des équations (2.3) dans l'equ. (2.2), et en divisent par la surface totale donne lieu :

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m \quad (2.4)$$

Dans l'equ (2.4) V_f et V_m sont les fractions volumiques de la fibre et de la matrice, respectivement

On suppose alors que les fibres et la matrice sont parfaitement liées, et qu'il n'existe aucune porosité dans le composite, ce qui permet de supposer que $V_m = (1 - V_f)$.

ii) Module transverse E_T :

Dans la direction transverse aux fibres, la résistance de ces derniers est nettement réduite de sorte que l'on peut avancer comme hypothèse forte :

$$\sigma_2 = \sigma_f = \sigma_m \quad (2.5)$$

L'allongement total dans l'EVR est la somme algébrique des allongements dans la fibre et la matrice :

$$\Delta l_2 = \Delta l_f + \Delta l_m \quad (2.6)$$

Les allongements dans l'EVR, la fibre et la matrice sont donnés respectivement par :

$$\Delta l_2 = \varepsilon_2 l, \Delta l_f = \varepsilon_f l_f, \Delta l_m = \varepsilon_m l_m \quad (2.7)$$

Par substitution des equ (2.7) dans l'equ (2.6) et en utilisant les relations contrainte/déformation et en utilisant l'hypothèse de l'equ (2.5) on obtient :

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad (2.8)$$

iii) Coefficient de Poisson ν_{LT} et module de cisaillement G_{LT} :

Il peut être remarqué que le coefficient de poisson ν_{LT} suit la loi des mélanges tandis que le module de cisaillement G_{LT} suit la loi transverse. Ainsi on peut déduire les expressions de ν_{LT} , G_{LT} :

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (2.9)$$

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m} \quad (2.10)$$

Ces quatre équations donnant les propriétés mécaniques du composite reposent sur les hypothèses mentionnées, ajoutées à d'autres hypothèses physiques : adhésion parfaite entre les constituants, un arrangement homogène et régulier des renforts dans la matrice.

2.4 Comportement macroscopique d'un composite :

Les composites stratifiés, que ce soit de plis unidirectionnels ou bi-axiaux, présentent un comportement orthotrope. Chaque pli possède en effet trois plans de symétrie orthogonaux deux à deux. On distingue généralement la direction de la chaîne des renforts, noté L ou 1, de la direction de la trame, noté T ou 2. La direction dans l'épaisseur du pli est noté T' ou 3.

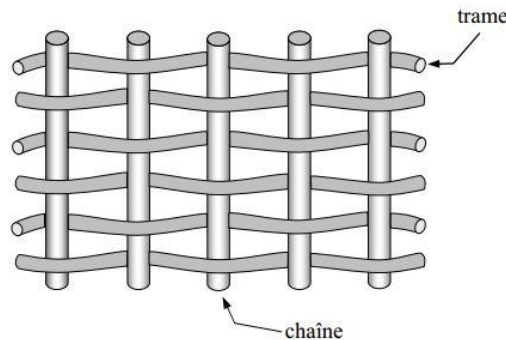


Figure 2.5 : Chaîne et trame d'un tissu. [1]

D'une manière générale, un composite possède un comportement linéaire s'il existe un comportement biunivoque entre le tenseur des contraintes et le tenseur des déformations. On peut alors écrire :

$$\sigma_{ij} = Q_{ijkl} \varepsilon_{kl} \quad (2.11)$$

$$\varepsilon_{ij} = S_{ijkl} \sigma_{kl}$$

Où Q_{ijkl} et S_{ijkl} sont respectivement les composantes des tenseurs d'ordre quatre de rigidité et de souplesse, qui sont l'inverse l'un de l'autre.

Pour un matériau entièrement anisotrope, les tenseurs Q_{ijkl} et S_{ijkl} admettent 36 constantes indépendantes. L'existence d'une énergie donne lieu à une symétrie des tenseurs Q_{ijkl} et S_{ijkl} , et réduit par conséquent le nombre de constantes indépendantes à 23.

Industriellement utilisé, les composites 3D admettent un comportement orthotrope et sont par conséquent régis par 9 constantes. Les considérations en terme de dimensions imposent que le composite suit un modèle de plaque mince. Par conséquent les équations constitutives initialement 3D se réduisent à des équations 2D et s'écrivent comme suit :

$$\begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix}; \quad \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} \quad (2.12)$$

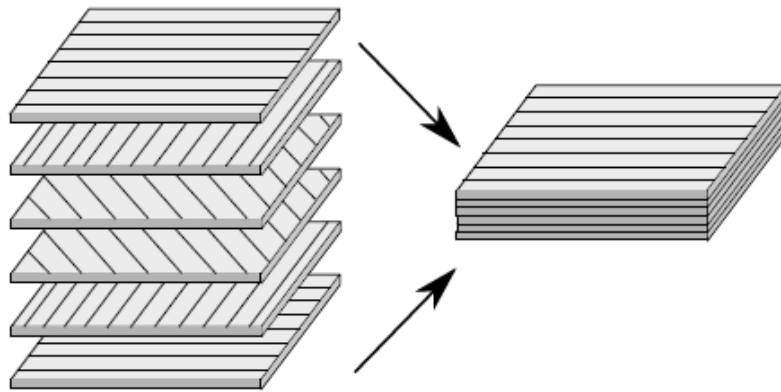


Figure 2.6 : Représentation d'un composite stratifié constitué de 6 plis avec différentes orientations

2.4.1 Caractérisation macroscopique du composite :

Considérons par exemple une traction pure dans la direction des fibres d'un composite unidirectionnel :

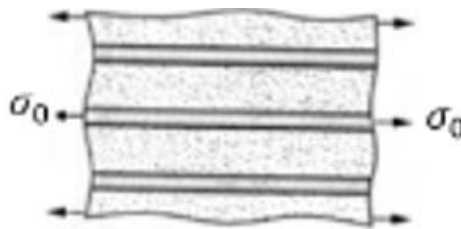


Figure 2.7 : Essai de traction longitudinal.

$$\begin{cases} \sigma_1 = \sigma_0 \\ \sigma_i = 0 \text{ si } i \neq 1 \end{cases}$$

A contraintes imposées, il est plus judicieux d'utiliser les relations inverses :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 = \sigma_0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.13)$$

A partir des équ (2.13), on obtient :

$$S_{11} = \frac{\varepsilon_1}{\sigma_1} = \frac{1}{E_1} ; S_{12} = \frac{\varepsilon_2}{\sigma_1} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} \quad (2.14)$$

Les autres constantes S_{22} et S_{66} peuvent être déterminées en procédant aux tests de traction transverse aux fibres et de cisaillement, respectivement. Ainsi on obtient :

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \text{ et } S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (2.15)$$

Regroupons les équations (2.14) et (2.15), on obtient :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_1} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} \quad (2.16)$$

Les relations contraintes/déformations sont obtenues par l'inversion des équ (2.16).

Dans ce qui suit, on va considérer le composite monocouche en dehors des axes d'orthotropie

2.4.2 Comportement d'un monocouche en dehors des axes d'orthotropie :

La figure ci-dessus montre un monocouche dans les deux repères.

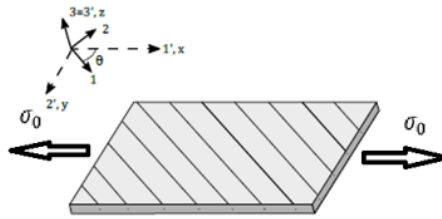


Figure 2.8 : Représentation d'un pli composite unidirectionnel dans un repère tourné d'un angle θ par rapport à ses axes d'orthotropie.

Les deux tenseurs contraintes et déformations suivent la transformation de coordonnées suivante :

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix} = [P]^t \cdot \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{pmatrix} ; \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{pmatrix} = [P]^t \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix} \quad (2.17)$$

Avec $[P]$ la matrice de passage.

$$[P] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 2 \cos \theta \sin \theta \\ \cos \theta \sin \theta & -\cos \theta \sin \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Par substitution de l'équ (2.17) dans l'équ (2.16), et par utilisation de la transformation :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{pmatrix} \quad (2.19)$$

On désigne par $[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$.

On obtient :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} S'_{11} & S'_{12} & S'_{16} \\ S'_{21} & S'_{22} & S'_{26} \\ S'_{61} & S'_{62} & S'_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix} \quad (2.20)$$

Où

$$[S'] = [R][P]^{-1}[R]^{-1}[S][P] \quad (2.21)$$

Les nouvelles composantes S'_{ij} peuvent alors être exprimées en fonction des anciennes S_{ij} par :

$$\begin{aligned} S'_{11} &= S_{11} \cos^4 \theta + (2S_{12} + S_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + S_{22} \sin^4 \theta \\ S'_{12} &= (S_{11} + S_{22} - S_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + S_{12}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ S'_{22} &= S_{22} \cos^4 \theta + (2S_{12} + S_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + S_{11} \sin^4 \theta \quad (2.22) \\ S'_{16} &= (2S_{11} - S_{12} - S_{66}) \cos^3 \theta \sin \theta - (2S_{22} - S_{12} - S_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\ S'_{26} &= -(2S_{22} - S_{12} - S_{66}) \cos^3 \theta \sin \theta + (2S_{11} - S_{12} - S_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\ S'_{66} &= 2(2S_{11} + 2S_{22} - 4S_{12} - S_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + S_{66}(\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \end{aligned}$$

Une caractérisation macroscopique dans le référentiel hors axes d'orthotropie donne :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{\eta_{x,xy}}{2G_{xy}} \\ -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & \frac{1}{E_y} & \frac{\eta_{y,xy}}{2G_{xy}} \\ \frac{\eta_{xy,x}}{E_x} & \frac{\eta_{xy,y}}{E_y} & \frac{1}{2G_{12}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix} \quad (2.23)$$

Exemple de calcul des S'_{ij} :

En se référant à la figure 2.8 on peut écrire que :

$$\varepsilon_{xx} = S'_{11} \cdot \sigma_0 = S'_{11} \cdot E_x \varepsilon_x \quad (2.23')$$

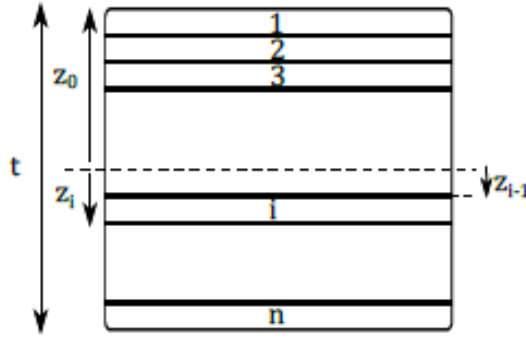
Ce qui donne :

$$S'_{11} = \frac{1}{E_x}$$

Où $\eta_{x,xy}$, $\eta_{y,xy}$, $\eta_{xy,x}$ et $\eta_{xy,y}$ sont appelés coefficients d'influence mutuelle et correspondent à des coefficients de couplage non classiques. Les relations précédentes peuvent bien sûr être inversées pour obtenir la matrice de rigidité Q'_{ij} , exprimant la relation entre les contraintes et les déformations dans le référentiel hors axes d'orthotropie.

2.5 Rigidités des plaques composites "Théorie Classique des Stratifiés" :

Par la suite, en considérant l'empilement présenté sur la figure 2.8, constitué de plis UD superposés avec des orientations différentes, il est possible d'estimer les rigidités équivalentes du stratifié.

Figure 2.9 : Coupe d'un stratifié à n couches.

En notant N et M les forces et les moments appliqués sur une plaque, et en supposant :

$$N = \begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad M = \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{pmatrix} \quad (2.21)$$

Et en notant les contraintes, déformations et courbures :

$$\sigma_0 = \begin{pmatrix} \sigma_{x_i} \\ \sigma_{y_i} \\ \sigma_{xy_i} \end{pmatrix}; \quad \varepsilon_0 = \begin{pmatrix} \varepsilon_{x_0} \\ \varepsilon_{y_0} \\ \varepsilon_{xy_0} \end{pmatrix} \quad \text{et} \quad k = \begin{pmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{pmatrix} \quad (2.22)$$

Les relations entre les efforts, les moments, les déformations et les courbures de la plaque sont alors données par :

$$\begin{pmatrix} N \\ M \end{pmatrix} = \sum_{i=1}^n \int_{z_{i-1}}^z \begin{pmatrix} Q_i & Q_i z \\ Q_i z & Q_i z^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_0 \\ k \end{pmatrix} dz = \begin{pmatrix} A & B \\ B & D \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_0 \\ k \end{pmatrix} \quad (2.23)$$

Avec :

$$\begin{aligned} A &= \sum_{i=1}^n Q_i (z_i - z_{i-1}) \\ B &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n Q_i (z_i^2 - z_{i-1}^2) \\ D &= \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n Q_i (z_i^3 - z_{i-1}^3) \end{aligned} \quad (2.24)$$

Enfin, on peut exprimer les modules de l'ingénieur équivalent du stratifié d'épaisseur t , à savoir :

$$E_x = \frac{A_{11}(1-\nu_{12}\nu_{21})}{t} \quad (2.25)$$

$$E_y = \frac{A_{22}(1-\nu_{12}\nu_{21})}{t} \quad (2.26)$$

$$G_{xy} = \frac{A_{66}}{t} \quad (2.27)$$

$$v_{12} = \frac{A_{12}}{A_{22}} \text{ et } v_{21} = \frac{A_{12}}{A_{11}} \quad (2.28)$$

2.6 Critères de rupture :

Les critères de rupture ont pour objectifs de permettre au concepteur d'avoir une évaluation de la résistance mécanique des stratifiés. D'une manière générale, la résistance mécanique d'un matériau correspond à une dégradation irréversible : soit à la rupture réelle du matériau (figure 2.9a), soit à la limite du domaine élastique (figure 2.9b). Dans le cas des matériaux composites, la limite du domaine élastique est généralement liée à l'apparition de la microfissuration : microruptures dans la matrice, ruptures de fibres, décohésion fibres-matrice, etc. Une fois initiées, ces microfissures restent généralement localisées, ne modifiant que très progressivement la rigidité du matériau.

Les critères de rupture sont établis dans le cas d'une couche d'un stratifié et peuvent être classés suivant :

- Des critères en contraintes maximales.
- Des critères en déformations maximales.
- Des critères interactifs, souvent appelés critères énergétiques.

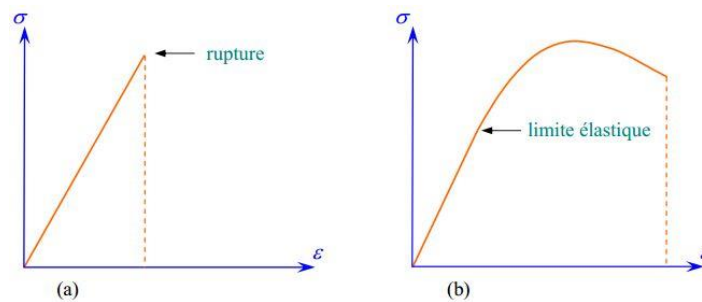


Figure 2.10 : Comportements fragile et “ductile” d'un matériau. [1]

Les critères en contraintes maximales et en déformations maximales ne permettent pas de rendre compte de l'ensemble des résultats expérimentaux. D'autre part, ces critères excluent l'existence d'interactions entre les contraintes ou déformations dans les axes des matériaux : les mécanismes de rupture longitudinale, transversale ou en cisaillement sont supposés se produire indépendamment.

2.6.1 Critères interactifs :

Des *critères interactifs* ont été recherchés en étendant aux matériaux orthotropes le critère de Von Mises, utilisé pour les matériaux isotropes. Le critère de Von Mises est relié à l'énergie de déformation emmagasinée par unité de volume du matériau déformé. C'est la raison pour laquelle ces critères interactifs sont parfois appelés critères énergétiques. Toutefois, dans le cas de matériaux orthotropes, ces critères ne sont plus reliés exclusivement à l'énergie de déformation.

2.6.1.1 Critère de Hill :

Un des premiers critères interactifs de rupture appliqués aux matériaux anisotropes a été introduit par R. Hill [36]. Ce critère peut être formulé en disant que l'état limite de contraintes d'un matériau anisotrope n'est pas atteint tant que l'inégalité suivante est vérifiée :

$$F(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + G(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + H(\sigma_L - \sigma_T)^2 + 2L\sigma_{TT'}^2 + 2M\sigma_{LT'}^2 + 2N\sigma_{LT}^2 < 1 \quad (2.29)$$

La rupture du matériau se produit donc lorsque l'égalité est vérifiée, soit :

$$F(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + G(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + H(\sigma_L - \sigma_T)^2 + 2L\sigma_{TT'}^2 + 2M\sigma_{LT'}^2 + 2N\sigma_{LT}^2 = 1 \quad (2.30)$$

Cette égalité constitue le critère de Hill, rapporté aux axes principaux (L, T, T') du matériau. Il peut également être mis sous une autre forme suivant :

$$(G + H)\sigma_L^2 + (F + H)\sigma_T^2 + (F + G)\sigma_{T'}^2 - 2H\sigma_L\sigma_T - 2G\sigma_L\sigma_{T'} - 2F\sigma_T\sigma_{T'} + 2L\sigma_{TT'}^2 + 2M\sigma_{LT'}^2 + 2N\sigma_{LT}^2 = 1 \quad (2.31)$$

Les paramètres F, G, H, L, M et N sont des paramètres caractéristiques du matériau considéré, qui sont reliés aux contraintes à la rupture X, Y et S du matériau suivant des relations que nous établissons ci-après.

Dans le cas d'un essai de traction (ou compression) dans la direction L, le critère de Hill se réduit à :

$$G + H = \frac{1}{X^2} \quad (2.32)$$

Où X est la contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction L. De même, on trouve :

$$F + H = \frac{1}{Y^2} \quad (2.33)$$

$$F + G = \frac{1}{Z^2} \quad (2.34)$$

Où Y et Z sont les contraintes à la rupture en traction (ou en compression) dans les directions T et T'.

Dans le cas d'un essai de cisaillement dans le plan (L, T), le critère de Hill se réduit à :

$$2N = \frac{1}{S_{LT}^2} \quad (2.35)$$

Où S_{LT} est la contrainte de rupture en cisaillement dans le plan (L, T). De même :

$$2M = \frac{1}{S_{LT'}^2} \quad (2.36)$$

$$2L = \frac{1}{S_{TT'}^2} \quad (2.37)$$

Où $S_{LT'}$ et $S_{TT'}$ sont les contraintes de rupture en cisaillement, respectivement dans les plans (L, T') et (T, T').

Les expressions (2.32) à (2.37) permettent de déterminer les paramètres de rupture F, G, L, M, N et d'écrire le critère de Hill sous la forme :

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{T'}}{Z}\right)^2 - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}\right) \sigma_L \sigma_T - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{Y^2}\right) \sigma_L \sigma_{T'} - \left(\frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2}\right) \sigma_T \sigma_{T'} + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{LT'}}{S_{LT'}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{TT'}}{S_{TT'}}\right)^2 = 1 \quad (2.38)$$

Il est à noter que le critère de Hill ne prend pas en compte la différence du comportement des matériaux en traction et compression.

Dans le cas d'un état de contraintes planes dans le plan (L, T) de la couche de matériau composite : $\sigma_{T'} = \sigma_{LT'} = \sigma_{TT'} = 0$, le critère de Hill se simplifie suivant :

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 - \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}\right) \sigma_L \sigma_T + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 = 1 \quad (2.39)$$

2.6.1.2 Critère de Tsai-Hill :

Le critère de rupture précédent (2.39) en contraintes planes a été simplifié par V.D. Azzi et S.W. Tsai [37] dans le cas de matériaux composites unidirectionnels.

En effet, dans ce cas : $Z = Y$, et le critère (2.39) s'écrit :

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X^2} + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 = 1 \quad (2.40)$$

Ce critère est généralement connu sous le nom de critère de Tsai-Hill.

Dans le cas d'une traction ou d'une compression en-dehors des axes des matériaux, les contraintes dans les axes des matériaux sont données par les expressions :

$$\begin{aligned} \sigma_L &= \sigma_{xx} \cos^2 \theta \\ \sigma_T &= \sigma_{xx} \sin^2 \theta \\ \sigma_{LT} &= -\sigma_{xx} \sin \theta \cos \theta \end{aligned} \quad (2.41)$$

En reportant ces expressions dans la relation (2.40), le critère de Tsai-Hill s'écrit :

$$\frac{\cos^4 \theta}{X^2} + \left(\frac{1}{S_{LT}^2} - \frac{1}{X^2}\right) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + \frac{\sin^4 \theta}{Y^2} = \frac{1}{\sigma_{xx}^2} \quad (2.42)$$

La figure 2.10 montre les résultats obtenus avec le critère de Tsai-Hill dans le cas d'un composite unidirectionnel à fibres de verre E. Généralement un bon accord est observé entre ces valeurs et les valeurs obtenues expérimentalement pour ce type de composite.

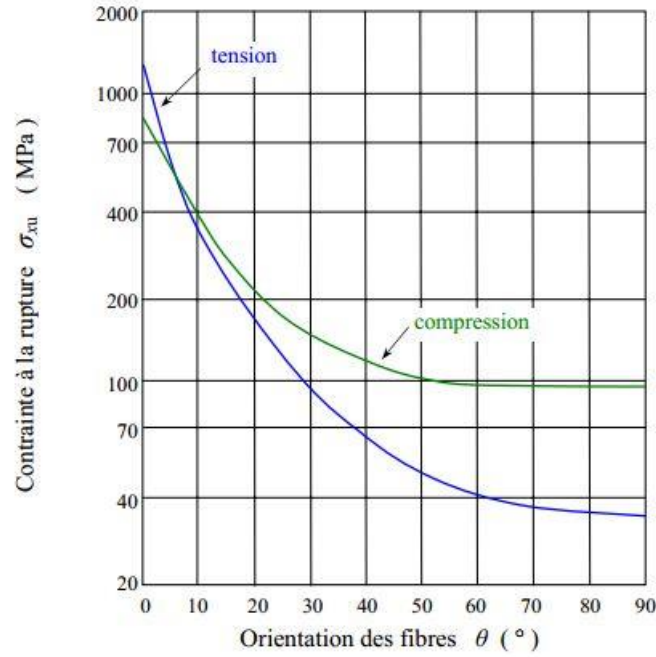


Figure 2.11 : Critère de Tsai-Hill dans le cas d'un composite unidirectionnel à fibres de verre. [1]

2.6.1.3 Critère de Hoffman :

Une généralisation du critère de Hill, tenant compte de la différence du comportement des matériaux en traction et en compression, a été formulée par O. Hoffman [38]. Le critère de Hoffman admet que la rupture du matériau se produit lorsque l'égalité suivante est vérifiée :

$$C_1(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + C_2(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + C_3(\sigma_L - \sigma_T)^2 + C_4\sigma_L + C_5\sigma_T + C_6\sigma_{T'} + C_7\sigma_{TT'}^2 + C_8\sigma_{LT'}^2 + C_9\sigma_{LT}^2 = 1 \tag{2.43}$$

Les constantes C1 à C9 sont caractéristiques du matériau et reliées aux contraintes à la rupture du matériau par les relations :

$$\begin{aligned} C_1 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Y_t Y_c} + \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{1}{X_t X_c} \right) \\ C_2 &= \frac{1}{2} \left(-\frac{1}{Y_t Y_c} + \frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{1}{X_t X_c} \right) \\ C_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{1}{X_t X_c} \right) \\ C_4 &= \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} & C_7 &= \frac{1}{S_{TT'}^2} \\ C_5 &= \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} & C_8 &= \frac{1}{S_{LT'}^2} \\ C_6 &= \frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c} & C_9 &= \frac{1}{S_{LT}^2} \end{aligned} \tag{2.44}$$

Dans le cas d'un état de contraintes planes dans le plan (L, T), le critère de Hoffman se réduit à :

$$\frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} + \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} + \frac{X_c - X_t}{X_c X_t} \sigma_L + \frac{Y_c - Y_t}{Y_c Y_t} \sigma_T + \frac{\sigma_{LT}^2}{S_{LT}^2} = 1 \quad (2.45)$$

2.6.1.4 Théorie générale de Tsai-Wu :

2.6.1.4.1 Formulation :

Les critères précédents suffisent généralement pour décrire les divers résultats expérimentaux observés. Toutefois, une des façons d'améliorer la corrélation entre résultats expérimentaux et théoriques est d'accroître le nombre de paramètres des équations théoriques. Ce fait, associé à la possibilité de représenter les critères de rupture sous forme tensorielle, a conduit S.W. Tsai et E.M. Wu [39] à admettre que la rupture d'un matériau anisotrope est atteinte lorsque l'égalité suivante est vérifiée :

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (2.46)$$

Où les constantes F_i et F_{ij} sont les composantes de deux tenseurs respectivement de rang 2 et de rang 4. La notation contractée usuelle est utilisée dans cette relation pour les contraintes rapportées aux axes des matériaux :

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_{11} = \sigma_L & \sigma_2 &= \sigma_{22} = \sigma_T & \sigma_3 &= \sigma_{33} = \sigma_{T'} \\ \sigma_4 &= \sigma_{23} = \sigma_{T T'} & \sigma_5 &= \sigma_{13} = \sigma_{L T'} & \sigma_6 &= \sigma_{12} = \sigma_{L T} \end{aligned}$$

L'équation (46) s'écrit sous forme développée suivant :

$$\begin{aligned} F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 + F_4 \sigma_4 + F_5 \sigma_5 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{13} \sigma_1 \sigma_3 + \\ 2F_{14} \sigma_1 \sigma_4 + 2F_{15} \sigma_1 \sigma_5 + 2F_{16} \sigma_1 \sigma_6 + F_{22} \sigma_2^2 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + 2F_{24} \sigma_2 \sigma_4 + 2F_{25} \sigma_2 \sigma_5 + \\ 2F_{26} \sigma_2 \sigma_6 + F_{33} \sigma_3^2 + 2F_{34} \sigma_3 \sigma_4 + 2F_{35} \sigma_3 \sigma_5 + 2F_{36} \sigma_3 \sigma_6 + F_{44} \sigma_4^2 + 2F_{45} \sigma_4 \sigma_5 + \\ 2F_{46} \sigma_4 \sigma_6 + F_{55} \sigma_5^2 + 2F_{56} \sigma_5 \sigma_6 + F_{66} \sigma_6^2 = 1 \end{aligned} \quad (2.47)$$

Les termes linéaires F_i prennent en compte la différence éventuelle du comportement du matériau en traction et en compression. Les termes quadratiques F_{ij} définissent un ellipsoïde dans l'espace des contraintes et tiennent compte des interactions entre les contraintes σ_i et σ_j .

