

**Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique**  
**Université Ferhat Abbas- Sétif**  
**Institut d'optique et de Mécanique de Précision**  
**Département : d'optique et mécanique de précision**  
**Domaine : Sciences et Technologies**  
**Filière : Optique et Mécanique de Précision**  
**Spécialité : Mécanique des matériaux**

Mémoire de Master

# **Caractérisation et simulation des matériaux composites à structure sandwich**

**Présenté par : KALACHE Ikram**

**Encadré Par : Dr. FIZI Yazid**

**Dr. MEROUANI Abdelhak**

Devant le jury :

M. Kolli (P)  
A. Chouiter  
A. Merouani  
Y. Fizi

Soutenu le : 11/09/ 2023

## Remerciements

*Tout d'abord je remercie Allah pour m'avoir donné le courage et la volonté  
Pour achever ce travail.*

*Je tiens à adresser mes sincères remerciements à mes encadreur Dr. Yazid FIZI  
et Dr. MEROUANI Abdelhak à son soutien. Je tiens à leur exprimer ma gratitude pour  
pour son aide, son disponibilité et ses conseils*

*J'exprime également toute ma reconnaissance à Monsieur BENOIT Vielle, professeur à  
INSA-France qui a apporté un soutien concernant la partie dédiée à la partie  
expérimentale..*

*Je tiens à exprimer ma profonde gratitude envers Mr. REFFAD Chouki , le technicien de  
laboratoire de mécanique appliquée pour ses précieux conseils concernant la partie  
dédiée à la conception.*

*je tient à remercier également mes professeurs du département mécanique de précision,  
ainsi qu'aux membres du jury pour avoir accepté de juger mon travail*

*.Enfin, un grand remerciement à l'ensemble des personnes qui ont participé dépris ou de  
loin à l'accomplissement de ce travail.*

*À Tous Merci.*

*Je Dédie ce modeste travail*

*A mes chers parents  
ma chère famille et mon pilier « Mon Frère OKAIL ».  
A tous ceux qui m'ont répété tous les matins,  
• Et alors il avance ton mémoire ?  
• Et ton mémoire, quand est ce que la soutiens ?  
• Alors, toujours pas finie ce mémoire ?  
A tous ceux-là, je leur dis ...merci !*

**KALACHE Ikram**

**N**otre travail concentre sur étude expérimente et numérique de la réponse mécanique d'un sandwich Al-Al lors d'un essai de flexion. Le matériau composites à structure sandwich est associé à une âme en nid d'abeille pour former la structure sandwich. Concernant le comportement mécanique, les résultats expérimentaux sont comparés aux simulations numériques effectuées à l'aide d'un modèle par éléments finis. Le modèle de la structure sandwich et les la loi de comportement utilisé, permettant de simuler la variation des contraintes et l'endommagement après le test. Les iimages photographiques détaillées, tout au long du processus de chargement, du comportement local de flambement des cellules ont été présenté.

**Mots clés :** Structure sandwich, Endommagement, test de flexion, Simulation

**O**ur work focuses on experimental and numerical study of the mechanical response of an Al-Al sandwich during a bending test. The sandwich structure composite material is combined with a honeycomb core to form the sandwich structure. Concerning the mechanical behavior, the experimental results are compared to the numerical simulations carried out using a finite element model. The model of the sandwich structure and the constitutive law used, making it possible to simulate the variation of stresses and damage after the test. Detailed photographic images, throughout the loading process, of the local buckling behavior of the cells were presented.

**Keywords:** Sandwich structure, damage, bending test, Simulation

يركز عملنا على الدراسة التجريبية والعددية للاستجابة الميكانيكية لساندويتش الال أثناء اختبار الانحناء. فيما يتعلق بالسلوك الميكانيكي، فقد تم مقارنة النتائج التجريبية مع عمليات المحاكاة العددية التي أجريت باستخدام نموذج العناصر المحدودة. تم استخدام نموذج بنية الساندويتش والقانون التأسيسي مما يتيح محاكاة تباين الاجهادات والضرر بعد الاختبار. تم عرض صور فوتوغرافية مفصلة، طوال عملية التحميل، لسلوك التواء الخلايا.

**الكلمات الرئيسية:** هيكل الساندويتش، الضرر، اختبار الانحناء، المحاكاة.

## Introduction générale

**Chapitre 1. Généralité sur les composites**

1.1 Introduction.....	1
1.2 Caractéristiques générales des composites.....	1
1.3 Intérêt des matériaux composites.....	2
1.4 Les constituants des matériaux composites.....	3
1.4.1 Renforts.....	3
1.4.2 Matrices.....	4
1.5 Classification des matériaux composites.....	5
1.5.1 Classification suivant la forme des constituants.....	5
1.5.1.1. Composites à fibres.....	5
1.5.1.2. Composites à particules.....	6
1.5.2 Classification suivant la nature des constituants.....	7
1.5.2.1 Composites à matrice organique.....	7
1.5.2.2 Composites à matrice métallique.....	7
1.5.2.3 Composites à matrice minérale.....	7
1.5.3 Classification suivant la structure des matériaux composites.....	8
1.5.3.1 Monocouches.....	8
1.5.3.2 Stratifiés.....	8
1.5.3.3 Structures sandwichs.....	9
1.6 Classification suivant le type de matériau composite.....	10
1.6.1 Composites de grande diffusion.....	10
1.6.2 Composites de haute performance.....	11
1.7 La mise en oeuvre des matériaux composites.....	11
1.8 Caractéristiques des matériaux composites.....	11

**Chapitre 2. Bibliographie sur les matériaux sandwich et leurs comportement mécaniques**

2.1 Introduction.....	13
2.2 Vue d'ensemble de la structure sandwich.....	13
2.2.1 Peaux.....	13
2.2.2 Âme.....	14
2.2.3 Adhésif.....	14
2.3 Structure en nid d'abeilles.....	14
2.3.1 Définition de l'âme en nid d'abeille.....	14
2.3.2 Les caractéristiques géométriques d'âme nid d'abeille.....	14
2.3.3 Processus de fabrication des nids d'abeilles.....	16
2.4 Rupture et mode de dégradation des structures sandwichs.....	16
2.4.1 Rupture de la peau sous traction ou compression.....	16
2.4.2 Rupture de l'âme en cisaillement.....	17
2.4.3 Flambement généralisé des peaux.....	17
2.4.4 Flambement généralisé de l'âme : crimping.....	17
2.4.5 Flambement localisé.....	18
2.4.6 Modes locaux de rupture.....	19
2.5 Caractérisation mécanique : Analyse par éléments finis des sandwich.....	19
2.6 Comportement des sandwich en flexion à trois.....	20
2.7 Comportement sous sollicitation uni-axiale de compression quasi-statique.....	21
2.8 Mécanismes d'endommagement lors l'impact sur les structures sandwichs.....	23

## **Chapitre 3. Etude du comportement mécanique d'un composite sandwichs Al-Al**

3.1 Introduction .....	25
3.2 Matériau et procédure expérimentale .....	25
3.2.1 Matériau utilisé.....	25
3.2.2 La procédure expérimentale .....	27
3.3 Résultats et discussion .....	29
3.3.1 Essai de flexion trois points.....	29
3.3.2 Endommagement de la structure .....	30
3.3.3 Effet de sens d'orientation.....	32
3.4 Simulation du comportement des sandwichs Al-Al en flexion.....	35
3.4.1 Présentation du modèle de la structure: .....	35
3.4.2 Propriétés des matériaux et loi de comportement .....	36
3.4.3 Conditions initiales et condition limites .....	37
3.5 Détermination de la variation des contraintes .....	37

Conclusion générale

Références bibliographiques



# **Introduction générale**

**L**es structures composite ont suscité une attention particulière ces dernières années en raison de la demande croissante de structures d'ingénierie possédant une résistance, une rigidité et une capacité d'absorption d'énergie accrues. Ce mémoire vise à approfondir notre compréhension du comportement mécanique des structures en nid d'abeilles, en mettant l'accent sur leur réponse sous sollicitations en flexion.

Le travail effectué est présenté dans cette mémoire qui est constituée de trois chapitres :

Un **premier chapitre**, bibliographique, porte sur l'intérêt des matériaux composites. Nous avons présenté un aperçu complet des structures composite en général, les caractéristiques générales des composites, classification des matériaux composites et la mise en oeuvre des matériaux composites.

Le **second chapitre** nous allons voir en détails l'ensemble de la structure sandwich, la rupture et mode de dégradation des structures sandwichs et les caractérisation mécanique. Ce chapitre souligne l'importance de combiner les approches numériques et expérimentales pour comprendre le comportement des sandwich composites sous sollicitation quasistatique et dynamique.

Le **troisième chapitre**, essentiellement expérimentale et analyse numérique de la réponse mécanique d'un sandwich Al-Al lors d'un essai de flexion. Dans ce chapitre, nous commençons par une étude expérimental de test de flexion trois points. Ce test est combiné avec une simulation numérique par éléments finis. Le modèle CAO réalise a été importé vers le code de calcul élément finis ABAQUS a pour but de simuler le comportement mécanique de notre structure. Les études numérique selon le critère de Johnson-Cook a été présente.

On termine en fin par une conclusion générale.



# Généralité sur les composites

1.1 Introduction	1
1.2 Caractéristiques générales des composites	1
1.3 Intérêt des matériaux composites	2
1.4 Les constituants des matériaux composites	3
1.4.1 Renforts	3
1.4.2 Matrices	4
1.5 Classification des matériaux composites	5
1.5.1 Classification suivant la forme des constituants	5
1.5.1.1. Composites à fibres	5
1.5.1.2. Composites à particules	6
1.5.2 Classification suivant la nature des constituants	7
1.5.2.1 Composites à matrice organique	7
1.5.2.2 Composites à matrice métallique	7
1.5.2.3 Composites à matrice minérale	7
1.5.3 Classification suivant la structure des matériaux composites	8
1.5.3.1 Monocouches	8
1.5.3.2 Stratifiés	8
1.5.3.3 Structures sandwichs	9
1.6 Classification suivant le type de matériau composite	10
1.6.1 Composites de grande diffusion	10
1.6.2 Composites de haute performance	11
1.7 La mise en oeuvre des matériaux composites	11
1.8 Caractéristiques des matériaux composites	11

## 1.1 Introduction

**A**u cours de la seconde moitié du XXe siècle, les avancées technologiques ont entraîné des changements fondamentaux dans le domaine des matériaux, tant au niveau de leur conception que de leur utilisation. Pendant longtemps, les matériaux métalliques ont dominé l'industrie grâce au développement de la sidérurgie et ont été largement utilisés dans toutes les applications industrielles. Cependant, à partir des années 70, l'introduction de nouvelles familles de matériaux a élargi les possibilités au-delà des matériaux métalliques, ce qui a conduit à une réflexion différente sur le choix des matériaux.

Ainsi, les nouveaux matériaux nécessitent des fabricants une meilleure compréhension des différentes étapes, de la conception à l'utilisation, en passant par la fabrication. La caractérisation des matériaux composites doit prendre en compte toutes les conditions et considérations afin de définir leur rôle et leurs performances, notamment dans des environnements agressifs, où ils peuvent remplacer avantageusement des matériaux métalliques présentant une résistance similaire mais étant plus légers et plus résistants [1].

## 1.2 Caractéristiques générales des composites

C'est l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux non miscibles, de nature différente, dont les propriétés individuelles se combinent pour former un matériau hétérogène ayant des performances globales fortement améliorées.

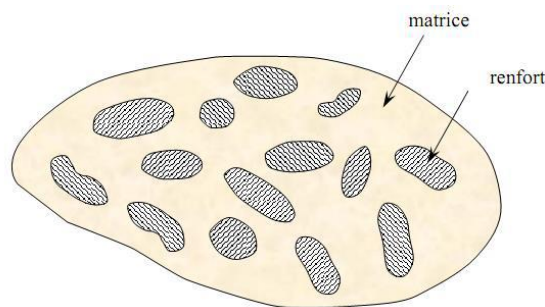


Fig 1.1 : Shématisation d'un Matériau composite.

Dans le cas le plus général, le matériau composite est constitué d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. Dans le cas de plusieurs couches discontinues de natures différentes, le composite est dit hybride.

La phase discontinue (appelée le renfort ou matériau renforçant) est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue (appelée la matrice) (figure 1.2).

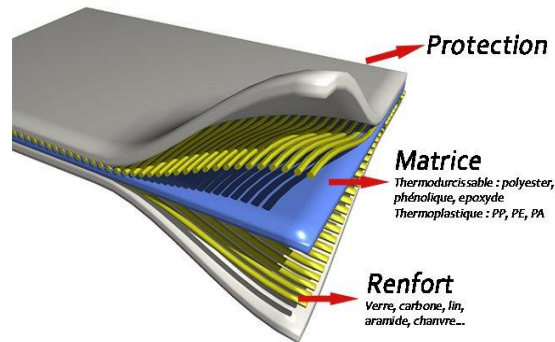


Fig 1.2 : Constituants des matériaux composites

Une exception importante à la description précédente est le cas des polymères modifiés par des élastomères, pour lesquels une matrice polymère rigide est chargée avec des particules élastomères. Pour ce type de matériaux, les caractéristiques statiques du polymère (module d'Young, contrainte à la rupture, etc.) ne sont pratiquement pas modifiées par l'adjonction des particules élastomères, alors que les caractéristiques au choc sont améliorées [2]

Dans le cas d'une structure sandwich qui est formée de trois composants possédant des propriétés différentes, mais complémentaires : les peaux, l'âme et l'adhésif. Les propriétés mécaniques des sandwichs varient avec différents paramètres de peaux comme l'orientation des fibres, le module de traction des matériaux de peau, le module de cisaillement du matériau d'âme et l'interface entre l'âme et les peaux ;

- les propriétés mécaniques sont aussi influencées de manière significative par les processus de fabrication ;

- les panneaux produits par collage simple sont moins performants que ceux qui allient les propriétés chimiques de l'âme et des peaux.

### 1.3 Intérêt des matériaux composites

L'utilisation des matériaux composites est générée par leurs principales caractéristiques :

L'allègement des structures.

La bonne tenue en fatigue.

.La résistance à la corrosion.

.L'insensibilité aux produits chimiques couramment utilisés dans la mécanique.

.une meilleure tenue au feu.

Par contre, les matériaux composites vieillissent sous l'action des agents extérieurs tels que l'humidité et la chaleur, et ont une tenue moyenne aux chocs et aux impacts. [3]

## 1.4 Les constituants des matériaux composites

L'utilisation des matériaux composites est conditionnée par les caractéristiques des différents éléments constitutifs du matériau (résines, fibres, additifs, etc.) ainsi que par le processus de fabrication. En combinant les performances physiques, chimiques et mécaniques de chaque composant, on peut définir les caractéristiques du produit final.

