



Département de Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

En vue de l'obtention du diplôme de :

MASTER

En Génie Mécanique

Option : construction mécanique

Présenté par :

Cheriki Sarra

Thème

ETUDE DE LA FLEXION D'UN PANNEAU SANDWICH PAR ELEMENTS FINIS

Devant le jury composé de :

NOM et Prénom	Grade	Qualité
Saib Cherif	MCA	Président
Moussai Ahmed Toufik	MAA	Examineur
Menasri Noureddine	MCA	Encadreur
Aimeur Noureddine	Doctorant	Co Encadreur

Année Universitaire : 2022 / 2023

N° d'ordre : GM/...../2023

Remerciements

Je tiens à remercier le Professeur Nouredine Menasri d'avoir pris la charge de diriger ma thèse.

Je souhaite également à exprimer ma profonde gratitude envers le Professeur à Nouredine Aimeur pour son soutien qu'il n'a cessé de m'apporter, sa disponibilité et ses précieux conseils qui ont permis de mener à bien ce travail.

Mes remerciements vont également à tous les professeurs du département génie mécanique Sur notre enseignement.

Un grand merci à tous ceux qui ont contribué à la réalisation de cette thèse, Sans votre soutien, cela n'aurait pas été possible.

Enfin, je tiens à exprimer ma gratitude à tous ceux qui ont pris le temps de m'écouter, et de me guider sur le chemin de la connaissance.

DEDICACE

"ليست الحياة مجرد ممر مستقيم يسهل الخوض داخله بحرية، بل هي متاهة يتعين علينا
البحث داخلها عن طريقنا و قد نضل الطريق، و نتخبط داخلها ، و بين الحين و الآخر ندخل
في ممرات مسدودة

ولكن إذا كنا متمسكين بالإيمان، فسوف يفتح الله الباب أمامنا، و قد يكون هذا الباب غير
ذلك الذي كنا نفكر فيه ، و لكنه بالتأكيد هو الخير ، كل الخير لنا"

أ.ج.كروين

Résumé :

L'objectif principal du mémoire d'études est d'analyser le comportement mécanique des panneaux isolants soumis à des charges de flexion en utilisant la méthode des éléments finis. Cette étude englobe plusieurs aspects essentiels, tels que la caractérisation mécanique et la modélisation par éléments finis. La caractérisation mécanique comprend la détermination de la géométrie du panneau, des propriétés des matériaux et des conditions aux limites appropriées pour représenter son comportement en flexion. En effectuant des simulations par éléments finis, des informations détaillées sur les contraintes, les déformations, la courbure et d'autres paramètres pertinents peuvent être obtenues, ce qui permet d'évaluer les performances mécaniques du panneau. Ces résultats permettent de mieux comprendre la réaction du panneau aux charges de flexion et de localiser les zones présentant des contraintes élevées ou des déformations excessives.

En résumé, l'étude de la flexion des panneaux isolants par la méthode des éléments finis permet d'analyser et de prédire leur comportement mécanique. Cette analyse fournit des informations précieuses pour la conception et l'optimisation des panneaux isolants, ce qui contribue à la création de structures légères, résistantes et efficaces dans divers secteurs industriels.

Mots clés : Matériaux composites, sandwichs, ANSYS, simulation, ACP (Post), éléments finis

ملخص

الهدف الرئيسي من الرسالة هو تحليل السلوك الميكانيكي للوحات العازلة المعرضة لأحمال الانحناء باستخدام طريقة العناصر المحدودة. تشمل هذه الدراسة العديد من الجوانب الأساسية ، مثل التوصيف الميكانيكي ونمذجة العناصر المحدودة. يتضمن التوصيف الميكانيكي تحديد هندسة اللوحة وخصائص المواد وشروط الحدود المناسبة لتمثيل سلوك الانحناء الخاص بها. من خلال إجراء عمليات محاكاة العناصر المحدودة ، يمكن الحصول على معلومات مفصلة حول الضغوط ، والسلالات ، والانحناء ، والمعلومات الأخرى ذات الصلة ، مما يسمح بتقييم الأداء الميكانيكي للوحة. توفر هذه النتائج فهمًا أفضل لكيفية تفاعل اللوحة مع أحمال الانحناء وتحديد المناطق ذات الضغوط العالية أو التشوهات المفرطة.

باختصار ، فإن دراسة ثني الألواح العازلة بطريقة العناصر المحدودة تجعل من الممكن تحليل سلوكها الميكانيكي والتنبؤ به. يوفر هذا التحليل معلومات قيمة لتصميم وتحسين الألواح العازلة ، مما يساهم في إنشاء هياكل خفيفة ومقاومة وفعالة في مختلف القطاعات الصناعية.

الكلمات المفتاحية: المواد المركبة ، السندويشات ، ANSYS ، المحاكاة ، ACP (Post) ، العناصر المحدودة

Abstract:

The main objective of the study is to analyze the mechanical behavior of insulated panels subjected to bending loads using the finite element method. This study encompasses several essential aspects, including mechanical characterization and finite element modeling. Mechanical characterization involves determining the panel's geometry, material properties, and appropriate boundary conditions to accurately represent its behavior under bending. By conducting finite element simulations, detailed information on stresses, deformations, curvature, and other relevant parameters can be obtained, allowing for the evaluation of the panel's mechanical performance. These results provide a better understanding of how the panel reacts to bending loads and enable the identification of areas experiencing high stresses or excessive deformations.

In summary, the study of bending in insulated panels using the finite element method allows for the analysis and prediction of their mechanical behavior. This analysis provides valuable information for the design and optimization of insulated panels, contributing to the development of lightweight, durable, and efficient structures across various industrial sectors.

Keywords: Composite materials, sandwiches, ANSYS, simulating, ACP (Post), finite element

Table des matières

Remerciement

Dédicaces

Résumé

Table des matières

Liste des figures

Liste des tableaux

Liste des abréviations

Introduction Générale..... 1

Chapitre I : Généralités sur les structures sandwichs

I.1. Introduction :..... 3

I.2. Définition des structures sandwichs :..... 3

I.3. Domaine d'application des structures sandwichs :..... 5

I.4. Constituants des structures sandwichs :..... 5

I.4.1. Peaux :..... 6

I.4.1.1. Tôle en acier galvanisée :..... 7

I.4.1.2. L'aluminium :..... 8

I.4.1.3. L'Inox :..... 8

I.4.1.4. Peaux en matériaux composites :..... 8

I.4.1.4.1. Matrice :..... 9

I.4.1.4.1.1. Les résines thermoplastiques :..... 10

I.4.1.4.1.2. Les résines thermodurcissables :..... 11

I.4.1.4.1.3 Les matrices naturelles :..... 12

I.4.1.4.1.4. Résines époxydes :..... 12

I.4.1.4.1.5. Les résines thermostables :..... 12

I.4.1.4.2. Renfort..... 12

I.4.2. Cœur (L'âme) :..... 14

I.5. Les types de panneaux sandwichs :..... 16

I.5.1 Panneau sandwichs pour bardage :..... 16

I.5.2. Le Panneau Sandwich Frigorifique :..... 16

I.5.3. Le Panneau Sandwich pour couverture :..... 17

I.5.4. Panneau Tuile :.....	17
-----------------------------	----

Chapitre II : Comportements mécaniques des structures sandwiches

II.1. Introduction :	18
II.2. Comportement de la monocouche :	18
II.2.1. Lois de comportement de la monocouche.....	19
II.3. Théorie des Plaques Sandwiches	21
II.3.1. Hypothèses de la théorie des sandwichs:.....	22
II.3.1. Champ des déplacements :.....	22
II.3.2. Champ des déformations :.....	23
II.3.3. Champ des contraintes :.....	25
II.4. Essai de flexion :	26
II.5. Flexion des Poutres :	27
II.5. 1. Théorie classique des stratifiés	27
II.5. 1.1. Expressions générales :.....	27
II.5.1.2. Flexion 3-points	32
II.5.2. Flexion des poutres sandwiches.....	34
II.5.2.1. Expressions générales :.....	34
II.6. Conclusion :	36

Chapitre III : Simulation numérique de l'essai de flexion par ANSYS Workbench

III.1. Introduction :	37
III.2. ANSYS Workbench	37
III.3. ANSYS Workbench ACP (ANSYS Composite PrepPost):[31]	38
III.4. Simulation d'essai de flexion (3 points) pour un panneaux sandwich	39
III.4.1. Géométrie :.....	39
III.4.2. Maillage :.....	39
III.4.3. Propriétés des matériaux :.....	40
III.4.4. Conditions aux limites :.....	41
III.4.5. Résultats et discussion :.....	42
III.4.5.1. Application I :.....	42
III.4.5.2. Application II :.....	47
III.5. Conclusion:	52
Conclusion générale	53

Références

Liste des figures

Figure.I.1. Structure en panneau sandwich	4
Figure.I.2. Les différents constituants d'une structure sandwich.....	6
Figure. I.3. Matériaux pour les peaux	7
Figure.I.4. Revêtement d'une tôle galvanisée.....	8
Figure.I.5. Structure d'un matériau composite.....	9
Figure.I.6. Différentes familles de la matrice	10
Figure.I.7. Différentes familles de renfort.....	13
Figure.I.8. Différents types de cœur	15
Figure.I.9. Panneaux sandwichs de bardage.....	16
Figure.I.10. Frigorifique.....	16
Figure.I.11. Panneau couverture.....	17
Figure.I.12. panneau tuile	17
Figure.II.1. Repère local de la monocouche	19
Figure.II.2. Repère global et local de la monocouche	20
Figure.II.3. Notations d'une plaque sandwich	21
Figure.II.4. Test de flexion 3 points	26
Figure.II.5. Élément de poutre	27
Figure.II.6. Effet du couplage flexion-torsion dans le cas de la flexion d'une poutre constituée d'un matériau stratifié.....	28
Figure.II.7. Sollicitation d'une poutre en flexion 3-points.....	32
Figure.III.1. Le diagramme représente les étapes de l'analyse des matériaux composites.....	38
Figure.III.2. Géométries.....	39
Figure.III.3. Modèle Maillage.....	40
Figure.III.4. Condition aux limites et appliquées la force.....	42
Figure.III.5. La courbe représente les contraintes sur une structure sandwich avec différentes épaisseurs de mousse.....	46
Figure.III.6. La courbe représente les déformations sur une structure sandwich avec différentes épaisseurs de mousse.....	46
Figure.III.7. La courbe illustre les contraintes sur une structure composite sandwich avec une variation de matériau de couche externe.....	51
Figure.III.8. La courbe illustre les déformations sur une structure composite sandwich avec une variation de matériau de couche externe.	51

Liste des tableaux

Tableau I.1. Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermoplastiques.....	11
Tableau.I.2. Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermodurcissables	11
Tableau.I.3. Caractéristiques Mécaniques des différents types du renfort	14
Tableau III.1. Caractéristiques mécaniques des matériaux	39
Tableau III.2. Caractéristiques mécaniques des matériaux	40
Tableau III.3. Un tableau montrant les résultats de flexion d'un panneau sandwich composé de peaux extérieures en aluminium avec mousse de polyuréthane de différentes épaisseurs	43
Tableau III.4. Un tableau montrant les résultats de flexion d'un panneau sandwich composé de mousse de polyuréthane d'épaisseur 40 mm Avec une différence dans les matériaux formés pour les peaux extérieures	48

Liste des abréviations

PUR : Polyuréthane.

ACP : Advanced Composite PrepPost.

TGV : trains à grande vitesse.

PIR : Polyisocyanurates.

PA : Polyamide.

PPS : Polysulfure de phénylène

PP : Polypropylène.

PAI : Polyamide-imide.

PEI : Polyéther-imide.

PES : Polyéther-sulfone.

PEEK : Polyéther-éther-cétone.

MEF : maillage par éléments finis.

DDL : degrés de liberté.



Introduction Générale

Introduction générale :

Les matériaux composites sont des matériaux à hautes performances mécaniques, façonnables à volonté au gré du concepteur et donc doué d'un potentiel illimité. Les matériaux composites se développent aujourd'hui dans pratiquement tous les domaines et sont à l'origine de formidables challenges dans diverses réalisations de haute technologie. Les matériaux composites à matrice polymère sont constitués d'un renfort sous forme de fibres et d'une matrice polymérique. Ainsi, le développement de l'utilisation des matériaux composites dans les structures nécessite de mettre en place les outils nécessaires à la modélisation du comportement mécanique des matériaux composites et à l'analyse des structures stratifiées ou sandwichs.[1]

En raison des avantages reconnus des matériaux de structure composites en termes de résistance spécifique, de rigidité et de flexibilité de conception, Les peaux sont généralement des plaques d'aluminium ou des stratifiés composites renforcés de fibres carbone ou fibres de verre. Le matériau d'âme peut être classé comme étant mousse, ondulé ou en nid d'abeille. La mousse sera le principal matériau de base d'intérêt dans ce travail,

La mousse polyuréthane est obtenu via une polymérisation par étapes de deux oligomères fonctionnels, un polyol et un poly isocyanate. Selon la fonctionnalité des composés employés, les polyuréthanes obtenus sont des thermoplastiques ou des thermo durs. La synthèse du polymère se déroule simultanément à la formation de l'objet en mousse, ce qui signifie en même temps que la libération du gaz conduisant à la création de l'architecture alvéolaire. Le gaz d'expansion peut être généré par voie physique ou voie chimique. Dans le premier cas, un liquide ayant une faible température d'ébullition, appelé agent d'expansion physique, est solubilisé dans la matrice polymère.[2]

Le présent mémoire se concentre sur l'étude de la flexion d'un panneau sandwich à l'aide de la méthode des éléments finis. Les structures sandwiches sont des structures composites composées de deux peaux rigides et d'une âme relativement souple. Lorsqu'ils sont combinés, ces éléments produisent une structure légère, rigide et résistante.

L'étude de la flexion des panneaux sandwich est d'une importance considérable dans de nombreux domaines tels que l'aérospatiale, l'industrie automobile, la construction navale, etc. Comprendre le comportement en flexion de ces structures est essentiel pour concevoir des produits légers, résistants et efficaces.

La méthode des éléments finis est une approche numérique largement utilisée pour analyser le comportement mécanique des structures complexes. Elle permet de modéliser et de simuler le comportement d'une structure en divisant celle-ci en éléments discrets interconnectés. Ces

éléments représentent les différentes parties de la structure et sont soumis à des conditions de chargement spécifiques.

L'utilisation de la méthode des éléments finis Workbench (ACP) dans l'étude de la flexion des panneaux sandwich offre de nombreux avantages. Elle permet une modélisation précise de la géométrie complexe des panneaux, ainsi que des propriétés matérielles non linéaires ou anisotropes. De plus, elle offre la possibilité d'obtenir des résultats détaillés sur les contraintes, les déformations, les courbures et d'autres paramètres pertinents.

L'objectif de ce mémoire est d'analyser le comportement en flexion des panneaux sandwichs en utilisant la méthode des éléments finis. En utilisant cette approche, nous serons en mesure d'évaluer les contraintes, les déformations, la courbure et d'autres paramètres pertinents pour comprendre le comportement en flexion des panneaux sandwichs étudiés.

Le chapitre 1 de ce mémoire présente une revue de la littérature sur les structures sandwichs.

Le chapitre 2 se concentre sur le comportement mécanique des structures sandwichs, en mettant en évidence les modes de flexion, l'analyse du comportement en flexion et l'effet de l'épaisseur de l'âme.

Le chapitre 3 présente la méthode des éléments finis et son application à l'analyse de la flexion des panneaux sandwichs. Il explique les principes fondamentaux de la méthode des éléments finis et présente la modélisation des panneaux sandwichs dans un environnement de simulation. et en décrit les résultats obtenus à partir des simulations par éléments finis, en analysant les contraintes, les déformations, la courbure.



Chapitre I

*Généralités sur les
structures sandwichs*

I.1. Introduction :

Les matériaux composites sont utilisés aujourd'hui dans un nombre croissant d'applications, dans des domaines de plus larges, du fait de leurs propriétés de légèreté, de rigidité et de résistance spécifique, bonnes propriétés en flexion. Les matériaux composites continuent de se développer pour offrir des produits toujours plus performants.

Les matériaux composites sont constitués de deux ou plus matériaux différents collés entre eux de façon à utiliser les propriétés de chaque constituant pour améliorer l'assemblage globale. Les matériaux composites sont préférés aux matériaux monolithiques en raison de leurs nombreux avantages, tels qu'une résistance élevée, une grande rigidité, une résistance à la corrosion et une isolation acoustique.

C'est pour ces raisons que les composites ont une grande performance structurelle. Ils offrent une grande souplesse à la conception et un choix plus grand dans la fabrication [3, 4]. Il y a trois principales classifications des matériaux composites :

Les structures composites, Les composites à fibre renforcée et les composites à particules renforcées, Dans les composites à fibre renforcées, leurs propriétés mécaniques dépendent des propriétés des fibres. Les charges appliquées seront transmises à la fibre par la matrice à travers l'interface fibre/matrice. Dans les composites à particules renforcées, les particules sont presque de même taille dans toutes les directions et en général la phase particulaire est plus dure et plus rigide que la matrice. La conception géométrique des éléments influent sur les propriétés mécaniques de la structure. Les structures composites les plus usuelles sont les composites stratifiés et les plaques sandwichs [1].

I.2. Définition des structures sandwichs :

Une structure sandwich consiste en l'association d'une âme épaisse et léger et de deux peaux minces à fort module. Les deux peaux sont rigides et le cœur est relativement souple, mais lorsqu'ils sont combinés sous forme de structure sandwich, ils produisent une structure rigide, solide et très légère. Une structure sandwich offrira des propriétés mécaniques différentes avec l'utilisation de différents constituants. Par conséquent, le choix optimal des matériaux est souvent obtenu en fonction des besoins de conception [5-6-7], et d'améliorer la résistance aux chocs [8-5]. Dans une structure/panneau sandwich, en raison de la disposition du matériau, La théorie de la résistance des matériaux montre que la rigidité en flexion est proportionnelle au cube de l'épaisseur.

La notion fondamentale d'une structure sandwich est que les peaux supportent les charges de flexion tandis que le noyau supporte les charges de cisaillement. Les peaux sont résistantes et rigides en traction et compression, comparées à la faible densité du matériau du noyau [5]. Par conséquent, les panneaux sandwich sont efficaces en termes de flexion. De plus, ils offrent une bonne résistance au flambage et au cisaillement [5-9].

