

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE ABEDERRAHMANE MIRA DE BEJAIA

FACULTE DE TECHNOLOGIE

DEPARTEMENT DE GENIE CIVIL



Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme de Master en génie civil

Option : Structures

Soutenance le : 06/07/2019

Thème

Modélisation du comportement d'une structure sandwich multicouche à base de matériaux composites

Présenté par :

TALBI Farah
ALOUI Nouara

Encadré par :

Mr. SI SALEM Abdelmadjid

Membres du jury:

Mr. SAADAOUI Omar

Mr. BOUZIDI Mohammedamine

Promotion 2018/2019

REMERCIEMENTS

Nous remercions avant tout, Dieu le tout puissant de nous avoir accordé le courage et la foi pour accomplir ce travail. Nos vifs remerciements s'adressent, en premier lieu à notre encadreur Mr Si Salem Abdelmadjid pour sa disponibilité permanente, ses orientations, sa modestie, son soutien durant toute la période de réalisation de ce travail et d'avoir mis à notre disposition tous les moyens nécessaires pour travailler dans les meilleures conditions.

Nous remercions également les membres du jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à notre recherche en acceptant d'examiner ce travail de recherche et de l'enrichir par leurs propositions.

Enfin, nous tenons à exprimer nos sincères gratitudees pour tous ceux qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire.

RESUME

L'industrie des structures sandwichs ne cesse d'évoluer et de croître en mettant en place de nouveaux matériaux et de nouvelles technologies. Faisant ainsi appel, à des matériaux innovants avec une empreinte écologique et économique favorable. Dans cette optique, ce travail de recherche a pour originalité, de proposer une conception qui présente à la fois un poids propre réduit et un seuil de résistance/conductivité thermique.

Le comportement mécanique et thermomécanique des panneaux sandwichs avec une âme nid d'abeille en liège est mis en évidence, à travers une simulation numérique à base du code éléments finis ABAQUS. Les différents résultats obtenus présentent une bonne concordance avec les résultats expérimentaux tirés de la littérature. Ils montrent l'efficacité du modèle proposé en termes prédiction de résistance et de déformabilité.

Mots clés : Structure sandwich, Modélisation, Simulation numérique ; Matériaux composites Ame en nid d'abeille.

Table des matières

Résumé

Table des matières

Liste des figures Liste des tableaux

Notions principales

Introduction générale.....1

Chapitre I : Revue sur les structures composites

I.1. Introduction	3
I.2. Définition des matériaux composites.....	3
I.3. Types et constituants	3
I.3.1 Grande diffusion	3
I.3.2 Hautes performances.....	4
I.4. Les constituants principaux des matériaux composites	4
I.4.1 Les renforts.....	4
I.4.2. Les matrices.....	6
I.4.3 Les charges et additifs	7
I.4.4 L'interface	8
I.5. Caractéristiques des matériaux composites	8
I.6. Architectures des matériaux composites	9
I.6.1 Les monocouches	9
I.6.2 Les stratifiées.....	10
I.6.3 Les sandwiches	10
I.6.3.1 Structures sandwiches symétriques.....	11
I.6.3.2 Structures sandwiches dissymétriques	11
I.6.4 Les multicouches.....	11
I.6.4.1 Les constituants des matériaux multicouches.....	11
I.7 procédés de fabrication.....	12
I.7.1 Moulage au contact.....	12
I.7.2 Moulage par projection simultanée	12
I.8 Matériaux de sandwiches	13
I.8.1 Les matériaux de peaux (ou semelles)	13

I.8.2 Les matériaux des âmes.....	14
I.8.3 Propriétés mécaniques du liège.....	16
I.8.4 L'adhésif de surface (ou interface).....	19
I.9 Conclusion.....	20

Chapitre II : Comportement des structures sandwiches

II.1.Introduction.....	21
II.2.Sandwiches sous chargement mécanique	21
II.2.1. Normes de confection et d'essai	21
II.2.2.Sandwiches en flexion	22
II.2.2.1.Comportement en flexion	23
II.2.3.Flambement des structures sandwiches.....	24
II.2.4.Mécanisme de rupture.....	25
II.2.4.1.Flambement généralisé des peaux	26
II.2.4.2.Flambement généralisé de l'âme ou « Crimping»	26
II.2.4.3.Flambement local des sandwiches « Wrinkling » et « Dimpling »	26
II.2.4.4.Rupture des peaux en traction ou en compression.....	27
II.2.4.5.Modes locaux de rupture	27
II.2.4.6.Rupture de l'âme en cisaillement	28
II.2.4.7.Dégradation de l'adhésive	28
II.3.Sandwiches sous chargement thermique	29
II.3.1. Thermo élasticité.....	31
II.4.Théorie des sandwiches stratifiés	31
II.4.1Modélisations orthotrope	31
II.4.2.Champ de déplacements.....	32
II.4.3.Champ des déformations	33
II.4.4.Champ des contraintes	35
II.5.Synthèse des travaux antérieurs sur les sandwiches.....	36
II.6.Conclusion	47

Chapitre III : Modélisation et simulation numérique

III.1 Introduction.....	49
III.2 Présentation du logiciel ABAQUS.....	49
III.2.1Choix de modélisation.....	50

III.3 Variante d'études.....	51
III.4 Modélisation des matériaux.....	52
III.4.1 Modèle élastique orthotrope pour les composites	53
III.4.2 Modèle élasto-plastic pour le liège.....	54
III.5 Etapes de modélisation.....	55
III.6 Conclusion.....	63

Chapitre IV : Présentation des résultats et analyse

IV.1 Introduction.....	64
IV.2 Etude de convergence de maillage.....	64
IV.3 Comportement global du NIDA et validation.....	65
IV.4 Sandwiches sous chargement mécanique	66
IV.4.1 Cartographie des contraintes /déformations.....	67
IV.4.1.1 Evolution des contraintes	67
IV.4.1.2 Evolution des déformations	69
IV.5. Sandwichs sous chargement thermomécanique	72
IV.6 Conclusion	80

Conclusion générale	81
----------------------------------	-----------

Références bibliographiques

Liste des figures

Figure I.1 : Constituants d'un matériau composite.....	3
Figure I.2 : Les matériaux composites à base de fibre de verre.....	4
Figure I.3 : les constituants du renfort	5
Figure I.4 : Les différentes familles de matrice.....	6
Figure I.5 : Confrontation du comportement des composites et de l'acier	9
Figure I.6 : Les monocouches	10
Figure I.7 : Des panneaux sandwiches	10
Figure I.8 : Les composants d'un sandwich.....	11
Figure I.9 : moulage au contact	12
Figure I.10 : moulage par projection simultanée	13
Figure I.11 : Les différents matériaux de fabrication des peaux.....	14
Figure I.12 : Les différents matériaux de fabrication d'âmes	15
Figure I.13 : Courbe contrainte-déformation typique du liège en compression .	16
Figure I.14 : Comportement mécanique en traction pour le liège	16
Figure II.1 : Différentes méthodes d'essais de Caractérisation des sandwiches	22
Figure II.2 : Dimension des sandwiches selon la norme AFNOR	22
Figure II.3 : Différentes sollicitations (M, N, T) appliquées sur un sandwich	23
Figure II.4 : Plaque sandwich	23
Figure II.5 : Flexion trois-points	24
Figure II.6 : Flexion 4 points	24
Figure II.7 : a) flambement global du sandwich b) flambement local du sandwich.....	25
Figure II.8 : Mode de ruine par « flambement généralisé » des peaux du sandwich.....	26
Figure II.9 : Flambement généralisé de l'âme du sandwich	26
Figure II.10 : Flambement localisé « Wrinkling ».....	27
Figure II.11 : Flambement localisé « Dampling».....	27
Figure II.12 : Rupture des peaux en traction ou en compression.....	27
Figure II.13 : Modes locaux de rupture par indentation	28
Figure II.14 : Rupture de l'âme en cisaillement	28
Figure II.15 : Type de dégradation de l'adhésif	29
Figure II.16 : Flux d'énergie thermique à travers un mur	30

Figure II.17 : Couche de matériau composite orthotrope.....	32
Figure II.18 : Représentation schématique des assemblages des panneaux sandwichs :(a) SN40 ou SB40, (b) SN20 ou SB20, (c) SB15 ou SN15 et (d) SB10 ou SN10	36
Figure II.19 : Représentation photographique des panneaux sandwichs finis : (a) panneaux sandwichs à base de liège aggloméré blanc, (b) panneaux sandwichs à base de liège expansé	37
Figure II.20 : Courbes force-déplacement de panneaux sandwichs SN20 et SN40 sous : flexion 3 points (à gauche) et flexion 4 points (à droite).....	37
Figure II.21 : Représentation schématique des trois séries de structures sandwichs: 1) La structure S20, 2) La structure S10 et 3) La structure S5	38
FigureII.22 : Représentation photographique des panneaux sandwichs finis.....	38
Figure II.23 : Comportement en flexion 3 et 4 points respectivement des structures sandwich «S5»	39
Figure II.24 : Représentation photographique des panneaux sandwichs finis.	40
Figure II.25 : Représentation des différents essais sur les sandwichs	41
Figure II.26 : Courbe de Charge- Déplacement du sandwich avec L =160 mm	41
Figure II.27 : Représentation photographique des panneaux sandwichs	42
Figure II.28 : Courbe Charge- Déplacement dans les deux types des peaux sollicités par flexion trois points	43
Figure II.29 : Représentation photographique des panneaux sandwichs nida Nomex.....	44
Figure II.30 : Courbe Charge- Déplacement d'une sandwich nida Nomex....	45
Figure II.31 : Représentation de l'essai trois point sur un sandwich nida.....	45
Figure II.32 : Courbe Charge- Déplacement d'une sandwich nida céramique	46
Figure II.33 : Représentation photographique du panneau sandwich nida	46
Figure II.34 : Courbe Charge- Déplacement d'une sandwich nida céramique	47
Figure III.1 : Présentation de l'interface d'ABAQUS.	49
Figure III.2 : Schéma de fonctionnement d'ABAQUS.	50
Figure III.3 : Détail de la géométrie et des dimensions del'âme en nid d'abeille modélisée.	51
Figure III.4 : Les différents éléments d'une structure sandwich en nid d'abeille.....	52
Figure III.5 : Pli d'un matériau composite orthotrope.	53

Figure III.6 : Création de l'âme d'un panneau sandwich en nid d'abeille.	55
Figure III.7 :Création des semelles d'un panneau sandwich en nid d'abeille.	56
Figure III.8 : propriétés des fibres de verre.	57
Figure III.9 : propriétés de liège.	57
Figure III.10 : assemblage de la structure sandwich.	58
Figure III.11 : Création du Step.....	59
Figure III.12 : Interaction âme pleine semelle.	59
Figure III.13 : les appuis utilisés dans la structure sandwich.	60
Figure III.14 : Chargement de flexion piloté en déplacement imposé.	61
Figure III.15 : Chargement thermique des matériaux.	61
Figure III.16 : Présentation du maillage Présentation du maillage du panneau.	62
Figure IV.1 : Courbe force-maillage des structures en âme pleine et nid d'abeille.	64
Figure IV. 2 : Confrontation des courbes forces-déplacements du modèle NIDA vs les résultats disponible en littérature.	65
Figure IV.3 : Courbe de force-déplacement sous chargement mécanique.	66
Figure IV.4 : Propagation des contraintes dans les âmes des sandwiches AMP et NIDA.	68
Figure IV.5 : Propagation des contraintes dans les semelles des sandwiches AMP et NIDA.	69
Figure IV.6 : Propagation des déformations dans les âmes des sandwiches AMP et NIDA.	70
Figure IV.7 : Propagation des déformations dans les semelles des sandwiches AMP et NIDA.	71
Figure IV.8 : Courbe force -déplacement des structures en âme pleine AMP.	72
Figure IV.9 : Courbe force -déplacement des structures en nid d'abeille NIDA.	73
Figure IV.10 : Confrontation des courbes contraintes - températures de la structure.	74
Figure IV.11 : Confrontation des courbes contraintes - températures de la structures en nid d'abeille NIDA sous chargement thermomécanique avec variation de température.	74
Figure IV.12 : Confrontation des courbes contraintes - températures AMP vs. NIDA.	75
Figure IV.13 : Confrontation des courbes déformations -températures de la structure en AMP.	76
Figure IV.14 : Confrontation des courbes déformations -températures de la structure en nid d'abeille NIDA sous chargement thermomécanique.	76
Figure IV.15 : Confrontation des courbes déformations -températures sous chargement thermomécanique AMP vs. NIDA.	76
Figure IV.16 : Distribution des contraintes dans les sandwiches AMP et NIDA.	78

Figure IV.17 : Distribution des déformations dans les sandwichs AMP et NIDA.....79

Liste des tableaux

Tableau I.1 : les matériaux composites caractéristiques mécaniques des fibres de verre	9
Tableau I.2 : Propriétés mécaniques et physiques des composites à base de fibres	9
Tableau I.3 : Quelques propriétés thermiques et mécaniques des matériaux composites.....	17
Tableau I.4 : Quelques propriétés thermiques et mécaniques des fibres	19
Tableau III.1 : Paramètres du modèle numérique.	54
Tableau III.2 : Paramètres utilisés pour définir le comportement du liège.	55

Principales Notations

φ_i Angles de rotation de la normale au plan moyen par rapport l'axe i

h Epaisseur du sandwich

P Charge exercée au milieu de la poutre

L Distance entre les appuis

S Coefficient de cisaillement

D Coefficient de rigidité en flexion

\hat{C}_{ij}^a Coefficient de cisaillement transverse du cœur

k_{ij} Courbure de flexion

L Distance entre les appuis

γ_{ij}^a Déformations de cisaillement transverse dans le cœur

γ_{ij}^1 Déformations en cisaillement transverse à la peau inférieure

γ_{ij}^2 Déformations en cisaillement transverse à la peau supérieure

u_a Déplacement selon l'axe x

v_a Déplacement selon l'axe y

σ Contrainte de rupture

E Module d'Young

ν Coefficient de poisson

N Effort normal

M Moment de flexion

T Effort tranchant

(T) Température

K Conductivité thermique

\vec{q} Vecteur densité de flux thermique

INTRODUCTION
GÉNÉRALE

Pour répondre aux besoins des structures civiles en terme d'isolation thermique, phonique et acoustique, les structures sandwiches multicouches reçoivent une attention considérable et deviennent de plus en plus incontournables, grâce à leurs rapports : rigidité-poids et résistance-poids, ainsi que leur excellente durabilité. Ces structures sont destinées à des applications d'isolation de toiture et de parois de cloison, permettant ainsi d'améliorer les propriétés thermiques et acoustiques de la structure.

Au cours de ces dernières années, plusieurs travaux de recherches ont été menés afin de mieux comprendre le comportement de ces structures (**X. Wu et al en 2019**, **M. Zarei et al en février 2019** et **Ge Qi, Li MA en 2019**). D'un point de vue mécanique, ces structures composites sont constituées de deux peaux qui supportent l'essentiel du chargement mécanique imposé et d'une âme dont la fonction est de transmettre par cisaillement le chargement mécanique entre les deux peaux. En effet, ces systèmes mécaniques peuvent être réalisés avec des matériaux très divers. Ces peaux sont constituées de matériaux à relativement haute résistance pour assurer la fonction de charge, l'âme est beaucoup plus épaisse et de faible densité. Les structures multicouches ont été les premières structures en matériau composite à combiner légèreté et performances [1].

Dans cette optique, le présent travail de mémoire est porté sur la modélisation du comportement mécanique de deux structures composites multicouches, constituée d'âme à base d'une **matrice légère l'une en âme pleine et l'autre en nid d'abeille**. Les semelles inférieures et supérieures sont respectivement confectionnées par des plaques obtenues par un tissu composite en fibre de verre. **L'originalité de la conception proposée est son double intérêt qui présente à la fois un poids propre réduit et un seuil de résistance/rigidité**. En effet, l'objectif de ce travail est de **développer un modèle élément finis** capable de prédire et de modéliser le **comportement d'une structure sandwich sous chargement mécanique et thermique**. Les grandes directives et les principaux objectifs de ce travail sont résumés comme suit :

- Présenter un état de l'art actualisé sur les structures composites multicouches, ainsi que leur intérêts, comportement et applications ;
- Proposer une nouvelle conception en nid d'abeille (**NIDA**) à base d'un matériau léger et écologique qui est le liège ;
- Développer un modèle élément fini pour de prédire la réponse des sandwiches sous chargement mécanique et thermomécanique à l'aide du code de calcul ABAQUS ;
- Modéliser les matériaux qui constituent la conception proposée à savoir : un modèle élastique orthotrope pour les PRF et un modèle élasto-plastique pour le liège ;
- Valider le modèle proposé par les études ultérieures disponible dans la littérature scientifique, et enfin discuter l'intérêt de la conception proposée en termes de capacité et conductivité thermique.

Introduction générale

Pour y mener à terme ces objectifs posés, nous avons scindé le mémoire en deux grandes parties. La première partie est une **synthèse bibliographique** composée de deux chapitres :

❖ Le premier chapitre « **généralités sur les matériaux composites** », nous avons présenté un état de l'art les caractéristiques et les comportements des matériaux utilisés dans cette étude, à savoir les matériaux composites, les différents types de matériaux structuraux ainsi que leur comportement mécanique leurs avantages, et intérêt d'utilisation dans le domaine de génie civile.

❖ Le deuxième chapitre porte sur « **Le comportement des sandwichs stratifiés** » ce chapitre est dédié à la description du comportement des structures sandwichs sous différents chargements que ce soit mécanique ou bien thermique, les différentes théories ainsi que les modes de ruptures et les différents problèmes de la mécanique des structures. Enfin une synthèse des travaux antérieurs sur les sandwichs est réalisée, listant ainsi les différents travaux expérimentaux menés sur les structures sandwichs.

La deuxième partie est consacrée à la modélisation et simulation numérique ainsi que les différentes étapes suivies pour réaliser ce travail, elle comporte aussi deux chapitres :

❖ Le troisième chapitre, « **Modélisation et simulation par éléments finis** », donne un aperçu sur les modèles de matériaux utilisés : de la génération de la géométrie jusqu'au lancement du calcul. Les principales étapes de la simulation et les variantes de l'étude considérées sont aussi présentées.

❖ Le quatrième chapitre regroupe **les principaux résultats** obtenus sur le comportement mécanique et thermomécanique d'une structure multicouche en utilisant ABAQUS.

Enfin, une conclusion est dressée pour clôturer ce travail.

CHAPITRE I

Revue sur les structures
composites

II.1. Introduction

Ce chapitre a pour objectif de définir les matériaux composites par une description de leurs constituants, propriétés, et une présentation de l'état de l'art actualisé sur les structures composites multicouches, ainsi que leurs intérêts et applications en génie civil. En effet, nous allons détailler les différents matériaux utilisés dans ce travail, à savoir : le liège, et les fibres de verres, ainsi nous présentons leurs principales caractéristiques mécaniques, physiques, thermiques et leur comportement.

I.2. Définition des matériaux composites

Les matériaux composites sont des matériaux solides, inhomogènes et anisotropes, constitués par l'association à l'échelle microscopique de deux (ou de plusieurs) autres matériaux aux caractéristiques complémentaires, cette association leur confère à l'échelle macroscopique un ensemble de propriétés notamment mécaniques [1], que chacun des constituants pris isolément ne possède pas. Les premiers développements des composites ont été liés aux besoins des industries aérospatiales en matériaux à caractéristiques mécaniques élevées associés à un faible poids. Actuellement, ils sont présents dans tous les secteurs industriels.

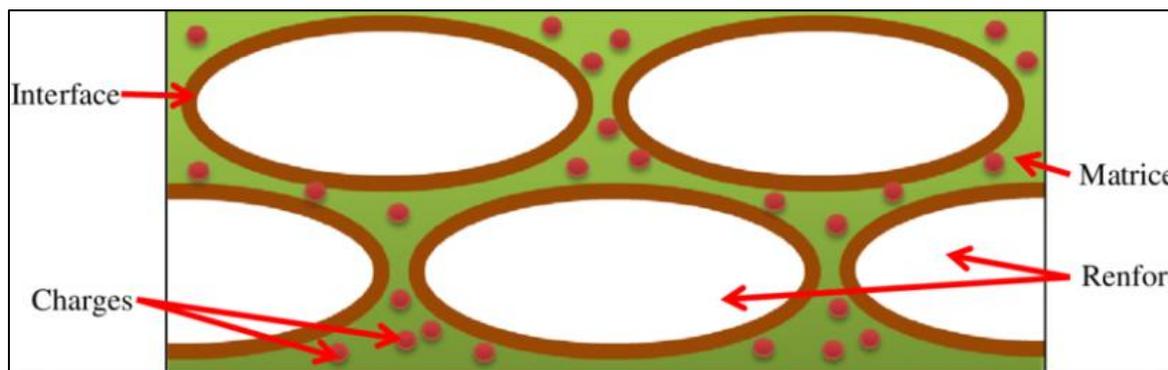


Figure I.1 : Constituants d'un matériau composite [1].

I.3. Types et constituants

On distingue deux types de composites: les composites « **grande diffusion** » et les composites « **haute performance** ».

I.3.1 Grande diffusion

Représentent 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques renforcés, le taux de renfort avoisinant 30%. Les principaux constituants de bases sont : les renforts en fibres courtes ; les résines polyesters avec des fibres de verre (plus de 99% des renforts utilisés).

Ils offrent des avantages essentiels, qui sont : optimisation des coûts par diminution des prix de revient, sa composition de polyester avec des fibres de verre longues ou courtes (sous forme de

mat ou tissu) et la simplicité du principe d'élaboration du matériau [2].

I.3.2 Hautes performances

Les matériaux composites à hautes performances sont utilisés dans le domaine d'aéronautique où le besoin d'une grande performance déduite des hautes valeurs ajoutées. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50% [2].

I.4. Les constituants principaux des matériaux composites

Les matériaux composite ce constitue principalement :

- ❖ D'une matrice notamment appelée résine.
- ❖ D'un renfort.

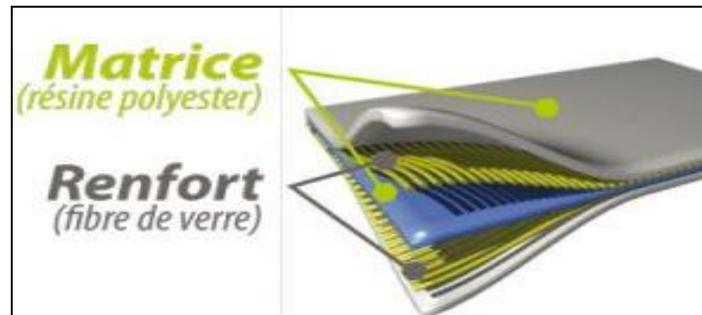


Figure I.2 : Les matériaux composites à base de fibre de verre [1]

Nous présentons les différents types de matrices et renforts employés dans l'industrie. Les Propriétés mécaniques de l'interface entre fibres et matrice sont très importantes dans la réalisation d'une structure composite. En effet, il ne doit y avoir ni glissement ni séparation entre les différentes phases de la structure pour obtenir de bonnes caractéristiques mécaniques élastiques [2].

I.4.1. Les renforts

Ils constituent l'armature ou le squelette du matériau, il assure la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité) [3]. Ils sont souvent de nature filamentaire ou formes dérivées et constituent une fraction volumique de matériau composite généralement comprise entre 0.3 et 0.7

Les fibres 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 [2]. Les renforts fibres se présentent sous diverses formes commerciales :

- ❖ Sous forme de roving (fils, mèches, etc. ...) : le roving est un assemblage de fils de bases parallèles groupés sans torsion [3] ;

- ❖ Sous forme de tissus (tissus taffetas, toiles, serge, etc. ...) : le tissu est former par l'entrecroisement perpendiculaire des roving ;
- ❖ Sous forme de mat (a fil coupé, à fil continu) :le mat est un matelas de fils coupé ou continu á ensimage plastique agglomérés par un liant á solubilité rapide ou lente dans la résine ;
- ❖ Sous forme multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, etc.)

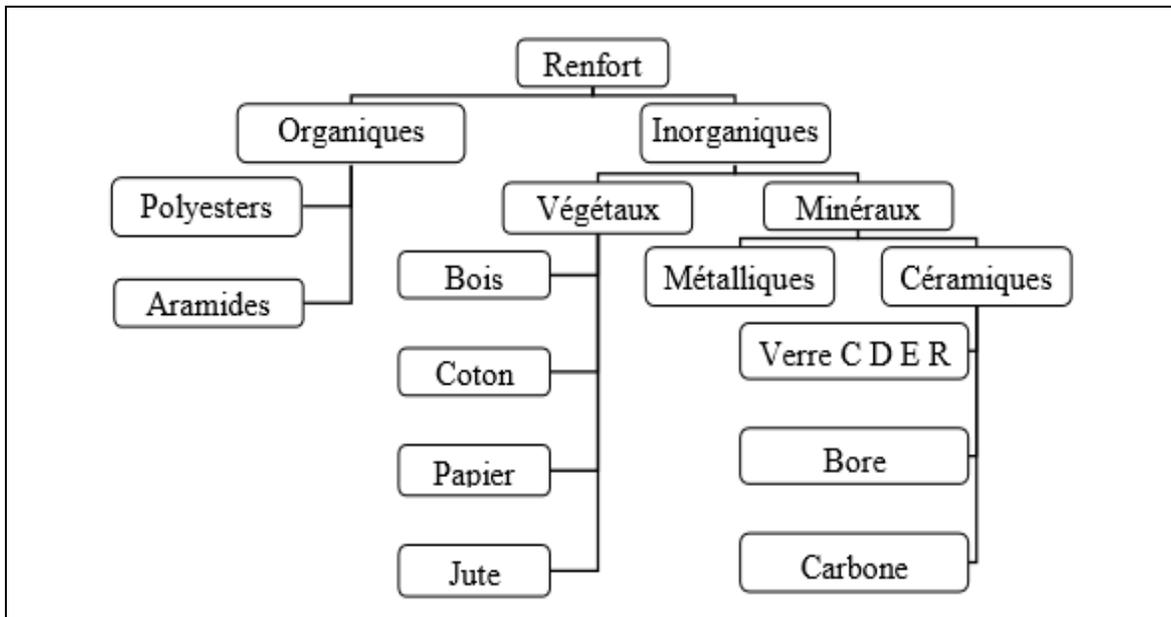


Figure I.3 : les constituants du renfort

- **Fibres de verres**

Les fibres de verre ont un excellent rapport performance-prix qui les placent de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans la construction de structures composites. Ces dernières présentent un module de traction faible, Elles sont constituées de silicate de diamètre de 10 μm [2].

- **Fibres de Carbone**

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

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion des fibres aboutissant à une graphitassions. Le brai qui est un résidu de

raffinerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone [2].

- **Fibres aramides**

Les fibres aramides dont la plus connue est le kevlar, ont des propriétés mécaniques élevées en traction comme les carbones mais leurs résistances à la compression sont faibles. La faible tenue mécanique en compression est généralement attribuée à une mauvaise adhérence des fibres à la matrice dans le matériau composite. Des renforts hybrides de type verre–kevlar ou carbone–kevlar sont largement utilisés [2].

- **Fibres céramiques**

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

I.4.2. Les matrices

La matrice est l'élément qui lie et maintient les fibres. Elle répartie les efforts (résistance à la compression ou à la flexion) et assure la protection chimique des fibres [4].

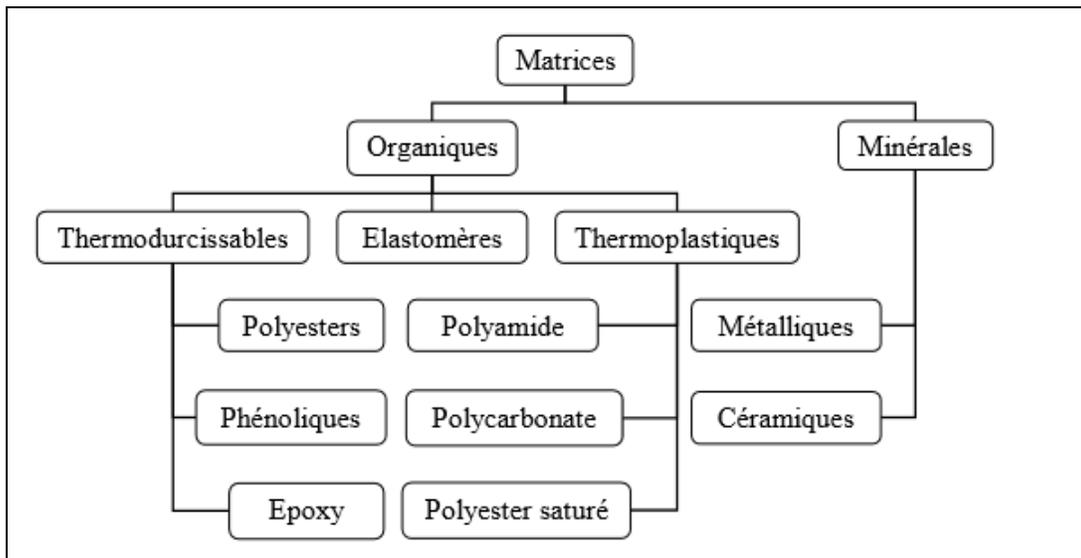


Figure I.4 : Les différentes familles de matrice.

- **Matrices thermodurcissables**

Les matrices thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces dernières ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, aminoplastes) et les résines époxydes sont des résines thermodurcissables. [2].

Du fait de leurs bonnes caractéristiques mécaniques, les résines époxydes, généralement utilisées sans charges, sont les matrices des composites à hautes performances (constructions aéronautiques, espace, missiles, etc.) [4]. Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes sont les suivantes :

- Masse volumique 1 100 à 1 500 kg/m³ ;
- Module d'élasticité en traction 3 à 5 GPa ;
- Contrainte à la rupture en traction 60 à 80 Mpa ;
- Contrainte à la rupture en flexion 100 à 150 Mpa ;
- Allongement à la rupture 2 à 5 % ;
- Résistance au cisaillement 30 à 50 Mpa ;
- Température de fléchissement sous charge 290 °C.

- **Matrices thermoplastiques**

Les thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques élevées et une masse volumique faible [2].

- **Matrices métalliques et céramiques**

Ce sont des matrices utilisées à hautes températures, ce genre de matrices ne peut être associé qu'à des fibres réfractaires de type SiC ou des fibres de carbone. Le coût de fabrication de ces matériaux est très onéreux [2].

I.4.3 Les charges et additifs

- **Charges renforçantes**

L'objet de l'incorporation de charges renforçantes est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine [4]. Ces charges peuvent être classées suivant leur forme géométrique sphérique et

non sphérique

- **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 [4]. Parmi ces classes on trouve : Charges de faible coût ; Charges ignifugeantes et Charges conductrices et antistatiques

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

- Lubrifiants et agents de démoulage,
- Pigments et colorants,
- Agents anti-retrait,
- Agents anti-ultraviolets
- Accélérateur.
- Catalyseur.

I.4.4 L'interface

En plus de ces fibres et la matrice, il faut rajouter : une interface qui assure la compatibilité renfort/matrice, qui transmet les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif. Bonne adhérence en couche fine. Des produits chimiques entre aussi dans la composition du composite, qui peut jouer sur le comportement mécanique, mais n'interviennent pratiquement jamais dans le calcul de structure composite [3].

I.5. Caractéristiques des matériaux composites

Les matériaux composites présentent des propriétés mécaniques spécifiques à leur emploi, avec des masses volumiques faibles. En raison de leur faible densité, résistance et rigidité importantes et de leur excellente durabilité.

La figure (I.5) montre la réponse globale des différents composites sous chargement de traction directe comparativement à celui des aciers classiques. Plusieurs facteurs déterminent les propriétés des matériaux composites, comme la concentration du renfort, sa distribution dans le volume du composite pour une concentration donnée et la nature de l'interface matrice-renfort. Les caractéristiques élastiques d'un composite unidirectionnel peuvent être estimées à partir des caractéristiques de ses constituants [2].

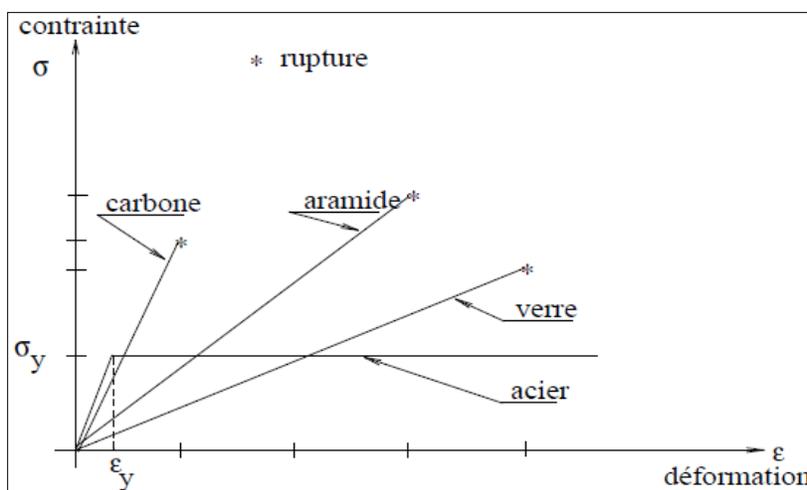


Figure I.5 : Confrontation du comportement des composites et de l'acier [5].

Caractéristiques	Type E	Type D	Type C	Type R	Type S
Contrainte à la rupture (Mpa)	3500	2450	2800	4650	4650
Module d'Young (Gpa)	73,5	52,5	70	86,5	86,5
Allongement à la rupture (%)	4,5	4,5	4	5,3	5,3

Tableau I.1 : les matériaux composites caractéristiques mécaniques des fibres de verre [4] [5].

Type de fibre	Densité	Diamètre (μm)	R/la traction (Gpa)	Module D'élasticité E (Mpa)	All max (%)	T de fusion (°C)
Verre E	2.54	3 – 30	3400	73000	4.5	850
Verre D	2.14	3 – 30	2500	55000	4.5	-
Verre R	2.48	3 – 30	4400	86000	5.2	990
Carbone HR	1.78	8	3500	200 000	1	2 500
Carbone HM	1.8	8	2200	400 000	0.5	2 500
Aramide HR	1.45	12	3100	70 000	4	480
Aramide HM	1.45	12	3100	130 000	2	480

Tableau I.2 : Propriétés mécaniques et physiques des composites à base de fibres [2].

I.6. Architectures des matériaux composites

Les structures en matériaux composites peuvent être classées en trois types [4] :

- Les monocouches ;
- Les stratifiées ;
- Les sandwiches

I.6.1 Les monocouches

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibres courtes. Dans une nappe UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère. Taux de déséquilibre très grand [4].