Pour étudier le comportement d'un matériau composite et établir ses propriétés, il est essentiel de comprendre son rôle, son utilisation selon des spécifications préétablies, ainsi que les méthodes de caractérisation appropriées. [1]

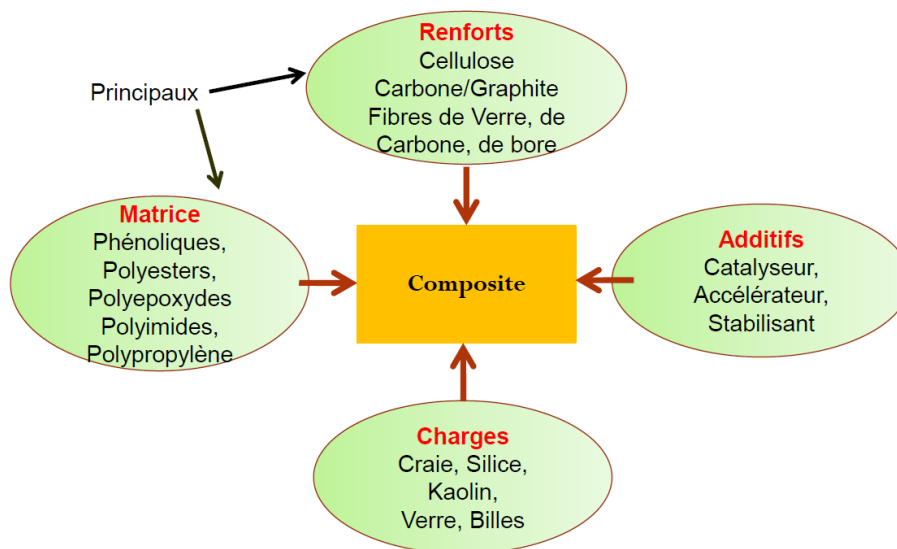


Fig 1.3 : Les constituants des matériaux composites

### 1.4.1 Renforts

Les renforts constituent l'armature ou le squelette d'un MC. Ils contribuent à améliorer la résistance mécanique et la rigidité. Ils se présentent souvent sous forme filamentaire, allant de la particule de forme allongée à la fibre continue qui donne au matériau un effet directif.

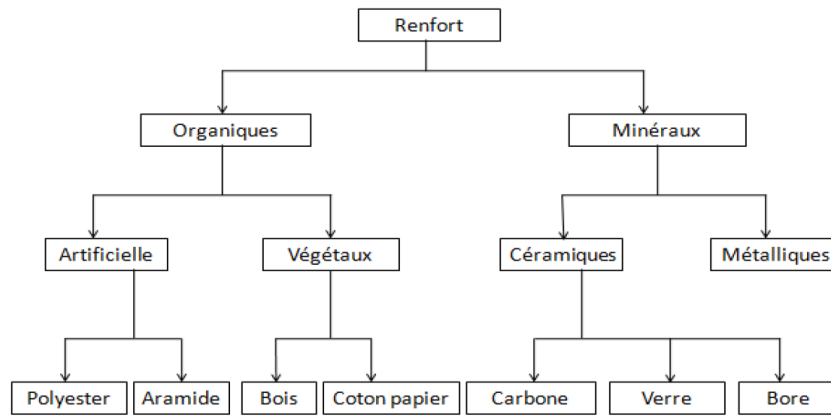


Fig 1.4 : Les différents types de renfort de base [4]

### -Géométrie des renforts

D'un point de vue géométrique, on peut distinguer trois grands types de renforts :

- Les fibres longues (longueur comparable aux dimensions de la pièce, figure 1.5 (a)),
- Les fibres courtes (de longueur faible devant les dimensions de la pièce, figure 1.5 (b)),
- Les particules, ou charges renforçantes (figure 1.5.(c)).

Tous ces renforts sont inclus au sein d'une matrice qui répartit les efforts entre eux et les protège des agressions extérieures, comme indiqué ci-dessus. En outre, lorsque les renforts sont des fibres, celles-ci peuvent être soit orientées dans une direction précise, soit disposées aléatoirement.

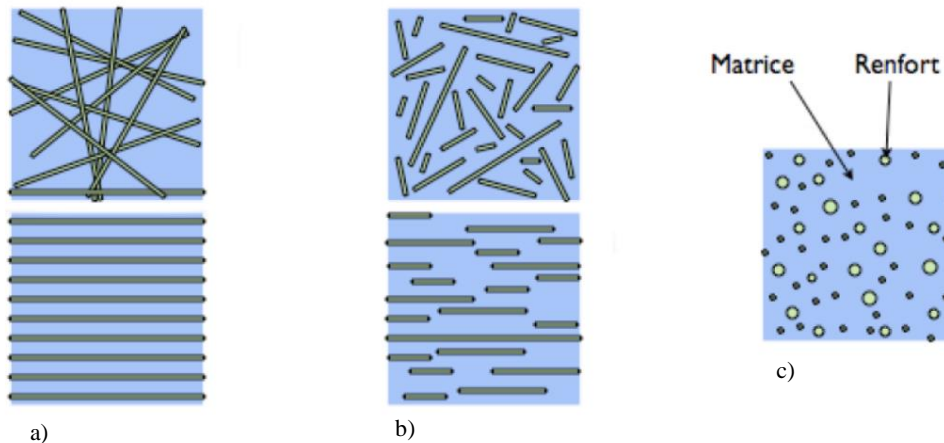


Fig 1.5 : Les structures géométriques des composites :  
(a) fibres longues, (b) fibres courtes, (c) particules [5].

### 1.4.2 Matrices

La matrice a pour rôle principal de transmettre les efforts mécaniques au renfort (résistance à la compression ou à la flexion). Elle assure aussi la protection du renfort vis-à-vis des diverses conditions environnementales.

Elle permet en outre de donner la forme voulue au produit réalisé. Les polymères transformés à l'état liquide ont été initialement choisis pour servir de matrices et continuent à être le plus souvent employés pour des raisons de facilité de mise en oeuvre sans pression.

Actuellement, les composés à matrice organique représentent plus de 99% des matériaux composites ; toutefois, il existe également des composites à matrice inorganique (métallique ou céramique) dont la diffusion reste encore marginale. La figure (1.6) représente les différentes familles de matrices.

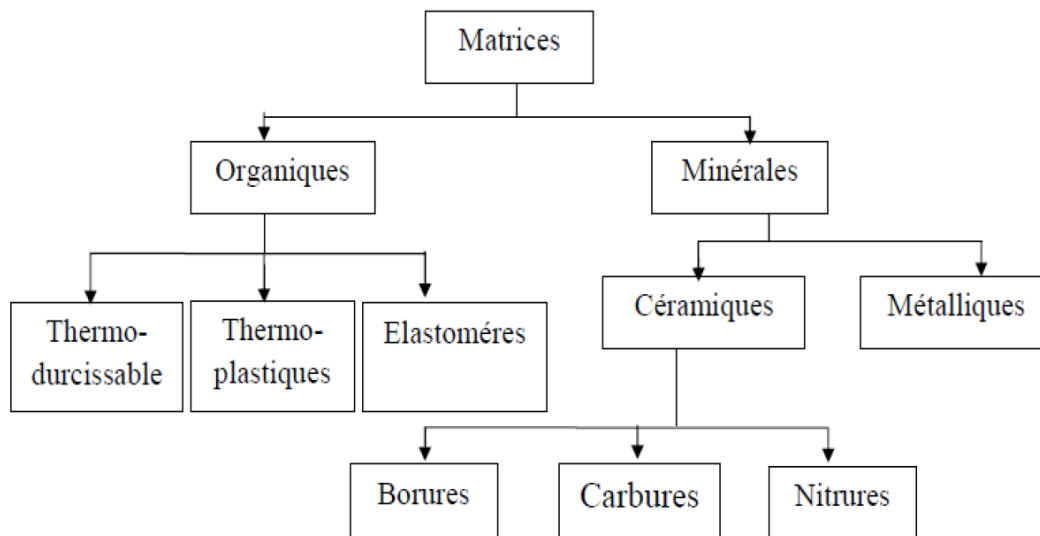


Fig 1.6: Différentes familles de matrices [3] .

## 1.5 Classification des matériaux composites

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants, suivant la nature des composants et le type du matériau composite [3,6-8]

### 1.5.1 Classification suivant la forme des constituants

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes : les matériaux composites à particules et les matériaux composites à fibres.

#### 1.5.1.1. Composites à fibres

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

L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés des matériaux composites pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan.

Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécaniques et physiques en jouant sur la nature des constituants, la proportion des constituants et l'orientation des fibres suivant le cahier de charges imposées.

**Tableau 1.1** : Exemple de matériaux composites [9]

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
Composites à matrice organique Papier, carton Panneaux de particules Panneaux de fibres Toiles enduites Matériaux d'étanchéité Pneumatiques Stratifiés	Résine/charges/fibres cellulosiques Résine/copeaux de bois Résine/fibres de bois Résines souples/tissus Elastomères/bitume/textiles Caoutchouc/toile/acier Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc. Résines/microsphères	Imprimerie, emballage, etc. Menuiserie Bâtiment Sports, bâtiment Toiture, terrasse, etc. Automobile Domaines multiples
Composites à matrice minérale Béton Composite carbone-carbone Composite céramique	Ciment/sable/granulats Carbone/fibres de carbone Céramique/fibres céramiques	Génie civil Aéronautique, aérospatial, sports, biomédecine, etc. Pièces thermomécaniques
Composites à matrice métallique	Aluminium/fibres de bore Aluminium/fibres de carbone	Aérospatial
Sandwichs Peaux Ame	Métaux, stratifiés, etc. Mousses, nids d'abeilles, balsa, plastiques renforcés, etc.	Domaines multiples

#### 1.5.1.2. Composites à particules

Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres ne possède pas de dimensions privilégiées. Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc.

Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charge pour réduire le coût du matériau, sans diminuer les caractéristiques. Le choix de l'association matrice-particules dépend des propriétés souhaitées. Les cermets sont des exemples de composites métal-céramique à particules, adaptés à des utilisations à température élevées.

Par exemple, les cermets à base d'oxydes sont utilisés pour les outils de coupe à vitesse élevée, et pour les protections à haute température.

Egalement, des particules d'élastomères peuvent être incorporées dans des matrices polymères fragile, de manière à améliorer leurs propriétés à la rupture et au choc, par diminution de la sensibilité à la fissuration.

### **1.5.2 Classification suivant la nature des constituants**

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale. Divers renforts sont associés à ces matrices.

Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autre faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi ces composites, nous pouvant citer :

#### *1.5.2.1 Composites à matrice organique*

Résine et charge, avec :

- Des fibres minérales : verre, carbone, etc.
- Des fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc.
- Des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.

#### *1.5.2.2 Composites à matrice métallique*

Alliages légers et ultralégers d'aluminium, de magnésium, de titane, avec

- Des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC).
- Des fibres métalliques : bore.
- Des fibres métal-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC).

#### *1.5.2.3 Composites à matrice minérale*

Matrice céramique, avec :

- Des fibres métalliques : bore,
- Des particules métalliques : cermets,
- Des particules minérales : nitrures, carbures, etc.



Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300°C, alors que les matériaux à matrice métallique ou minérale sont utilisés au-delà : jusqu'à 600°C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000°C pour une matrice minérale.

### 1.5.3 Classification suivant la structure des matériaux composites

#### 1.5.3.1 Monocouches

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite (figure 1.7). Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibres courtes.



Fig 1.7 : Matériau composite UD [8]

#### 1.5.3.2 Stratifiés

Le matériau composite stratifié est composé d'un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié. La figure (1.8). représente un matériau composite stratifié [9].

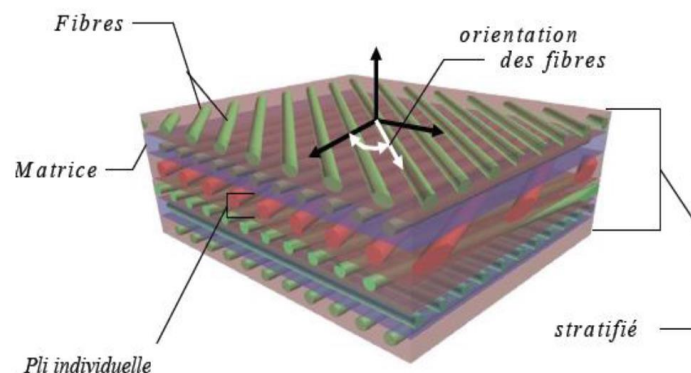


Fig 1.8 : Un matériau composite stratifié

Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations, permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques. Un stratifié possédant l'empilement  $(0, +45, +90, -45)_2s$  est un stratifié avec quatre couches dans les directions  $0^\circ$ ,  $-45^\circ$ ,  $90^\circ$  et  $+45^\circ$ , l'orientation  $0^\circ$  coïncidant avec la direction une du repère principal du composite. Ces plans seront répartis symétriquement par rapport au plan moyen du stratifié.

On pourra avoir des stratifiés de type :

**1. Equilibré :** stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction  $+\theta$  que de couches orientées suivant la direction  $-\theta$ .

**2. Symétrique :** stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen.

**3. Orthogonal :** stratifié comportant autant de couches à  $0^\circ$  que de couches  $90^\circ$ .

### 1.5.3.3 Structures sandwichs

Matériaux composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou coeur) de forte épaisseur et faible résistance (figure 1.9).

$$10 \leq e_{\text{ame}} / e_{\text{peau}} \leq 100$$

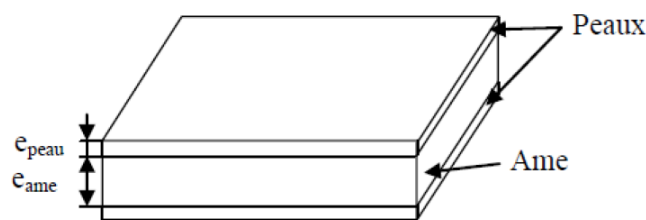


Fig 1.9 : Matériau composite sandwich

L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande légèreté en flexion et c'est un excellent isolant thermique. La figure (1.10) représente un matériau composite sandwich [9].

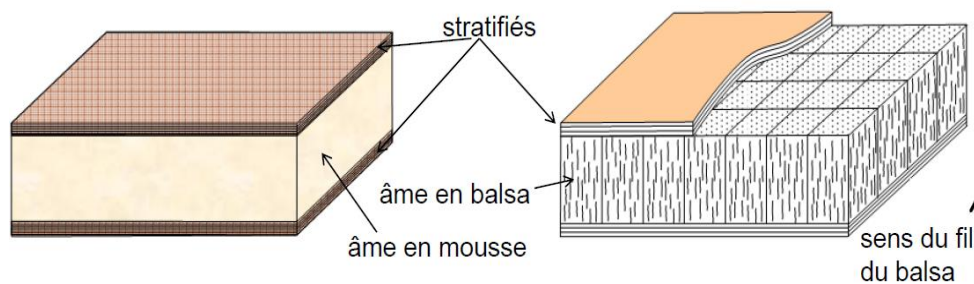


Fig 1.10 : Matériaux sandwichs à âmes pleines

Les peaux supportent la majeure partie des charges qui s'exercent dans le plan du panneau en plus des contraintes de flexion. Les peaux sont le plus souvent des stratifiés (verre, carbone, Kevlar) ou des feuilles d'alliages légers (Aluminium, Titane, etc.).

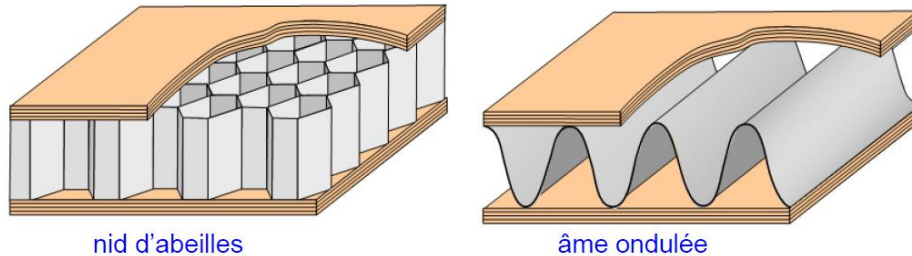


Fig 1.11 : Matériaux sandwichs à âmes creuses

La figure (1.12) montre une représentation schématique de différents types de matériaux composites.