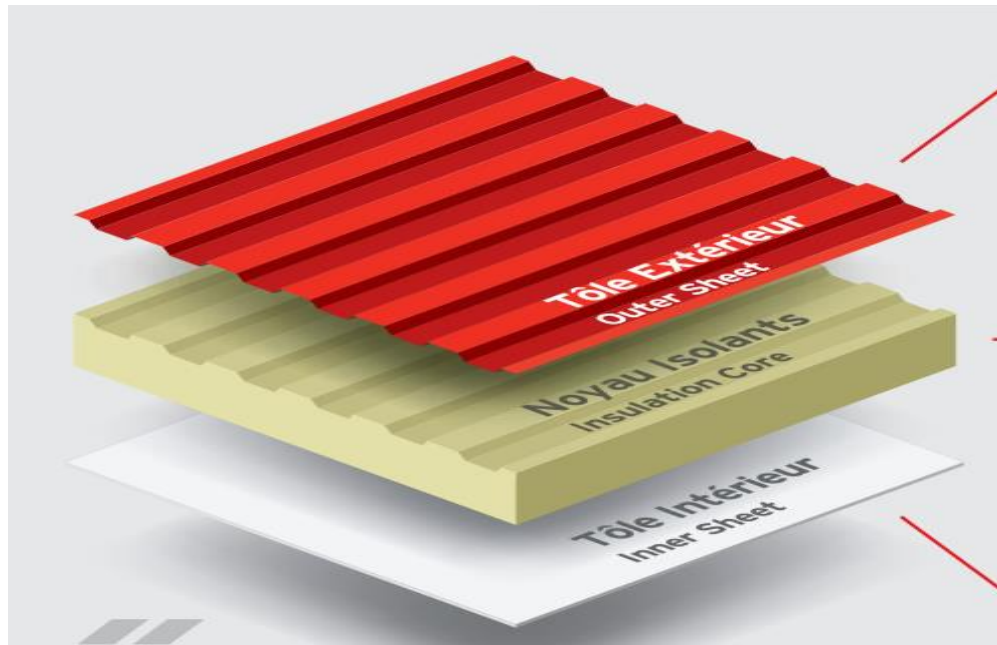


Figure.I.1. Structure en panneau sandwich [10]

Dans les structures sandwich, les peaux sont souvent faites du même matériau et ont la même épaisseur. Ces structures sont appelées des sandwichs symétriques. Cependant, dans certains cas spécifiques, les deux peaux peuvent avoir des épaisseurs différentes ou être composées de matériaux différents, en fonction des charges ou des conditions environnementales. Ces structures sont appelées des sandwichs asymétriques. En général, les sandwichs sont symétriques, mais la diversité des types de sandwichs dépend de la structure du noyau. Celui-ci peut être composé de divers matériaux ou avoir différentes formes d'architecture. Les types courants de noyaux de sandwich comprennent les mousses ou matériaux solides, le nid d'abeille, les cartons ondulés, les treillis, ainsi que les profilés en alliage métallique léger (souvent en aluminium), le polyamide et autres....

L'adhérence entre les peaux et le noyau est un autre critère important pour le transfert des charges et le bon fonctionnement de la structure sandwich dans son ensemble [11]. Les critères de sélection du matériau pour le noyau dépendront de sa résistance au cisaillement, à la flexion, aux chocs, à la compression, ainsi que de sa résistance au feu, à l'eau et de ses propriétés d'isolation acoustique. Les peaux rigides utilisées dans les composites de performances moyennes à élevées sont généralement constituées de stratifiés à matrice therm durcissable contenant des renforts de fibres de verre, de carbone ou d'aramide. Pour les structures porteuses, des feuilles métalliques en aluminium ou en acier sont privilégiées, tandis que des matériaux tels que le bois, les laminés ou le contreplaqué sont utilisés pour les structures à performances plus faibles.

Un support continu. Lorsque la structure sandwich est soumise à la flexion, les peaux fonctionnent ensemble pour résister contre le moment de flexion à l'externe, afin qu'une peau soit

chargée en compression et l'autre en traction. Le cœur résiste aux forces transversales, en même temps, que les peaux supportent et se stabilisent entre eux contre le flambement. [12].

I.3. Domaine d'application des structures sandwichs :

Les structures sandwichs ont été inventées au début du 19 -ème siècle [13]. Ces structures accordent de grandes possibilités dans plusieurs domaines très différents. L'objectif principal des structures sandwich est d'augmenter le rapport rigidité/poids en utilisant des matériaux légers pour le noyau. Ces structures trouvent de nombreuses applications dans divers domaines. Par exemple, dans l'industrie du bâtiment, les structures sandwich sont utilisées en raison de leurs excellentes caractéristiques d'isolation thermique. D'autres facteurs tels que le coût, la stabilité, la résistance aux chocs, la durabilité, la résistance à la fatigue, la réduction de la maintenance, la facilité de réparation et la capacité d'atténuation des vibrations sont également pris en compte [14].

Dans le secteur ferroviaire, les structures sandwich sont largement utilisées dans la fabrication des cabines des trains à grande vitesse (TGV) en raison de leurs caractéristiques intéressantes et de leur résistance au feu. Grâce à ces structures, les TGV peuvent atteindre des vitesses allant jusqu'à 550 km/h [13, 14]. Les structures sandwich en mousse et en fibre de verre sont utilisées pour fabriquer le bouclier avant des trains à grande vitesse. L'objectif principal lors de la conception de ce bouclier est son comportement en cas de choc. En cas de collision frontale, le bouclier avant doit être capable d'absorber le maximum d'énergie possible [1].

Dans le domaine du transport routier, les bus sont parmi les premiers à adopter l'utilisation de panneaux sandwich en remplacement des panneaux métalliques. Bien que, dans le cas des structures planes, les panneaux en aluminium soient préférés, les structures tridimensionnelles sont réalisées à partir de matériaux composites [14].

Dans le domaine de l'aéronautique, les propriétés de résistance au feu des panneaux sandwich sont d'une importance primordiale pour leur utilisation à l'intérieur des cabines. Les normes de sécurité anti-feu sont très strictes et parfois difficiles à atteindre, ce qui limite l'utilisation de ces matériaux. Cependant, au cours des dernières années, de nombreux composants des avions civils ont adopté cette construction. Par exemple, les planchers des avions Boeing 747 sont fabriqués à partir de panneaux sandwich en balsa et en feuille d'aluminium [13].

En ce qui concerne la conception des hélicoptères, 25% de la masse de la structure est réalisée en matériaux composites. Toutefois, des éléments de structure primaire sont réalisés en sandwich. [15].

I.4. Constituants des structures sandwichs :

Le concept de la structure sandwich est une technique de construction bien établie qui combine légèreté, rigidité et résistance. Dans une structure sandwich, on utilise un matériau plus résistant et plus rigide [1]. Les éléments constitutifs des structures sandwich sont généralement composés de trois composants distincts mais complémentaires : les peaux, le noyau et l'adhésif.

La figure I.2 illustre les différents éléments constitutifs d'un matériau composite utilisé dans la construction sandwich [13].

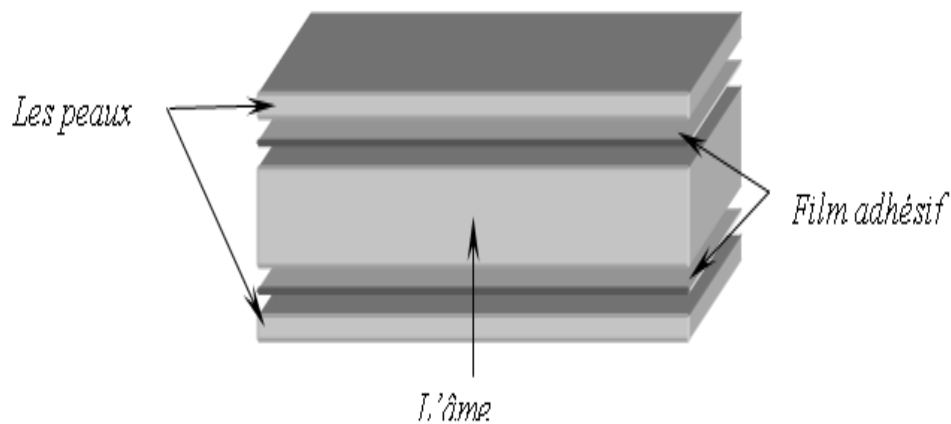


Figure.I.2. Les différents constituants d'une structure sandwich [13]

I.4.1. Peaux :

Dans une structure sandwich les peaux peuvent être réalisés en plusieurs matériaux différents, Les peaux doivent résister aux moments de flexion, Elles peuvent être de plusieurs natures un matériau isotrope, orthotrope ou un matériau composite : tels que le métal, les stratifiés, en bois (contreplaqué), l'aluminium, la fibre de verre, le graphite, l'aramide ou des thermoplastiques. Le choix du matériau de la peau dépend principalement des performances mécaniques requises, avec une rigidité élevée et une excellente résistance à la compression et à la tension étant les qualités recherchées [16]. Toutefois, afin de minimiser le poids de la structure, l'utilisation de peaux en matériaux composites est généralement privilégiée [3, 17].

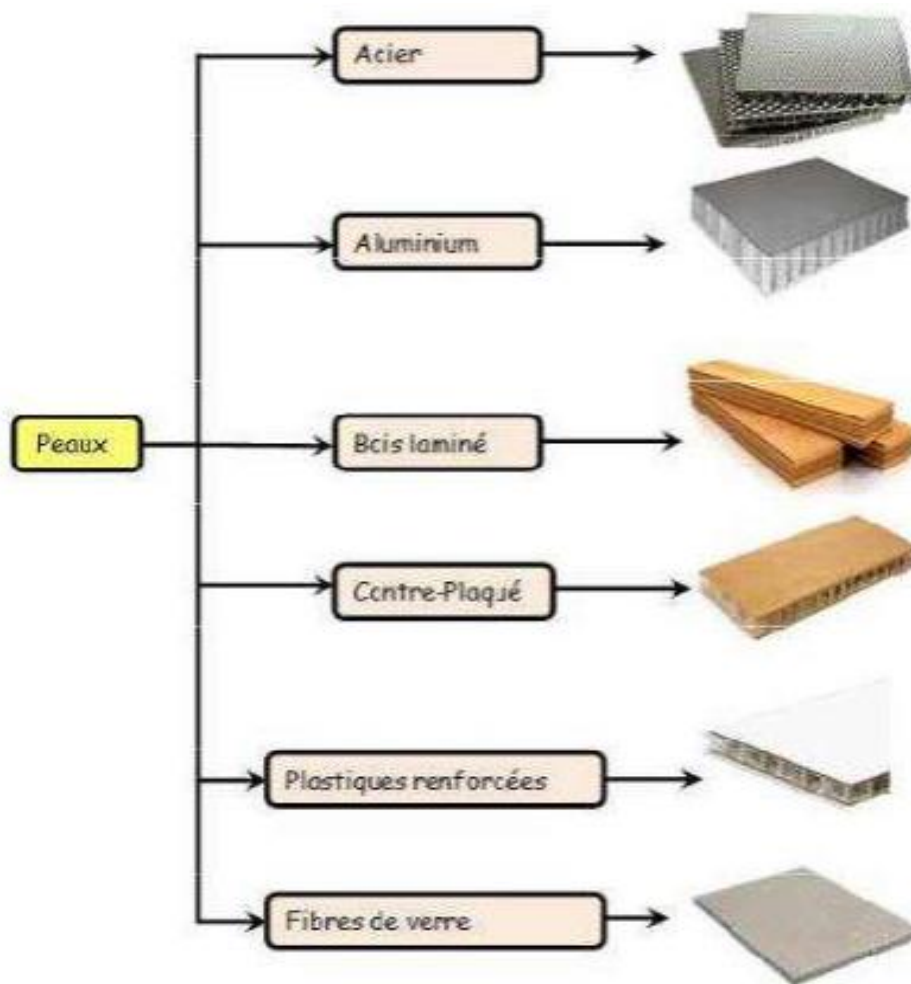


Figure. I.3. Matériaux pour les peaux [16]

I.4.1.1. Tôle en acier galvanisée :

L'acier, à l'état brut, présente l'inconvénient de rouiller facilement en présence d'humidité. Par conséquent, il est essentiel de le protéger en appliquant une ou plusieurs couches de revêtement sur sa surface. Ce processus, connu sous le nom de galvanisation lorsqu'il s'agit de zinc, consiste à déposer une couche de métal protecteur d'une épaisseur de 5 à 20 microns (1 micron ou $\mu\text{m} = 1/1.000.000$ de mètre) sur chaque face de la tôle d'acier. Le choix de l'alliage dépend du type d'application, du niveau de protection souhaité et de l'aspect esthétique recherché [18].

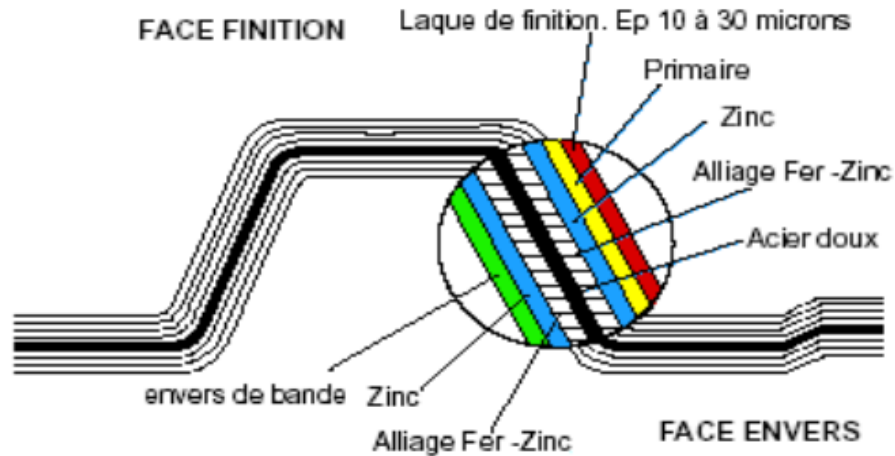


Figure.I.4. Revêtement d'une tôle galvanisée [18]

I.4.1.2. L'aluminium :

L'aluminium est un métal de couleur argentée caractérisé par sa faible densité. Ce matériau est également résistant à la corrosion grâce à une mince couche d'oxydation de 5 à 10 nm (1nm= 0.000001 mm) qui se forme rapidement quand on l'expose à l'air et qui empêche la corrosion de progresser Utilisation : profils, bardages

Densité : 2.7 g/cm³

Résistivité : (20°C) 3-6 n.m

Conductivité thermique : 240 W.m-1. K-1

Limite élastique : 100-400 MPA [17]

I.4.1.3. L'Inox :

L'acier inoxydable est obtenu par fusion des différents métaux qui le composent dans un four électrique à 1500°C. On peut également très aisément refondre des ferrailles d'acier inox, ce qui en fait un matériau complètement recyclable. Des traitements thermiques à haute température (>1000°C) doivent être appliqués pour obtenir des propriétés mécaniques optimales et un aspect de surface impeccable.[19]

I.4.1.4. Peaux en matériaux composites :

Un matériau composite est constitué d'une phase continue (matrice) et d'une phase discontinue (renfort). L'utilisation du matériau composite doit être claire pour pouvoir choisir la matrice et le renfort. [1-3]. Dans ces composites, la matrice exécute plusieurs fonctions dans la structure composite, certaines sont la liaison et la transmission de la charge aux fibres et la protection du renforcement des fibres contre l'attaque chimique, l'endommagements mécaniques et d'autres effets d'environnement tels (humidité, hydratation, etc..). Le schéma général d'un matériau composite est donné par la (Figure.I.4). La fibre joue un rôle essentiel dans le composite en

supportant les charges appliquées et en améliorant la rigidité, la résistance, la stabilité thermique et d'autres propriétés structurelles [4, 20].



Figure.I.5. Structure d'un matériau composite [21]

I.4.1.4.1. Matrice :

La matrice a pour rôle de lier les fibres, répartir les contraintes encaissées, apporter la tenue chimique de la structure et donner la forme désirée au produit. La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure I.5. On utilise actuellement surtout des résines thermodurcissables que l'on associe à des fibres longues, mais l'emploi de polymères thermoplastiques renforcés de fibres courtes se développe fortement. [1]

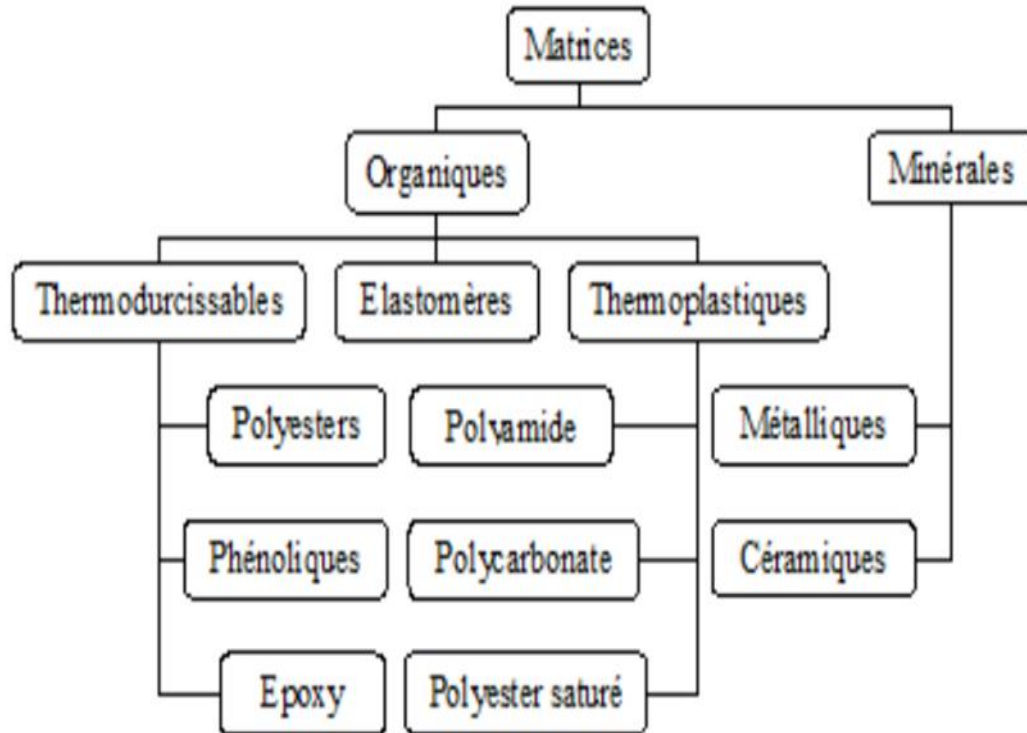


Figure.I.6. Différentes familles de la matrice [21]

Il est important de bien situer les différences fondamentales de ces types de matrices.

I.4.1.4.1.1. Les résines thermoplastiques : [21]

Les résines thermoplastiques sont des matériaux solides généralement solubles, composés de chaînes distinctes étroitement compactées, reliées entre elles par des liaisons secondaires et pouvant être façonnées par chauffage et refroidissement [21]. Les thermoplastiques par rapport aux thermodurcissables, ont une bonne résistance aux produits chimiques et une stabilité thermique.) [3]. (Les matrices thermoplastique les plus utilisées sont

- Polyamide (PA) caractérisé par une bonne résistance à la fatigue ;
- Polysulfure de phénylène (PPS) a une résistance à l'hydrolyse ;
- Polysulfures (PSU et PPS), bonne stabilité chimique et à l'hydrolyse, peu de fluage
- Polypropylène (PP), peu onéreux et assez stable en température, mais combustible.