L'intérêt de la formulation développée par Tsai-Wu réside dans :

1. l'invariance de la forme de la relation (2.46) dans tout changement de base.
2. la transformation du critère suivant les lois de transformation des tenseurs σ_i , σ_{ij} ou F_i , F_{ij} .
3. les propriétés de symétrie des tenseurs F_i , F_{ij} similaires à celles des constantes d'élasticité.

2.6.1.4.2 Expression des constantes :

Nous nous intéressons, dans ce paragraphe, au cas d'un matériau composite orthotrope soumis à un état de contraintes planes dans le plan (1, 2) = (L, T). La relation (2.47) s'écrit alors :

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 = 1$$

Ou (2.48)

$$F_1 \sigma_L + F_2 \sigma_T + F_6 \sigma_{LT} + F_{11} \sigma_L^2 + F_{22} \sigma_T^2 + F_{66} \sigma_{LT}^2 + 2F_{12} \sigma_L \sigma_T = 1$$

Les paramètres F_i et F_{ij} peuvent être exprimés à l'aide des contraintes à la rupture, mesurées dans divers essais.

Dans le cas d'un essai de traction suivant la direction rupture X_t est telle que :

$$F_1 X_t + F_{11} X_t^2 = 1 \quad (2.49)$$

Et dans un essai de compression :

$$F_1 X_c + F_{11} X_c^2 = 1 \quad (2.50)$$

De ces deux relations, nous tirons :

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \quad (2.51)$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_t X_c}$$

Par analogie, nous avons de même :

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \quad (2.52)$$

$$F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}$$

Dans le cas d'un essai de cisaillement dans le plan (L, T) (figure 2.11a), la contrainte à la rupture S_{LT}^+ est telle que :

$$F_6 S_{LT}^+ + F_{66} S_{LT}^{+2} = 1 \quad (2.53)$$

En inversant le sens des contraintes (figure 2.11b), la contrainte à la rupture S_{LT}^- est telle que :

$$F_6 S_{LT}^- + F_{66} S_{LT}^{-2} = 1 \quad (2.54)$$

Ces deux relations conduisent à :

$$F_6 = \frac{1}{S_{LT}^+} - \frac{1}{S_{LT}^-} \quad (2.55)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S_{LT}^+ S_{LT}^-} \quad (2.56)$$

La contrainte à la rupture étant indépendante du signe de la contrainte de cisaillement, nous avons :

$$S_{LT}^+ = S_{LT}^- = S_{LT} \quad (2.57)$$

Il en résulte que dans le cas de matériaux orthotropes :

$$F_6 = 0 \quad (2.58)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S_{LT}^2} \quad (2.59)$$

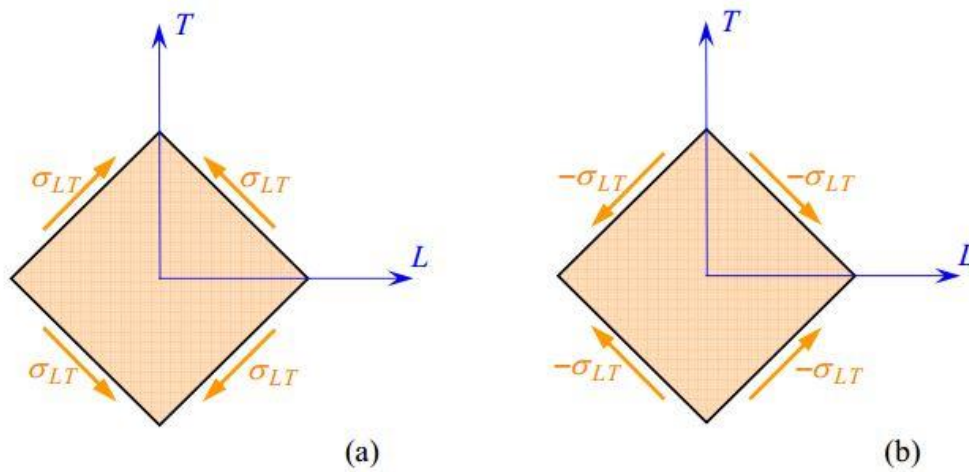


Figure 2.12 : Essais de cisaillement. [1]

Il reste à déterminer le paramètre de couplage F_{12} . Ce paramètre peut être déterminé dans un essai bi-axial, par exemple une traction bi-axiale. Un tel essai est effectué en exerçant la même contrainte dans les directions 1 et 2 du matériau. Les contraintes sont alors :

$\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$, les autres contraintes étant nulles. Le critère (2.48) s'écrit :

$$(F_1 + F_2)\sigma + (F_{11} + F_{22} + 2F_{12})\sigma^2 = 1 \quad (2.60)$$

D'où l'expression du paramètre d'interaction :

$$F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} \left[1 - \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} + \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma + \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \sigma^2 \right] \quad (2.61)$$

La valeur de F_{12} correspond à la valeur σ de la contrainte mesurée lors de la rupture dans l'essai de traction biaxiale.

Dans la pratique, le coefficient d'interaction F_{12} peut également être déterminé dans un essai de traction (ou compression) à 45° des axes du matériau orthotrope. Dans ce cas, les contraintes dans les axes du matériau sont :

$$\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_6 = \frac{\sigma_{45}}{2} \quad \sigma_3 = \sigma_4 = \sigma_5 = 0 \quad (2.62)$$

Où σ_{45} est la contrainte de traction exercée.

D'où l'expression du paramètre F_{12} obtenue dans cet essai :

$$F_{12} = \frac{2}{\sigma_{45}^2} \left[1 - \frac{\sigma_{45}}{2} \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} + \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) - \frac{\sigma_{45}^2}{4} \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} + \frac{1}{S_{LT}^2} \right) \right] \quad (2.63)$$

La valeur de F_{12} correspond à la valeur de σ_{45} mesurée lors de la rupture dans un essai de traction à 45° .

2.6.1.4.2 Critère de Tsai-Wu en contraintes planes :

En tenant compte des résultats précédents, le critère de Tsai-Wu (2.48), dans un état de contraintes planes, s'écrit sous la forme :

$$\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \sigma_L + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma_T + \frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} + \frac{\sigma_{LT}^2}{S_{LT}^2} + \frac{2F_{12}^* \sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} = 1 \quad (2.64)$$

En introduisant le coefficient de couplage F_{12}^* , exprimé suivant :

$$F_{12}^* = \frac{1}{2\sigma^2} \left\{ 1 - \left[X_c - X_t + \frac{X_t X_c}{Y_t Y_c} (Y_c - Y_t) \right] \sigma + \left(1 + \frac{X_t X_c}{Y_t Y_c} \right) \sigma^2 \right\} \quad (2.65)$$

Ou

$$F_{12}^* = \frac{2}{\sigma_{45}^2} \left\{ 1 - \left[X_c - X_t + \frac{X_t X_c}{Y_t Y_c} (Y_c - Y_t) \right] \frac{\sigma_{45}}{2} + \left(1 + \frac{X_t X_c}{Y_t Y_c} + \frac{X_t X_c}{S_{LT}^2} \right) \frac{\sigma_{45}^2}{4} \right\} \quad (2.66)$$

Où σ et σ_{45} sont les contraintes à la rupture déterminées, respectivement, dans un essai bi-axial et dans une traction à 45° . Bien souvent, le coefficient de couplage F_{12}^* est considéré comme un coefficient empirique, ajusté en fonction des résultats expérimentaux.

Dans le cas où le coefficient de couplage est pris égal à $-\frac{1}{2}$:

$$F_{12}^* = -\frac{1}{2} \quad (2.67)$$

Le critère de Tsai-Wu (2.64) en contraintes planes s'écrit :

$$\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \sigma_L + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma_T + \frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} + \frac{\sigma_{LT}^2}{S_{LT}^2} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} = 1 \quad (2.68)$$

Nous retrouvons le critère de Hoffman (2.45) en contraintes planes.

Si, de plus, les contraintes à la rupture en traction et en compression sont identiques :

$$X_t = X_c = X \quad Y_t = Y_c = Y \quad (2.69)$$

Le critère (2.68) s'écrit :

$$\left(\frac{\sigma_L}{X} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S_{LT}} \right)^2 - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X^2} = 1 \quad (2.70)$$

Le critère est alors confondu avec le critère de Tsai-Hill (2.40).

2.7 Conclusion :

Ce chapitre présente une analyse bibliographique réalisée dans le but de se familiariser avec les structures sandwichs. L'objectif est de constituer une base de connaissances qui pourra être utilisée par la suite pour le choix des différents matériaux nécessaires à la réalisation d'un sandwich à base de constituants naturels. Tout d'abord, les notions et définitions principales relatives aux structures sandwichs sont rappelées. Puis les différents constituants des composites sandwichs sont définis. D'autre part, on a cité les différentes théories des plaques sandwich expliquant la théorie classique des stratifiés.

La troisième partie de ce chapitre propose une étude des critères de rupture tel que critères interactifs "Tsai-Hill" & "Tsai-Wu" qui sont des critères de vérification avec la simulation numérique.

Chapitre 3

Élaboration du matériau sandwich et préparation des éprouvettes

Chapitre 3 : Élaboration du matériau sandwich et préparation des éprouvettes

Introduction

L'exploitation des palmiers dattiers produit annuellement une quantité importante de bois, estimée à environ 250000 tonnes pour l'Algérie seulement et presque 2 millions de tonnes mondialement [39]. Ces parties renouvelables de l'arbre sont actuellement très peu exploitées. Ce type de matériau est ainsi actuellement envisagé comme matériau de renfort pour les composites pouvant être utilisé dans plusieurs domaines.

Le palmier dattier a une structure fibreuse, l'incorporation des fibres dans les résines participe à la fois à l'amélioration des propriétés mécaniques et physiques. Cependant, le vrai rôle des fibres est qu'elles agissent sur la matrice de deux manières, la première consiste à la limitation et au contrôle des fissures, en essayant de stopper leur influence, ce qui se traduit par une augmentation de la résistance, et la deuxième c'est la transformation du matériau d'un comportement fragile à un comportement ductile se traduisant par un retard dans l'apparition des fissures

Selon Zollo (1997), une meilleure efficacité des fibres est liée à la liaison ou l'ancrage et le potentiel d'absorption d'énergie grâce à l'effet cumulé du nombre de fibres, leur surface spécifique et leur orientation à l'intérieur de la matrice. [4]

Plusieurs chercheurs soutiennent l'idée que les fibres ont une influence sur les propriétés mécaniques et rhéologiques des composites par le biais de nombreux paramètres parmi lesquelles on trouve : la forme et l'état de surface des fibres, la longueur (l_f) et le diamètre (d_f), l'élanement ou le rapport l_f/d_f , la nature des fibres, la rigidité des fibres, le taux de fibres incorporées et la distribution et l'orientation des fibres au sein de la matrice.[4]

Dans le but d'améliorer les performances mécaniques des différents matériaux composites, plusieurs travaux ont été effectués. L'un de ces axes de recherches récents est la mise au point d'un matériau composite à base de fibres. La maîtrise du comportement de ce nouveau matériau composite nécessite une multitude d'essais expérimentaux qui demandent parfois l'adaptation des méthodes d'essais classiques aux conditions nouvelles. En effet, l'incorporation des fibres dans la matrice du polymère à différents pourcentages et différentes longueurs change le comportement de cette dernière, ce qui complique souvent le déroulement de quelques essais classiques.

Dans ce qui suit nous allons exposer la production des fibres partons de la sélection-défilage et finissons par le traitement des fibres. Par la suite on passe à la méthode d'élaboration du composite sandwich par le biais de la méthode de moulage par compression à froid.

3.1 Choix des matériaux utilisés :

Le choix des constituants du sandwich qui va être élaboré dans le cadre de ce travail n'est pas fait au hasard, ayant comme objectif la recherche d'un matériau élaboré à partir des constituants végétaux, locaux et dans le souci de garantir le côté technique (caractéristiques mécaniques) et économique d'une part et le respect de l'environnement d'autre part.

Dans la suite de ce travail on a choisi un des matériaux les plus répandus dans le grand Sahara Algérien :

1. Les fibres de palmier dattier conçues comme peau de la structure sandwich.
2. La poudre de pétiole (kornav " appellation locale") conçue comme âme de la structure sandwich.

3.1.1 Fibres de palmier dattier :

3.1.1.1 Extraction et préparation des fibres :

En premier lieu, notre étude s'intéresse aux fibres extraites de la surface du tronc de palmier dattier. Ces dernières, ont été collectées à partir de palmiers dattiers de la région du Sahara Algérien de même source.

Les fibres rassemblées sont nettoyées utilisant l'eau pour que n'importe quelle poussière ou impuretés soient enlevés. Alors ils sont immergés dans l'eau qui est à température ambiante pendant un jour pour qu'ils deviennent flexibles et pour faciliter le défibrage.

Les fibres sont séparées en fibres individuelles dans de l'eau. Les fibres individuelles sont bien lavées dans de l'eau une deuxième fois pour enlever les impuretés restantes et la couche de lignine qui entourent la fibre et qui gênent l'adhérence. Ensuite, elles sont coupées aux longueurs voulues.

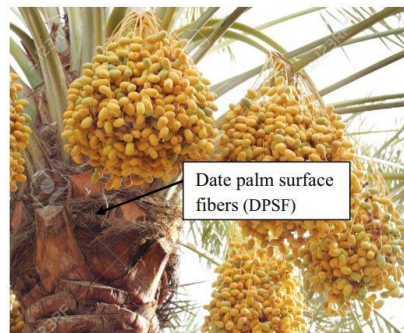


Figure 3.1 : Tronc d'arbre de dattier montrant les fibres de surface de dattier. [40]

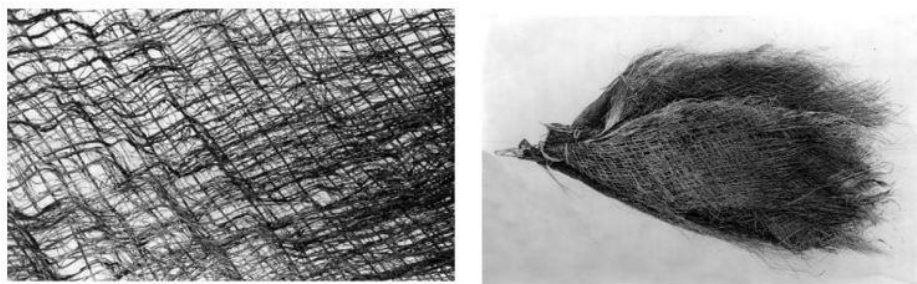


Figure 3.2 : Les fibres de surface de palmier dattier à l'état brute. [40]



Figure 3.3 : Les fibres de surface de palmier dattier après défibrage en différents calibres selon leurs diamètres.

3.1.1.2 Traitement des fibres :

3.1.1.2.1 Traitement Alcalin :

Pour l'incorporation dans des composites à base de polymères, généralement les fibres doivent subir un traitement alcalin.

La majorité des traitements connus (acétylation, benzylation...) sont précédés par un prétraitement dans une solution alcaline (Figure 3.4). Les fibres sont traitées avec une solution de NaOH (3% et 6%) durant six heures (6h). Elles sont ensuite lavées avec de l'eau pour éliminer l'excès de NaOH. Le dernier lavage se fait avec de l'eau distillée contenant un peu d'acide acétique, les fibres sont ensuite séchées à l'air libre.

Ce traitement a pour but d'améliorer les caractéristiques adhésives de la surface des fibres en éliminant les impuretés naturelles et artificielles ainsi qu'une partie des hémicelluloses qui influe sur les propriétés d'absorption notamment celle de l'humidité. En effet, la réduction des hémicelluloses dans ces fibres réduit la capacité d'absorption d'eau dans la fibre. [41,42].

Le traitement alcalin est décrit chimiquement par l'équation suivante (3.1):

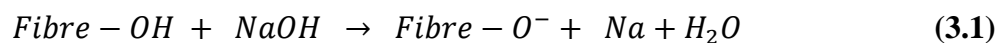


Figure 3.4 : Traitement des fibres avec une solution alcaline NaOH.

3.1.1.2.2 Séchage des fibres :

Après le traitement chimique des fibres par la soude (3% et 6%), elles sont séchées à l'air libre pendant 24 heures puis dans une étuve à 100°C pendant 90 minutes jusqu'à ce que toute l'eau s'évapore, laissant un échantillon cohérent séché.



Figure 3.5 : Séchage des fibres après traitement à l'air libre.



(a)

(b)

Figure 3.6 : (a) étuve électrique de $T_{\max} = 1200^{\circ}\text{C}$; (b) fibres séchées dans une étuve.

Après séchage les fibres sont bien "isolées" pour éviter l'humidification.

3.1.2 Pétiole (Kornav) :

3.1.2.1 Collecte et production de Pétiole :

Les régions du sud Algérien disposent de ressources végétales abondantes, mais peu exploitées et présentant de bonnes caractéristiques physiques et mécaniques tel que les pétioles et les déchets cellulosiques du palmier dattier produits abondamment lors des travaux d'entretien annuels.

Comme déjà cité dans le "paragraphe 3.1", l'âme de la structure sandwich va être à base de poudre du pétiole.

On collecte alors le pétiole à partir des travaux d'entretien que subit l'arbre de palmier dattier qui va être ensuite découpé et broyé.



Figure 3.7 : Pétiole de palmier dattier.

3.1.2.2 Découpage et broyage de Pétiole (kornav):

Après avoir collecté le pétiole des troncs d'arbres de palmier, on procède au découpage de ce dernier en petit morceau à l'aide d'une scie électrique à ruban " Makita LB1200F", afin de faciliter leur broyage.



(a)



(b)

Figure 3.8 : (a) Scie électrique à ruban " Makita LB1200F" ; (b) Morceaux de pétiole découpés.

Après le découpage de pétiole en petit morceau, on procède au broyage en utilisant un broyeur électrique " 220-240 V, 50/60 Hz et 200W " pour extraire le produit résidu qui va être par la suite trié en deux différents calibres.

- le 1^{er} calibre $\leq 500 \mu m$
- le 2^{ème} calibre $\leq 1mm$

La figure 3.9 montre le produit résidu après tamisage avec les deux dimensions.

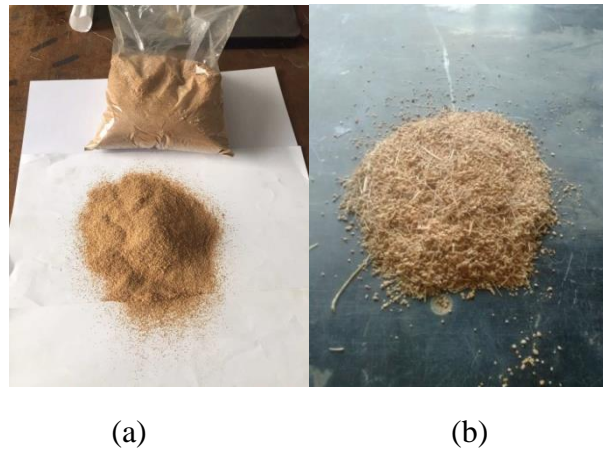


Figure 3.9 : Produits résidu du broyage après tamisage avec deux dimensions,(a) calibre 1;(b) calibre 2.

Les tamis utilisés sont montrés dans la figure 3.10

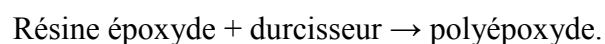


Figure 3.10 : Tamis utilisés : (a) calibre $\leq 500 \mu\text{m}$; (b) calibre $\leq 1\text{mm}$.

3.1.3 Résines utilisées :

Les polyépoxydes, encore appelés polymères époxyde ou improprement « époxy », sont fabriqués par polymérisation de monomères époxyde avec un durcisseur (agent de réticulation) qui peut être à base d'anhydride d'acide, de phénol ou le plus souvent d'amine (polyamine, aminoamide) : ce sont des polymères tridimensionnels. Le représentant le plus connu des polymères époxyde est la colle Araldite. Leur première synthèse date des années 1940.

Les résines époxyde (ou époxydiques) durcissent (réaction irréversible) en présence d'un durcisseur, sous l'effet de la chaleur (matériaux thermodurcissables) :



Pour caractériser le comportement mécanique de la résine, des essais de traction ont été réalisés afin de mesurer les principales constantes décrivant l'élasticité et la rupture du matériau. [32]

Les courbes contrainte/déformation obtenues sont présentées sur la figure 3.11. On remarque que les parties élastiques linéaires de chaque courbe sont bien superposées. En revanche, les propriétés à la rupture présentent une dispersion de l'ordre de 20%. Pour chaque éprouvette, le module d'Young E a été mesuré comme la pente de la courbe contrainte/déformation sur la partie élastique linéaire. Le coefficient de Poisson ν a été mesuré sur le même intervalle de déformation. Il correspond à la pente de la droite présentant la déformation transverse en fonction de la déformation longitudinale.

Les essais de tractions sont effectués sur la machine Zwick /Roel 10 KN comme indique la figure ci-après.

Tableau3.1 : Caractéristique technique de résine G50

Equivalent époxy	182 – 190
Viscosité à 25°C	8000 – 12000 MPa.s
Densité à 20°C	1,17
Point Eclair	> 150°C

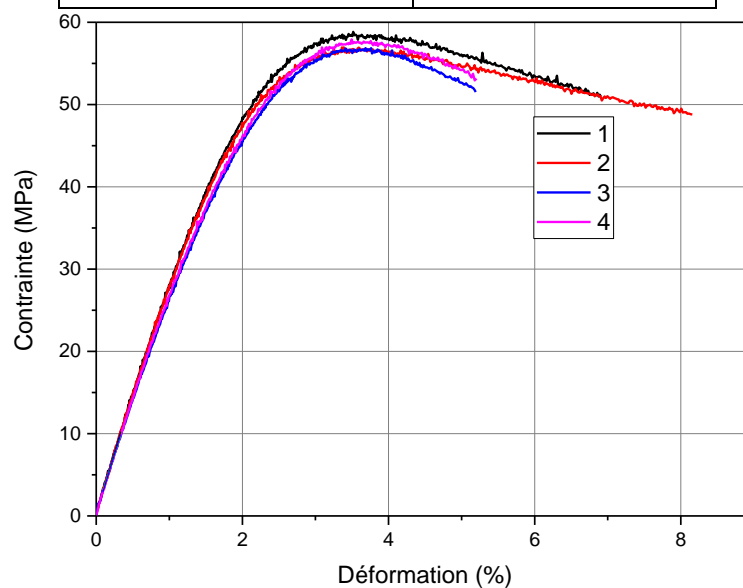


Figure3.11 : Comportement de résine G50 en traction.

Tableau3.2 : Paramètres mécaniques de résine G50

Paramètre	Module de Young (GPa)	Contrainte max
Essai 01	2,86	58,48
Essai 02	2,96	57,87
Essai 03	2,76	56,54
Essai 04	2,86	56,54

Les contraintes et déformations à la rupture, notées σ_R et ε_R ont aussi été relevées. Considérant la résine comme un matériau homogène isotrope, le module de cisaillement G a été déduit des mesures précédentes par :

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (3.2)$$

Les moyennes des différents résultats obtenus sont synthétisées dans le tableau 3.3. La masse volumique ρ a été obtenue par pesée hydrostatique.

Tableau 3.3 : Propriétés mécaniques de la matrice déduites des essais de traction.

Grandeur	ρ	E	ν	G	σ_R	ε_R
Unité	($kg.m^{-3}$)	(GPa)	(-)	(MPa)	(MPa)	(%)
Moyenne	1100	2.86	0.40	1.022	44	2.03
Ecart type	30	0.32	0.03	0.13	4	0.38

3.1.4 Eprouvettes :

3.1.4.1 Mise en forme des éprouvettes :

Les éprouvettes sont conçues par le biais d'un moule élaboré sous la norme standard ISO 3161 version 2014. Ce moule peut former 8 éprouvettes de nature différente.

Par la suite on perce le contre-moule afin d'assurer un système de serrage vis-écrou.

La figure 3.12 (a) montre le processus d'élaboration "moule d'éprouvettes", (b) perçage du contre-moule.



(a)

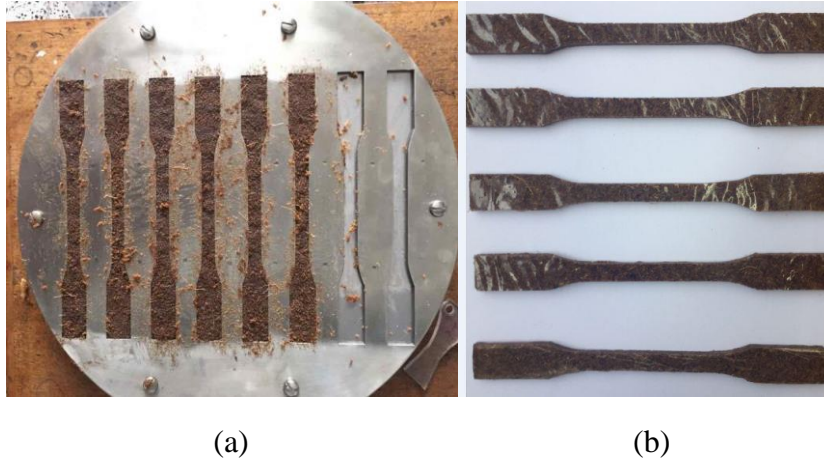
(b)

Figure 3.12 : (a) Mise en forme du moule des éprouvettes ; (b) Perçage du contre- moule.