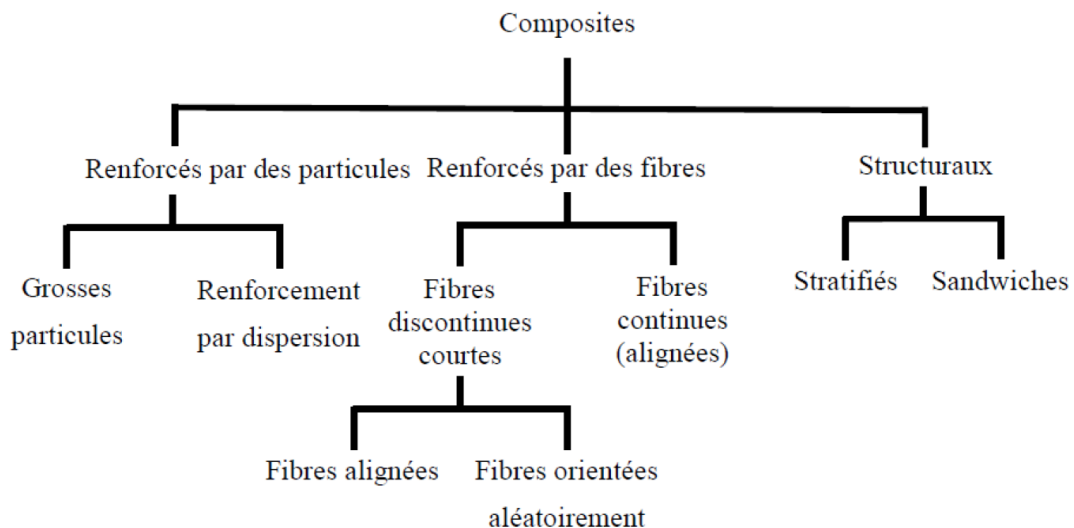


Fig 1.12 : Différents types de matériaux composites

## 1.6 Classification suivant le type de matériau composite

En fonction des performances mécaniques souvent rapportées à la densité, on a introduit la notion de composite grande diffusion et de composites hautes performances [10].

### 1.6.1 Composites de grande diffusion

Ils représentent 95 % des matériaux composites utilisés. En général, ce sont des plastiques armés ou des plastiques renforcés dont le taux volumique de renfort avoisine 30 %.

Les principaux constituants de base sont les résines polyesters (résines thermodurcissables) avec des fibres de verre.

Les demandeurs les plus importants sont l'industrie des transports (Automobile, ferroviaire) et la construction électrique, destinés à des fabrications en grande série, souvent très automatisés.

### **1.6.2 Composites de haute performance**

Ils sont principalement utilisés dans l'aéronautique, leurs propriétés mécaniques, résistance et rigidité, sont largement supérieures à celles des métaux. Les constituants sont des résines époxydes renforcées par des fibres longues de verre, mais surtout de carbone ou d'aramide, le taux de renfort est supérieur à 50 %.

## **1.7 La mise en oeuvre des matériaux composites**

Généralement le choix d'un procédé de moulage se fait en fonction de certains paramètres à savoir [11] :

- Imprégnation du renfort par le système résineux.
- Mise en forme à la géométrie de la pièce.
- Durcissement du système soit :
  - par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables,
  - par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques.

Les procédés les plus importants sont :

- Moulage par contact
- Moulage par projection simultanée
- Injection thermodurcissable BMC
- Compression thermodurcissable SMC
- Enroulement filamentaire (ou bobinage)

## **1.8 Caractéristiques des matériaux composites**

Les propriétés des matériaux composites dépendent de beaucoup de facteurs et sont différentes selon les divers types de matériaux composites. Ces propriétés résultent :

- Des propriétés, de la nature et de la quantité des matériaux constitutifs.
- Des constituants, de la géométrie et de la distribution du renfort
- De leurs interactions, de la nature de l'interface matrice-renfort, etc.

Les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- Faible masse,

- Bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée),
- Absence de corrosion,
- Absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture)
- Vieillessement sous l'action de l'humidité et de la chaleur,
- Inertie à certains produits chimiques courants (solvants, peinture, huiles,Pétroles,...),
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyenne,
- Très forte anisotropie.

# Bibliographie sur les matériaux sandwich et leurs comportement mécaniques

2.1 Introduction	13
2.2 Vue d'ensemble de la structure sandwich	13
2.2.1 Peaux	13
2.2.2 Âme	14
2.2.3 Adhésif	14
2.3 Structure en nid d'abeilles	14
2.3.1 Définition de l'âme en nid d'abeille	14
2.3.2 Les caractéristiques géométriques d'âme nid d'abeille	14
2.3.3 Processus de fabrication des nids d'abeilles	16
2.4 Rupture et mode de dégradation des structures sandwichs	16
2.4.1 Rupture de la peau sous traction ou compression	16
2.4.2 Rupture de l'âme en cisaillement	17
2.4.3 Flambement généralisé des peaux	17
2.4.4 Flambement généralisé de l'âme : crimping	17
2.4.5 Flambement localisé	18
2.4.6 Modes locaux de rupture	19
2.5 Caractérisation mécanique : Analyse par éléments finis des sandwich	19
2.6 Comportement des sandwich en flexion à trois	20
2.7 Comportement sous sollicitation uni-axiale de compression quasi-statique	21
2.8 Mécanismes d'endommagement lors l'impact sur les structures sandwichs	23

## 2.1 Introduction

Les matériaux sandwichs connaissent un essor important, tant dans les applications les utilisant, que dans les technologies les mettant en oeuvre. Ils sont ainsi largement utilisés dans tous les secteurs industriels et notamment les transports, la marine, le nautisme, l'aéronautique, l'aérospatial, les sports et loisirs, l'industrie lourde, le génie civil et l'armée. Leur consommation ne cesse d'augmenter. Les matériaux sandwichs présentent donc un intérêt pour les applications qui requièrent à la fois rigidité et légèreté. Cependant, les propriétés en statique, en fatigue et en vibration des matériaux composites sandwichs peuvent se dégrader sévèrement par la présence des dommages. Le facteur déterminant dans le choix des matériaux est la connaissance de leur comportement mécanique. Les moyens qui permettent d'étudier le comportement mécanique et d'évaluer numériquement les propriétés des matériaux sont les essais mécaniques.

## 2.2 Vue d'ensemble de la structure sandwich

Une structure sandwich est constituée de trois couches : deux peaux à haute rigidité et d'une âme à faible densité collé entre eux par un film adhésifs, chaque couche possédant des propriétés différentes dans des directions différentes qu'il s'agit d'une complexité initiale souvent considérée comme un obstacle par les ingénieurs, mais qui est en réalité un avantage car elle offre la possibilité d'adapter les propriétés en fonction des charges appliquées.

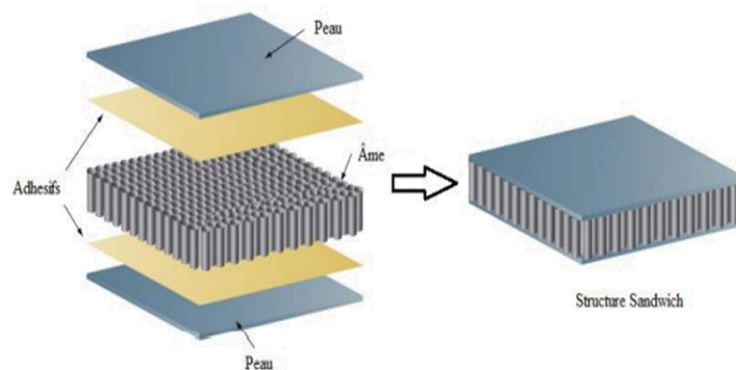


Fig 2.1: Éléments constitutifs d'un panneau sandwich.

### 2.2.1 Peaux

La peau du sandwich est la couche externe du composite, il se caractérise par un faible épaisseur et un rapport de résistance élevé. Sa grande durabilité permet de fournir la capacité portante nécessaire et de pouvoir résister à la flexion, à la compression et à la force de tension sans se déformer [12].

### **2.2.2 Âme**

L'âme est le composant central d'une structure sandwich, elle joue un rôle essentiel dans la détermination des performances globales de la structure, l'âme doit avoir une faible densité pour assurer un poids minimal . De plus, le module de Young perpendiculaire aux faces doit être élevé pour éviter une diminution de l'épaisseur de l'âme et de la rigidité en flexion. Depuis l'âme étant principalement soumise au cisaillement, elle doit être choisie avec soin pour résister sans défaillance aux charges transversales et fournir la rigidité au cisaillement requise [12].

### **2.2.3 Adhésif**

Il existe une variété d'adhésifs, la plupart sont à des fins spéciales, par exemple, PUR spécial pour le collage à l'acier inoxydable, un époxy durci pour les alliages d'aluminium dans les applications à haute température. Le choix de l'adhésif est basé sur la recherche d'un adhésif capable de fournir une liaison solide entre les matériaux et de répondre aux exigences mécaniques de la structure, tout en respectant les considérations environnementales telles que la santé, le temps de durcissement et la température [12].

## **2.3 Structure en nid d'abeilles**

### **2.3.1 Définition de l'âme en nid d'abeille**

Les structures en nid d'abeilles, généralement appelées « NIDA », ont des âmes creuses employées pour la fabrication des matériaux sandwichs qui font partie de la grande famille des matériaux composites. Ils se caractérisent par une géométrie alvéolaire (hexagonal), une faible densité et des parois fines ce qui implique une préparation minutieuse lors de leur utilisation [13].

### **2.3.2 Les caractéristiques géométriques d'âme nid d'abeille**

On trouve sur le marché plusieurs configurations géométriques de cellules en nid d'abeilles. Les plus connues sont les configurations hexagonales, ondulées, FLEX, carrées et cellules en tubes.



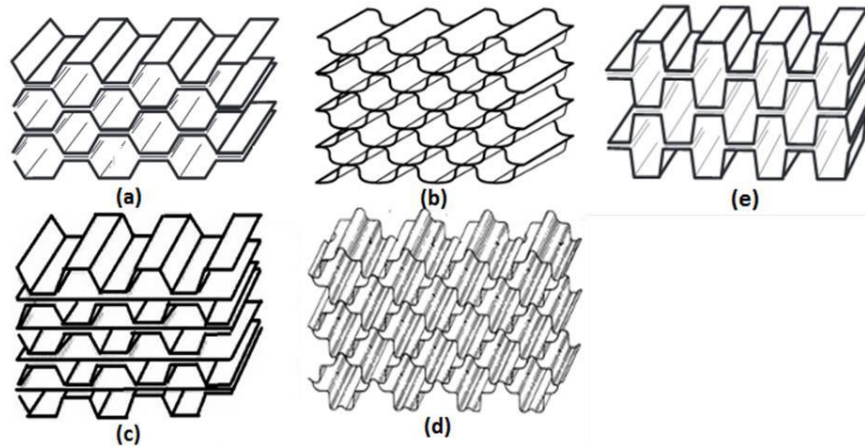
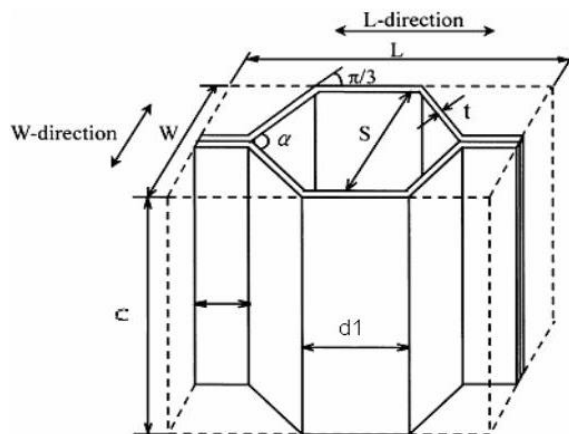


Fig 2.2 : Défferent configuration cellulaire d'une nid abeilles [13]

La configuration hexagonale est la plus utilisée pour les âmes nid d'abeilles que ce soit en Nomex ou en aluminium [13] sont caractéristiques géométriques montré par la figure (2.3) et le tableaux suivant.



$c$	Hauteur du NIDA
$t$	Épaisseur de la paroi inclinée
$s$	Diamètre de la cellule
$a$	Longueur de la paroi inclinée
$d_1$	Longueur de la paroi centrale
$\alpha$	Angle de la cellule

Fig 2.3: Caractéristique d'une cellule en nid d'abeille hexagonal régulière.

Dans ce système (figure 2.4), la direction L correspond à la direction du ruban, la direction W représente la direction d'expansion et T indique la direction transverse (hauteur d'âme).

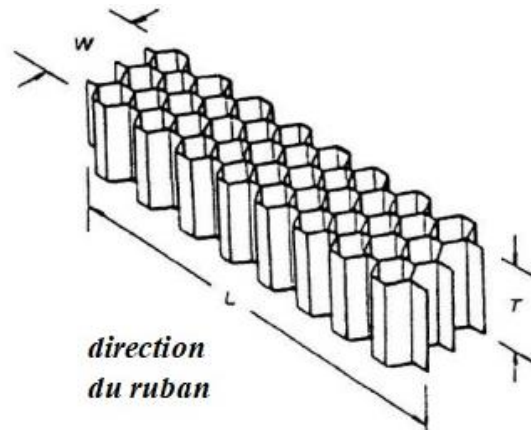


Fig 2.4: Les repères orthonormés de l'âme en nid d'abeille

### 2.3.3 Processus de fabrication des nids d'abeilles

Il existe cinq manières de base pour fabriquer des âme nids d'abeilles : le collage, le soudage par résistance, le brasage, le collage par diffusion et la fusion thermique. Le collage est la méthode la plus couramment utilisée, tandis que les autres sont uniquement réservées aux applications à haute température. Pour le collage, il existe deux méthodes de base de fabrication de l'âme en nid d'abeille : la méthode d'expansion et la méthode pré-ondulation [14].

## 2.4 Rupture et mode de dégradation des structures sandwichs

Il y a différents modes d'endommagement qui peuvent être considéré, dépendant de la géométrie du panneau de sandwich et de la configuration de chargement. La structure endommagera quel que soit le mode de rupture produit à la plus basse charge.

### 2.4.1 Rupture de la peau sous traction ou compression

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles du matériau constituant les peaux.

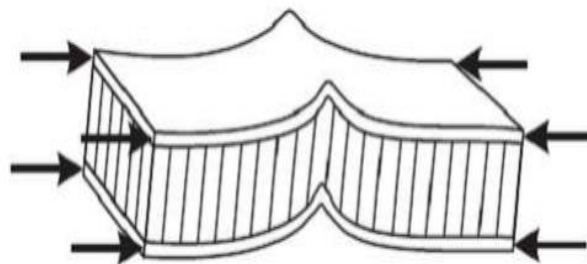


Fig 2.5 : Rupture de la peau sous traction / compression [15]

### 2.4.2 Rupture de l'âme en cisaillement

La rupture de l'âme se produira si la contrainte de cisaillement (prépondérante dans l'âme), dépasse ou égalise la résistance au cisaillement du matériau de l'âme.

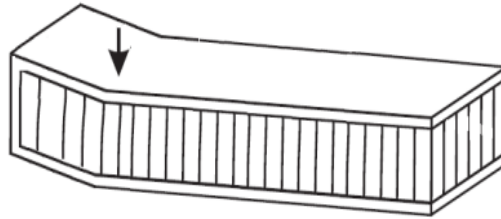


Fig 2.6 : Rupture de l'âme en cisaillement [15]

### 2.4.3 Flambement généralisé des peaux

Une poutre sandwich soumise à une compression peut céder sous l'effet des conditions d'instabilité concernant toute la poutre : le flambement. Le flambement généralisé peut aussi survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures aux résistances à la rupture. La charge qui cause le flambement du sandwich dépend de paramètres tels que les dimensions dans le plan de la poutre et les conditions aux limites. Ce type de déformation est causé par une épaisseur insuffisante de la structure, ou la faible rigidité de l'âme [15].