De plus en plus, on utilise des thermoplastiques thermostables (tenue en température > 200 °C et bonnes propriétés mécaniques), en particulier les suivants :

- Polyamide-imide (PAI) ;
- Polyéther-imide (PEI) ;

- Polyéther-sulfone (PES) ;
- Polyéther-éther-cétone (PEEK) [1]

Matrices TP	Densité gr/m ²	Module Délasticité Mpa	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (Traction)Mpa	Allongement à la rupture %
PP	900	1200	0,4	30	20 à 400
PPS	1300	4000	//	65	100
PA	1100	2000	0,35	70	200
PES	1350	3000	//	85	60
PEI	1150	3300	//	105	60
PEEK	1300	4000	//	90	50

Tableau I.1. Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermoplastiques [22]

I.4.1.4.1.2. Les résines thermodurcissables :

Les résines thermodurcissables sont des polymères qui, suite à un traitement thermique ou physico-chimique (utilisation de catalyseurs ou de durcisseurs), se transforment en produits pratiquement insolubles et non fusibles. Ces résines présentent donc la particularité de pouvoir être façonnées une seule fois, après quoi elles deviennent permanentes dans leur forme finale [23].

Matrices TD	Densité gr/m ²	Module Délasticité Mpa	Module de cisaillement Mpa	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (Traction)Mpa	Allongement à la rupture %
Epoxyde	1200	4500	1600	0,4	130	2
Phénolique	1300	3000	1100	0,4	70	2,5
Polyester	1200	4000	1400	0,4	80	2,5
Polycarbonate	1200	2400	//	0,35	60	//
Vinylester	1150	3300	//	//	75	4
Silicon	1100	2200	//	0,5	35	//
Uréthane	1100	700à7000	//	//	30	100
polyimide	1400	4000à19000	1100	0,35	70	1

Tableau.I.2. Caractéristiques Mécaniques des matrices Thermodurcissables [22]

I.4.1.4.1.3 Les matrices naturelles : [21]

Ce sont des matériaux synthétisés par les êtres vivants et microorganismes. La famille la plus importante est celle des polysaccharides comme l'amidon, la cellulose [24].

I.4.1.4.1.4. Résines époxydes :

Le terme époxyde désigne une grande variété de prépolymères comportant un ou plusieurs motifs époxydiques dont les principales applications concernent les matériaux composites (matrice époxyde avec des renforts en fibre de verre ou de carbone) [25].

I.4.1.4.1.5. Les résines thermostables :

Elles se distinguent essentiellement des autres résines par leurs performances thermiques. Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace [26].

I.3.1.4.2. Renfort

Les renforts en fibres jouent un rôle essentiel dans l'amélioration de la résistance mécanique et de la rigidité de la pièce où ils sont intégrés. Le choix de types de renfort est important pour l'élaboration d'une structure composite. Et il existe plusieurs types et styles de renfort disponibles [22].

Les renforts utilisés dans les structures composites peuvent être d'origine minérale (verre, bore, céramique...) ou organique (carbone ou aramide). Parmi les fibres les plus couramment utilisées, on retrouve les fibres de verre et les fibres de carbone [21].

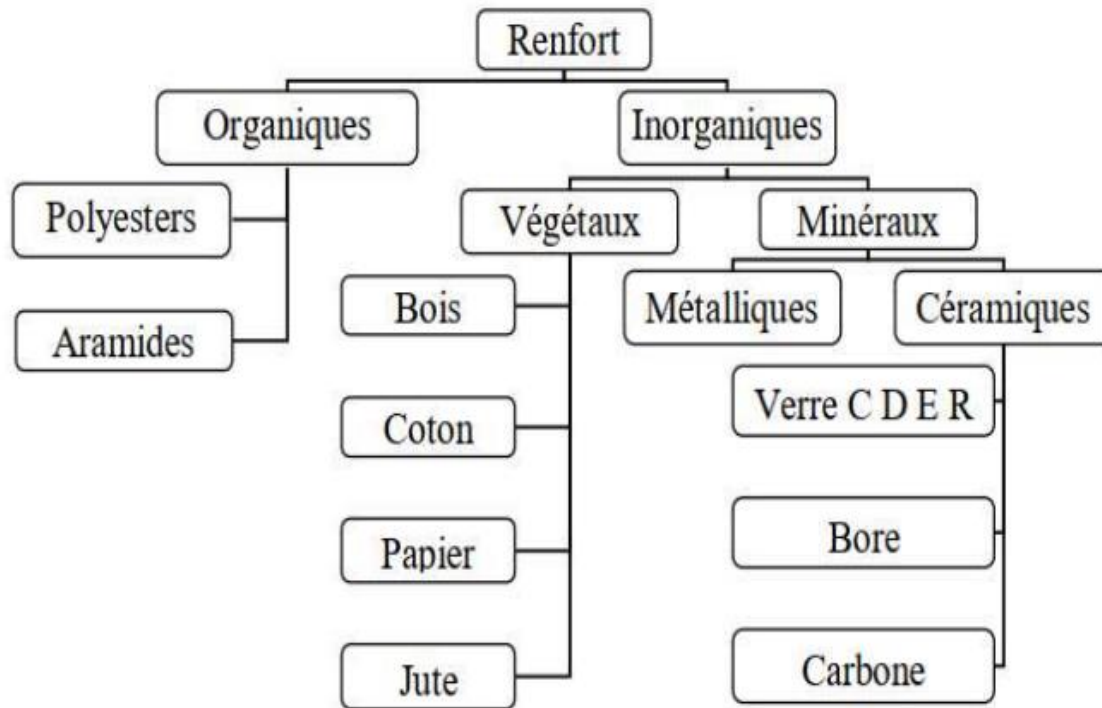


Figure.I.7. Différentes familles de renfort.[21]

❖ **Fibre de verre :**

Fibre de verre est obtenue à partir de sable (silice SiO_2) avec des additions, calcium, bore, sodium et l'oxydes d'aluminium. On distingue trois types de fibres :

- **verre-E** : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes. Il a une bonne résistance de rigidité et une bonne résistance électrique et bonnes propriétés diélectriques.
- **Verre-D** : il est destiné aux applications de construction ou électronique, en raison de ses propriétés diélectriques supérieures aux autres fibres de verre.[21]
- **Verre-R** : est employée quand on a besoin d'une grande résistance à la corrosion.[1]

❖ **Fibre de carbone :**

Fibre de carbone est un renforcement moderne caractérisé par un poids extrêmement bas, haute résistance à la traction et une grande rigidité. Le matériau est facilement maniable et peut être modelé comme la fibre de verre. La fibre de carbone est aussi la plus chère de toutes les fibres de renforcement. Les fibres de carbone se composent de petits cristaux de graphite ayant un diamètre d'environ $0,8 \mu\text{m}$. Elles présentent des modules de 150 à 800 GPa et une masse volumique généralement inférieure à 2000 kg/m^3 . Cependant, elles ont une faible résistance à l'impact, sont inflammables et conductrices d'électricité [14, 22].

❖ Fibre d'aramide :

Fibre d'aramide est formée de polyamides aromatiques. Elles forment le groupe de fibres polymères avec un module le plus important. Les fibres aramides sont produites par Dupont sous le nom commercial Kevlar. Le Kevlar présente la plus faible densité de toutes les fibres de renforcement et une grande résistance à la traction. Sa valeur est entre la fibre de verre et celle de carbone, ayant des modules allant de 60 à 180 GPa et une masse volumique d'environ 1400 kg/m³. Ces fibres ont deux avantages particuliers, elles sont les moins denses et les plus résistantes à l'impact. [14, 22].

Types de renfort	Densité gr/m ²	Module Délasticité Mpa	Module de cisaillement Mpa	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (Traction)Mpa	Allongement à la rupture %	Diamètre de filament (µm)
Verre E	2600	73000	30000	0,25	2500	3,5	16
Verre R	2500	86000	//	0,2	3200	4	10
Carbon HM	1800	390000	20000	0,35	2500	0,6	6,5
Carbone HR	1750	230000	50000	0,3	3200	1,3	7
Kevlar 49	1450	130000	12000	0,4	2900	2,3	12
Bore	2600	400000	//	//	3400	0,8	100

Tableau.I.3. Caractéristiques Mécaniques des différents types du renfort [22]

I.4.2. Cœur (L'âme) :

Parmi les composants de base de la structure sandwich est le cœur (l'âme). Le cœur a généralement une très faible résistance à la flexion. Son rôle est de supporter les efforts de compression et de cisaillement [14]. La variété des constructions sandwich dépend principalement de la configuration du noyau [11]. Afin de garantir l'efficacité de la structure sandwich, il est essentiel que l'âme possède une résistance adéquate pour supporter les charges de compression et de cisaillement. Parmi les divers types de cœurs utilisés, nous pouvons mentionner les trois cas suivants :

Les mousses :

- Les mousses sont les types de cœurs les plus couramment utilisés dans les structures sandwich. Elles sont fabriquées à partir de polychlorure de vinyle, de polystyrène, de polyuréthane ou d'autres polymères synthétiques. Leur densité varie généralement de 30 à 300 kg/m³, avec des épaisseurs allant de 3 à 40 mm. En moyenne, on retrouve des échantillons ayant une densité de 80 kg/m³ et une épaisseur de 15 mm. Ils peuvent être thermoformés, ce qui permet

de réaliser des pièces de formes complexes. Ces matériaux présentent de bonnes propriétés mécaniques, une bonne adhérence à la résine et une faible absorption d'eau. Cependant, leur principal point faible réside dans leur faible résistance à l'impact.

• **Nid d'abeilles :**

Les composites sandwich à noyau en nid d'abeille sont des structures qui présentent une résistance élevée aux charges d'impact et décompression,[21]. C'est une série de cellules nichées ensemble pour former une structure similaire en apparence à la forme d'une cellule d'abeilles. Le nid d'abeille présente des caractéristiques telles que la résistance au feu, la souplesse, la légèreté et une bonne résistance à l'impact. Les propriétés mécaniques dépendent du matériau utilisé ainsi que de la taille des cellules. La masse volumique du noyau en nid d'abeille varie de 15 à 100 kg/m³ et son épaisseur peut aller de 3 à 50 mm Les structures sandwich avec des âmes en nid d'abeilles sont préférées afin d'absorber l'énergie, en particulier dans les régions où un comportement mécanique élevé est attendu sous des charges d'impact [26]. Le cœur en nid d'abeille est utilisé principalement pour les applications structurelles dans l'industrie aérospatiale. Les structures en nid d'abeille utilisent une diversité de matériaux. Le noyau présente une structure hexagonale et peut être fabriqué à partir de différents matériaux tels que le papier et l'aluminium. Les types les plus répandus sont le Nomex et le Korex, qui sont fabriqués à partir de Kevlar. [1]

Le bois :

Il est utilisé pour sa très bonne résistance à la compression notamment pour les supports d'accastillage. Le balsa est la variété la plus courante car c'est la plus légère : 100 kg/m³ de masse volumique. Le bois est le matériau le moins cher, mais il est le plus poreux.

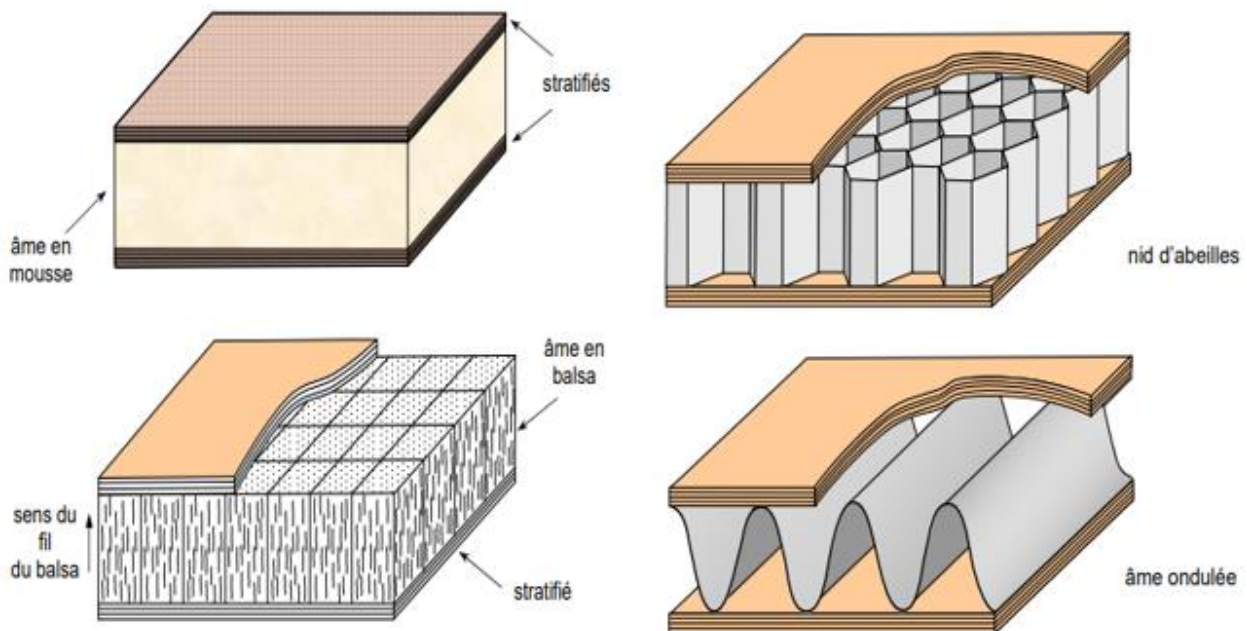


Figure.I.8. Différents types de cœur.[25]

I.5. Les types de panneaux sandwichs :

I.5.1 Panneau sandwichs pour bardage :

Le panneau sandwich pour bardage il se compose de deux profils métalliques (tôle extérieure et intérieure) et un noyau isolant en mousse rigide de polyuréthane(PUR) ou polyisocyanurate (PIR), afin d'assurer les meilleures prestations d'isolement thermique, les panneaux de bardage en PUR/PIR couvrent tous les deux votre bâtiment et permettent une apparence esthétique dans différentes épaisseurs, Ep : 30-35-40-50-60mm Ces mousses constituent un matériau très adaptable et présent dans notre vie quotidienne, grâce à ses caractéristiques : isolement thermique, légèreté, hygiène, facilité de manipulation et d'installation, stabilité. Ce panneau est destiné à la réalisation des cloisons modulaires pour l'habillage des structures métalliques (charpentes métalliques lourdes ou légères) ; on le trouve comme : cloisons intérieurs et extérieurs ; faux plafonds ; séparation interne. [28]

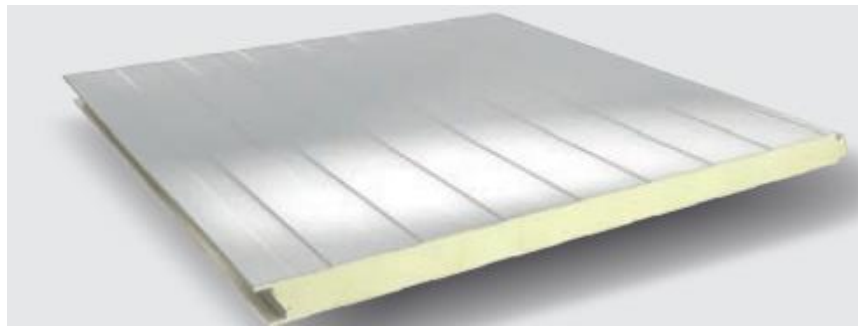


Figure.I.9. Panneaux sandwichs de bardage [10]

I.5.2. Le Panneau Sandwich Frigorifique :

Le Panneau Sandwich Frigorifique est un Matériau de construction (Isolant Thermique) destiné à Réalisation des : Chambres Froides, Entrepôts et Complexes frigorifiques, Tunnels de congélation et surgélation, salles blanches, Salles de contrôle (Centre de calculs ; Data Center...)

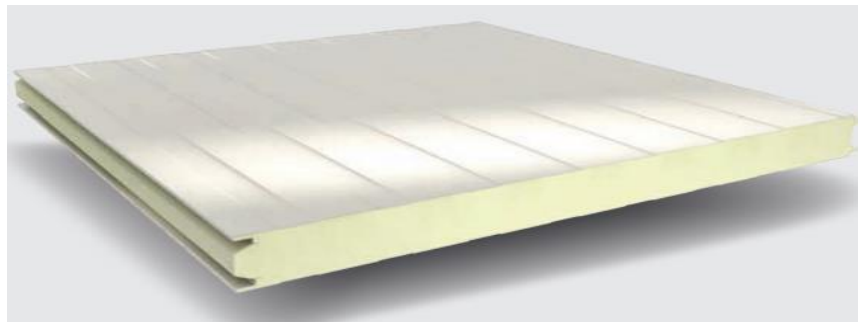


Figure.I.10. Frigorifique [10]

I.5.3. Le Panneau Sandwich pour couverture :

Le toit d'un bâtiment est l'une des parties les plus importantes de l'architecture du bâtiment, tout en étant la partie la plus touchée par les conditions naturelles telles que la neige, la pluie et l'orage. Grâce aux panneaux sandwich pour couverture, vous pouvez assurer l'isolation thermique, l'humidité, l'eau, l'isolation acoustique et la résistance au feu, en particulier sur les revêtements de toiture des bâtiments industriels. Par conséquent, vous rendez votre bâtiment plus fort contre les conditions naturelles difficiles. Selon les besoins que les investisseurs et les concepteurs ressentent pour les bâtiments,[10]

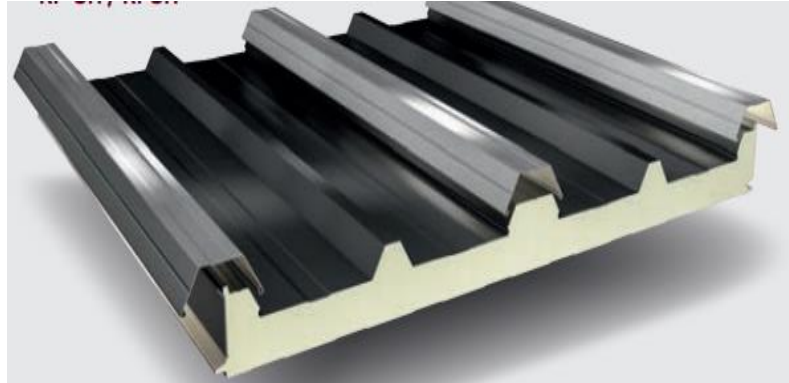


Figure.I.11. Panneau couverture [10]

I.5.4. Panneau Tuile :

Panneau recommandé pour applications résidentielles bâtiments agricoles maisons individuelles, pour toitures présentant une pente d'au moins 10 %. Peut être posé directement comme toiture ou sur tout autre surface comme revêtement ou isolation. Ces panneaux rentent de hautes prestations mécaniques, une excellente isolation thermique et acoustique et une finition esthétique. [19]



Figure.I.1.2 Panneau tuile [19]



Chapitre II

*Comportements
mécaniques des structures*

II.1. Introduction :

Une structure sandwiche consiste d'une âme et de deux peaux. Les deux peaux sont rigides et le cœur est relativement souple, mais lorsqu'ils sont combinés sous forme de structure sandwich, ils produisent une structure rigide, solide et très légère [21].