3.2 Elaboration des éprouvettes :

Afin de tirer les différentes caractéristiques mécaniques des constituants du matériau composite à structure sandwich (Kornav/Epoxy), on procède à la réalisation des différents échantillons d'éprouvettes de fraction volumique égale à 60% de kornav.

Comme montré dans la figure (3.13), les éprouvettes finis sont conçues selon la proportion indiquée précédemment.



La figure 3.13 : (a): Eprouvettes semi-finis;(b): Eprouvettes finis de fraction volumique égale à 60%.

3.3 Caractérisation des éprouvettes :

La caractérisation consiste à déterminer la contrainte de rupture en traction des éprouvettes élaborées et par conséquent en déduire leur module de Young. Les éprouvettes destinées à l'essai de traction ont les mêmes dimensions avec la norme ASTM D638, et les tests ont été fait avec une charge constante et une vitesse fixée à 5 *mm/min*.

La contrainte de rupture en traction σ_T est calculée comme suit :

$$\sigma_T = \frac{F_T}{S_0} \quad (3.3)$$

Les essais de traction sont effectuées à température ambiante sur une machine universelle de type Zwick/Roell 10, dotée d'un capteur de force de capacité de 10 KN et d'un extensomètre comme montrée dans la figure 3.14. Cette machine est pilotée par ordinateur à l'aide du logicielle d'acquisition de données TextXpert12.0.

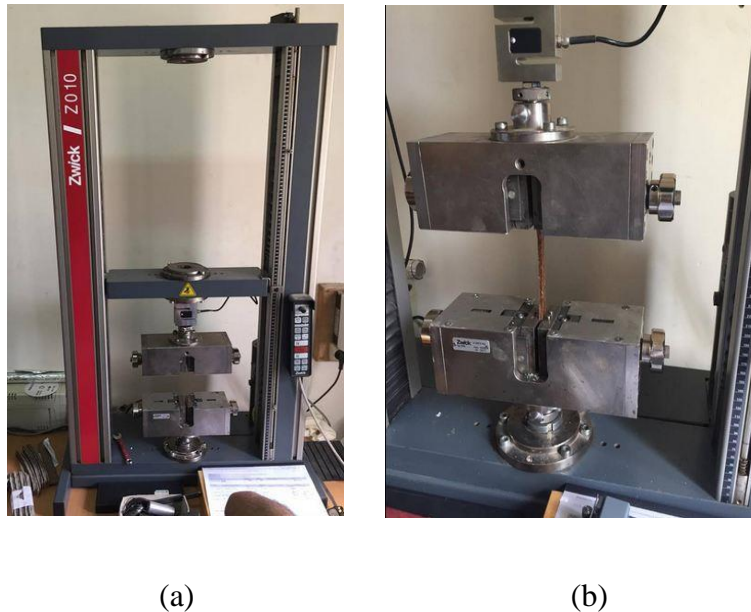


Figure 3.14 : (a) Machine universelle de type Zwick/Roell 10 ; (b) Essai de traction.

Les moyennes des différents résultats obtenus sont synthétisées dans le tableau 3.4.

Tableau 3.4 : Propriétés mécaniques de Kornav /Epoxy déduites des essais de traction.

Numéro	F_{max} (N/mm^2)	F_{break} (N/mm^2)	δ_{Break} (%)	δ_{Fmax} (%)	E (N/mm^2)
1	6.45	5.88	3.67	3.56	228.64
2	7.90	6.22	10.54	8.52	483.74
3	5.96	5.30	11.55	10.30	157.37
4	6.08	4.92	10.93	9.08	177.70
5	6.25	5.29	12.94	10.76	306.98

D'après les résultats obtenus à partir du tableau 3.4 on peut noter que le module d'Young diffère d'une éprouvette à une autre, par conséquent on procède à la moyenne des résultats pour obtenir le module d'Young de notre Âme de la structure sandwich.

$$E_{moy} = \frac{228.64 + 483.74 + 157.37 + 177.7 + 306.98}{5} = 270.886 \text{ MPa}$$

$$E_{moy} \cong 271 \text{ MPa}$$

Les courbes contraintes/déformations obtenues sont présentées sur la figure 3.15. On remarque qu'il y a un écart en contrainte entre les courbes résultantes, de plus on constate qu'il existe trois phases principales réparties selon les différentes éprouvettes.

- a) La partie linéaire : correspond à l'évolution linéaire de la contrainte en fonction de la déformation, le module d'Young E a été mesuré comme la pente de la courbe contrainte/déformation sur la partie élastique linéaire.
- b) La partie non linéaire : où la contrainte maximale est atteinte.
- c) La partie finale : correspond à une chute de la contrainte jusqu'à la rupture des éprouvettes.

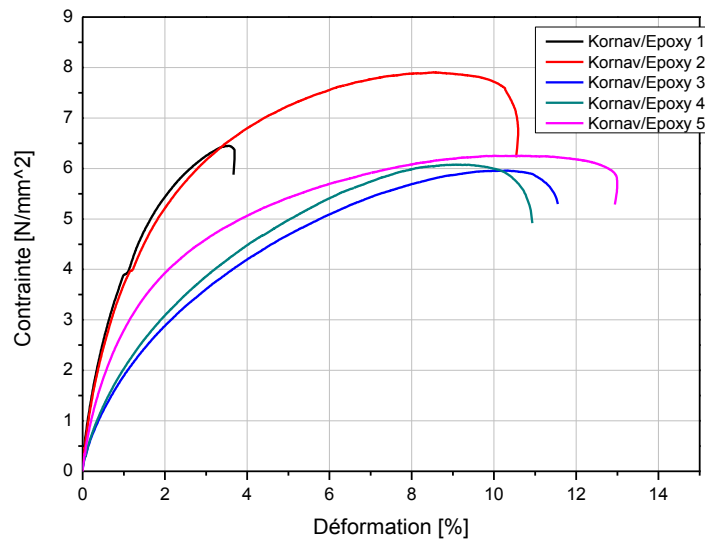


Figure 3.15 : Courbes contraintes/déformations des éprouvettes de "Kornav/Résine époxy" testées en traction.

Discussion:

D'après les différents résultats illustrés dans le tableau 3.4 et la figure 3.15 on ne tient pas compte du premier essai de traction à cause du grand écart de l'allongement de rupture avec les autres. On voit qu'il y a une dispersion entre les courbes de la figure 3.15, qui peut être expliquée par un faible taux de réticulation entre la matrice et le renfort. Ceci peut être dû à une incompatibilité entre la matrice et le renfort (Kornav), d'une part. D'autre part, on peut aussi dire que la poudre utilisée comme renfort peut contenir un certain pourcentage d'humidité. Il faut noter que la présence de H_2O au cours de la réticulation ferme le groupement oxéral, c'est à dire d'un point de vu chimique, il existe des groupements non réticulés à l'intérieure de la matrice.

3.4 Elaboration du sandwich :

3.4.1 Elaboration de la peau du sandwich (stratifiés) :

La première étape de réalisation d'un panneau sandwich est de mettre en œuvre les peaux de ce dernier. Pour cela on réalise un tissu de stratifié à base des fibres de palmier dattier de quatre empilements avec deux orientations différentes $[0/90]_2$ comme montré dans la figure suivante :

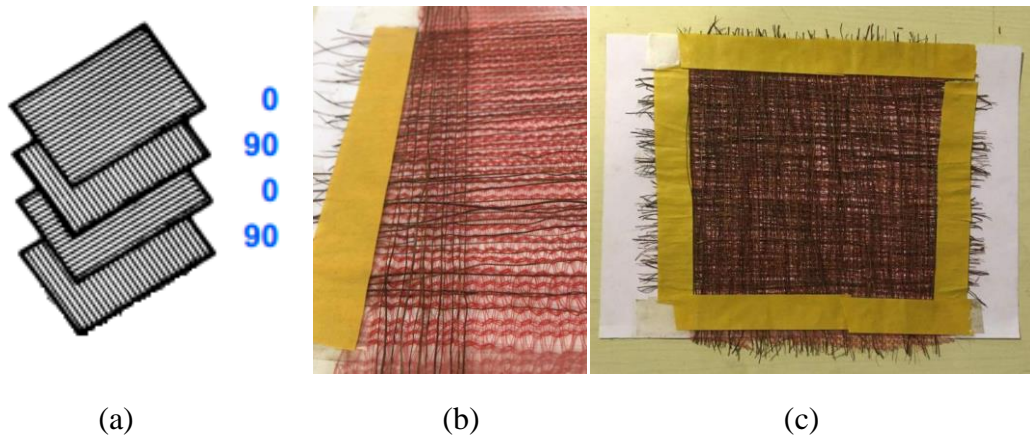


Figure 3.16 : (a) Schéma représentatif des stratifiés avec l'orientation des fibres ; (b) Stratifié au cours d'élaboration ; (c) Stratifié fini de quatre couches $[0/90]_2$

Une fois la réalisation du tissu fini, on procède à la mise en forme du stratifié en utilisant la méthode du moulage par compression à froid.

3.4.1.1 Méthode de moulage par compression à froid :

Le moulage est effectué à basse pression (< 5 bars) sans chauffage du moule, en utilisant l'exothermie de polymérisation de la résine. L'énergie calorifique accumulée par le moulage des pièces est alors suffisante pour maintenir le moule à des températures de 50 à 70 °C, en fonctionnement permanent.

Moule et contre-moule sont enduits d'agent de démoulage et de gel-coat. Puis le renfort et la matrice sont déposés sur le moule. L'ensemble moule/contre-moule est fermé, puis pressé. Le temps de polymérisation est lié au type de résine, au catalyseur et à la température atteinte par le moule en régime continu de production.

Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces de moyennes séries (4 à 12 pièces par heure). L'investissement (matériel et moule) est moins important que le procédé de compression à chaud. La presse basse pression est simplifiée. Les moules peuvent être réalisés par le transformateur en matériaux composites. Les pièces possèdent un bel aspect de surface sur chaque face. La productivité est inférieure au moulage à la presse à chaud. [1]

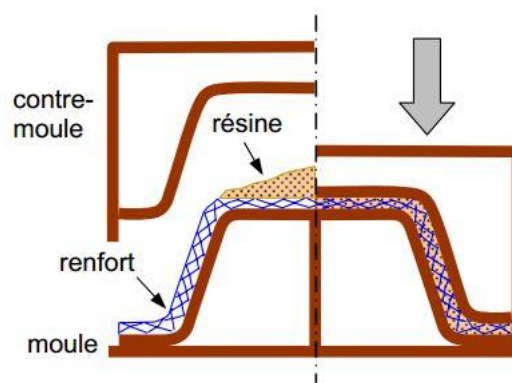


Figure 3.17 : Principe du moulage par compression à froid. [1]

3.4.1.2 Mise en œuvre expérimentale du stratifié (Fibres de palmier/Epoxy) :

A ce stade, on veut obtenir un stratifié d'une épaisseur finale de 3mm . Donc on réalise un moule de 3mm de profondeur pour satisfaire cette contrainte. Par la suite, on met notre tissu de quatre plis de fibre de palmier dattier dans le moule et on procède au moulage du mélange résine époxy/durcisseur (52%).

Enfin, on dépose le contre moule et on applique une pression importante afin d'obtenir un stratifié bien fini et prêt à être collé avec l'âme du sandwich.

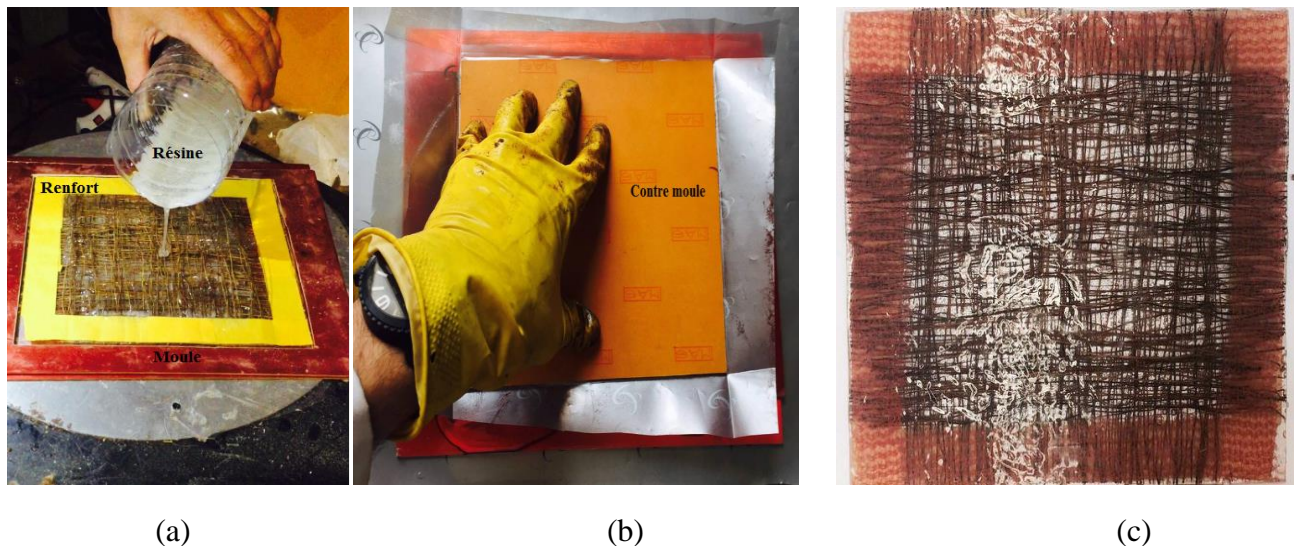


Figure 3.18 : (a) (b) mise en œuvre du stratifié méthode de compression à froid; (c) Stratifié fini (Epoxy/fibre de palmier).

3.4.2 Réalisation de l'âme du sandwich :

La deuxième étape de réalisation d'un panneau sandwich est d'élaborer l'âme du sandwich c'est à dire le mélange Kornav/résine qui sera mis entre les deux peaux stratifiées dans structure finale du sandwich.

Mode d'emploi :

Afin d'avoir des résultats multiples et pouvoir les comparer, on procède à élaborer deux type d'âme selon leur composition.

1. La fraction volumique du Kornav est de $V_{f_k} = 55\%$ et $V_{m_r} = 45\%$ de résine époxy.
2. La fraction volumique du Kornav est de $V_{f_k} = 60\%$ et $V_{m_r} = 40\%$ de résine époxy.

On mélange la poudre broyée du Kornav qui est considérée comme renfort avec la résine époxy comme matrice et par la suite on coule le mélange dans un moule de 6mm d'épaisseur et enfin, on dépose le contre moule et on applique une pression afin d'obtenir une mousse bien finie et prêt à être collé avec les deux peaux du sandwich.



Figure 3.19 : Produit final de la mousse du sandwich.

3.4.3 Collage peaux/mousse du sandwich :

La dernière étape de réalisation d'un panneau sandwich consiste à coller les deux peaux du stratifiés avec la mousse élaborée à l'aide de la résine époxy.

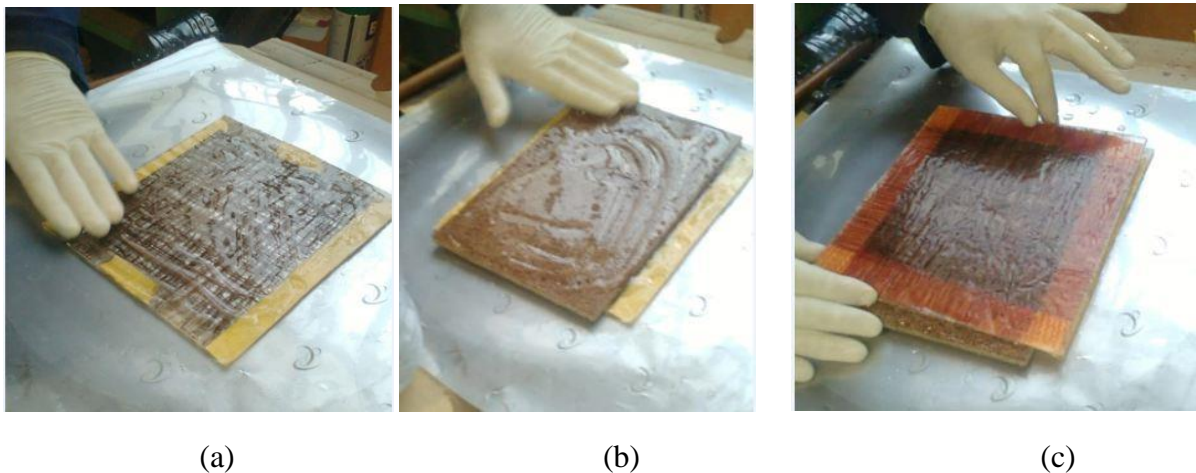


Figure 3.20 : (a) Peau inférieure du sandwich ; (b) Âme en mousse ; (c) Peau supérieure du sandwich.

Après 24h, temps requis pour le séchage total de la résine, on obtient le panneau composite en structure sandwich prêt à être découpé en éprouvettes selon les normes ASTM [43] pour passer à la phase de caractérisation.

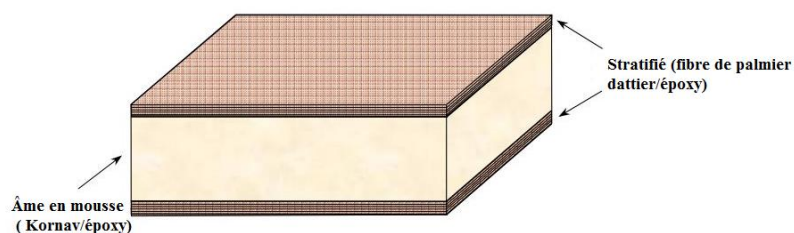


Figure 3.21 : Schéma représentatif de la structure sandwich. [1]



Figure 3.22 : Panneau sandwich élaboré avec les peaux stratifiées en fibre de palmier dattier et âme en mousse en kornav.

Le panneau sandwich élaboré sera découpé en plusieurs éprouvettes, cette découpe sera faite selon la norme ASTM D-2990[43]. Les éprouvettes ont une longueur de 200 mm, 25 mm de largeur et 12mm d'épaisseur.

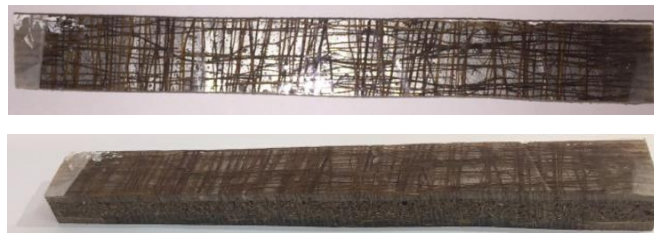


Figure 3.23: Les éprouvettes découpées selon la norme ASTM D-2990 (200mm × 25mm × 12mm).

3.5 Conclusion :

En conclusion, ce chapitre présente et illustre les différentes étapes d'élaboration des panneaux composite en structure sandwich et préparation des éprouvettes. L'objectif est de se familiariser avec toutes les méthodes et techniques d'élaboration utilisées.

Tout d'abord, les différentes causes et avantages qui ont permis le choix des constituants du sandwich sont illustrés. Par la suite on s'est orienté vers la réalisation d'une structure à âme en mousse de pétiole de palmier dattier ("Kornav" appellation locale) et à peaux en composite à matrice de résine époxy renforcée par des fibres de palmier dattier. Les éprouvettes de l'âme du sandwich élaborées en premier lieu ont pu être testées en traction afin de tirer leurs différentes caractéristiques. Le procédé de moulage par compression à froid de résine liquide a ainsi pu être utilisé pour la mise en œuvre des stratifiés et l'âme en mousse de la structures composites et sandwichs. La dernière partie est consacrée au collage des peaux avec la mousse et le découpage selon la norme ASTM [43] afin de caractériser notre matériau par différentes essais mécaniques.

Chapitre 4

Caractérisation et analyse du matériau élaboré

Chapitre 4 : Caractérisation et Analyse du matériau élaboré

Introduction

La caractérisation mécanique des éprouvettes du panneau sandwich a été faite au niveau de l'Unité de Recherche Matériaux, Procédés et Environnement (URMPE) de l'université M'Hamed Bougara de Boumerdès, Algérie.

Celle-ci comprend les essais de flexion trois et quatre points et de cisaillement.

4.1 Caractérisation mécanique du sandwich :

Après la découpe des éprouvettes selon les normes, la caractérisation est effectuée à travers des essais de flexion trois et quatre points et cisaillement suivant la norme ASTM. [43] Cette caractérisation permet de déterminer la rigidité en flexion et en cisaillement ainsi que le module de cisaillement de l'âme du sandwich. Les essais de cisaillement permettent de définir la compatibilité et l'adhésion entre la résine époxy, les fibres de palmier dattier et le pétiole, d'un autre coté nous avons fait des essais d'analyse modale expérimentale.

4.1.1 Essais de Flexion :

Le test de flexion consiste à déterminer les contraintes normales σ_3 et σ_4 respectivement en flexion 3 et 4 points, le module de rigidité en flexion D , le module de cisaillement en flexion N et le module de cisaillement de l'âme G_a de la structure sandwich.

Les éprouvettes testées en flexions trois et quatre points sont découpées suivant la norme ASTM D-618. [43,44]

$$\sigma_3 = \frac{P_1 d_1}{2 \cdot e \cdot s \cdot (h + ea) \cdot b} \quad (4.2)$$

$$\sigma_4 = \frac{P_2 d_2}{4 \cdot e \cdot s \cdot (h + ea) \cdot b} \quad (4.3)$$

σ : Contrainte (MPa);

P_1 : Effort maxi en flexion 3 points (N);

P_2 : Effort maxi en flexion 4 points (N);

d_1 : Distance entre appuis en flexion 3 points (mm)

d_2 : Distance entre appuis en flexion 4 points (mm);

e : Epaisseurs des semelles (mm);

ea : Epaisseur de l'âme (mm);

h : Hauteur totale (mm);

b : Largeur (mm).

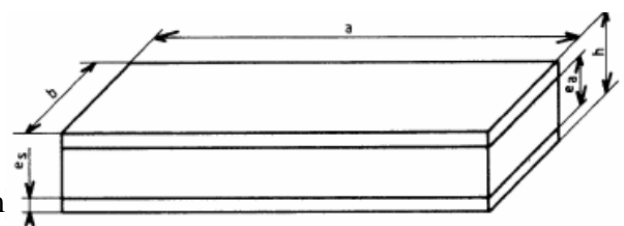


Figure 4.1: Représentation d'un sandwich

L'équation (4.4) donne la valeur du module de rigidité en flexion D [N/mm^2]: [44]

$$D = \frac{P_1 d_1 \left[1 - \left(\frac{11 \cdot d_1^2}{8 \cdot d_2^2} \right) \right]}{48 \cdot w_1 \left[1 - \left(\frac{2 \cdot P_1 d_1 w_2}{P_2 d_2 w_1} \right) \right]} \quad (4.4)$$

L'équation (4.5) définit le module de cisaillement en flexion $N[N]$: [44]

$$N = \frac{P_1 d_1 \left[\left(\frac{8 \cdot d_1^2}{11 \cdot d_2^2} \right) - 1 \right]}{4 \cdot w_1 \left[\left(\frac{16 \cdot P_1 d_1^3 w_2}{11 \cdot P_2 d_2^3 w_1} \right) - 1 \right]} \quad (4.5)$$

Le module de cisaillement de l'âme du sandwich $G_a[N/mm^2]$ est obtenu par l'équation (4.6) ou (4.7). Ce module permet de définir le comportement en cisaillement du Kornav avec présence de résine introduite lors de l'élaboration en moulage par compression à froid. [44]

$$G_a = \frac{P_1 \cdot d_1 \cdot ea \left[\left(\frac{8 \cdot d_1^2}{11 \cdot d_2^2} \right) - 1 \right]}{w_1 b (h+ea)^2 \left[\left(\frac{16 \cdot P_1 d_1^3 w_2}{11 \cdot P_2 d_2^3 w_1} \right) - 1 \right]} \quad (4.6)$$

$$G_a = N \cdot \frac{4 \cdot ea}{(h+ea)^2 \cdot b} \quad (4.7)$$

Ou w_1 et w_2 sont les fleches de courbure en flexion 3 et 4 points respectivement

Pour cela on procède à deux types de flexion :

- Flexion trois points.
- Flexion quatre points.

4.1.1.1 Flexion trois points :

Les essais de flexion trois points sont effectués sur une machine universelle de type Zwick/Roell 10 kN, munie d'un capteur de 10 kN avec une vitesse de 5 mm/min selon les normes. La machine est pilotée par un ordinateur à travers un logiciel TestXpert qui enregistre le déplacement en fonction de la force.

La figure 4.2 illustre l'essai de flexion trois points.