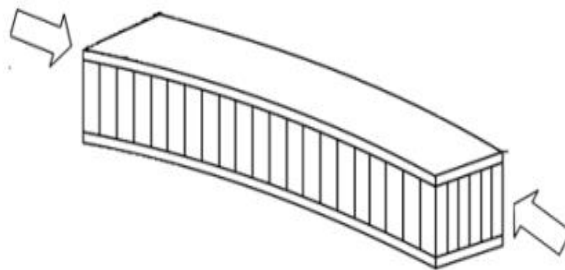


Fig 2.7 : Flambement généralisé des peaux [15]

### 2.4.4 Flambement généralisé de l'âme : crimping

Si le rapport longueur sur épaisseur est relativement faible, et que la rigidité de cisaillement est négligeable devant la rigidité de flexion, le flambement généralisé prend la forme du flambement de l'âme (figure 2.8).

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

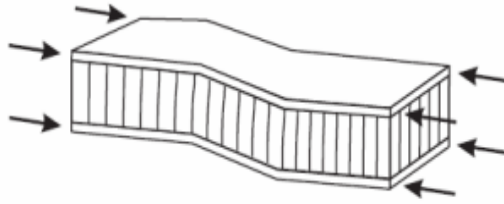


Fig 2.8 : Flambement généralisé de l'âme « crimping » [15]

### 2.4.5 Flambement localisé

Les peaux, considérées par elles-mêmes, sans connexion avec l'âme, flambent très facilement à cause de leur faible épaisseur. C'est l'âme qui empêche leur flambement. Cependant, si on atteint la contrainte limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement. Dans ce cas, le flambement localisé des peaux, ou « wrinkling » (figure. 2.9), se produit [15].

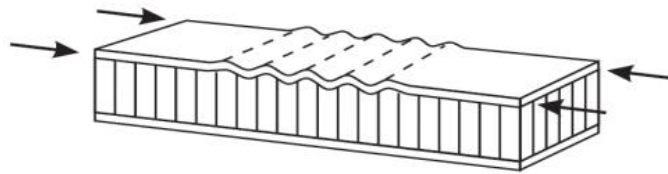


Fig 2.9 : Flambement localisé des peaux « Wrinkling » [15]

Contrairement au flambement généralisé, le flambement localisé peut prendre des configurations différentes qui ne dépendent pas de la géométrie de la structure. Par contre, il est influencé par les modules élastiques des peaux et de l'âme, et le module de cisaillement de l'âme. Si l'on craint un flambement localisé de la peau, on peut soit utiliser pour les peaux, un matériau avec un module élastique plus élevé, soit utiliser pour l'âme, un matériau présentant des propriétés élastiques plus élevées. Dans le cas d'une âme en nid d'abeille, mise à part les ruptures par « wrinkling », il peut survenir aussi un autre mode de rupture par flambement localisé de la peau en fossettes, appelé « dampling » (figure. 2.10) .

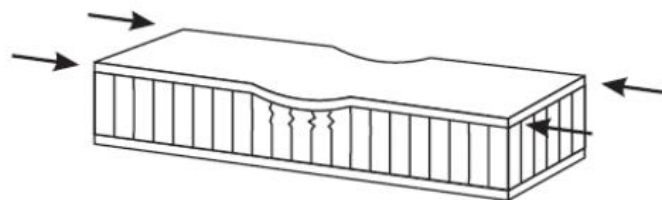


Fig 2.10: Flambement localisé « dampling » [15]

### 2.4.6 Modes locaux de rupture

L'indentation locale est un mode localisé de rupture dû à une concentration de contraintes résultant, soit de l'application d'une charge localisée, soit de la position d'un appui de type ponctuel ou linéique [15].

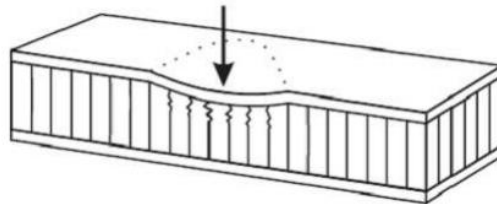


Fig 2.11 : Indentation localisée [15]

### 2.5 Caractérisation mécanique : Analyse par éléments finis des sandwich

La simulation numérique est un outil essentiel dans le développement technologique et la recherche industrielle. Cette méthode permet de modéliser des phénomènes physiques tels que la mécanique, la thermique ou l'acoustique, et d'étudier les différentes solutions possibles avant leur mise en œuvre réelle. L'essai de flexion à trois points est une méthode mécanique où une poutre est placée sur deux appuis simples. Les contacts entre ces appuis et la poutre se situent au milieu de la poutre. Le contact entre la charge et la poutre est également considéré comme une liaison ponctuelle. Des études expérimentales et numériques ont été présentées par Sun et al [16] pour analyser le comportement en flexion et compression du sandwich en aluminium .

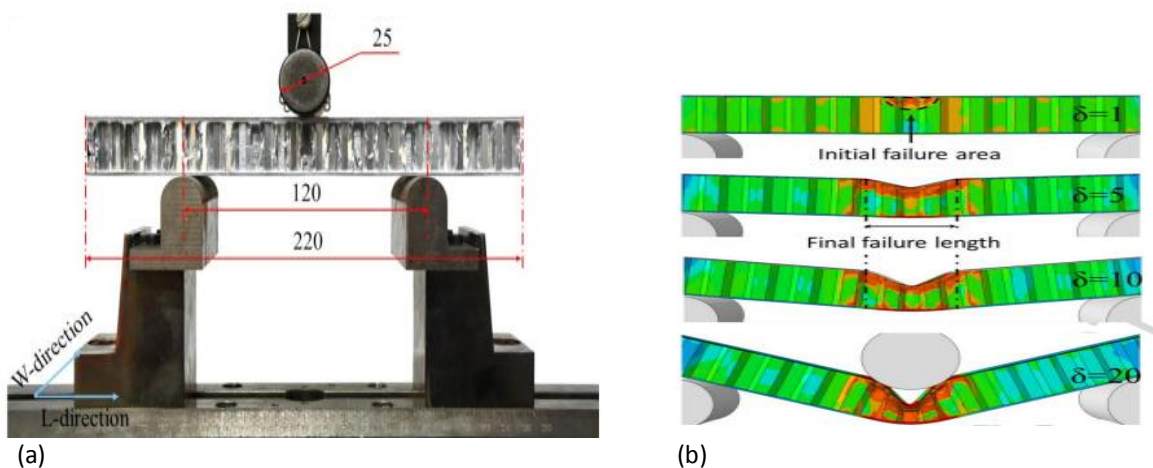


Fig 2.12 : Etude du comportement du sandwich en flexion : (a) expérimentale (b) numérique [16]

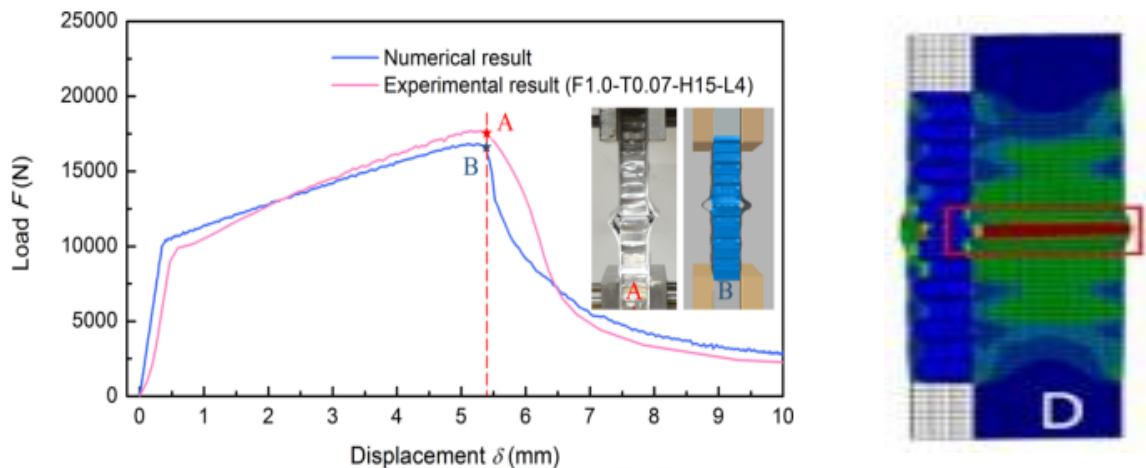


Fig 2.13 : Comparaison entre résultats expérimentales et numérique : test de compression [16].

## 2.6 Comportement des sandwich en flexion à trois

Giglio et al [17] ont expérimentés un essai de flexion à trois points sur des panneaux sandwich composés de deux peaux en aluminium et d'un noyau en nid d'abeille Nomex<sup>TM</sup>. Pour analyser le comportement et les performances de ces panneaux sandwich lorsqu'ils sont exposés à une charge de flexion. Ils utilisent les données obtenues à partir de essai de compression en direction de la face plate, ils ont construisissent un modèle EF détaillé (niveau micromécanique). Ils ont ainsi été possibles de reproduire, avec un degré élevé de similitude, le comportement réel des panneaux sandwich dans le TPBT.

Une attention particulière a été accordée à la vérification de la modélisation précise du comportement écrasant du noyau pendant la dernière partie de TPBT. La figure (2.14) présente les résultats numériques ont été comparés aux données expérimentales.

Il s'agit des images photographiques détaillées, tout au long du processus de chargement, du comportement local de l'écrasement des cellules.

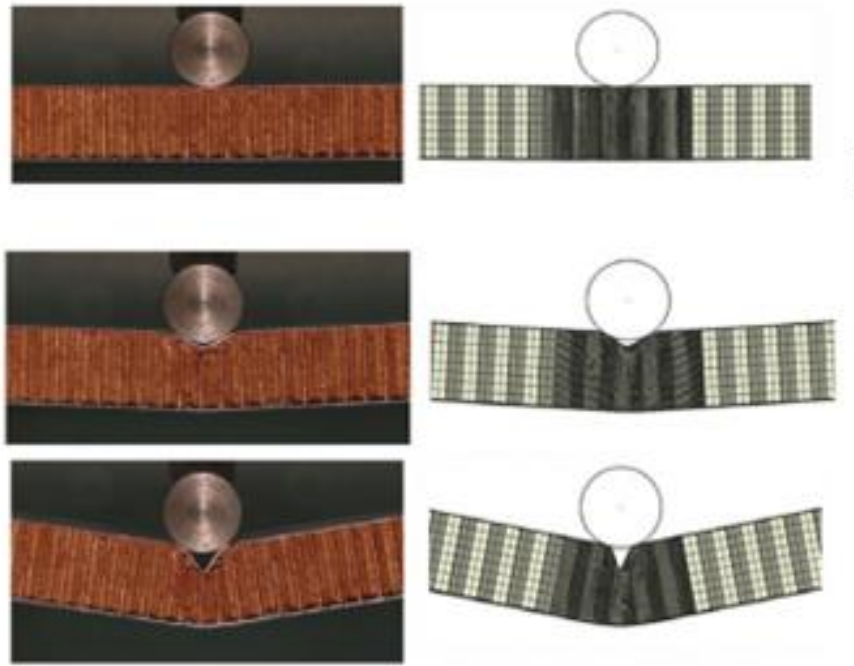


Fig 2.14 : Comparaison entre la forme déformée expérimentale et la forme numérique [17]

## 2.7 Comportement sous sollicitation uni-axiale de compression quasi-statique

La méthode de caractérisation en compression de matériaux d'âmes utilisant la norme ASTM C365- 94 fait l'unanimité dans la littérature. Cette norme est basée sur la compression entre deux plateaux, dont au moins un est rotulé, d'une éprouvette de section carré ou circulaire contenant un minimum de 60 cellules pour une structure nid d'abeille (figure 2.15). L'instrumentation de l'essai doit permettre de mesurer de manière fiable l'effort de compression appliqué à l'éprouvette ainsi que le déplacement relatif du plateau supérieur par rapport au plateau inférieur. Dans cette norme, la nature des conditions limites entre les peaux de la structure sandwich et les plateaux d'écrasement n'est pas indiquée.

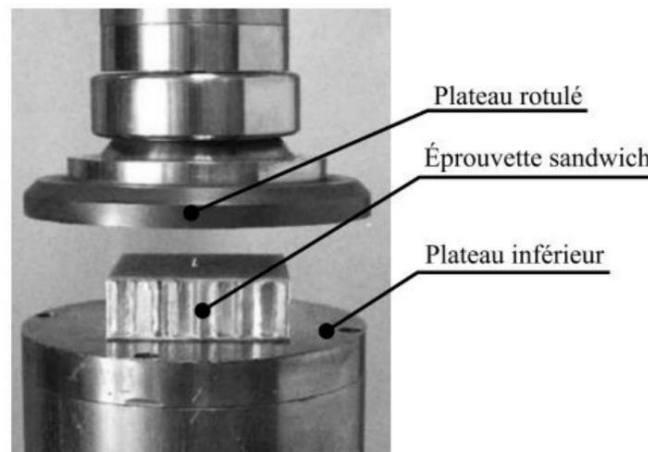


Fig 2.15 : Photo d'un essai de compression sur une éprouvette sandwich

Liu et al [18] ont expérimentés un essai de compression, la réponse mécanique idéalisée d'une structure nid d'abeille soumise à la compression (figure 2.16) se décompose en quatre phases dans le domaine effort-déplacement : (1) la phase élastique où l'effort augmente linéairement, commence à infléchir et atteint un pic, (2) la phase d'effondrement où l'effort diminue brusquement suite au pic d'effort, (3) la phase d'écrasement où l'effort se stabilise autour d'un plateau et (4) la phase de densification où l'écrasement de l'éprouvette est tel que le matériau ne peut plus se déformer ce qui engendre une augmentation exponentielle de l'effort. Les grandeurs physiques permettant de caractériser la structure étudiée sont donc : le module d'élasticité apparent  $E$  ainsi que l'effort au pic  $F_{pic}$  pour la phase élastique, l'effort  $F_{plateau}$  pour la phase d'écrasement et le déplacement correspondant au début de la phase de densification  $U_d$ .

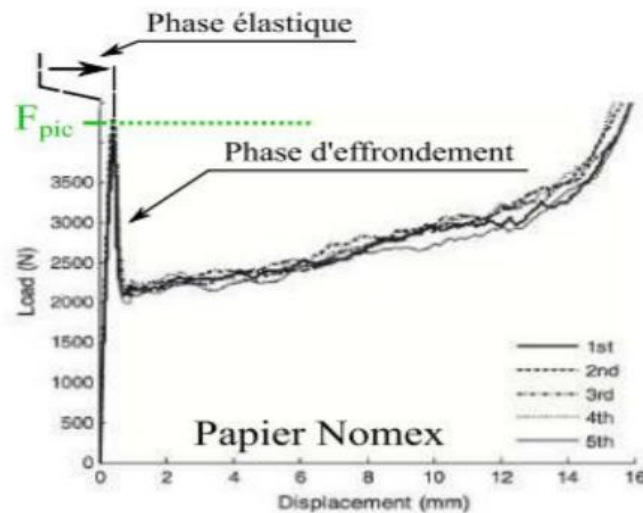


Fig 2.16 : Réponse mécanique typique lors d'un essai de compression d'une structure nid d'abeille

Les contraintes et des déformations macroscopiques équivalentes peuvent être calculées à partir de ces grandeurs caractéristiques et des dimensions de l'éprouvette même si elles ne présentent pas de sens physique au sens de la mécanique des milieux continus. Bien que plusieurs études montrent que l'effondrement de l'effort qui suit la phase élastique est liée à une instabilité géométrique des parois, la phénoménologie d'effondrement du nid d'abeille dépend du matériau utilisé. Dans le cas du nid d'abeille Nomex<sup>®</sup>, le phénomène de flambage élastique engendre des ruptures localisées de la résine phénolique qui s'explique par la nature élastique-fragile de cette résine [19]. Ces ruptures entraînent le premier plissement comme illustré dans la figure (2.17).