La résistance et la rigidité des structures sandwiches en flexion augmentent avec l'épaisseur des stratifiés constituant la structure. Toutefois, pratiquement seules les couches externes supportent les charges imposées à la structure. Un accroissement des propriétés spécifiques en flexion est obtenu en remplaçant les couches internes par un matériau léger et en l'interposant entre les couches externes pour obtenir un matériau sandwich [29,30]. En générale, le comportement mécanique des structures sandwiches se base sur la théorie des plaque sandwiches qui est développée ou dérivée de la théorie des stratifiés. En considérant la théorie des stratifiés en prenant en compte le cisaillement transverse qui est basé sur une évaluation des champs des déplacements, la théorie des plaques sandwiches considère que seul le cœur du sandwich est soumis à une déformation en cisaillement transverse.

La théorie des stratifiés avec cisaillement transverse et la théorie des plaques sandwiches sont les outils qui peuvent être utilisés usuellement pour analyser le comportement des structures sandwich, par une analyse par éléments finis. Dans le présent travail nous appliquons la théorie des plaques sandwichs pour évaluer les performances mécaniques des différents sandwichs dans le cas de la flexion trois points.

II.2. Comportement de la monocouche :

Dans un milieu continu élastique, la loi de comportement d'un matériau établit la relation entre les contraintes et les déformations subies par le matériau lorsqu'il est soumis à des sollicitations extérieures. Cette relation est généralement exprimée par le biais du tenseur de contraintes, est une représentation mathématique des contraintes présentes à un point donné d'un matériau. Il est défini par neuf composantes dans un repère orthonormé (x, y, z). [1-30]

$$\Sigma = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} & \sigma_{yy} & \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} & \sigma_{yz} & \sigma_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{II.1})$$

Effectivement, de la même manière que le tenseur de contraintes définit l'état des contraintes en un point donné, le tenseur de déformation ξ_{ij} permet de décrire l'état des déformations en ce même point.

$$\xi = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{yy} & \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{xz} & \varepsilon_{yx} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{II.2})$$

la relation qui relie les champs de déformation et de contrainte caractérise le comportement élastique d'un milieu continu, et cette relation dépend des propriétés mécaniques du matériau qui compose le milieu.

$$\begin{aligned}\sigma_{ij} &= \lambda_{ijkl} \xi_{kl} \\ \xi_{ij} &= \eta_{ijkl} \sigma_{kl}\end{aligned}\quad (\text{II.3})$$

λ_{ijkl} : est le tenseur de rigidité.

η_{ijkl} : est le tenseur de souplesse.

II.2.1. Lois de comportement de la monocouche [30]

Dans le cas de l'étude du comportement de la monocouche d'une structure sandwich composite, supposant que le matériau est orthotrope, les constantes élastiques peuvent être déterminées dans un repère quelconque.

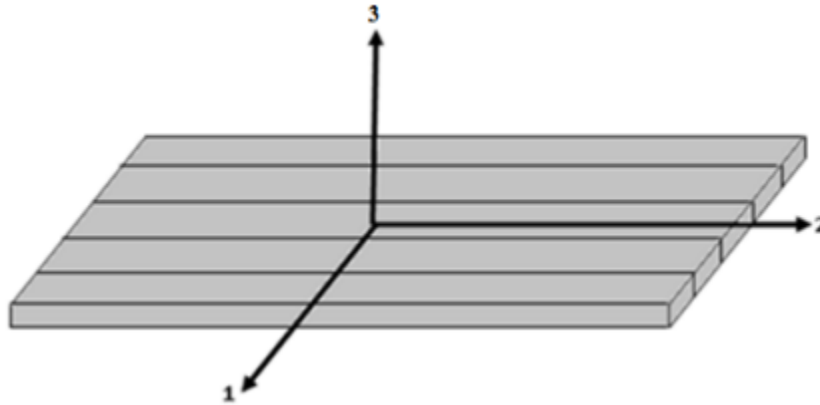


Figure.II.1. Repère local de la monocouche [31]

Il est important de noter que les hypothèses simplificatrices, telles que l'abandon de la troisième direction en raison de la faible épaisseur de la plaque, permettent de réduire la complexité de la modélisation et d'éliminer certains coefficients de la matrice de rigidité, simplifiant ainsi les équations de comportement de la monocouche. La loi de comportement de la monocouche dans le repère local (1, 2):

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{21}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}, \quad (\text{II.4})$$

On peut exprimer l'équation (II.4) d'une autre manière :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{E}_1 & \nu_{12}\overline{E}_1 & 0 \\ \nu_{21}\overline{E}_2 & \overline{E}_2 & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{II.5})$$

Avant de réaliser des calculs sur une plaque composée de plusieurs couches d'orientations diverses, il est nécessaire de ramener toutes les couches dans le repère global de la plaque. Cela implique d'effectuer un changement de repère de toutes les matrices de la relation de comportement des couches, en passant du repère local (1, 2) au repère global (x, y).

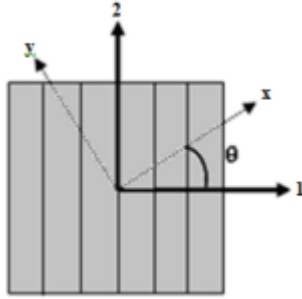


Figure.II.2. Repère global et local de la monocouche [31]

Les coordonnées d'un vecteur dans les deux repères :

$$\vec{V} = v_1 \vec{1} + v_2 \vec{2} = v_x \vec{x} + v_y \vec{y} \quad (\text{II.6})$$

La relation entre les coordonnées globales et locales :

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C & S \\ -S & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.7})$$

Avec : $[P] = \begin{bmatrix} C & S \\ -S & C \end{bmatrix}$ c'est la matrice de passage, et : $C = \cos(\theta)$, $S = \sin(\theta)$

La relation entre les coordonnées locales et globales :

$$[v]_{12} = [T] [v]_{xy} \quad (\text{II.8})$$

Avec : $[P]^t [P] = [T]$ et $[P]^t$ est la matrice transposée de $[P]$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C^2 & S^2 & 2SC \\ S^2 & C^2 & -2SC \\ -SC & SC & C^2 - S^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (\text{II.9})$$

La loi de comportement de la monocouche dans le repère global (x, y) :

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{13} \\ \overline{Q}_{21} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{61} & \overline{Q}_{62} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (\text{II.10})$$

Avec :

$$\begin{aligned} \overline{Q}_{11} &= C^4 \overline{E}_1 + S^4 \overline{E}_2 + 2C^2 S^2 (v_{12} \overline{E}_1 + 2G_{12}) \\ \overline{Q}_{22} &= S^4 \overline{E}_1 + C^4 \overline{E}_2 + 2C^2 S^2 (v_{12} \overline{E}_1 + 2G_{12}) \\ \overline{Q}_{66} &= C^2 S^2 (\overline{E}_1 + \overline{E}_2 - 2v_{12} G_{12}) + (C^2 - S^2) G_{12} \\ \overline{Q}_{12} &= C^2 S^2 (\overline{E}_1 + \overline{E}_2 - 4G_{12}) + (C^2 + S^2) v_{12} \overline{E}_1 \\ \overline{Q}_{16} &= -CS (C^2 \overline{E}_1 - S^2 \overline{E}_2 - (C^2 - S^2) (v_{12} \overline{E}_1 + 2G_{12})) \\ \overline{Q}_{26} &= -CS (S^2 \overline{E}_1 - C^2 \overline{E}_2 - (C^2 - S^2) (v_{12} \overline{E}_1 + 2G_{12})) \end{aligned} \quad (\text{II.11})$$

Avec :

E_i est le module d'élasticité de la monocouche dans le sens i .

ν_{ij} est le coefficient de Poisson de la monocouche dans le plan (i, j).

G_{ij} est le module de cisaillement de la monocouche dans le plan (i, j).

II.3. Théorie des Plaques Sandwichs [25]

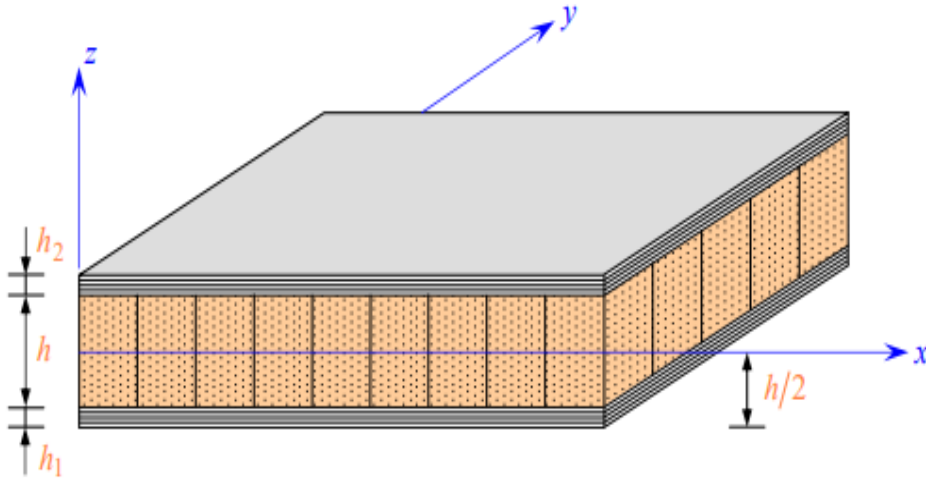


Figure.II.3. Notations d'une plaque sandwich.

II.3.1. Hypothèses de la théorie des sandwichs

La théorie des plaques sandwichs repose sur les hypothèses fondamentales suivantes :

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 de faibles déformations

II.3.2. Champ des déplacements :

Dans le contexte de la théorie des plaques sandwichs, l'hypothèse 2 implique un schéma du premier ordre pour les déplacements de l'âme. Cette hypothèse suppose que les déplacements dans l'âme du panneau sandwich sont approximativement linéaires

$$\begin{aligned} u_a(x, y, z) &= u_0(x, y) + z \varphi_x(x, y) \\ v_a(x, y, z) &= v_0(x, y) + z \varphi_y(x, y) \end{aligned} \quad (\text{II.12})$$

Avec :

$$\begin{aligned} u_a(x, y, z) &= u_0(x, y, 0) \\ v_a(x, y, z) &= v_0(x, y, 0) \end{aligned}$$

La continuité des déplacements aux interfaces âme-peaux, associée à l'hypothèse 3, conduit aux expressions suivantes des déplacements dans les peaux :

- Peau inférieure :

$$\begin{aligned} u_1(x, y, z) &= u_0(x, y) - \frac{h}{2} \varphi_x(x, y) \\ v_1(x, y, z) &= v_0(x, y) - \frac{h}{2} \varphi_y(x, y) \end{aligned} \quad (\text{II.13})$$

- Peau supérieure :

$$\begin{aligned}
u_1(x, y, z) &= u_0(x, y) + \frac{h}{2} \varphi_x(x, y) \\
v_1(x, y, z) &= v_0(x, y) + \frac{h}{2} \varphi_y(x, y)
\end{aligned}
\tag{II.14}$$

- L'hypothèse 4 s'écrit :

$$w(x, y, z) = w_0(x, y, 0) \tag{II.15}$$

La théorie des plaques sandwichs repose sur la détermination de cinq fonctions de déplacement et de rotation : u_0 , v_0 , w_0 , φ_x et φ_y , qui sont analogues à celles introduites dans la théorie des stratifiés en tenant compte du cisaillement transverse.

II.3.3. Champ des déformations :

Le champ des déformations dans la peau inférieure d'une plaque sandwich peut être déduit à partir du champ des déplacements. Selon l'équation (II.13) des déplacements, le champ des déformations dans la peau inférieure peut s'écrire comme suit :

$$\begin{aligned}
\varepsilon_{xx}^1 &= \frac{\partial u_1}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - \frac{h}{2} \frac{\partial \varphi_x}{\partial x} \\
\varepsilon_{yy}^1 &= \frac{\partial v_1}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - \frac{h}{2} \frac{\partial \varphi_y}{\partial y} \\
\varepsilon_{zz}^1 &= 0 \\
\gamma_{yz}^1 &= \frac{\partial v_1}{\partial z} + \frac{\partial w_0}{\partial y} = \frac{\partial w_0}{\partial y} \\
\lambda_{xz}^1 &= \frac{\partial u_1}{\partial z} + \frac{\partial w_0}{\partial x} = \frac{\partial w_0}{\partial x} \\
\gamma_{xy}^1 &= \frac{\partial u_1}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - \frac{h}{2} \left(\frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x} \right)
\end{aligned}
\tag{II.16}$$

Lorsque les déformations en cisaillement transverse γ_{yz}^1 et λ_{xz}^1 dans la peau sont négligées, le champ des déformations se réduit au champ des déformations en membrane. Dans ce cas, le champ des déformations en membrane s'écrit sous la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^1 \\ \varepsilon_{yy}^1 \\ \gamma_{xy}^1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} - \frac{h}{2} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{II.17}$$

Le champ des déformations en membrane dans la peau inférieure peut être exprimé à l'aide des notations suivante :

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_{xx}^0 &= \frac{\partial u_0}{\partial x}, \\
 \varepsilon_{yy}^0 &= \frac{\partial v_0}{\partial y}, \\
 \gamma_{xy}^0 &= \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x}, \\
 k_x &= \frac{\partial \varphi_x}{\partial x}, \\
 k_y &= \frac{\partial \varphi_y}{\partial y}, \\
 k_{xy} &= \frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x},
 \end{aligned} \tag{II.18}$$

De même, le champ des déformations dans la peau supérieure s'écrit sous la forme :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^2 \\ \varepsilon_{yy}^2 \\ \gamma_{xy}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^1 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} - \frac{h}{2} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \tag{II.19}$$

Le champ des déformations dans l'âme se déduit du champ (II.12) des déplacements
Soit :

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_{xx}^a &= \frac{\partial u_a}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \frac{\partial \varphi_x}{\partial x} \\
 \varepsilon_{yy}^a &= \frac{\partial v_a}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} + z \frac{\partial \varphi_y}{\partial y} \\
 \varepsilon_{zz}^a &= \frac{\partial w_a}{\partial z} = 0 \\
 \gamma_{yz}^a &= \frac{\partial v_a}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial w_0}{\partial y} + \varphi_y \\
 \lambda_{xz}^a &= \frac{\partial u_a}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial w_0}{\partial x} + \varphi_x \\
 \gamma_{xy}^a &= \frac{\partial u_a}{\partial y} + \frac{\partial v_a}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + z \left(\frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x} \right)
 \end{aligned} \tag{II.20}$$

Le champ des déformations dans la théorie des plaques sandwichs a effectivement la même expression que le champ des déformations dans la théorie des stratifiés avec cisaillement transverse. Il peut être décomposé en deux parties :

- Le champ des déformations en membrane-flexion :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^a \\ \varepsilon_{yy}^a \\ \gamma_{xy}^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^1 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (\text{II.21})$$

- Le champ des déformations en cisaillement transverse :

$$\begin{bmatrix} \gamma_{xz}^a \\ \gamma_{xz}^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial w_0}{\partial y} + \varphi_y \\ \frac{\partial w_0}{\partial x} + \varphi_x \end{bmatrix} \quad (\text{II.22})$$

II.3.4. Champ des contraintes :

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

$$\sigma_{xx}^a = \sigma_{yy}^a = \sigma_{xy}^a = \sigma_{zz}^a = 0 \quad (\text{II.23})$$

L'âme ne transmet que les contraintes en cisaillement :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^a \\ \sigma_{xx}^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{44}^a & C_{45}^a \\ C_{45}^a & C_{55}^a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz}^a \\ \gamma_{xz}^a \end{bmatrix} \quad (\text{II.24})$$

Pour exprimer les coefficients $C_{ij}^{\prime a}$ en fonction des coefficients C_{ij}^a rapportés aux axes principaux de l'âme dans la théorie des plaques sandwichs, Les coefficients $C_{ij}^{\prime a}$ sont les coefficients de rigidité de l'âme dans le repère global de la plaque, tandis que les coefficients C_{ij}^a sont les coefficients de rigidité de l'âme dans le repère principal de l'âme.

Les relations entre ces coefficients peuvent varier en fonction de la géométrie spécifique de l'âme et des propriétés matérielles. Cependant, généralement, les relations peuvent être exprimées comme suit :

$$\begin{aligned} C_{44}^{\prime a} &= C_{44}^a \cos^2 \theta + C_{55}^a \sin^2 \theta \\ C_{45}^{\prime a} &= (C_{55}^a - C_{44}^a) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\ C_{55}^{\prime a} &= C_{44}^a \sin^2 \theta + C_{55}^a \cos^2 \theta \end{aligned} \quad (\text{II.25})$$

Où 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 mesurés dans les axes principaux, selon :

$$C_{44}^a = C_{23}^a, \quad C_{55}^a = C_{13}^a \quad (\text{II.26})$$

L'hypothèse 6 stipule que les contraintes en cisaillement transverse sont nulles dans toutes les couches K de la peau inférieure ou supérieure d'une structure sandwich.

$$\sigma_{xz}^k = \sigma_{zx}^k = 0 \quad (\text{II.27})$$

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

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^k \\ \sigma_{yy}^k \\ \sigma_{xy}^k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11}^i & Q_{12}^i & Q_{16}^i \\ Q_{12}^i & Q_{22}^i & Q_{26}^i \\ Q_{16}^i & Q_{26}^i & Q_{66}^i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^i \\ \varepsilon_{yy}^i \\ \varepsilon_{xy}^i \end{bmatrix}, i = 1, 2, \quad (\text{II.28})$$

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

II.4. Essai de flexion :

Les essais mécaniques sont des tests effectués sur des matériaux ou des structures pour évaluer leurs propriétés mécaniques, telles que la résistance, la ductilité, la rigidité, la ténacité, etc. Ces essais permettent de caractériser le comportement d'un matériau ou d'un composant sous différentes charges et conditions, fournissant ainsi des informations essentielles pour la conception et l'analyse de structures. Les essais mécaniques les plus couramment utilisés :

Essai de flexion : Cet essai mesure la résistance d'un matériau ou d'une structure à une force appliquée perpendiculairement à son axe longitudinal. Il permet de déterminer la rigidité, la résistance à la flexion et la capacité de déformation du matériau.

