

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université des Sciences et de la Technologie Houari Boumediene
Faculté de Génie Mécanique & de Génie des Procédés



MÉMOIRE

Présenté pour l'obtention du diplôme de **MAGISTER**

En : **GÉNIE MÉCANIQUE**
Spécialité : **Génie des Matériaux**

Par : **DJENANE Abdelmalek**

Sujet :

**Élaboration et caractérisation du comportement mécanique
de différents composites en nids d'abeilles.
-Étude expérimentale et numérique-**

Soutenu publiquement le 22/10/2014, devant le jury composé de :

M.A.LOUNIS	Professeur, à l'USTHB	Président
M. M. AZZAZ	Professeur, à l'USTHB	Directeur de mémoire
M^{me}. K.KHENFER	Maitre de Conférences/A, à l'USTHB	Examinatrice
M. D. DAHMOUN	Professeur, à l'USTHB	Examineur

DÉDICACES

A mes très chers parents

A mes chères sœurs

A mes chers frères

A toute ma famille

A tous mes amis

A ma future femme

Abdelmalek

REMERCIEMENTS

Avant tout, je remercie ALLAH tout puissant de m'avoir donné la volonté et le courage de mener à bien ce travail. Et d'une façon toute particulière, je remercie mes chers parents pour leur patience et le bonheur qui m'ont apporté.

Tout d'abord je tiens à exprimer mes remerciements et ma profonde reconnaissance envers mon encadreur M. Mohamed AZZAZ, professeur à l'USTHB et directeur de LSGM, pour son exigence de clarté et de rigueur qui m'a beaucoup apporté, pour la confiance qu'il m'a témoignée lors de moments décisifs ainsi que pour son soutien tout au long de ce travail.

Je traduis par la même occasion ma reconnaissance à M. Djaafar DAHMOUN pour son aide permanente, ainsi que la prise en charge de tous les besoins au niveau du LSGM.

Mes sincères remerciements vont aussi à M. Amar GHARBI, chef de département structure à la base maintenance et réparation des aéronefs de AIR ALGERIE pour sa bonne humeur et pour le soutien qu'il m'a apporté, ainsi tout le personnels de l'atelier composites surtout Karim, Ahmed, Abdelmouiz, Massoud et Samir Qu'ils trouvent ici l'expression de ma très vive reconnaissance.

J'aimerais également remercier M. Azzeddine LOUNIS, Professeur à l'USTHB qui me fait l'honneur de présider cette commission d'examen.

Ma gratitude va tout autant aux membres du jury pour m'avoir fait l'honneur d'examiner ce mémoire. Qu'ils trouvent ici l'expression de mon profond respect.

J'adresse mes remerciements aux enseignants, bibliothécaires et administrateurs de la faculté de génie mécanique et de génie des procédés, et à tous ceux qui ont contribué à ma formation et à tous ceux qui m'ont accompagnée, amis et proches, de près ou de loin ces dernières années.

Enfin, je remercie mes frères, sœurs et tous les autres membres de ma famille et bien sûr Asma pour leur soutien, sans quoi ce travail n'aurait pu voir le jour.