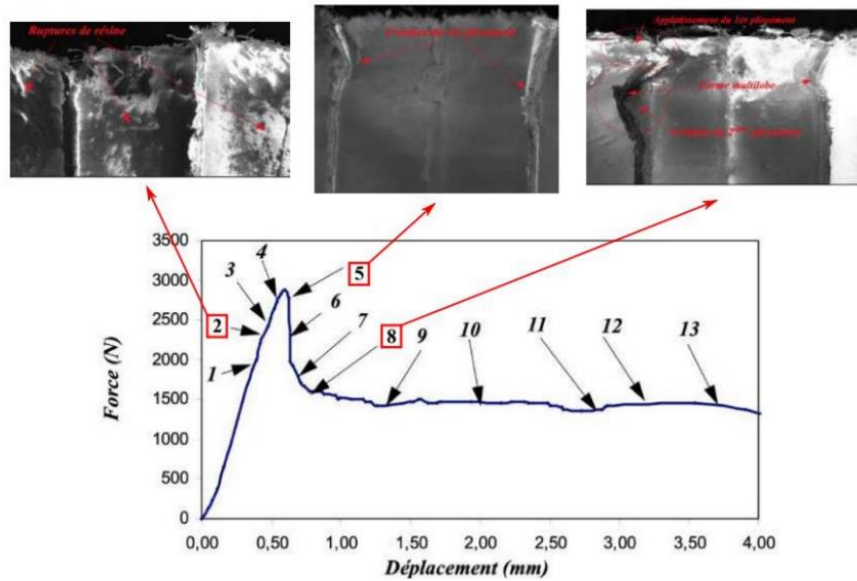


Fig 2.17 : Phénoménologie d’effondrement du nid d’abeille Nomex® [19]

## 2.8 Mécanismes d’endommagement lors l’impact sur les structures sandwichs

L’appréhension des mécanismes d’endommagement et de leurs conséquences sur les structures sandwich revêt une importance fondamentale pour la communauté scientifique. La compréhension de ces mécanismes permet aux d’acquérir une connaissance approfondie du comportement de ces structures dans des conditions variées, ainsi que d’évaluer leur intégrité structurale. Divers travaux ont été effectués afin d’identifier les processus d’endommagement dans des panneaux sandwichs en nid d’abeille et en mousse soumises à des sollicitations d’impact.

Wentao He et al [20] ont été réalisé des tests d’impact avec différentes niveau d’énergie sur des panneaux sandwich composés de peaux en CFRP (polymère renforcé de fibres de carbone) et d’une âme en nid d’abeille à cellules hexagonales .Lors des impacts à basse vitesse avec une charge 5J , les panneaux sandwich ont subi deux type de modes d’endommagement, au niveau de la peau supérieure: on observe principalement une déformation locale caractérisée par une flexion et une extension membranaire dans la région d’impact tandis que l’âme dans cette région présente un flambement localisé.

Par l’augmentation de la charge. L’ensemble de tous le peaux et l’âme sont complètement pénétré, laissant deux trous plus grands que le diamètre de l’impacteur.



Fig 2.18: Morphologie typique d'endommagement d'impact dans les essais d'impact à faible vitesse [21]

Les mécanismes d'endommagement des matériaux comprennent différents phénomènes physiques qui peuvent provoquer des dommages au niveau de la peau, de l'âme et de l'interface âme/peau. Les types de dommages observés au niveau de la peau sont le délaminage des plis, la fissuration de la matrice et la rupture des fibres [14]. Ces dommages peuvent entraîner une diminution de la rigidité et de la résistance de la peau [22]. Pour l'endommagement de l'âme, en plus de la fissuration, la rupture est principalement dû l'écrasement de l'âme (pour l'âme en mousse).

tandis que la rupture de l'âme en nid abeille se produire par un flambement des parois cellulaires dans une région entourant le point d'impact. le décollement en d'autre part est identifié comme le principal mécanisme responsable de la rupture de l'interface entre l'âme et la peau [23].

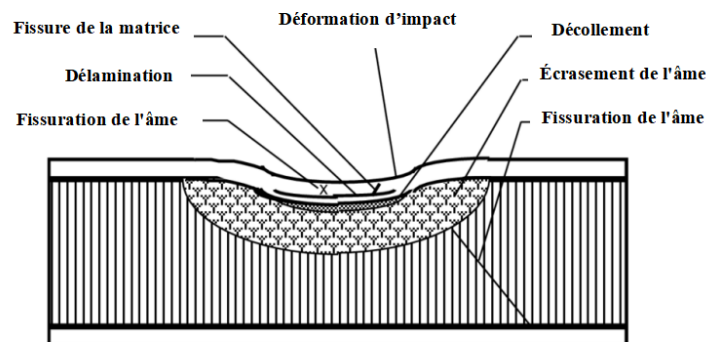


Fig 2.19: représentation schématique des différents types de dommages pouvant survenir dans une structure sandwich en nid d'abeille lors d'un impact.

l'endommagement du structure de sandwich est un phénomène complexe à cause des nombreux mécanismes de défaillance activés. Les modes de rupture sont affectés par l'environnement, les caractéristique géométrique des panneaux, les conditions aux limites et les propriétés des matériaux.[24]

# Etude du comportement mécanique d'un composite sandwichs Al-Al

3.1 Introduction	25
3.2 Matériau et procédure expérimentale	25
3.2.1 Matériau utilisé	25
3.2.2 La procédure expérimentale	27
3.3 Résultats et discussion	29
3.3.1 Essai de flexion trois points	29
3.3.2 Endommagement de la structure	30
3.3.3 Effet de sens d'orientation	32
3.4 Simulation du comportement des sandwichs Al-Al en flexion	35
3.4.1 Présentation du modèle de la structure	35
3.4.2 Propriétés des matériaux et loi de comportement	36
3.4.3 Conditions initiales et condition limites	37
3.5 Détermination de la variation des contraintes	37

### 3.1 Introduction

L'objectif principal de cette étude consiste à simuler le comportement des structures sandwichs à âme en nid d'abeille soumises à la flexion trois points. L'utilisation de simulations numériques nous permet d'obtenir des informations spécifiques concernant l'interface entre la peau et l'âme en nid d'abeille, ce qui est essentiel pour comprendre les mécanismes de liaison avec l'âme. Parmi les propriétés que nous pouvons uniquement obtenir grâce à la méthode des éléments finis (MEF). Au cours de cette étude, nous avons examiné le comportement en flexion des panneaux sandwichs composés d'aluminium en utilisant le logiciel de calcul par éléments finis ABAQUS®. Nous avons effectué des simulations pour étudier les déformations des structures.

Nous avons également analysé l'influence de la densité de l'âme et la configuration des cellules. Notre étude se concentre particulièrement sur la caractérisation et la simulation numérique du comportement mécanique des panneaux sandwichs à âme en nid d'abeille soumis à un test de flexion à trois points, en utilisant des densités d'âme différentes ( $55\text{Kg/m}^3$  et  $82\text{Kg/m}^3$ ) avec différentes configuration des cellules. Les résultats obtenus grâce à la simulation seront comparés et validés en fonction des résultats expérimentaux.

### 3.2 Matériau et procédure expérimentale

#### 3.2.1 Matériau utilisé

Le matériau étudié dans cette recherche est un matériau sandwich à âme en nid d'abeille de type aluminium-aluminium (ECM-Fs272, Fs270) destiné à l'industrie aéronautique [25]. La structure de ce type de sandwich est composée d'alvéoles bidimensionnelles en aluminium, disposées dans le plan du sandwich, avec des peaux en aluminium de type AlMg3. Pour les essais de flexion à trois points (figure 3.1), des éprouvettes ont été découpées à partir de plaques sandwich, en suivant la direction longitudinale (L) des cellules de l'âme, conformément à la norme ASTM C393-62 [26]. Les dimensions des éprouvettes ainsi que les propriétés mécaniques du sandwich sont présentées dans les tableaux (3.1 et 3.2). Les éprouvettes utilisées de la longueur 160 mm, ont une largeur  $b$  de 40 mm et une épaisseur  $h$  de 10 mm. L'épaisseur du cœur  $t_c$  est de 8,8 mm (tableau 3.1).

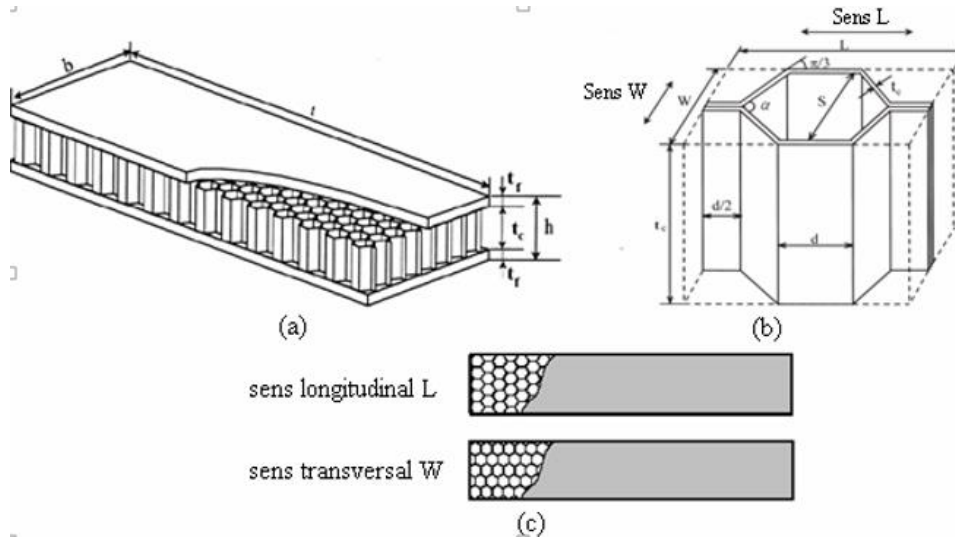


Fig 3.1 : Géométrie de l'éprouvette (a) avec la configuration L et W des cellules du panneau sandwich à nid d'abeilles (b, c).

Les paramètres des échantillons utilisés lors de l'essai sont illustrés dans les tableaux (3.1, 3.2, 3.3 et 3.4)

**Tableau 3.1** : Dimensions des éprouvettes pour l'essai de flexion trois points. [25]

l (mm)	b (mm)	h (mm)	$t_c$ (mm)	$t_f$ (mm)	$d=t_c + t_f$ (mm)	L longueurs entre appuis (mm)
160	40	10	8,80	0.60	9.40	160

**Tableau 3.2** : Propriétés mécaniques des âmes en Aluminium [25]

Matériau :	Alu-Alu	
Densité	55	82
Ame ECM	Fs272	Fs270
Taille de la cellule [mm]	9,6	6.4
Epaisseur de parois de cellules [ $\mu\text{m}$ ]	80	80
Résistance au cisaillement (direction L) [MPa]	1,48	2.4
Module de cisaillement (direction L) [MPa]	253	430
Résistance au cisaillement (direction W) [MPa]	0,88	1.4
Module de cisaillement (direction W) [MPa]	170	220
Résistance à la compression [MPa]	2.75	4.5

**Tableau 3.3** : Propriétés mécaniques des peaux [25]

Module de Young [MPa]	Résistance à la rupture [MPa]	Résistance à la traction [MPa]	Elongation à rupture (%)
70000	268	367	13

**Tableau 3.4** : Propriétés physiques d'Aluminium [25]

Masse volumique de fusion [g/cm <sup>3</sup> ]	Interval de fusion [°C]	Coefficient de Poisson	Conductivité thermique [W/m°C]
2,73	640-655	0,33	180

### 3.2.2 La procédure expérimentale

Les essais de flexion ont été menés au sein du groupe physique des matériaux de l'Institut national des sciences appliquées (INSA) de Rouen, France. L'essai de flexion est l'une des méthodes de sollicitation les plus couramment utilisées, et il revêt une importance particulière dans l'analyse mécanique de divers matériaux. Il est fréquemment employé pour déterminer les propriétés mécaniques des matériaux.

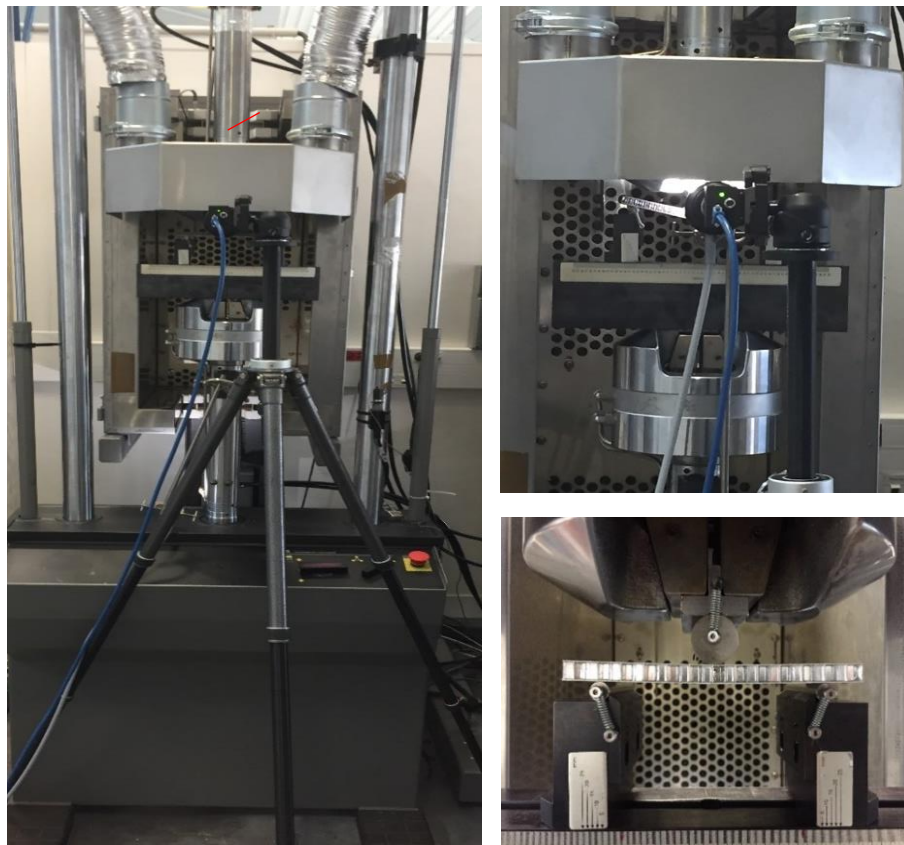


Fig 3.2 : Montage de flexion trois point

Les essais de flexion statiques à trois points ont été réalisés conformément à la norme ASTM C393-62 avec une vitesse de chargement de 5 mm/min. Ces essais ont été effectués à l'aide d'une machine de type MTS 810 (figure 3.2). Cette machine est constituée d'un support fixe sur lequel repose une traverse mobile, équipée d'une cellule de charge de 10 kN. Un ordinateur commande les déplacements de la traverse mobile et enregistre les valeurs de charge et de flèche pendant les essais avec une camera CCD (figure 3.3) reliée afin de capturer la révolution temporaire de l'essai.