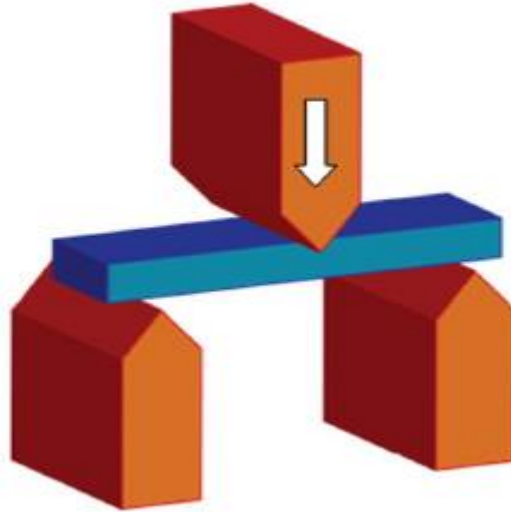


Figure.II.4. Test de flexion 3 points [21]

II.5. Flexion des Poutres :

L'importance de développer une analyse sur le comportement en flexion des poutres est liée d'une part à l'utilisation des poutres comme éléments de base dans la réalisation des structures, et d'autre part à la caractérisation des propriétés mécaniques des matériaux stratifiés et des matériaux sandwichs à partir d'essais de flexion réalisés sur des éprouvettes en forme de poutres.

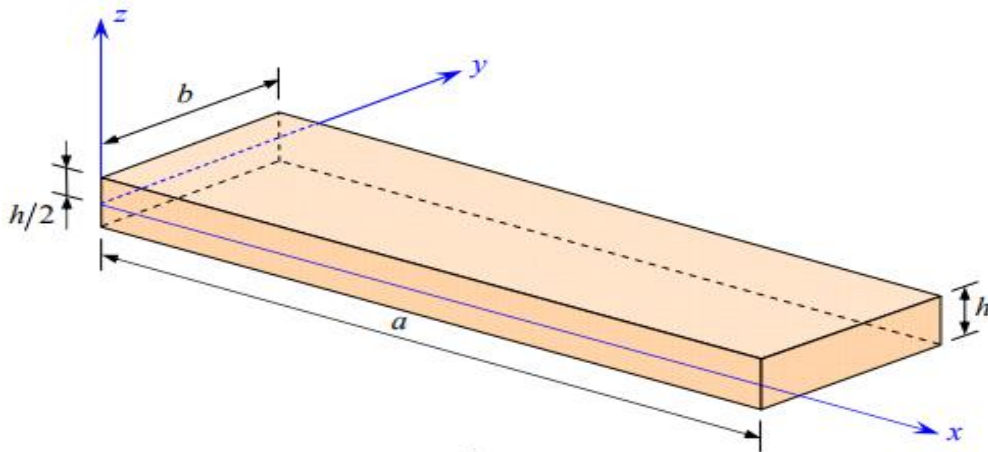


Figure.II.5. Élément de poutre

II.5. 1. Théorie classique des stratifiés [25]

II.5. 1.1. Expressions générales :

Dans le cas d'une flexion pure d'un stratifié symétrique, l'équation se réduit à :

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{pmatrix} \quad (\text{II.29})$$

Où κ_x , κ_y et κ_{xy} sont définis dans les relations

$$\kappa_x = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2}(x, y), \quad \kappa_y = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2}(x, y), \quad \kappa_{xy} = -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y}(x, y) \quad (\text{II.30})$$

L'équation (20.1) peut être écrite sous la forme inverse suivant :

$$\begin{pmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{11}^* & D_{12}^* & D_{16}^* \\ D_{12}^* & D_{22}^* & D_{26}^* \\ D_{16}^* & D_{26}^* & D_{66}^* \end{pmatrix} \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{pmatrix} \quad (\text{II.31})$$

Où D_{ij}^* sont les éléments de la matrice inverse de $[D_{ij}]$:

$$\begin{aligned} D_{11}^* &= \frac{1}{\Delta}(D_{22}D_{66} - D_{26}^2), & D_{16}^* &= \frac{1}{\Delta}(D_{12}D_{26} - D_{16}D_{22}), \\ D_{26}^* &= \frac{1}{\Delta}(D_{12}D_{16} - D_{26}D_{11}), & D_{12}^* &= \frac{1}{\Delta}(D_{16}D_{26} - D_{12}D_{66}), \\ D_{22}^* &= \frac{1}{\Delta}(D_{11}D_{66} - D_{16}^2), & D_{66}^* &= \frac{1}{\Delta}(D_{11}D_{22} - D_{12}^2), \end{aligned} \quad (\text{II.32})$$

Et Δ est le déterminant de la matrice $[D_{ij}]$:

$$\Delta = D_{11}D_{22}D_{66} + 2D_{12}D_{16}D_{26} - D_{11}D_{26}^2 - D_{22}D_{16}^2 - D_{66}D_{12}^2.$$

La théorie des poutres fait l'hypothèse que, dans le cas d'une flexion suivant l'axe x , les moments de flexion et de torsion M_y et M_{xy} sont nuls :

$$M_y = 0, M_{xy} = 0 \quad (\text{II.33})$$

Les relations (20.2) et (20.3) conduisent donc à :

$$\kappa_x = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} = D_{11}^* M_x \quad (\text{II.34})$$

Enfin, la théorie des poutres fait l'hypothèse supplémentaire que la flèche n'est fonction que de x :

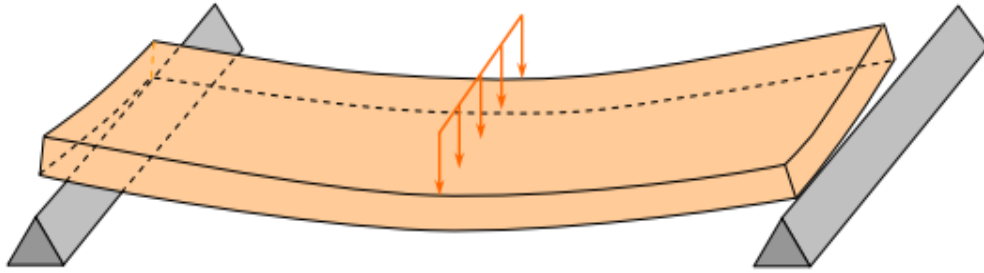


Figure.II.6. Effet du couplage flexion-torsion dans le cas de la flexion d'une poutre constituée d'un matériau stratifié.

$$w_0 = w_0(x)$$

La plus grande attention doit toutefois être apportée à cette dernière hypothèse. En effet, les équations (II.30) et (II.31) montrent que les courbures K_y et K_{xy} sont fonctions du moment de flexion M_x , soit :

$$K_y = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = D_{12}^* M_x, \quad (\text{II.35})$$

$$K_{xy} = -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} = D_{16}^* M_x. \quad (\text{II.36})$$

Ces relations montrent que la flèche w_0 dépend a priori de la variable y . Cet effet est particulièrement important dans le cas d'éprouvettes de flexion de laboratoire, de forme plus proche d'une lame que d'une poutre. Il en résulte que la flexion et la torsion induites par les termes D_{12}^* et D_{16}^* dans les équations (II.36) tendent à produire un décollement partiel de la poutre sur ses supports (figure II.30). Cet effet est toutefois négligeable dans le cas où le rapport longueur sur largeur (L/b) est suffisamment élevé. Dans cette hypothèse (II.35), l'équation (II.34) s'écrit :

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = -D_{11}^* M_x \quad (\text{II.37})$$

Il est usuel d'écrire cette équation sous la forme :

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = -\frac{M}{E_x I} \quad (\text{II.38})$$

En introduisant :

- Le module E_x de flexion de la poutre :

$$E_x = \frac{12}{h^3 D_{11}^*} \quad (\text{II.39})$$

- Le moment quadratique I de la section droite de la poutre par rapport au plan (x, y) :

$$I = I_{xy} = \frac{bh^3}{12} \quad (\text{II.40})$$

- Le moment M de flexion :

$$M = bM_x \quad (\text{II.41})$$

Compte tenu des hypothèses faites, l'équation de flexion des plaques se réduit ici à :

$$\frac{d^2 M_x}{dx^2} + q = 0 \quad (\text{II.42})$$

En tenant compte de (II.37) et (II.38), cette équation s'écrit :

$$\frac{d^4 w_0}{dx^4} = D_{11}^* q \quad (\text{II.43})$$

Où

$$\frac{d^4 w_0}{dx^4} = \frac{p}{E_x I} \quad (\text{II.44})$$

Avec

$$p = bq \quad (\text{II.45})$$

L'équation différentielle (II.43) en w_0 a la même forme que l'équation différentielle obtenue dans le cas d'une flexion cylindrique. Les deux équations diffèrent par les coefficients introduits : D_{11}^* dans la flexion de poutre et $1/D_{11}$ (stratifié symétrique) dans le cas de la flexion cylindrique.

D'autre part, les équations des plaques s'écrit ici :

$$\frac{dM_x}{dx} = Q_x \quad (\text{II.46})$$

Où

$$\frac{dM}{dx} = Q \quad (\text{II.47})$$

En posant :

$$Q = bQ_x \quad (\text{II.48})$$

Les contraintes dans la couche k du stratifié s'écrivent :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx}^k \\ \sigma_{yy}^k \\ \sigma_{xy}^k \end{Bmatrix} = z \begin{Bmatrix} Q_{11}^k & Q_{12}^k & Q_{16}^k \\ Q_{12}^k & Q_{22}^k & Q_{26}^k \\ Q_{16}^k & Q_{26}^k & Q_{66}^k \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.49})$$

En notant, pour simplifier, Q_{ij}^k les coefficients de rigidité Q'_{ij} de la couche k, rapportés aux axes de la plaque. D'où :

$$\begin{aligned}\sigma_{xx}^k &= z(Q_{11}^k D_{11}^* + Q_{12}^k D_{12}^* + Q_{16}^k D_{16}^*) M_x \\ \sigma_{yy}^k &= z(Q_{12}^k D_{11}^* + Q_{22}^k D_{12}^* + Q_{26}^k D_{16}^*) M_x \\ \sigma_{xy}^k &= z(Q_{16}^k D_{11}^* + Q_{26}^k D_{12}^* + Q_{66}^k D_{16}^*) M_x\end{aligned}\quad (\text{II.50})$$

Les expressions de ces contraintes peuvent être réécrites, en introduisant M et I, sous la forme :

$$\sigma_{xx}^k = a_{xx}^k \frac{M}{I} z \quad (\text{II.51})$$

$$\sigma_{yy}^k = a_{yy}^k \frac{M}{I} z \quad (\text{II.52})$$

$$\sigma_{xy}^k = a_{xy}^k \frac{M}{I} z \quad (\text{II.53})$$

Avec :

$$\begin{aligned}a_{xx}^k &= (Q_{11}^k D_{11}^* + Q_{12}^k D_{12}^* + Q_{16}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12} \\ a_{yy}^k &= (Q_{12}^k D_{11}^* + Q_{22}^k D_{12}^* + Q_{26}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12} \\ a_{xy}^k &= (Q_{16}^k D_{11}^* + Q_{26}^k D_{12}^* + Q_{66}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12}\end{aligned}\quad (\text{II.54})$$

Les expressions précédentes des contraintes ne sont correctes qu'à une distance assez éloignée ($> h$) des bords de la poutre. Les résultats précédents ne sont donc applicables qu'au cas de poutres ayant un rapport b/h assez élevé. D'autre part, dans le cas de poutres en matériau homogène, les relations (II.52) associées et conduisent à $a_{xx} = 1$ et $a_{yy} = a_{xy} = 0$. Les équations (II.51) se réduisent aux équations de la théorie classique des poutres. La contrainte de cisaillement dans les couches se déduit de l'équation d'équilibre, soit :

$$\frac{d\sigma_{xz}^k}{dz} = -\frac{d\sigma_{xx}^k}{dx} = -a_{xx}^k \frac{1}{I} \frac{dM}{dx} z \quad (\text{II.55})$$

D'où :

$$\sigma_{xz}^k = -\frac{Q}{2I} a_{xx}^k (z^2 + c_k) \quad (\text{II.56})$$

Les constantes c_k dans chaque couche sont déterminées en annulant σ_{xz} sur les faces supérieure et inférieure, et en assurant la continuité de σ_{xz} entre chaque couche.

Dans le cas d'une poutre constituée d'un matériau homogène, nous avons $a_{xx} = 1$ et la contrainte de cisaillement transverse s'annule sur les faces inférieure et supérieure : $\sigma_{xz} = 0$ pour $z = \pm h/2$. Il en résulte :

$$\sigma_{xz} = \frac{Qh^2}{8I} \left[1 - 4\left(\frac{z}{h}\right)^2 \right] = \frac{3Q}{2bh} \left[1 - 4\left(\frac{z}{h}\right)^2 \right] \quad (\text{II.57})$$

La contrainte de cisaillement est maximum pour $z = 0$, soit :

$$\sigma_{xz}(z = 0) = \tau_0 = \frac{3Q}{2bh} \quad (\text{II.58})$$

La relation (II.54) peut alors être réécrite sous la forme :

$$\sigma_{xz}^k = -a_{xx}^k \tau_0 \left[4\left(\frac{z}{h}\right)^2 + d_k \right] \quad (\text{II.59})$$

Où d_k sont de nouvelles constantes à déterminer en assurant la continuité de σ_{xz} dans l'épaisseur de la poutre. Pour une poutre constituée d'un matériau homogène, la relation (II.57) se réduit à (II.55), soit :

$$\sigma_{xz}^k = \tau_0 \left[1 - 4\left(\frac{z}{h}\right)^2 \right] \quad (\text{II.60})$$

II.5.1.2. Flexion 3-points [21]

Nous considérons (figure II.4) une poutre en flexion 3 points. La symétrie du problème conduit à ne considérer qu'une moitié de poutre. Le moment de flexion s'exprime par la relation :

$$M = -\frac{Px}{2}, 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (\text{II.61})$$

Où est la charge totale exercée au milieu de la poutre. En reportant cette expression dans (II.38), il vient :

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = \frac{Px}{2E_x I}, 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (\text{II.62})$$

Dans le cas d'appuis simples, les conditions aux frontières sont pour :

$$M = 0, w_0 = 0 \quad (\text{II.63})$$

D'autre part, la symétrie impose que, pour $x = L/2$:

$$\frac{dw_0}{dx} = 0 \quad (\text{II.64})$$

L'intégration de (II.60) associée aux conditions (II.61) et (II.62) conduit à :

$$w_0 = -\frac{Pl^2}{48E_xI}x\left[3 - \left(\frac{2x}{L}\right)^2\right] \quad (\text{II.65})$$

La flèche w_c au centre de la poutre ($x = L/2$) s'écrit :

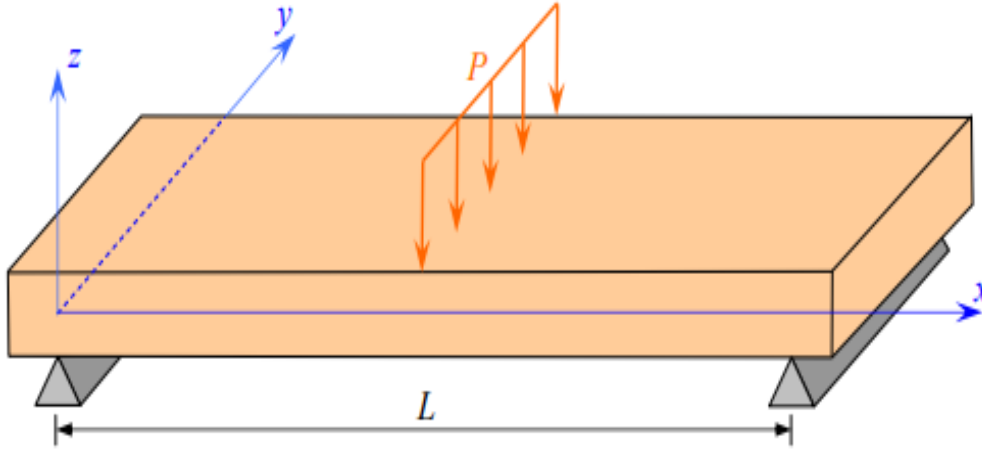


Figure.II.7. Sollicitation d'une poutre en flexion 3-points

$$w_c = \frac{PL^3}{48E_xI} = \frac{PL^3}{48b}D_{11}^* \quad (\text{II.66})$$

Cette relation peut être utilisée pour déterminer soit le module de flexion de la poutre, soit le coefficient D_{11}^* , connaissant la flèche w_c au centre pour une charge imposée P :

$$E_x = \frac{PL^3}{48Iw_c} = \frac{PL^3}{4bh^3w_c} \quad (\text{II.67})$$

$$D_{11}^* = \frac{48bw_c}{PL^3}$$

Les contraintes dans la couche k s'écrivent d'après (II.51) :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -6a_{xx}^k \frac{P}{bh^3}xz, \\ \sigma_{yy}^k &= -6a_{yy}^k \frac{P}{bh^3}xz \end{aligned} \quad (\text{II.68})$$

$$\sigma_{xy}^k = -6a_{xy}^k \frac{P}{bh^3}xz$$

Ces contraintes sont maximales pour $x = L/2$, soit :

$$\begin{aligned}
\sigma_{xx}^k &= -3a_{xx}^k \frac{PL}{bh^3} Z \\
\sigma_{yy}^k &= -3a_{yy}^k \frac{PL}{bh^3} Z \\
\sigma_{xy}^k &= -3a_{xy}^k \frac{PL}{bh^3} Z
\end{aligned} \tag{II.69}$$

Dans le cas d'une poutre en matériau homogène isotrope : $a_{xx}=1$, et la contrainte normale s'écrit :

$$\sigma_{xx} = -\frac{3PL}{bh^3} Z \tag{II.70}$$

La contrainte de traction maximale est atteinte sur la face inférieure ($z = -h/2$), et s'exprime suivant :

$$\sigma_{xx \max} = \sigma_0 = \frac{3PL}{2bh^2} \tag{II.71}$$

Les contraintes dans la couche k d'un stratifié peuvent donc s'écrire sous la forme :

$$\begin{aligned}
\sigma_{xx}^k &= -2a_{xx}^k \sigma_0 \frac{Z}{h} \\
\sigma_{yy}^k &= -2a_{yy}^k \sigma_0 \frac{Z}{h} \\
\sigma_{xy}^k &= -2a_{xy}^k \sigma_0 \frac{Z}{h}
\end{aligned} \tag{II.72}$$

II.5.2. Flexion des poutres sandwichs [25]

II.5.2.1. Expressions générales :

La similitude de comportement entre les plaques sandwich symétriques et les stratifiés symétriques avec cisaillement transverse permet de transposer les résultats obtenus, la flexion de poutres en matériaux sandwichs. En effet, dans le cas d'une flexion pure, l'équation des matériaux sandwichs se réduit à :

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \tag{II.73}$$

Et

$$\begin{bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{44} & H_{45} \\ H_{45} & H_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz}^a \\ \gamma_{xz}^a \end{bmatrix} \tag{II.74}$$

Avec

$$\begin{aligned}\kappa_x &= \frac{\partial \phi_x}{\partial x}, \kappa_y = \frac{\partial \phi_y}{\partial y}, \kappa_{xy} = \frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \\ \gamma_{yz}^a &= \frac{\partial w_0}{\partial y} + \phi_y, \gamma_{xz}^a = \frac{\partial w_0}{\partial x} + \phi_x\end{aligned}\quad (\text{II.75})$$

La comparaison des expressions (II.72), (II.73) confirme la possibilité de transposer à la flexion des poutres sandwichs les résultats obtenus pour les fonctions ϕ_x, ϕ_y et w_0 . Outre les différences entre les expressions des coefficients D_{ij} et F_{ij} , la différence essentielle entre les deux types de matériaux se situe au niveau de la distribution des contraintes.