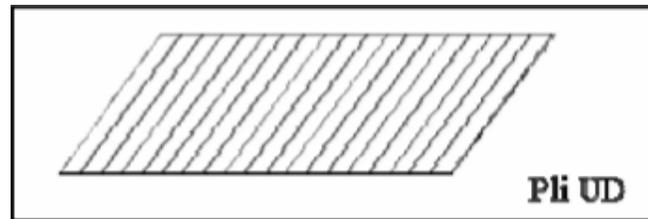


Figure I. 6 : Les monocouches [4].

I.6.2 Les stratifiées

Les composites stratifiés ou multicouches sont un ensemble de couches empilées et orientées suivant un ordre de drapage défini et rendues solidaires par l'opération de polymérisation. Le drapage c'est l'orientation des plis par rapport à un référentiel donné. Il définit les propriétés mécaniques, électromagnétiques et thermiques globales du matériau composite [2].

Les stratifiés peuvent être de trois types :

- 1) Équilibrés :** le stratifié contient autant de couches orientées suivant la direction $+ \theta$ que de couches suivant la direction $- \theta$;
- 2) Symétriques :** les couches du stratifié sont disposées symétriquement par rapport à un plan moyen (miroir),
- 3) Orthogonaux :** le stratifié comporte autant de couches à 0° que de couches à 90° . Lorsque la symétrie miroir est réalisée, elle entraîne la symétrie des contraintes et empêche ainsi l'apparition des déformations d'ensembles de la pièce (voilement, gauchissement). L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure. [1]

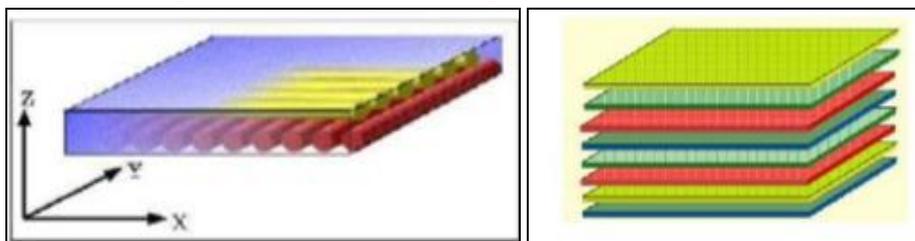


Figure I.7 : Des panneaux sandwiches [4].

I.6.3 Les sandwichs

Les sandwichs sont des matériaux possédant deux peaux de grande rigidité et de faible épaisseur renfermant un cœur (âme) de forte épaisseur et de faible résistance. L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une bonne résistance à la flexion et est un excellent isolant thermique [5].

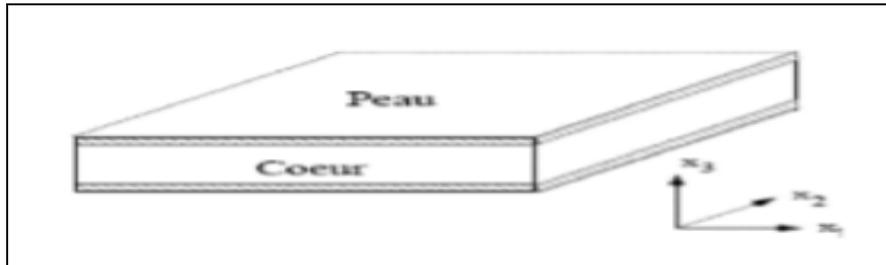


Figure I.8 : Les composants d'un sandwich [4].

I.6.3.1 Structures sandwichs symétriques

Une structure sandwich symétrique se compose de deux peaux ou semelles identiques, réalisées dans un matériau ayant de très bonnes caractéristiques mécaniques, collées sur une âme réalisée avec un matériau très léger et ayant de faibles caractéristiques mécaniques. Structure présente des rapports résistance/masse et rigidité/masse importants sous chargement de flexion [1].

I.6.3.2 Structures sandwichs dissymétriques

Contrairement aux structures sandwichs classiques constitués d'une âme placée entre deux semelles identiques, les structures sandwichs dissymétriques reposent sur une idée différente. Un sandwich dissymétrique est constitué d'une âme et de deux peaux différentes [1].

I.6.4 Les multicouches

Les structures multicouches sont constituées par de peaux de grande rigidité, et de matériau d'âme de faible densité. Pour obtenir des propriétés mécaniques intéressantes, on ne se focalise pas seulement sur la rigidité des peaux mais on fait aussi appel à des matériaux d'âmes présentant à la fois des qualités de performances mécaniques et des qualités de légèreté [1].

I.6.4.1 Les constituants des matériaux multicouches

- Les peaux

Généralement de faibles épaisseurs, les peaux sont constituées de tout matériau pouvant être obtenu sous forme de couche. Elles peuvent être en bois, métal ou matériau composite. Le choix de la nature de la peau s'effectue principalement en fonction des performances mécaniques exigées. Les peaux ont pour but de reprendre les efforts de flexion traduit par des contraintes normales (traction ou compression) [6] [7].

- **L'âme**

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

Son rôle principal est de supporter les efforts de compression et de cisaillement engendrés suite au mouvement de glissement des peaux sous chargement, et de maintenir leur écartement. En effet, si l'épaisseur des panneaux n'est pas maintenue constante, il en résulte une diminution des capacités des peaux externes à résister à la flexion. L'épaisseur élevée de l'âme a pour but d'accroître le moment d'inertie du panneau sans augmenter la masse volumique [8].

Les matériaux d'âme les plus utilisés se présentent principalement sous deux formes [9]:

- ✓ **Âmes pleines** : parmi lesquelles on trouve le balsa (ou bois cellulaire), diverses mousses cellulaires et des résines chargées de microsphères creuses de verres (mousses) ;
- ✓ **Âmes creuses** : essentiellement de type nid d'abeilles et profilé (réseaux métalliques légers, réseaux en papier enduit ou non, réseaux en polycarbonate et en polypropylène).

I.7 procédés de fabrication

I.7.1 Moulage au contact

Le principe est de procéder manuellement à la réalisation des pièces à partir des résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée [10].

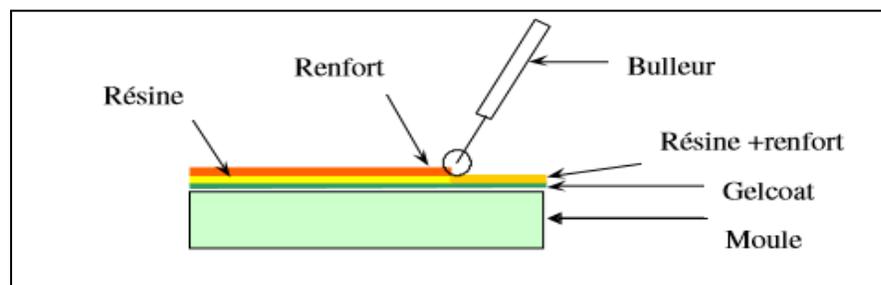


Figure I.9 : moulage au contacte [10].

On utilise cette technologie de moulage dans le cas de fabrication des petites séries des pièces: de 1 à 1000 pièces/an, Pièces de très grandes dimensions et pour des Revêtements sur supports divers.

I.7.2 Moulage par projection simultanée

Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant [10] :

- un dispositif de coupe - projection du renfort (roving).
- un ou deux pistolets projetant simultanément la résine.

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface du moule puis compactés et éboulés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine pré accélérée est catalysée en continu lors de sa projection, Parmi les avantages associés à ce type de moulage on retrouve :

- ✓ Très larges possibilités de forme et dimensions
- ✓ Travail simplifié, suppression de la mise en forme obtenue directement par la projection
- ✓ Investissements très modérés
- ✓ Moule simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne.

En plus des limites rencontrées par le moulage au contact, celui-ci se limite à des Propriétés mécaniques moyennes.

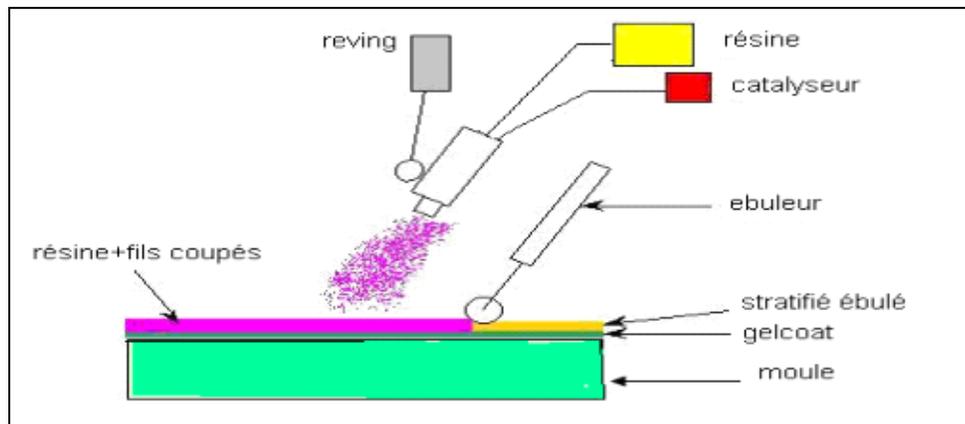


Figure I.10 : moulage par projection simultanée [10].

I.8 Matériaux de sandwichs

I.8.1 Les matériaux de peaux (ou semelles)

Elles peuvent être de plusieurs natures : en métal, en stratifié, en bois (contreplaqué) ou encore en plaque thermoplastique. Le choix de la nature de la peau s'effectue principalement en fonction des performances mécaniques exigées. Mais en général, une rigidité élevée et une excellente résistance à la compression et à la tension sont les principales qualités recherchées

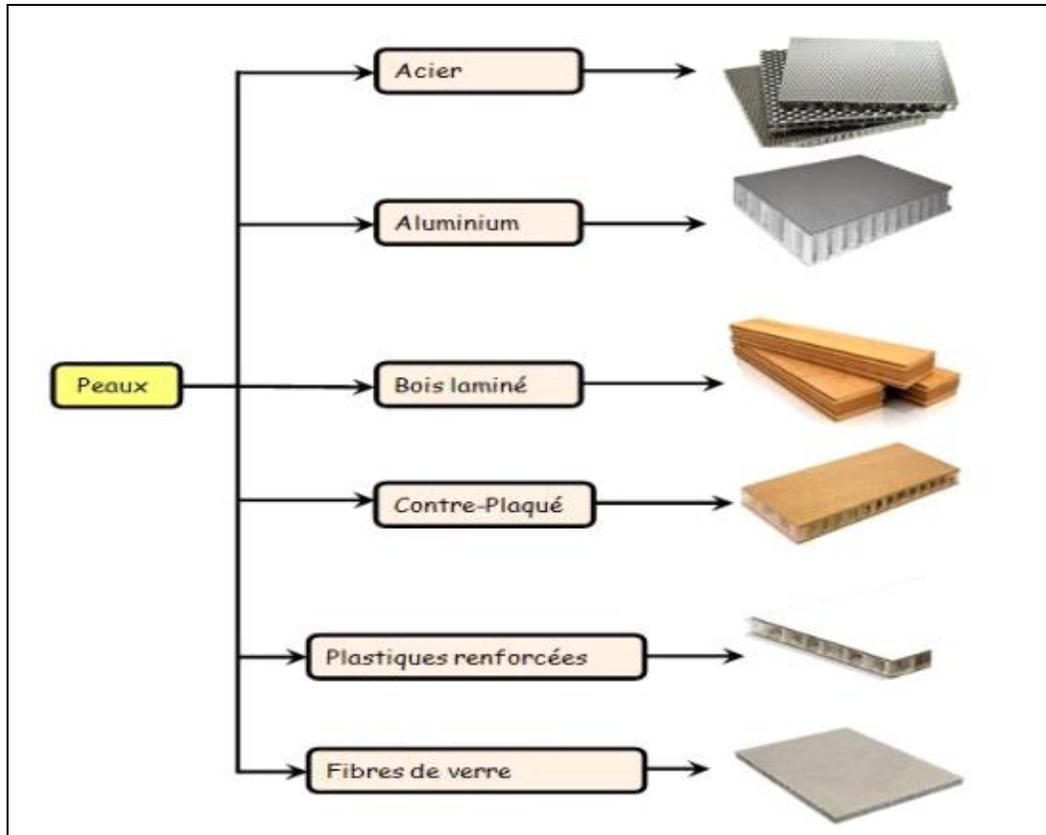


Figure I.11 : Les différents matériaux de fabrication des peaux. [4]

I.8.2 Les matériaux des âmes

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

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

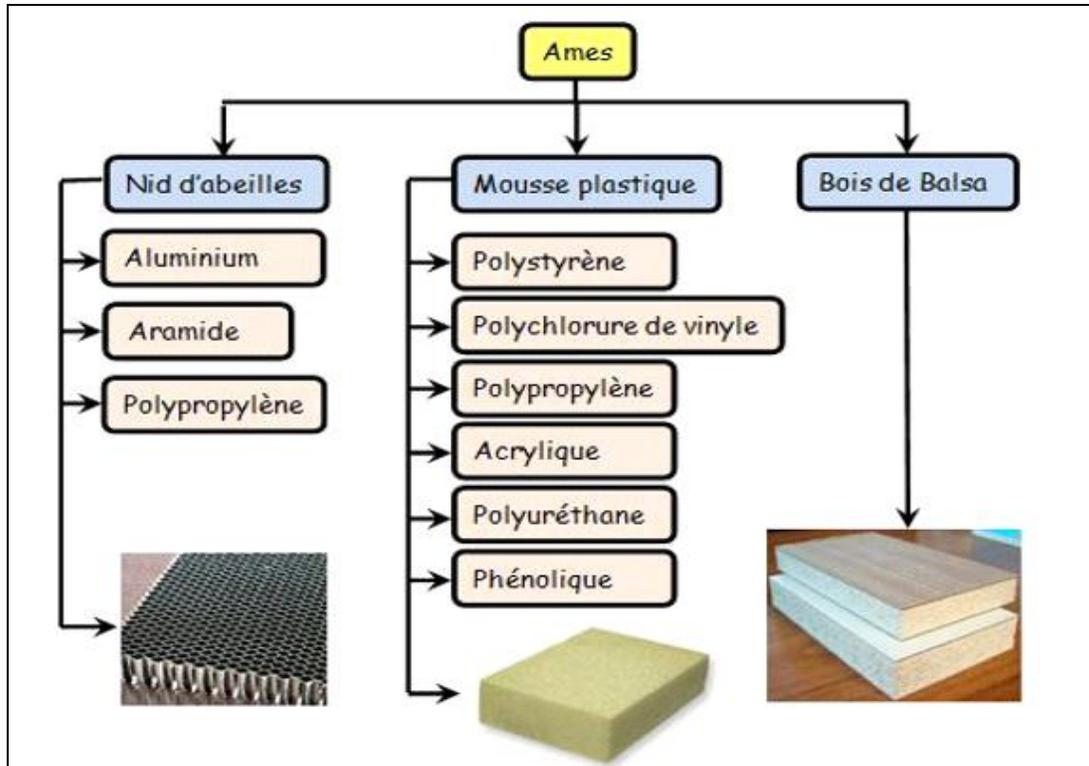


Figure I.12 : Les différents matériaux de fabrication d'âmes [4].

- **Le bois**

Il est utilisé pour sa très bonne résistance à la compression notamment pour les supports d'accastillage. Le balsa est la variante la plus utilisée pour sa légèreté : 100 kg/m^3 de masse volumique. Considérant que le bois est le matériau le moins cher, mais il présente l'inconvénient d'être poreux [6].

- **Le liège**

Le liège est l'écorce du chêne, qui est périodiquement récoltée de l'arbre, habituellement, toutes les 9-12 années, selon la région de culture. *Quercus suber* L. est le nom botanique d'un chêne à croissance lente, à feuilles persistantes qui ne fleurit que dans des régions spécifiques de la Méditerranée (Portugal, Espagne, Sud de la France, partie de l'Italie, de l'Afrique du Nord) et de la Chine [1] et [7].

Le liège présente plutôt des propriétés mécaniques particulières. La courbe contrainte déformation en compression présente trois régions liées aux trois mécanismes responsables pour les propriétés des matériaux alvéolaires flexibles.

I.8.3 Propriétés mécaniques du liège

Le liège présente plutôt des propriétés mécaniques particulières. La courbe contrainte déformation en compression présente trois régions liées aux trois mécanismes responsables pour les propriétés des matériaux alvéolaires flexibles. D'après la figure I.14, la première région (déformation d'environ 7%) correspond à une flexion élastique des parois des cellules ; le second plateau est presque horizontal, qui s'étend à une déformation d'environ 70%, provoquée par le flambage progressif des parois cellulaires. Enfin, l'écrasement des parois cellulaires et l'effondrement complet des cellules provoquent la courbe à la hausse raide. Les courbes moyennes contrainte-déformation en traction sont présentées sur la figure I.15. Un comportement mécanique différent selon les deux directions considérées. Cette zone intermédiaire avec des dentelures est expliquée en termes d'apparition de microfissures successives qui se propagent à travers quelques cellules environnantes.

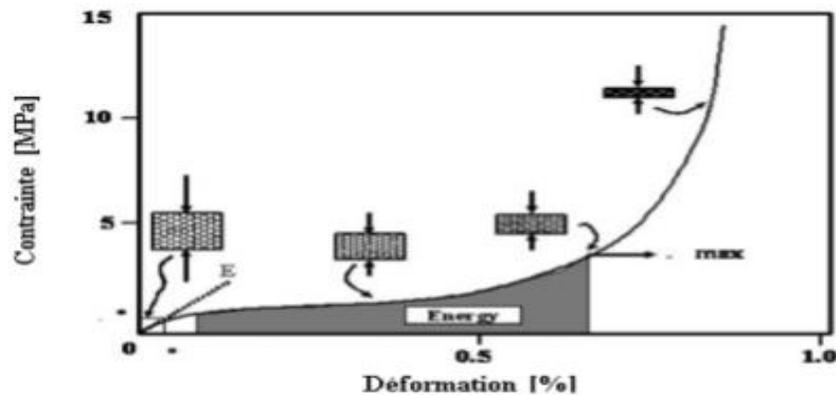


Figure I.13: Courbe contrainte-déformation typique du liège en compression [1]

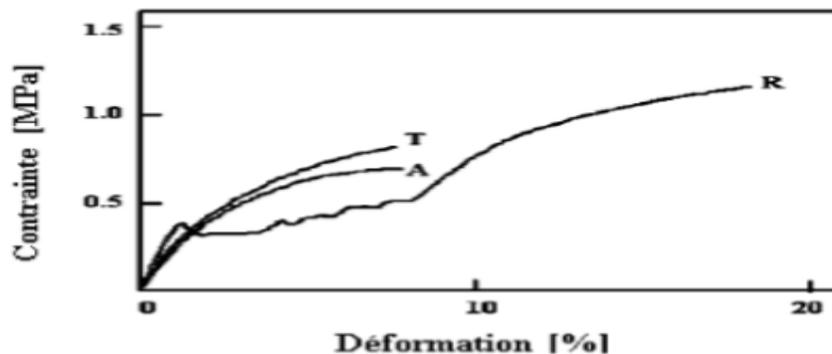


Figure I.14 : Comportement mécanique en traction pour le liège [1].

- **Le jute**

Le jute pousse essentiellement au Bangladesh qui détient un quasi-monopole de son commerce en existe deux (une blanche et une rouge), ce qui exige un triage préalable avant l'utilisation. La fibre est très courte et très lignifiée. L'extraction de la fibre technique est obtenue par rouissage et décorticage. Après le rouissage, on détache la fibre, on nettoie la filasse et on rince à l'eau 3 m [12] [13]. Totalement biodégradable et recyclable, la fibre de jute est respectueuse de

l'environnement. Il présente d'autres avantages. Bon isolant, il est doté de propriétés antistatiques intéressantes et affiche une faible conductivité thermique ; sa capacité de rétention de l'humidité est moyenne [14] [1].

Types des matériaux	Conductivité thermique	Epaisseur requise	Résistance au feu	Prix moyen en M ²
Laine de verre	0.035	130 mm	Forte	11 euros
Laine de roche	0.037	140 mm	Forte	13 euros
Laine de lin	0.039	145 mm	Faible	15 euros
Laine de chanvre	0.042	160 mm	Faible	18 euros
Ouate de cellulose	0.038	145 mm	Moyenne	18 euros
Polystyrène expansé	0.032	120 mm	Moyenne	19 euros
Plume de canard	0.038	145 mm	Faible	20 euros
Laine de mouton	0.040	150 mm	Faible	27 euros
Liège expansé	0.041	160 mm	moyenne	36 euros

Tableau I.3 : Quelques propriétés thermiques et mécaniques des matériaux composites [27]

- **Les mousses**

Les mousses peuvent être de nature organique, métallique ou céramique. Leurs propriétés les plus intéressantes sont les suivantes [11] :

- ✓ l'allégement : Les mousses organiques ont de très faibles densités. Elles permettent donc une diminution du poids d'une structure, tout en assurant la conservation des propriétés mécaniques de celle-ci.
- ✓ l'isolation thermique : Celle-ci est améliorée par la présence des pores, idéalement fermés, nombreux, et de taille réduite. Ils assurent une discontinuité au sein de la structure. Ainsi, la conductivité thermique abaisse considérablement
- ✓ l'isolation phonique : Elle est augmentée à l'aide des tortuosités et cheminements introduits par les pores, de préférence ouverts.

➤ **Mousses métalliques**

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

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

➤ **Mousses minérales et céramiques**

La terre cuite, allégée de manière artisanale. Il existe également des mousses de verre, de béton, de carbone vitreux, de carbure de silicium, de borate... On peut encore citer les billes d'argile expansées (utilisées dans l'hydro culture), les terres cuites acoustiques utilisées dans des écrans antibruit.

Ces mousses ne présentent pas de caractéristiques mécaniques élevées. Leur principal avantage réside dans leur tenue en température. Elle peut être employée dans des échangeurs thermiques, des éléments chauffants, des filtres, des supports de catalyseurs...

➤ **Mousses organiques**

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

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

- la nature ouverte ou fermée des cellules
- la distribution de la taille des cellules, en distinguant micro et macroporosité
- le volume total des cellules, dont découle la densité de la mousse résultante
- la rigidité du matériau obtenu, fonction de la température de transition vitreuse du matériau constitutif, supérieure ou inférieure à la température ambiante
- les caractéristiques « classiques » des matériaux : comportement en température, en environnement...

Conductivité thermique et coefficient de dilatation thermique volumique des fibres de verres					
Précurseur	type	Conductivité thermique (w.m ⁻¹ .k ⁻¹)		Coefficient de dilatation thermique volumique (10 ⁻⁶ k ⁻¹)	
		Long (2)	Trans (3)	Long (2)	Trans (3)
PAN	HR	6.3	0.7	0.3	36
PAN	HM	40	1.2	0	34
Brai	HM	100		-0.9	
Brai	HM	520		-1.3	

(2) Dans le sens des fibres
(3) Dans le sens transversal

Tableau I.4 : Quelques propriétés thermiques et mécaniques des fibres [27].

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

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

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

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

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

I.8.4 L'adhésif de surface (ou interface)

Cet élément est d'une importance cruciale, il solidarise l'âme et les peaux. Il doit permettre un

bon assemblage de la structure en formant une liaison continue, non poreuse et d'épaisseur constante. Par ailleurs, et une bonne transmission des contraintes d'un milieu à l'autre est nécessaire, Pour cela, la principale caractéristique de l'adhésif doit être une bonne résistance au cisaillement.

Dans le cas de peaux en matériau composite, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation.

- **Les résines**

Le principal rôle de la résine est d'unir les fibres. Elle permet aussi de transférer la charge et de protéger les fibres de l'environnement extérieur et de la corrosion. Les résines utilisées dans les matériaux composites ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et des les protégés

Les résines doivent donc avoir une masse volumique faible de manière à conserver aux matériaux composites déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres.

- **Les colles**

Une colle, est un produit de consistance liquide, gélatineuse ou pâteuse servant à lier des pièces entre elles par contact. Ces pièces peuvent être de même nature ou de natures différentes. Les colles synthétiques sont essentiellement fabriquées à base d'hydrocarbure. Les colles étant principalement composées d'un liant et d'une phase de dissolution, c'est essentiellement la nature de ces deux composants qui déterminera si une colle est « écologique » ou « naturelles ».

I.9 Conclusion

Dans ce chapitre nous nous sommes focalisé sur les différentes notions liées aux matériaux composites, tout d'abord nous avons défini les matériaux composites ainsi que leurs types, constituants, architecture, comportement, caractéristiques physiques et mécaniques.

Par la suite on a défini les différentes structures composites et les matériaux de sandwiches. En effet, les composites en fibre de verre et le liège présentent des caractéristique mécanique et thermique respectives élevées. Par conséquent, l'objectif assigné dans le deuxième chapitre est de présenter une revue détaillée, sur le comportement mécanique et thermomécanique de ces structures.

CHAPITRE II

Comportement des structures sandwiches

II.1.Introduction

Les structures sandwiches sont généralement sollicitées en flexion (trois points ou quatre points). A cet effet, ce chapitre débute par une description réglementaire du dimensionnement des structures, suivie d'une présentation de leur comportement suivant différentes sollicitations. Après avoir lister les différents mécanismes de ruines, une revue de littérature sur les travaux antérieurs portant sur le comportement des sandwiches est mise en point.

II.2.Sandwiches sous chargement mécanique

Le comportement mécanique élastique d'une structure constituée de matériaux sandwiches est généralement analysé par la théorie des plaques sandwiches [10] [3]. Elle est basée sur la théorie des stratifiés prenant en compte le cisaillement qui considère qu'une normale au plan moyen d'un stratifié reste un segment de droite lors de la déformation, mais ne reste toutefois pas normale au plan moyen. La théorie des plaques sandwiches considère que seule l'âme du matériau sandwich est soumise à une déformation de cisaillement [16] [3].

II.2.1. Normes de confection et d'essai

Afin d'évaluer les performances structurelles des panneaux sandwiches, différents tests mécaniques doivent permettre de démontrer la conformité de ces derniers aux différents spécifications demandées. La recherche des normes permet de faire un état de l'art des méthodes d'essais existantes sur les panneaux sandwiches, de préciser les modes opératoires, les dimensions des éprouvettes et l'exploitation des résultats [17].

On dénombre plusieurs normes telles que les normes **CEN**, les **normes AFNOR**, les **normes ASTM** [19] [20] [10], les **normes militaires MIL-STD-401 DIN 53291...etc.** [21]

Les différentes méthodes d'essais les plus utilisés pour les composites sandwiches en nids abeilles, en mousse et les constructions en composites stratifiées selon les normes ASTM ; ainsi quelques normes AFNOR sont schématisées par les figures (II.1 et II.2) [19] [20].

Normes AFNOR : (Figure II.2)

- Test de compression perpendiculaire NF T54-602 (1983) [22] [18]: Figure II.2.1.
- Test de traction perpendiculaire NF T 54-603 (1983) [23] [18]: Figure II.2.2.
- Test de compression pure NF T54-604 (1986) [24] [18]: Figure II.2.3.
- Test de compression avec flambage NF T54-604 (1986) [24] [18]: Figure II.2.4.
- Test de cisaillement NF T 54-605 (1983) [25] [18] : Figure II.2.5.
- Test de flexion 3 points, NF T 54-606 (1987) [26] [18] : Figure II.2.6.
- Test de flexion 4 points NF T 54-606 (1987) [26] [18] : Figure II.2.7.

Normes ASTM : (Figure II.1)

- Test de flexion 3 et 4 points, ASTM C-393 : Figure II.1.a.
- Test de traction à plat, ASTM C-297 : Figure II.1.b.
- Test de compression à plat, ASTM C-365 : Figure II.1.c.
- Test de compression debout, ASTM C-364 : Figure II.1.d.
- Test de cisaillement, ASTM C-273 : Figure II.1.e.

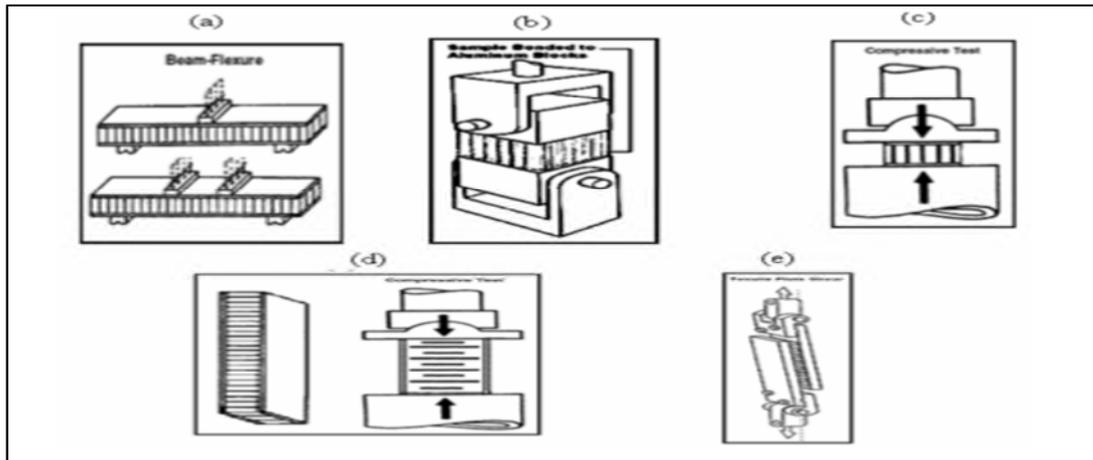


Figure II.1 : Différentes méthodes d’essais de Caractérisation des sandwiches [17].

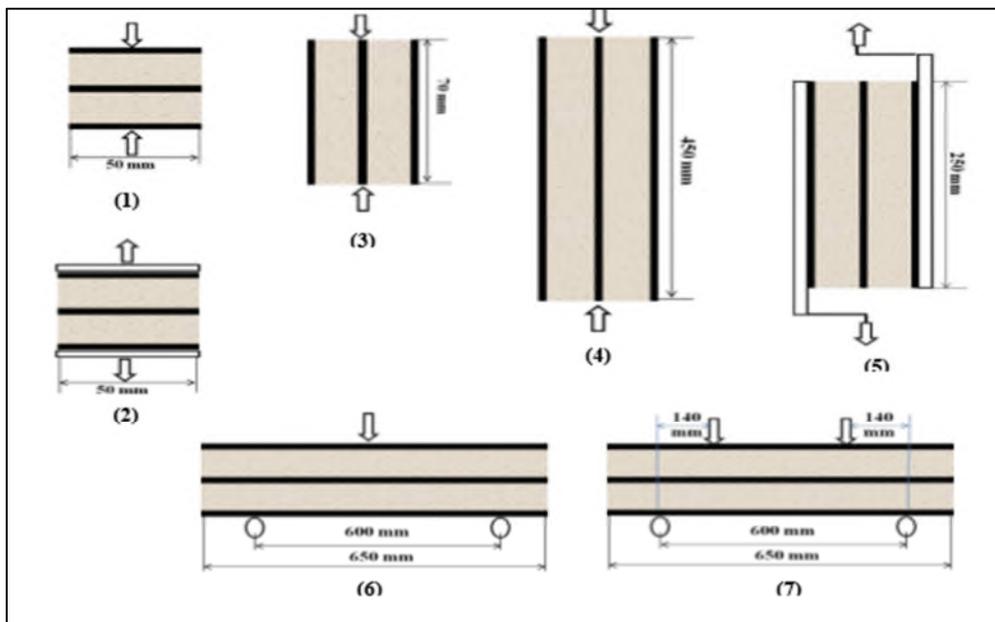


Figure II.2 : Dimension des sandwiches selon la norme AFNOR [17].

II.2.2.Sandwiches en flexion

L’objectif de cette partie est de mettre en évidence le comportement des matériaux sandwiches vis-à-vis de différentes sollicitations mécaniques. Un sandwich peut être soumis aux sollicitations données par la Figure II.3 :

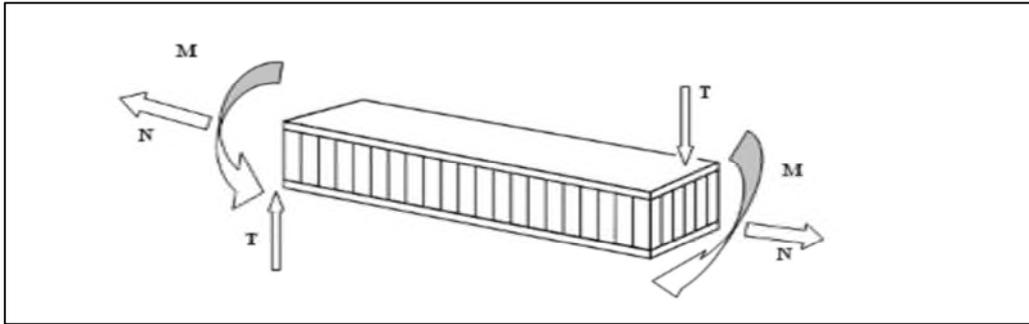


Figure II.3 : Différentes sollicitations (M, N, T) appliquées sur un sandwich [8]

II.2.2.1. Comportement en flexion

Dans les structures multicouches, les contraintes normales dans les peaux diminuent en fonction du carré de l'épaisseur de l'âme. Cela augmente très rapidement la rigidité en flexion de la structure. Les contraintes normales dues à la flexion se concentrent dans les peaux. L'âme a un rôle primordial dans la cohésion de l'ensemble : elle empêche en particulier le flambement des peaux. La flexion induit des contraintes de traction dans la peau inférieure, de la compression dans la peau supérieure. Celles-ci ont tendance à se rapprocher de l'axe neutre (compression de l'âme) et s'éloigner (traction de l'âme). Le rôle de l'âme d'une structure sandwich est donc de résister aux contraintes importantes d'arrachement, de compression et de cisaillement [17].

Les structures sandwiches sont généralement chargées en flexion ou en flambement. Les essais de flexion trois points ou quatre points sont largement utilisés pour la caractérisation du comportement mécanique et de l'endommagement. Il est donc convenable de maîtriser le comportement mécanique de l'âme et des peaux pour ces types de sollicitations [17].