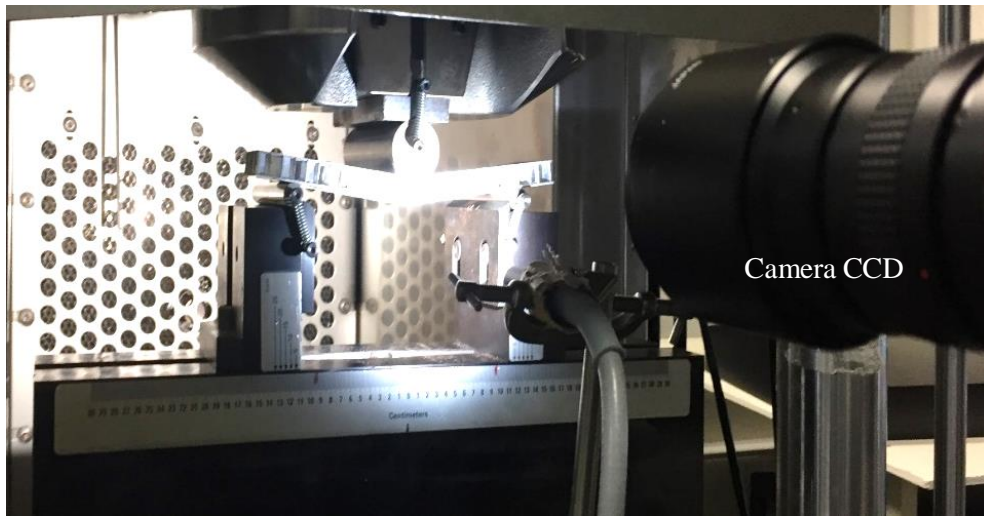


Fig 3.3 : Description de test de flexion trois points

L'essai de flexion à trois points consiste à solliciter une éprouvette de section rectangulaire reposant sur deux appuis à une distance réglable. Trois éprouvettes ont été testées pour chaque densité qui est les suivantes :  $55 \text{ Kg/m}^3$  et  $82 \text{ Kg/m}^3$  et de la largeur d'éprouvette 160 mm. La figure (3.4) montre la configuration des cellules de l'âme dans le sens longitudinal L et le sens transversal W.

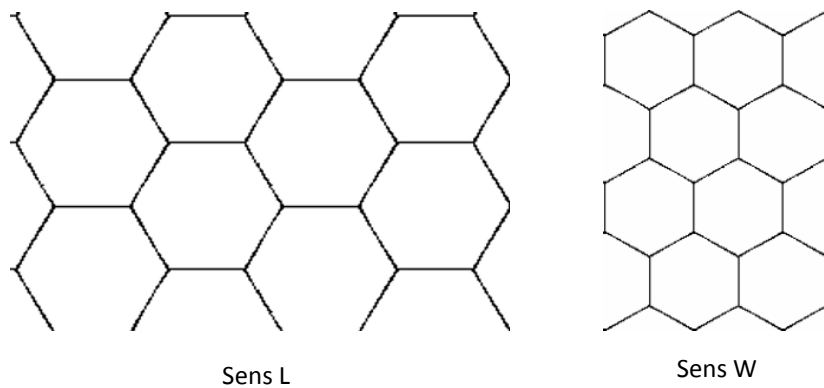


Fig 3.4 : Sens de configuration de cellules L et W

### 3.3 Résultats et discussion

#### 3.3.1 Essai de flexion trois points

La figure (3.5) illustre l'évolution de la charge appliquée en fonction de la flèche prise au milieu de panneau sandwich, pour les densités de l'âme  $55 \text{ Kg/m}^3$  et  $82 \text{ Kg/m}^3$  et pour les configurations d'orientation de sens des cellules L et W. Dans les cas des essais statique sollicités en flexion 3 points les résultats montrent que le comportement en flexion des éprouvettes est similaire et peut se décomposer en 3 processus.

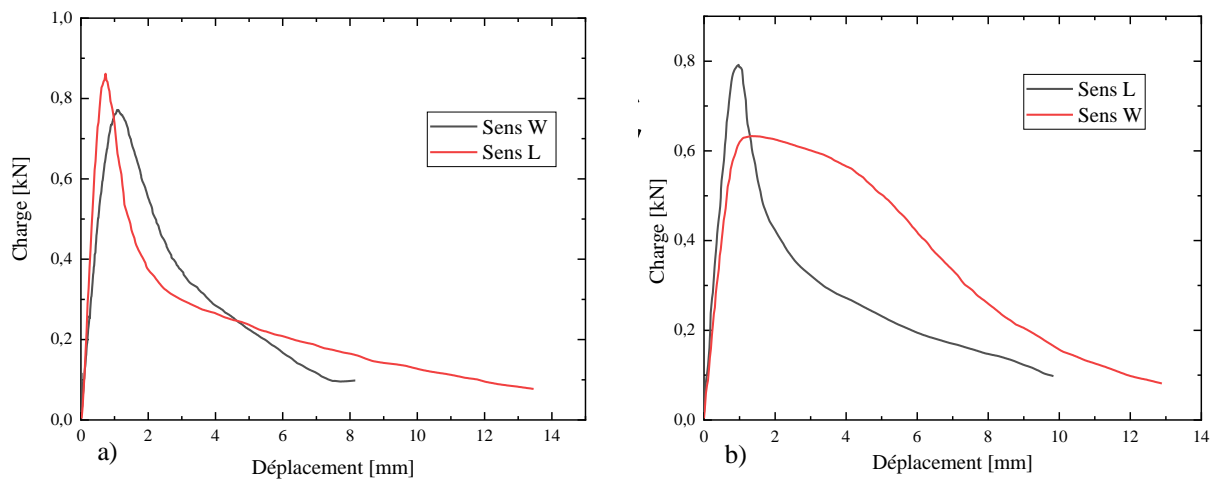


Fig 3.5 : Charge en fonction de déplacement comparaison entre sens L et W :  
a) densité ( $d=55 \text{ Kg/m}^3$ ), b) densité ( $d=82 \text{ Kg/m}^3$ )

La figure (3.6) illustre le phénomène expérimental typique. Le processus d'endommagement en flexion de la structure en nid d'abeille en Al-Al passe principalement par trois étapes :

- Déformation élastique de la peau (1) : Lorsque la structure en nid d'abeille est soumise à une charge de flexion, la peau externe et la peau interne subissent une déformation élastique. Les peaux en aluminium sont relativement minces par rapport à l'épaisseur de l'âme en nid d'abeille, ce qui signifie qu'elles se déforment principalement de manière élastique. Cette déformation élastique se produit dans la partie extérieure des peaux et suit les lois de la mécanique des matériaux élastiques.
- Déformation plastique de l'âme en nid d'abeille (2) : Lorsque la charge de flexion augmente, l'âme en nid d'abeille subit une déformation plastique. Les cellules de l'âme en nid d'abeille se compriment et se déforment de manière permanente, ce qui entraîne une déformation plastique



de l'âme. Ce processus de déformation plastique de l'âme en nid d'abeille absorbe une partie de l'énergie appliquée lors de la flexion.

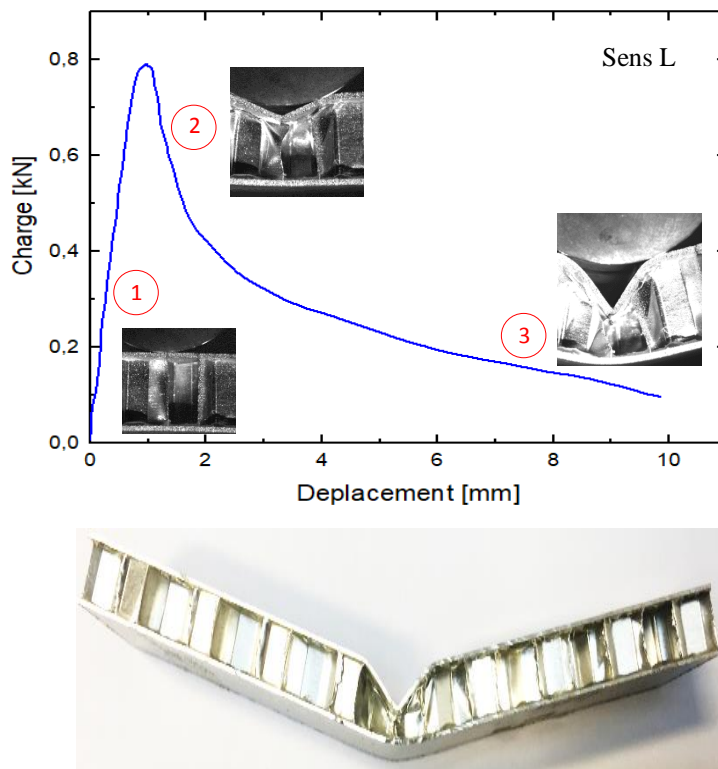


Fig 3.6 : Courbe charge-déplacement typique résultant avec la configuration de l'endommagement de l'échantillon après essai de flexion

- Défaillance ou rupture (3) : Si la charge de flexion continue d'augmenter au-delà de la limite de résistance de la structure en nid d'abeille, des modes de défaillance peuvent se produire. Cela peut inclure la rupture des parois des cellules de l'âme en nid d'abeille, la délamination entre les peaux et l'âme, ou même la rupture des peaux en aluminium. Ces défaillances peuvent être dues à des contraintes excessives ou à des conditions de chargement non uniformes.

### 3.3.2 Endommagement de la structure

Dans nos essais, une charge est appliquée au centre des éprouvettes, ce qui entraîne une déformation et des contraintes dans la structure. L'utilisation d'une caméra CCD permet de visualiser et d'enregistrer les changements qui se produisent au fur et à mesure que la charge est appliquée. La figure (3.7) représente le suivi de l'endommagement des structures composites sandwich par une caméra CCD soumise à la flexion à trois points implique l'utilisation d'une technologie de caméra CCD (Charge-Coupled Device) pour capturer et analyser les changements et les dommages qui se produisent pendant l'essai de flexion.

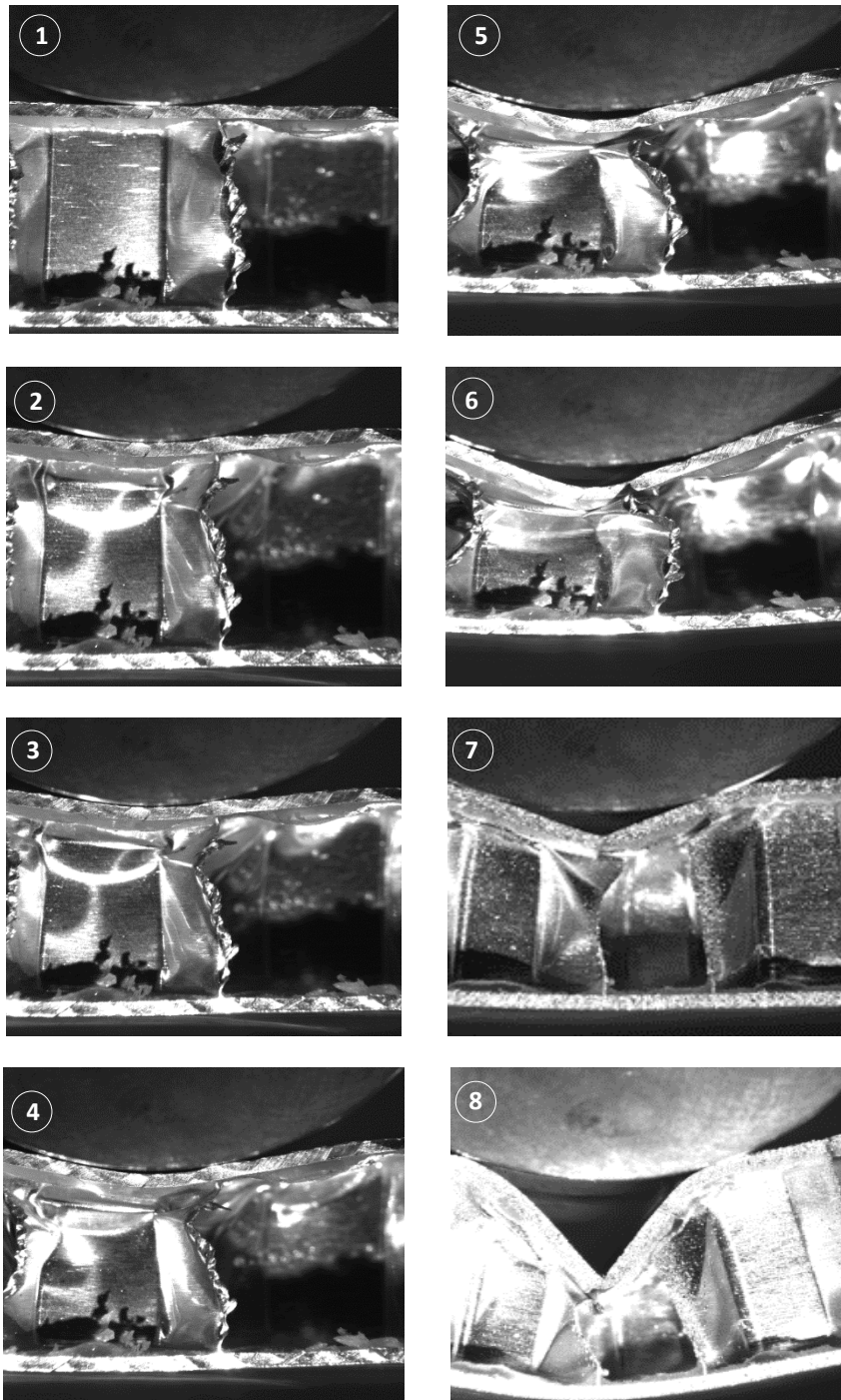


Fig 3.7 : Suivi de l'endommagement des structures composites Sandwichs par Caméra CCD soumis à la flexion 3 points

Cette caméra est un type de capteur d'image sensible à la lumière qui peut capturer des images rapidement et avec une résolution élevée. Elle peut être utilisée pour enregistrer des séquences d'images pendant l'essai de flexion, ce qui permet d'observer et d'analyser les déformations, les fissures, les décollements ou d'autres dommages qui peuvent se produire dans la structure composite sandwich. Comme il est montré dans cet enchainement de quelques images.

### 3.3.3 Effet de la configuration des cellules

La figure (3.8) représente l'évolution de la charge en fonction du déplacement appliquée pour des structures sandwichs d'épaisseur de 10 mm avec une longueur de 160 mm et une largeur de 40 mm et une densité de  $55 \text{ Kg/m}^3$ , sollicitées en flexion 3-points par la direction d'orientation des cellules sens L et W.