Pour illustrer cet aspect, nous reprenons le sandwich symétrique considéré deux peaux identiques dont les axes d'orthotrope sont parallèles aux axes x et y de la poutre et d'une âme dont les axes principaux 1-2 sont parallèles aux axes x et y . Les contraintes en membrane dans la couche k de la peau supérieure ou inférieure soit :

$$\begin{aligned}\sigma_{xx}^k &= \pm Q_{11}^k \frac{h}{2} \frac{d\phi_x}{dx} \\ \sigma_{yy}^k &= \pm Q_{12}^k \frac{h}{2} \frac{d\phi_x}{dx} \\ \sigma_{xy}^k &= 0\end{aligned}\quad (\text{II.76})$$

Les contraintes sont maximales pour $x = L/2$, en particulier la contrainte normale σ_{xx}^k s'écrit :

$$\sigma_{xx}^k = \mp Q_{11}^k \frac{Ph}{4E_x l} x = \mp \frac{Ph}{4b} D_{11}^* Q_{11}^k x \quad (\text{II.77})$$

Où l'expression σ_0 a été introduite en (II.70).

La contrainte de cisaillement transverse peut ensuite être obtenue à partir de l'équation d'équilibre, ce qui conduit à :

$$\sigma_{yy}^k = \mp Q_{12}^k \frac{Ph}{4E_x l} x = \mp \frac{Ph}{4b} D_{11}^* Q_{12}^k x \quad (\text{II.78})$$

Soit en intégrant :

$$\sigma_{xx}^k = \mp \sigma_0 \frac{hh_t^2}{12} D_{11}^* Q_{11}^k \quad (\text{II.79})$$

Où

$$\sigma_{xz}^k = \mp \tau_0 Q_{11}^k D_{11}^* \frac{hh_t^2}{6} \left(2 \frac{z}{h_t} + d_k\right) \quad (\text{II.80})$$

II.6. Conclusion :

Ce chapitre a présenté se concentre sur le comportement mécanique des structures sandwichs, en mettant en évidence les modes de flexion, l'analyse du comportement en flexion et l'effet de l'épaisseur de l'âme en mesure d'analyser les différentes composantes des déformations dans la plaque sandwich. Cela vous permettra d'obtenir une compréhension approfondie des déformations et des contraintes qui se développent lorsqu'une charge est appliquée à la plaque sandwich en flexion.



Chapitre III

*Simulation numérique de l'essai
de flexion par ANSYS Workbench*

III.1. Introduction :

L'essai de flexion est une méthode couramment utilisée pour évaluer les propriétés mécaniques des matériaux, en particulier leur comportement sous charge de flexion. La simulation numérique de l'essai de flexion offre une approche puissante pour prédire le comportement des matériaux lorsqu'ils sont soumis à des contraintes de flexion, en utilisant des modèles par éléments finis.

Dans ce chapitre, nous nous concentrerons sur la simulation numérique de l'essai de flexion en utilisant ANSYS Workbench avec l'extension ACP (Advanced Composite PrepPost). ANSYS Workbench est un environnement de simulation complet qui offre des fonctionnalités avancées pour l'analyse par éléments finis. L'extension ACP est spécifiquement conçue pour la modélisation et l'analyse des composites, il fournit toutes les fonctionnalités nécessaires à l'analyse des structures composites en couches, ce qui en fait un outil puissant pour étudier le comportement des matériaux composites dans des conditions de flexion.

III.2. ANSYS Workbench

ANSYS Workbench est une plateforme de simulation intégrée développée par ANSYS, Inc. Elle offre un environnement convivial et puissant pour la modélisation, la simulation et l'analyse de divers problèmes d'ingénierie. Workbench permet aux utilisateurs de travailler de manière intuitive, en combinant différentes applications et outils spécialisés pour répondre aux besoins spécifiques de chaque projet.

Lorsqu'il s'agit de la simulation numérique de l'essai de flexion, ANSYS Workbench offre une gamme d'outils et de fonctionnalités pour faciliter le processus de modélisation, d'analyse et d'interprétation des résultats. Voici quelques points importants à connaître sur ANSYS Workbench

- **Interface utilisateur conviviale** : ANSYS Workbench propose une interface utilisateur graphique qui permet aux utilisateurs de naviguer facilement entre les différentes étapes de la simulation. Les différentes applications et modules complémentaires d'ANSYS peuvent être intégrés dans Workbench, offrant une expérience de travail harmonieuse et rationalisée.
- **Géométrie et maillage** : Workbench permet l'importation de géométries à partir de différents formats de fichiers, tels que des fichiers CAD, et offre des outils de modélisation pour créer et modifier des géométries. Il propose également des fonctionnalités avancées pour générer et contrôler le maillage, en permettant un maillage structuré ou non structuré, adaptatif et de haute qualité.
- **Bibliothèque de matériaux étendue** : ANSYS Workbench dispose d'une bibliothèque de matériaux étendue qui comprend une large gamme de propriétés matérielles pour différents types de matériaux, y compris les composites. Les utilisateurs peuvent sélectionner les matériaux appropriés pour leur modèle et spécifier les propriétés élastiques, thermiques, de rupture, etc.

- **Conditions aux limites** : Workbench permet de définir facilement les conditions aux limites pour l'essai de flexion, telles que les contraintes ou les déplacements imposés, les supports et les charges appliquées. Les utilisateurs peuvent également définir des conditions de contact entre différentes parties du modèle, si nécessaire.
- **Outils d'analyse avancés** : ANSYS Workbench offre une large gamme d'options d'analyse pour l'essai de flexion, y compris des analyses statiques et dynamiques, des analyses de non-linéarité matérielle ou géométrique, des analyses de contact, etc. Les utilisateurs peuvent choisir les types d'analyse appropriés en fonction des caractéristiques de leur modèle.
- **Visualisation et interprétation des résultats** : Workbench propose des outils de visualisation avancés pour afficher et interpréter les résultats de la simulation. Les utilisateurs peuvent générer des graphiques, des tableaux, des animations, des contours de contrainte et de déformation, et d'autres visualisations pour analyser le comportement du matériau pendant l'essai de flexion.

En utilisant les fonctionnalités d'ANSYS Workbench, les ingénieurs peuvent modéliser et analyser de manière efficace l'essai de flexion pour prédire le comportement des matériaux composites et optimiser la conception de structures et de produits.[32]

III.3. ANSYS Workbench ACP (ANSYS Composite PrepPost):[33]

ANSYS COMPOSITE PREPPOST (ACP) est un module complémentaire d'ANSYS Workbench qui est intégré aux fonctionnalités standard d'analyse. En conséquence, l'ensemble du flux de travail pour une structure composite peut être réalisé, de la conception à l'information de production finale.

La géométrie des surfaces d'outillage d'une structure composite constitue la base de l'analyse et de la production. À partir de cette géométrie et d'un maillage par éléments finis (MEF), les conditions aux limites et les définitions des composites sont appliquées à la structure lors de



Figure.III.1. Le diagramme représente les étapes de l'analyse des matériaux composites

l'étape de prétraitement. Après une solution complète, le post-traitement est utilisé pour évaluer les performances de la conception et du stratifié. En cas de conception insuffisante ou de défaillance des matériaux, la géométrie ou le stratifié doit être modifié et l'évaluation est répétée.

ACP dispose d'un mode de prétraitement et d'un mode de post-traitement. Dans le mode de prétraitement, toutes les définitions des composites peuvent être créées et sont mappées sur la géométrie (MEF). Ces définitions de composites sont transférées au modèle par éléments finis et au fichier d'entrée du solveur. Dans le mode de post-traitement, après une solution complète et l'importation du(s) fichier(s) de résultats, les résultats du post-traitement (défaillance, sécurité, déformations et contraintes) peuvent être évalués et visualisés.

III.4. Simulation d'essai de flexion (3 points) pour un panneaux sandwich

III.4.1. Géométrie :

Le modèle de package de surface a été créé à l'aide du logiciel Design Modeler et importé dans ANSYS. ANSYS COMPOSITE PrepPost (ACP) est utilisé pour la conception de faces et l'assemblage de couches de matériaux composites

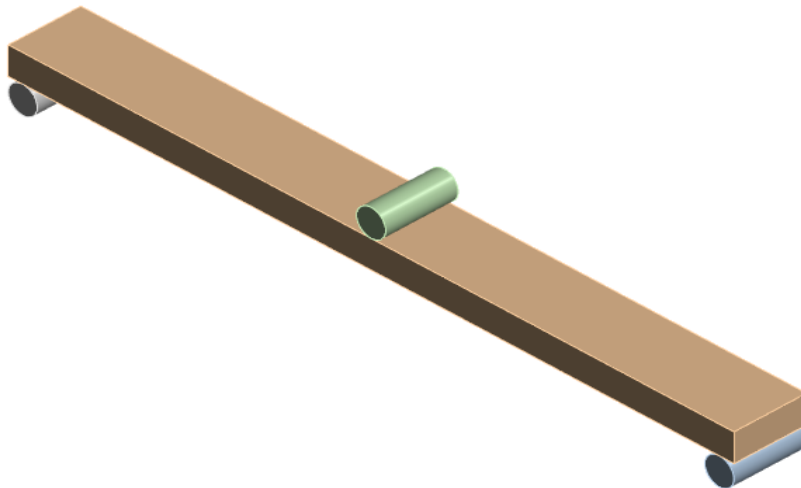


Figure.III.2. Géométries

III.4.2. Maillage :

Le processus de maillage est une étape essentielle dans ANSYS, visant à réaliser une simulation précise en utilisant la méthode des éléments finis (MEF). Le maillage est composé d'éléments contenant des nœuds représentant la forme de la géométrie et peut varier en fonction du type d'élément. En utilisant le principe de calcul sur un nombre fini d'éléments et en interpolant les résultats sur toute la structure, la méthode des éléments finis permet de réduire le nombre infini de degrés de liberté d'un objet continu à un nombre limité, ce qui facilite la résolution numérique.

Dans ANSYS Workbench, différentes méthodes de maillage sont disponibles, notamment la méthode mécanique, tétraédrique et de dominance hexaédrique. [34-35]

Dans ce travail, le composant SOLID186 a été utilisé. Le composant multicouche SOLID186 de la bibliothèque ANSYS est utilisé pour simuler le package composite, le composant SOLID186 qui comporte 20 nœuds, qui est adapté aux matériaux élastiques, permettant ainsi la simulation des déformations. Pour la modélisation des pales.

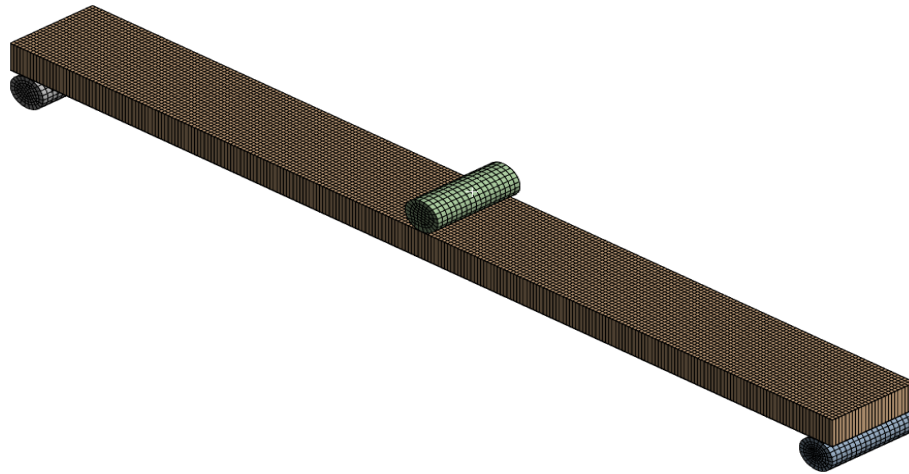


Figure.III.3. Modèle Maillage.

III.4.3. Propriétés des matériaux :

Les caractéristiques mécaniques des matériaux constituant les panneaux sandwich utilisés dans cette étude sont présentées dans le tableau III.1 et III.2

Matériaux	Densité (Kg m⁻³)	Module de Young (Pa)	Poisson's Ratio
Aluminium	2770	7.1E+10	0.33
Fibre Verre(E-Glass)	2600	7.3E+10	0.22
Polyuréthane	192	6.61E+07	0.316
Résine Époxy	1160	3.78E+09	0.35

Tableau III.1. Caractéristiques mécaniques des matériaux

Matériaux	Densité (Kg m ⁻³)	Module de Young X Direction (Pa)	Module de Young Y Direction (Pa)	Module de Young Z Direction (Pa)	Poisson's Ratio XY	Poisson's Ratio YZ	Poisson's Ratio XZ
Fibre Carbon	1800	2.3E+ 11	2.3E+10	2.3E+10	0.2	0.4	0.2

Tableau III.2. Caractéristiques mécaniques des matériaux

III.4.4. Conditions aux limites :

Les conditions aux limites utilisées dans cette étude ont été appliquées de la même manière dans les deux cas, comme suit :

Fixation des degrés de liberté (DDL) : Les déplacements dans les directions X, Y et Z (UX, UY, UZ) ont été fixés au niveau des nœuds situés le long des deux bords de la poutre. Cela signifie que les nœuds de ces bords sont contraints de ne pas se déplacer ou se déformer dans ces directions.

Application de la force de flexion (F) : La force de flexion a été appliquée au milieu de la poutre. Cela signifie qu'une force externe a été appliquée sur la poutre au niveau de son centre, pour simuler les conditions de flexion réelles.

Ces conditions aux limites sont utilisées pour représenter des situations réalistes dans lesquelles la poutre est fixée à ses extrémités et soumise à une charge de flexion au centre. Elles permettent de simuler les contraintes et les déformations subies par la poutre dans ces conditions, ce qui permet d'évaluer sa performance et d'optimiser sa conception.

En utilisant ces conditions aux limites et en appliquant la force de flexion appropriée, la simulation numérique peut fournir des résultats précis sur les déformations, les contraintes et les réactions de la poutre.

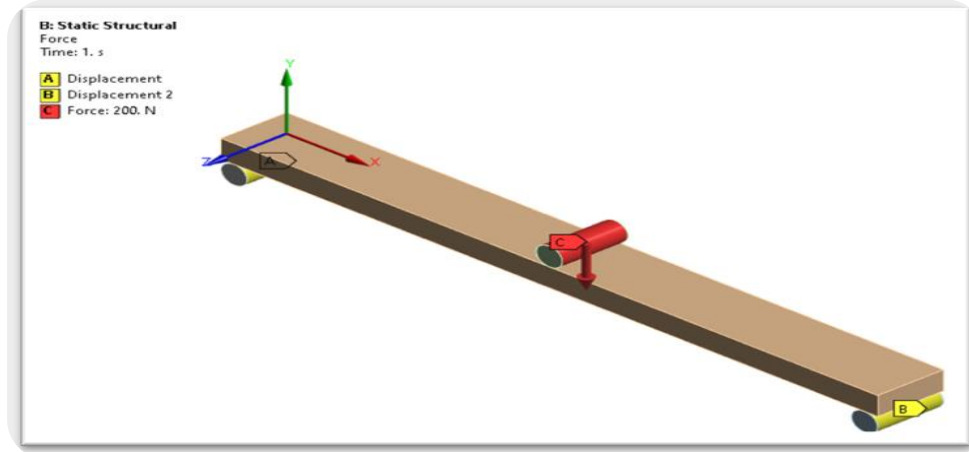


Figure.III.4. Condition aux limites et appliquées la force

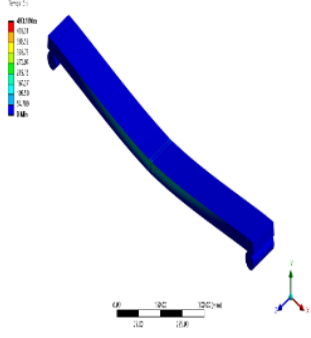
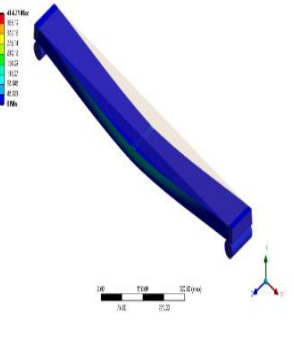
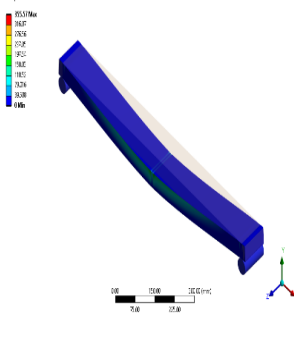
III.4.5. Résultats et discussion :

Dans cette étude, une analyse structurale statique a été réalisée. Le système Static Structural détermine les déplacements, les contraintes, les déformations et les forces dans les structures ou les composants causés par des charges qui n'induisent pas d'effets d'inertie et d'amortissement importants. On suppose des conditions de chargement et de réponse constantes. On suppose que les charges et la réponse de la structure varient lentement par rapport au temps. Cette analyse est configurée dans l'application Mécanique, qui utilise le solveur ANSYS, ABAQUS ou SAMCEF pour calculer la solution, en fonction du système que vous avez sélectionné.

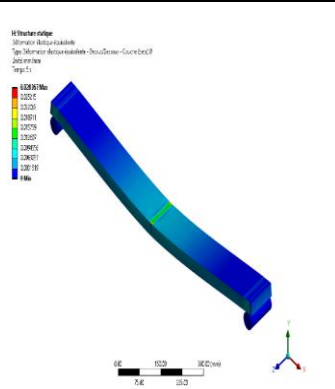
Dans cette étude, deux simulations importantes ont été réalisées pour analyser les performances et le comportement structurel de la panneau sandwich.