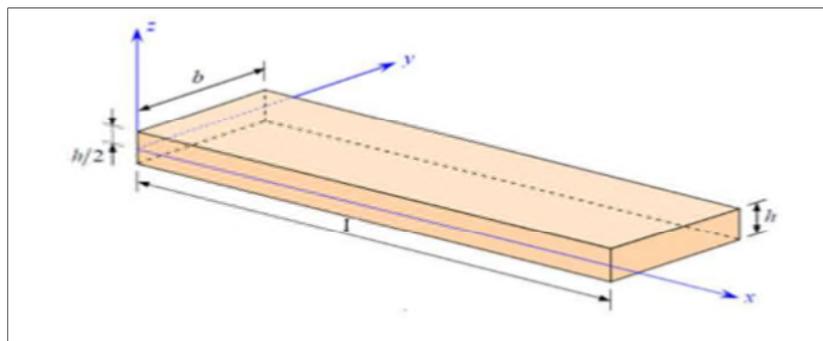


Figure II.4 : Plaque sandwich. [10].

➤ Flexion en trois points

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

poutre. Le contact entre la charge et la poutre est considéré aussi comme une liaison ponctuelle [28] [6]. Lorsqu'on augmente progressivement la charge sans dépasser la limite de résistance pratique, la poutre se déforme suivant une flèche déterminée selon la nature des composants constituant de la poutre [6].

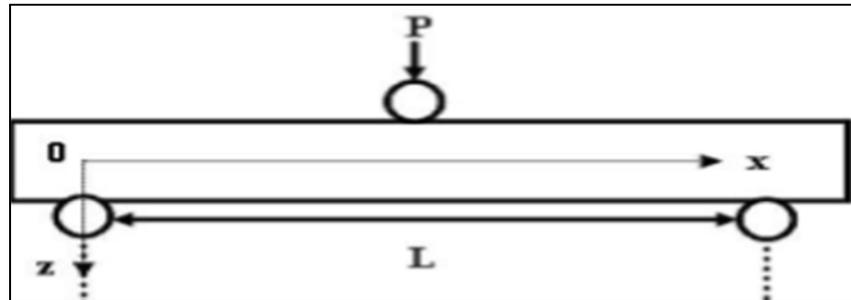


Figure II.5 : Flexion trois-points. [31]

➤ Flexion quatre points

Dans ce cas on utilise les mêmes appuis simples, mais on applique deux charges au lieu d'une seule charge concentrée. Lorsqu'on augmente progressivement la charge sans dépasser la limite de résistance pratique la poutre se déforme suivant une flèche déterminée selon la nature des composants constituant de la poutre. La flexion 4 points permet en particulier de créer un moment de flexion pur dans la zone centrale. Ces essais sont normalisés et sont couramment utilisés à cause de leur simplicité de mise en œuvre. Ils permettent de déterminer certaines caractéristiques telles que :

- Caractéristiques élastiques des peaux (flexion 4 points) et de l'âme (flexion 3 points) ;
- Résistances de l'âme ou des peaux suivant les modes de rupture. Ceux-ci sont fonctions de la longueur de l'éprouvette : Eprouvette courte : cisaillement de l'âme ; Eprouvette longue : rupture statique des peaux [6].

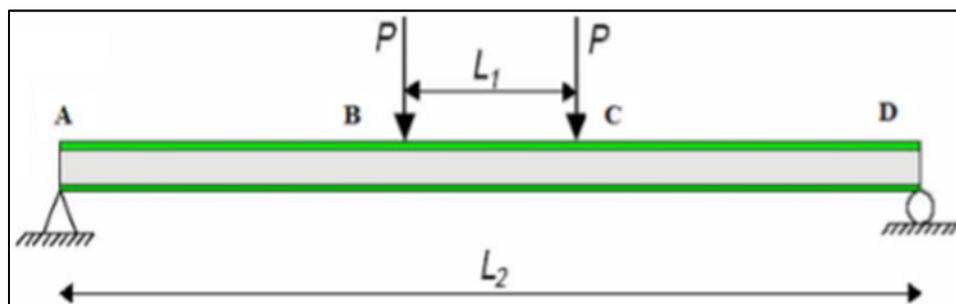


Figure II.6 : Flexion 4 points. [31].

II.2.3. Flambement des structures sandwich

Le flambement est un phénomène d'instabilité d'une structure, qui est soumise à un effort normal de compression, a tendance à fléchir et se déformer dans une direction perpendiculaire à l'axe de compression (passage d'un état de compression à un état de flexion) [6] [29].

Le flambement est considéré comme étant une forme d'instabilité propre aux éléments comprimés élancés tels que les poteaux, colonnes, barres comprimées. Le flambement est possible suivant les deux axes principaux de la section de l'élément. Si les conditions d'appuis, sont les mêmes selon ces deux axes, le flambement se fera suivant l'axe présentant l'inertie la plus faible [31] [1].

La Figure II.7 présente le cas d'une poutre sandwich chargée sur son axe. Ce cas de chargement peut entraîner des instabilités globales (flambement de la poutre) ou locales (voilement des peaux) si la charge appliquée est trop importante [31] [1].

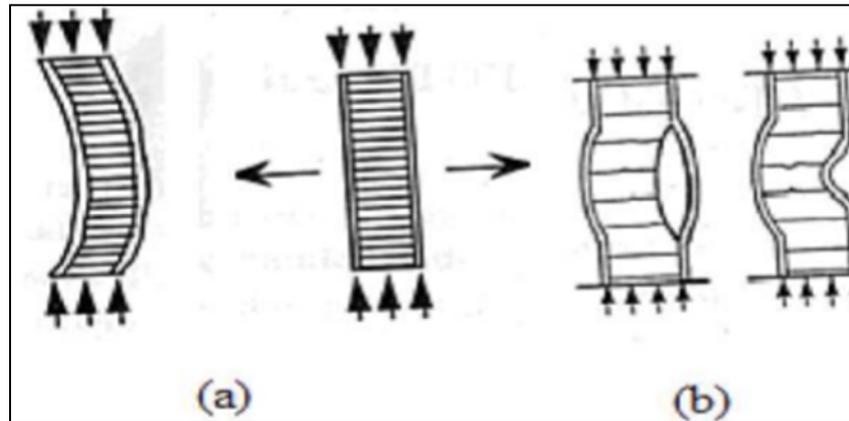


Figure II.7 : a) flambement global du sandwich b) flambement local du sandwich [32].

II.2.4.Mécanisme de rupture

Les modes d'endommagement et ruine des structures sandwiches ont été étudiés par plusieurs chercheurs dans le domaine [33] [34] [35] [36] [37] [38] [17] ont montré que le processus des modes d'endommagements lors du chargement en flexion trois points, dépend de la charge, du rapport de la longueur entre appuis et de l'épaisseur des peaux et de la densité de l'âme. **Triantafillou et Gibson** [34] [17] répertorient les différents modes de dégradations d'un sandwich soumis à la flexion :

- Rupture des peaux en traction ou en compression,
- Flambement de la peau en compression ou "Wrinkling",
- Flambement des cellules de l'âme,
- Rupture de l'âme en cisaillement,
- Rupture de l'âme en traction ou en compression
- Rupture de l'interface âme/peau

Dans cette partie, nous décrivons les modes de ruptures des structures sandwichs soumises aux sollicitations données par la figure ci-dessous [39] [17].

II.2.4.1.Flambement généralisé des peaux

Le flambement généralisé peut survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures aux résistances à la rupture. Ce type de déformation est causé par une épaisseur insuffisante de la structure, ou la faible rigidité de l'âme [17].

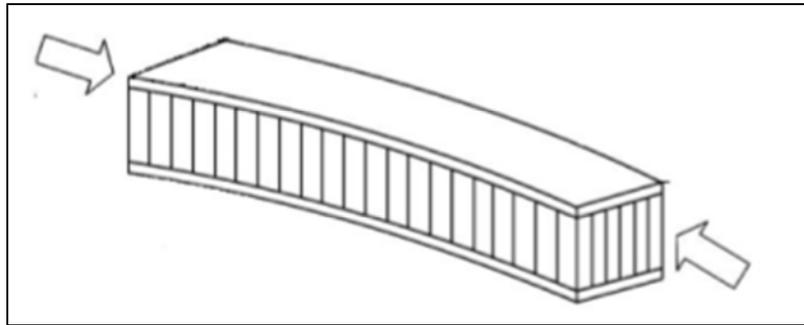


Figure II.8 : Mode de ruine par « flambement généralisé » des peaux du sandwich [40] [31].

II.2.4.2. Flambement généralisé de l'âme ou « Crimping »

Ce type de flambement est aussi appelé flambement irrégulier. Il se produit lorsque le module de résistance au cisaillement est trop faible (charge critique). Pour augmenter cette charge critique, il faut donc, soit augmenter l'épaisseur de l'âme, soit utiliser une âme avec un module de cisaillement plus élevé [31].

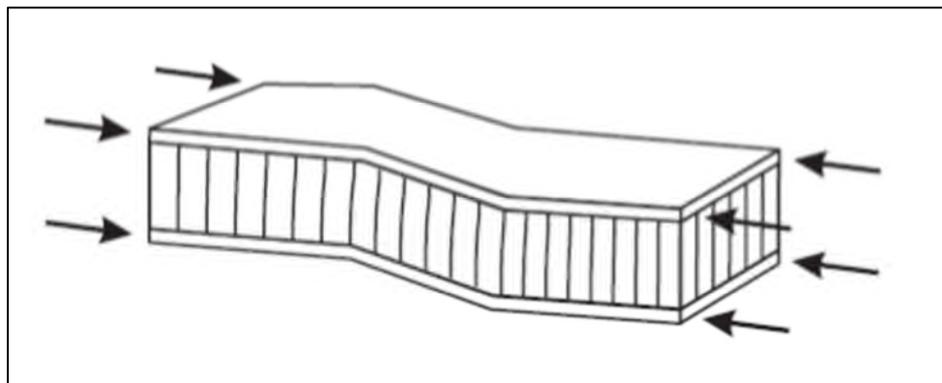


Figure II.9 : Flambement généralisé de l'âme du sandwich [40] [31]

II.2.4.3. Flambement local des sandwiches « Wrinkling » et « Dimpling »

Si la contrainte de compression dans les peaux dépasse une certaine limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement. Dans ce cas, le flambement localisé des peaux ou « wrinkling » (Figure. II.10), se produit. Contrairement au flambement généralisé, le flambement localisé peut prendre des configurations différentes qui ne dépendent, ni de la géométrie de la structure, ni des conditions aux limites.

Par contre, il est influencé par les modules élastiques des peaux, élastique de l'âme, et de cisaillement de l'âme. Un autre mode de rupture par flambement localisé de la peau en fossettes, appelé « dampling » (Figure II.11) [17].

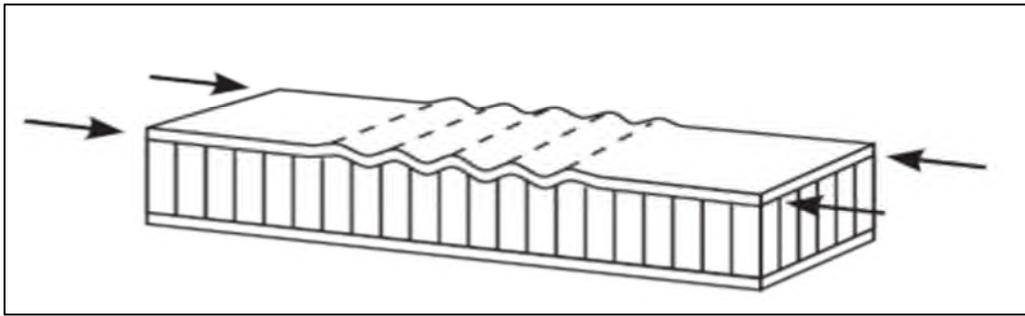


Figure II.10 : Flambement localisé « Wrinkling » [40] [31].

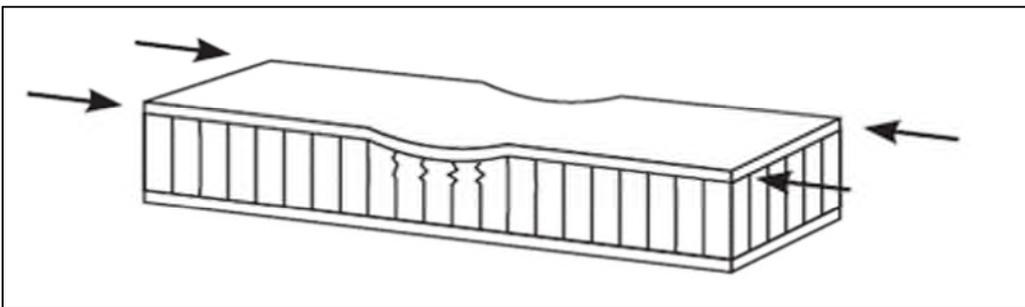


Figure II.11 : Flambement localisé « Dampling » [40] [31].

II.2.4.4. Rupture des peaux en traction ou en compression

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles pour le matériau constituant les peaux Figure II.12. Ce phénomène peut être évité en utilisant un matériau dont les contraintes à rupture sont plus élevées, en augmentant l'épaisseur des peaux (ce qui réduit les contraintes appliquées), ou en augmentant l'épaisseur de l'âme (ce qui permet également de réduire les contraintes dans les peaux). La manière la plus adéquate de résoudre le problème est d'augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, une âme de plus forte densité (plus rigide) n'affecte pas les contraintes dans la peau [31].

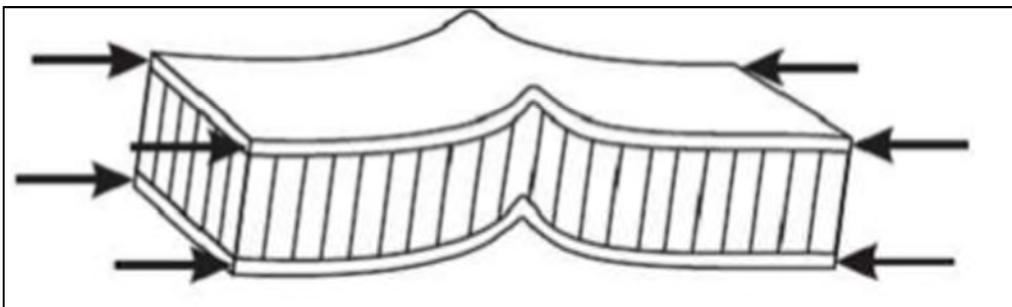


Figure : II.12 : Rupture des peaux en traction ou en compression [40] [31].

II.2.4.5. Modes locaux de rupture

L'indentation locale est un mode localisé de rupture dû à une concentration de contraintes résultant, soit de l'application d'une charge localisée, soit de la position d'un appui de type ponctuel ou linéique Figure. II.13

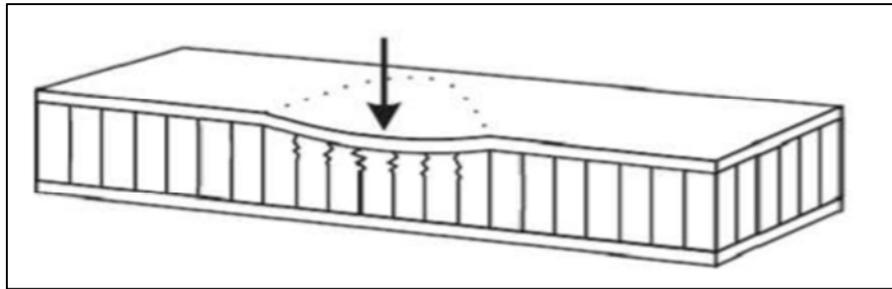


Figure II.13 : Modes locaux de rupture par indentation [40] [31]

II.2.4.6. Rupture de l'âme en cisaillement

Si la contrainte de cisaillement (prépondérante dans l'âme) dépasse la résistance au cisaillement du matériau de l'âme, il y a rupture de l'âme Figure II.14. Si l'on se trouve dans ce cas, on peut soit utiliser un matériau d'âme qui possède une résistance au cisaillement plus élevée, soit augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, utiliser un matériau différent pour les peaux, ou changer leur épaisseur n'aura pas d'effet [31].

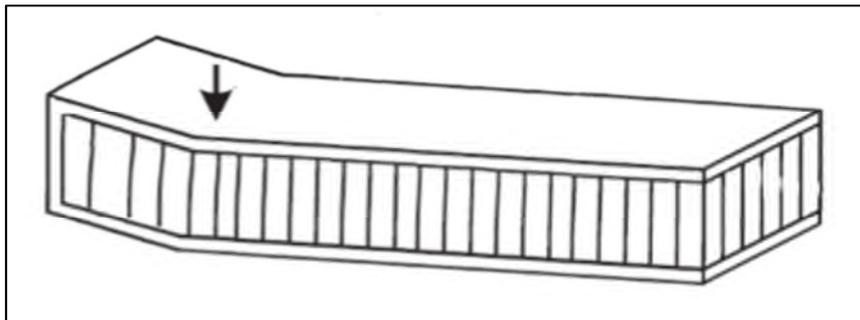


Figure II.14 : Rupture de l'âme en cisaillement [40] [31].

II.2.4.7. Dégradation de l'adhésive

La dégradation de l'adhésive, entre les peaux et l'âme en nid d'abeille se fait généralement selon trois types

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

La Figure II.15 illustre les modes de dégradation de l'adhésif. L'exposition à l'humidité provoque des dégradations remarquables de la résistance de l'adhésif ce qui peut changer le mode de dégradation et causer la ruine avancée du panneau sandwich [31].

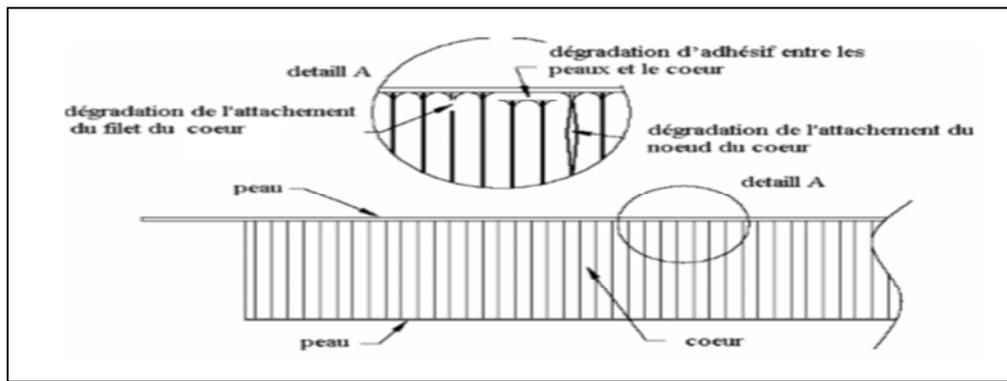


Figure II.15 : Type de dégradation de l'adhésif [31].

II.3.Sandwiches sous chargement thermique

Un transfert thermique, appelé plus communément chaleur est l'un des modes d'échange d'énergie thermique entre deux systèmes. Contrairement au travail, la chaleur est le bilan de transferts d'énergie microscopiques et désordonnés. On distingue trois types de transfert thermique, qui peuvent coexister :

- la conduction, due à la diffusion progressive de l'agitation thermique dans la matière ;
- la convection, transfert thermique qui accompagne les déplacements macroscopiques de la matière ;
- le rayonnement, qui correspond à la propagation de photons.

C'est la présence de deux constituants qui rend les composites sensibles aux variations de température. À l'échelle microscopique, la différence entre le coefficient d'expansion thermique des fibres et celui de la matrice vient générer des contraintes locales dans le composite. Particulièrement, lorsqu'on utilise des fibres de carbone dont le coefficient d'expansion thermique est de valeur négative contrairement à celui de la matrice. Par exemple, lorsqu'on soumet le matériau à une variation de température négative, les fibres veulent prendre de l'expansion alors que la matrice veut se contracter. Pour un stratifié dont les fibres sont tissées, l'orientation des torons de fibres les uns par rapport aux autres peut aussi venir générer des contraintes à l'intérieur du pli.

À l'échelle macroscopique, l'empilement de plis orientés engendre dans une direction donnée des sauts dans les propriétés à travers l'épaisseur. D'un pli à l'autre, le coefficient d'expansion thermique varie en fonction de l'orientation du pli, ce qui permet d'obtenir des stratifiés avec des coefficients d'expansion thermique globaux presque nuls. C'est entre autres ce qui rend les matériaux composites particulièrement avantageux pour des applications où la stabilité dimensionnelle est importante. Toutefois, lorsque le stratifié subit des variations de température, la variation du coefficient d'expansion thermique entre les plis génère des contraintes. Ces contraintes peuvent rapidement devenir importantes.

C'est souvent le cas pour les stratifiés croisés unidirectionnels où les plis sont tous orientés à 0 ou à 90 degrés.

Finalement, à l'échelle d'une plaque sandwich, la différence entre le coefficient d'expansion thermique de la matrice et de l'adhésif qui sert à assembler la structure vient aussi générer des contraintes dans le stratifié.

Le phénomène de fatigue thermique se révèle donc être important et complexe pour les matériaux composites, puisqu'il est présent à plusieurs échelles dans le matériau [41].

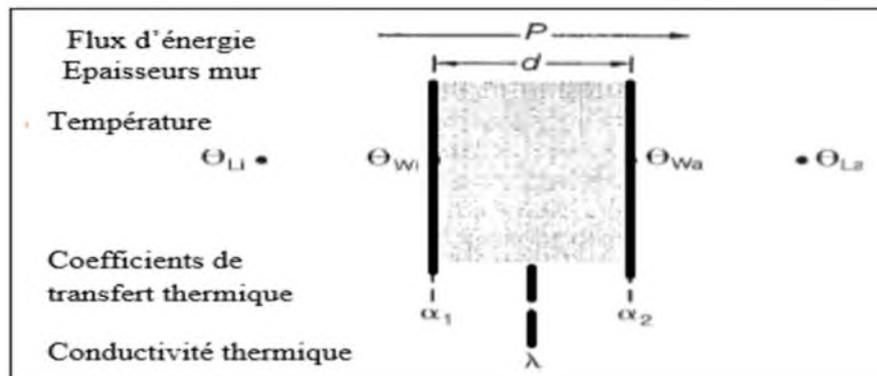


Figure II.16 : Flux d'énergie thermique à travers un mur.

- **Transfert de chaleur par conduction**

Le transfert de chaleur par conduction correspond à un transfert d'énergie interne dû aux interactions entre les particules qui constituent le système thermodynamique (exemple : chocs de molécules dans les gaz, vibrations dans les solides cristallins, etc.). Joseph **Fourier** [8] a trouvé expérimentalement, en 1822, la relation entre la densité de flux de chaleur et le champ de température (loi de Fourier)

$$\vec{q} = -k \overrightarrow{\text{grad}T} \quad (\text{II.1})$$

T : Température (K) ;

K : Conductivité thermique ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$) ;

\vec{q} : Vecteur densité de flux thermique ($|\vec{q}|$ s'exprime en $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$) ;

Le flux de chaleur à travers une surface S s'obtient par intégration sur S ;

$$Q = \iint_S \vec{q} \cdot \vec{n} dS \quad (\text{II.2})$$

\vec{n} : Vecteur normal à la surface S.

Le flux de chaleur est donc nul si le champ de température est uniforme (le système est alors dans un état d'équilibre thermique), et augmente avec les variations spatiales de température. Par ailleurs, à gradient de température fixé, le flux est d'autant plus grand que la conductivité thermique k est élevée.

- **Transfert de chaleur Par rayonnement.**

Un point matériel chauffé émet un rayonnement électromagnétique dans toutes les directions situées d'un même côté du plan tangent au point matériel. Lorsque ce rayonnement frappe un corps quelconque, une partie peut être réfléchi, une autre transmise à travers le corps (dit diathermique si tout est transmis), et le reste est quantitativement absorbé sous forme de chaleur. Si on place dans une enceinte deux corps capables d'émettre un rayonnement thermique, il existe entre ces deux corps à températures différentes un échange de chaleur dû à l'absorption et à l'émission de ces rayonnements thermiques.

Dans de nombreux problèmes de transformation d'énergie thermique, les trois modes de transfert de chaleur coexisteront mais, généralement, au moins une des trois formes pourra être négligée, ce qui simplifiera le traitement mathématique.

II.3.1. Thermo élasticité

Un incrément de déformation dans un solide peut résulter d'un changement de contrainte ou d'un changement de température imposé au système. Lorsque qu'un solide est soumis à un gradient de température ($\theta = \Delta T$), les effets thermiques (dilatation) se superposent aux effets de l'élasticité et la loi de comportement thermoélastique de Duhammel-Neumann s'écrit comme suit:

$$\sigma_{ij} = 2\mu\varepsilon_{ij} + \lambda\varepsilon_{kk}\delta_{ij} - 3K\alpha\theta\delta_{ij};$$

$$\text{Soit en écriture matricielle: } \sigma = 2\mu\varepsilon + \lambda\text{Tr}(\varepsilon)\mathbf{I} - 3K\alpha\theta\mathbf{I} \quad (\text{II.3})$$

$$\text{Soit en déformations: } \varepsilon_{ij} = \frac{1+\nu}{E}\sigma_{ij} - \frac{\nu}{E}\sigma_{kk}\delta_{ij} + \alpha\theta\delta_{ij}$$

α est le coefficient dilatation linéique, $3K\alpha$ est le coefficient de dilatation volumique.

La thermo élasticité linéaire correspond à une variation de température ($\theta = \Delta T$) sous l'effet d'un état de contrainte nulle, on obtient l'expression de la déformation ($\varepsilon_{ij} = \alpha\theta\delta_{ij}$).

La littérature scientifique montre que le comportement thermomécanique des structures et panneaux sandwiches a été amplement investis. On peut citer les travaux :

- **Les essais de Zhai et al. [58]** menés sur les performances thermiques du murs sandwiches à base de mortier de ciment ;
- **Les essais de K. Mak et al. [59]** portés sur des panneaux exposés à différentes température ;

II.4. Théorie des sandwiches stratifiés

II.4.1 Modélisations orthotrope

Un matériau orthotrope possède trois plans de symétrie, perpendiculaires deux à deux. La forme de la matrice de rigidité est donc obtenue en ajoutant au matériau monoclinique un plan de symétrie perpendiculaire à précédent. L'invariance de la matrice dans un changement

de base effectué par symétrie par rapport à ce deuxième plan conduit à une matrice de rigidité de la forme [43]:

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.4})$$

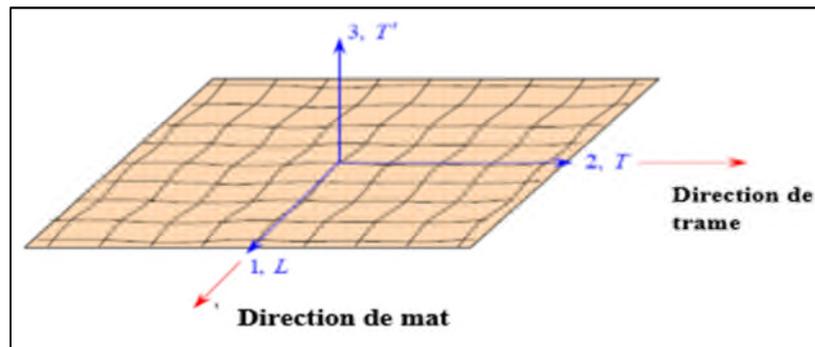


Figure II.17 : Couche de matériau composite orthotrope [10].

❖ **Hypothèses de la théorie des plaques sandwichs** : la théorie des plaques sandwichs est basée sur les hypothèses suivantes [10] [7]:

1. L'épaisseur de l'âme est bien plus élevée que celle des peaux ($h \gg h_1, h_2$).
2. Les déplacements de l'âme u_a et v_a suivant les directions x et y sont des fonctions linéaires de la coordonnée z .
3. Les déplacements u et v suivant les directions x et y sont uniformes dans l'épaisseur des peaux.
4. Le déplacement transverse w est indépendant de la variable z : la déformation ε_{zz} est négligée.
5. L'âme ne transmet que les contraintes de cisaillement transverse σ_{xz}, σ_{yz} : les contraintes $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{xy}$ et σ_{zz} sont négligées.
6. Les contraintes de cisaillement transverse σ_{xz} et σ_{yz} : sont négligées dans les peaux. Enfin la théorie traite les problèmes d'élasticité en faibles déformations.

II.4.2. Champ de déplacements

L'hypothèse 2 implique un schéma du premier ordre pour les déplacements de l'âme :

$$u_a(x, y, z) = u_0(x, y) + z\varphi_x(x, y) \quad (\text{II.5})$$

$$v_a(x, y, z) = v_0(x, y) + z\varphi_x(x, y)$$

Avec

$$u_0(x, y) = u_0(x, y, 0)$$

$$v_0(x, y) = v_0(x, y, 0)$$

La continuité des déplacements aux interfaces âme –peau, associé à l’hypothèse 3 conduit aux expressions suivantes des déplacements dans les peaux :

✓ Peau inférieure :

$$u_1(x, y, z) = u_0(x, y) - \frac{h}{2}\varphi_x(x, y)$$

(II.6)

$$v_1(x, y, z) = v_0(x, y) - \frac{h}{2}\varphi_x(x, y)$$

✓ Peau supérieure:

$$u_1(x, y, z) = u_0(x, y) - \frac{h}{2}\varphi_x(x, y)$$

(II.7)

$$v_1(x, y, z) = v_0(x, y) - \frac{h}{2}\varphi_x(x, y)$$

L’hypothèse 4 s’écrit :

$$w(x, y, z) = w_0(x, y) \quad (\text{II.8})$$

La théorie des plaques sandwiches est donc basée sur la détermination de cinq fonctions de déplacement et rotation : u_0 , v_0 , w_0 , φ_x et φ_y analogues à celles introduites dans la théorie des stratifiés tenant compte du cisaillement transverse.

II.4.3. Champ des déformations

Le champ des déformations dans la peau inférieure est déduit du champ (peau inférieure) des déplacements. Il s’écrit :

$$\varepsilon_{xx}^1 = \frac{\partial u_1}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - \frac{h}{2} \frac{\partial \varphi_x}{\partial x}$$

$$\begin{aligned}
\varepsilon_{yy}^1 &= \frac{\partial v_1}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - \frac{h}{2} \frac{\partial \varphi_y}{\partial y} \\
\varepsilon_{zz}^1 &= 0 \\
\gamma_{yz}^1 &= \frac{\partial v_1}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial w_0}{\partial y} \\
\gamma_{xz}^1 &= \frac{\partial u_1}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial w_0}{\partial x} \\
\gamma_{xy}^1 &= \frac{\partial u_1}{\partial y} + \frac{\partial v_1}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - \frac{h}{2} \left(\frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x} \right)
\end{aligned} \tag{II.9}$$

Les déformations en cisaillement transverse γ_{yz}^1 et γ_{xz}^1 dans la peau sont négligées et le champ des déformations se réduit au champ des déformations en membrane qui s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^1 \\ \varepsilon_{yy}^1 \\ \varepsilon_{xy}^1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} - \frac{h}{2} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{II.10}$$

Avec :

$$\varepsilon_{xx}^0 = \frac{\partial u_0}{\partial x}, \quad \varepsilon_{yy}^0 = \frac{\partial v_0}{\partial y}, \quad \gamma_{xy}^0 = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \tag{II.11}$$

$$k_x = \frac{\partial \varphi_x}{\partial x}, \quad k_y = \frac{\partial \varphi_y}{\partial y}, \quad k_{xy} = \frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x}$$

Le champ des déformations dans la peau supérieure s'écrit sous la forme

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^2 \\ \varepsilon_{yy}^2 \\ \gamma_{xy}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \frac{h}{2} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{II.12}$$

Le champ de déformation dans le cœur se déduit de champ (hypothèse 2) des déplacements soit :

$$\begin{aligned}
\varepsilon_{xx}^a &= \frac{\partial u_a}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \frac{\partial \varphi_x}{\partial x} \\
\varepsilon_{yy}^a &= \frac{\partial v_a}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} + z \frac{\partial \varphi_y}{\partial y} \\
\varepsilon_{zz}^a &= \frac{\partial w_0}{\partial z} = 0
\end{aligned}$$

$$\gamma_{yz}^a = \frac{\partial v_a}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial w_0}{\partial y} + \varphi_y \quad (\text{II.13})$$

$$\gamma_{xz}^a = \frac{\partial u_a}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial w_0}{\partial x} + \varphi_x$$

$$\gamma_{xy}^a = \frac{\partial u_a}{\partial y} + \frac{\partial v_a}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + z \left(\frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x} \right)$$

Le champ des déformations à la même écriture que le champ des déformations de la théorie des stratifiés avec cisaillement transverse. Il est la superposition de deux champs de déformation :

❖ Le champ des déformations en membrane -flexion :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^a \\ \varepsilon_{yy}^a \\ \gamma_{xy}^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (\text{II.14})$$

❖ Le champ des déformations en cisaillement transverse :

$$\begin{bmatrix} \gamma_{yz}^a \\ \gamma_{xz}^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial w_0}{\partial y} + \varphi_y \\ \frac{\partial w_0}{\partial x} + \varphi_x \end{bmatrix} \quad (\text{II.15})$$

II.4.4. Champ des contraintes

Le champ des contraintes dans le cœur est déduit de l'hypothèse 5 :

$$\sigma_{xx}^a = \sigma_{yy}^a = \sigma_{xy}^a = \sigma_{zz}^a = 0 \quad (\text{II.16})$$

Le cœur ne transmet que les contraintes en cisaillement :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{yz}^a \\ \sigma_{xz}^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{C}_{44}^a & \hat{C}_{45}^a \\ \hat{C}_{45}^a & C_{55}^a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz}^a \\ \gamma_{xz}^a \end{bmatrix} \quad (\text{II.17})$$

Où les coefficients \hat{C}_{ij}^a s'expriment en fonction des coefficients C_{ij}^a rapportés aux axes principaux de l'âme suivant :

$$\begin{aligned} \hat{C}_{45}^a &= C_{44}^a \cos^2 \theta + C_{55}^a \sin^2 \theta \\ \hat{C}_{45}^a &= (C_{55}^a - C_{44}^a) \sin \theta \cos \theta \\ \hat{C}_{55}^a &= C_{44}^a \sin^2 \theta + C_{55}^a \cos^2 \theta \end{aligned} \quad (\text{II.18})$$

θ est l'angle que font les axes principaux de l'âme avec les axes de référence de la plaque sandwich. Les coefficients C_{ij}^a dans les axes principaux s'expriment en fonction des coefficients de cisaillement de l'âme, mesurés dans les axes principaux, selon :

$$C_{44}^a = C_{23}^a, \quad C_{55}^a = C_{13}^a \quad (\text{II.19})$$

L'hypothèse 6 implique que les contraintes en cisaillements transverse sont nulles dans toutes les couches k de la peau inférieure ou supérieure :

$$\sigma_{xz}^k = \sigma_{yz}^k = 0 \quad (\text{II.20})$$

Les autres contraintes sont déduites des déformations dans les peaux par la relation :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^k \\ \sigma_{yy}^k \\ \sigma_{xy}^k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{Q}_{11} & \dot{Q}_{12} & \dot{Q}_{16} \\ \dot{Q}_{12} & \dot{Q}_{22} & \dot{Q}_{26} \\ \dot{Q}_{16} & \dot{Q}_{26} & \dot{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^i \\ \varepsilon_{yy}^i \\ \varepsilon_{xy}^i \end{bmatrix}, \quad i=1, 2 \quad (\text{II.21})$$

Pour la couche k de la peau inférieure $i=1$ ou de la peau supérieure $i=2$.