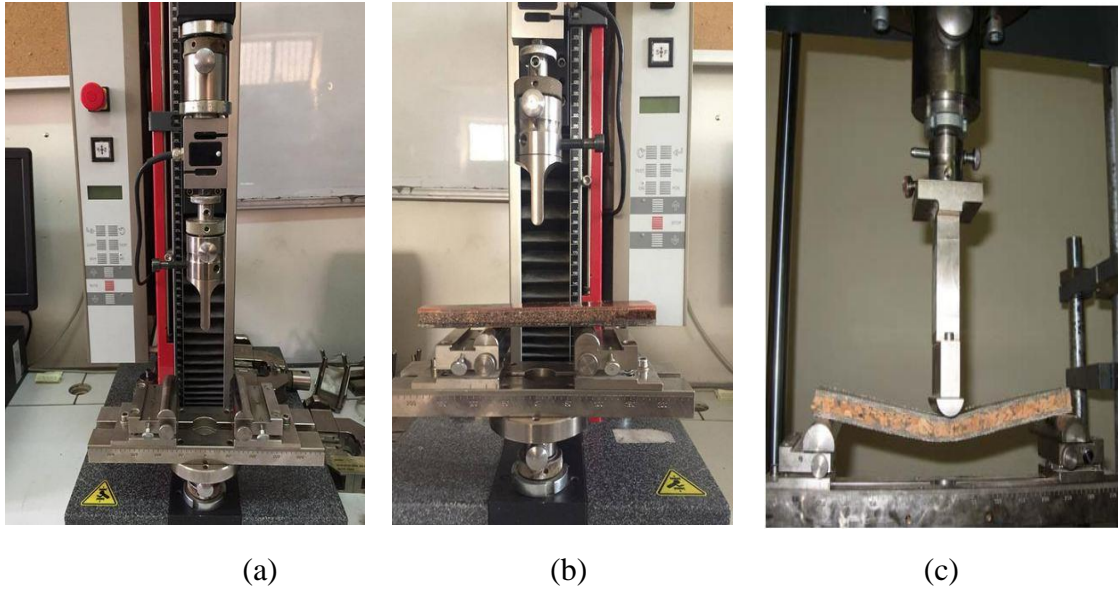


Figure 4.2 : (a) Machine de l'essai ; (b), (c) essai de flexion trois points.

4.1.1.2 Flexion quatre points :

Les essais de flexion quatre points sont effectués sur la même machine citée auparavant. Les mêmes conditions d'essais sont utilisées.

La figure 4.3 illustre l'essai de flexion quatre points.



Figure 4.3 : Montage de l'échantillon sur la machine d'essais de flexion quatre points.

4.1.2 Essai de cisaillement :

Les essais de cisaillement sont effectués sur la même machine citée auparavant. Les éprouvettes ont été préparées selon la norme ASTM D2344, [45]. Cet essai consiste à déterminer la contrainte de cisaillement maximal et le module de cisaillement qui seront calculés comme suit:

$$\sigma_{mc} = \frac{F_m}{L \times b} \quad (4.8)$$

$$G = \frac{F_2 - F_1}{d_2 - d_1} \times \frac{h}{L \cdot b} \quad (4.9)$$

Ou δ_m la contrainte de cisaillement maximal (MPa), F_m La force maximale appliquée au éprouvette pendant le test (N), L la longueur initiale de l'échantillon (mm), G est le module de cisaillement (MPa), F_1 et F_2 sont les forces détectées à la fin basse et haute de la partie linéaire de la courbe contrainte/déformation, respectivement (N), d_1 et d_2 sont les déplacements relatifs du métal soutient collé aux rebords de l'éprouvette correspond à F_1 et F_2 ,

Le module de cisaillement est calculé dans deux plans orthogonaux de la plaque de kornav.

La formule (4.9) est utilisée pour le calcul des modules de cisaillement G_{xy} et G_{xz} , [44].

L'échantillon est fixé aux mors mécaniques de la machine grâce aux deux supports métalliques indéformables. La vitesse de déplacement du mors mobile est de 5 mm/min .

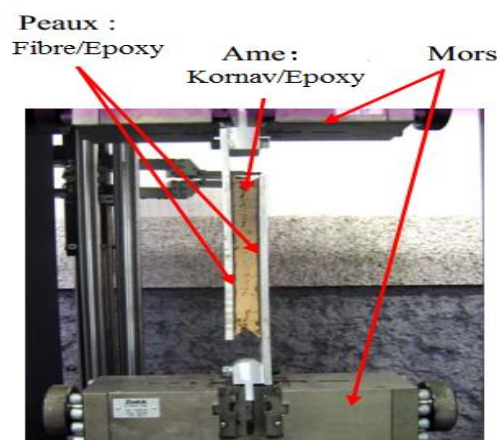


Figure 4.4: Montage d'essai de cisaillement.

4.2 Résultats et discussion :

4.2.1 Résultats de Flexion :

A partir des données recueillis lors de l'essai de flexion trois et quatre points, on procède au calcul des performances de la flexion afin de pouvoir les comparées avec celles de la littérature. Le tableau 4.1 synthétise les propriétés mécaniques des différentes éprouvettes sous le test de flexion trois et quatre points.

Tableau 4.1 : Les propriétés mécaniques des différentes éprouvettes sous le test de flexion trois et quatre points.

Panneau sandwich (éprouvette)	σ_3 (MPa)	σ_4 (MPa)	D (N/mm^2)	N (KN)	G_a (N/mm^2)
Éprouvette 1	8.167	3.615	780.059	854.874	2.533
Éprouvette 2	11.71	2.892	688.477	769.426	2.28

4.2.1.1 Flexion trois points :

Les courbes force/déplacement obtenues lors des essais de flexion trois points sont présentées dans la figure 4.5. On remarque que les deux courbes ont plus ou moins la même allure ce qui explique un comportement presque similaire des deux sandwichs testés en flexion trois points. Par ailleurs, on voit l'apparition d'un léger décalage à partir de 10 mm de déformation. Cet écart peut être traduit éventuellement par une hétérogénéité de la répartition des fibres dans les stratifiés dû à la difficulté de l'alignement des fibres à cause de leur état naturel (fibres limitées en longueur, variable en calibre et surtout une allure aléatoire).

Finalement on peut conclure que les courbes sont réparties en trois parties principales : la première correspond à une évolution linéaire de la force en fonction du déplacement, suivi par une deuxième partie non linéaire où la force maximale est atteinte qui est de 211 N pour l'essai 1 et de 198 N pour l'essai 2, ces deux valeurs sont atteintes pour une déformation identique de 23.38 mm, et enfin une partie décroissante jusqu'à la rupture des éprouvettes.

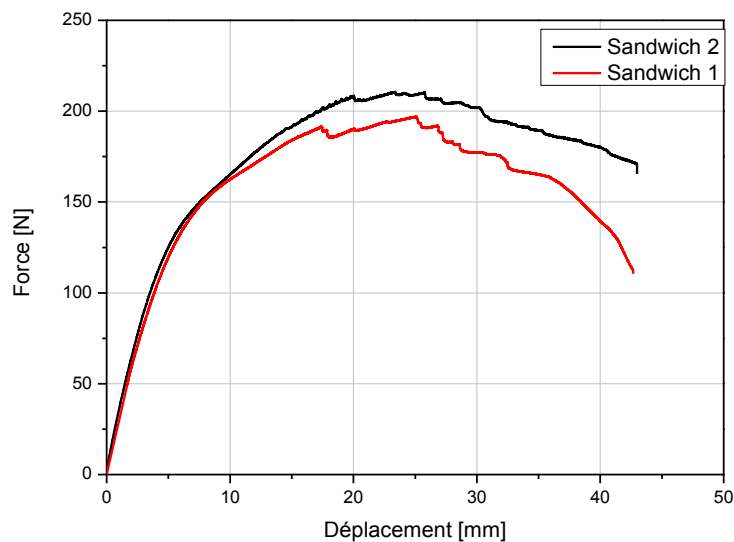


Figure 4.5 : Courbes d'évolution de la force en fonction du déplacement pour la flexion trois points.

4.2.1.2 Flexion quatre points :

Les courbes force/déplacement obtenues lors de l'essai de flexion quatre points sont présentées dans la figure 4.6. Les deux courbes évoluent linéairement presque de la même manière. Par ailleurs, on constate un écart progressif en force entre les deux courbes. Cet écart peut être justifié probablement par une non homogénéité de la distribution des fibres dans les stratifiés dû à la difficulté de leur alignement et leur état naturel (fibres limitées en longueur, variable en calibre et surtout une allure aléatoire). D'autre part, on constate que la force maximale est atteinte pour le premier essai et vaut 260 N et 208 N pour le deuxième, juste après on note une chute brusque dans les deux courbes ce qui veut dire la rupture des poutres sandwichs testées.

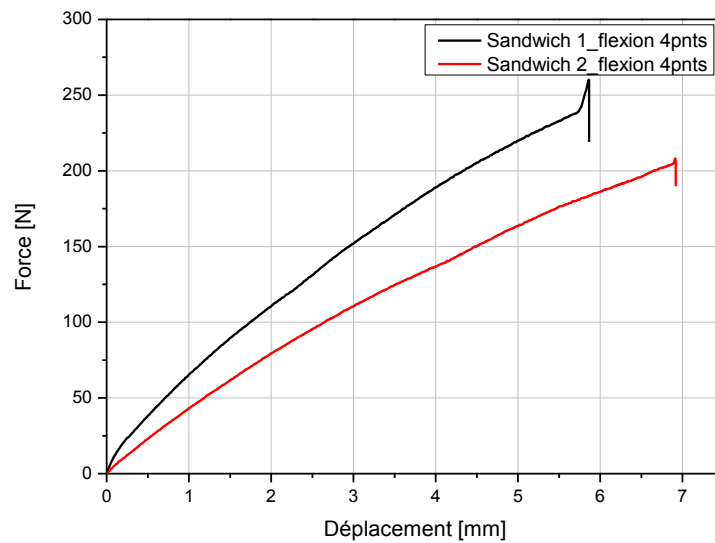


Figure 4.6 : Evaluation de la force en fonction du déplacement pour la flexion quatre points.

4.2.2 Résultat de cisaillement :

A partir des données recueillies lors de l'essai de cisaillement, on procède au calcul des performances de cisaillement (G et σ_{mc}) afin de pouvoir les comparer avec celles de la littérature. Le tableau 4.2 résume les propriétés mécaniques expérimentale et théorique des différentes poutres sandwich testées en cisaillement.

Tableau 4.2 : Les propriétés mécaniques expérimentale et théorique des différentes poutres sandwich testées en cisaillement.

Résultats	G (N/mm^2)	σ_{mc} (MPa)
Expérimentale	124.62	5.06
Théorie	127.895	8.082

On remarque une faible marge d'erreur estimée de 2.56% entre le module de cisaillement G expérimentale et théorique, cette faible valeur justifie l'hypothèse d'application des équations (4.8) et (4.9).

La courbe contrainte/déformation obtenues lors de l'essai de cisaillement est présentée dans la figure 4.7. La contrainte évolue linéairement avec la déformation jusqu'à atteindre sa valeur maximale de $5.05 MPa$ pour une déformation de 3%. Ensuite on remarque que la courbe commence à décroître jusqu'à arriver à une contrainte de $3.475 MPa$ ou la première fissure de l'âme apparaît. La propagation de cette fissure est traduite par une évolution de la courbe d'une manière plus au moins constante jusqu'à une déformation de 5.7%. Enfin, on remarque une chute brusque de la courbe traduite par la rupture totale de l'âme de la poutre sandwich.

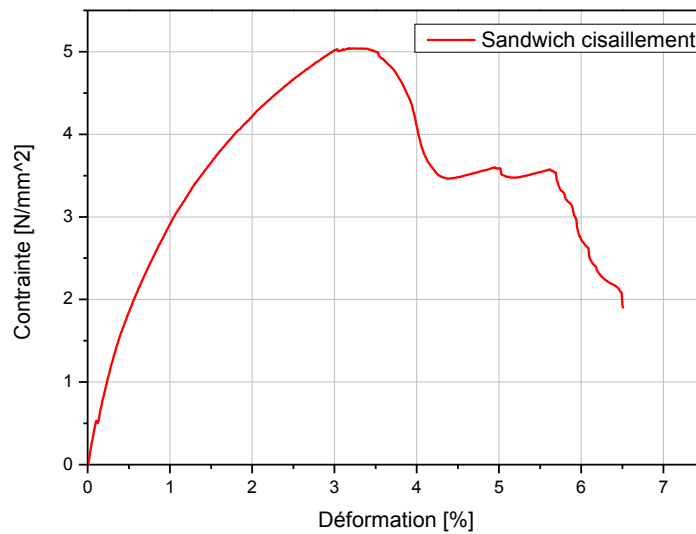


Figure 4.7 : Comportement du sandwich en cisaillement.

4.3 Conclusion :

Dans ce chapitre, diverses caractérisations expérimentales quasi-statiques des sandwichs étudiés ont été présentées. Tout d'abord, on a présenté une partie théorique concernant le calcul des performances de chaque essai passons par la suite aux essais de flexion trois et quatre points et clôturons par l'essai de cisaillement. Par la suite, le comportement en flexion 3-points et 4-points de notre sandwich a été analysé. Les propriétés élastiques des différentes poutres ont pu être déterminées. Ainsi, les propriétés principales des constituants ont été déduites des essais réalisés sur les poutres sandwichs, notamment les contraintes normales en flexion σ_3 et σ_4 , le module de rigidité en flexion D et le module de cisaillement de l'âme G_a .

Chapitre 5

Modélisation numérique du sandwich composite élaboré

Chapitre 5 : Modélisation numérique du sandwich composite élaboré

Introduction :

Afin d'appréhender d'une manière exacte le comportement statique et vibratoire d'un matériau et de comparer les résultats obtenus lors des essais de caractérisation, une modélisation numérique s'impose. Ce chapitre est consacré à une étude caractéristique du matériau sandwich élaboré. Le but de ce chapitre est d'illustrer les différentes approches de modélisation d'un matériau composite de structure sandwich par le logiciel de simulation numérique "ANSYS".

5.1 Etape de modélisation :

5.1.1 Type d'éléments utilisés :

Comme présenté dans les chapitres précédents, la structure sandwich se compose de deux peaux stratifiées de même nature et d'une âme différente. C'est pour cette raison la qu'on va considérer dans la suite de la modélisation deux types d'éléments :

- **SHELL281** pour les stratifiés (peaux).
- **SOLID186** pour l'âme (mousse).

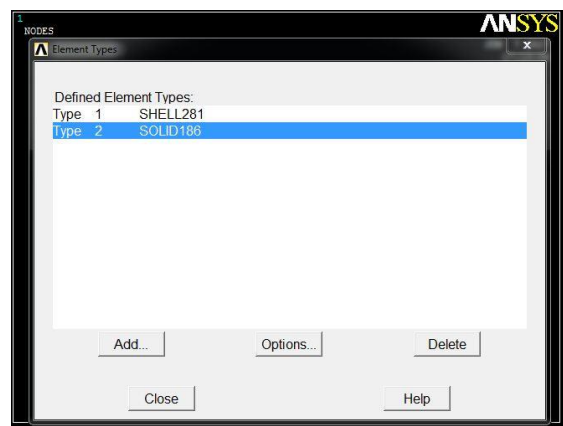


Figure 5.1 : Choix du type d'élément utilisé.

5.1.1.1 Définition de l'élément SOLID186 :

Le SOLID186 est un élément à trois dimensions contenant 20 nœuds. Cet élément prend en considération le comportement quadratique de déplacement. Il possède trois degrés de liberté par nœud (translation suivant les trois axes X, Y et Z) et permet de traiter une stratification de 250 couches.

Le Solid186 existe en deux formes :

- **Solide186 d'une structure homogène :**

SOLID186 solide de structure homogène convient bien à la discrétisation irrégulière. L'élément peut avoir toute les directions spatiales.

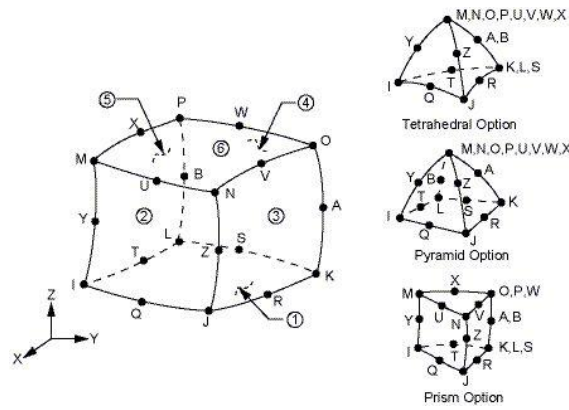


Figure 5.2 : Géométrie de l'élément Solide186 d'une structure homogène.

• **Structure en couches solides :**

On utilise l'élément solide186 d'une structure solide stratifiée pour modéliser les couches épaisses Shell ou solides.

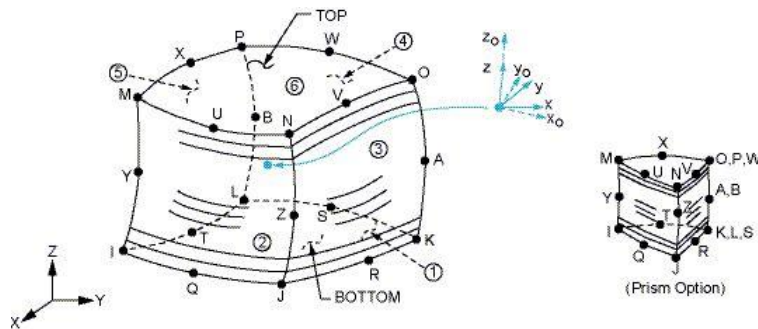


Figure 5.3 : Géométrie de l'élément Solide186 d'une structure stratifié.

5.1.1.2 Définition de l'élément SHELL281 :

L'élément SHELL281 est convenu pour l'analyse des structures en coque minces ou relativement épaisses. L'élément contient 8 nœuds et six degrés de liberté par nœud, soit : 3 translation suivant les axes X, Y et Z et 3 rotations autour de ces derniers. L'élément contient donc au total 48 degrés de liberté.

L'élément SHELL281 peut être utilisé pour les applications des stratifiés afin de modéliser les composites en coques ou en structure sandwich.

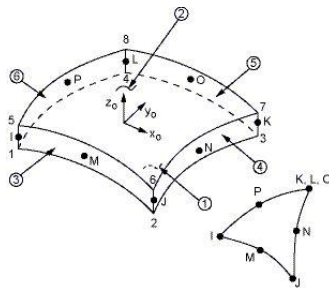


Figure 5.4 : Géométrie de l'élément Shell281.

5.1.2 Propriétés mécaniques du matériau modélisé :

La deuxième étape de simulation consiste à définir les différentes propriétés des deux types d'éléments déclarés auparavant.

Les deux peaux de sandwich (stratifiés) sont considérées comme un matériau linéaire élastique orthotrope. Par contre, l'âme du sandwich est considérée comme un matériau linéaire élastique isotrope. Dans ce qui suit on doit impérativement spécifier la densité et le coefficient de frottement de chaque élément qui seront pris en considération lors de la modélisation dynamique. L'attribution de ces données se fait par ANSYS comme le montre la figure 5.5.

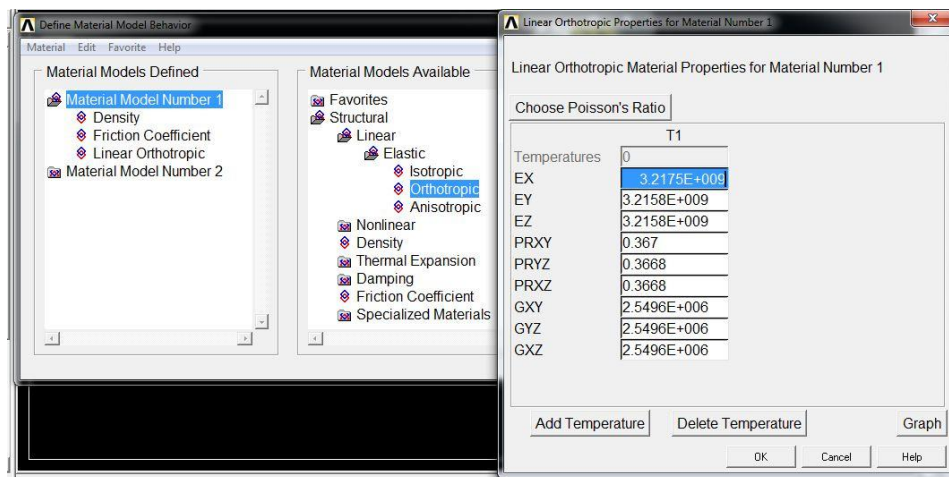


Figure 5.5 : Attribution des propriétés mécaniques du matériau choisi.

Les propriétés du deuxième matériau sont introduites de la même façon comme montré dans la figure 5.5.

5.1.3 Spécification de couches stratifiées :

Comme déjà cité dans le chapitre 3 notre stratifié contient 4 arrangements des fibres de palmier dattier avec différentes orientations [0/90/0/90]. Cette particularité est traduite à l'ANSYS dans la partie *Sections* → *Shell* → *Lay up* et montrée dans la figure 5.6.

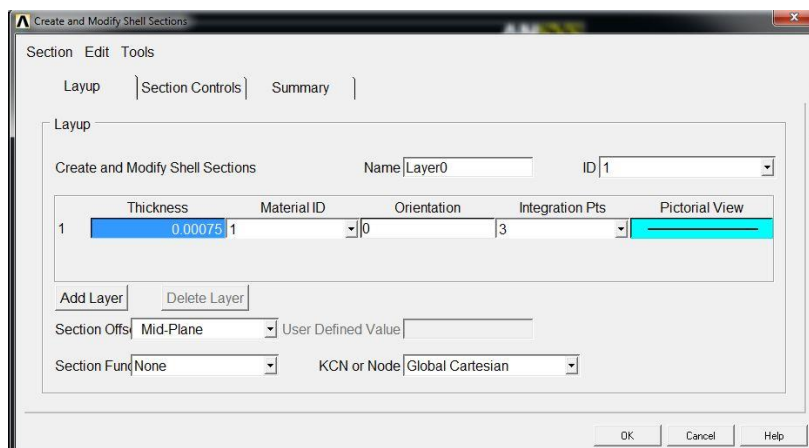


Figure 5.6 : Création et modification des couches de stratifié.

On procède de la même manière pour la création de la deuxième couche d'orientation $+90^\circ$ et ainsi de suite. La figure 5.7 illustre les quatre couches de stratifié qui vont être empilées par la suite.

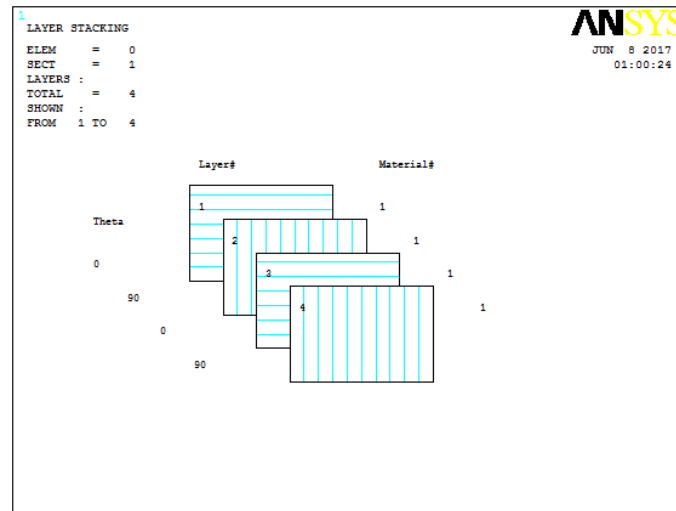


Figure 5.7 : Les couches $[0/90]_2$ constituant le stratifié.

5.1.4 Réalisation du modèle étudié :

La structure sandwich est modélisée globalement comme un volume. Chaque couche de stratifié est dimensionnée d'un sous volume de $(200 \times 25 \times 0.75 \text{ mm}^3)$. L'empilement des quatre couches donne une plaque de stratifié d'épaisseur totale de 3 mm . Dans ce qui suit, on réalise un autre volume en adhérence complète avec le volume global du stratifié destiné pour l'âme de notre sandwich d'épaisseur de 6 mm . Enfin par symétrie on réalise le même volume stratifié destinée à la plaque supérieur. Par conséquent on obtient un volume global modélisant notre structure sandwich de dimension $(200 \times 25 \times 12 \text{ mm}^3)$. La figure 5.8 montre le modèle réalisé pour l'étude numérique.

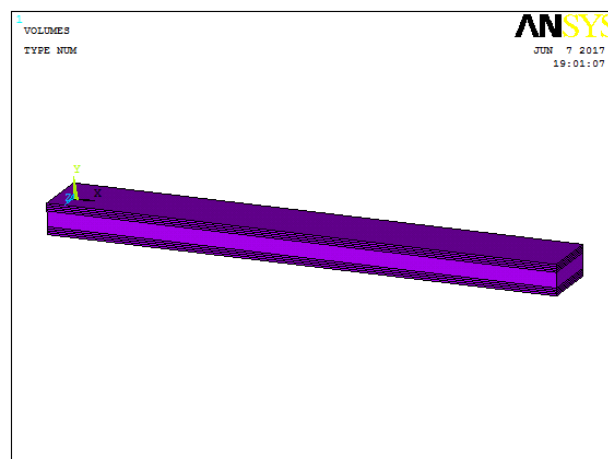


Figure 5.8 : Modèle de la structure sandwich.

5.1.5 Discrétisation du modèle :

Dans un but d'analyse du comportement du composite, on procède à une discrétisation du modèle réalisé. Cette dernière se fait au niveau des lignes qui constitue le volume global sachant que chaque constituant du sandwich a sa propre discrétisation (peaux 0° et 90° ; âme)

La longueur du sandwich est divisée en 50 subdivisions, tandis que la largeur est divisée en 4 subdivisions. On obtient au total 200 éléments pour chaque sous volume.