III.4.5.1. Application I :

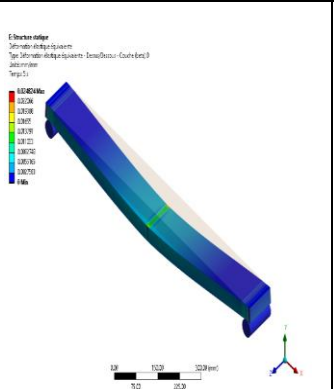
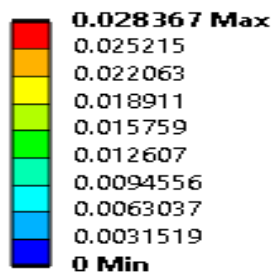
Une étude de simulation utilisant ANSYS Impact de la variation de l'épaisseur de la mousse de polyuréthane Avec de peaux extérieure en aluminium sur les performances et la réponse du structure sandwich.

<p>épaisseurs de mousse</p> <p>Résultats</p>	<p>Épaisseur 30 mm</p>	<p>Épaisseur 35 mm</p>	<p>Épaisseur 40 mm</p>
<p>Contrainte équivalente</p>	 <p>Unité: MPa Temps: 5 s</p> <p>493.1 Max</p> <ul style="list-style-type: none"> 438.31 383.52 328.73 273.94 219.15 164.37 109.58 54.789 0 Min 	 <p>Unité: MPa Temps: 5 s</p> <p>414.21 Max</p> <ul style="list-style-type: none"> 368.19 322.16 276.14 230.12 184.09 138.07 92.046 46.023 0 Min 	 <p>Unité: MPa Temps: 5 s</p> <p>355.57 Max</p> <ul style="list-style-type: none"> 316.07 276.56 237.05 197.54 158.03 118.52 79.016 39.508 0 Min

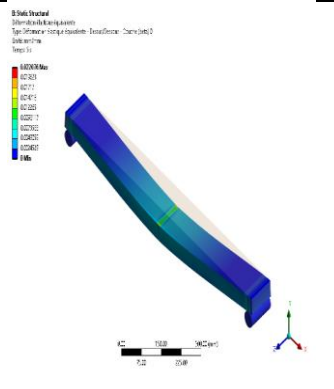
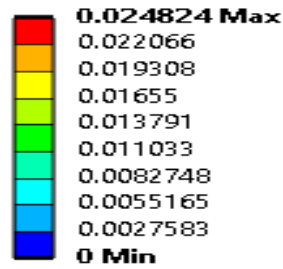
Déformation élastique équivalente



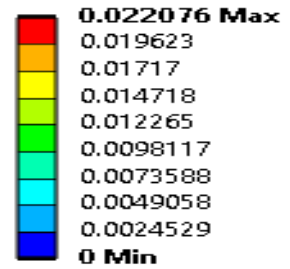
Unité: mm/mm
Temps: 5 s



Unité: mm/mm
Temps: 5 s



Unité: mm/mm
Temps: 5 s



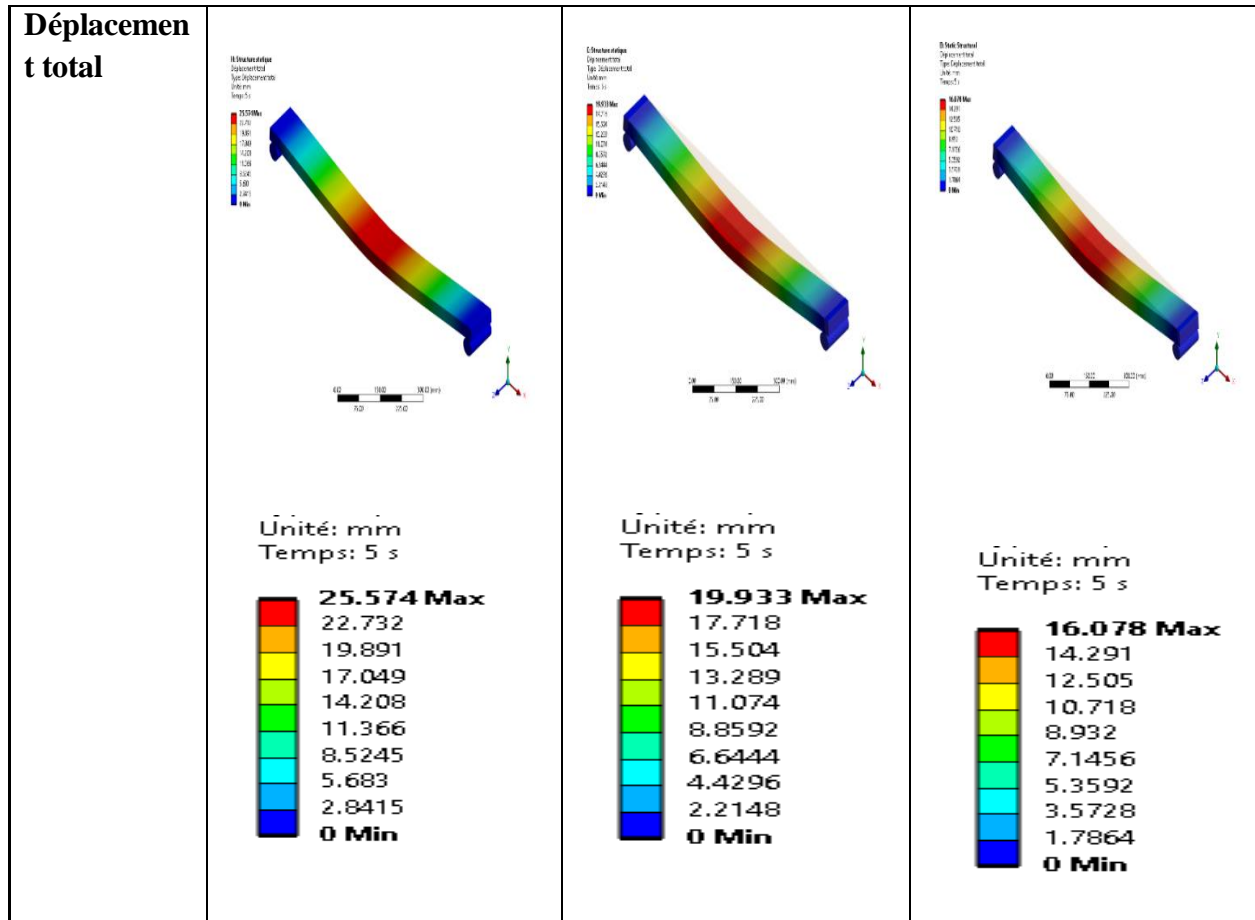


Tableau III.3. Un tableau montrant les résultats de flexion d'un panneau sandwich composé de peaux extérieures en aluminium avec mousse de polyuréthane de différentes épaisseurs

Les valeurs de déformation totale obtenues après l'essai de flexion. Selon ces valeurs, une déformation totale maximale de 0,028367 mm s'est produite dans mousse de polyuréthane d'une épaisseur de 30 mm, tandis qu'une déformation totale maximale de 0,024824 mm s'est produite dans la mousse de polyuréthane d'une épaisseur de 35 mm, et une déformation maximale de 0,022076 mm s'est produite dans mousse de polyuréthane d'une épaisseur de 40 mm

La Figure montre les valeurs de contrainte équivalente après l'essai de flexion. À la lumière de ces valeurs, une valeur maximale de contrainte équivalente de 493.1 MPa s'est produite dans mousse de polyuréthane d'une épaisseur de 30 mm, tandis qu'une valeur maximale de contrainte équivalente de 414.21 MPa s'est produite dans la mousse de polyuréthane d'une épaisseur de 35 mm, et une valeur maximale de contrainte équivalente de 355.57 MPa s'est produite dans mousse de polyuréthane d'une épaisseur de 40 mm

✚ Courbes de contrainte et de déformation :

• Courbes de contrainte :

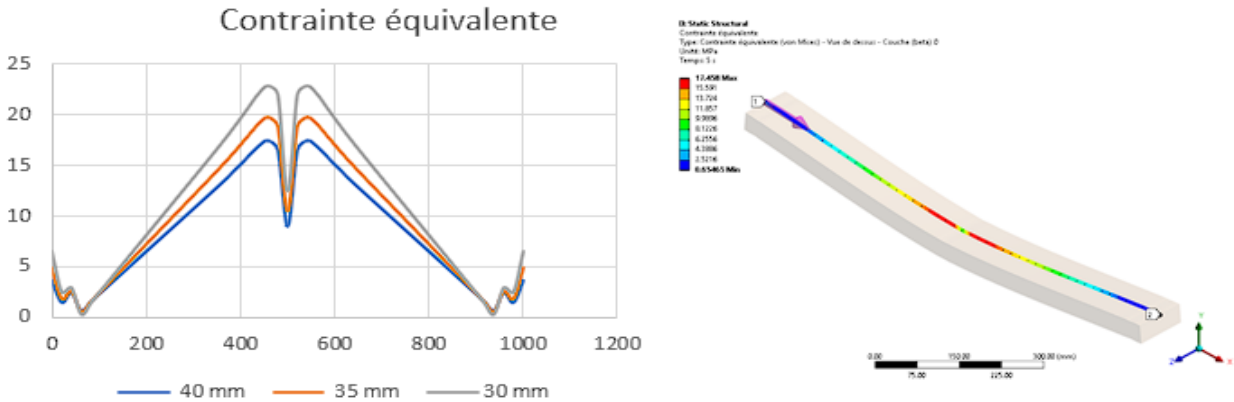


Figure.III.5. La courbe représente les contraintes sur une structure sandwich avec différentes épaisseurs de mousse.

• Courbes de déformation :

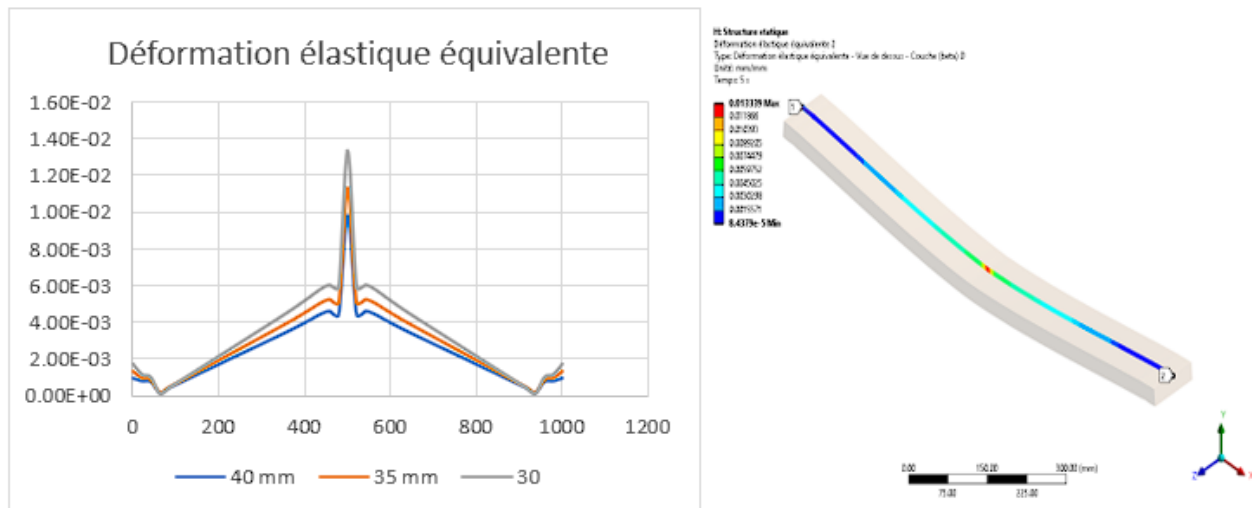


Figure.III.6. La courbe représente les déformations sur une structure sandwich avec différentes épaisseurs de mousse.

En comparant les résultats obtenus pour différentes épaisseurs de mousse, nous pouvons évaluer l'impact de ces variations sur les performances et la réponse de la structure. Les résultats

incluent les déformations, les contraintes, les déplacements, les réactions aux forces appliquées, etc.

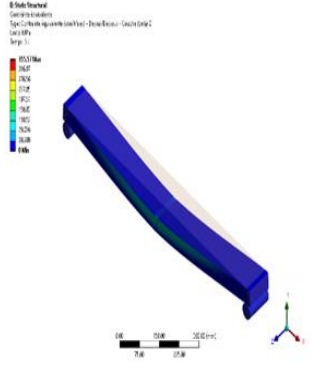
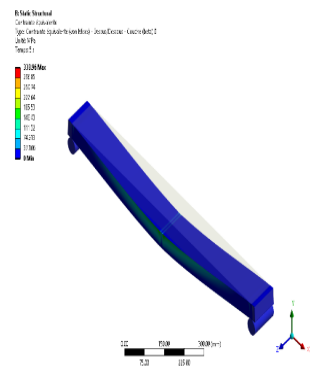
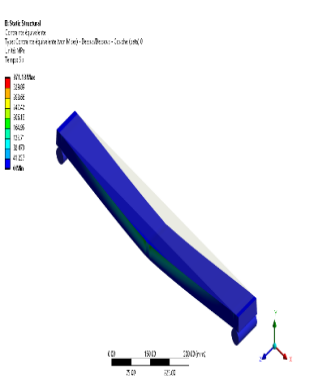
En analysant les résultats, nous pouvons déterminer quelle épaisseur de mousse offre le meilleur équilibre entre poids et rigidité pour la structure composite. Une épaisseur plus importante de mousse peut offrir une meilleure isolation ou une plus grande résistance aux chocs, mais peut également augmenter le poids global de la structure. En revanche, une épaisseur plus mince peut réduire le poids, mais peut compromettre la rigidité et la performance globale de la structure.

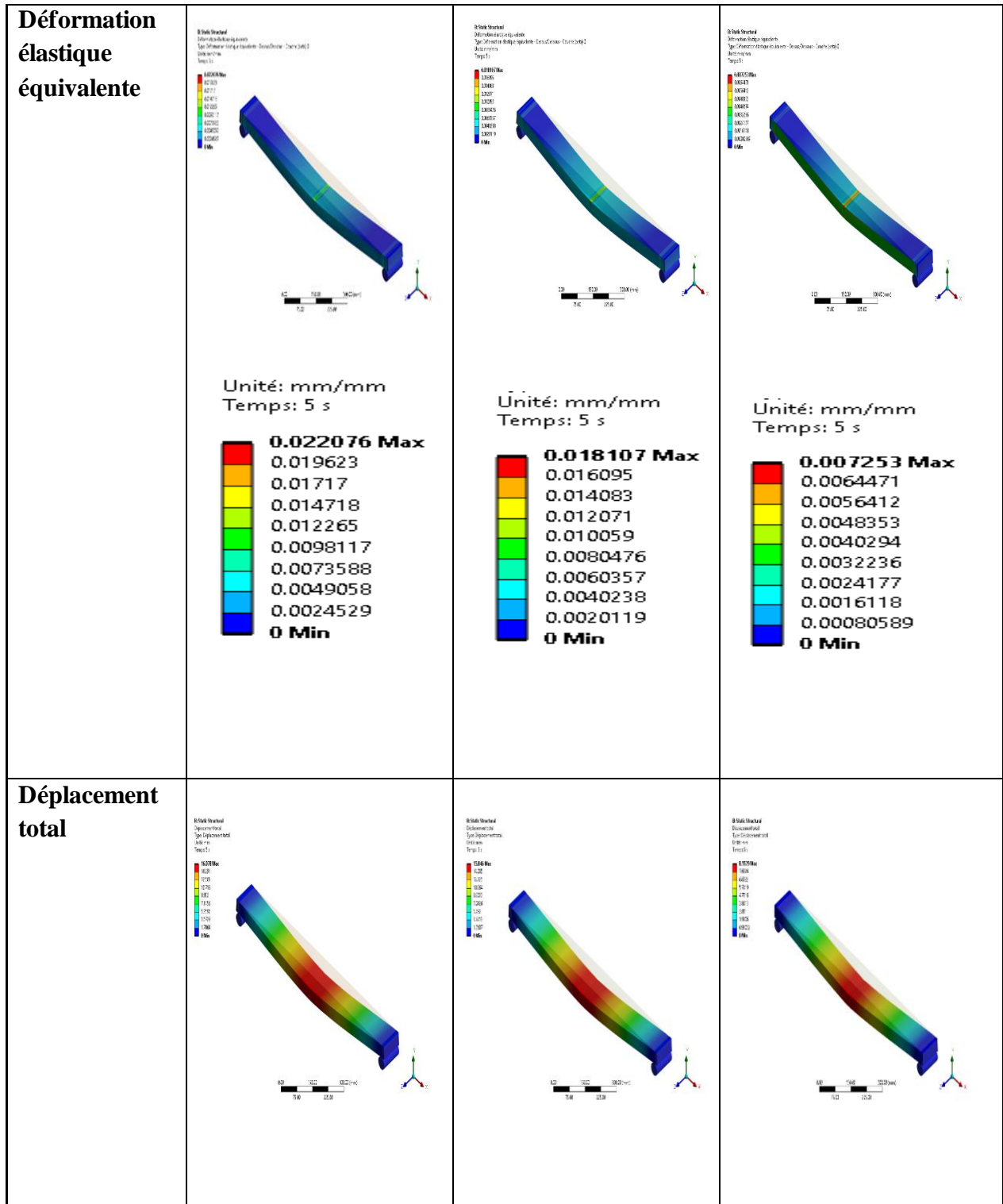
III.4.5.2. Application II :

Analyse de l'impact du changement de matériau de la couche extérieure sur la structure composite en sandwich : Étude de la deuxième Application pour l'amélioration de la conception.

Après avoir sélectionné l'épaisseur de la mousse qui offre le meilleur équilibre entre poids et rigidité pour la structure composite, nous avons analysé les résultats obtenus. Nous avons constaté que l'augmentation de l'épaisseur de la mousse offre une meilleure isolation ou une résistance accrue aux influences extérieures. Plus précisément, nous avons utilisé une épaisseur de mousse de 40 mm, Ce dernier consiste en de mousse de polyuréthane et de deux peaux d'aluminium Ils sont combinés par la Résine Époxy.

Dans cette deuxième Application, nous avons déterminé l'épaisseur de mousse appropriée et nous avons modifié le matériau utilisé pour la couche extérieure de la structure composite. En d'autres termes, nous avons remplacé le matériau constituant la couche extérieure de la structure composite. Cette modification vise à évaluer l'impact de cette alternative sur les performances de la structure et à prendre les décisions appropriées pour améliorer la conception.