II.5.Synthèse des travaux antérieurs sur les sandwiches

❖ Structures à âme pleine

Dans cette partie, quelques travaux expérimentaux menés sur les structures sandwiches sont présentés afin de comparer les résultats à ceux issus de la modélisation.

❖ **Lakreb et al** : En 2015 ont menés une série d'essais sur le comportement mécanique des panneaux sandwichs en multicouches de bois de pin dans les peaux et de liège aggloméré dans l'âme. Ils ont élaboré quatre types de panneaux sandwiches [18] [45].

Les panneaux dans la figure II.18 représentés comme suite :

- ✓ (a) un sandwich qui se compose de liège aggloméré d'épaisseur 40 mm comme un cœur entre deux couches externes de bois de pin comme des peaux noté **SN40**.
- ✓ (b) un sandwich qui se compose de deux couches de liège aggloméré d'épaisseur 20 mm séparées par une plaque de bois de pin comme un cœur entre deux couches externes de bois de pin comme des peaux noté **SN20**.
- ✓ (c) un sandwich qui se compose de trois couches de liège aggloméré d'épaisseur 15 mm séparées par deux plaques de bois de pin comme un cœur entre deux couches externes de bois de pin comme des peaux noté **SB 15**.
- ✓ (d) un sandwich qui se compose de quatre couches de liège aggloméré d'épaisseur 10 mm séparées par trois plaques de bois de pin comme un cœur entre deux couches externes de bois de pin comme des peaux noté **SB10**

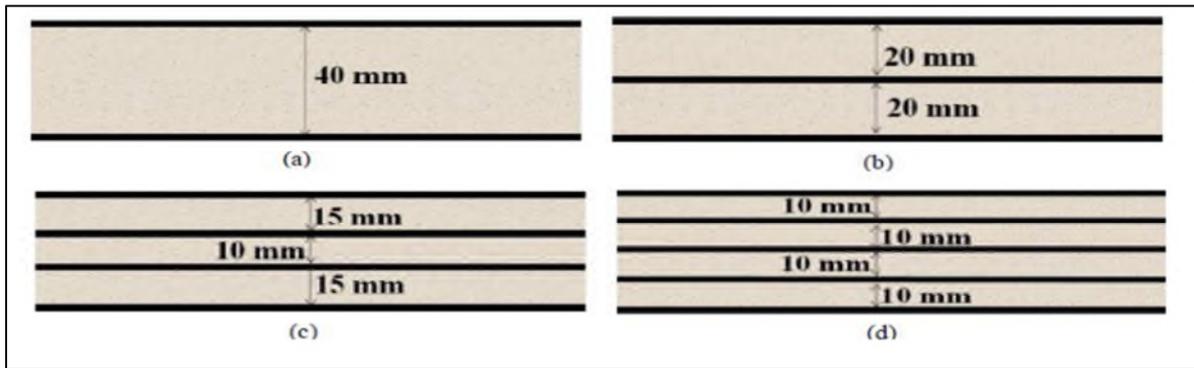


Figure II.18 : Représentation schématique des assemblages des panneaux sandwichs :(a) SN40 ou SB40, (b) SN20 ou SB20, (c) SB15 ou SN15 et (d) SB10 ou SN10 [45].

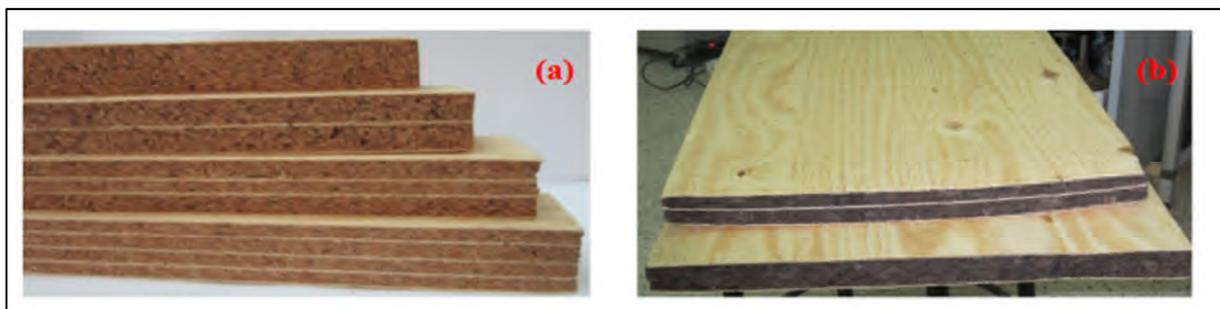


Figure II.19 : Représentation photographique des panneaux sandwichs finis : (a) panneaux sandwichs à base de liège aggloméré blanc, (b) panneaux sandwichs à base de liège expansé [44].

- **Essai de flexion trois et quatre points**

Les essais ont porté sur la détermination des modules de rigidité en flexion (D), cisaillement en flexion (N) et cisaillement de l'âme (G_a). Pour les deux types de panneaux sandwichs (SN20 et SN40). Avec une vitesse de 2.25 mm/min. les résultats sont représentés sur les figures suivantes :

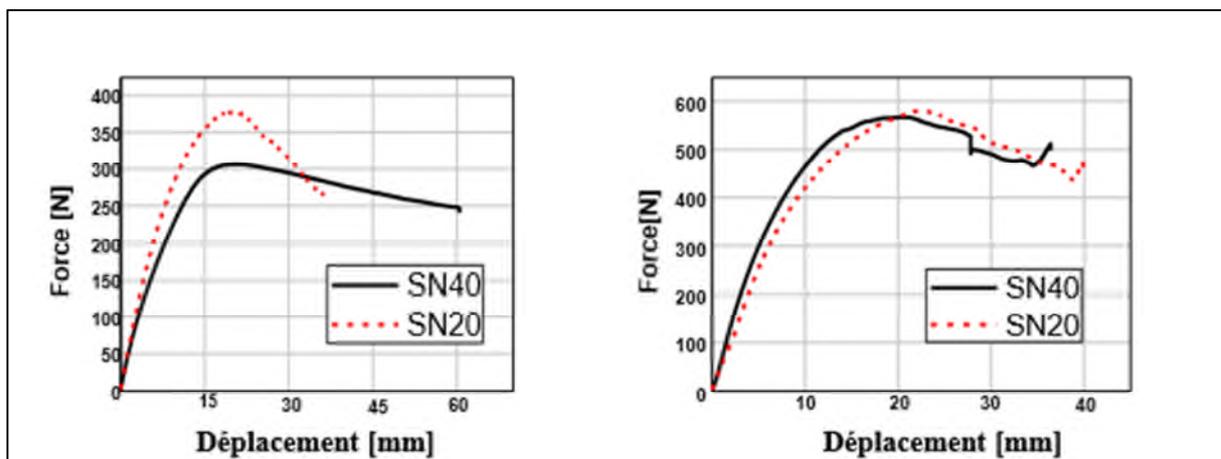


Figure II.20 : Courbes force-déplacement de panneaux sandwichs SN20 et SN40 sous : flexion 3 points (à gauche) et flexion 4 points (à droite) [56].

D'après la figure... Ils ont distingué qu'il existait 3 phases principales, à savoir, une première phase correspondant à une augmentation linéaire de la charge appliquée avec le déplacement, suivie d'une seconde phase où le comportement est non linéaire et où la charge maximale est atteinte, et une diminution de la dernière charge jusqu'à la rupture de l'échantillon.

- ❖ **Hami** en 2018 a présenté une étude expérimentale qui consiste à déterminer les caractéristiques physico-mécaniques et thermiques d'un matériau composite de type sandwich multicouches. La structure sandwich étudié est constituée de couches en matériaux composites, stratifiées, à base d'une résine époxy renforcée par des fibres de verre du type tissé et mat; entre lesquelles se trouvent des plaques de liège aggloméré, empilées alternativement avec les couches de stratifiées [45] pour chaque type il y a trois

La figure II.21 Représente les trois séries des structures sandwiches qui ont été réalisées.

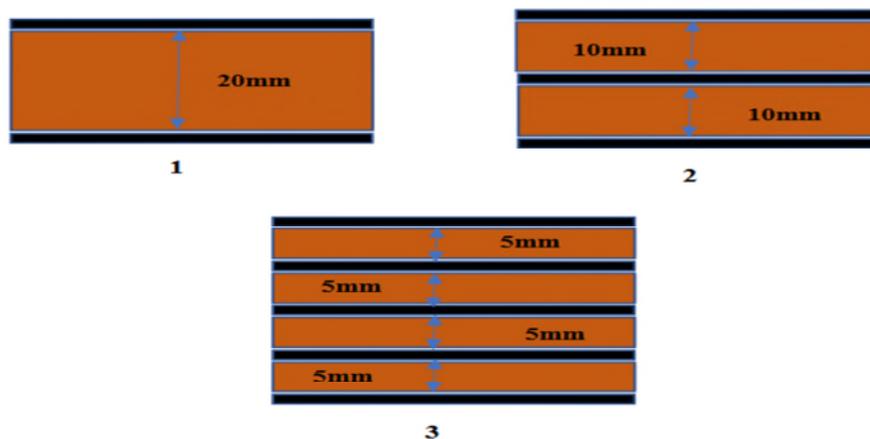


Figure II.21 : Représentation schématique des trois séries de structures sandwiches: 1) La structure S20, 2) La structure S10 et 3) La structure S5 [45].

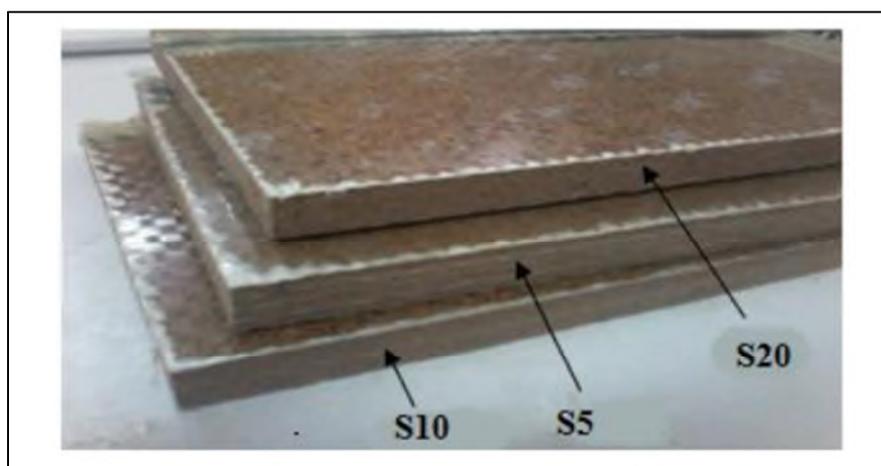


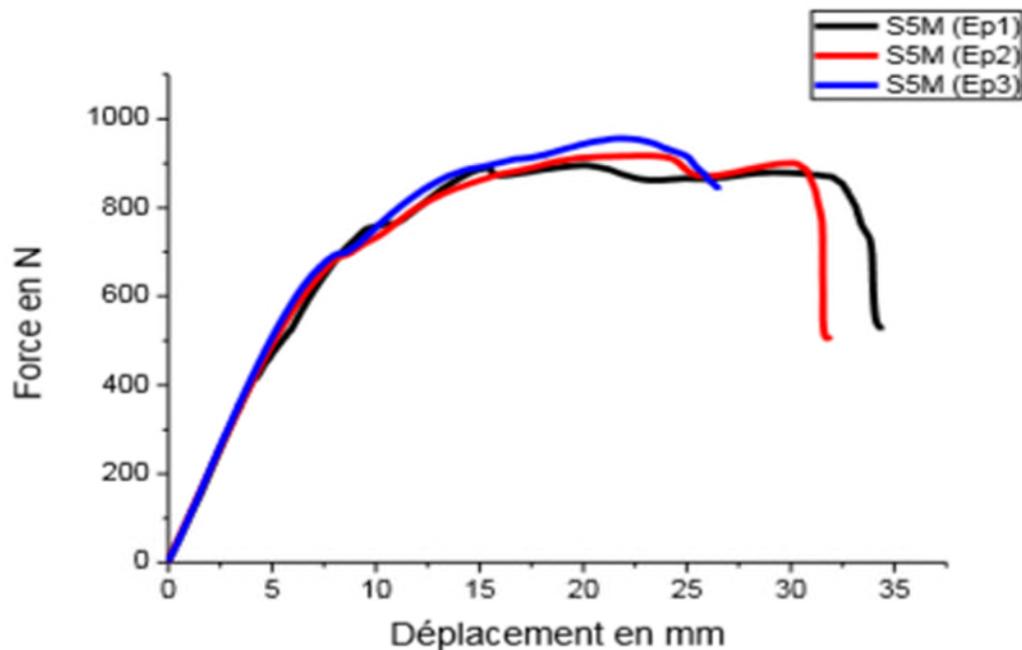
Figure II.22 : Représentation photographique des panneaux sandwichs finis [45].

- **Essai de flexion trois points et quatre points**

Les essais de flexion trois et quatre points sont effectués sur trois types de structures sandwichs, les dimensions des éprouvettes qui ont été découpées des structures sandwichs sont de (320 x 20) mm² en utilisant une machine universelle de type Zwick/Rolle ZO10 dotée d'un capteur de force de capacité 10 KN, selon la norme NF T 54-606 [26]. Cette machine est pilotée par ordinateur à l'aide de logiciel TextXpert 12.0 qui enregistre la courbe (force –déplacement). La vitesse de l'essai est de 2mm/mn. Les résultats sont représentés sur la figure II.23.

Avec :

S5M: Structure sandwiche avec empilement de cinq couches de stratifiés à base de fibre de verre mat et la résine époxy, entre lesquelles se trouve quatre couches de liège de 5mm d'épaisseur.



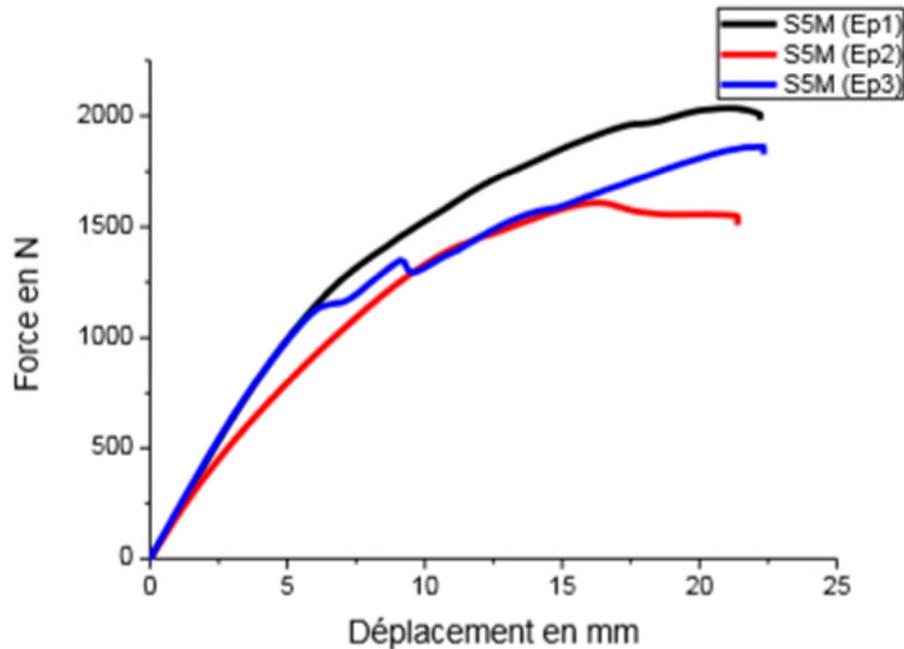


Figure II.23 : Comportement en flexion 3 et 4 points respectivement des structures sandwiches «S5» [45].

La série d'essais de flexion trois et quatre points, leur a permis de constater que les trois types de structures sandwiches testées présentent un comportement linéaire élastique depuis le début de chargement, mais il existe une légère déformation plastique pour des déplacements plus élevés. En fait, la dégradation affectant les structures sandwiches commence par une petite fissure de cisaillement au niveau de l'âme (liège), qui se propage depuis la zone chargée suivant la direction du plan médian vers les bouts de l'échantillon.

- ❖ **Cherif mouaki** en 2017 a mené une série afin d'étudier le comportement mécanique des structures sandwiches. Ces structures sandwiches étudiées sont le résultat de l'assemblage de deux matériaux différents, le contreplaqué d'une part pour utiliser comme des peaux et le liège aggloméré d'autre part pour utiliser comme un cœur. La caractérisation mécanique expérimentale a été effectuée par des essais de flexion trois points sur ces sandwiches. Il a aussi utilisé la méthode graphique pour l'évaluation du module de cisaillement du cœur et le module de la flexion des peaux du sandwich par des essais de flexion trois points, avec la variation de la distance entre les appuis [7].

❖ **Essai de Flexion trois points**

Les essais de flexion ont été menés à l'aide d'une machine universelle type INSTRON modèle 5969 de capacité 50 KN, avec une vitesse d'essai de 1mm/min et d'un pilotage et acquisition des données par le logiciel Bluhill3. Sur des éprouvettes de sandwichs de forme rectangulaire (200x25 mm²) selon la norme AFNOR NF 54-606 [2]. Ils ont été effectués en appliquant la charge P dans la direction perpendiculaire à la surface supérieure de l'éprouvette.



Figure II.24 : Représentation photographique des panneaux sandwiches finis. [7]
Les éprouvettes ont été placées sur deux supports fixes. La distance entre ces appuis est variable de (80, 120, 140 et 160 mm) l'une de l'autre .figure II.25.

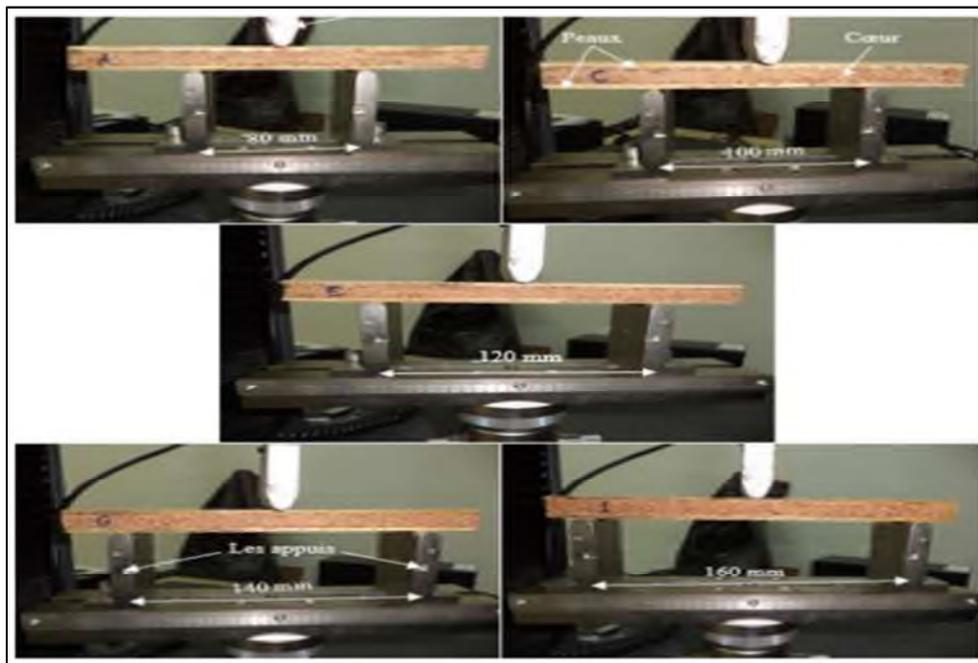


Figure II.25 : Représentation des différents essais sur les sandwiches [7].

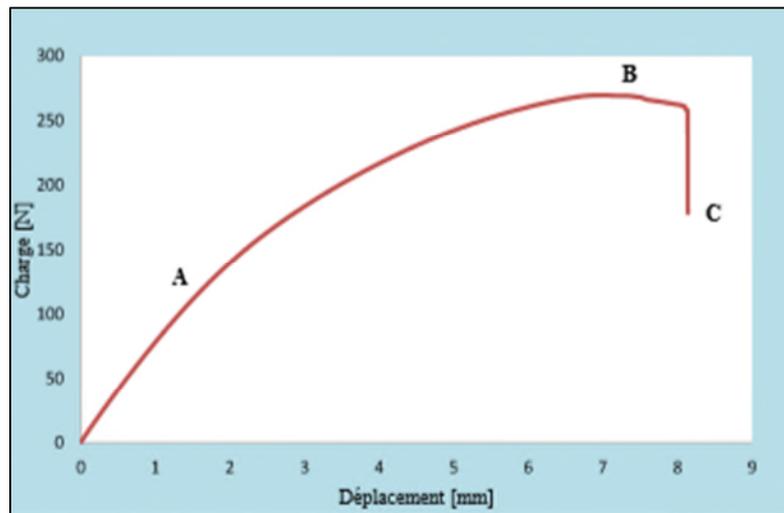


Figure II.26 : Courbe de Charge- Déplacement du sandwich avec $L = 160$ mm [7].

Le comportement mécanique de ces structures sandwiches étudiées a montré que la rigidité globale dépend de la longueur du sandwich.

- **La première phase (OA)** : correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée avec le déplacement, c'est la partie élastique.
 - **La deuxième phase (AB)** : c'est une augmentation non linéaire de la charge en fonction du déplacement jusqu'à la valeur maximale de la charge (B). Le début de cette zone (A) est la fin de la linéarité.
 - **La troisième phase(BC)** : est la phase finale qui commence par une chute brusque de la force jusqu'à la rupture totale du sandwich.
- ❖ **Djemai** en 2017 a étudié le comportement mécanique des panneaux sandwiches. Ces structures étudiées sont le résultat de la combinaison de quatre matériaux différents, le composite verre polyester et le contreplaqué d'une part utilisés comme des peaux et le liège aggloméré et polystyrène d'autre part comme une âme. La caractérisation mécanique expérimentale a été effectuée par des essais de traction, de compression et de flexion trois points sur les peaux et le cœur ainsi que sur ces sandwiches [47].

L'étude est basée sur les quatre types de sandwich (figure II.27) suivant:

- (a) deux peaux en contreplaqué d'épaisseur 3,5 mm avec un cœur en polystyrène d'épaisseur 20 mm
- (b) deux peaux en contreplaqué d'épaisseur 3,5 mm avec un cœur en liège aggloméré d'épaisseur 15 mm.
- (c) deux peaux en stratifié de quatre couches d'épaisseur de 3,5 mm avec un cœur en polystyrène d'épaisseur 20 mm.
- (d) deux peaux en stratifié de quatre couches d'épaisseur de 3,5 mm avec un cœur en liège aggloméré d'épaisseur 15 mm.

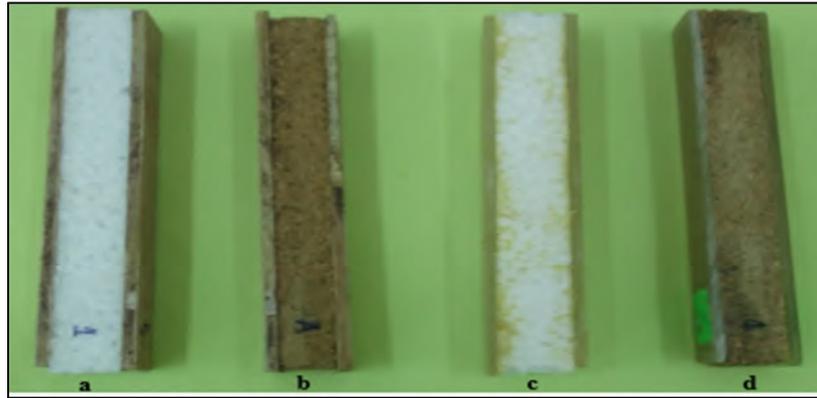


Figure II.27 : Représentation photographique des panneaux sandwiches [47].

- **Essai de Flexion trois points dans les peaux**

Ces essais permettent de déterminer le module d'élasticité dans les différents types des stratifiés (04 et 08 couches) et dans le contreplaqué d'épaisseur 3,5mm. Les essais de flexion trois points ont été menés sur des éprouvettes sous forme rectangulaire, selon la norme NF EN ISO 178 [48] découpées par un disque en diamant. L'essai de flexion trois points est effectués en utilisant la charge appliquée dans la direction perpendiculaire à la surface d'éprouvette, placée entre deux supports à distance de 60 mm (Figure.III.22). Ces essais ont été effectués avec une vitesse de déplacement de 1 mm/min sur une machine universelle type INSTRON modèle 5969 de capacité 5 kN, avec pilotage et acquisition des données par logiciel Bluhill3

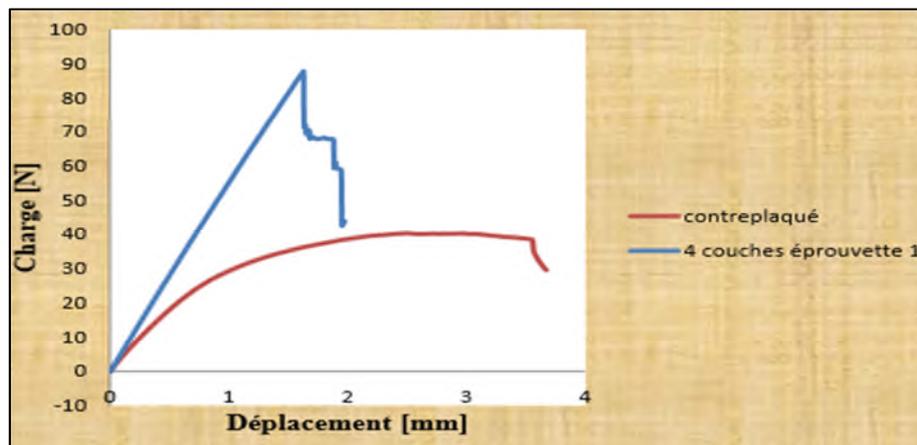


Figure II.28 : Courbe Charge- Déplacement dans les deux types des peaux sollicités par flexion trois points [47].

La figure II.27 donnent l'évolution de la charge appliquée en fonction du déplacement, pour différentes types d'éprouvettes (4, et 8 couches) dans les stratifiés et pour les contreplaqués, sollicités en flexion trois points. Le comportement des éprouvettes est similaire aussi et se diviser aussi en 3 phases principales:

La première phase correspond à une petite augmentation linéaire de la charge appliquée avec le déplacement, c'est la partie élastique.

La deuxième phase: c'est une grande partie d'augmentation non linéaire de la charge en fonction du déplacement jusqu'à la valeur maximale de la charge. C'est la partie plastique. A partir de cette partie commence la séparation entre la résine et les fibres et le début de l'endommagement dans les composants de ces matériaux.

La troisième phase est la phase finale qui commence par une chute de la force jusqu'à la rupture totale

Les différentes essais montrent que :

- La rigidité globale du sandwich, stratifié dans les peaux et liège aggloméré dans le cœur est plus élevée par rapport aux autres sandwichs réalisées.
- La rigidité globale des sandwichs basés sur le liège aggloméré au cœur est plus élevée par rapport aux sandwichs basés sur le polystyrène au niveau du cœur.
- La rigidité globale est dépendante de la géométrie et du matériau du sandwich utilisé.

❖ Structures nida

X. Wu et al en 2019 ont mené une Etude expérimentale et numérique des comportements statiques et en fatigue de la structure sandwich en nid d'abeille composite Nomex. Le panneau de dimension 350 mm × 210 mm. La peau est composée de résines composites renforcées de fibre de carbone, la structure centrale est constituée de fibres d'aramide pliées et collées ensemble pour former une structure cellulaire hexagonale. Compte tenu de la discrétion de la structure Nomex, les comportements statiques des tests de compression et de flexion hors plan sont étudiés afin d'obtenir des paramètres de matériau précis [49]

La figure suivante montre la structure utilisée dans cette expérience.

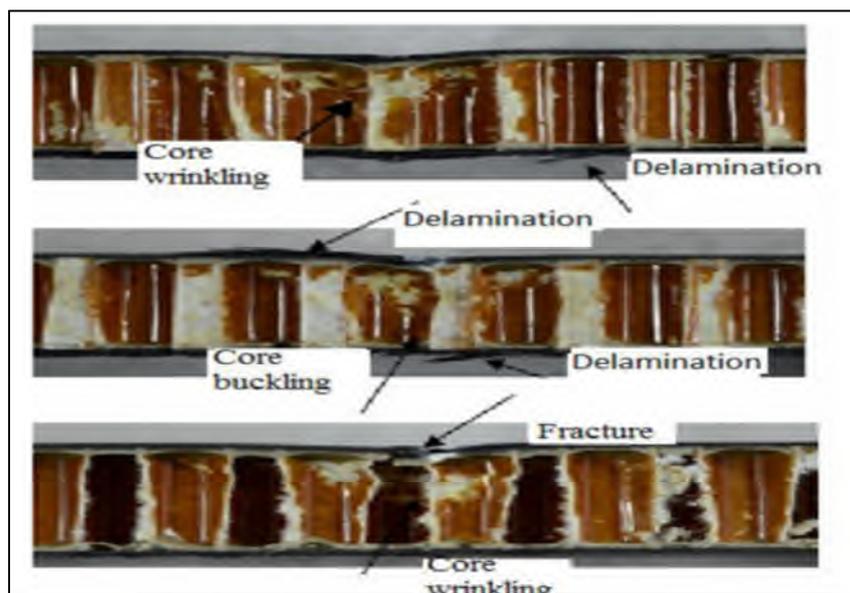


Figure II.29 : Représentation photographique des panneaux sandwichs nida Nomex [49].

Deux types de tailles d'échantillons sont étudiés pour évaluer leurs performances en mécanique de fatigue. Les échantillons sont comme suite

Sample1 : 25 mm × 25 mm × 14 mm. .

Sample2 : 60 mm × 25 mm × 14 mm.

Les essais de fatigue en compression hors plan sont effectués à la température ambiante sous contrôle direct de la charge sinusoïdale (machine d'essai MEP-200), avec une fréquence de $f = 10\text{Hz}$ et un rapport de charge de $R = 0,2$ et une charge d'amplitude constante. Le changement de déplacement est enregistré en raison de la stabilité en temps réel des expériences.

L'essai a permis d'extraire les courbes forces-contrainte suivantes :

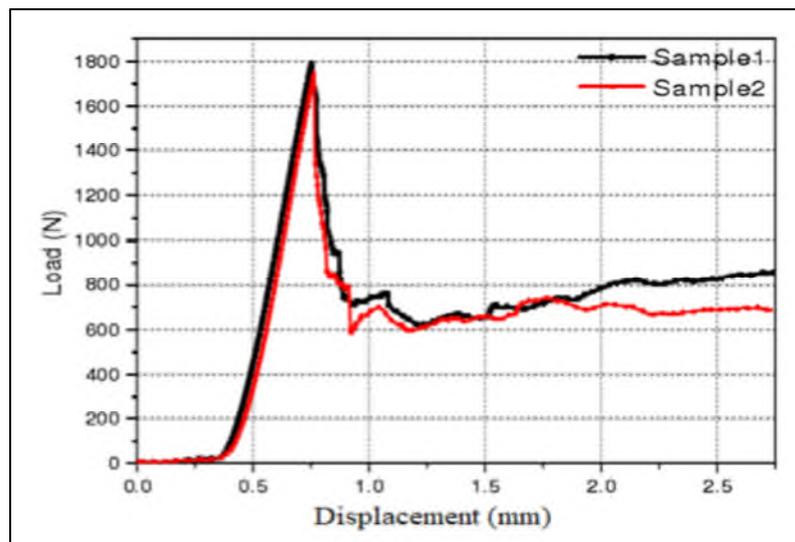


Figure II.30 : Courbe Charge- Déplacement d'une sandwich nida Nomex [49]

La courbe de déplacement de charge du test de compression statique hors du plan (voir Figure II.30) peut être divisée en trois étapes. La première étape est dans la phase élastique linéaire, ce qui indique que la structure dans la direction Z est élastique linéaire. L'effet du panneau peut être ignoré car la stabilité du panneau Nomex est beaucoup plus grande que celle du matériau central en nid d'abeille. On peut approximer le fait que le module de Young de ce stade est l'équivalent du module de Young du noyau en nid d'abeille. La deuxième phase se situe à un stade de plate-forme, et la taille de la plate-forme est liée à la situation matérielle initiale. La capacité portante de la structure est augmenté à la troisième étape, car le noyau en nid d'abeille apparaît plissé et est continuellement compacté. Pour la structure en nid d'abeille, la charge de rupture est la charge maximale de la pièce linéaire.

- ❖ **Z.Wang et al** en 2019 ont mené une Etude expérimentale sur le comportement en flexion d'un panneau sandwich en nid d'abeille en céramique. L'essai utilisé dans cette expérience est celui de la flexion à trois points. La différence entre le sandwich céramique actuel et les sandwichs conventionne est rapportées et discutées en termes de mode de déformation, d'historique de flexion-charge et de résistance à la flexion. Les résultats ont montré que le comportement en flexion du sandwich céramique actuel était largement favorisé et ont également déterminé l'influence mécanique de la feuille de façade en carreaux de céramique et la longueur du bord de la cellule du noyau en nid d'abeilles. Ces réalisations

permettent de concevoir de superbes structures sandwich composites résistantes à la flexion [50].