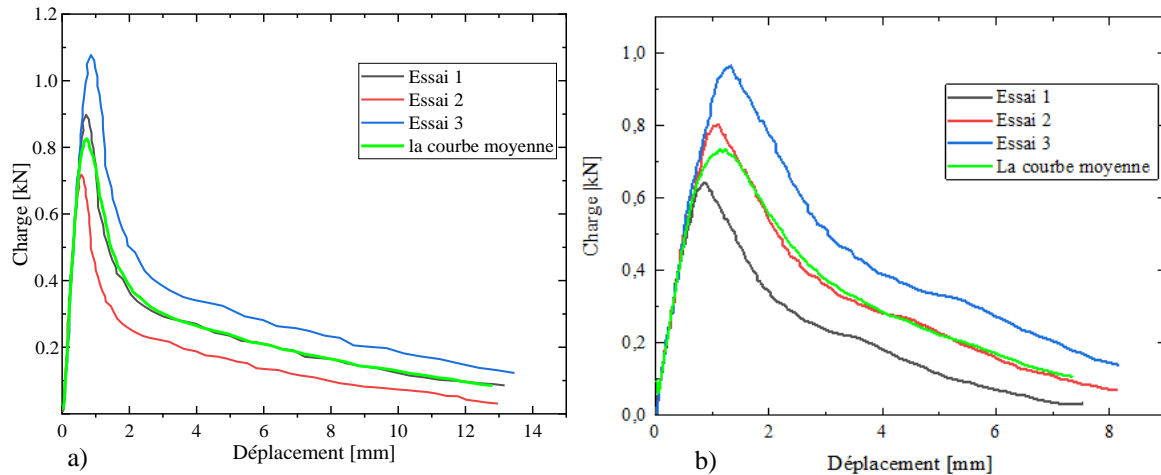


Fig 3.8 : Courbe contrainte-déformation du panneau sandwich Al-Aluminium (densité  $55 \text{ Kg/m}^3$ ) : a) sens L, b) sens W

Quel que soit le type de test, le comportement en flexion est similaire et peut se décomposer en 3 phases principales, à savoir :

- une première phase qui correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée  $P$  avec la flèche  $\delta$  ;
- une phase de comportement non linéaire dans laquelle la charge maximale est atteinte environ 1 kN
- dans une dernière phase, on observe une diminution de la charge appliquée jusqu'à la flexion maximale de l'éprouvette.. Le comportement non linéaire dépend principalement des propriétés de l'âme en nid d'abeilles sous l'effet des efforts de cisaillement. On remarque aussi à la fin de la dernière phase une diminution brutale de la charge et cela est due au décollement des peux sur l'âme et le flambement des cellules avec la fissuration et le décollement des parois.

En fin une courbe moyenne est établie afin de combiner les trois tests et de monter le comportement des panneaux sandwichs avec âme en nid d'abeille en flexion 3 point lorsque l'éprouvette est sollicitée dans la direction L. En voyant la courbe moyenne on remarque que la charge est aux environs de 0.82 kN est la flèche moyenne est de 1.15 mm et pour sens W la charge est 0.75 kN pour la flèche est 1.65 mm cela signifie que les structure sandwichs en nid d'abeille aluminium-aluminium de densité 55 Kg/m<sup>3</sup> le sens L résiste plus que sens W. Dans les cas des essais statique sollicités en flexion 3 de points avec densité 55 Kg/m<sup>3</sup> dans les caractéristiques sont représentées au tableau (3.5).

**Tableau 3.5 :** Résultats de l'essai pour d=55 Kg/m<sup>3</sup>

		Limite d'élasticité supérieure, Charge max [kN]	dL pour Limite d'élasticité supérieur charge max en [mm]	Charge à la rupture [kN]	dL à la rupture en [mm]
Sens L	Essai 1	0.88	1.1	0.12	13
	Essai 2	0.72	0.9	0.08	12.8
	Essai 3	1.09	1.3	0.18	13.5
	La moyenne	0.82	1.15	0.15	13.2
Sense W	Essai 1	0.65	1.3	0.03	7.8
	Essai 2	0.79	1.5	0.06	8.2
	Essai 3	0.98	1.8	0.18	8.2
	La moyenne	0.75	1.65	0.16	7.6

La figure (3.9) montre les résultats des tests effectués selon les mêmes conditions que les tests précédents mais avec une âme en nid d'abeilles de densité différente de valeurs de 82 Kg/m<sup>3</sup>. On remarque que le comportement mécanique selon la courbe moyenne est presque similaire que les autres tests mais avec des valeurs de charge en fonction de flèche est différents (charge=0.79 kN et flèche=1.25 mm pour sens L, charge =0.63 et flèche 1.5 pour sens W).

Cette différence de charge est due à l'orientation des cellules et à la densité différente. Donc on ne déduit que la densité et l'orientation de sens des cellules influx sur le comportement mécanique des panneaux sandwichs soumis à la flexion 3 point.

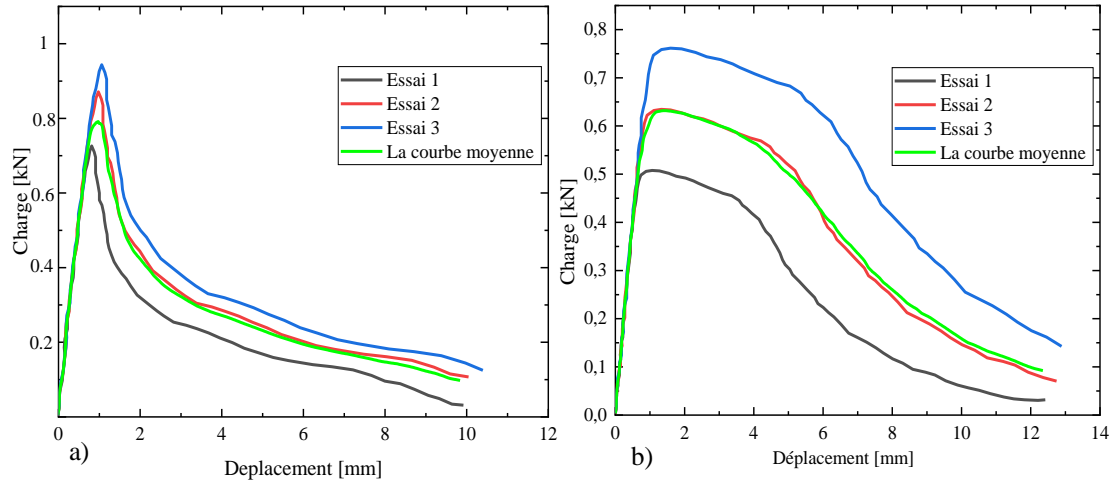


Fig 3.9 : Courbe contrainte-déformation du panneau sandwich Al-Aluminium (densité 82 Kg/m<sup>3</sup>) : a) sens L , b) sens W

**Tableau 3.6** : Résultats de l'essai pour d=82 Kg/m<sup>3</sup>

		Limite d'élasticité supérieur, Charge max [kN]	dL pour Limite d'élasticité supérieur charge max en [mm]	Charge à la rupture [kN]	dL à la rupture en [mm]
Sens L	Essai 1	0.66	1.1	0.05	9.9
	Essai 2	0.84	1.3	0.16	10
	Essai 3	0.95	1.4	0.18	10.5
	La moyenne	0.79	1.25	0.14	9.8
Sens W	Essai 1	0.51	1.1	0.055	12.5
	Essai 2	0.64	1.3	0.1	12.8
	Essai 3	0.76	1.6	0.18	13
	La moyenne	0.63	1.5	0.15	12.4

Nous constatons que la réponse pour le sens L est plus élevée par rapport au sens W, ceci peut être expliqué par la rigidité dans le sens L, ajoutant à cela que les parois des cellules pour le sens W deviennent verticales comparant au sens de chargement.

### 3.4 Simulation du comportement des sandwichs Al-Al en flexion

#### 3.4.1 Présentation du modèle de la structure

Les essais numériques effectués sur le panneau sandwich peuvent être divisés en trois catégories. Les essais de caractérisation standards du comportement en flexion, les essais de caractérisation du comportement dynamique et les essais visant à déterminer le comportement après l'impact. Un tridimensionnel modèle d'éléments finis de ce test a été développé pour simuler le test standard de flexion trois points selon la norme ASTM C 393-62. Avant de faire la simulation, un modèle 3D a été développé sous SolidWorks. Ce modèle a été illustré dans la figure (3.10.a), ensuite on l'importe vers le code de calcul ABAQUS en exécutant le fichier Abaqus plugin pour créer un model élément fini représentant le test de flexion (figure 3.10.b).

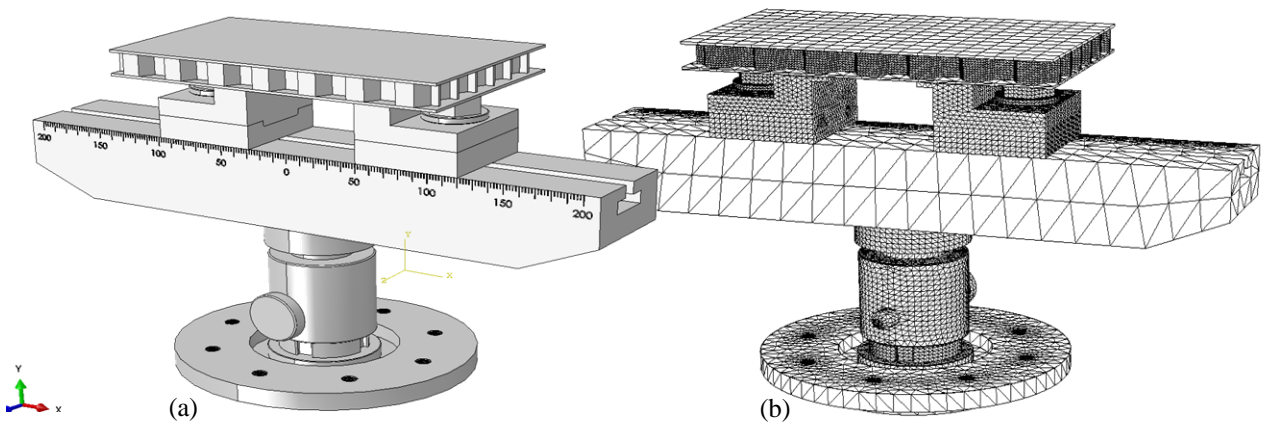


Fig 3.10 : Modèle de support pour le test ASTM C393-62 :  
a) model développé sous Solidwork, b) model élément finis 3D

Afin d'optimiser le processus d'analyse et de réduire le temps de calcul. Le modèle précédent n'a pas été utilisé pour la simulation en raison du grand nombre de maillages qui aurait nécessité un temps de calcul considérable. À la place, nous avons créé un nouveau modèle simplifié (figure 3.11) dans ABAQUS comprenant uniquement les composants importants nécessaires à la simulation.

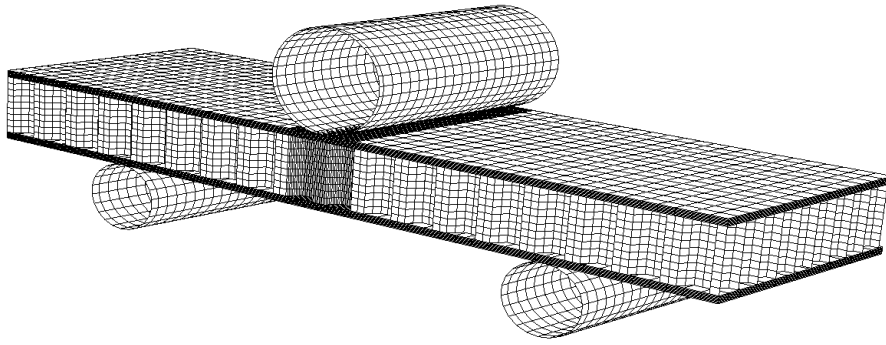


Fig 3.11 : Maillage utilisé pour nos simulation

Le modèle utilisé pour simuler le comportement en flexion est un modèle 3D par éléments finis utilisant le logiciel ABAQUS®/Explicit (figure 3.12). Des simulations numériques sur un panneau sandwich de 160x40x10 mm ont été menées.

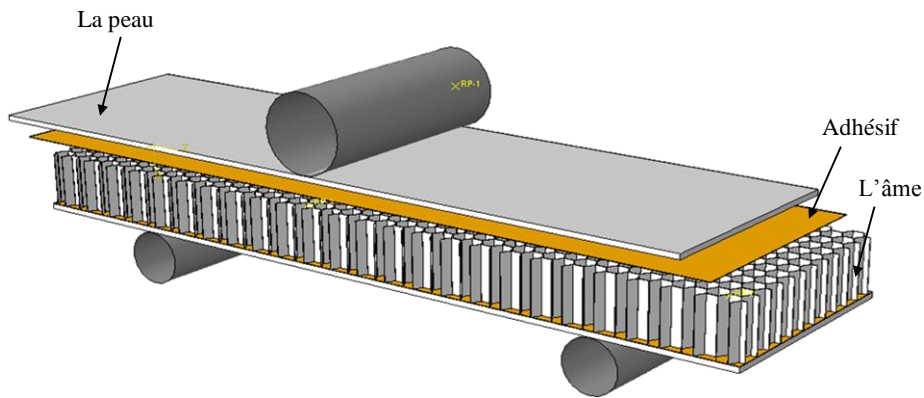


Fig 3.12 : Modèle 3D utilisé pour la simulation de test de flexion

### 3.4.2 Propriétés des matériaux et loi de comportement

Pour la peau à tester, on définit les caractéristiques du matériau dans le module « *property* ». C'est dans ce module que l'on insère les coefficients des lois de comportement. La loi de comportement Johnson-Cook a été utilisée. Elle prend en compte la vitesse de déformation et la déformation elle-même. Le modèle qui est retenu pour l'étude (Eq. 3.1) se présente sous la forme :

$$\sigma = [A+B(\varepsilon^{pl})^n][1 + C \ln \dot{\varepsilon}] \left[ 1 - \frac{T-T_0}{T_f-T_0} \right]^m \quad (3.1)$$

Où :  $\sigma$  est la limite d'élasticité définie selon le critère de Von-mises ;  $\varepsilon$  est la déformation plastique équivalente ;  $\dot{\varepsilon}$  est la vitesse de déformation équivalente, et  $\dot{\varepsilon}_0$  une vitesse de déformation de référence ;  $T$  est la température,  $T_0$  la température de référence et  $T_f$  la

température de fusion. Les propriétés utilisées dans les simulations sont présentés dans le tableau 3.1.

**Tableau 3.1** : Propriétés matérielles d'Aluminium utilisé dans cette simulation.

	Al
Density $\rho$ (Kg. m <sup>-3</sup> )	2700
Elastic modulus $E$ (GPa)	70
Poisson's ration $\nu$	0.3
Thermal conductivity $\lambda$ (W/m·K)	237.2
Specific heat $C_p$ (J kg <sup>-1</sup> °C <sup>-1</sup> )	898.2
Yield strength $A$ (MPa)	148.4
Hardening Coefficient $B$ (MPa)	345.5
Strain-hardening exponent $n$	0.183
Strain rate $C$	0.001
Softening exponent $m$	0.895
Melting temperature $T_m$ °C	643
Reference temperature $T_r$ °C	25
Reference strain rate (s <sup>-1</sup> )	1

La résine est caractérisée par un module d'Young de 3500 MPa, une masse volumique de 870 kg/m<sup>3</sup> et une résistance à la traction d'environ 69 MPa.

### 3.4.3 Conditions initiales et condition limites

Dans le modèle élément finis, l'interaction qui régit le contact Peau/Ame, est de type « surface to surface contact ». La surface de contact a été affectée à rester en contact pendant le processus de l'essai de flexion. Les éléments de la structure sandwichs ont été modélise avec une température ambiante.

### 3.5 Détermination de la variation des contraintes

Avec le chargement, une contrainte tangentielle au niveau de l'interface peau/âme déforme le sandwich de façon latérale. La simulation numérique montre une déformation de la peau ainsi que du le flambement de l'âme en Aluminium. La simulation montre que le chargement induit une déformation sur la zone de contact (figure 3.13). Cette zone correspond à celle subissant le maximum de contrainte (Von- Mises).