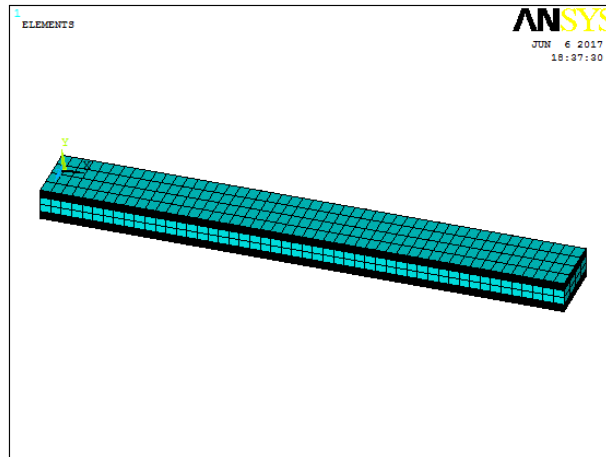


Figure 5.9 : Modèle de structure sandwich discrétisée.

5.1.6 Essais mécaniques et conditions aux limites :

5.1.6.1 Essai de flexion trois points :

Afin de pouvoir entreprendre l'analyse élément finis de l'essai de flexion trois points on doit identifier les conditions aux limites et géométriques à appliquer sur la structure discrétisée, ainsi que de quantifier la force appliquée.

Dans le cas de cet essai, on a deux appuis simples distant de 150 mm avec une force d'intensité 211 N appliquée au milieu de la poutre. La figure 5.10 montre les conditions aux limites de l'essai de flexion trois points.

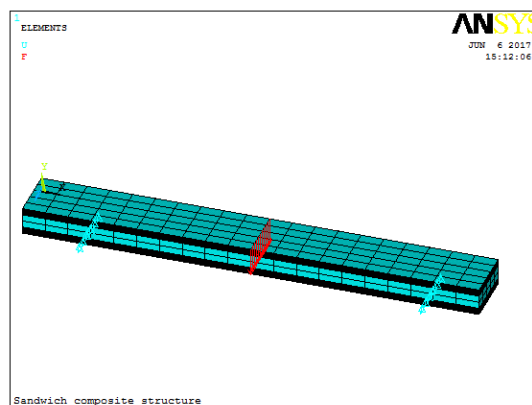


Figure 5.10 : Simulation de flexion trois points.

5.1.6.2 Essai de flexion quatre points :

La simulation par éléments finis sur le code ANSYS de l'essai de flexion quatre points nécessite la connaissance des conditions aux limites et géométriques à appliquer, ainsi que de quantifier les forces appliquées.

Dans le cas de cet essai, la poutre repose sur deux appuis simples distant de 150 mm avec deux forces appliquées sur la facette supérieure de la poutre séparées d'une distance de 75 mm . L'intensité de ces forces est de 261 N . La figure 5.11 montre les conditions aux limites et de chargement de l'essai de flexion quatre points.

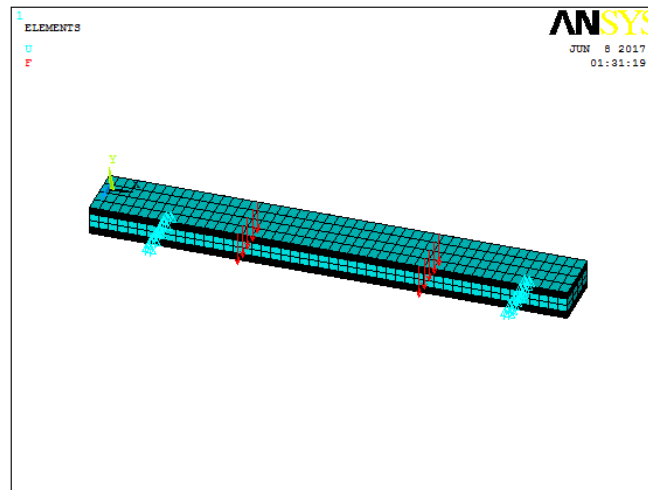


Figure 5.11 : Simulation de flexion quatre points.

5.2 Résultats et discussions :

Après introduction des conditions aux limites et de chargement, on procède à la simulation numérique sous le logiciel ANSYS. On s'intéresse dans l'ensemble des résultats à quantifier la contrainte σ_z calculée au niveau des nœuds du stratifié supérieurs de la structure sandwich où le chargement a été effectué (chargement en flexion 3 points, flexion 4 points). Les résultats obtenus sont présentés sous forme de graphes et donnent lieu au tracé de la contrainte σ_z suivant la longueur de la poutre et le long de l'épaisseur. Les résultats donnent lieu aussi aux tracés des déformées de la poutre.

5.2.1 Essai de flexion trois points :

La figure 5.12 illustre la contrainte σ_z suivant l'axe de la force c'est à dire l'axe Z dans notre cas.

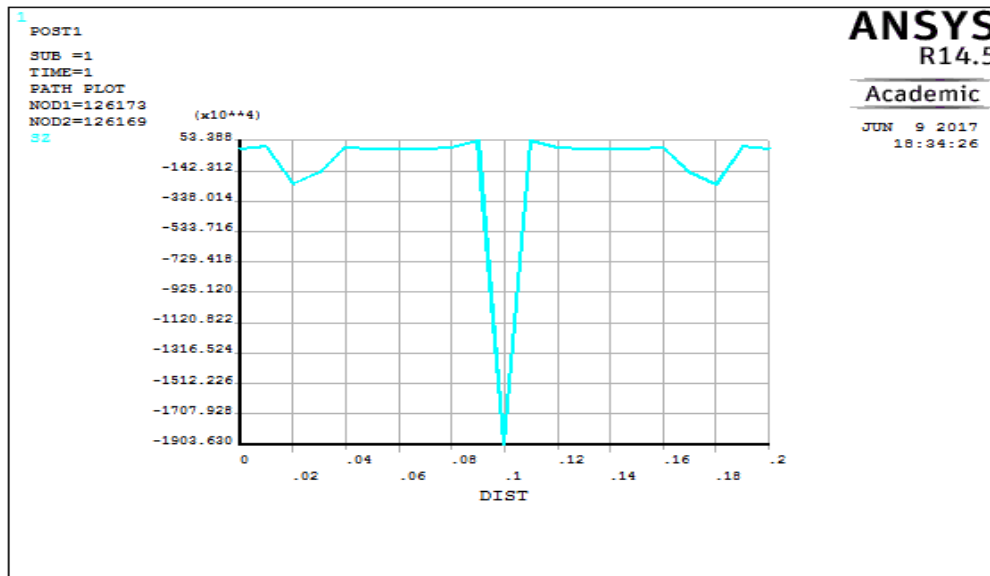


Figure 5.12 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points.

Comme le montre la figure 5.12, une parfaite symétrie de la contrainte σ_z le long de la poutre et suivant son axe de symétrie est observée. On note que la contrainte atteint son maximum au milieu de la poutre dû à la concentration de la force dans cette région. De plus on remarque qu'il y a une concentration de contrainte au niveau des deux appuis expliquée par la réaction de ces derniers sur la poutre. La valeur de la contrainte maximale est de $\sigma_{z_{max}} = 19.04 \text{ MPa}$. Aux appuis, les contraintes sont de $\sigma_{appui} = 2.313 \text{ MPa}$.

On note bien que les valeurs de la contrainte σ_z sont négatives à cause de l'application de la force au sens inverse de l'axe Z.

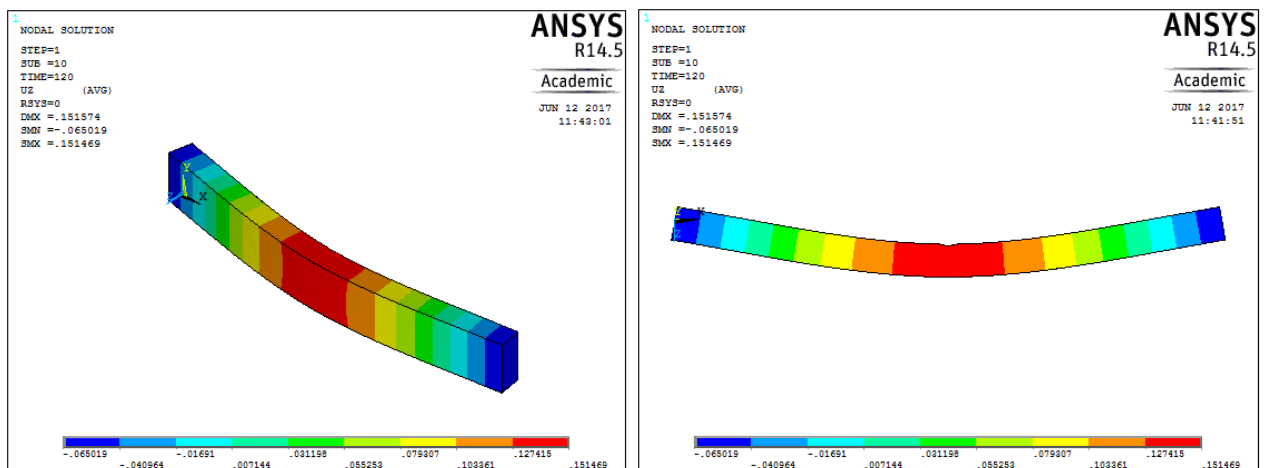


Figure 5.13 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points.

D'après la figure 5.13 on voit bien que l'existence d'un chargement de force au milieu de la poutre influe en déplacement sur la poutre cela signifie que la déformée w_z atteint son maximum dans la zone dangereuse de la poutre. Hors cette région on note qu'il ya une évolution régressive de la flèche le long de la poutre jusqu'aux extrémités.

5.2.2 Essai de flexion quatre points :

La figure 5.14 illustre la contrainte σ_z suivant l'axe de la force c'est à dire l'axe Z dans notre cas.

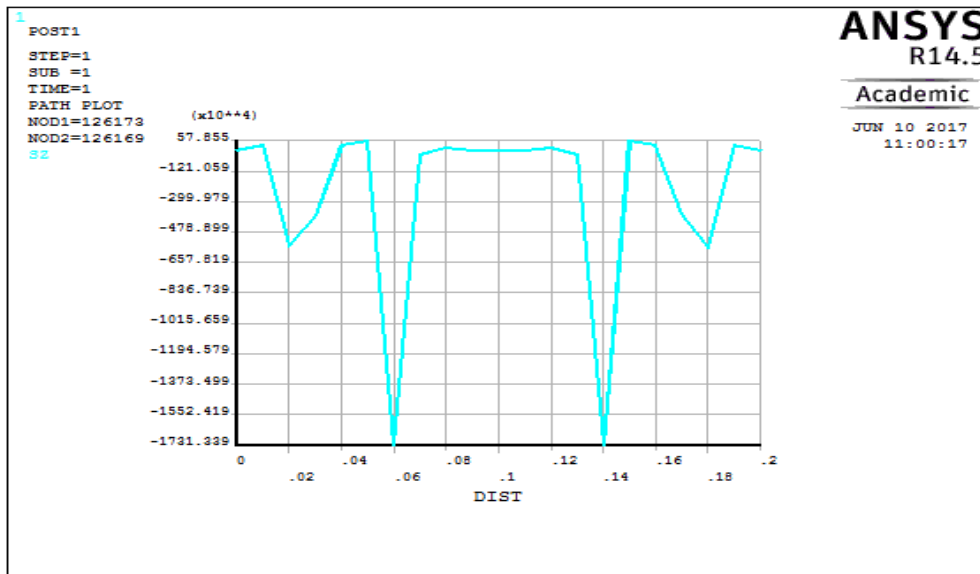


Figure 5.14 : Evolution de la contrainte σ_z en fonction du déplacement en flexion quatre points.

Comme le montre la figure 5.14, une parfaite symétrie de la contrainte σ_z le long de la poutre et suivant son axe de symétrie est observée. On note que la contrainte atteint son maximum aux distances 60 et 140 mm de la poutre dû à la concentration des forces dans ces régions. De plus, on remarque qu'il y a une concentration de contrainte au niveau des deux appuis expliquée par la réaction de ces derniers sur la poutre. La valeur de la contrainte maximale est de $\sigma_{z,max} = 17.32 \text{ MPa}$. Aux appuis, les contraintes sont de $\sigma_{appui} = 5.58 \text{ MPa}$.

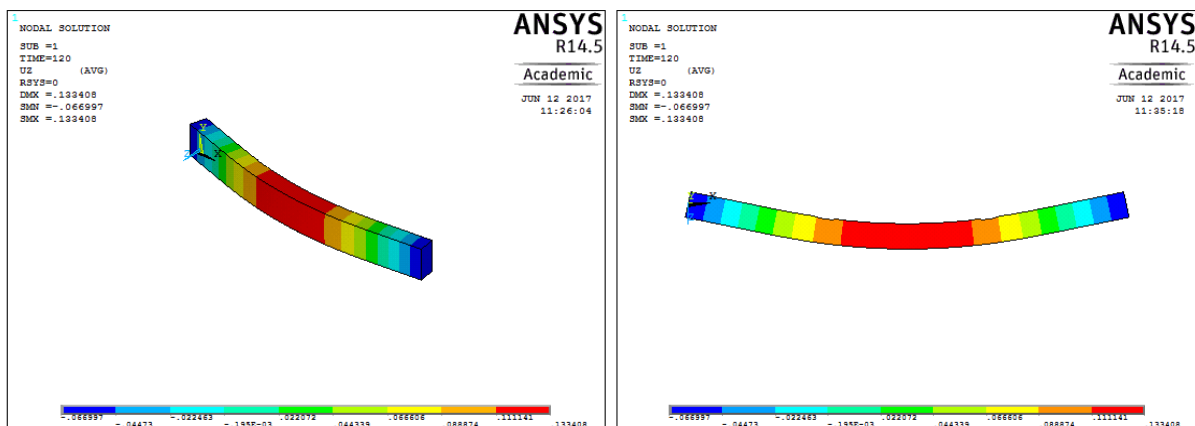


Figure 5.15 : Déformée en déplacement u_z du sandwich en flexion quatre points.

Comme citée auparavant et d'après la figure 5.15 on voit bien que l'existence d'un chargement de force aux distances 60 et 140 mm de la poutre influe en déplacement sur la

poutre cela signifie que la déformée w_z est maximum dans la zone dangereuse de la poutre (milieu). Par contre, en dehors de cette région on note une évolution régressive de la déformée le long de la poutre.

5.2.3 Etude de convergence :

Pour étudier la convergence des résultats recueillis, on procède à simuler 3 autres cas en flexion 3 points utilisant différentes discrétisations : 50; 100; 150 éléments par volume et on compare leurs déformées avec celle de 200 éléments.

- **Discrétisation en 50 éléments :**

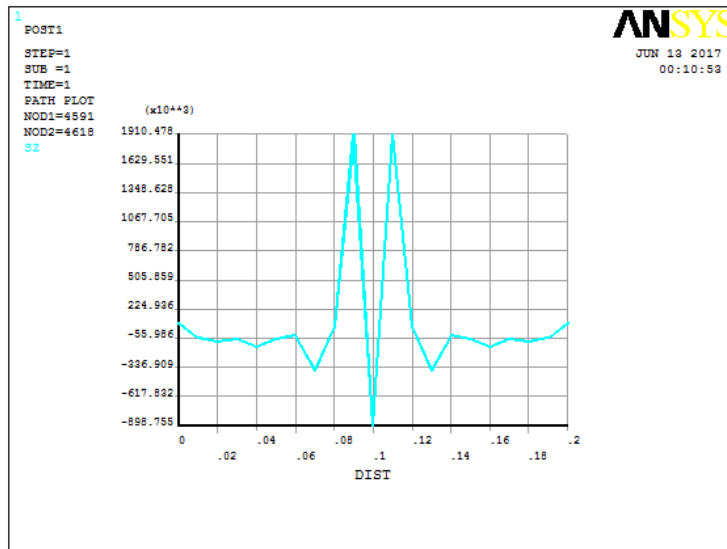


Figure 5.16 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points (discrétisation 50 éléments).

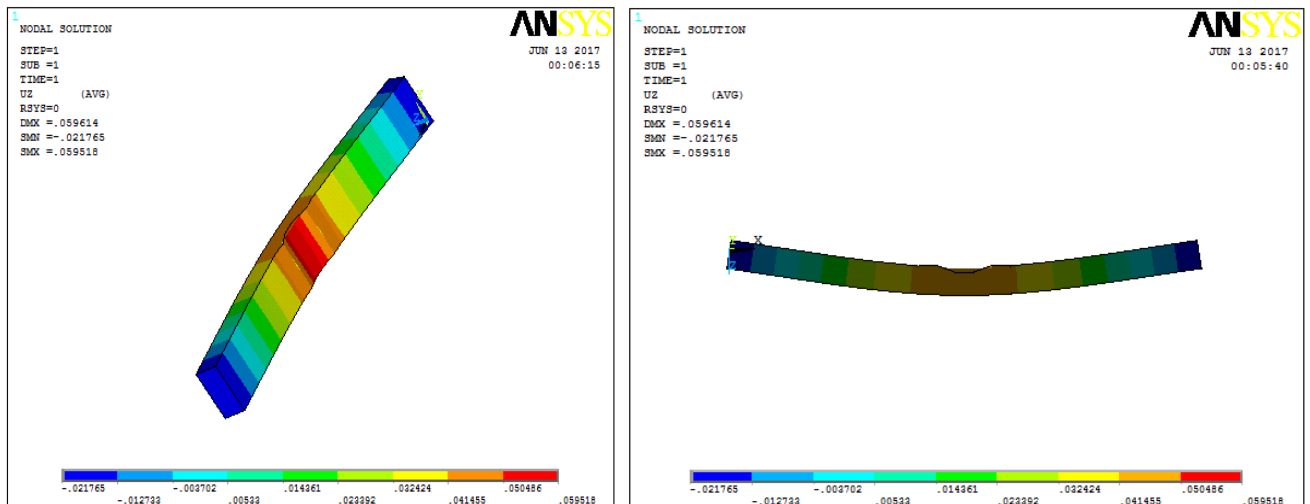


Figure 5.17 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points (discrétisation 50 éléments).

- **Discrétisation en 100 éléments :**

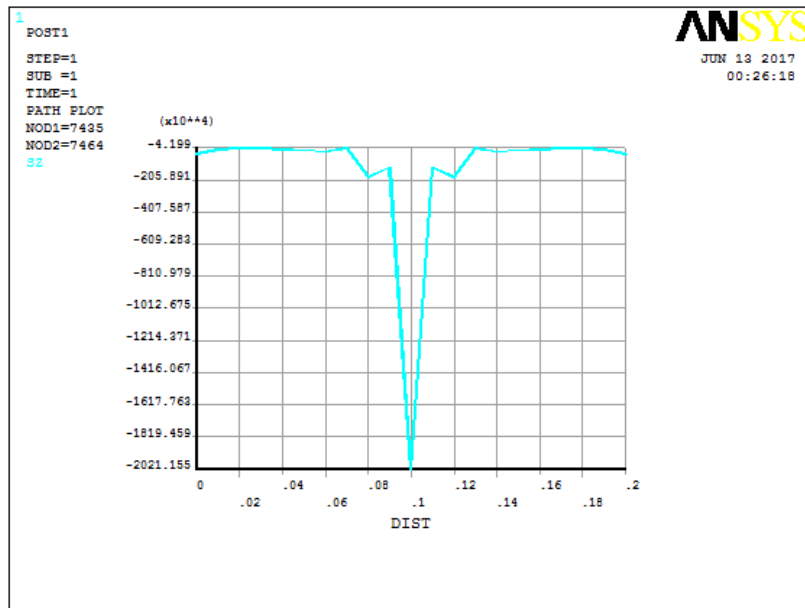


Figure 5.18 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points (discrétisation 100 éléments).

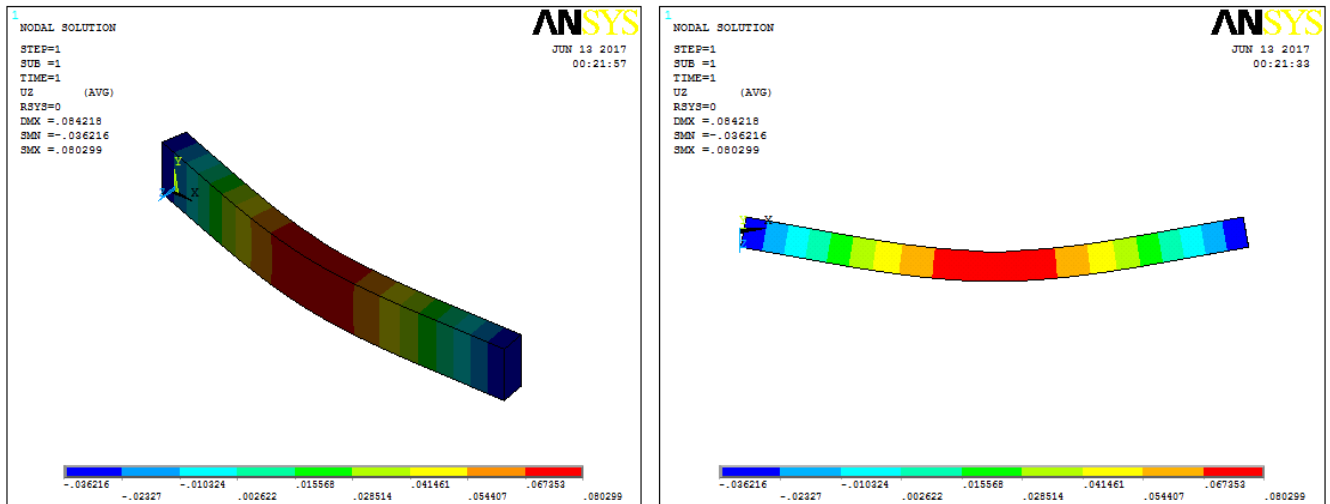


Figure 5.19 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points (discrétisation 100 éléments).

- **Discrétisation en 150 éléments :**

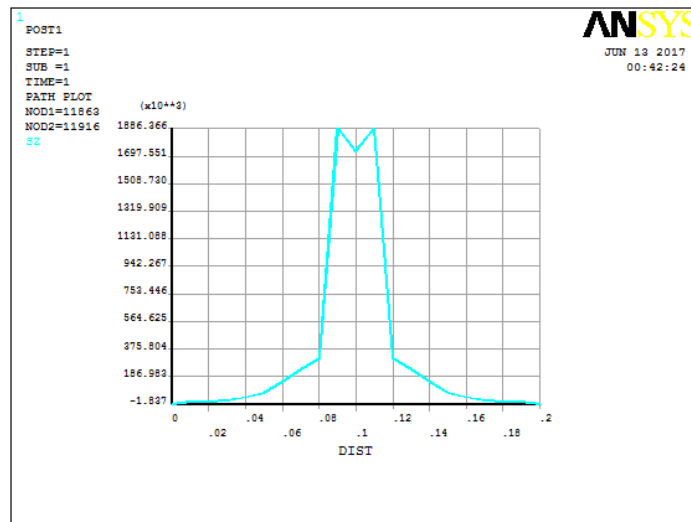


Figure 5.20 : Evolution de la contrainte σ_z sur la longueur en flexion trois points (discrétisation 150 éléments).

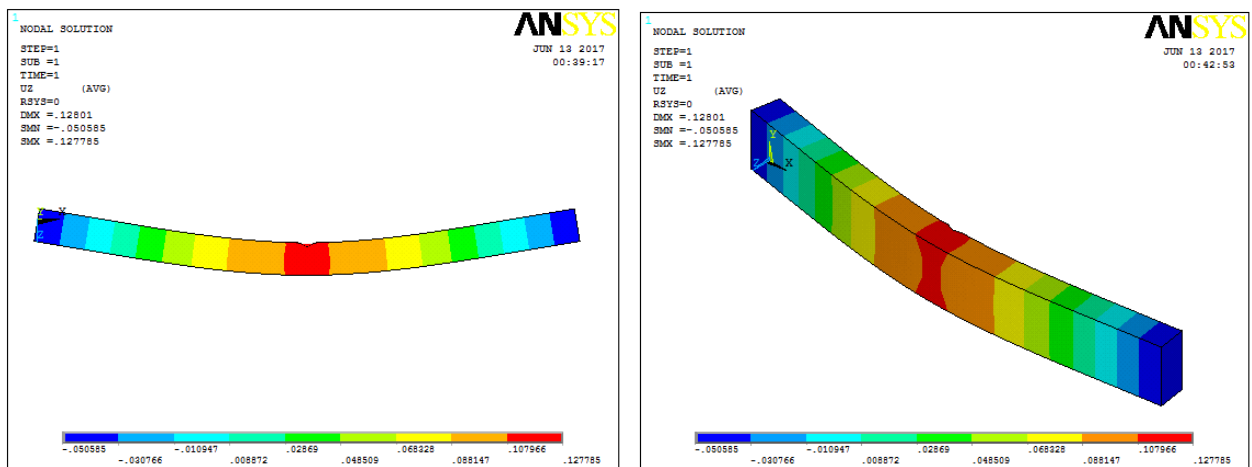


Figure 5.21 : Déformée en déplacement w_z du sandwich en flexion trois points (discrétisation 150 éléments).

Discussions des résultats :

D'après les quatre figures (5.12 ; 5.16 ; 5.18 ; 5.20) obtenus des différentes simulations, on remarque une déstabilisation importante de l'essai à 50 éléments comparé à celui de 200 éléments. On note que cette déstabilisation commence à se réduire régressivement dès qu'on augmente le nombre des éléments discrétisés. Cela est bien remarqué dans les deux modèles de 100 et 150 éléments. On conclut alors que la discrétisation " 200 éléments par volume " approche le plus les résultats expérimentaux de l'essai de flexion 3 points. On peut dire donc que les résultats de simulation convergente.

5.2.4 Comparaison des résultats de flexion 3 et 4 points :

Dans ce qui suit on va synthétiser les résultats de la flexion 3 et 4 points recueillis lors de la simulation numérique dans le tableau 5.1.

Tableau 5.1 : Tableau récapitulatif des résultats de flexion 3 et 4 points.