La figure suivante montre la structure utilisée dans cette expérience ainsi que sa déformation après application de charge

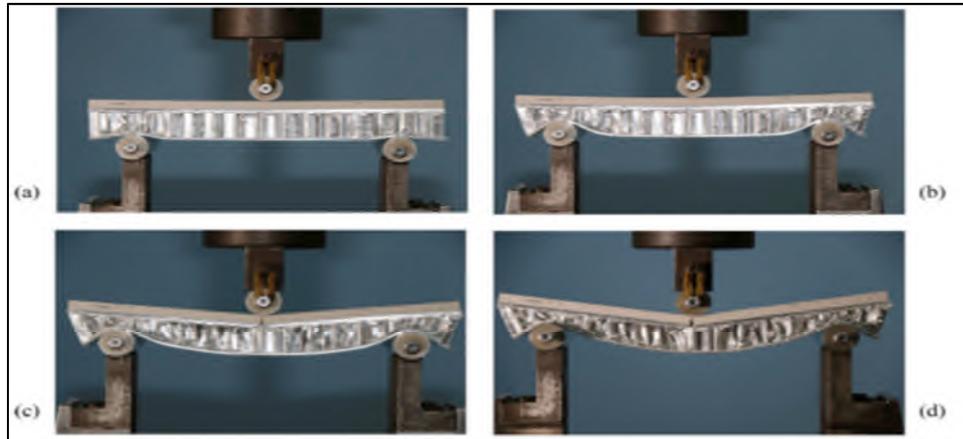


Figure II.31 : Représentation de l'essai trois points sur un sandwich nida [50]

La courbe force-déplacement est donnée comme suit :

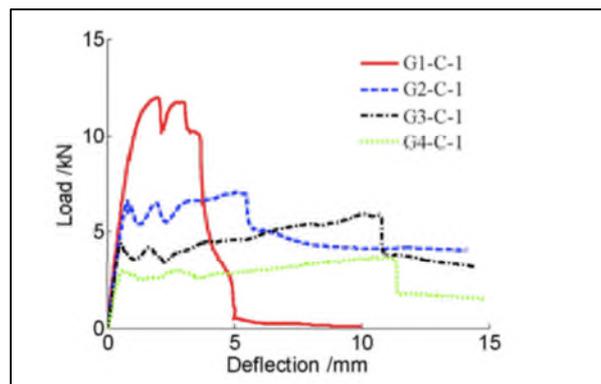


Figure II.32 : Courbe Charge- Déplacement d'une sandwich nida céramique [50].

Avec :

- **G1-C-1** signifie expérience 1 # pour le sandwich en nid d'abeille en céramique plus mince (type C) avec une taille de cellule de 1 mm (G1).
- **G2-C-1** signifie expérience 1 # pour le sandwich en nid d'abeille en céramique plus mince (type C) avec une taille de cellule de 2 mm (G2).
- **G3-C-1** signifie expérience 1 # pour le sandwich en nid d'abeille en céramique plus mince (type C) avec une taille de cellule de 3 mm (G3).
- **G4-C-1** signifie expérience 1 # pour le sandwich en nid d'abeille en céramique plus mince (type C) avec une taille de cellule de 4 mm (G4).

- ❖ **M. Zarie Mahmoudabdi et M. Sadighi** en 2019 ont mené une Étude expérimentale sur les caractéristiques d'absorption d'énergie des panneaux sandwich en nid d'abeille soumis à une charge quasi-statique [51]

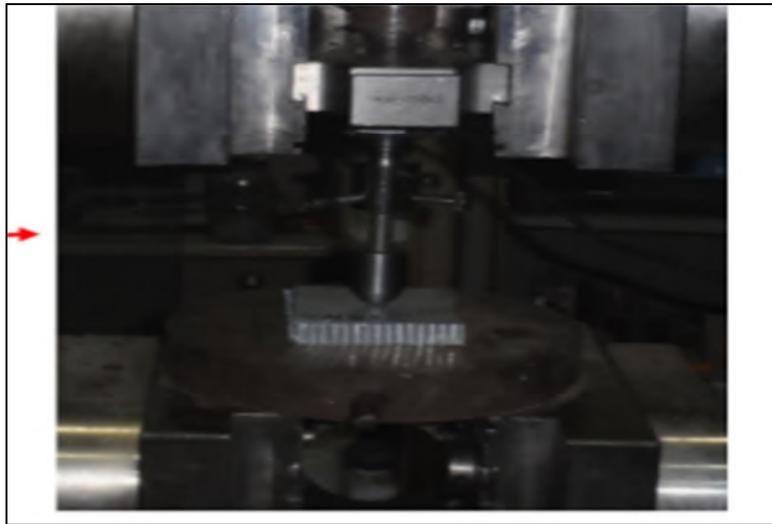


Figure II.33 : Représentation photographique du panneau sandwich nida [51].

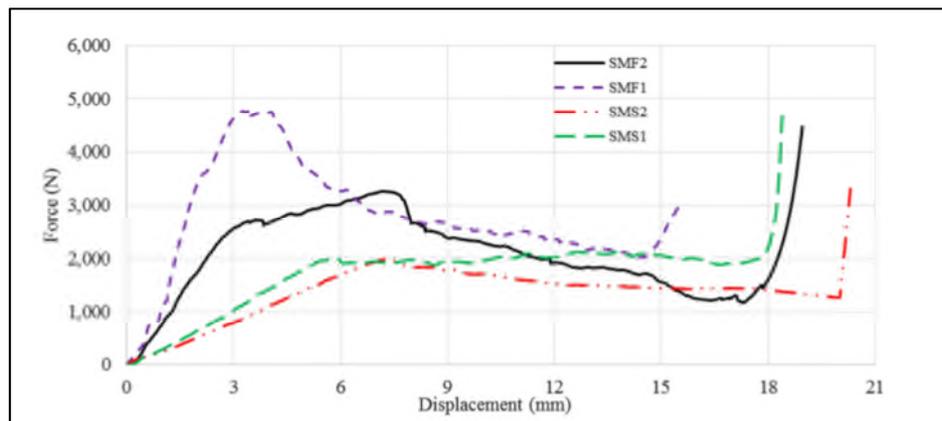


Figure II.34 : Courbe Charge- Déplacement d'une sandwich nida céramique [51].

Aves les deux types d'aluminium mentionnés ci-dessus. Dans cet article, **SMF** et **SMS** sont définis comme des échantillons de sandwich en nid d'abeille soumis à un chargement de poinçonnage à l'aide de projectiles a plat (flat nose) et sphériques (spherical)

SMF 2 de 0.0381 mm l'épaisseur du mur.

SMF 2 de 0.0254 mm l'épaisseur du mur.

SMS 1 de 0.0381 mm l'épaisseur du mur.

SMS 2 de 0.0254 mm l'épaisseur du mur.

II.6.Conclusion

Dans ce chapitre nous avons exposé le comportement des sandwiches stratifiés sous chargement thermique et mécanique ainsi que certaines recherches expérimentales mener sur

les structures sandwiches en âme pleine ou bien en nid d'abeille. Nous citons dans ce qui suit les points principaux:

1. Sandwiches sous chargement mécanique : (Normes de confection, Sandwiches en flexion, Sandwiches en flambement, mécanisme de rupture...)
2. Sandwiches sous chargement thermique : (transfert de chaleur, conduction, rayonnement, thermo élasticité,...)
3. Théorie des sandwichs stratifiés (modélisation orthotrope, champs de déplacement, déformation et contrainte, ...)
4. Synthèse des travaux antérieurs sur les sandwichs (Lister les différents travaux expérimentaux et menés sur les structures sandwichs).

Afin de réaliser notre modèle nous avons opté pour l'essai de flexion 3 points vis-à-vis de sa simplicité et sa conformité.

Donc dans le prochain chapitre nous allons mettre en évidence les différentes étapes afin de modéliser la structure sandwich et nous allons la soumettre à un chargement de flexion 3 points.

CHAPITRE III

Modélisation et simulation numérique

III.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter d'une part le logiciel ABAQUS et son fonctionnement, et d'autre part on présentera les différentes étapes menées pour la modélisation des panneaux sandwichs. Le modèle géométrique et le choix des modèles éléments finis pour le maillage sont générés dans un espace tridimensionnel (3D), tout en tenant compte du comportement expérimental des matériaux constitutifs. L'interaction entre les différents éléments ainsi que les étapes d'assemblage et de chargement des panneaux sandwichs sont présentées.

III.2 Présentation du logiciel ABAQUS

ABAQUS est un logiciel très complet permettant de faire des analyses linéaires ou non linéaires, statiques ou dynamiques. L'interface graphique d'ABAQUS a été améliorée et elle est très pratique pour le prétraitement.

Par conséquent, le module ABAQUS/CAE est une interface dans laquelle l'utilisateur peut définir toutes les propriétés de son analyse : (géométrie des différentes pièces, propriétés mécaniques, choix des éléments, choix de l'intégration de la matrice de rigidité et choix du mode de résolution.

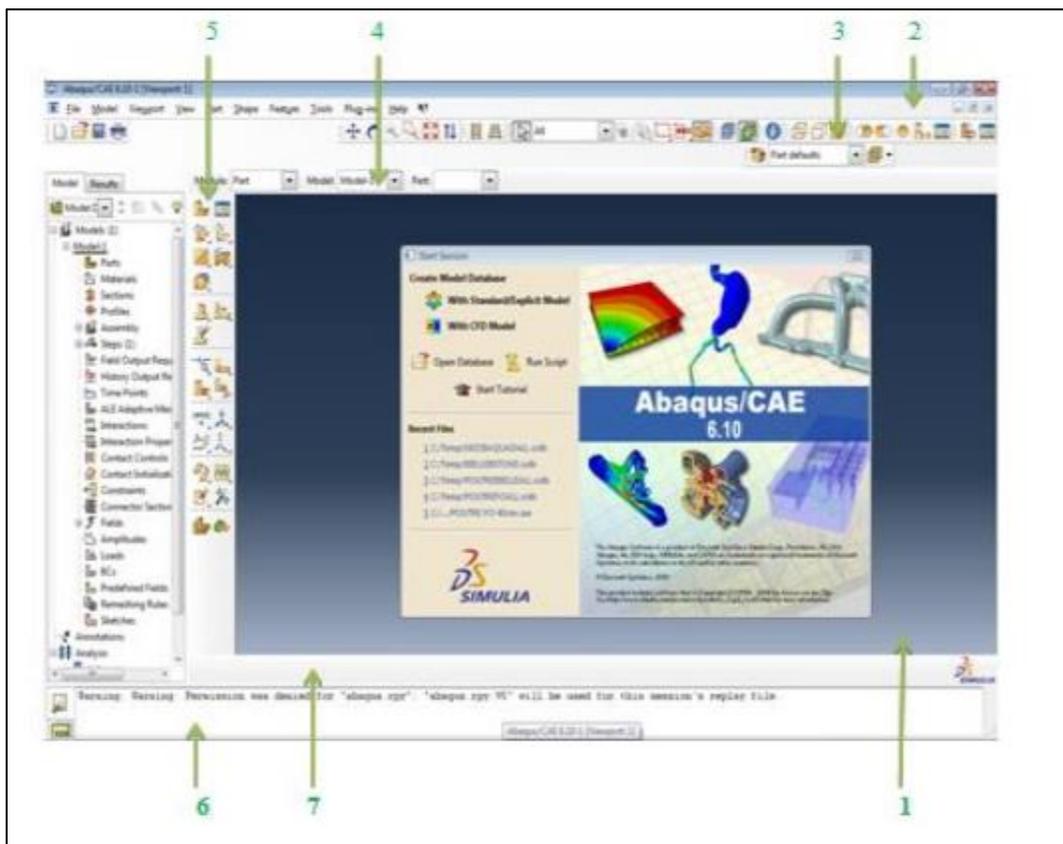


Figure III.1 : Présentation de l'interface d'ABAQUS.

1. Fenêtre d'affichage graphique.
2. Barre de menu en haut, ces menus sont relatifs au module correspondant.
3. Barre horizontale d'outil, y sont disposées les icônes correspondant aux commandes les plus courantes, c'est-à-dire les commandes d'ouvertures et de sauvegarde de fichiers, et les commandes réglant l'affichage des vues (perspective, ombrage, zoom, etc.).
4. Une troisième barre de menus déroulant permettant d'accéder aux autres modules, ou de sélectionner le modèle ou la pièce sur lesquels on souhaite travailler.
5. On dispose à gauche d'une colonne d'icône permettant d'accéder aux outils disponibles à l'intérieur du module dans lequel on se trouve
6. L'espace juste sous la fenêtre d'affichage graphique correspond aux messages affichés par ABAQUS lors de la modélisation ; ils permettent d'être mieux guider dans les actions entreprises.
7. Enfin, une fenêtre en dessous sur fond blanc est utilisée pour afficher des messages informatifs : réponses à des questions posées, avertissements liés à des problèmes rencontrés, etc.

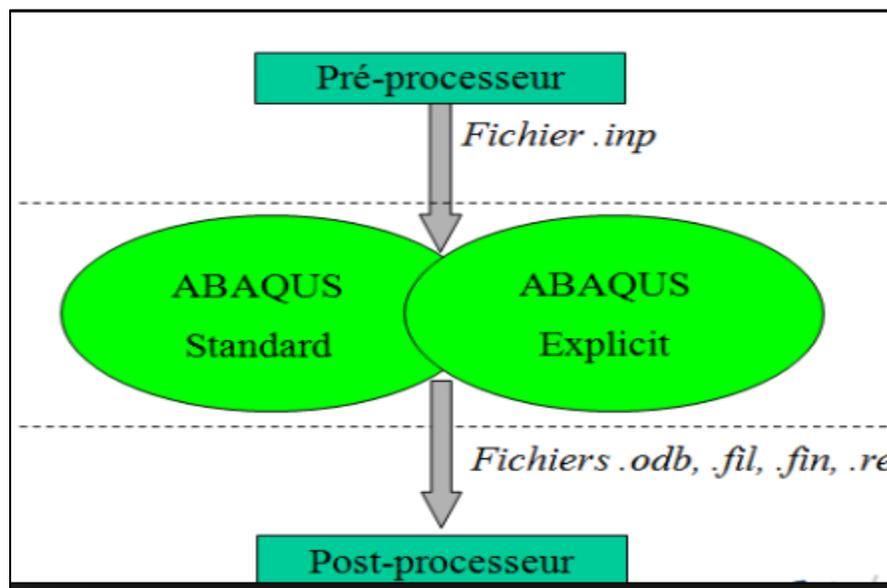


Figure III.2 : Schéma de fonctionnement d'ABAQUS.

III.2.1 Choix de modélisation

Il existe deux modules : ABAQUS/Standard et ABAQUS/Explicit. Nous utiliserons pour notre démarche, la version explicit qui est un produit d'analyse d'élément fini qui emploie un Schéma d'intégration explicite pour résoudre des problèmes dynamiques ou quasi-statiques non-linéaires. La méthode explicite se caractérise également par une grande facilité de mise en œuvre dans le cas de problèmes non linéaires. La contrepartie est un pas de temps nécessairement très petits.

ABAQUS ne gère pas les unités ; c'est à l'utilisateur d'utiliser un système d'unités cohérent, nous devons les choisir en données d'entrées afin qu'elles soient homogène.

Choix des unités pour notre simulation :

- Distance : mm
- Temps : s
- Force : N
- Contrainte/pression : Mpa
- Température : degrés °

III.3 Variante d'études

On à simuler deux panneaux sandwich un en âme pleine et un autre en nid d'abeille avec les dimensions suivante :

- ❖ L'âme : Epaisseur ($H = 40$ mm) ; Longueur ($L = 650$ mm) ; Largeur de 45 mm
- ❖ La semelle : Epaisseur de 1 mm ; Longueur de 650 mm ; Largeur de 45 mm

Comme le montre la figure (III.3) suivante :

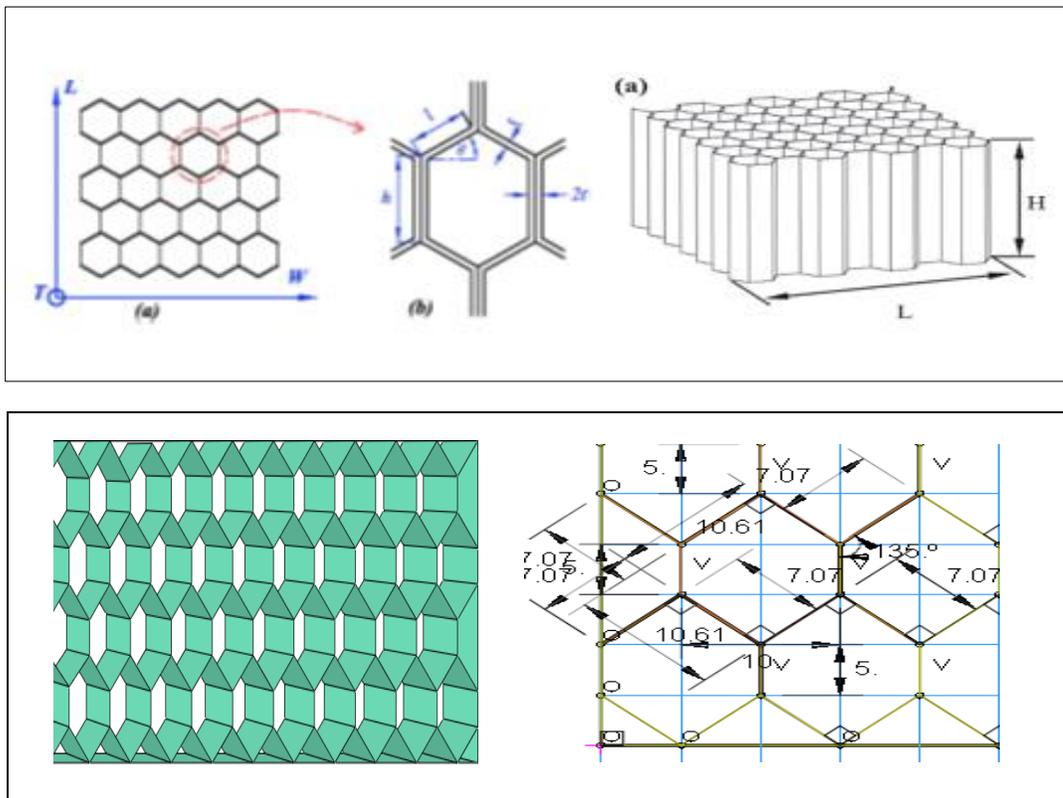


Figure III.3 : Détail de la géométrie et des dimensions del'âme en nid d'abeille modélisée.

- ❖ L'âme en nid d'abeille : Angle ($\theta = 45$) ; Epaisseur ($t = 2$ mm) ; Longueur ($k = 5$ mm, Longueur ($l = 7.07$ mm)

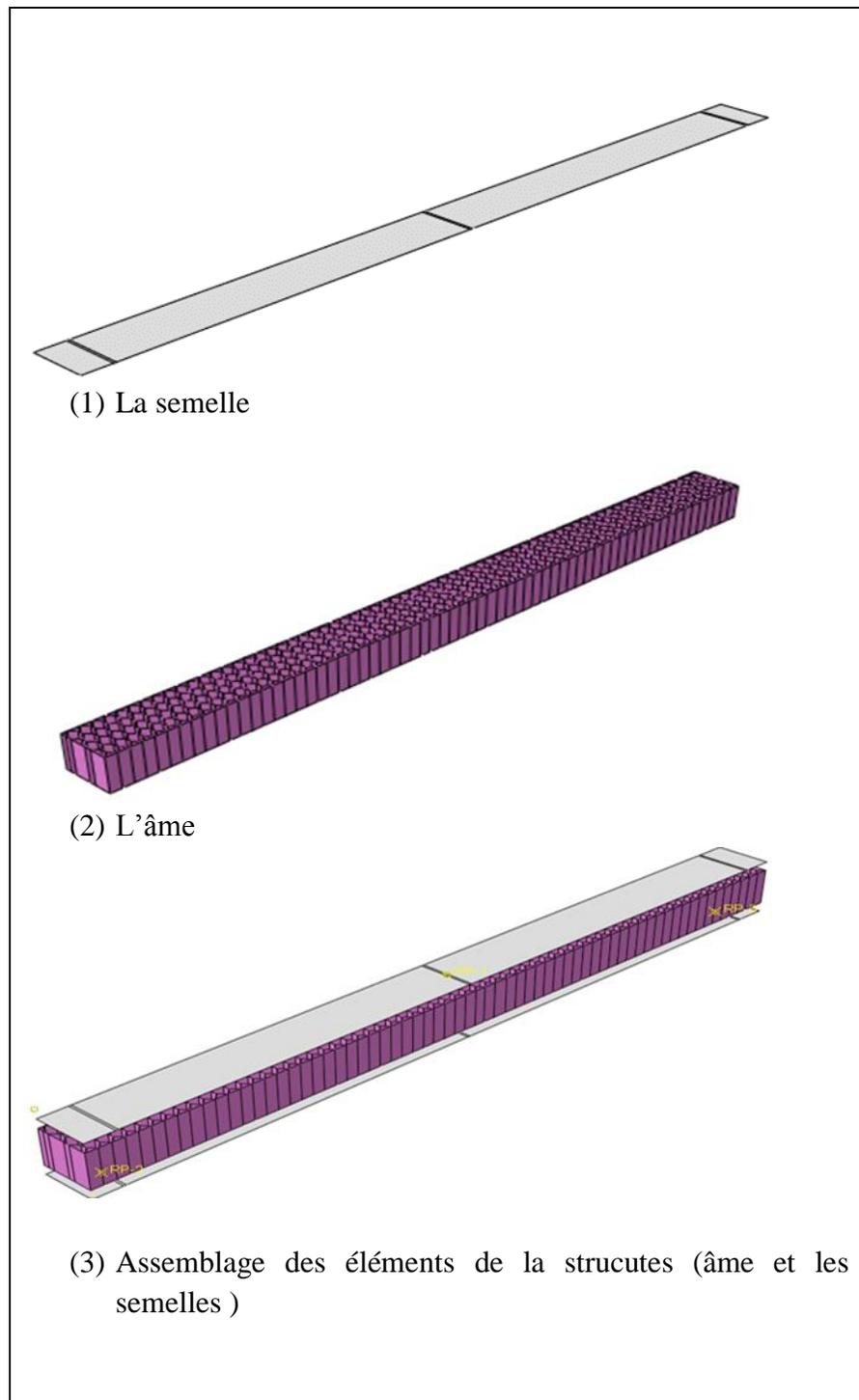


Figure III.4 : Les différents éléments d'une structure sandwich en nid d'abeille.

III.4 Modélisation des matériaux

Toutes les dimensions ainsi que toutes les propriétés mécaniques des matériaux constitutifs à savoir (le liège et la fibre de verre) sont soigneusement et séparément introduites pour chaque élément du notre modèle, afin de prendre en compte tous les paramètres d'étude et de valider le modèle élément finis.

Dans ce contexte, des modèles éléments finis disponibles dans la littérature pour les matériaux de semelle et d'âme respectivement.

III.4.1 Modèle élastique orthotrope pour les composites

Les composites orthotropes, à l'image des tissus FRP de la figure III.5 sont des composites dont le renfort est généralement constitué de fils unidirectionnels croisés à 90°. Les symétries orthogonales, deux à deux des plans font que ces matériaux se comportent, du point de vue élastique, comme les matériaux orthotropes.

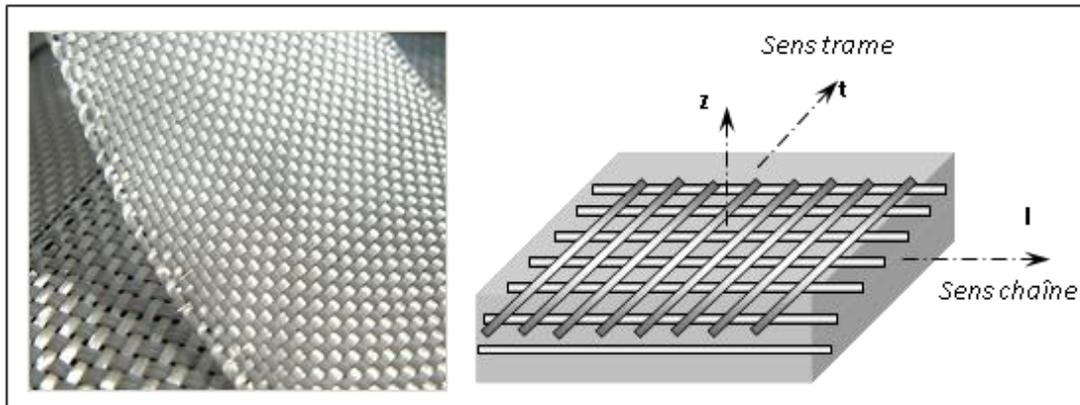


Figure III.5 : Pli d'un matériau composite orthotrope.

Le tissu composite utilisé dans notre étude est constitué d'un ensemble de filaments unidirectionnel croisé à 90°, il possède trois plans de symétrie orthogonaux deux à deux. Son comportement orthotrope dans l'hypothèse des contraintes planes est décrit en introduisant les constantes de rigidité dans les directions principales données par Tableau III.1.

Paramètres		Dénotation
Notations	Valeur	
C (W /m. K)	0.04	Conductivité thermique
α ($\mu m / m ^\circ C$)	$9. 10^{-6}$	Coefficient de dilatation thermique
E1(Mpa)	72000	Module de Young longitudinal
E2(Mpa)	13600	Module de Young transversal
ν_{12}	0.31	Coefficient de poisson sur le plan longitudinal/transversal
ν_{13}	0.33	Coefficient de poisson sur le plan longitudinal/vertical
G_{12} (Mpa)	400	Module de cisaillement sur le plan transversal
X_t (Mpa)	120	Contrainte longitudinale ultime en traction
X_c (Mpa)	90	Contrainte longitudinale ultime en compression
Y_t (Mpa)	12	Contrainte transversale ultime en traction
Y_c (Mpa)	12	Contrainte transversale ultime en compression
S (Mpa)	32	Contrainte de cisaillement ultime

Tableau III.1 : Paramètres du modèle numérique.

Dans notre étude, le critère de contrainte maximale est utilisé, Ce critère est surtout utilisé pour les composites à fibres continues unidirectionnelles, il suppose que le point qui correspond à : , est sur la surface de rupture. Il y a donc ruine du matériau lorsque les contraintes normales et atteignent la tension ultime transversale.

III.4.2 Modèle élasto-plastic pour le liège

Le liège a un comportement élasto-plastique anisotrope en compression et en traction (les deux courbes contrainte-déformation traction et compression ne sont pas identique). Les paramètres élastiques et post-élastiques du modèle numérique de liège utilisé dans notre étude numérique sont récapitulés sur le **Tableau III.2**

Paramètres		Dénotation
Notations	Valeur	
C (W /m. K)	0.045	Conductivité thermique
α ($\mu m / m ^\circ C$)	$3. 10^{-5}$	Coefficient de dilatation thermique
E (Mpa)	2000	Module de Young
ν	0.15	Coefficient de poisson
σ_e (Mpa)	1.20	Contrainte qui correspond à la limite élastique
σ_u (Mpa)	9.20	Contrainte maximale (au pic)

Tableau III.2: Paramètres utilisés pour définir le comportement du liège.

III.5 Etapes de modélisation

Dans cette section les étapes suivies pour notre modèle sont présentées. Le logiciel est divisé en des modules indépendants, à savoir : le module Part; Module Property ; Module Assembly; Module Step; Module Interaction; Module Load; Module Mesh ; Module Job et Module de visualisation :

❖ La géométrie des éléments (module part)

Dans cette première étape, tous les éléments du panneau sandwich sont créé grâce à l’outil « **Create Part** ». On a créé le panneau sandwich dans le module part en utilisant les coordonnées des points en deux dimensions et on a créé la 3eme dimension par extrusion. On a utilisé un solide déformable en 3D pour l’âme pleine (dimensions : 45mm, 650mm, 40mm).

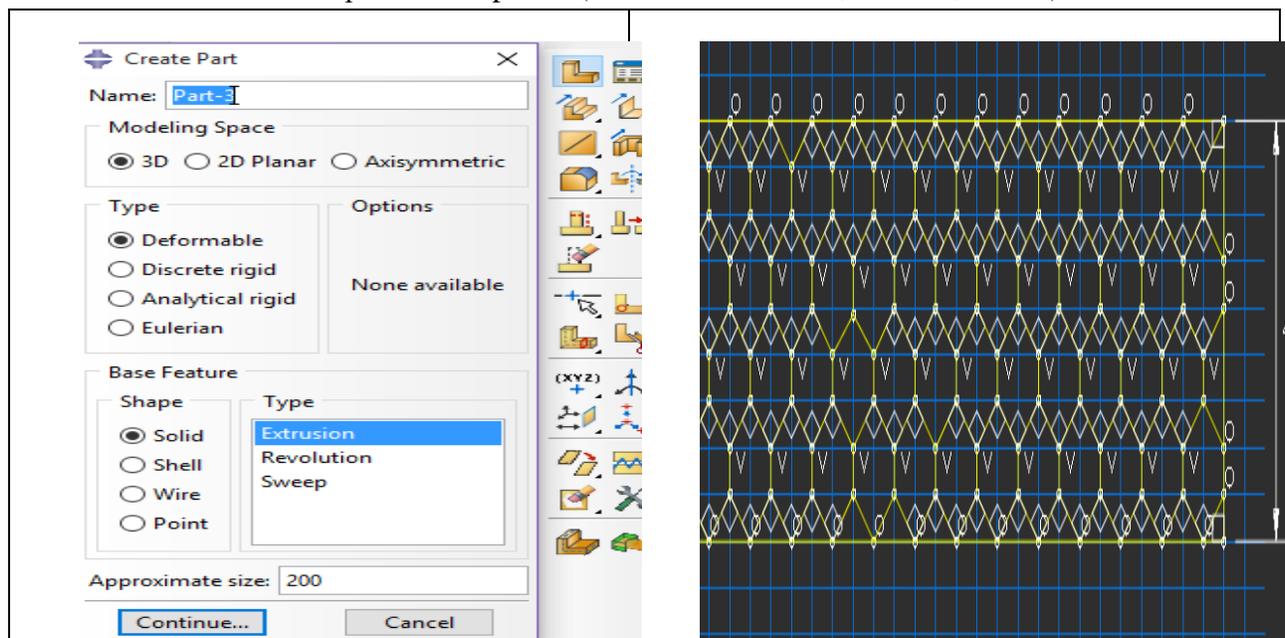


Figure III.6 Création de l'âme d'un panneau sandwich en nid d'abeille.

Les semelles sont créés avec un modèle 3D on a utilisée « **shell planer** » ensuite nous avons dessiné avec « **Creat lignes** » (dimensions : 650mm, 45mm)

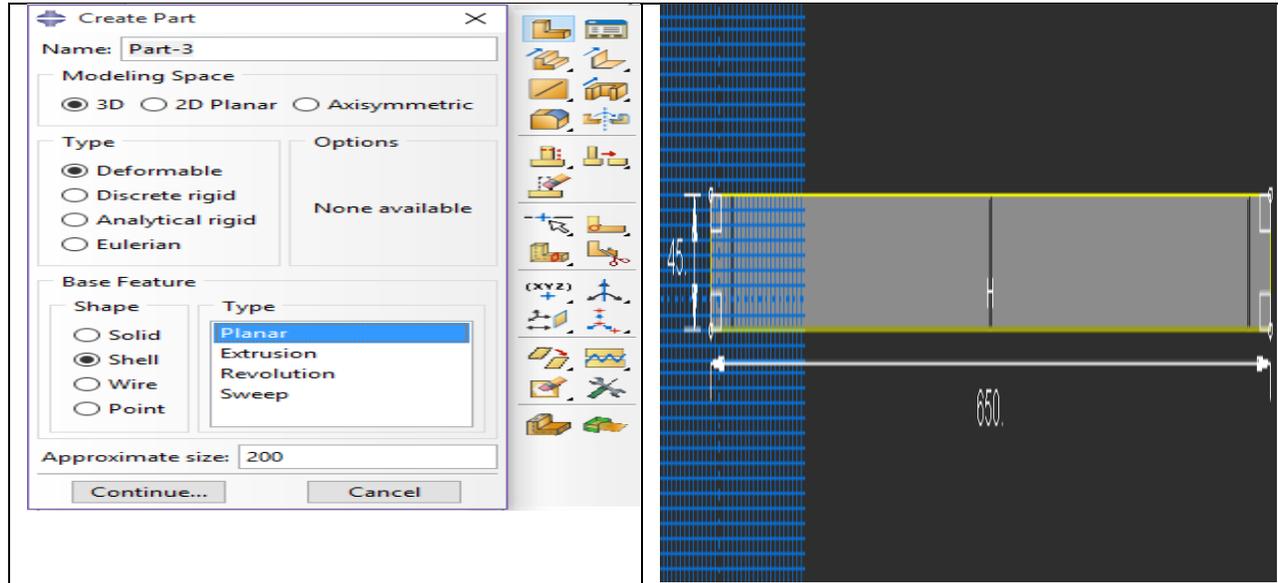


Figure III.7 :Création des semelles d'un panneau sandwich en nid d'abeille.

❖ Propriétés des matériaux (Module Property)

Ce module est important dans la modalisation numérique du phénomène, c'est-à-dire, élaborer toutes ses propriétés intrinsèques de chaque matériau. Pour notre travail on a utilisé deux modèles numériques intégrés dans ABAQUS pour les fibres de verre et le liège :

- Le liège : comportement élasto-plastique ;
- La fibre de verre : comportement élastique isotrope

Pour un calcul élastique il faut introduire les paramètres suivants : le module de Young et le coefficient de poisson.

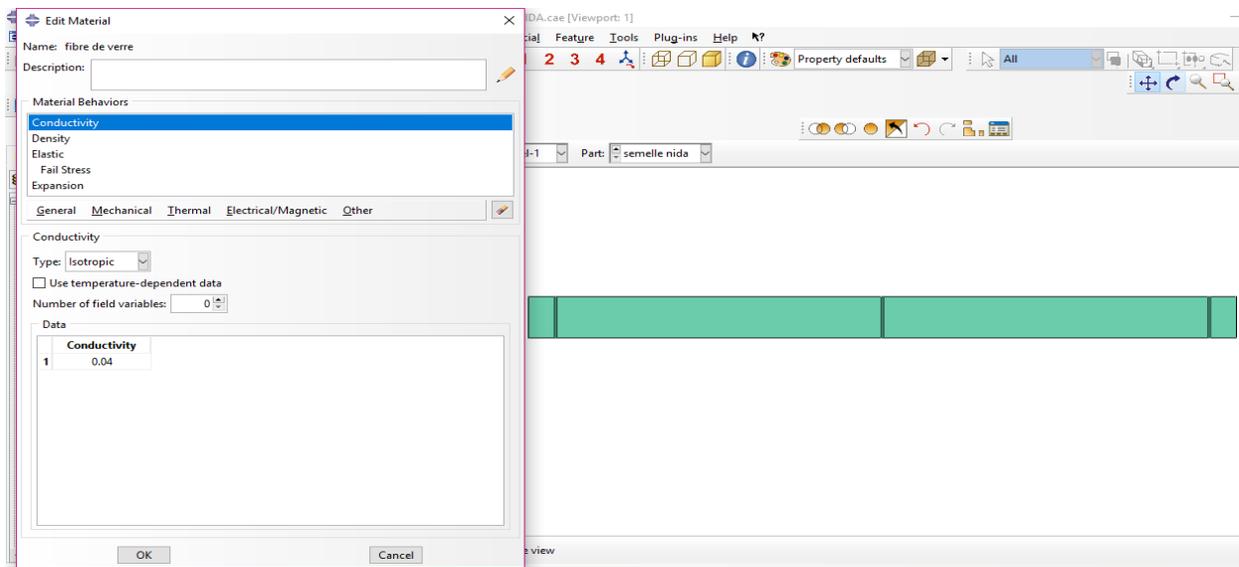


Figure III.8 : propriétés des fibres de verre.