<p>Peaux extérieures pour un sandwich</p>	<p>Aluminum</p>	<p>Fibre Verre (E-Glass)</p>	<p>Fibre carbone</p>
<p>Résultats</p> <p>Contrainte équivalente</p>	 <p>Unité: MPa Temps: 5 s</p> <p>355.57 Max</p> <ul style="list-style-type: none"> 316.07 276.56 237.05 197.54 158.03 118.52 79.016 39.508 0 Min 	 <p>Unité: MPa Temps: 5 s</p> <p>333.96 Max</p> <ul style="list-style-type: none"> 296.85 259.74 222.64 185.53 148.43 111.32 74.213 37.106 0 Min 	 <p>Unité: MPa Temps: 5 s</p> <p>371.13 Max</p> <ul style="list-style-type: none"> 329.89 288.66 247.42 206.18 164.95 123.71 82.473 41.237 0 Min



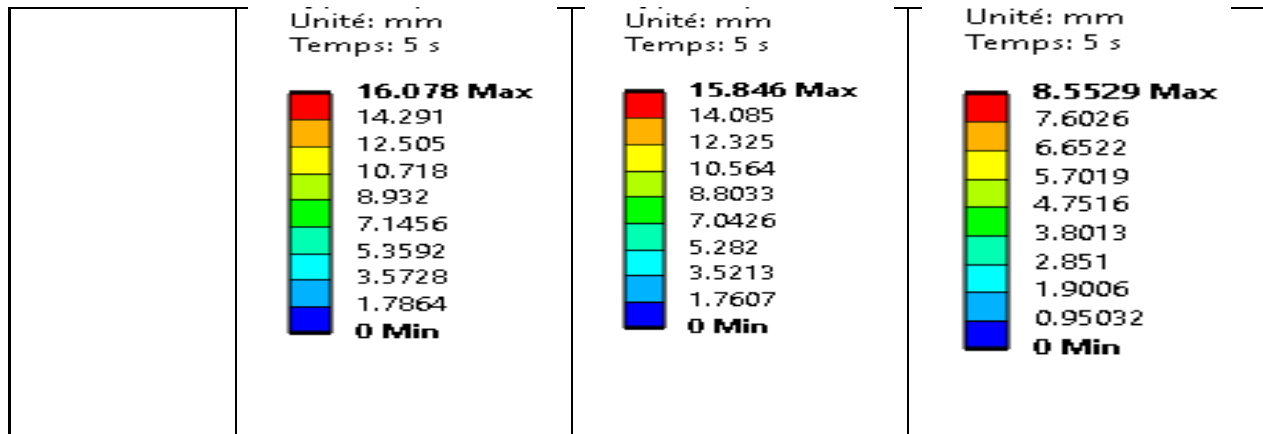


Tableau III.4. Un tableau montrant les résultats de flexion d'un panneau sandwich composé de mousse de polyuréthane d'épaisseur 40 mm Avec une différence dans les matériaux formés pour les peaux extérieures

Les valeurs de déformation totale obtenues après l'essai de flexion. Selon ces valeurs, une déformation totale maximale de 0,007253 mm s'est produite dans la structure sandwich composée de deux peaux fibre carbone, tandis qu'une déformation totale maximale de 0,018107mm s'est produite dans la structure sandwich composée de deux peaux E-Glass. Une déformation maximale de 0,022076 mm s'est produite dans la structure sandwich composée de deux peaux d'aluminium.

La Figure montre les valeurs de contrainte équivalente après l'essai de flexion. À la lumière de ces valeurs, une valeur maximale de contrainte équivalente de 371.13 MPa s'est produite dans la structure sandwich composée de deux peaux fibre carbone, tandis qu'une valeur maximale de contrainte équivalente de 333.96 MPa s'est produite dans la structure sandwich composée de deux peaux E-Glass, ente valeur maximale de contrainte équivalente de 355.57 MPa s'est produite dans la structure sandwich composée de deux peaux d'aluminium.

Courbes de contrainte et de déformation :

• **Courbes de contrainte :**

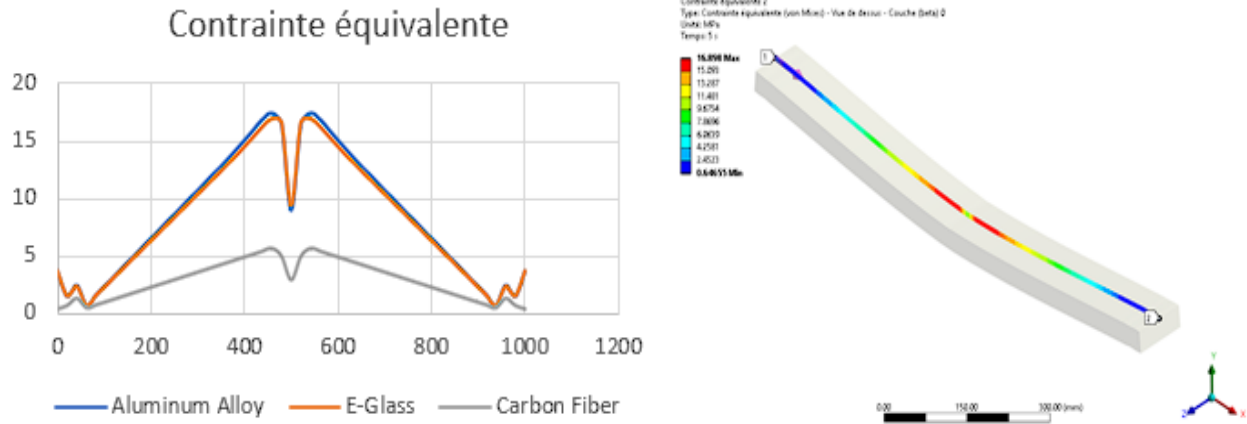


Figure. III.7. La courbe illustre les contraintes sur une structure composite sandwich avec une variation de matériau de couche externe.

• **Courbes de déformation :**

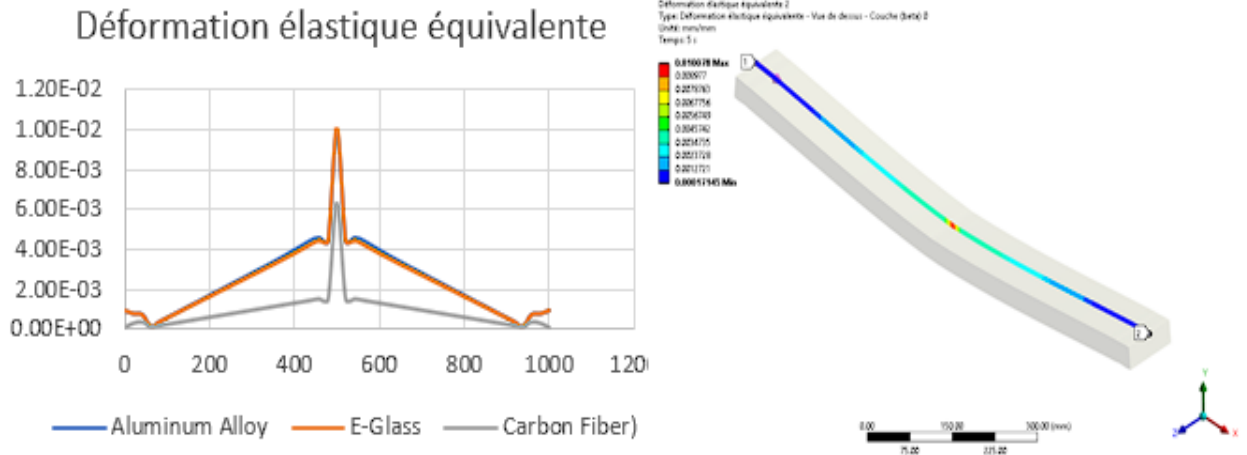


Figure. III.8. La courbe illustre les déformations sur une structure composite sandwich avec une variation de matériau de couche externe.

III.5. Conclusion :

L'utilisation du logiciel ANSYS facilite la comparaison des différentes épaisseurs de mousse en fournissant des analyses précises des contraintes et des déformations. Cela permet de prendre des décisions éclairées pour optimiser la conception de la structure en fonction des exigences spécifiques du projet.



Conclusion Générale

Conclusion générale

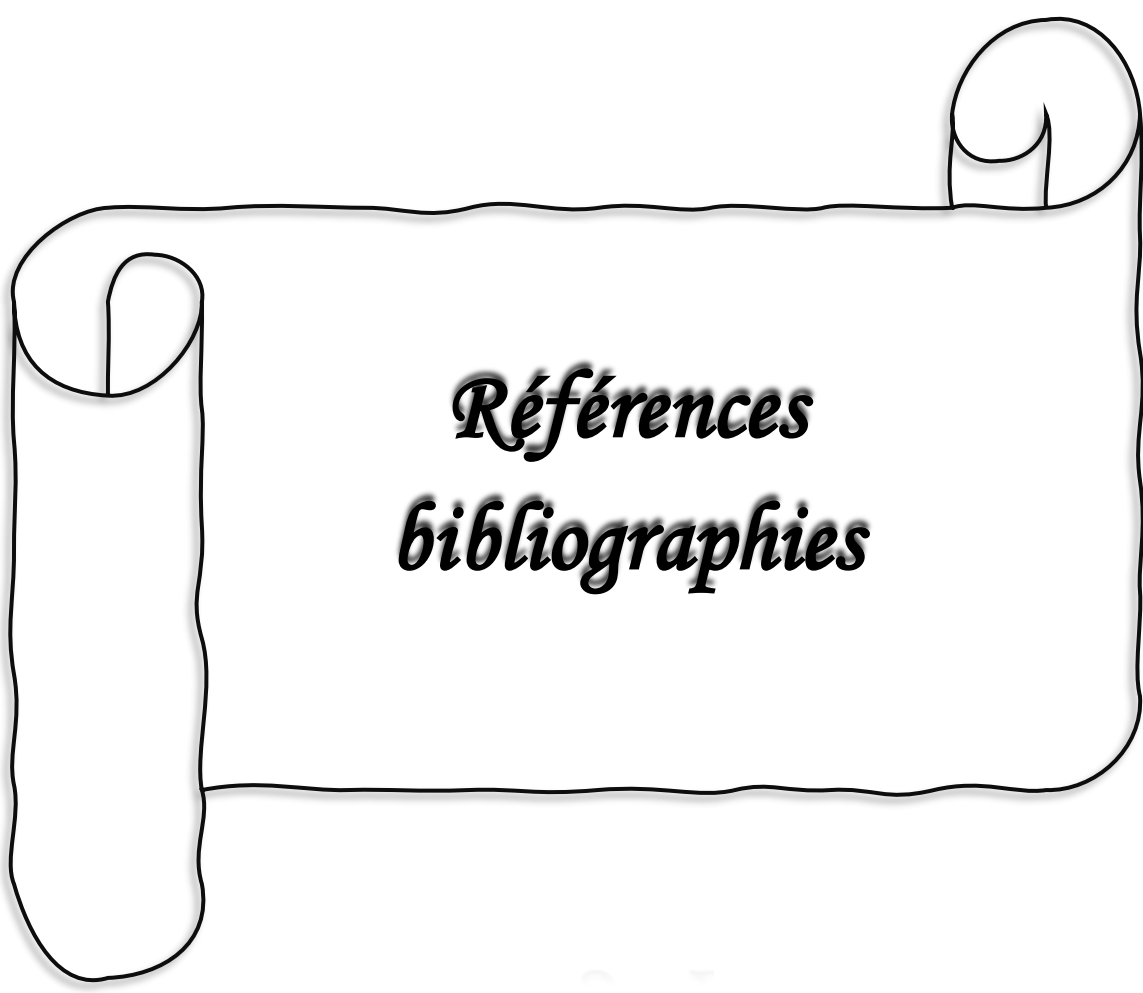
En conclusion, l'étude de la flexion d'un panneau sandwich par éléments finis est une approche analytique et numérique qui permet d'analyser et de comprendre le comportement mécanique de ces structures composites. Grâce à l'utilisation de méthodes de caractérisation mécanique, telles que les essais et les simulations par éléments finis, il est possible d'évaluer les performances mécaniques des panneaux sandwichs en termes de résistance, de rigidité, de déformations, de contraintes et de courbure.

La modélisation par éléments finis offre un moyen puissant de simuler le comportement d'un panneau sandwich soumis à des charges de flexion, en prenant en compte les propriétés des matériaux constitutifs, la géométrie de la structure et les conditions aux limites. Cela permet d'obtenir des résultats détaillés et précis sur les contraintes, les déformations et d'autres paramètres pertinents pour évaluer la performance du panneau.

L'étude de la flexion des panneaux sandwichs revêt une grande importance pratique, car ces structures sont largement utilisées dans de nombreux domaines tels que l'aérospatiale, l'automobile, la construction et bien d'autres. Comprendre leur comportement en flexion est essentiel pour concevoir des structures sûres, légères et optimisées.

En utilisant les méthodes de caractérisation mécanique et les techniques d'analyse par éléments finis, il est possible d'optimiser la conception des panneaux sandwichs en ajustant les paramètres tels que l'épaisseur des peaux et de l'âme, les matériaux utilisés et les configurations de stratification. Cela permet d'atteindre les performances mécaniques souhaitées, en minimisant le poids et en assurant une bonne résistance et rigidité structurelle.

En résumé, l'étude de la flexion d'un panneau sandwich par éléments finis offre une approche solide pour analyser et prédire le comportement mécanique de ces structures composites. Elle permet de prendre des décisions éclairées lors de la conception et de l'optimisation des panneaux sandwichs, contribuant ainsi au développement de structures légères, résistantes et efficaces dans de nombreux secteurs industriels.



***Références
bibliographies***

Références bibliographies :

- [1] DJEMAI, H. (2017). Contribution à l'étude de l'endommagement dans les matériaux composites sandwichs (Doctoral dissertation, Université Mohamed Khider-Biskra).
- [2] BOUGOUTAIA ZINEB, 2017. Préparation d'une mousse de polyuréthane pour la production des panneaux sandwichs, UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA
- [3] Sezgin FE., 2008, "Mechanical behavior and molding of honeycomb laminated fiber/polymer sandwich structures", These de doctorat, Université Urla-Izmir, Turkey.
- [4] Turgut T., 2007, "Manufacturing and Structural Analysis of a Lightweight Sandwich Composite UAV Wing", Thesis of MS, Middle East Technical University
- [5] Sezgin, F. E., Tanoğlu, M., Eğilmez, O. Ö., & Dönmez, C. (2010). Mechanical behavior of polypropylene-based honeycomb-core composite sandwich structures. *Journal of reinforced plastics and composites*, 29(10), 1569-1579.
- [6] Van Vuure, A. W., Pflug, J., Ivens, J. A., & Verpoest, I. (2000). Modelling the core properties of composite panels based on woven sandwich-fabric preforms. *Composites science and technology*, 60(8), 1263-1276.
- [7] Liang, S., & Chen, H. L. (2006). Investigation on the square cell honeycomb structures under axial loading. *Composite structures*, 72(4), 446-454.
- [8] Mamalis, A. G., Manolakos, D. E., Ioannidis, M. B., & Papapostolou, D. P. (2005). On the crushing response of composite sandwich panels subjected to edgewise compression: experimental. *Composite structures*, 71(2), 246-257.
- [9] Vinson JR., 1999, "the Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials", Technomic Publishing USA
- [10] Teknpanel_Sandwich_Panel_Catalog_French, www.teknpanel.com.tr
- [11] Rocca, S. V., & Nanni, A. (2005). Mechanical characterization of sandwich structure comprised of glass fiber reinforced core: Part 1. *Composites in Construction*, 11-13.
- [12] Norlin, P., & Reuterlov, S. (2002). The role of sandwich composites in turbine blades. *Reinforced Plastics (UK)*, 46(3), 32-34.
- [13] Marouene A., 2010. "Comportement sous choc des composites sandwichs et influence des paramètres des matériaux et du test", Mémoire de Maîtrise ès sciences appliquées. Université de Montréal, Canada.
- [14] Chemami A., 2012, "Etude de la Performance des Matériaux Composites Sandwichs - Application en Fatigue", Thèse de doctorat, Université Badji Mokhtar – Annaba
- [15] Castanié B., 2000, "Contribution à l'étude des structures sandwichs dissymétrique", Thèse de doctorat, Ecole national supérieure de l'aéronautique et de l'espace, Toulouse, France.

- [16] LAGGOUN, O., & BADRE, M.,2020, COMPORTEMENT MECANIQUE DES PANNEAUX SANDWICHS AVEC AME EN NID D'ABEILLE. UNIVERSITE KASDI MERBAH OUARGLA
- [17] Timoshenko SP., Coodier JN., 1982, "Theory of elasticity", International student edition
- [18] Bardages et couvertures B.T.S enveloppe du batiments-lucas- nettou PDF (2017)
- [19] BOUAMAR Malika, 2020. ETUDE ET CARACTERISTIQUE DES PANNEAUX SANDWICHS A MOUSSE POLYURETHANE. (UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA)
- [20] Elouaer A., 2011. "Contribution à la compréhension et à la modélisation du comportement mécanique de matériaux composites à renfort en fibres végétales", Thèse de doctorat, Université de Reims Champagne-Ardenne France.
- [21] Amina Nawal, & Boussaadia Imane, 2021. Etude expérimentale et numérique de flexion des poutres composites Kerfali UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA
- [22] Glossaire des matériaux composites, Centre d'animation régional en matériaux avancés C.A.R.M.A., 2004,
- [23] KAOUICHE Naima, 2016. Prise en compte du vieillissement et de l'endommagement dans le dimensionnement de structures en matériaux composites, Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed Boudiaf
- [24] Horel, F. (2013). Modélisation analytique de l'amortissement des poutres composites sandwich contenant des couches viscoélastiques (Doctoral dissertation, École Polytechnique de Montréal).
- [25] Jean-Marie Berthelot, Mécanique des Matériaux et Structures Composites, Le Mans, France
- [26] Belkacemi, C. (2006). Etude expérimentale du comportement mécanique des stratifiés à renfort en matière végétale (Doctoral dissertation, Boumerdes, Université M'hamed Bougara. Faculté des sciences de l'ingénieur).
- [27] Tunca, E., & KAFALI, H. (2021). Compression and Three-Point Bending Analyzes of Aerospace Sandwich Composites produced with Polymeric Core Materials with ANSYS. Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi, (31), 553-561.
- [28] Catalogue techno 2017FR hiansa PDF éditeur hiansa-sa poligono-industrial, www.hiansa.com
- [29] Assarar, M. (2007). Etude expérimentale et modélisation du comportement dynamique des composites stratifiés et sandwichs, Thèse de doctorat, Université du Maine, France
- [30] A. El Mahi, A. Bezazi, M. Assarar, J.-M. Berthelot, 2007, "Reinforcement effect on fatigue behaviour and damage development in cross-ply laminates", International Symposium on composites and Aircraft Materials, Agadir, Morocco

[31] Berthelot, JM., 2010, “Matériaux composite. Tome 4. Comportement mécanique et analyse des structure”, Tec et doc, Lavoisier, Paris.

[32] Workbench User's Guide, Release 2022 R2 - ANSYS, Inc

[33] ACP User's Guide ANSYS, Inc. and ANSYS Europe, Ltd. are UL registered ISO 9001: 2015 companies

[34]. Grunwald B. 2018. Vibration analysis of shaft in SolidWorks and ANSYS.

[35]. Mansoor HI, Al-Shammari M, Al-Hamood A, editors. Theoretical Analysis of the Vibrations in Gas Turbine Rotor. IOP Conf Ser Mater Sci Eng; 2020: IOP Publishing.