Essais	Contrainte aux appuis [MPa]	Contrainte max [MPa]	Flèche à la zone dangereuse simulation [mm]	Flèche à la zone dangereuse expérimentale [mm]
Flexion 3 points	2.313	19.04	31	25
Flexion 4 points	5.58	17.32	18	14

D'après les résultats illustrés dans le tableau 5.1 on remarque que la contrainte aux appuis lors de l'essai de flexion 4 points est supérieure à celle de l'essai 3 points. Cette dernière se traduit par l'effet de réaction qu'appliquent les appuis sur la poutre. Par contre, on note que la contrainte maximale de la flexion 3 points dépasse celle de la flexion 4 points. Cela signifie que l'effet de la force appliquée à la flexion 3 points est supérieur à celui de 4 points, chose qu'on peut constater sur les déformées dans les zones dangereuses. C'est à dire la flèche de la flexion 3 points est importante comparée à celle de 4 points. Les valeurs des flèches acquises lors des essais et en simulation sont en concordance logique. On note bien que les valeurs expérimentales sont inférieures aux valeurs de simulation cela est dû aux incertitudes des valeurs commises lors des essais par rapport à la simulation.

5.3 Conclusion :

Dans ce chapitre, des simulations numériques par éléments finis sous le code de calcul ANSYS sont entreprises. La simulation nécessite l'utilisation de deux types d'éléments, l'un pour les peaux (Shell281) et l'autre pour l'âme (Solid186). Une discrétisation en 200 éléments pour chaque volume s'avère suffisante pour une bonne convergence. Ensuite, nous avons modélisé les essais de flexion 3 et 4 points en appliquant les mêmes conditions aux limites et géométriques qu'aux essais de caractérisation réels. Par la suite, les figures de contraintes/déplacements ont été illustrées, ainsi que les figures de déformées montrant des résultats concordants avec l'expérimentale. Enfin une comparaison entre les valeurs expérimentales et numériques a été établie dans un tableau récapitulatif.

Chapitre 6

Analyse modale

Chapitre 6 : Analyse modale

Introduction :

Depuis plusieurs décennies, les matériaux composites sont de plus en plus utilisés par les industriels du transport pour permettre l'allègement des structures avec une perte minimale de propriétés mécaniques. Toutefois, l'augmentation de la rigidité spécifique de ces matériaux peut poser certains problèmes vibratoires. Les structures deviennent en effet plus résonantes. Certains de ces problèmes peuvent être résolus par l'ajout local d'une masse pour décaler les fréquences de résonance hors des plages de sollicitation des structures, mais une telle solution est contradictoire avec les objectifs initiaux de réduction de masse. De ce fait, des "patches" localement amortissant peuvent être insérés dans les structures au niveau des zones sensibles. Ceux-ci peuvent fonctionner soit de manière passive [50,51], en utilisant par exemple des matériaux viscoélastiques dissipant l'énergie vibratoire, soit de manière active [52,53]. On trouve en effet de nombreuses solutions et études utilisant par exemple des piézoélectriques comme capteurs/actionneurs, capables de rigidifier localement la structure si elle approche d'une certaine fréquence et réduisant ainsi les problèmes de résonance. Pourtant, ces solutions "intelligentes" restent coûteuses et complexifient la fabrication des matériaux. De plus, la part croissante de matériaux composites, souvent assemblés par collage, réduit le nombre de liaisons mécaniques (rivets, boulons) qui dissipent jusqu'alors une certaine quantité de l'énergie vibratoire par effet de structure.

6.1 Composites biosourcés et vibration : revue de la littérature

L'augmentation de la capacité intrinsèque des matériaux à dissiper l'énergie vibratoire s'avère particulièrement intéressante. A ce niveau, les composites bio-sources semblent être de bons candidats. De nombreuses études ont en effet mis en évidence les bonnes propriétés vibratoires de ces matériaux, et notamment leur capacité à dissiper l'énergie de vibration. En comparant des plaques Verre/Epoxy et Lin/Epoxy de même épaisseur, Prabhakaran et al. [54] ont par exemple montré que le composite renforcé de fibres de lin permet d'améliorer le coefficient d'amortissement de plus de 50% tout en permettant un gain de masse de 33%. Les auteurs ont, entre autre, montré que les composites à fibres de lin présentent un facteur de perte plus élevé que les composites carbone ou verre, malgré des propriétés mécaniques plus faibles. D'autre part, les résultats obtenus montrent que l'utilisation de matrices thermoplastiques permet d'accroître encore les propriétés d'amortissement des composites. En effet, les polymères thermoplastiques présentent un comportement viscoélastique beaucoup plus marqué que les thermodurcissables. Les mêmes auteurs ont mis en évidence différents paramètres influençant la capacité d'amortissement des vibrations des composites renforcés de fibres végétales [55], notamment la qualité de l'imprégnation des fibres, le taux de porosité, la qualité de l'interface fibre/matrice. Ils ont aussi démontré que la quantité de fils et la torsion des fibres composant ces fils, jouaient un rôle important du fait des frottements engendrés. A une échelle inférieure, la microstructure même des fibres végétales peut, très certainement, expliquer les propriétés d'amortissement vibratoires supérieures. Toutefois, les études à l'échelle des fibres qui permettraient de comprendre en détail les mécanismes dissipatifs en jeu sont quasiment inexistantes. Mounier et al. [56] développent actuellement une méthode destinée à effectuer des analyses modales à l'échelle des fibres

élémentaires de lin. Néanmoins, on peut formuler certaines hypothèses pour expliquer les propriétés d'amortissement des composites renforcés de fibres végétales. En effet, les fibres naturelles sont composées de différents polymères tels que l'hémicellulose, la cellulose, ou encore la lignine, pouvant intrinsèquement dissiper de l'énergie par amortissement visqueux. D'autre part, la structure multicouche des fibres végétales et la présence de micro fibrilles de cellulose orientées peuvent permettre la dissipation d'une certaine quantité d'énergie par frottement. Ainsi, les composites renforcés de fibres végétales permettent d'obtenir de bonnes propriétés d'amortissement vibratoire. De ce fait, de nombreuses études ont été réalisées sur des composites hybrides [56,57], mêlant par exemple fibres de carbone et fibres de lin, pour atteindre un meilleur compromis entre les performances mécaniques et les propriétés vibratoires. En effet, ces études concluent que les composites hybrides possèdent des propriétés d'amortissement intermédiaires entre les mêmes composites à fibres totalement synthétiques et totalement végétales. Dans ce contexte, on peut s'attendre à ce que les structures sandwichs Fibres de palmier/Epoxy/Kornav présentent de bonnes propriétés d'amortissement vibratoire. L'utilisation des fibres de palmier dattier associées à une matrice thermoplastique laisse présager des peaux composites particulièrement amortissantes. Cette étude propose de situer les performances de cet éco-composite par rapport à des solutions existantes, et de comprendre l'influence des différents constituants sur la réponse globale de la structure.

6.2 Analyse modale des poutres

Usuellement, l'analyse modale de poutres s'effectue en mesurant la réponse de l'extrémité libre lorsque la poutre est soumise à une excitation. Comme explicité dans le paragraphe précédent, on peut étudier le comportement de la poutre en vibrations forcées, en imposant par exemple une certaine fréquence fixe ou en balayant une plage de fréquences à l'aide d'un pot vibrant sur lequel la poutre est fixée. On peut aussi étudier son comportement en vibrations libres en imposant une excitation ponctuelle de type impact, à l'aide d'un marteau de choc. Différents éléments théoriques relatifs à la vibration des poutres composites et sandwichs dans ces conditions sont présentés dans ce qui suit. Par la suite, la mesure de la réponse de la structure peut s'effectuer localement, au moyen d'un accéléromètre ou d'un vibromètre laser mono-point. Il est aussi possible d'obtenir des mesures de champs en mesurant les réponses de la structure en une multitude de points, ou encore en utilisant des méthodes optiques permettant d'avoir une vision d'ensemble des déplacements de la structure. Par la suite, les propriétés modales de la poutre peuvent être mesurées au moyen de la réponse temporelle, ou par la fonction de réponse en fréquence (FRF) obtenue, qui présente la réponse mesurée (déplacement, vitesse ou encore accélération) en fonction de la fréquence.

6.2.1 Vibration des poutres composites et sandwichs :

Cette section présente certains éléments théoriques décrivant le comportement vibratoire des poutres composites et sandwichs d'un point de vue analytique.

6.2.1.1 Vibrations libres d'une poutre non amortie :

L'équation du mouvement transverse d'une plaque orthotrope dans le cas où elle n'est soumise à aucune charge transverse s'écrit [1] :

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 4D_{16} \frac{\partial^4 w}{\partial x^3 \partial y} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + 4D_{26} \frac{\partial^4 w}{\partial x \partial y^3} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + \rho_s \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = 0 \quad (6.1)$$

En notant w le déplacement transverse, ρ_s la masse volumique de la plaque par unité de surface et D_{ij} les composantes du tenseur de rigidité de la plaque. Par la suite, on considère une poutre comme celle présentée sur la figure 6.1.

Hypothèses :

1. On suppose que le déplacement transverse ne dépend que de la coordonnée x , c'est à dire : $w(x, y, t) = w(x, t)$.
2. On considère aussi que le moment de flexion dans la direction y est nul, ainsi que le moment de torsion.

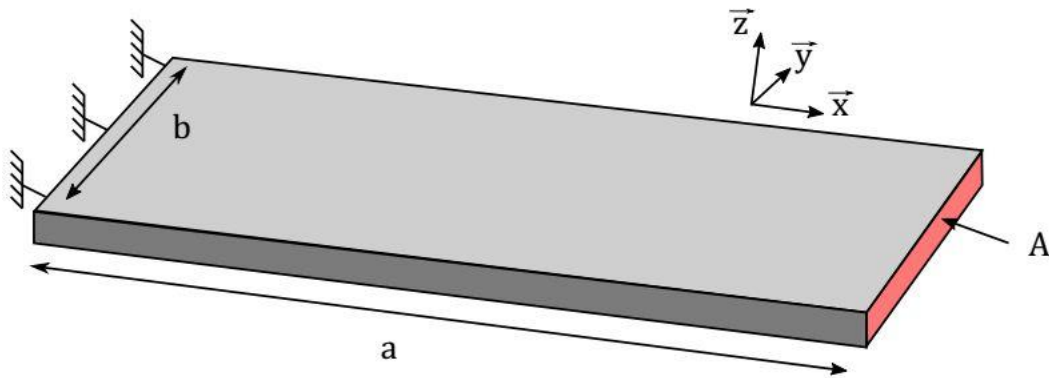


Figure 6.1: Caractéristiques géométriques d'une poutre.

Selon la théorie des poutres d'Euler-Bernoulli (qui néglige les déformations de la section droite dues au cisaillement ainsi que l'effet d'inertie de rotation), l'équation de vibration devient [46, 47] :

$$\rho_s \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = 0 \quad (6.2)$$

Dans le cas des poutres, cette équation est souvent exprimée sous la forme :

$$\rho_s \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + k_s \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = 0 \quad (6.3)$$

où $k_s = \frac{1}{D_{11}^{-1}}$ est la raideur par unité de surface. Plus généralement, on trouve la forme suivante faisant intervenir le module d'Young E de la poutre, ainsi que sa masse volumique ρ , son moment quadratique I et la surface de sa section A :

$$\left(\frac{EI}{\rho A}\right) \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = 0 \quad (6.4)$$

Pour déterminer les fréquences propres et les déformées modales on procède alors à une recherche de solutions aux variables séparées [48,49] de la forme :

$$w(x, t) = X(x) \cdot T(t) \quad (6.5)$$

L'équation (6.4) devient alors :

$$\left(\frac{EI}{\rho A}\right) \frac{X^{(4)}(x)}{X(x)} = -\frac{\dot{T}(t)}{T(t)} = cste = +\omega^2 \quad (6.6)$$

Il s'agit en effet de deux fonctions de variables indépendantes : ces deux fonctions sont alors égales à une constante qui est choisie positive pour assurer la stabilité de la solution en temps. On peut alors obtenir deux équations différentielles :

$$\ddot{T}(t) + \omega^2 T(t) = 0 \quad (6.7)$$

$$X^{(4)}(x) - \left(\frac{\rho A \omega^2}{EI}\right)^4 X(x) = 0 \quad (6.8)$$

L'équation (6.7) possède une solution de la forme :

$$T(t) = a \sin(\omega t) + b \cos(\omega t) \quad (6.9)$$

Pour l'équation (6.8), en posant $\beta^4 = \left(\frac{\rho A \omega^2}{EI}\right)$, les solutions sont de la forme :

$$X(x) = C_1 \sin(\beta x) + C_2 \cos(\beta x) + C_3 \sinh(\beta x) + C_4 \cosh(\beta x) \quad (6.10)$$

Les constantes C1, C2, C3, C4 peuvent être déterminées par les conditions aux limites. Pour une poutre encastree à son extrémité $x = x_0$ et libre à son extrémité $x = L$, ces conditions s'écrivent :

$$w(x_0, t) = 0, \quad \left.\frac{\partial w}{\partial x}\right|_{x_0} = 0, \quad EI \left.\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}\right|_L = 0, \quad -EI \left.\frac{\partial^3 w}{\partial x^3}\right|_L = 0 \quad (6.11)$$

Elles représentent respectivement un déplacement transversal et angulaire nul en $x = x_0$, ainsi qu'un moment de flexion et un effort tranchant qui s'annulent en $x = L$. Ainsi, une solution non triviale de cette équation est donnée par :

$$\frac{\cosh(\beta L) + \cos(\beta L)}{\sinh(\beta L) - \sin(\beta L)} = \frac{\sinh(\beta L) + \sin(\beta L)}{\cosh(\beta L) - \cos(\beta L)} \quad (6.12)$$

$$\Leftrightarrow \cosh(\beta L) \cos(\beta L) + 1 = 0$$

Les valeurs prises par $(\beta L)_n$ pour différents modes n sont présentées dans le tableau 6.1 [48]. La réponse de la poutre correspond à la superposition de l'ensemble des modes propres. Ainsi :

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} X_i(x) (A_i \cos \omega_i t + B_i \sin \omega_i t) \quad (6.13)$$

Les constantes A_i et B_i dépendent des conditions aux limites.

Tableau 6.1 : Valeurs de $(\beta L)_n$ pour différents modes n

n	1	2	3	4	5	$n > 5$
$(\beta L)_n$	1.8751	4.6941	7.8548	10.9955	14.1372	$\frac{(2n-1)\pi}{2}$

Dans ce qui suit on va calculer les fréquences propres en utilisant la méthode analytique des 5 premiers modes.

Sachant que $\beta^4 = \left(\frac{\rho A \omega^2}{EI}\right)$, $I = \frac{Bh^3}{12}$ et $A = B \cdot h$, on aura $\omega = \left(\frac{\beta L}{L}\right)^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho S}}$

Le tableau 6.2 ci-dessous présente les 10 premiers modes des fréquences propres.

Tableau 6.2 : Valeurs des 10 premiers modes des fréquences propres analytiques.

Mode	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fréquence propre [Hz]	85	135	156	308	407	613	659	695	895	982

6.2.1.2 Vibration d'une poutre en présence d'amortissement :

Dans le cas d'une poutre soumise à une charge transverse q en présence d'amortissement visqueux, l'équation (6.4) devient :

$$\rho_s \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + c_s \frac{\partial w}{\partial t} + D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = q(x, t) \quad (6.14)$$

Avec c_s le coefficient d'amortissement visqueux (par unité de surface). On peut aussi trouver cette équation sous la forme suivante :

$$\frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \frac{c_s}{\rho_s} \frac{\partial w}{\partial t} + \omega_0^2 a^4 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = \frac{1}{\rho_s} q(x, t) \quad (6.15)$$

En introduisant la pulsation propre du système ω_0 et a une constante dépendant des conditions aux limites :

$$\omega_0 = \frac{1}{a^2} \sqrt{\frac{D_{11}}{\rho_s}} \quad (6.16)$$

Par la suite, en utilisant l'équation :

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \Phi_i(t) X_i(x) \quad (6.17)$$

L'équation (6.15) peut alors être transformée en coordonnées modales, qui devient alors en multipliant par la fonction propre X_j et en intégrant sur la longueur de la poutre [49] :

$$\sum_{i=1}^{\infty} (\ddot{\Phi} \int_0^l X_i X_j dx + \frac{c_s}{\rho_s} \dot{\Phi} \int_0^l X_i X_j dx + \omega_0^2 a^4 \int_0^l \frac{d^4 X_i}{dt^4} X_j dx) = \int_0^l \frac{X_j}{\rho_s} q(x, t) \quad (6.18)$$

Compte tenu des propriétés d'orthogonalité et de normalisation [49], et en notant

$p(x, t) = \frac{X_j}{\rho_s} q(x, t)$ On obtient alors :

$$\ddot{\Phi}_i + \frac{c_s}{\rho_s} \dot{\Phi}_i + \omega_i^2 \Phi_i = p_i \quad (6.19)$$

que l'on peut écrire en introduisant le coefficient d'amortissement ξ_i du mode $i \in [1; \infty]$:

$$\ddot{\Phi}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{\Phi}_i + \omega_i^2 \Phi_i = p_i \quad (6.20)$$

Toutes ces équations peuvent être découplées. La réponse $F(t)$ de tous les modes i correspond à la réponse d'un système à un seul degré de liberté avec amortissement visqueux. Ainsi, en considérant une poutre soumise à une **charge sinusoïdale** de type :

$$q(x, t) = q_m(x) \cos \omega t \quad (6.21)$$

La composante de la charge réduite pour le mode i étant notée :

$$p_i(t) = \frac{1}{\rho_s} \int_0^a q_m X_i dx \cos \omega t \quad (6.22)$$

En posant $p_{mi} = \frac{1}{\rho_s} \int_0^a q_m X_i dx$, l'équation du mouvement en coordonnées modales devient :

$$\forall i \in [1; \infty], \ddot{\Phi}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{\Phi}_i + \omega_i^2 \Phi_i = p_{mi} \cos \omega t \quad (6.23)$$

La réponse du mode i en régime permanent est alors donnée par :

$$\Phi_i(t) = \frac{p_{mi}}{\omega_i^2} K_i(\omega) \left(\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_i^2}\right) \cos \omega t + 2\xi_i \frac{\omega}{\omega_i} \sin \omega t \right) \quad (6.24)$$

$$K_i(\omega) = \frac{1}{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_i^2}\right)^2 + \left(2\xi_i \frac{\omega}{\omega_i}\right)^2} \quad (6.25)$$

D'autre part, le déplacement transverse est donné par :

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \frac{p_{mi}}{\omega_i^2} K_i(\omega) X_i(x) \cos(\omega t - \varphi_i) \quad (6.26)$$

$$\varphi_i = \tan^{-1} \frac{2\xi_i \frac{\omega}{\omega_i}}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_i^2}} \quad (6.27)$$

Très souvent, l'équation du mouvement est exprimée dans le domaine fréquentiel par :

$$\phi_i(\omega) = H_i(\omega) P_i(\omega) \quad (6.28)$$

où $\phi_i(\omega)$ est l'amplitude complexe associée à $\Phi_i(\omega)$, $P_i(\omega)$ l'amplitude complexe associée à $p_i(\omega)$ et $H_i(\omega)$ la fonction de transfert qui s'exprime en fonction de la fonction de transfert réduite $H_{ri}(\omega)$ par :

$$H_i(\omega) = \frac{1}{\omega_i^2} H_{ri}(\omega) \quad (6.29)$$

Avec :

$$H_{ri}(\omega) = \frac{1}{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_i^2}\right) + \left(2\xi_i \frac{\omega}{\omega_i}\right)} \quad (6.30)$$

Dans le cas où la poutre est excitée par une charge concentrée impulsionnelle en une coordonnée $x = x_1$, par exemple lorsque l'on utilise un marteau de choc, on peut alors noter :

$$q(x, t) = q(x_1, t) = \delta(x - x_1)q_1(t) \quad (6.31)$$

Avec $\delta(x - x_1)$ la distribution de Dirac localisée en x_1 . Ainsi, la charge réduite peut se mettre sous la forme :

$$p_1(t) = p_1\delta(t) \quad (6.32)$$

Où p_1 est une constante et $\delta(t)$ la fonction impulsion de Dirac, qui se décompose en transformée de Fourier par :

$$\delta(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} e^{i\omega t} d\omega \quad (6.33)$$

Par conséquent, une excitation ponctuelle impulsionnelle génère l'ensemble des fréquences (bruit blanc), et pour chacune d'elle l'équation du mouvement s'écrit en coordonnées modales sous la forme :

$$\ddot{\Phi}_i + 2\xi_i\omega_i\dot{\Phi}_i + \omega_i^2\Phi_i = p_1X_i(x_1) \cos \omega t \quad (6.34)$$

En s'inspirant des résultats énoncés précédemment, on a alors :

$$w(x, t) = p_1 \sum_{i=1}^{\infty} \frac{X_i(x_1)X_i(x)}{\omega_i^2} K_i(\omega) \cos(\omega t - \varphi_i) \quad (6.35)$$

Avec :

$$K_i(\omega) = \frac{1}{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_i^2}\right)^2 + \left(2\xi_i \frac{\omega}{\omega_i}\right)^2} \quad (6.36)$$

$$\varphi_i = \tan^{-1} \frac{2\xi_i \frac{\omega}{\omega_i}}{1 - \frac{\omega^2}{\omega_i^2}} \quad (6.37)$$

Pour une poutre vibrant en flexion en configuration encastrée-libre, les déformées modales ont alors pour expression :

$$X_i(x) = \cos \kappa_i \frac{x}{a} - \cosh \kappa_i \frac{x}{a} - \gamma_i (\sin \kappa_i \frac{x}{a} - \sinh \kappa_i \frac{x}{a}) \quad (6.38)$$

Où les valeurs des constantes κ_i et γ_i pour les premiers modes sont données dans le tableau 6.3 [46] :

Tableau 6.3 : Valeurs des constantes κ_i et γ_i pour différents modes i

i	1	2	3	4	5	6	7
κ_i	1.8751	4.6941	7.8548	10.995	14.137	17.279	20.420
γ_i	0.7341	1.0185	0.9992	1.000	1.000	1.000	1.000

6.2.2 Modélisation par éléments finis :

6.2.2.1 Présentation du modèle éléments finis :

Les poutres sandwich ont été modélisées dans le plan suivant la longueur et l'épaisseur. La structure a été maillée au moyen du logiciel ANSYS par un élément SHELL281 comme défini dans le chapitre précédent. L'épaisseur des peaux, de l'âme et la longueur totale des poutres ont été fixées respectivement à 3 mm, 6mm et 200 mm. Les propriétés géométriques de la structure sont présentées dans la figure 6.2, qui permet aussi de visualiser le nombre d'éléments déterminé à la suite d'une étude préliminaire de convergence de maillage. Les noeuds d'une extrémité ont été encastés (degrés de liberté en translation et en rotation bloqués).

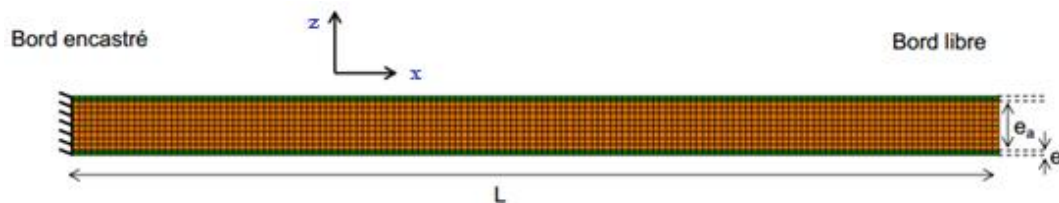


Figure 6.2 : Maillage d'une poutre sandwich et principales propriétés géométriques du modèle.

D'abord, on va définir le champ de déplacement de chaque élément :

Pour l'élément **solid186** :

Sachant que le solide 186 est un élément à trois dimensions contenant 20 noeuds. Cet élément prend en considération le comportement quadratique de déplacement. Il possède trois degrés de liberté par noeud (translation suivant les trois axes X, Y et Z), donc il possède en tous 60 degrés de liberté.

Le choix d'une approximation du champ de déplacement $u(x, y, z)$, $v(x, y, z)$, $w(x, y, z)$ est basé sur le nombre de noeuds du **solid186**. Le champ $u(x, y, z)$ doit contenir 20 termes. Le choix des termes doivent prendre en compte le déplacement du corps rigide et assurer la continuité entre éléments. Il se présente comme suit :

$$\begin{aligned}
 u(x, y, z) = & a_1 + a_2x + a_3y + a_4z + a_5x^2 + a_6y^2 + a_7z^2 + a_8xy + a_9yz + a_{10}xz + \\
 & a_{11}x^2y + a_{12}x^2z + a_{13}y^2x + a_{14}y^2z + a_{15}z^2x + a_{16}z^2y + a_{17}xyz + a_{18}x^2yz + \\
 & a_{19}y^2xz + a_{20}z^2xy
 \end{aligned} \tag{6.39}$$

Les champs $v(x, y, z)$ et $w(x, y, z)$ prennent la même forme que celle de $u(x, y, z)$.

On exprime les fonctions de déplacements en fonction de degré de liberté de chaque nœud afin de quantifier les fonctions de formes. Ceci est effectué par l'utilisation des conditions limites primaires. La nouvelle écriture des fonctions de déplacement prend la forme suivante:

$$u(x, y, z) = \sum_{i=1}^{20} N_i(x, y, z) u_i = \sum_{i=1}^8 \frac{1}{8} (1 + x_i x)(1 + y_i y)(1 + z_i z)(x_i x + y_i y + z_i z - 2) u_i + \sum_{i=9}^{12} \frac{1}{4} (1 - x^2)(1 + y_i y)(1 + z_i z) u_i + \sum_{i=13}^{16} \frac{1}{4} (1 - y^2)(1 + x_i x)(1 + z_i z) u_i + \sum_{i=17}^{20} \frac{1}{4} (1 - z^2)(1 + x_i x)(1 + y_i y) u_i \quad (6.40)$$

Avec $N_i(x, y, z)$ représentent les fonctions de formes. Les autres composantes du champ $v(x, y, z)$ et $w(x, y, z)$ prennent la même forme que celle de $u(x, y, z)$.