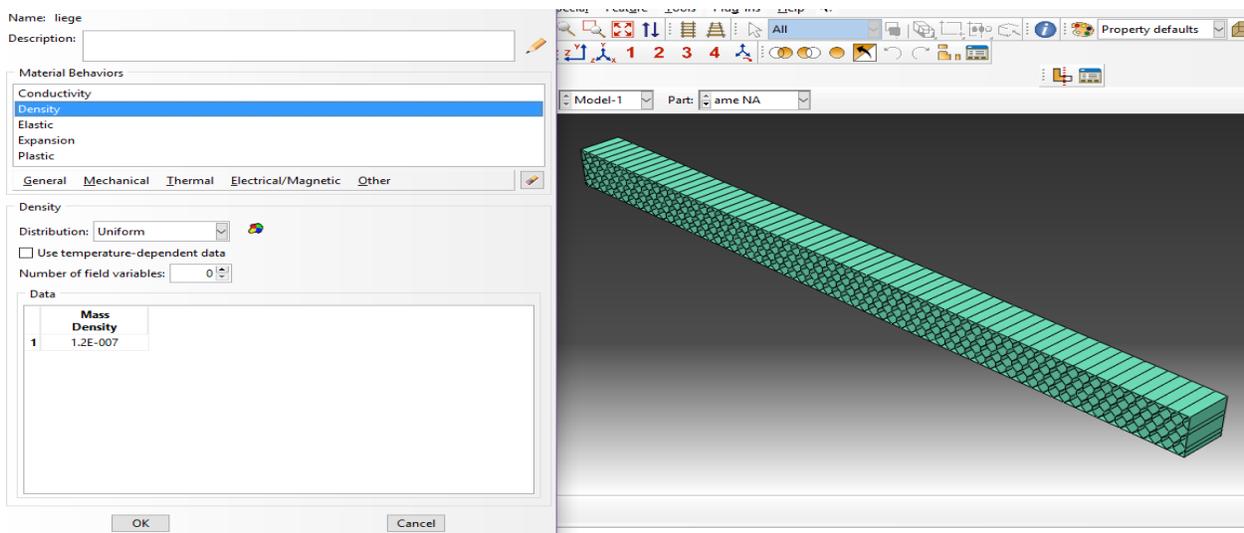


Figure III.9: propriétés de liège.

Après avoir défini toutes les propriétés des matériaux, on passe à créer des sections et assimiler les propriétés définies pour chaque élément.

❖ Assemblage du modèle (Module Assembly)

Dans ce module, nous importons les deux pièces auparavant dessinées, on les rassemble avec « **Creat instance** », on peut répéter chaque part créé plusieurs fois et lui faire des translations et rotations s'il est nécessaire jusqu' à voir notre modèle. On fait l'assemblage de l'âme en liège avec les semelles en fibre de verre.

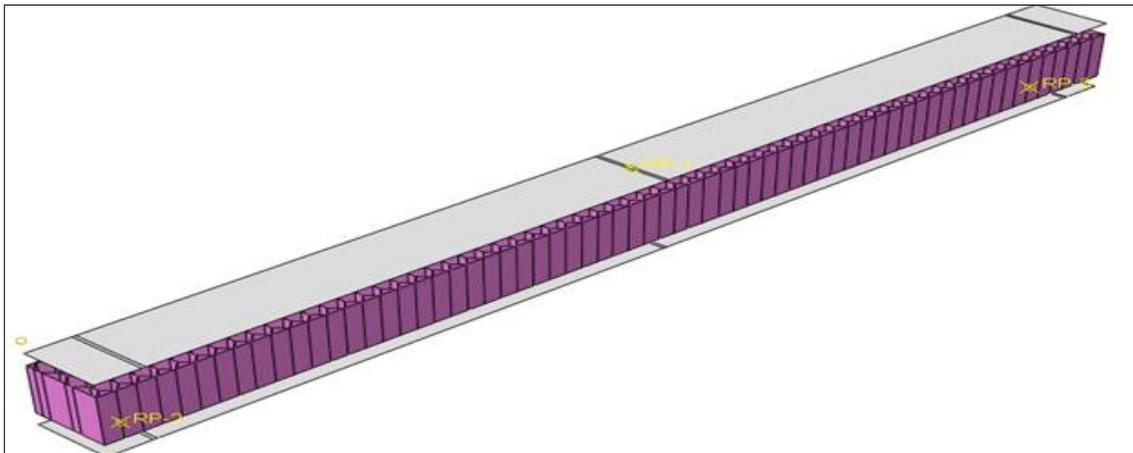
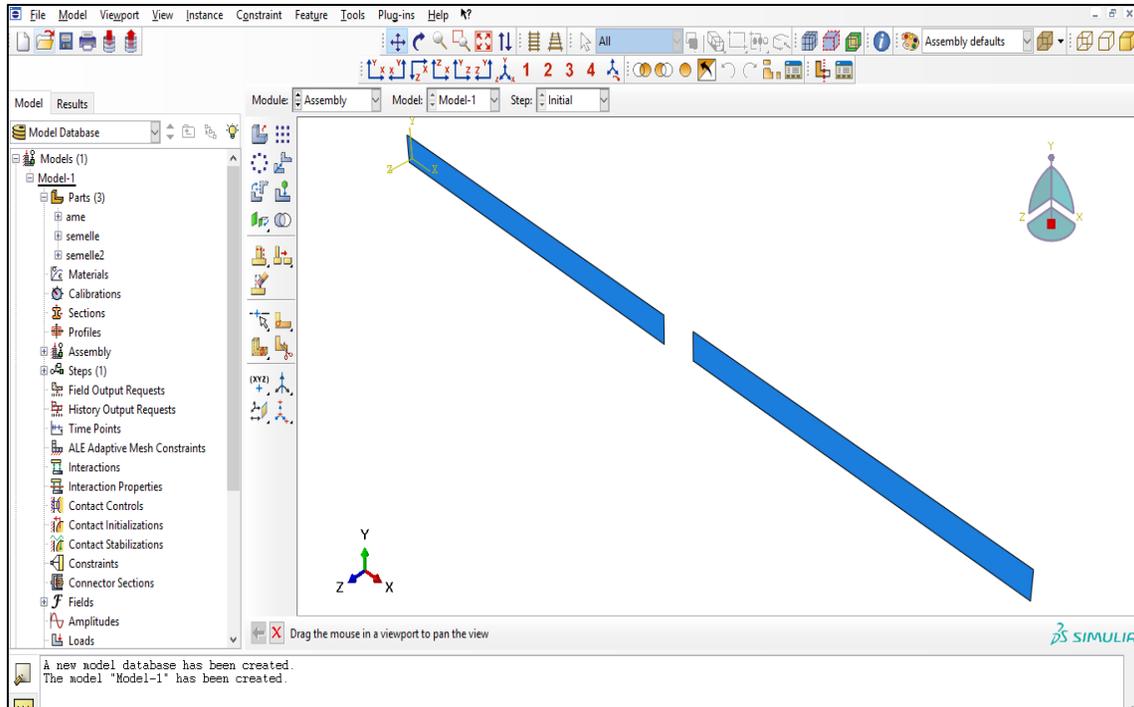


Figure III.10 : assemblage de la structure sandwich

❖ **Définition du « Steps » et des variables à calculer**

Dans le module « step », nous créons une procédure explicite. Un point important pour cette simulation est de bien définir le temps de calcul ainsi que l'incrément. Pour notre structure, nous avons spécifié un temps de simulation de 1 s avec un facteur d'échelle de temps pour une incrément de 0.1 s. Deux type de sortie sont définies à savoir : des sorties de type champ « Field output requests » qui fournissent des valeurs à un instant donné et des sorties de type « history output requests » qui vont donner l'évolution d'une grandeur au cours du temps.

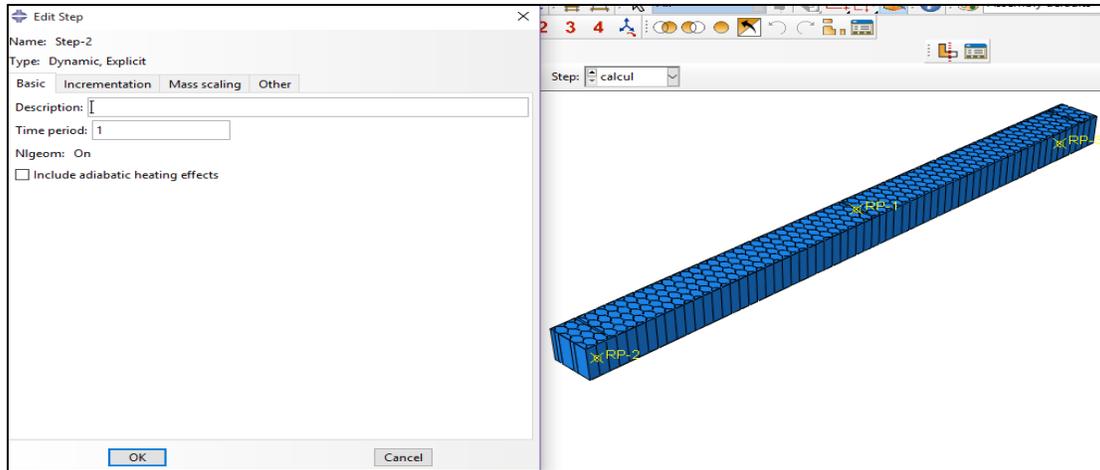


Figure III.11 : Création du Step.

❖ Définition du contact Ame-Semelles (Module Interaction)

Il définit les interactions entre chaque pièce et introduit les premières hypothèses portant sur les contacts, les contraintes et les connexions éventuelles. Dans cette simulation on a considéré : Un contact surfacique parfait entre l'âme et les semelles.

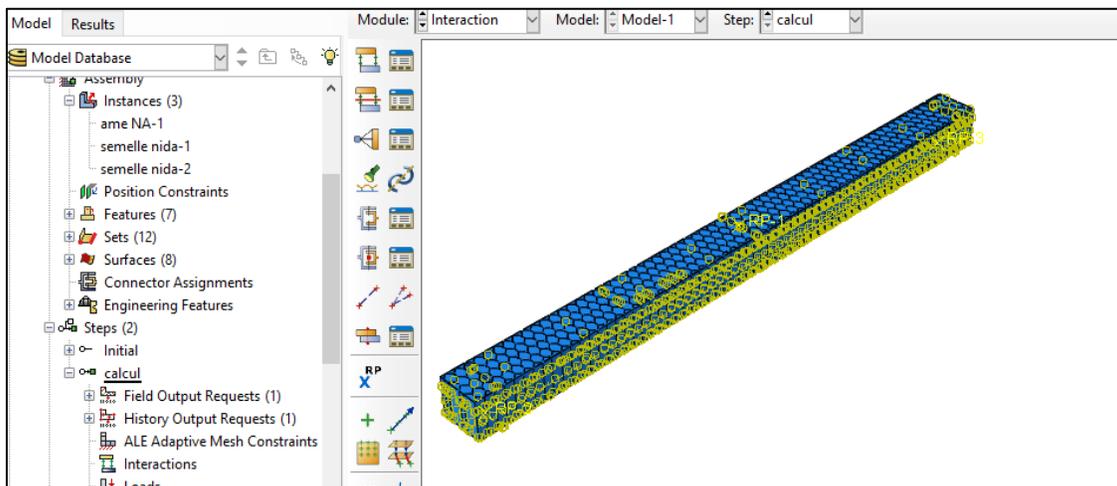


Figure III.12 : Interaction âme pleine semelle.

❖ Définition des conditions aux limites et chargement (Module Load)

Nous allons définir les deux chargements nécessaires à la simulation. On définit le système à partir de « **Create Boundary Condition** » et de « **Create Load** » nous appliquons deux appuis, un chargement mécanique et thermique comme le montre les figures ci-dessous :

- **Conditions aux limites (Appuis)**

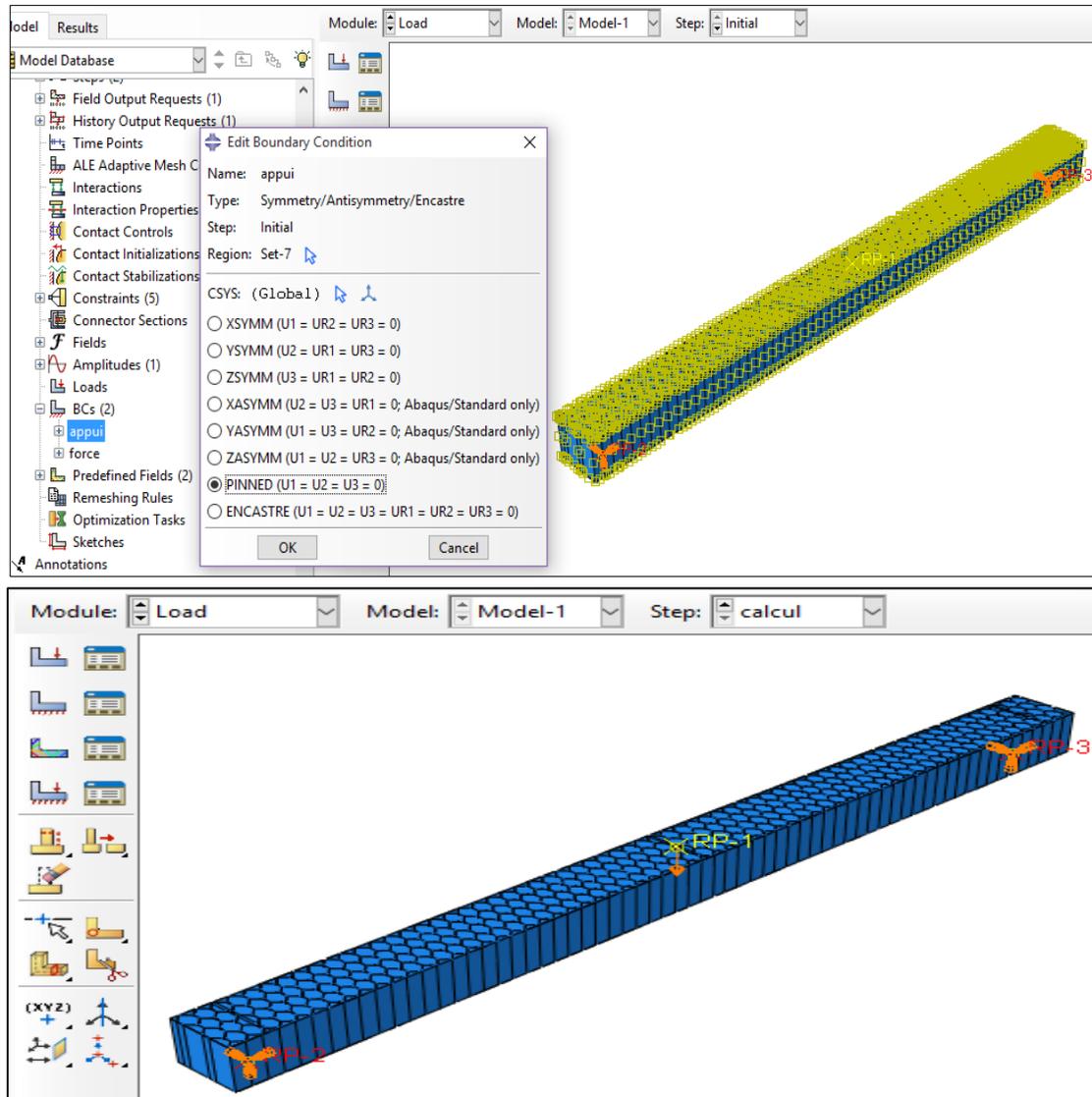


Figure III.13 : les appuis utilisés dans la structure sandwich.

- **Chargement mécanique**

Un chargement mécanique de flexions 03 points est appliqué, ce chargement est monotone jusqu'à la rupture il est piloté en déplacement imposé comme montré sur la figure :

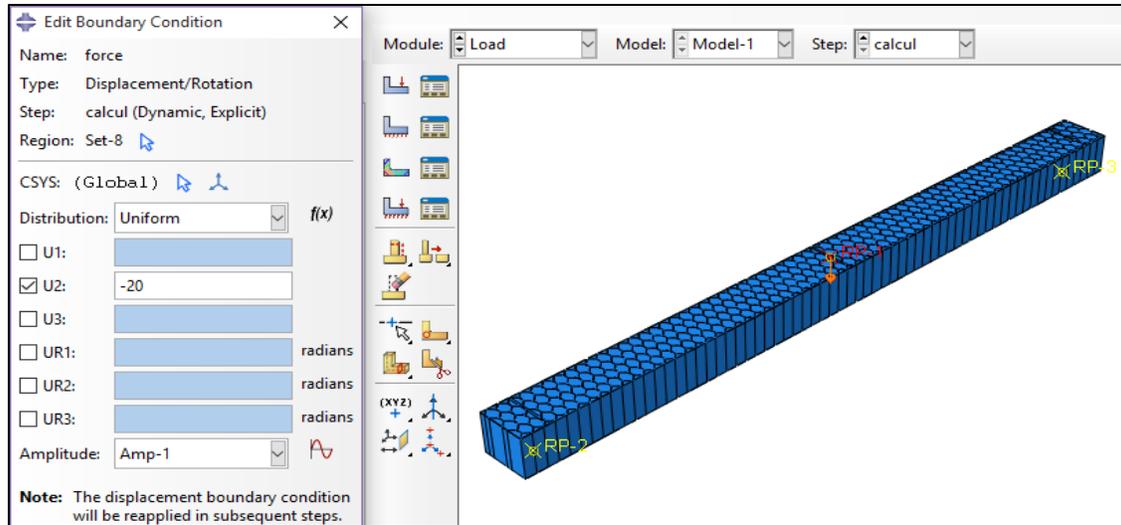


Figure III.14 : Chargement de flexion piloté en déplacement imposé.

- **Chargement thermique**

Un chargement thermique est également appliqué sur les semelles supérieures des structures sandwichs modélisés, de la manière suivante :

- Un chargement initial de température constante de 20 ° ;
- Un chargement thermique de température variable monotone, avec un incrément de 10° ;
- La température finale maximale appliquée est considérée variable (100°, 150° et 200°).

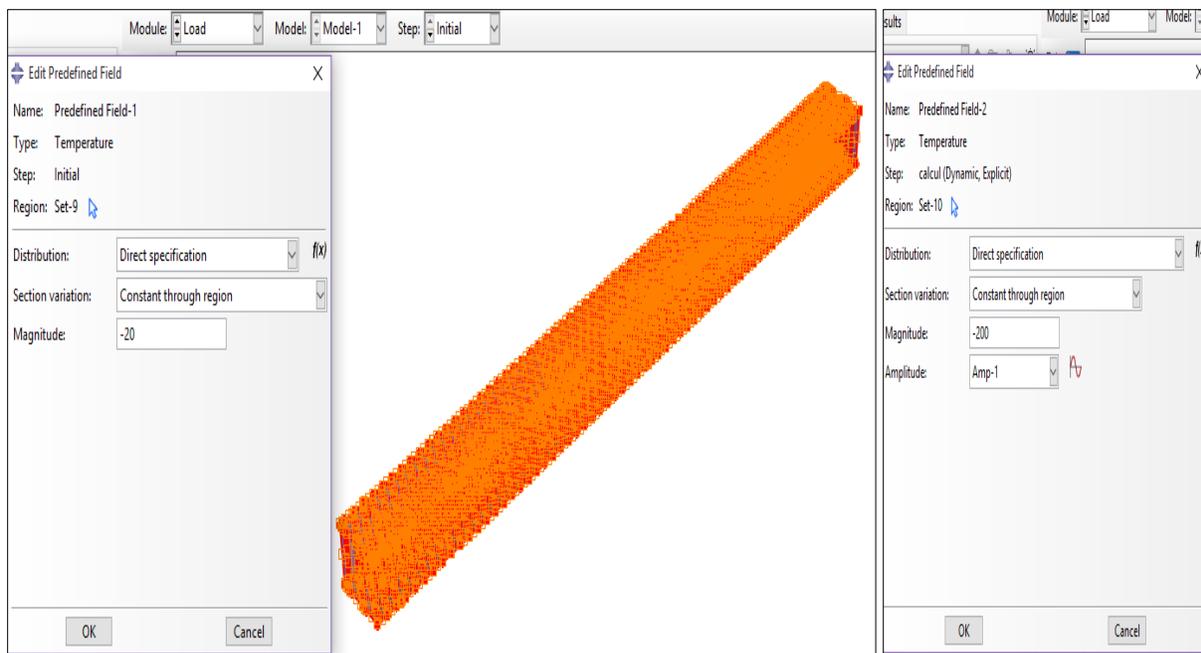


Figure III.15 : Chargement thermique des matériaux.

❖ Discrétisation et Maillage (Module Mesh)

Dans ce module nous générons le maillage à notre ensemble. On définit les éléments du Maillage avec l'outil « **mesh** ». Le module Mesh contient des outils qui nous permettent de générer un maillage d'éléments finis sur un assemblage créé dans Abaqus / CAE pour l'élément. C'est une étape principale, pour aboutir à des résultats numériques cohérents.

En effet, l'art du maillage repose essentiellement sur deux critères : les éléments de maillage (par exemple, hexaédriques, cubiques, tétraédriques dans « **Mesh contrôle** ») et la complexité topologique de chaque pièce ; il est possible aussi de mailler différemment une même pièce pour mettre en exergue les surface les plus déformables.

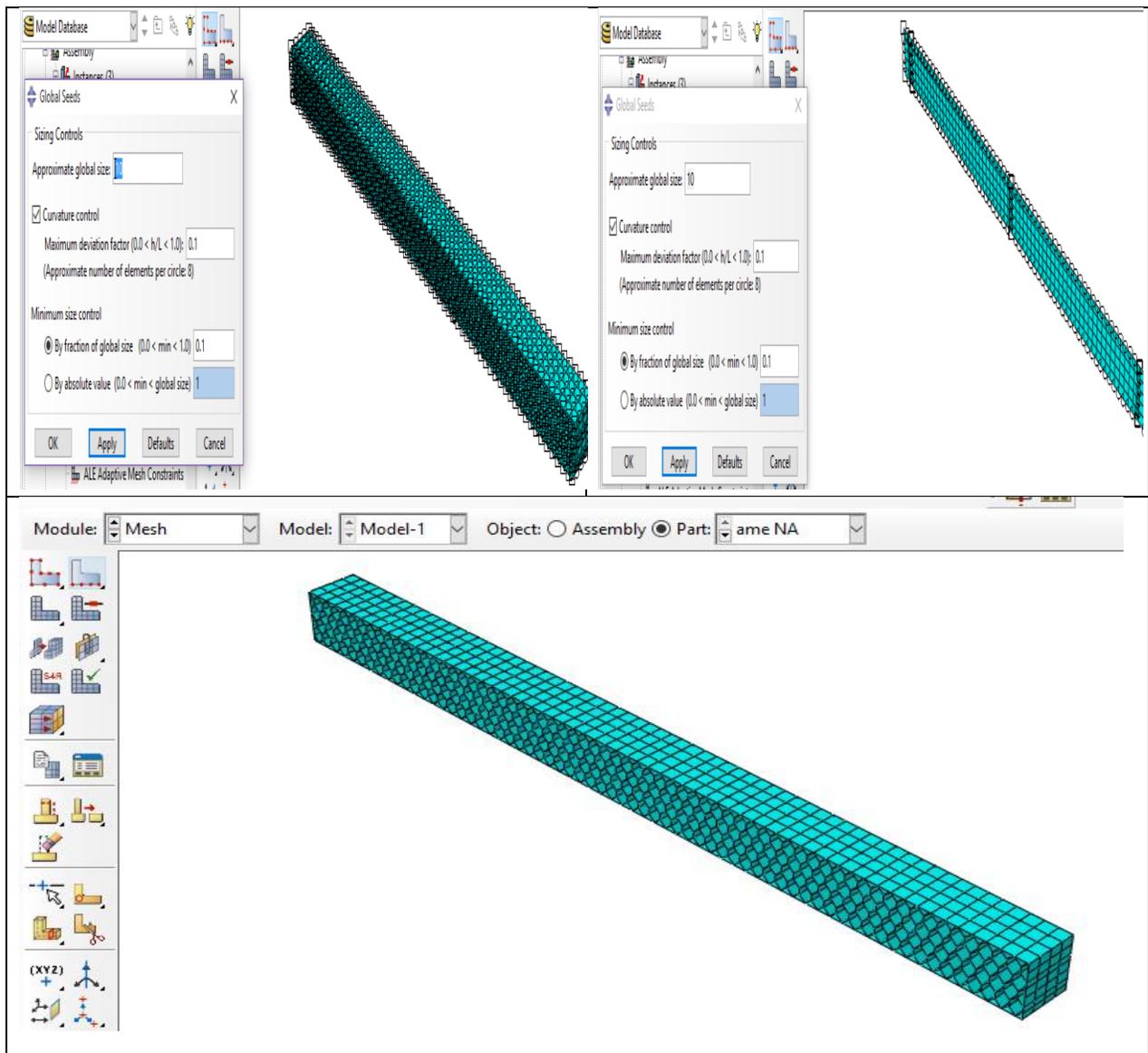


Figure III.16 : Présentation du maillage Présentation du maillage du panneau.

❖ Création du fichier résultats (Module Job)

Le module « job » reprend les caractéristiques de calcul dans le module « **Step** ». Après avoir définie tout le modèle à simuler (géométrie, matériaux, lois de comportements, les chargements...). On lance le calcul après la définition d'un job, en cliquant sur « **Submit** ».

❖ Visualisation des résultats (Module visualization)

L'utilisateur voit le résultat du calcul numérique dans « **Results** » : soit par la visualisation des déformations dans « **Field output** » comme les déformations, les contraintes, la vitesse ou les force ; soit par les courbes dans « **History Output** » comme l'énergie cinétique ou l'énergie totale de l'ensemble du modèle, l'énergie de dissipation ou des déformations. On peut visualiser la forme déformé du modèle, en cliquant sur les outils :  ou .

III.6 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté le code de calcul ABAQUS, en résumant les actions principales à effectuer pour créer nos modèles. Il nous a permis de simuler le comportement mécanique des panneaux sandwichs en nid d'abeille et en âme pleine.

Le logiciel Abaqus est un calcul basé sur la méthode des éléments finis. Une fois le système d'équations à résoudre formulé, nous avons explicité les schémas de résolution disponible dans Abaqus, nous avons par la suite présenté les modèles étudiés du coté géométrique et caractéristique des matériaux.

CHAPITRE IV

Présentation des résultats et
analyse

IV.1 Introduction

A travers ce chapitre nous allons présenter et interpréter les résultats obtenus à l'issue des simulations numériques menée sur le comportement mécanique et thermomécanique des panneaux sandwichs en flexion. Deux variantes d'étude sont prises en considération à savoir : un panneau sandwich en âme pleine (**AMP**) et un panneau sandwich en nid d'abeille (**NIDA**) symétrique à semelles identiques en fibre de verre et une âme en liège, Le modèle élément fini proposé est validé à travers des confrontations avec les résultats expérimentaux disponibles en littérature.

A cet effet, tous les résultats obtenus, en termes d'évolution des contraintes, déformations en fonction du chargement mécanique et thermique sont discutés et présentés sous forme de graphiques force-déplacement et de cartographies Contraintes, déformations, ceci nous a permis de mettre en valeur l'apport de la conception proposée.

IV.2 Etude de convergence de maillage

Une étude de sensibilité du maillage pour les panneaux sandwichs avec l'âme pleine et nid d'abeille est réalisée, l'objectif est de définir la dimension optimale des éléments finis choisis qui permet de mieux converger vers la solution exacte.

A cet effet une étude comparative est réalisée, lors de la simulation des panneaux sandwichs, cette dernière est effectuée avec des dimensions variées à savoir : **40 mm, 30 mm, 20 mm, 15 mm, 10 mm, 9 mm, 7 mm** et **5 mm**.

La figure ci-dessous montre les résultats obtenus des panneaux sandwichs en âme pleine et nid d'abeille en flexion en fonction de la dimension de la maille en (mm).

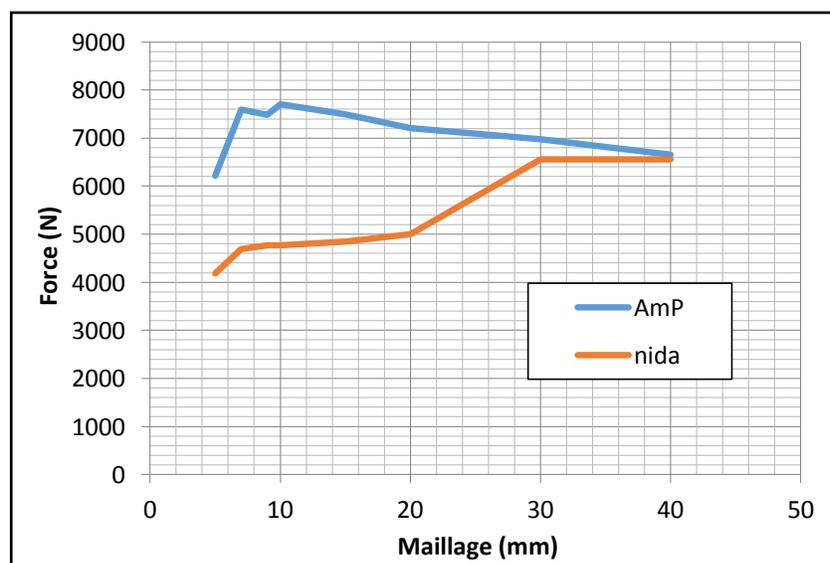


Figure IV.1 : Courbe force-maillage des structures en âme pleine et nid d'abeille

Après observation on constate que les deux courbes commencent à se stabiliser (force constante) à une valeur approximative de 9 mm jusqu'à 20 mm. Au-delà d'une dimension de la maille de 9 mm, une chute de résistance est observée. Par conséquent, les panneaux sont maillés par des éléments finis de 10 mm dans les trois directions de l'espace, ce qui assure un maillage très raffiné.

IV.3 Comportement global du NIDA et validation

Afin de vérifier la fiabilité de la procédure numérique, une confrontation des résultats obtenus avec ceux des essais tirés de la revue de littérature déjà menée dans les chapitres précédents est réalisée. La figure IV. 2 montre la confrontation des courbes forces-déplacements des différentes structures sandwiches en nid d'abeille chargée en flexion. Les courbes obtenus ci-dessous sont extraites de quelques recherches expérimentales menées sur des structures nida ainsi que les résultats de notre modèle numérique proposée (N.M).

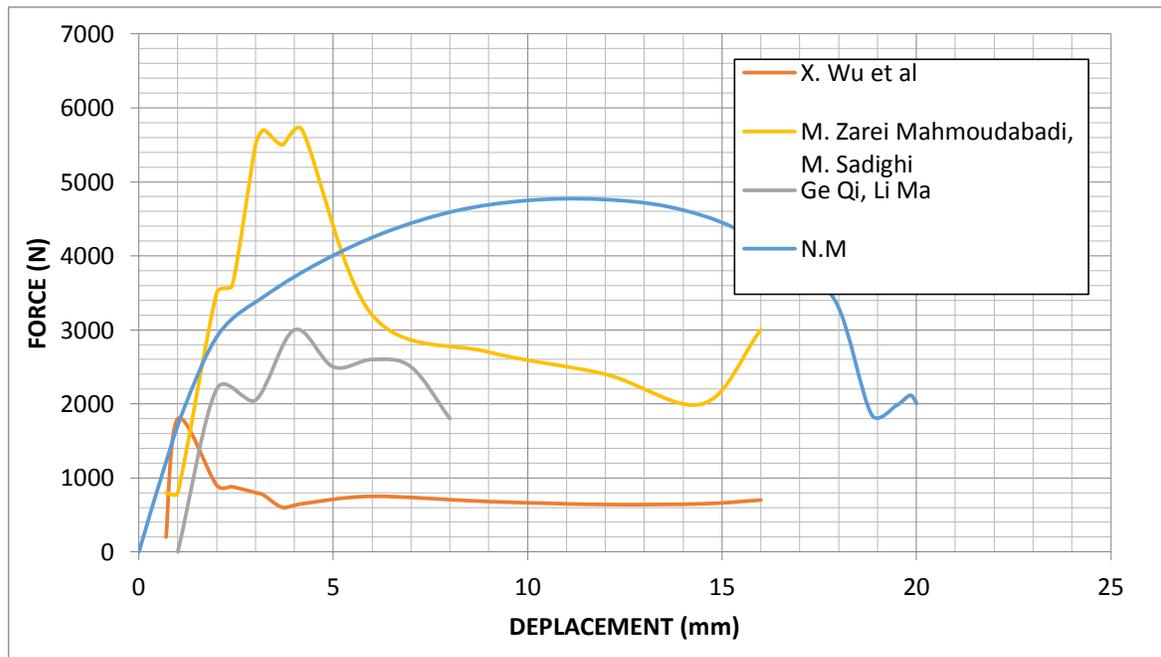


Figure IV. 2 : Confrontation des courbes forces-déplacements du modèle NIDA vs les résultats disponibles en littérature.

- La force maximale du modèle NIDA proposé est de **4764.59 N**, tandis que **X. Wu et al [49]**, **M. Zarei el al [51]** et **Ge Qi, Li MA [57]** ont obtenus expérimentalement des résistances maximales de l'ordre de : **933.92 N**, **5500 N** et **3000 N**, respectivement. En effet, la conception proposée présente un seuil de résistance acceptable vis-à-vis des modèles tirés de la littérature scientifique.
- La rupture du modèle **NIDA** est atteinte pour un déplacement de 19 mm, tandis que **X. Wu et al [49]**, **M. Zarei el al [51]** et ont obtenus de 16 mm. En effet, la

conception proposée présente un seuil de déformabilité vis-à-vis des modèles tirés de la littérature scientifique.

Et selon les résultats obtenus, on peut constater qu'il n'est pas possible de comparer directement la valeur de la force critique sur tous les nids d'abeille parce que leurs dimensions sont très différentes. Par contre, on peut observer que la chute de la force est très brutale certains, moins brutale sur d'autres. Ce comportement est aussi très lié aux propriétés matériaux et conforme avec les comportements.