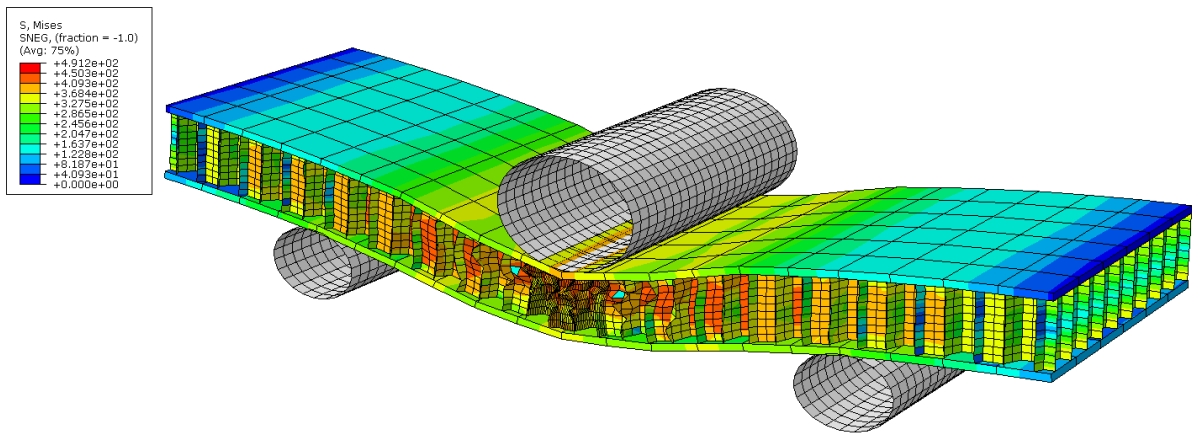


Fig 3.13 : Contour de la contrainte équivalente (MPa)

Le calcul par éléments finis détermine la contrainte équivalente Von-mises (3.14). On remarque que cette contrainte est située au niveau de de zone de chargement, et atteint son amplitude maximale à la valeur de 491.3 MPa.

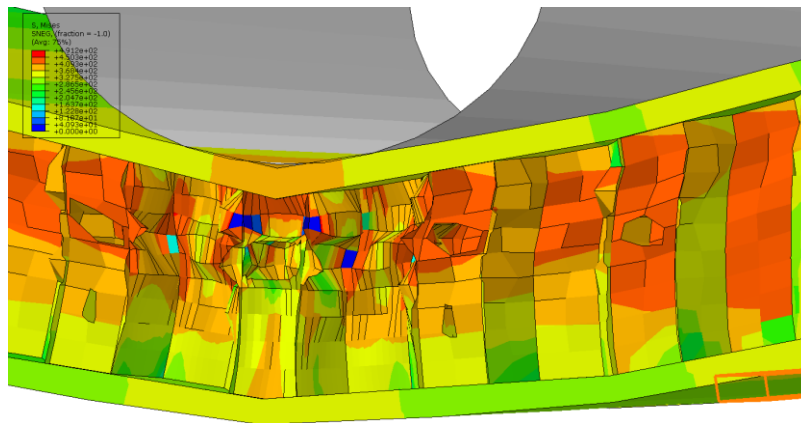


Fig 3.14 : Contour de la contrainte équivalente au niveau de de zone de chargement

Les résultats numérique (figure 3.15) montre qu'il n'existe aucun délaminations entre le peau et la l'âme.

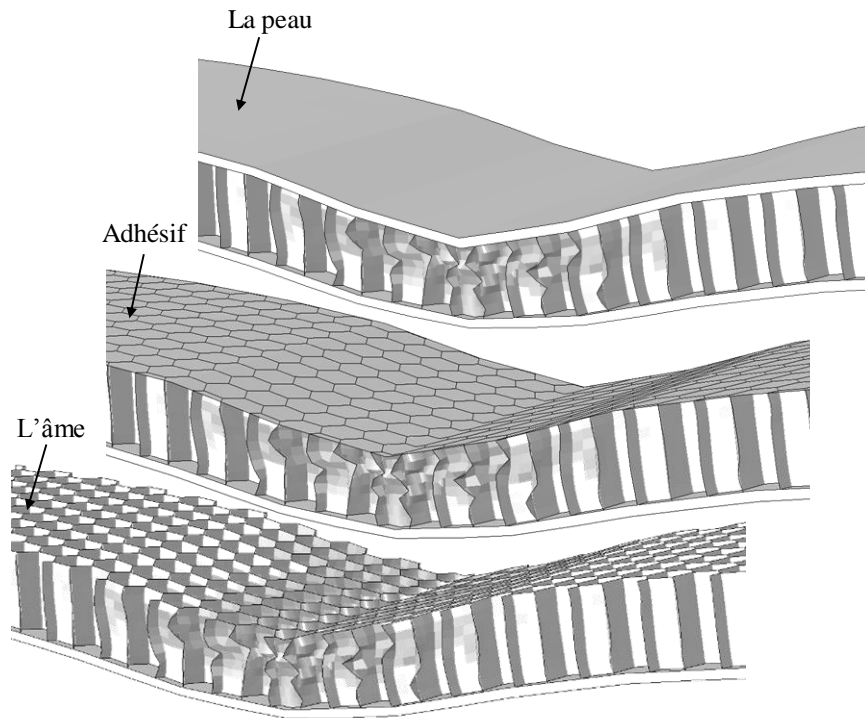


Fig 3.15 : Les morphologie des différents éléments après le test de flexion

Le calcul par éléments finis détermine la valeur de chargement (figure 3.16). On remarque que cette charge atteint son amplitude maximale à la valeur de 2.25kN.

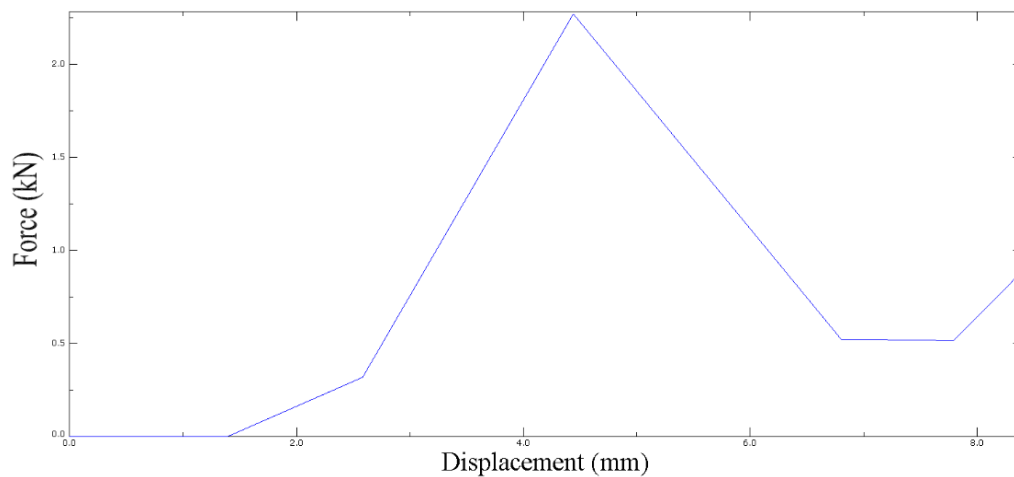


Fig 3.16 : Réponse numérique lors d'un essai de flexion

Le modèle de matériau utilisé pour représenter le comportement mécanique de l'échantillon était le modèle de Johnson-Cook décrit précédemment. La figure (3.17) met en évidence l'évolution morphologique lors de test de flexion avec un déplacement de 10 mm.

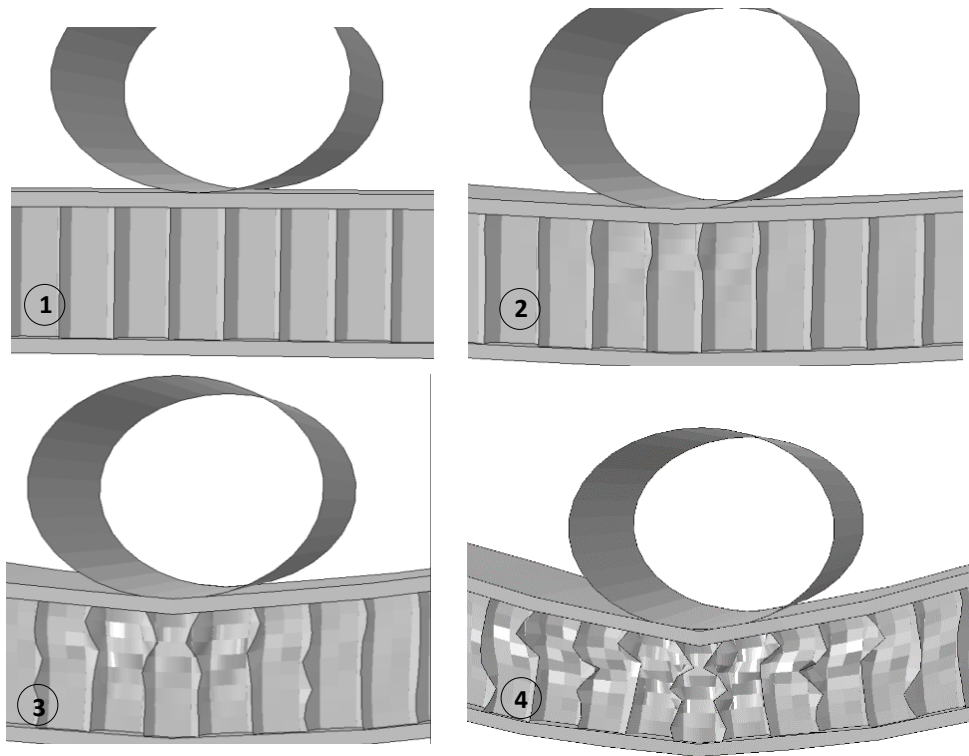


Fig 3.17 : Evolution morphologique au cours de test de flexion



# **Conclusion générale**

L'étude du comportement mécanique des structures sandwich offre d'importantes opportunités d'optimisation. En comprenant et maîtrisant les principaux aspects de ces structures, il est possible d'améliorer leur performance, leur durabilité et leur efficacité. Dans cette étude, des essais de flexion en trois points ont été réalisés sur des échantillons sandwichs en nid d'abeilles en Al-Al, en utilisant deux configurations des cellules (W et L), avec des densités de 55 et 82 Kg/m<sup>3</sup>. Nous avons observé différents modes de défaillance correspondant à chaque panneau de sandwich, ce qui nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- La résistance et la rigidité à la flexion est plus élevée dans le sens (L) que dans le sens (W).
- Les sandwichs de l'âme en aluminium présentent un comportement mécanique fragile pour les faibles densités de noyau et ductile pour les fortes densités de noyau.
- Le domaine plastique du comportement mécanique des sandwichs en Al-Al varie en fonction du sens d'orientation.
- Le mode de rupture prédominant pour les structures sandwichs Al-Al est le flambement de couer.
- Dans le but de comparer le résultat calculé et mesuré, on constate qu'il existe une cohérence qualitative entre les résultats. Du point de vue quantitatif, les essais expérimentaux montre que la rupture en flexion 3 points est conduit lorsque la charge atteint un amplitude maximale à la valeur de 1.3 kN. Par contre notre calcul montre que la rupture s'effectue lorsque la charge atteint la valeur de 2.25kN mm. Ceci permet de conclure que nos simulations ne sont pas totalement satisfaisantes, ceci peut s'expliquer par le fait que la densité de maillage utilisé autour de la zone de contact est insuffisante.

Au vu des résultats obtenus, il s'avère qu'un travail supplémentaire est nécessaire afin de compléter cette étude. Nous pouvons citer principalement : utilisation de la technique X-FEM pour simuler l'endommagement et la propagation des fissure.



**Références**

**bibliographiques**

---

## Références bibliographiques

- [1] Berthelot, J.-M. Composite Materials. Mechanical Behaviour and Structural Analysis, Springer-Verlag, New York, Paris, 1999.
- [2] Jaquinet Pierre, Utilisation des matériaux composites, Hermès. Paris, 1991
- [3] Ronald F. Gibson , Principles of Composite Material Mechanics-Taylor . 2023
- [4] Boukhili R., Notes de cours matériaux composites, 2010.
- [5] M. I. Giannotti, M. J. Galante, P. A. Oyanguren, et C. I. Vallo, « Role of intrinsic flaws upon flexural behaviour of a thermoplastic modified epoxy resin », Polym. Test., vol. 22, no 4, p. 429-437, 2003
- [6] Soo-Jin Park , Fan-Long Jin, Changjin Lee, preparation and physical properties of hollow glass microspheres-reinforced epoxy matrix resins », Mater. Sci. Eng. A, vol. 402, No1-2, p. 335-340, 2005
- [7] Stephen W. Tsai Introduction aux matériaux composites-Taylor et Francoi .2023
- [8] D. Gay, “Matériaux composites”, Edition Hermès, 4ème édition, 1992
- [9] C.C. Tsao, H. Hocheng, Evaluation of thrust force and surface roughness in drilling composite material using Taguchi analysis and neural network. J Mater Proc Technol 2008; 203(1-3): 342-348.
- [10] R. Maurice, Technologie des composites, HERMES. Paris, 1990.
- [11] G. Daniel, Matériaux Composites 4ème Edition, Hermès. 2009..
- [12] D. Zenkert, An introduction to sandwich structure student edition. Warley: EMAS, 1995.
- [13] J. Mohamed, « Étude expérimentale et simulation numérique de l’usinage des matériaux en nids d’abeilles : application au fraisage des structures Nomex® et Aluminium », Lorraine, France, 2018.
- [14] V. Shubham, S. J. Shivang, et G. D. Acharya, « Design, Modelling and Manufacturing aspects of Honeycomb Sandwich Structures: A Review », International Journal of Scientific Development and Research, India, avril 2017.
- [15] Zenkert D, The Handbook of Sandwich Construction. EMAS Publishing, 1997.
- [16] G. Sun, X. Huo, D. Chen, et Q. Li, « Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression », Mater. Des., vol. 133, p. 154-168, nov. 2017.
- [17] M. Giglio, A. Gilioli, et A. Manes, « Numerical investigation of a three point bending test on sandwich panels with aluminum skins and Nomex™ honeycomb core », Comput. Mater. Sci., vol. 56, p. 69-78, avr. 2012.
- [18] Liu, L.Q; Wang, H.; Guan,Z. W. Experimental and numerical study on the mechanical response of Nomex honeycomb core under transverse loading. Compos.Struct.121, 304–314, 2015
- [19] Aminanda Y, Castanie B, Barrau JJ, Thevenet P, Experimental analysis and modeling of the crushing of honeycomb cores. Appl Compos Mater 12(3-4):213, 2005
- [20] W. He, L. Yao, X. Meng, G. Sun, D. Xie, et J. Liu, « Effect of structural parameters on low-velocity impact behavior of aluminum honeycomb sandwich structures with CFRP face sheets », Thin-Walled Structures, vol. 137, p.411-432. 2019

- [21] V. Crupi, G. Epasto, E. Guglielmino, H. Mozafari, et S. Najafian, « Computed tomography-based reconstruction and finite element modelling of honeycomb sandwiches under low-velocity impacts », *Jnl of Sandwich Structures & Materials*, vol. 16, no 4, p.377-397. 2014
- [22] A. Kausar, I. Ahmad, S. A. Rakha, M. H. Eisa, et A. Diallo, « State-Of-The-Art of Sandwich Composite Structures: Manufacturing-to-High Performance Applications », *J. Compos. Sci.*, vol. 7, no 3, p.102, 2023
- [23] J. S. Tomblin, et al., « Impact Damage Characterization and Damage Tolerance of Composite Sandwich Airframe Structures - Phase II », Washington: U.S. 2023
- [24] A. Fahmi, « Analyse de la tenue en fatigue de structures composites sandwich », Nantes Institut de Recherche en Génie Civil et Mécanique, 2017.
- [25] NomexVR cores, <http://www.euro-composites.com>, [www.euro-composites.com/fr/nomex-wabe/](http://www.euro-composites.com/fr/nomex-wabe/) (accessed 24 August 2021).
- [26] ASTM Standard, C393-62. “Standard Test Methods for the Flexural Properties of Flat Sandwich Constructions”. Annual Book of Standards, Section 15, ASTM, 1999