Dans ce qui suit, on va définir l'énergie potentielle et cinétique afin de pouvoir établir les équations dynamique. En d'autres termes la détermination préalable des matrices de rigidité et de masse. On en déduira par suite les équations fréquentielles.

L'énergie emmagasinée par la poutre lors de la déformation s'écrit :

$$U_{D_a} = E_{p_a} = 1/2 \iiint \{\varepsilon\}^t \cdot \{\sigma\} dV \quad (6.41)$$

Les relations constitutives s'écrivent :

$$\{\sigma\} = [C] \cdot \{\varepsilon\} \quad \text{et} \quad \{\varepsilon\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} \\ \frac{\partial w}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (6.42)$$

et $[C]$ la matrice de rigidité en déformation plane.

L'énergie cinétique s'écrit sous la forme :

$$E_{c_a} = 1/2 \iiint \rho \cdot (\dot{u} + \dot{v} + \dot{w})^2 \cdot dV \quad (6.43)$$

Avec

$$\dot{u}(x, y, z) = \sum_{i=1}^8 \frac{1}{8} (1 + x_i x)(1 + y_i y)(1 + z_i z)(x_i x + y_i y + z_i z - 2) \dot{u}_i + \sum_{i=9}^{12} \frac{1}{4} (1 - x^2)(1 + y_i y)(1 + z_i z) \dot{u}_i + \sum_{i=13}^{16} \frac{1}{4} (1 - y^2)(1 + x_i x)(1 + z_i z) \dot{u}_i + \sum_{i=17}^{20} \frac{1}{4} (1 - z^2)(1 + x_i x)(1 + y_i y) \dot{u}_i \quad (6.44)$$

Les autres composantes du champ de vitesse $\dot{v}(x, y, z)$ et $\dot{w}(x, y, z)$ prennent la même forme que celle de $\dot{u}(x, y, z)$.

Pour l'élément SHELL281 :

Comme déjà définie précédemment dans le chapitre 5, l'élément Shell 281 contient 8 nœuds et six degrés de liberté par nœud, soit : 3 translations suivant les axes X, Y et Z et 3 rotations autour de ces derniers. L'élément contient donc au total 48 degrés de liberté.

Le choix d'une approximation du champ de déplacement $w(x, y, z)$ est basé sur le nombre de nœuds du **Shell281**. Le champ $w(x, y, z)$ doit contenir 48 termes. Le choix des termes doivent prendre en compte le déplacement du corps rigide et assurer la continuité entre éléments. Il se présente comme suit :

$$\begin{aligned}
 w(x, y, z) = & b_1 + b_2x + b_3y + b_4z + b_5x^2 + b_6y^2 + b_7z^2 + b_8xy + b_9yz + b_{10}xz + \\
 & b_{11}x^3 + b_{12}y^3 + b_{13}z^3 + b_{14}x^2y + b_{15}x^2z + b_{16}y^2x + b_{17}y^2z + b_{18}z^2x + b_{19}z^2y + \\
 & b_{20}xyz + b_{21}z^3y + b_{22}x^3z + b_{23}y^3z + b_{24}y^3x + b_{25}z^3x + b_{26}z^3y + b_{27}x^2yz + \\
 & b_{28}y^2xz + b_{29}z^2xy + b_{30}x^3yz + b_{31}y^3xz + b_{32}z^3xy + b_{33}x^2y^3 + b_{34}x^2z^3 + \\
 & b_{35}y^2x^2z + b_{36}y^2xz^2 + b_{37}yx^2z^2 + b_{38}x^3yz + b_{39}y^3xz + b_{40}z^3xy + b_{41}xy^4 + \\
 & b_{42}xz^4 + b_{43}x^4y + b_{44}x^4z + b_{45}z^4y + b_{46}x^4yz + b_{47}y^4xz + b_{48}z^4xy
 \end{aligned} \tag{6.45}$$

Dans ce qui suit, on va définir l'énergie potentielle et cinétique afin de pouvoir établir les équations dynamique. En d'autres termes la détermination préalable des matrices de rigidité et de masse. On en déduira par suite les équations fréquentielles.

L'énergie emmagasinée par la poutre lors de la déformation s'écrit:

$$U_{D_p} = E_{p_p} = 1/2 \iiint \{\varepsilon\}^t \cdot \{\sigma\} dV \tag{6.46}$$

Avec

$$\{\sigma\} = [C] \cdot \{\varepsilon\} \quad \text{et} \quad \{\varepsilon\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial w}{\partial x} \\ \frac{\partial w}{\partial y} \\ \frac{\partial w}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial y} \end{Bmatrix} \tag{6.47}$$

Et $[C]$ la matrice de rigidité en contrainte plane.

$$E_{c_p} = 1/2 \iiint \rho \cdot \dot{w}^2 \cdot dV$$

Avec \dot{w} est le champ de vitesse de l'élément shell281.

Les principes énergétiques et les équations de Lagrange permettent d'aboutir aux équations dynamiques :

$$[K] \cdot \{\delta\} + [M] \cdot \{\ddot{\delta}\} = \{F\} \quad (6.48)$$

Maintenant, pour définir les matrices de rigidité et de masse du système complet (sandwich), on procède à un assemblage :

$$Peau(shell281) + \hat{A}me(solid186) + Peau(shell281)$$

$$[K] = \begin{bmatrix} [K_p] & & \\ & [K_{\hat{a}}] & \\ & & [K_p] \end{bmatrix} \text{ et } [M] = \begin{bmatrix} [M_p] & & \\ & [M_{\hat{a}}] & \\ & & [M_p] \end{bmatrix} \quad (6.49)$$

Les équations fréquentielles du composite sandwich sont :

$$|K - \omega^2 M| = 0 \quad (6.50)$$

Où ω est la fréquence du système du composite sandwich.

Dans ce qui suit on va montrer la procédure de modélisation de la poutre avec le code ANSYS:

- la 1ere étape consiste à définir le modèle.

l'idée est de générer 3 volumes, ce qui est au milieu représente l'âme du sandwich par contre les volumes supérieur et inférieur représentent les peaux du sandwich.

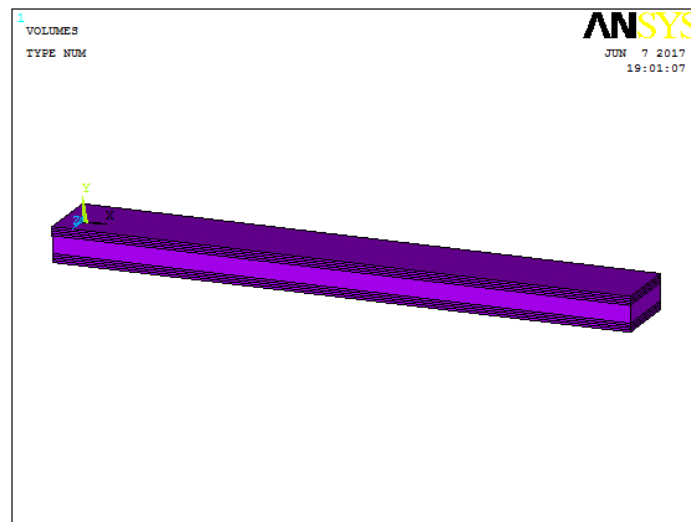


Figure 6.3 : modèle utilisé pour la simulation à l'analyse modale.

- La deuxième étape repose sur le maillage de la structure modélisée auparavant :

Dans un but d'analyse du comportement vibratoire du composite, on procède à une discrétisation du modèle réalisé. Cette dernière se fait au niveau des lignes qui constitue le volume global sachant que chaque constituant du sandwich a sa propre discrétisation (peaux "0° et 90°" ; âme)

La longueur du sandwich est divisée en 50 subdivisions, tandis que la largeur est divisée en 4 subdivisions. On obtient au total 200 éléments pour chaque sous volume.

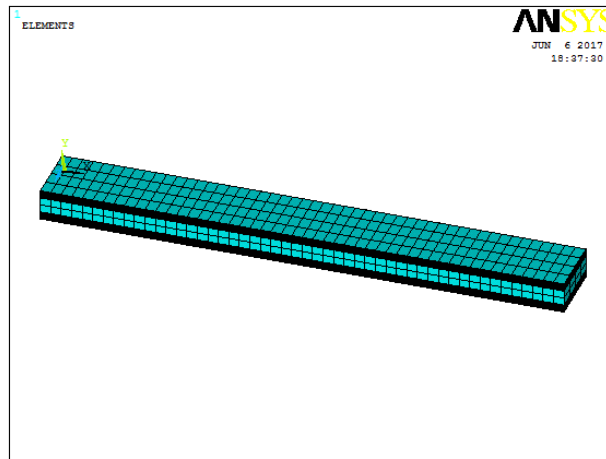


Figure 6.4 : Modèle de structure sandwich discrétisée.

- La troisième étape comprend l'application des conditions aux limites et géométriques au modèle, qui se résume à encasturer une extrémité de la poutre et libérer l'autre extrémité.

La figure 6.5 montre les conditions aux limites et géométriques appliquée au modèle.

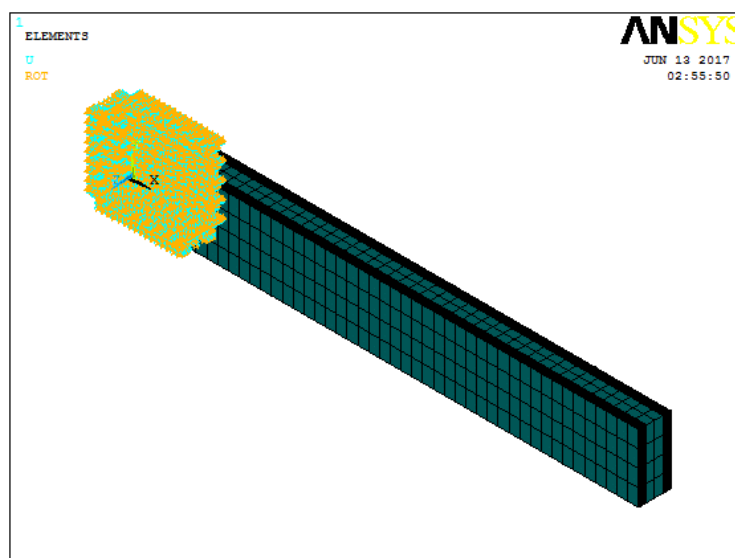


Figure 6.5: Les conditions aux limites et géométriques appliquées au modèle discrétisé

- La quatrième étape consiste à choisir le type d'analyse (modale) et on va directement vers solve afin d'entamer les calculs.

La figure 6.6 montre le choix de type d'analyse.

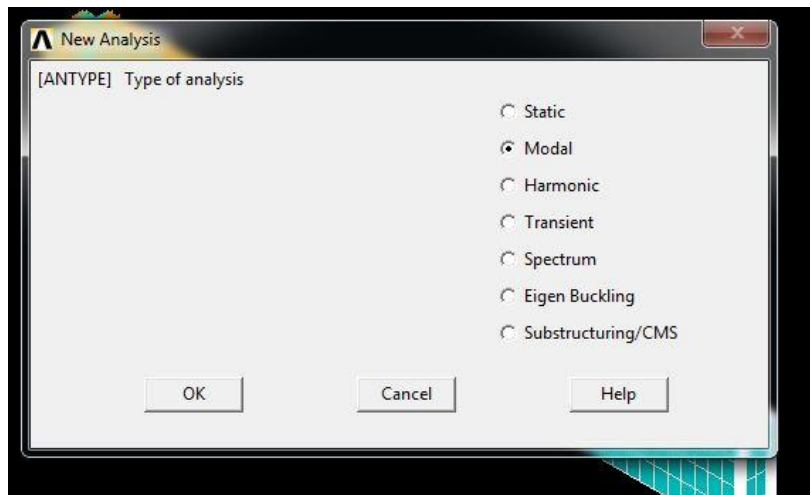


Figure 6.6 : Le choix de type d'analyse à ANSYS.

- La cinquième étape est l'acquisition des données.

Dans notre cas, on s'est limité au calcul des 10 premiers modes propres, qui sont au fait les plus significatifs.

Le tableau ci-dessous présente les 10 premières fréquences propres des 10 premiers modes.

Tableau 6.4 : Les dix premiers fréquences propres numériques.

Mode	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fréquence propre [Hz]	78.09	123.72	143.48	282.81	374.28	563.7	606.25	638.88	822.84	903.28

Dans ce qui suit, on présente les déformées modales des 10 premiers modes.

Le mode 1 :

Le 1^{er} mode propre est le mode fondamental, sa fréquence propre est de 78.093 Hz. D'après la figure 6.7, on remarque que le champ de déplacement est maximal à l'extrémité libre de la poutre et qui a pour valeur de 8 mm, ce qui laisse la poutre osciller suivant l'axe X d'une grande intensité. On note aussi que la déformée commence à diminuer tout en allant vers l'extrémité encastree.

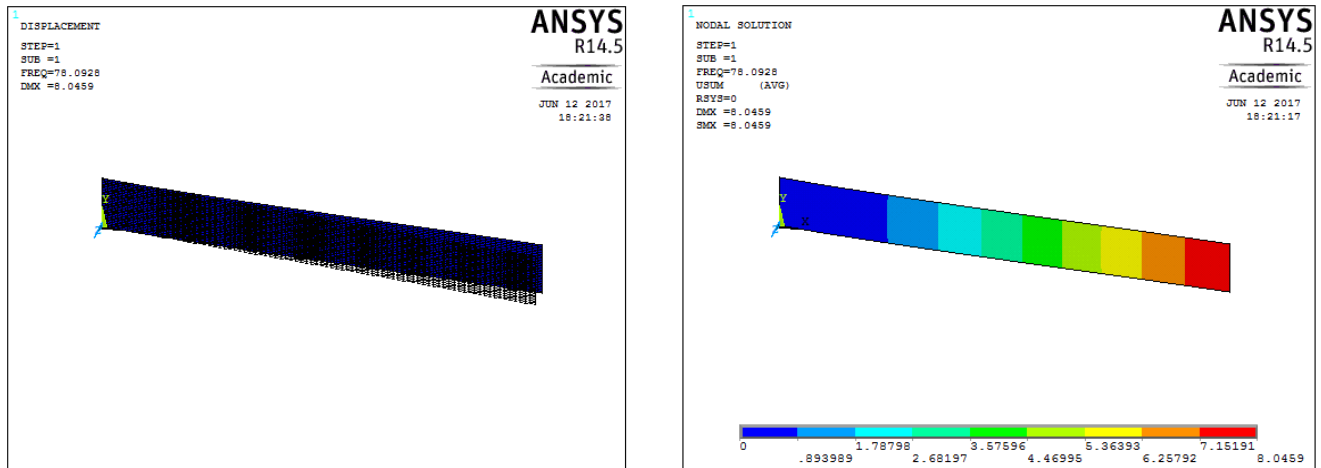


Figure 6.7 : La déformée de la poutre en mode propre 1.

Le mode 2 :

Le 2^{eme} mode propre est un mode de torsion. Sa fréquence propre est de 123.72 Hz et il est illustré sur la figure 6.8. On observe des oscillations en torsion autour de l'axe X de la poutre. La déformée maximale est située aux deux bords libres de la poutre.

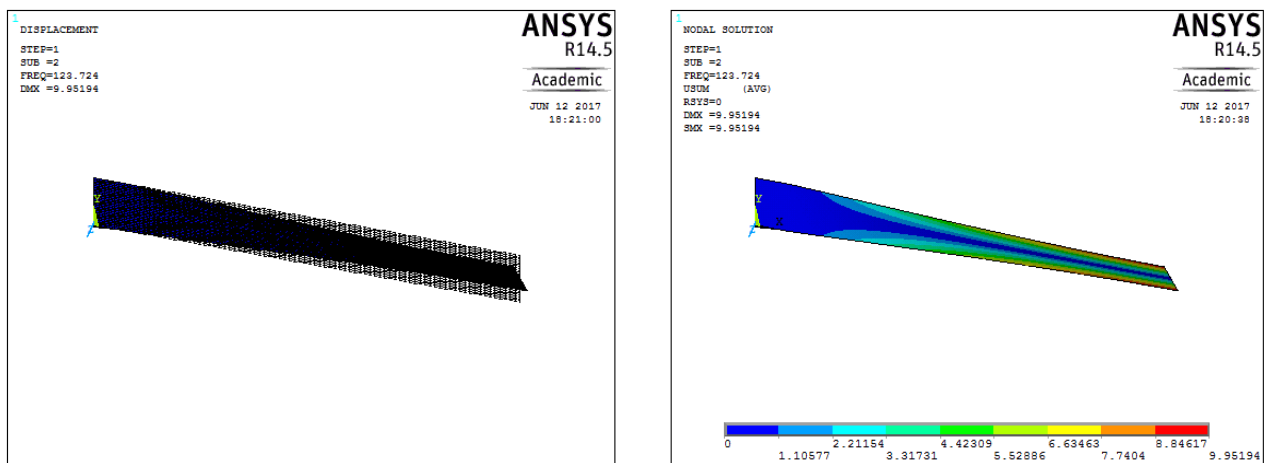


Figure 6.8 : La déformée de la poutre en mode propre 2.

Le mode 3 :

Le 3^{eme} mode est un mode plan. Sa fréquence propre est de 143.48 Hz. D'après la figure 6.9, on distingue la présence des oscillations dans le plan XZ (autour de l'axe Y) de la poutre. Le champ de déplacement est réparti d'une manière analogue à celui du premier mode c'est à dire l'extrémité libre admet une déformée maximale.

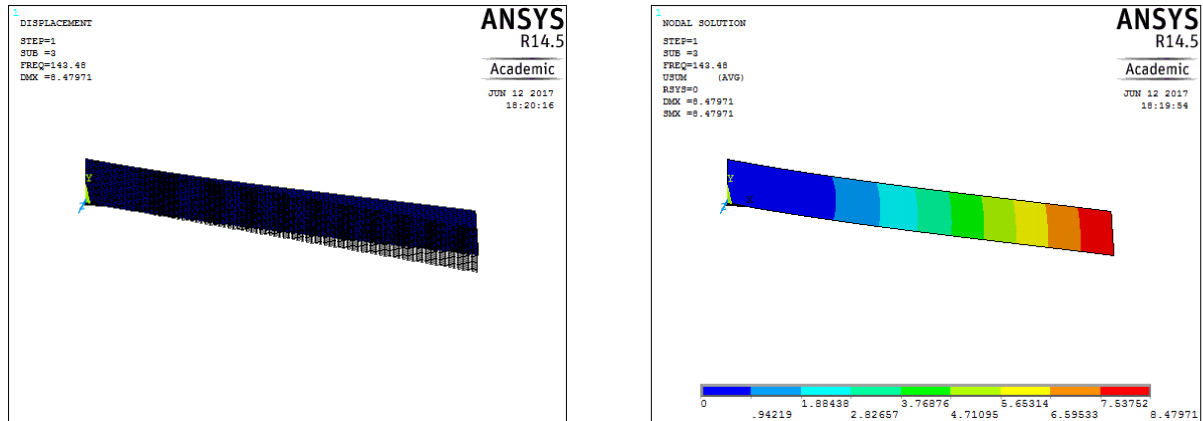


Figure 6.9 : La déformée de la poutre en mode propre 3.

Le mode 4 :

D'après la figure 6.10, le 4^{ème} mode propre montre l'apparition de 2 nœuds et un ventre, il représente au fait le 2^{ème} mode de flexion. Sa fréquence propre est de 282.81 Hz. La déformée de la poutre est maximale au ventre et à l'extrémité libre de la poutre. Un déplacement nul au niveau du nœud indique une concentration de contrainte, paramètre à considérer lors de la conception.

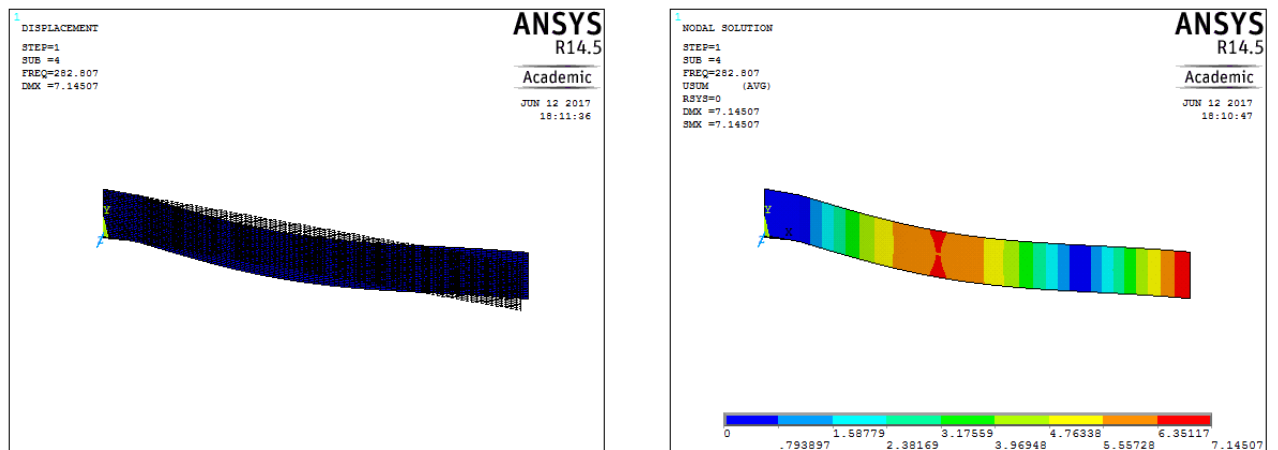


Figure 6.10 : La déformée de la poutre en mode propre 4.

Le mode 5 :

Le 5^{ème} mode propre admet la même allure que celle du mode propre 2, il représente au fait le 2^{ème} mode de torsion. Sa fréquence propre est de 374.25 Hz. D'après la figure 6.11, on note l'apparition de 2 nœuds et un ventre dans la poutre. On observe aussi que la déformée est maximale au bord de la poutre dans la région des ventres. On constate qu'au niveau des ventres on a la déformée maximale. On mentionne aussi la présence des oscillations en torsion.

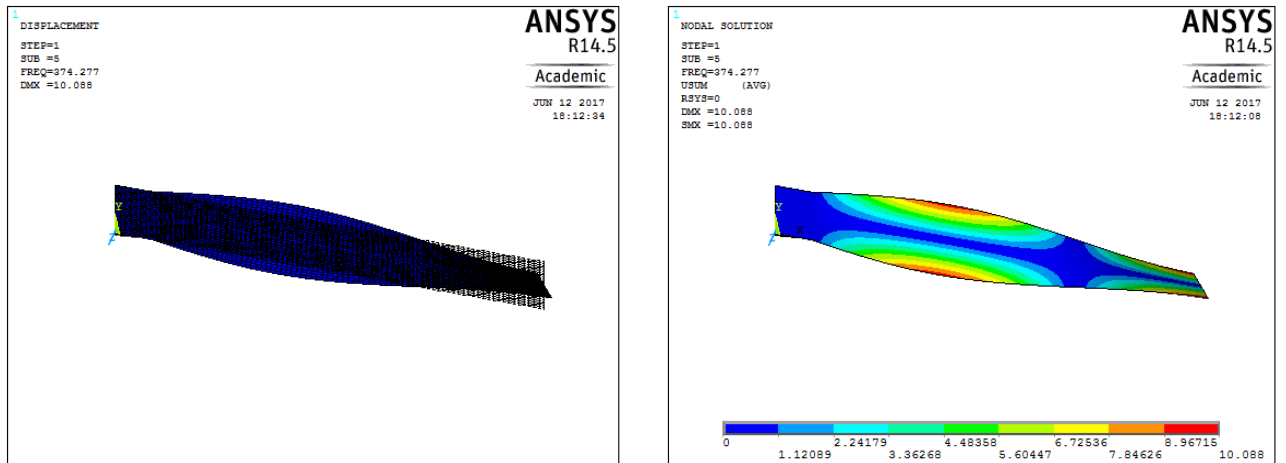


Figure 6.11: La déformée de la poutre en mode propre 5.

Le mode 6 :

Le 6^{eme} mode propre admet 3 nœuds et 2 ventres, il représente au fait le 3^{eme} mode de flexion Sa fréquence propre est de 563.70 Hz. D'après la figure 6.12, on remarque que dans ce mode les oscillations en flexion sont suivant l'axe X, les déformées sont maximales aux ventres et nulles aux noeuds.

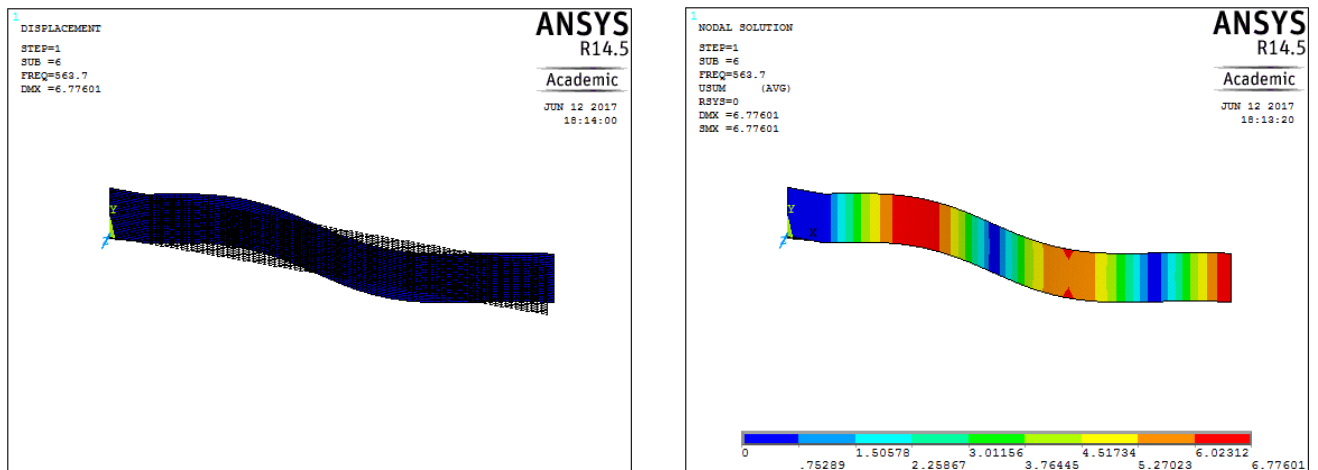


Figure 6.12 : La déformée de la poutre en mode propre 6.