IV.4 Sandwiches sous chargement mécanique

La Figure représente l'évolution du déplacement en fonction de la charge appliquée pour des structures en âme pleine et nid d'abeille, sollicitées en flexion 3-points pour $L = 650$ mm. Quel que soit le type de structure composite testé, le comportement en flexion est similaire et peut se décomposer en 3 phases principales, à savoir :

- Une première phase qui correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée avec le déplacement (partie élastiques, déformation réversible) ;
- Une deuxième phase de comportement non linéaire dans laquelle la charge maximale est atteinte (phase de début d'apparition de fissure) ;
- La dernière phase, on observe une chute de résistance jusqu'à la rupture.

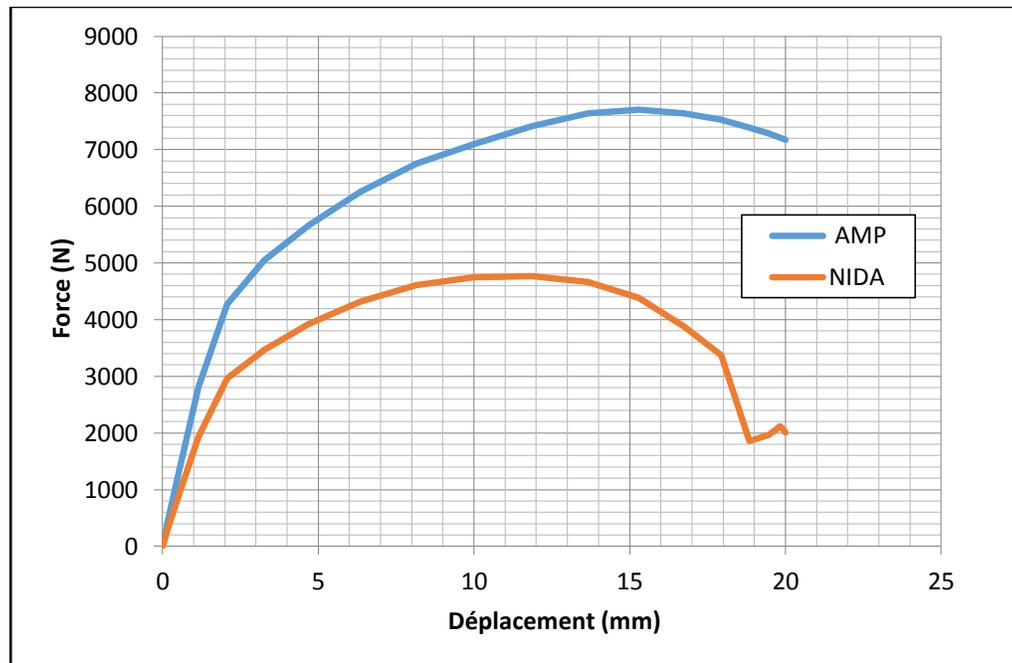


Figure IV.3 : Courbe de force-déplacement sous chargement mécanique

Les résultats obtenus de la confrontation des deux courbes montre un comportement similaire avec des rapports force-déplacement différents et donc des résistances en flexion différentes.

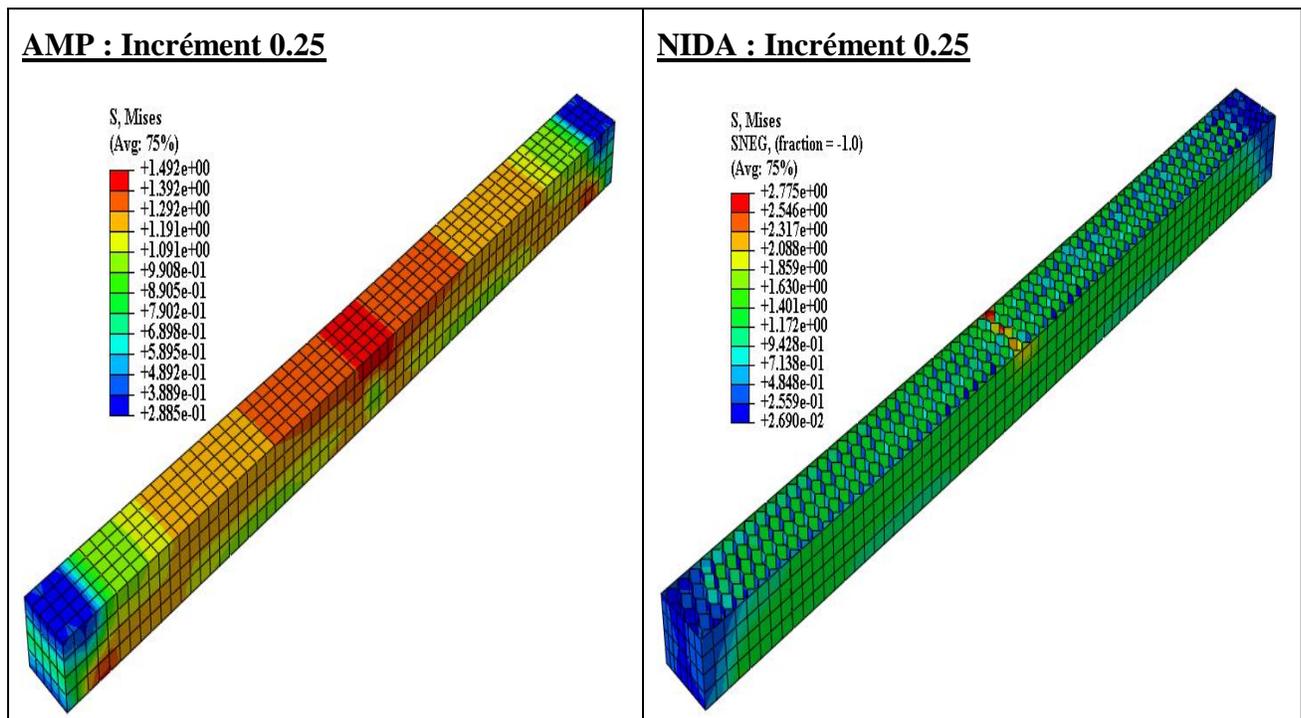
Pour un déplacement de **15 mm** on obtient la charge maximale de la structure (AMP) qui est de **(7700 N)** tandis que pour la structure (NIDA) la charge est de **(4381N)** ; On note aussi que pour la structure NIDA la charge maximale qui est de **4749N** et atteinte pour un déplacement de **10 mm**. Comparé à la structure nid d'abeille, la structure en âme pleine peut subir un chargement mécanique plus élevé.

En effet, le rapport force/déplacement de la structure en âme pleine est plus grand que celui obtenu avec la structure nid d'abeille et cela est dû à la forme structurale de l'AMP comparé à la structure NIDA qui est constituée entièrement de vide et ainsi, elle a une résistance moins élevée que la structure AMP qui a une résistance en flexion plus importante.

IV.4.1 Cartographie des contraintes /déformations

Les différentes cartographies ci-dessous montrent l'évolution de la distribution des contraintes de Von Mises et des déformations dans l'âme et la semelle séparément des poutres sandwiches en âme pleine et nid d'abeille sous chargement mécanique en flexion, pour divers valeurs de l'incrément.

IV.4.1.1 Evolution des contraintes



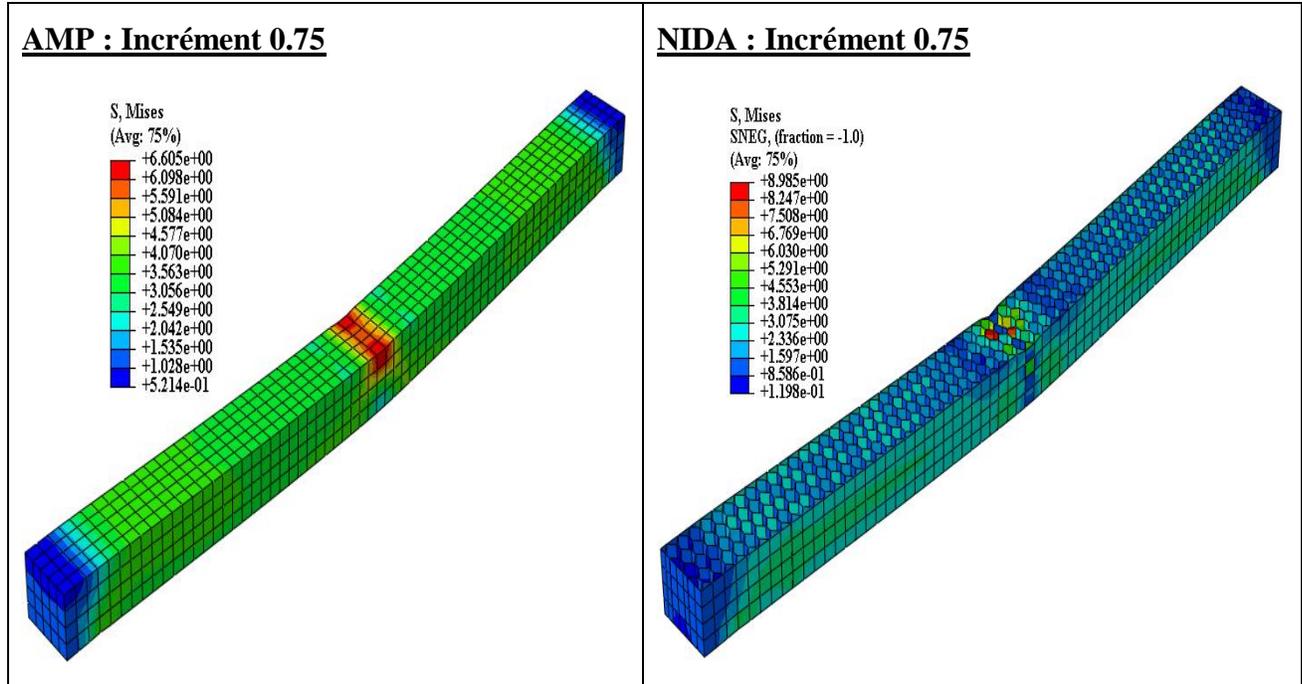
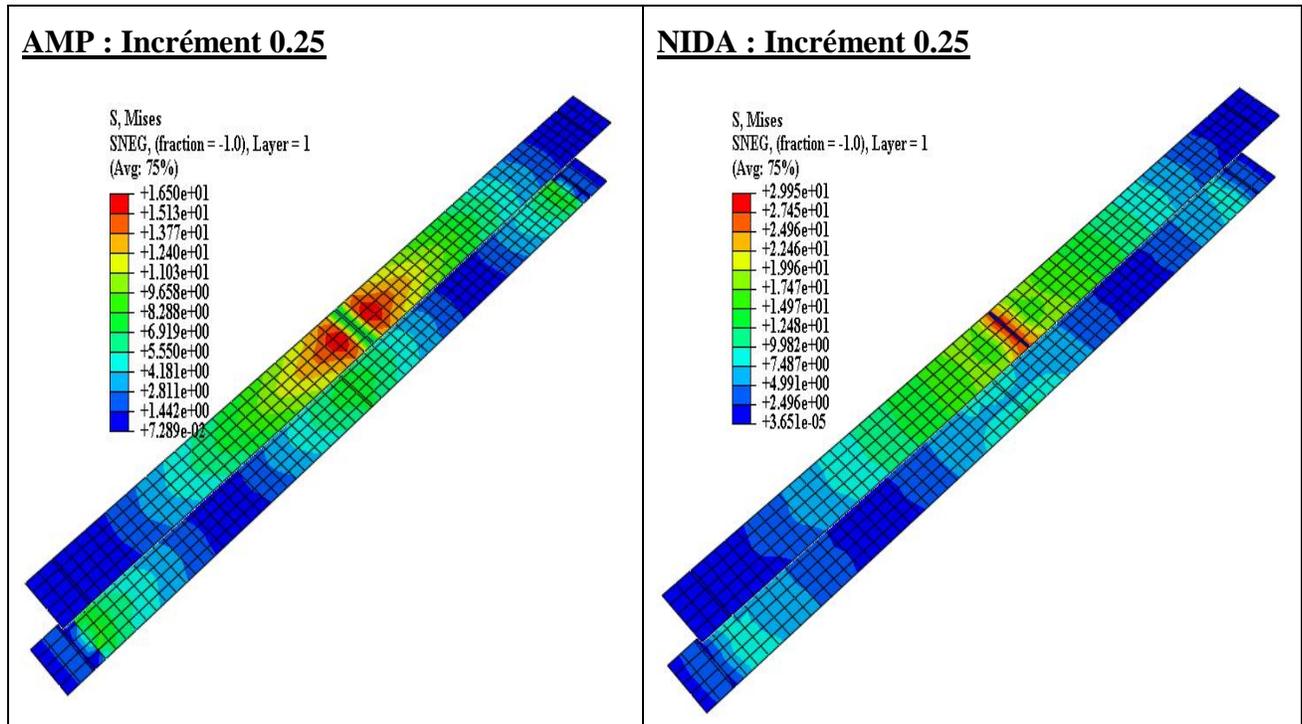


Figure IV.4 : Propagation des contraintes dans les âmes des sandwichs AMP et NIDA

❖ Pour les semelles



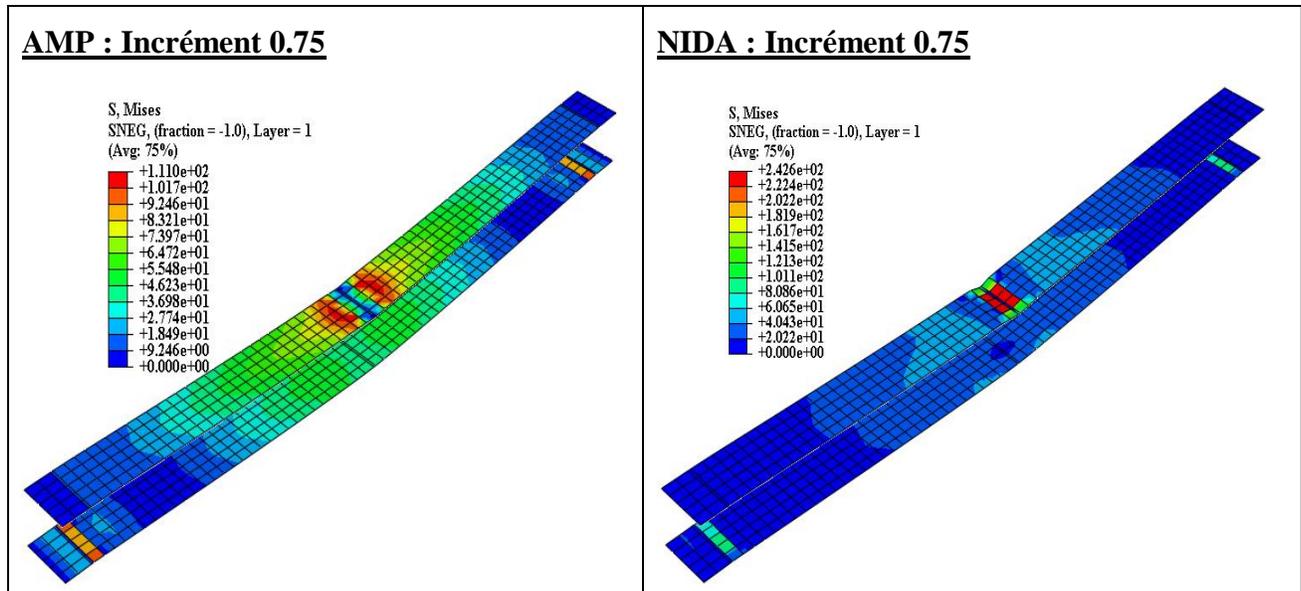


Figure IV.5 : Propagation des contraintes dans les semelles des sandwichs **AMP** et **NIDA**

Depuis ces figures on peut noter que Le champ de contrainte apparait en premier lieu dans les semelles inferieures (zones tendues en flexion pour les deux structures) comparé à l'âme, puis se propage à une vitesse très importante dans l'âme jusqu'à rupture.

L'évolution du champ de contrainte dans la structure nid d'abeille et plus rapide comparé à la structure en âme pleine.

Les structures sandwiches présente un certain degré de résistance et vers la fin du chargement, le champ de contrainte est localisé au niveau des semelles supérieure (zone comprimée), l'élément analysé soumis à un chargement mécanique connait des concentrations de champs de contraintes dans la zone du chargement avec une vitesse de propagation du champ des contraintes largement réduite.

Pour le même incrément de charge (0.75), L'âme pleine **AMP** présente une contrainte de **6.61 Mpa** ; cependant l'âme en nid d'abeille **NIDA** présente une contrainte **8.98 Mpa**. Pour les semelles des **AMP** la une contrainte est de **111 Mpa** ; cependant l'âme en nid d'abeille **NIDA** présente une contrainte **242.6 Mpa**

IV.4.1.2 Evolution des déformations

Les différentes cartographies ci-dessous montrent l'évolution de la distribution des déformations dans l'âme et les semelles séparément des poutres sandwiches en âme pleine et nid d'abeille sous chargement mécanique en flexion, pour divers valeurs de l'incrément.

❖ Déformation des âmes

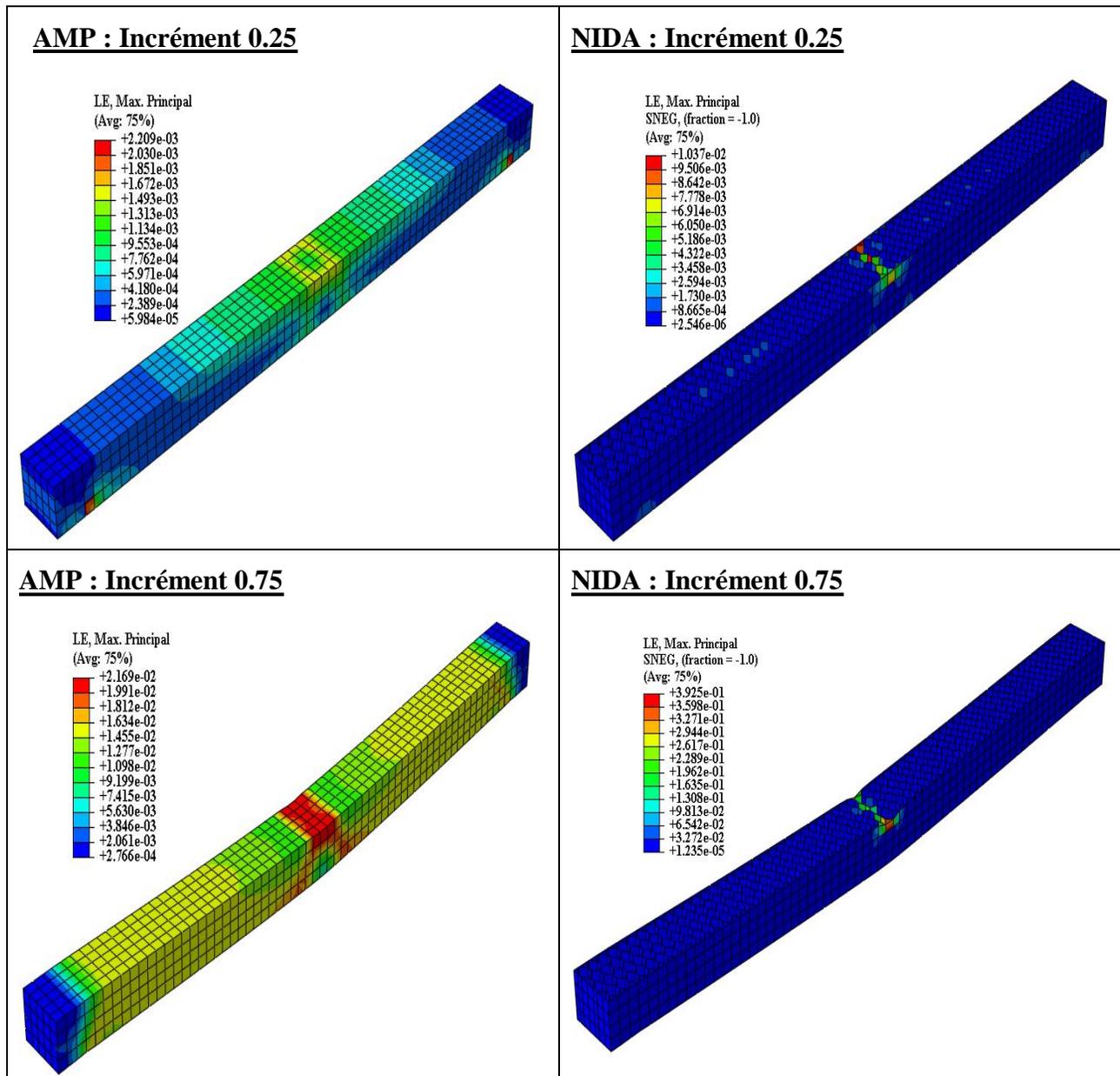


Figure IV.6 : Propagation des déformations dans les âmes des sandwichs AMP et NIDA

Pour les mêmes incréments de charge, l'âme pleine AMP présente une distribution des déformations le long de la poutre ; cependant l'âme en nid d'abeille NIDA est caractérisée par une densification des déformations aux voisinages des points d'application de la charge.

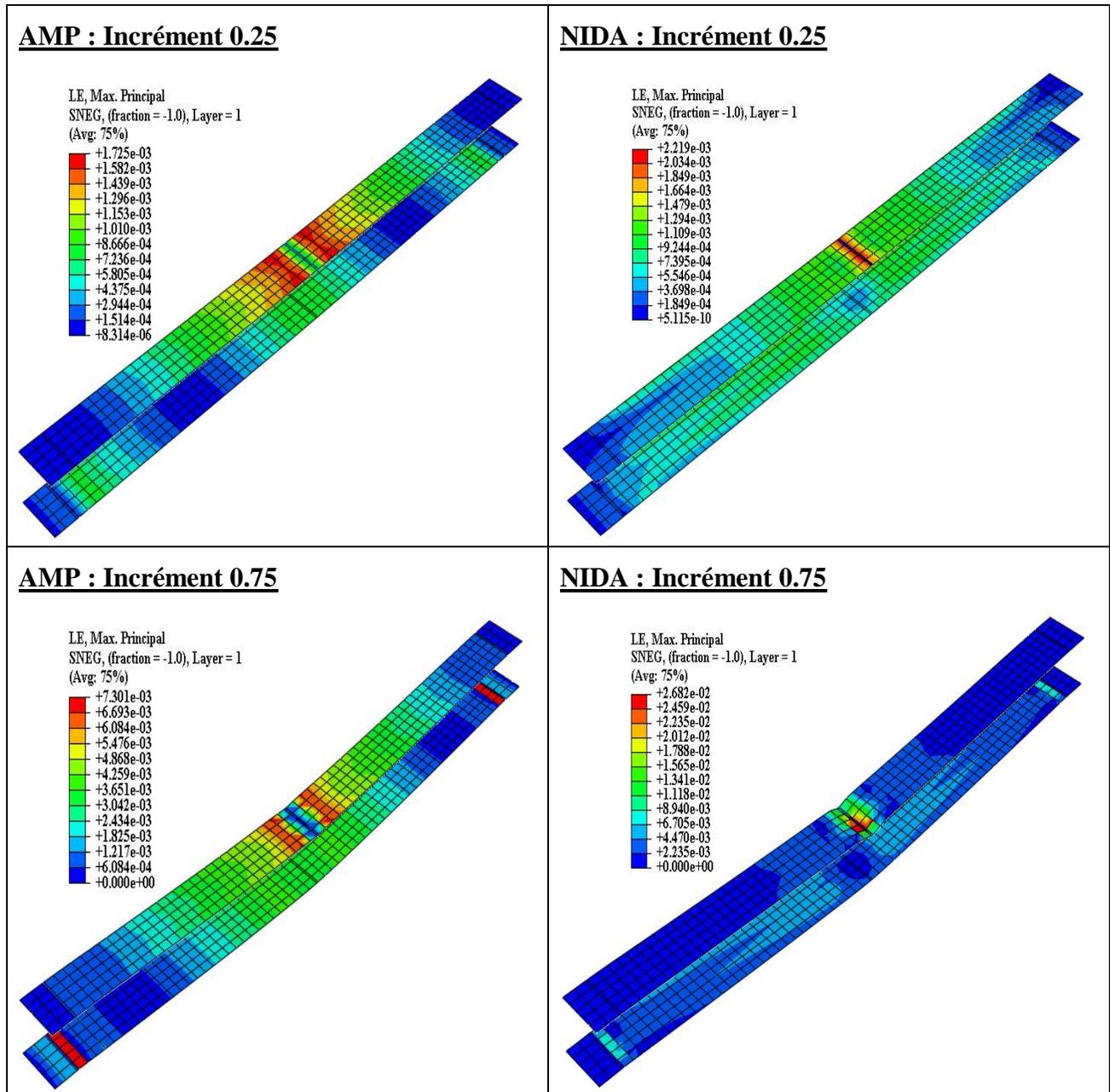


Figure IV.7 : Propagation des déformations dans les semelles des sandwichs AMP et NIDA

La Figure (IV.6 et IV.7) montre l'état de déformation des structures sandwich en âme pleine et nid d'abeille. Sous le même chargement mécanique, la structure en âme pleine connaît une déformation plus importante qui se propage sur le long du comparativement à la structure en nid d'abeille. Nous observons une diminution des déformations qui indique une augmentation de la capacité portante en flexion.

Une densification des déformations au voisinage de la zone d'application de la charge est observée, dans les âmes et semelles des deux cas figures considérés.

IV.5. Sandwichs sous chargement thermomécanique

Les Figures ci-dessous présentent les différentes courbes de force/ déplacement sur les structures sandwiches en âme pleine AMP et **NIDA**, sous chargement thermomécanique avec des températures variées de **100°C**, **150°C** puis **200°C**.

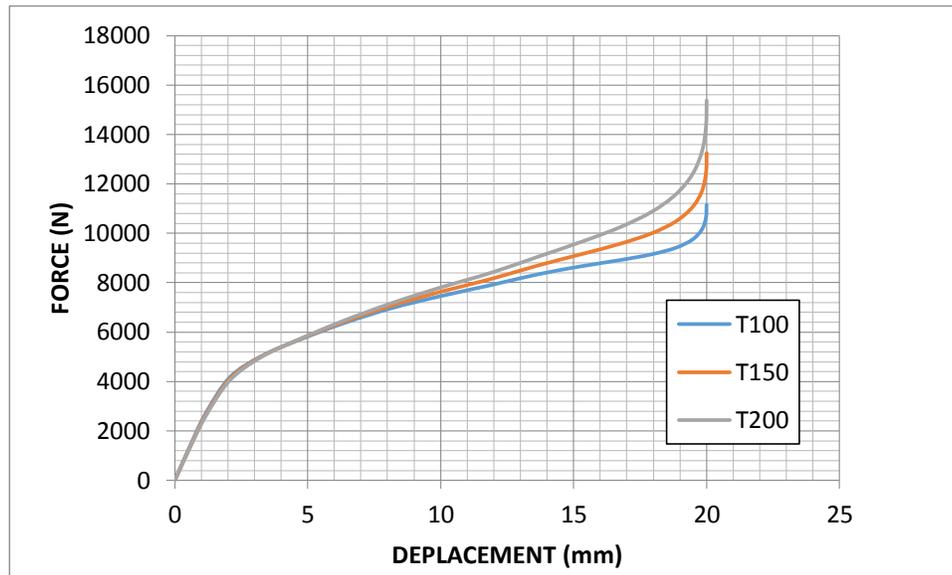


Figure IV.8 : Courbe force -déplacement des structures en âme pleine AMP

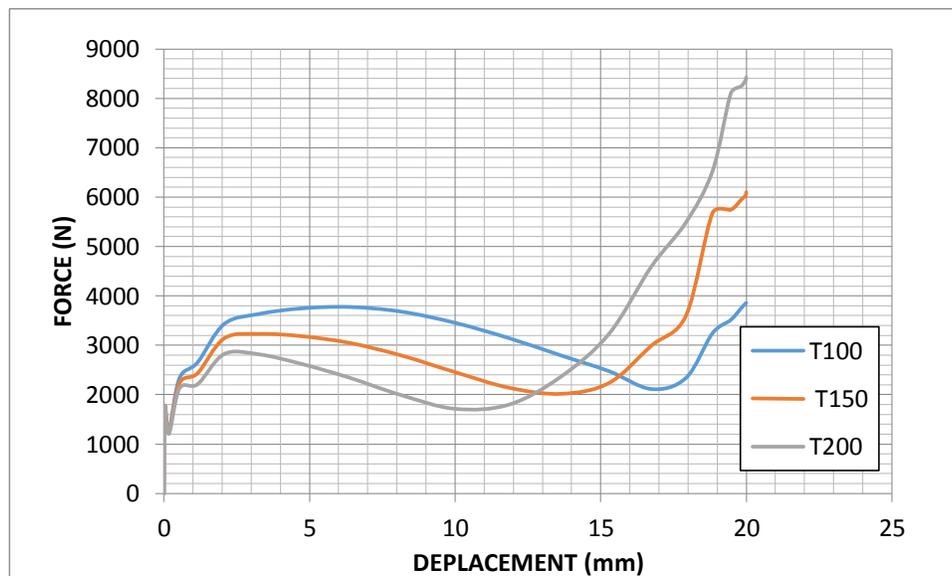


Figure IV.9 : Courbe force -déplacement des structures en nid d'abeille NIDA

- ❖ La **figure IV.8** représente la courbe force -déplacement de la structure en âme pleine sous chargement thermomécanique avec variation de température. En constate que les trois courbe ont la même allure avec des rapports force-déplacement différents, prenant par exemple un déplacement de **15 mm** pour les trois modèles, la structure atteint un chargement de **8664.98 N** sous un chargement thermique de **100 °C**, **9157.11 N** sous un chargement thermique de **150 °C** et **9656.54 N** pour un chargement thermique de **200°C**.
- ❖ La **figure IV.9** représente la courbe force -déplacement de la structure en nid d'abeille sous chargement thermomécanique avec variation de température. Comme la structure en âme pleine, les trois courbes de la structure en nid d'abeille ont la même allure avec des rapports force-déplacement différents, pour un même déplacement qui est de **15 mm** la structure atteint un chargement de **2473.13N** sous un chargement thermique de **100 °C**, **2239.44 N** sous un chargement thermique de **150 °C** et **3237.98N** pour un chargement thermique de **200°C**.
- ❖ En comparant les deux courbes des deux différentes structures soit **AMP** ou bien **NIDA** on remarque que le rapport force/déplacement de la structure en âme pleine est plus grand que celui obtenu avec la structure nid d'abeille. On obtient ainsi des résistances en flexion plus importantes.

Les figures ci-dessous représentent les Confrontations des courbes contrainte - température des deux structures en âme pleine et nid d'abeille sous chargement thermomécanique avec variation de la température respectivement de 100 °C, 150 °C et enfin 200 °C.

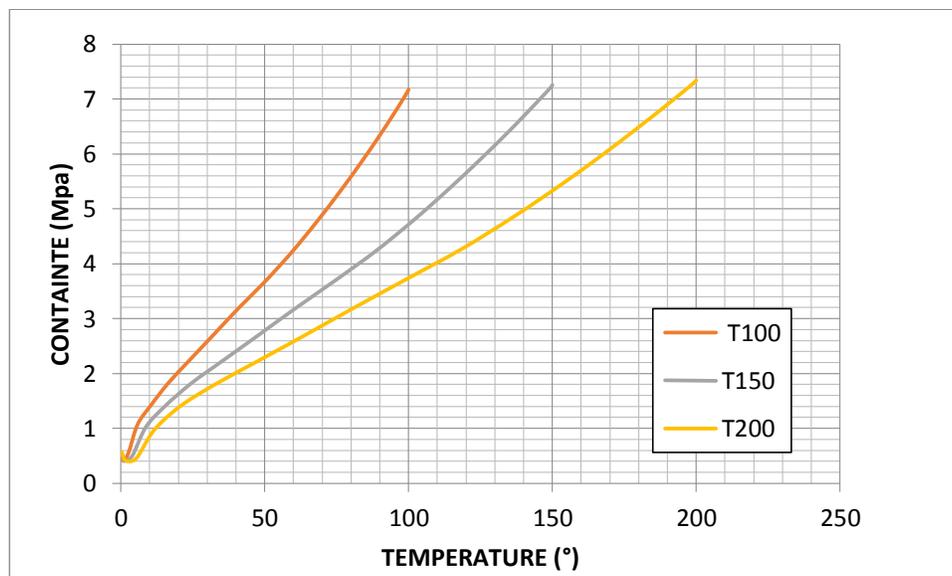


Figure IV.10 : Confrontation des courbes contraintes - températures de la structure en AMP

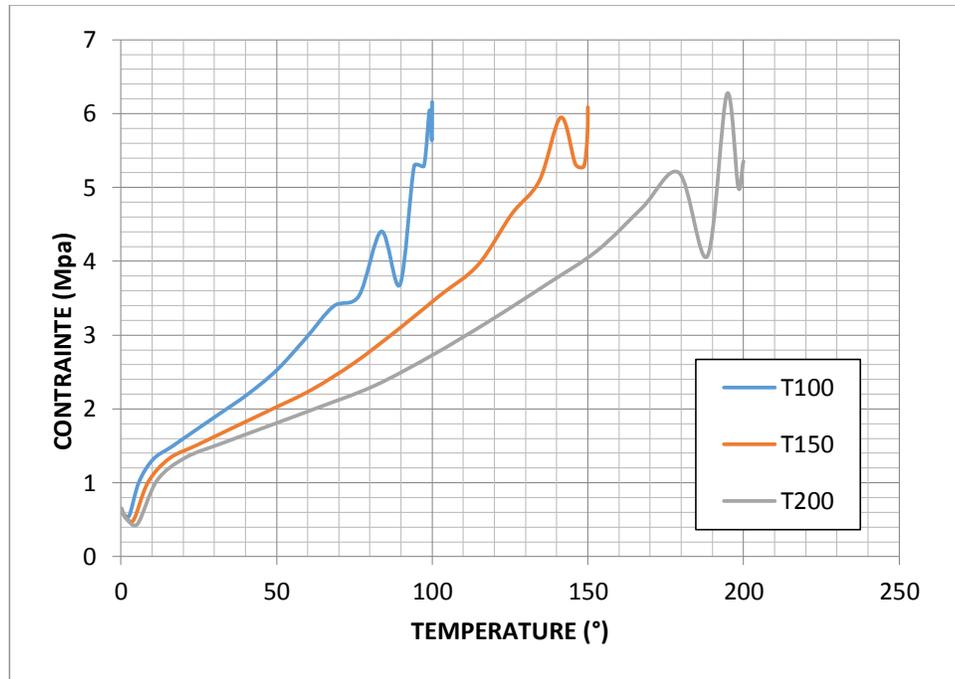


Figure IV.11 : Confrontation des courbes contraintes - températures de la structures en nid d'abeille **NIDA** sous chargement thermomécanique avec variation de température

Selon la **figure IV.10** qui correspond aux courbes de contrainte-température pour une structure en âme pleine sous chargement thermique varié on peut voir que les trois courbes en la même allure avec un comportement similaire et des rapports contrainte-température différents. Pour une température de **100°C** les valeurs des contraintes dans les trois modèles sous chargement différent est comme suite : **7.17 MPA** sous un chargement de **100 °C**, **4.8 MPA** pour un chargement de **150°C** et enfin **3.73 MPA** pour un chargement de **200 °C**

Selon la **figure IV.11** qui correspond aux courbes de contrainte-température pour une structure en nid d'abeille sous chargement thermique varié on peut voir que les trois courbes en la même allure avec un comportement similaire et des rapports contrainte-température différents. Pour une température de **100°C** les valeurs des contraintes dans les trois modèles sous chargement différent est comme suite : **6.16 MPA** sous un chargement de **100 °C**, **3.53 MPA** pour un chargement de **150°C** et enfin **2.72 MPA** pour un chargement de **200 °C**.