Le mode 7 :

Le 7^{eme} mode propre admet 2 noeuds et un ventre, il représente au fait le 2^{eme} mode de plan. Sa fréquence propre est de 606.25 Hz. D'après la figure 6.13, on observe des oscillations plan autour de l'axe X, la déformée est maximale au ventre et à l'extrémité libre et nulle aux noeuds.

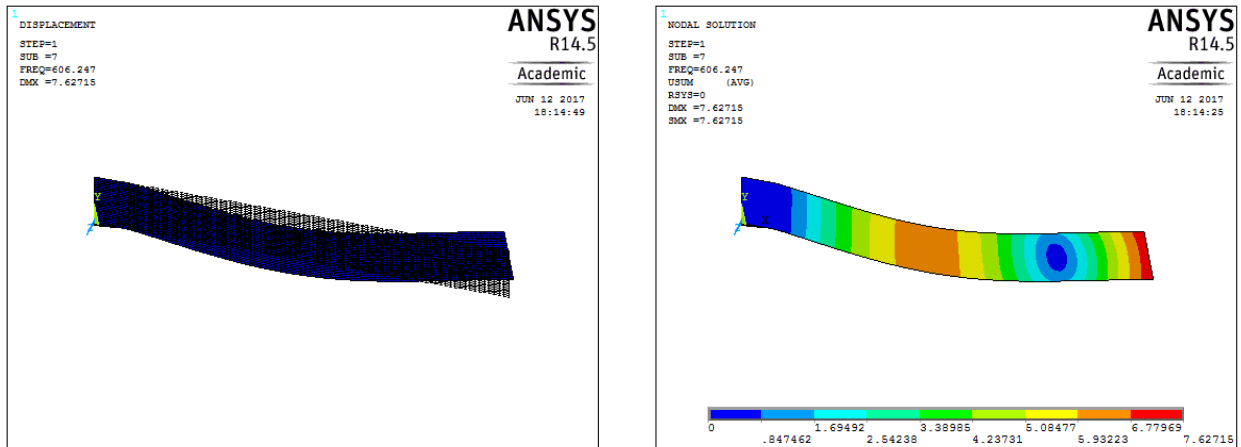


Figure 6.13 : La déformée de la poutre en mode propre 7.

Le mode 8 :

Le 8^{eme} mode propre admet 3 nœuds et 2 ventres, il représente au fait le 3^{eme} mode de torsion sa fréquence propre est de 638.88 Hz. D'après la figure 6.14, on note des oscillations en torsion autour de l'axe X, les déformées sont maximales aux bords des ventres et à l'extrémité libre et nulle aux nœuds.

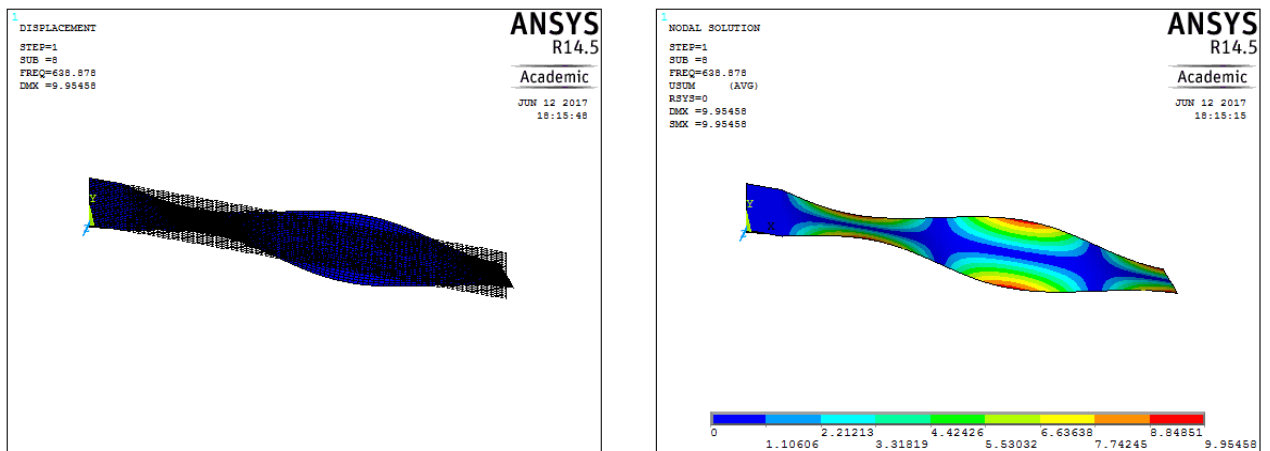


Figure 6.14 : La déformée de la poutre en mode propre 8.

Le mode 9 :

Le 9^{eme} mode propre admet 4 nœuds et 3 ventres, il représente au fait le 3^{eme} mode de plan. Sa fréquence propre est de 822.84 Hz. D'après la figure 6.15, on constate l'existence des oscillations en flexion suivant l'axe X, les déformées sont maximales aux ventres et à l'extrémité libre et nulle aux nœuds.

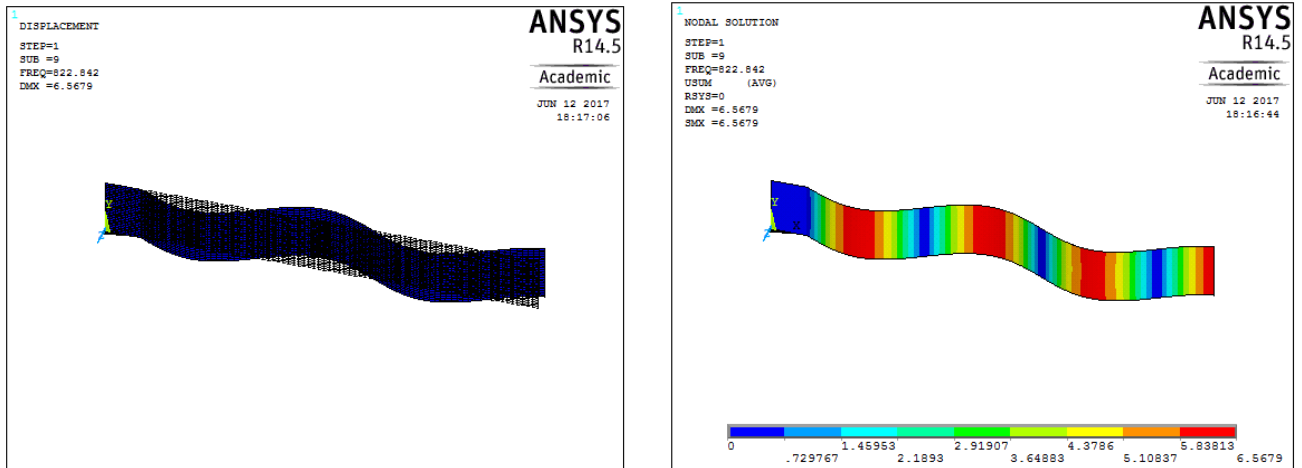


Figure 6.15 : La déformée de la poutre en mode propre 9.

Le mode 10 :

Le 10^{eme} mode propre admet 4 noeuds et 3 ventres, il représente au fait le 4^{eme} mode de torsion Sa fréquence propre est de 903.28 Hz. D'après la figure 6.16, on remarque l'apparition des oscillations en torsion autour de l'axe X, les déformées sont maximales aux bords des ventres et l'extrémité libre et nulle aux nœuds.

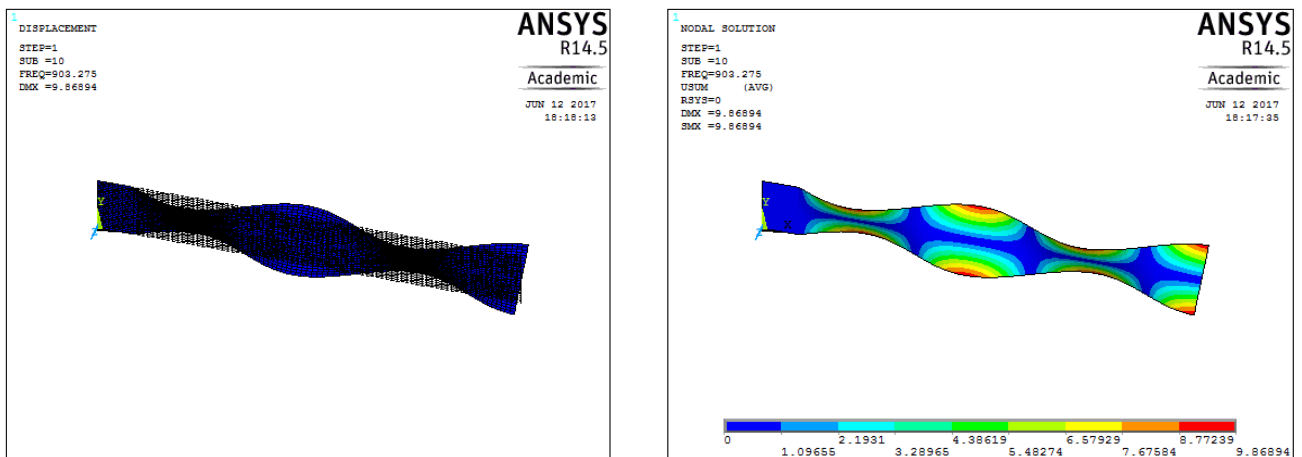


Figure 6.16 : La déformée de la poutre en mode propre 10.

Discussion des résultats :

Tableau 6.5 : Tableau illustrant les fréquences propres analytique et numérique.

Mode	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fréquences propres analytiques [Hz]	85	135	156	308	407	613	659	695	895	982
Fréquences propres numériques [Hz]	78.09	123.72	143.48	282.81	374.28	563.7	606.25	638.88	822.84	903.28
Erreurs [%]	8.13	8.36	8.03	8.18	8.04	8.04	8	8.08	8.07	8.02

D'après le tableau 6.5, on observe que les valeurs résultantes de l'étude analytique se rapprochent à celles obtenus de la modélisation numérique. Cette faible marge d'erreur est estimée de 8% entre les deux approches. On constate aussi Une bonne corrélation entre les résultats numériques et analytiques obtenue.

6.3 Conclusion :

Ce chapitre présente l'analyse du comportement vibratoire de la structure sandwich. Dans un premier temps, une approche analytique a été entreprise ou les fréquences propres du sandwich ont été calculées analytiquement. Dans un second temps, un modèle éléments finis a été développé et ce jusqu'à l'aboutissement des équations fréquentielles. La simulation numérique est ensuite entreprise sous le code de calcul ANSYS. Dans l'analyse du comportement vibratoire des sandwichs, on considère des propriétés orthotropes et isotropes des matériaux constitutifs (peaux et âme). Les fréquences de résonance du composite sandwich sont alors calculées. On constate une bonne corrélation entre les résultats numériques et analytiques. De plus, les déformées des dix premiers modes vibratoires propres ont été illustrés. Parmi les 10 modes, on constate l'existence de 4 modes de flexion et de torsion par contre on observe l'apparition de 2 modes plans.

Conclusion générale :

Selon les objectifs visés relatifs à la mise en valeur des fibres de palmiers, un nouveau composite sandwich conçu, et totalement élaboré à base de produits de palmiers dattier. L'élaboration consistait en :

- Production de la fibre du palmier dattier.
- Traitement chimique de la fibre.
- Sélection de la résine utilisée (G 50).
- Elaboration des stratifiées (peaux de la structure sandwich) : fibres de palmier dattier/époxy par le principe du moulage par compression à froid.
- Production et broyage du pétiole du palmier dattier « Kornav ».
- Réalisation de l'âme du sandwich : « Kornav »/ époxy par le principe du moulage par compression à froid.
- Elaboration finale du composite sandwich par le procédé de collage des stratifiés a base des fibres et de l'âme à base du « kornav ».

La caractérisation mécanique des composites sandwichs a été effectuée par des essais statiques : de traction, de flexion 3 points, de flexion 4 points, et de cisaillement où les différentes performances du composite ont été obtenues.

Les modélisations mathématiques suivies des simulations numériques par éléments finis ont été entreprises en utilisant le logiciel de simulation numérique "ANSYS". Les résultats numériques sont qualitativement validés par ceux de l'expérience.

Une analyse dynamique et aussi élaborée où les deux concepts analytique et numérique sont présentés. Les fréquences et déformées modales sont calculées.

Le calcul fréquentiel montre une bonne concordance entre les deux approches. Les déformées modales des dix premiers modes vibratoire montrent les modes de flexion, torsion et plan.

En perspective, on croit que notre étude servira de base à des projets complémentaires ayant les mêmes objectifs : VALORISATION DE LA FIBRE DE PALMIER DATTIER.

Bibliographie :

- [1]: Matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures, 4eme édition; Jean-Marie Berthelot. Edition VII.
- [2]: Matériaux composite, Daniel GAY 6eme édition.
- [3]: Cours Calcul des structures composites chap.1 Présentation, Généralité sur les matériaux composites. S.Boutaleb USTHB.
- [4]: Belferrag, A. (2016). Contribution à l'amélioration des propriétés mécaniques et rhéologiques des bétons de sable de dunes (Doctoral dissertation, Université Mohamed Khider-Biskra).
- [5]: https://fr.wikipedia.org/wiki/Fibre_de_carbone#R.C3.A9f.C3.A9rences.
- [6]: Kriker, A. (2005). Caractérisation des fibres de palmier dattier et propriétés des bétons et mortiers renforcés par ces fibres en climat chaud et sec.
- [7]: AIT AMEUR, M.M., "Contribution à l'étude expérimentale des bétons renforcés de fibres d'acier locales", Thèse de Magister, Université de Tiaret, Algérie, 1998.
- [8]: https://fr.wikipedia.org/wiki/Fibre_c%C3%A9ramique
- [9]: Do Thi, V. V. (2011). Matériaux composites à fibres naturelles/polymère biodégradables ou non (Doctoral dissertation, Université de Grenoble).
- [10]: KHENFER, M.M., "Plâtre renforcé de fibres cellulosesiques", Materials and Structures, Vol. 32, pp. 52-58, January-February 1999.
- [11]: NILSON, L., "Reinforced Concrete with Sisal and other Vegetable Fibre", Swedish Council for Building research, Document D 14, 1975
- [12]: AYYAR, T.S.R., and MIRIHAGALLA, P.K., "Elephant grass fibres as reinforcing fibre", Magazine of Concrete Research, Vol. 28, N°96, pp. 162-167, September 1976.
- [13]: COUTTS, R.S.P., "Flax Fibre as a Reinforcement in Cement mortar", The International Journal of cement Composites and Lightweight Concrete, Vol. 5, N°4, pp. 257-262, August 1983.
- [14]: BLEDZKI, A.K. and GASSAN J., "Composite reinforced with cellulose based fibres", Progress in Polymer Science, 24, pp. 221-274, 1999.
- [15]: COOK, D.J., "Concrete and Cement Composites Reinforced with Natural Fibres", Proc. Symp. On Fibrous Concrete. Construction Press Ltd., Lancaster, pp. 99-114, April. 1980.
- [16]: JONES,D.L., " Palms throughout the world", Editor Reed book, 1995.
- [17]: DELENZE J., "Palmier pour le climat méditerranéen vibroscope, Edition. Champflour, 1995.

- [18]: DARI K., “Analyse des systèmes agronomiques dans les OASIS Algériennes”, Etude Technico-Economique. Département Agronomie Université de Ouargla, 1997.
- [19]: BALOUT, C. et COUTERET, F., « Le progrès technologique dans les Textiles » ,Maitrise de science de Gestion, 2eme Année, mai 1999.
- [20]: PANDE, H., “ Non-Wood Fibre and Global Fibres Supply”, An internat. Journ. Of forestry and food, Unasyuva 193, Vol. 49, pp. 44-50, 1988.
- [21]: Food and Agricultural Organisation (FAO), “The outlook for pulp and paper to 1995. Paper products and industrial update”, FAO, Rome, 1991.
- [22]: BOLTON A.J., “ Natural Fibres for Plastic reinforcement”, Materials Technology 9, pp. 12-20, 1994.
- [23]: LEAO, A.L., ROWELL, R., and TAVARES, N., “Applications of fibres in automotive industry in Brazil-Thermoforming process”, Science and Technology of Polymers and Advanced Materials, Edited by PRASSD P.N. et al, Plenum Press, New York, 1998.
- [24]: BAHLOULI, N., CAVAILLE, J.V., GARCIA-RAMIREZ, M., CAMARA, A., “Mechanical behavior of lingo-cellulosic fillers/ PE materials”, Fifth Chemical Congress of North America, Cancun, Mexico, Nov. 11-15, 1997.
- [25]: Yahoo! Encyclopédie, “Les fibres textiles”, [http:// www.europe-habita.com/](http://www.europe-habita.com/), 03/06/03, Copyright © 2001 Hachette Multimédia.
- [26]: ENGLISH, B., CHOW, P. and BAJWA, D.S., “Paper and Composites from AgroBbased Resources. Processing into Composites”, Lewis Publishers, Edited by ROWEL R.M., et al, Boca Raton, New York, London, Tokyo.
- [27]: Norme Européenne NF EN ISO 1973, “ Fibres textiles - Détermination de la masse linéique - Méthode gravimétrique et méthode au vibroscope”, l’Association Française de Normalisation (AFNOR), p. 16, France, 1996.
- [28]: ASTM C 127/88, “Standard test method for density, Relative Density (specific Gravity), and Absorption of Coarse Aggregate”, p.6, 2001.
- [29]: TOLÈDO FILHO, R.D., GHAVAMI, K., ENGLAND, G.L. and SCRIVENER, K., “Development of vegetable fibre-mortar composites of improved durability”, (Article in Press), Cement and Concrete, composites, 25, 2003.
- [30] : Sbiai, A. (2011). Matériaux composites à matrice époxyde chargée par des fibres de palmier dattier : effet de l’oxydation au tempo sur les fibres (Doctoral dissertation, Lyon, INSA).
- [31]: Laurenzi, S., & Marchetti, M. (2012). Advanced composite materials by resin transfer molding for aerospace applications. INTECH Open Access Publisher.

- [32] ; Monti, A. (2016). Élaboration et caractérisation mécanique d'une structure composite sandwich à base de constituants naturels (Doctoral dissertation, Le Mans).
- [33]: Dan Zenkert. The handbook of sandwich construction. 1997. (Cité pages 106, 181, 188, 191 et 192.)
- [34]: <http://www.memoireonline.com/08/11/4661/Contribution--la-determination-des-parametres-ultrasonores-des-gondolements-des-fibres-dans-un-m.html..>
- [35]: R. Hill (1950). The Mathematical Theory of Plasticity. Oxford University Press, Londres.
- [36]: V.D. Azzi et S.W. Tsai (1965). Anisotropic Strength of Components. *Exper. Mech.*, 5, 286-288.
- [37]: O.Hoffman (1967). The Brittle Strength of Orthotropic Materials. *J. Compos. Mat.*, 1, 200-206.
- [38]: S.W. Tsai et E.M. Wu (1971). A General Theory of Strength for Anisotropic Materials. *J. Compos. Mat.*, 5, 58-80.
- [39]: B. Agoudjil, A. Benchabane, A. Boudenne, L. Ibos, M. Fois, Renewable materials to reduce heat loss : characterization of date palm wood, *Energy and Buildings*, 43 (2011), 491-497.
- [40]: Ali, M. E., & Alabdulkarem, A. (2017). On thermal characteristics and microstructure of a new insulation material extracted from date palm trees surface fibers. *Construction and Building Materials*, 138, 276-284.
- [41]: Hamada, H., Ikuta, N., Nishida, N., Maekawa, Z. Effect of interfacial silane network structure on interfacial strength in glass fibre composites, *Composites*, 1994, v.25, p.512.
- [42]: Taha, I., Steuernagel, L., Ziegmann, G. Optimization of the alkali treatment process of date palm fibres for polymeric composites. *Composite Interfaces*, 2007, v.14, n.7-9, p.669 684.
- [43]: ASTM D-618-05. Standard practice for conditioning plastics for testing. ASTM annual book of standards, vol. 08.01. Philadelphia (PA): ASTM International; 2005.
- [44]: Lakreb, N., Bezzazi, B., & Pereira, H. (2015). Mechanical behavior of multilayered sandwich panels of wood veneer and a core of cork agglomerates. *Materials & Design* (1980-2015), 65, 627-636.
- [45]: ASTM standards and literature references for composite materials, 2nded. American Society for Testing and Materials, 1990
- [46]: Mustapha Assarar. Etude expérimentale et modélisation du comportement dynamique des composites stratifiés et sandwichs. PhD thesis, Université du Maine, 2007. (Cité pages 117, 124, 128, 162, 193 et 198.)

- [47] : Moustapha Idriss. Analyse expérimentale et par éléments finis du comportement statique et vibratoire des matériaux composites sandwichs sains et endommagés. PhD thesis, Université du Maine, 2013. (Cité pages 117, 124, 163 et 193.)
- [48] Jean-Claude Pascal. Cours de Vibrations et acoustique (2), 2009. (Cité pages 194 et 195.)
- [49] L. Champaney. Cours en ligne : Vibration de systèmes continus. (Cité pages 194, 195 et 196.)
- [50]: Boubaker Khal and Annie Ross. Transient and harmonic response of a sandwich with partial constrained layer damping: A parametric study. *Composite Part B*, 91 :44–55, 2016. (Cité page 149.)
- [51] : N. Le Maout, E. Verron, and J. Bégué. On the use of discontinuous elastomer patches to optimize the damping properties of composite sandwich plates. *Composite Structures*, 93:3057–3062, 2011. (Cité page 149.)
- [52]: Houssein Nasser, El-hassania Kiefer-Kamal, Heng Hu, Salim Belouettar, and Evgeny Barkanov. Active vibration damping of composite structures using a nonlinear fuzzy controller. *Composite Structures*, 94(4):1385–1390, 2012. (Cité page 149.)
- [53]: Joseph Plattenburg, Jason T. Dreyer, and Rajendra Singh. Active and passive damping patches on a thin rectangular plate: A refined analytical model with experimental validation. *Journal of Sound and Vibration*, 353:75–95, 2015. (Cité page 149.)
- [54]: S. Prabhakaran, V. Krishnaraj, M. Senthil, and R. Zitoune. Sound and Vibration Damping Properties of Flax Fiber Reinforced Composites. *Procedia Engineering*, 97 :573–581, 2014. (Cité pages 149 et 150.)
- [55]: F. Duc, P.E. Bourban, and J.E. Manson. The role of twist and crimp on the vibration behaviour of flax fibre composites. *Composite Science and Technology*, 102 :94–99, 2014. (Cité page 149.)
- [56]: Denis Mounier, Christophe Poilane, Haithem Khelfa, and Pascal Picart. Subgigahertz laser resonant ultrasound spectroscopy for the evaluation of elastic properties of micrometric fibers. *Ultrasonics*, 54(1):259–267, 2014. (Cité page 150.)
- [57]: Mustapha Assarar, Wajdi Zouari, Hamid Sabhi, Rezak Ayad, and Jean-marie Berthelot. Evaluation of the damping of hybrid carbon flax reinforced composites. *Composite Structures*, 132 :148–154, 2015. (Cité page 150.)
- [58]: ASTM-E756-05(2010): Standard Test Method for Measuring Vibration-Damping Properties of Materials.
- [59]: ASTM D-2990 standard test methods for tensile, compressive, and flexural creep and creep-rupture of plastics. ASTM D-2990 standard test methods for tensile, compressive, and flexural creep and creep-rupture of plastics, vol. 08.01. Philadelphia (PA): ASTM International; 2005.

[60] Saïd RECHAK “Matériaux Composites- Du Macro –Micro au Nano ” Conférence plénière. Scinetific Day. Ecole supérieure des techniques aéronautiques 15 mars 2017.

[61] Abderrahman DJABALI, Saïd RECHAK, Lotfi TOUBAL, Redouane ZITOUNE “An experimental investigation of the mechanical behavior and damage of thick laminated carbon/epoxy ” Submitted to the Journal of composite structures.

[62] Abderrahman DJABALI, Saïd RECHAK, Lotfi TOUBAL, Redouane ZITOUNE “Etude expérimentale du comportement mécanique et de l’endommagement d’un composite stratifié carbon/Epoxy épais” Conférence Internationale de la mécanique et aéronautique 2016.

[63] Youcef MEBARKI, Saïd RECHAK “ Improved mechanical characterization under dynamic and static tests of composites carbon fibers by the addition of stainless steel and alumina powders at interfaces” Conference Internationale de la mécanique et Aéronautique 2, 2016.

[64] Khaled MELIANI, Saïd RECHAK “ Analyse du composite à fibres végétales renforcé par des nanotubes de carbone ” JNC 20- Ecole des ponts-ParisTech-28-30 Juin 2017.

[65] Khaled MELIANI, Saïd RECHAK “Comparative study of composites reinforced with vegetable fiber anol based on carbon nanotubes of different corrugateol shapes ” Paper in progress to be submitted.