En remarque qu'à chaque fois le chargement thermique augmente la contrainte diminue et cela pour les deux structures que ça soit la structure en âme pleine **AMP** ou bien la structure nida d'abeille **NIDA**.

La figure **IV.12** ci-dessous représente une Confrontation comparative des courbes contrainte - température des structures en âme pleine et nid d'abeille sous chargement thermomécanique de **200 °C**.

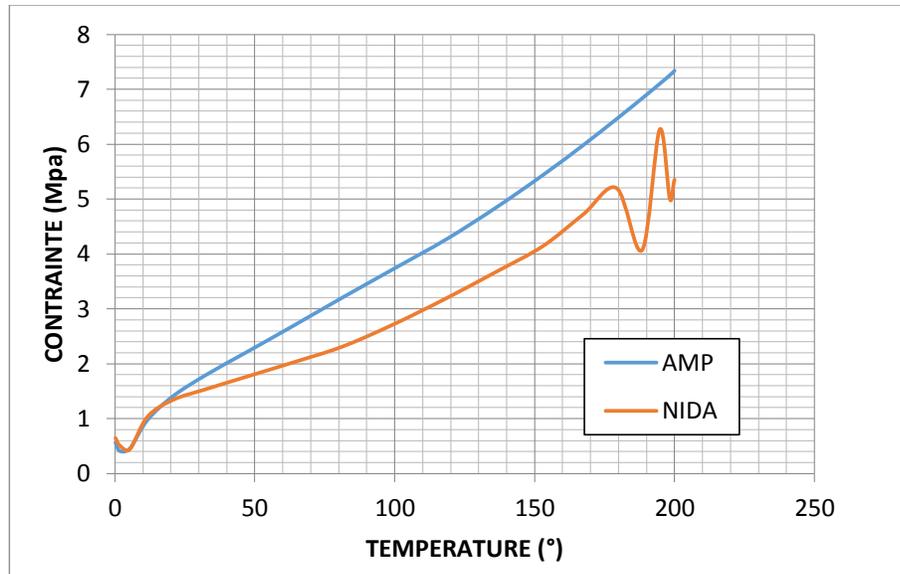


Figure IV.12 : Confrontation des courbes contraintes - températures AMP vs. NIDA

Selon la **figure IV.12** pour un chargement thermique de 47°C la structure en âme pleine peut atteindre une contrainte de **2.21 MPA** tandis que pour la même température de 47°C la structure en nid d'abeille atteint la valeur de **1.76 MPA** ceci implique que la structure en âme pleine a une résistance plus élevée comparée à celle de la structure en nid d'abeille.

Les figures ci-dessous représentent les Confrontations des courbes déformation- température des deux structures en âme pleine et nid d'abeille sous chargement thermomécanique avec variation de la température respectivement de 100°C , 150°C et enfin 200°C

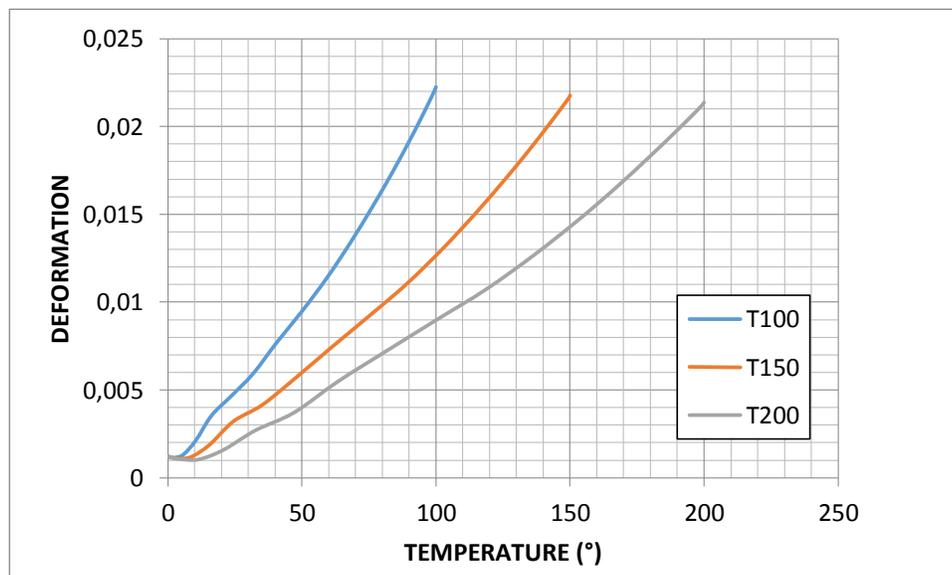


Figure IV.13 : Confrontation des courbes déformations -températures de la structure en AMP

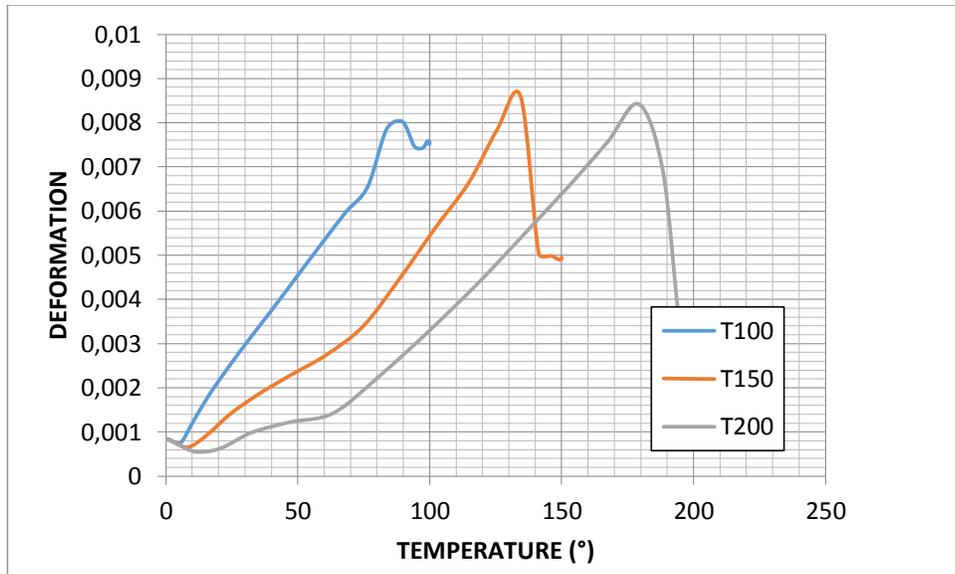


Figure IV.14 : Confrontation des courbes déformations -températures de la structure en nid d'abeille **NIDA** sous chargement thermomécanique

La figure ci-dessous représente une Confrontation comparative des courbes déformation - température des structures en âme pleine et nid d'abeille sous un chargement thermomécanique de **200 °C**.

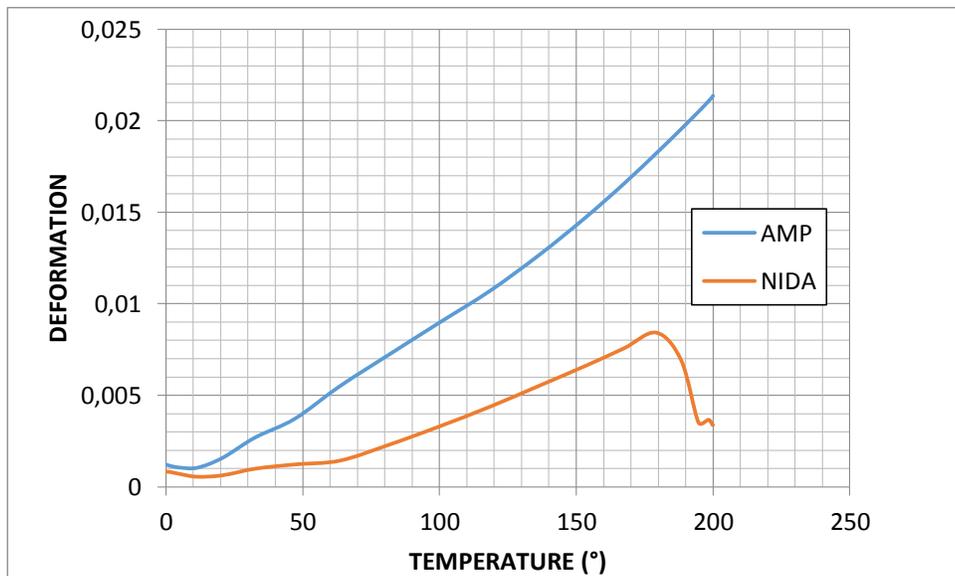


Figure IV.15 : Confrontation des courbes déformations -températures sous chargement thermomécanique **AMP vs. NIDA**

Selon la **figure IV.13**, les trois courbes en la même allure avec un comportement similaire et des rapports déformation-température différents. Pour une température de **100°C** les déformations dans les trois modèles sous différent chargement est comme suite : **0.022 MPA** sous un chargement de **100 °C**, **0.013 MPA** pour un chargement de **150°C** et enfin **0.008 MPA** pour un chargement de **200 °C**.

Selon la **figure IV.14** qui correspond aux courbes de déformation-température pour une structure en nid d'abeille sous chargement thermique, on peut constater que les trois courbes en la même allure avec un comportement similaire et des rapports déformation-température différents. Pour une température de **100°C** les déformations dans les trois modèles sous différent chargement est comme suite : **0.007 MPA** sous un chargement de **100 °C**, **0.0056 MPA** pour un chargement de **150°C** et enfin **0.0033 MPA** pour un chargement de **200 °C**.

Selon la **figure IV.15** pour un chargement thermique de **47°C** la déformation dans la structure en âme pleine atteint une valeur de **0.0037 MPA** tandis que pour la même température de **47 °C** la déformation dans la structure en nid d'abeille atteint la valeur de **0.0012 MPA**.

En constate que la structure AMP est plus déformable comparé a le structure NIDA sous le même chargement thermomécanique et cela est du au vidé qui donne la structure NIDA une capacité de transmettre la charge thermique sans se déformer.

❖ Cartographie des contraintes et déformations

Les différentes cartographies ci-dessous montrent la distribution des contraintes de Von Mises et des déformations, respectivement dans les sandwichs en âme pleine et nid d'abeille sous chargement thermomécanique en flexion, pour un incrément de charge de 0.75.

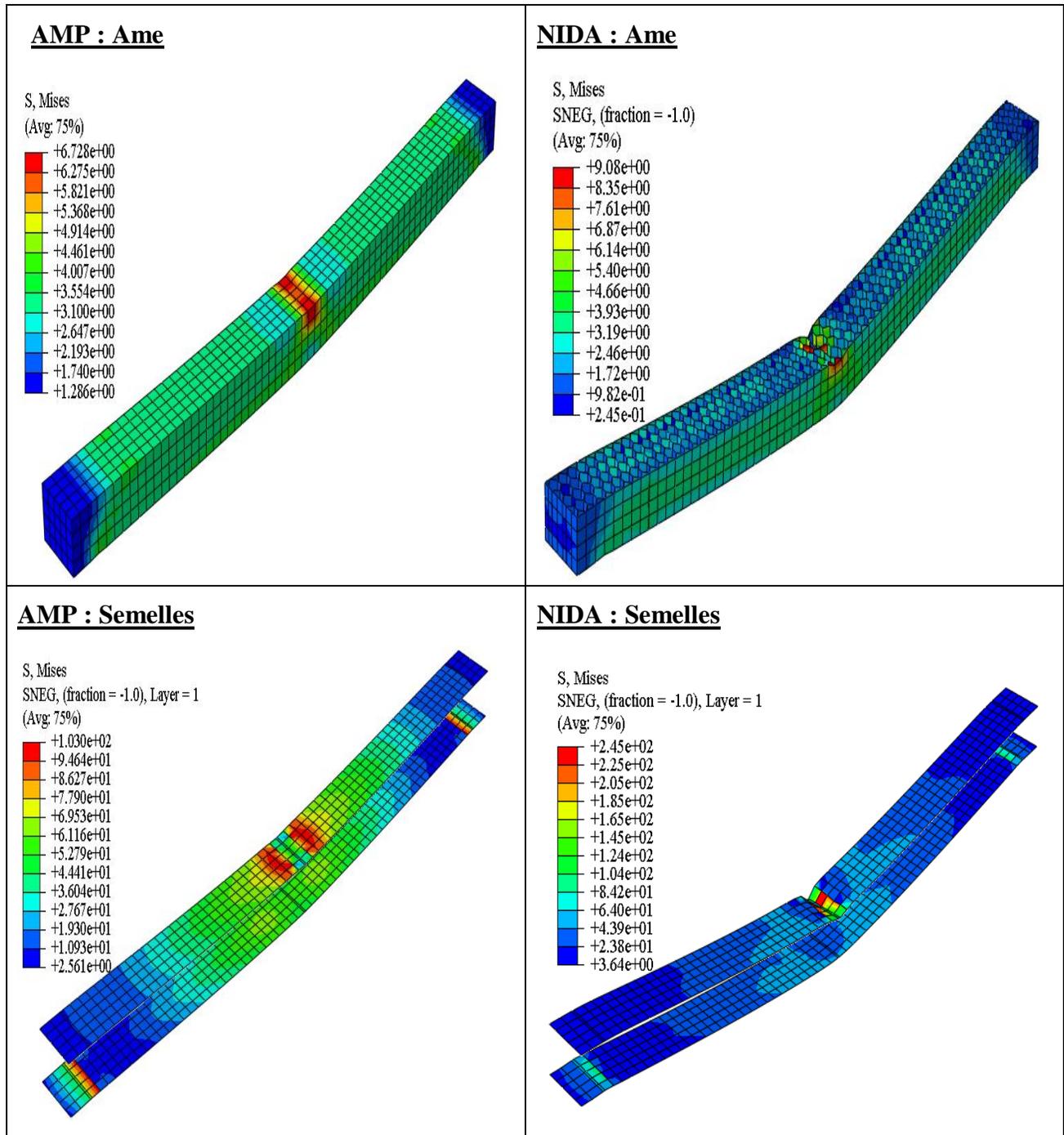


Figure IV.16 : Distribution des contraintes dans les sandwichs AMP et NIDA

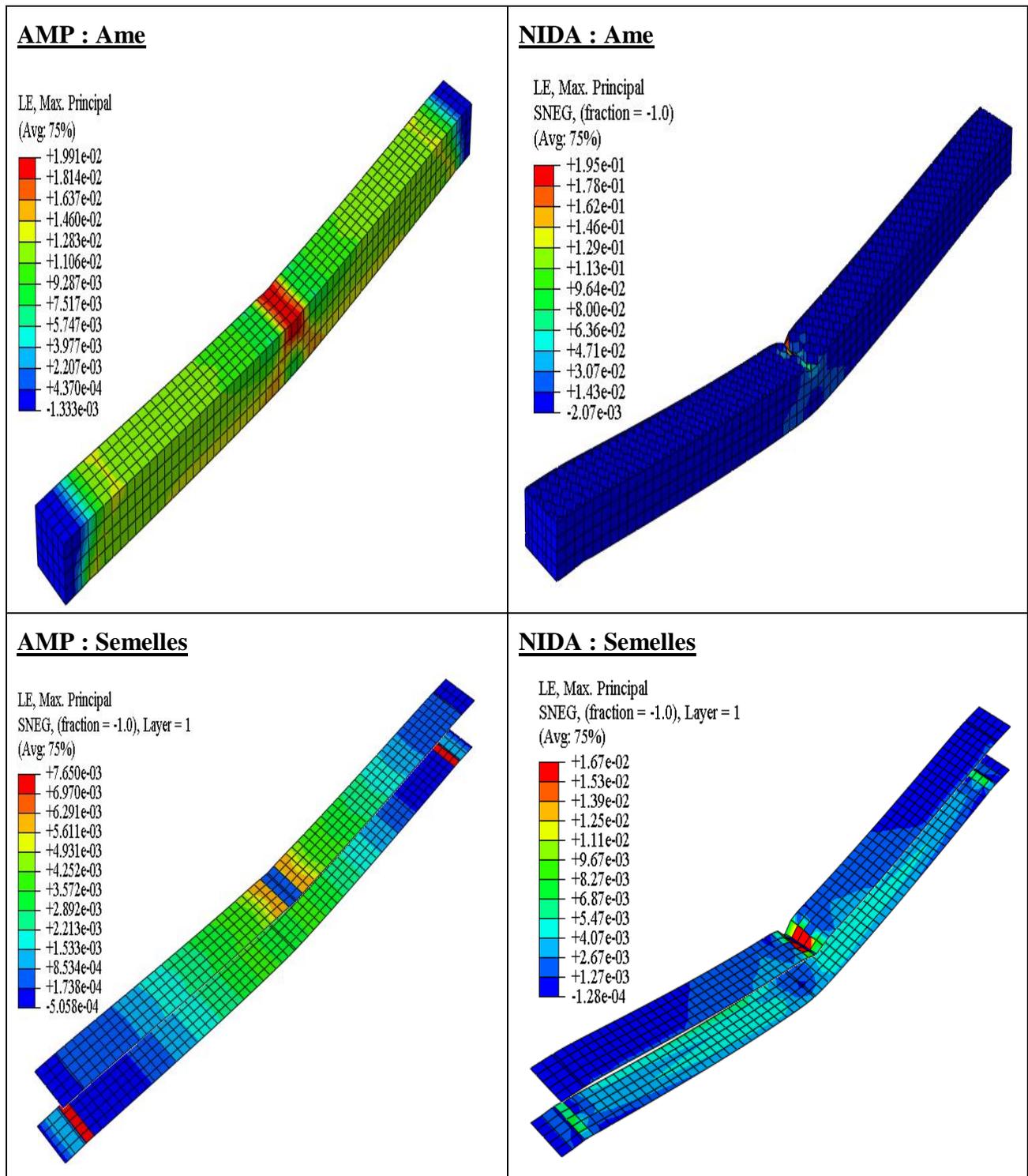


Figure IV.17 : Distribution des déformations dans les sandwichs AMP et NIDA

Les figures ci-dessus montrent que les champs de contrainte et déformation apparaissent en premier lieu dans les semelles inférieures (zones tendues en flexion pour les deux structures), puis se propagent à une vitesse très importante dans l'âme jusqu'à rupture. L'évolution du champ de contrainte dans la structure **AMP** est plus rapide comparée à la structure en **NIDA**.

Les deux structures sandwichées présentent un certain degré de résistance et vers la fin du chargement, le champ de contrainte est localisé au niveau des semelles supérieures (zone comprimée), l'élément analysé soumis à un chargement thermomécanique connaît des concentrations de champs de contraintes dans la zone de chargement avec une vitesse de propagation du champ des contraintes largement réduite. Nous observons une diminution des déformations qui indique une augmentation de la résistance.

IV.6 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté les différents résultats grâce à la simulation numérique permettant ainsi de déduire les paramètres influençant le comportement mécanique des structures sandwichées avec différentes formes soit simple comme les structures en âme pleine ou bien un petit peu plus complexe comme les structures en nid d'abeille.

L'analyse des différents résultats montre que les structures étudiées présentent une bonne concordance des résultats des modèles numériques, eu égard aux résultats expérimentaux disponibles dans la littérature scientifique. En effet, la conception proposée avec des matériaux écologiques et légers a permis de :

- Réduire d'une manière significative le poids de la structure **NIDA** vs. **AMP**
- Garder un seuil de résistance et de déformabilité sous chargement mécanique, eu égard aux travaux antérieurs ;
- Un gain en termes de capacité de flexion sous chargement thermomécanique, comparativement à une conception ordinaire en **AMP** ;
- Réduire de manière significative les déformations et sa vitesse de propagation sous chargement thermomécanique.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale

L'objectif principal de ce travail consiste à mettre en évidence, à travers une simulation numérique le comportement mécanique et thermomécanique des panneaux sandwichs avec une nouvelle conception en nid d'abeille. Les structures composites développées qui présentent à la fois un coût de production non onéreux et une empreinte écologique favorable sont conçus avec une matrice liège en NIDA comme âme et des plaques en tissu de polymère renforcée comme semelles collées à l'aide d'une résine époxy.

Les différents résultats obtenus de la simulation présentent une bonne concordance avec les résultats expérimentaux tirés de la littérature. Ils montrent l'efficacité du modèle proposé en termes de prédiction de résistance et de déformabilité. En effet, l'analyse de ces résultats, en termes de comportement global (courbes force-déplacement) et local (visualisation des cartographies contrainte/déformations) a permis de tirer les conclusions suivantes :

- ❖ Le sandwich NIDA présente un seuil de résistance et de déformabilité sous chargement mécanique, en égard des travaux antérieurs. Ceci est sujette par la conjugaison des performances mécaniques des fibres composites ; celui-ci procure aux panneaux un comportement relativement ductile et laisse entrevoir tout l'intérêt de l'utilisation des matériaux composites pour améliorer les performances mécaniques, notamment les capacités portantes et les déformabilités sous chargement de flexion.
- ❖ Un gain en termes de capacité de flexion sous chargement thermomécanique, comparativement à une conception ordinaire en âme pleine.
- ❖ Une réduction significative des déformations et sa vitesse de propagation sous chargement thermomécanique, ce qui confère à cette conception une bonne isolation thermique.
- ❖ Le comportement en flexion et la résistance en fatigue des sandwichs dépendent essentiellement de celles des peaux.
- ❖ Les modes de rupture complète dominant pour les deux types de sandwichs sont le cisaillement de l'âme (fissuration diagonale et longitudinale, délaminage) et la fissuration par traction de la peau inférieure

On peut conclure que les structures en âme pleine assure une très bonne résistance en flexion compare aux structures nid d'abeille tandis que cette dernière affiche une réduction des déformations produite par les charge thermomécanique, mais cela n'empêche pas de dire que les structure en aime pleine sont plus favorable comparé au structures en nid d'abeille

Finalement ces études de comparaison ont démontré l'efficacité et la crédibilité de notre théorie présentée. De ce fait, nous proposons fortement d'appliquer la présente théorie pour tous les avantages qu'elle présente.

En dépit des résultats satisfaisants obtenus, qui laisse entrevoir tout l'intérêt de l'utilisation des matériaux composites pour améliorer les performances mécaniques et thermique,

Conclusion générale

néanmoins il est nécessaire de compléter la présente étude par d'autres analyses, en effet, il convient de préciser les perspectives futures suivantes :

- ❖ Réaliser des essais au laboratoire à fin de valider notre modèle numérique ;
- ❖ Prendre en compte les glissements relatifs entre les différents composants des multicouches ;
- ❖ Intégrer dans les simulations des modèles d'endommagement des matériaux utilisés à fin de lister les mécanismes de rupture ;

RÉFÉRENCES

BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] **ZEGROUR Anissa** «simulation numérique d'un sandwich à matrice légère » mémoire de fin d'étude, Université Mouloud Mammeri DE Tizi-ouzou 2015/2016.
- [2] **DJEBLOUN Youcef** «Généralité sur les matériaux composites » Laurent Gorn et Submitted on 6 Apr2010 (v1), last revised 19 Jan 2011 (v2).
- [3] **ZABIA Mohamed Said** « Etude du comportement mécanique des structures multicouches en flexion par éléments finis » mémoire de fin d'étude Université M'hamed Bougara Boumerdes le 07/06/2015.
- [4] **BAKHOUCHE Bouchra** « Caractérisation d'un matériau composite stratifié à fibre de verre/époxy en flexion 3 points statique » mémoire de fin d'étude Université Badji Mokhtar Annaba le 2017/2018.
- [5] **CARMA** « Glossaire des matériaux composites » Actualisation octobre 2006.
- [6] **BENFADEL Karima** « Élaboration et caractérisation de panneaux sandwichs à matrice cimentaire destinés à la construction », Mémoire de Magister Université M'HAMED BOUGARA-BOUMERDES 2014/2015.
- [7] **CHERIF MOUAKI Abdesalem** « comportement mécanique d'un matériau composite sandwich » mémoire de fin d'étude Université Mohamed Kheider-Biskra soutenue le 31/05/2017.
- [8] **Wikipedia**. Définition de flambage - <http://fr.wikipedia.org/wiki/Flambage>.2019.
- [9] **GOUASMIA Salsabil** « Comportement mécanique en traction monotone d'un composite a pli unique (resine acrylique/tricot de verre E » mémoire de fin d'étude , Université Badji moukhtar – Annaba , 2016/2017
- [10] **Berthelot J. M.**, « Matériaux composites: Comportement mécanique et analyse des structures », 4 éme édition, 1996.
- [11] **LACHGUER Abdelkarim, AKYOUD Mohamed** ; « Les matériaux sandwichs et les risques d'instabilités géométriques locales ». Ecole des mines de Douai.2012-2013
- [12] **Yim J-H, Cho S-Y, Seo Y-J et. Jang B-Z.** “A study on material damping of 0° laminated composite sandwich cantilever beams with a viscoelastic layer”. Composites structures 2003; 60:367-374.
- [13] **ROUAM Kamila**, « Elaboration, caractérisation mécanique et hygrothermique d'un stratifié renforcé par des fibres naturelles», Université M'hamed Bougara-Boumerdes, 2014.
- [14] organisation des nations unies pour l'alimentation et l'agriculture « fibres du futur » <http://www.fao.org/economic/futurefibres/fibres/jute/fr/>. actualisation en avril 2015.

- [15] **Abdelmadjid Si Salem** ; « Développement d'une poutre en béton-composite : analyse expérimentale et modélisation » Thèse de Doctorat, Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou, 2016.
- [16] **Reid Evrard Ngouama Ngolo** 2014, « Mise en Œuvre et Caractérisation du Comportement Mécanique d'un Eco-Matériau Sandwichs », Mémoire de Master, Université de Technologie de TROYES.
- [17] **KESKES Boualem** « comportement en fatigue des composites types sandwich en Nid d'abeille » thèse doctorat, Université Ferhat ABBAS – Sétif Décembre 2007.
- [18] **Nadia LAKREB** «Élaboration, caractérisation thermomécanique et hygrothermique d'un composite sandwich multicouches à base de liège et bois de déroulage » thèse doctorat, Université de M'hamed Bougara Boumerdes 2014/2015.
- [19] **ASTM Standard, C393-62**. "Standard Test Methods for the Flexural Properties of Flat Sandwich Constructions". Annual Book of Standards, Section 15, ASTM, 1999.
- [20] **ASTM Standard, C273-94**. "Standard Test Methods for the shear Properties of core Sandwich Constructions". Annual Book of Standards, Section 15, ASTM, 1999.
- [21] **Military standardization** "Handbook manufacture and inspection of adhesive bonded aluminium honeycomb sandwich assemblies for aircraft", 30 September 1994 MIL –HDBK-349.
- [22] **NF T 54-602**, Norme Française, « Structures sandwich à base de plastique, essai de la compression perpendiculaire ». Afnor 83647 ; Novembre (1983).
- [23] **NF T 54-603**, Norme Française, « Structures sandwich à base de plastique, essai de traction perpendiculaire », Afnor 83648 ; Novembre (1983).
- [24] **NF T 54-604**, Norme Française, « Structures sandwich à base de plastique, essai de la compression longitudinale sans ou avec flambage », Afnor 86618 ; Décembre (1986).
- [25] **NF T 54-605**, Norme Française, « Structures sandwich à base de plastique, essai de cisaillement », Afnor 83650 ; Novembre (1983).
- [26] **NF T 54-606**, Norme Française, « Structures sandwich à base de plastique, essai de flexion. Afnor 87461 ; Octobre (1987).
- [27] « http://jpcad64.free.fr/SiteVH1/Carbone_Epoxy.htm ». le carbon/epoxy STI2D Lycée Victor Hugo Lunel
- [28] **REYNE M.** « Technologies des composites ». (3ème édition revue et augmentée). -Paris : HERMES, 1998. - 222 p.
- [29] **Lakreb N., Bezzazi B., Pereira H.**, « Mechanical strength properties of innovative sandwich panels with expanded cork agglomerates ». European Journal of wood and Wood Products. Springer Berlin Heidelberg. 10 Apr 2015. DIO 10. 1007/s00107-0150908-y.

- [30] **LACHGUER Abdelkarim AKYOUD Mohamed** « les matériaux sandwich et les risques d'instabilités géométriques locales » étude bibliographique, Ecole Des Mines De Douai, 2014.
- [31] **Jamal Eddine ARBAOUI** « Étude comparative et caractérisations mécaniques des structures sandwichs multicouches » thèse doctorat, Université Paul Verlaine – METZ 2009.
- [32] **Jin Dai, Hahn H.**, composite structure, 61: 247-253, 2003.
- [33] **Petras, M.P.F. Sutcliffe**, “Indentation failure analysis of sandwich beams”, Composite Structures, v. 50, (2000) ,pp. 311-318.
- [34] **Triantafillou T.C. and Gibson L.J.** “Failure mode maps for foam core sandwich beams” Materials Science and Engineering, Vol. 95, (1987), pp 37-53.
- [35]. **Steeves, C.A. and Fleck, N.A.** (2004). Collapse Mechanisms of Sandwich Beams with Composite Faces and a Foam Core, Loaded in Three-point Bending. Part I: Analytical Models and Minimum Weight Design, International Journal of Mechanical Sciences, 46(4): 561–583.
- [36]. **Steeves, C.A. and Fleck, N.A.** (2004). Collapse Mechanisms of Sandwich Beams with Composite Faces and a Foam Core, Loaded in Three-point Bending., International Journal of Mechanical Sciences, 46(4): 585–608.
- [37] **A. Petras and M. P. F. Sutcliffe**, (1999).”Failure mode maps for honeycomb sandwich panels” Composite ,v.44 , (1999) , pp 237-252.
- [38] **Petras, M.P.F. Sutcliffe**, “Indentation failure analysis of sandwich beams”, Composite Structures, v. 50, (2000) ,pp. 311-318
- [39] **Lee, S.M. and Tsotsis, T.K.** (2000). Indentation Failure Behavior of Honeycomb Sandwich Panels, Composites Science and Technology, 60(8): 1147–1159.
- [40] **Hexcel Composite. HexWeb tm honeycomb sandwich design technology.** <http://www.hexcelcomposite.com>, 2004.
- [41] **Mathilde Jean-St-Laurent** « Effets des cycles extrêmes de température sur le comportement des matériaux composites », université Laval Québec, Canada 2014.
- [42] **ITIM Youcef** « Modélisation du comportement thermo-mécanique d'une pipeline : influence des jonctions » Université Mentouri, Constantine, 2010.
- [43] **ZIN Ali** « modélisation d'une plaque rectangulaire en composite en vibration sous effet thermique avec variation linéaire d'épaisseur » mémoire de fin d'étude Université M'hamed Bougara Boumerdes le 28/09/2010.

- [44] **Limam A.**, « Essai d'amélioration de la qualité des panneaux de particules produit à l'unité de Khenchela ». Mémoire d'Ingénieur. Forest. Université de Tlemcen. 112p, (1990).
- [45] **Mr. HAMI Brahim** « Elaboration et caractérisation physico-mécanique d'une structure sandwich multicouches » thèse doctorat, Université M'hamed Bougara Boumerdes 2017/2018.
- [46] **A. Barberis, S. Dettori and M. R. Filiggheddu**, Management problems in Mediterranean cork oak forests: post-fire recovery, *J. Arid Environ.*, 2003, 54, 565–569.
- [47] **DJEMAI Hocine**, « Contribution à l'étude de l'endommagement dans les matériaux composites sandwichs » thèse doctorat, Université Mohamed Khider – Biskra, 2017.
- [48] **NF EN., 2005**, Plastics determination of flexural properties amendment, ISO 178/A1.
- [49] **Xiaorong Wu, Hongjun Yu, Licheng Guo, Li Zhang, Xinyang Sun, Zilong Chai**, « Experimental and numerical investigation of static and fatigue behaviors of composites honeycomb sandwich structure ». Department of Astronautic Science and Mechanics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150010, China, 2019,
- [50] **Zhonggang Wang, Zhendong Li, Wei Xionga**, « Experimental investigation on bending behavior of honeycomb sandwich panel with ceramic tile face-sheet », School of Traffic & Transportation Engineering, , Changsha, Hunan, China, 2019.
- [51] **M. Zarie Mahmoudabadi, M. Sadighi**, Experimental investigation on the energy absorption characteristics of honeycomb sandwich panels under quasi-static punch loading, Mechanical Engineering Department, Amirkabir University of Thechology Tehran, Iran.
- [52] **NATHAN AUBRÉE** « Caractérisation du comportement post-pic en compression du béton armé et non armé, et extension au béton renforcé de fibres» mémoire de fin d'étude, Université DE MONTRÉAL Aout 2014
- [53] **LAROCHE Yohann & NARCISSE Julien** « Simulation numérique de l'usinage avec ABAQUS» projet de fin d'étude, Université 5A DMS POLYTECH'TOURS- 2011/2012
- [54] **LAKHDARI Loubna et MAAMOURI Ghania** « optimisation numérique des paramètres de confinement des cylindres en béton par des bandes composites» mémoire de fin d'étude, Université de Bejaia 2017/2018.
- [55] **Ge Qi, Li Ma**, Experimental investigation of composite pyramidal truss core sandwich panels with lightweight inserts, Center for Composite Materials, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, PR China, 2019.
- [56] **X. Zhai et al.** Thermal performance of precast concrete sandwich walls with a novel hybrid connector / *Energy & Buildings* 166 (2018) 109–121
- [57] **K. Mak, A. Fam**, Performance of flax-FRP sandwich panels exposed to different ambient temperatures *Construction and Building Materials* 219 (2019) 121–130