Sommaire

Introduction Générale

Introduction générale	1
-----------------------------	---

Chapitre I :Étude Bibliographique

I.1 Introduction	3
I.2 Définition.....	3
I.3 Constitution d'un matériau composite	4
I.3.1 La résine.....	5
I.3.2 Les charges et additifs.....	5
I.3.3 Les fibres et tissus	6
I.3.4 Les principales fibres	6
I.4 Classification des matériaux composites.....	8
I.4.1 Classification suivant la forme des constituants	8
I.4.2 Classification suivant la nature des constituants.....	9
I.5 Procédés de mise en œuvre	9
I.5.1 Moulage sans pression	10
I.5.2 Moulage en continu.....	11
I.5.3 Moulage par pultrusion	12
I.5.4 Moulage par injection de résine	13
I.5.5 Moulage sous vide	13
I.6 Composites sandwichs.....	14
I.6.1. Les peaux	14
I.6.2. L'interface	14
I.6.3 .L'âme	14
I.7 Les essais de flexion	16
I.7.1 La rigidité en flexion.....	16
I.8 Modes de dégradations des sandwichs.....	18
I.8.1 Comportement des sandwichs en flambement.....	18
I.8.2 Flambement généralisé des peaux	19
I.8.3 Rupture des peaux en traction ou en compression.....	20
I.8.4 Modes locaux de rupture.....	20
I.8.5 Rupture de l'âme en cisaillement.....	20
I.8.6. Flambement généralisé de l'âme ou « crimping »	21
I.8.7 Flambement localisé, « wrinkling » ou « dimpling »	21
I.8.8 Dégradation de l'adhésive	22
I.9 Quelques travaux de recherche réalisés autour de ce thème :.....	23
I.10 L'évolution des composites dans l'aéronautique	26

Chapitre II:Élaboration du matériau d'étude

II.1 Introduction	27
II.2 Les matériaux utilisés.....	27

II.2.1 Les tissus de fibres.....	27
II.2.2 Résine et durcisseur.....	28
II.3 Matériel utilisé	30
II.3.1 Le moule.....	30
II.3.2 Pompe de mise sous vide.....	30
II.4 Les consommables	30
II.4.1 Film de mise sous vide	30
II.4.3 Tissu de drainage la ouate	31
II.4.4 Mastic d'étanchéité.....	31
II.5 Elaboration des différentes plaques sous vide	32
II.5.1 Préparation du moule.....	32
II.5.2 Préparation des tissus, nid d'abeille et des films	33
II.5.3 Préparation de la pompe et des tuyaux de circulation de l'air	35
II.5.4 Préparation de la résine.....	35
II.5.5 Dépôt des tissus, de la résine et de nid d'abeille	36
II.5.6 Dépôts du tissu d'arrachage.....	36
II.5.7 Dépôt du tissu de drainage la ouate	36
II.5.8 Dépôt du film de mise sous vide	37
II.5.9 Installation de la pompe.....	37
II.5.10 Polymérisation.....	38
II.5.11 Démoulage.....	38
Chapitre III:Caractérisation Mécanique	
III.1 Introduction.....	39
III.2 L'essai de flexion.....	39
III.3 Formules de calculs	40
III.3.1 La rigidité en flexion.....	40
III.3.2 Le module de flexion " Young "	41
III.3.3 La contrainte maximale à la rupture.....	41
III.5 Norme d'essai	41
III.6 Dimensions des éprouvettes	41
III.7 Machine de flexion utilisée.....	42
Chapitre IV: Étude Numérique	
IV. Étude numérique des sandwichs en flexion 3 points.....	44
Chapitre V: Résultats & Discussions	
V. Résultats et discussions.....	49
Conclusion Générale	
Conclusion générale.....	59
Perspectives et recommandations	60
Bibliographie	
Bibliographie.....	61

Liste des figures

Chapitre I

Figure I.1 Evaluation des gains sur le poids	3
Figure I.2 Constitution d'un matériau composite	4
Figure I.3 différents types de renfort.	7
Figure I.4 Principe du moulage au contact	11
Figure I.5 Principe du moulage par projection simultanée.....	11
Figure I.6 Moulage en continue de plaques.....	11
Figure I.7 Moulage en continue de panneau ondulé.....	12
Figure I.8 Moulage par pultrusion.....	12
Figure I.9 Moulage par injection de résine à basse pression- RTM	13
Figure I.10 Moulage sous vide	14
Figure I.11 Matériaux sandwichs à âmes pleines	19
Figure I.12 Matériaux sandwichs à âmes creuses	15
Figure I.13 Procédés de fabrication du nid d'abeille.....	16
Figure I.14 Flambement global du sandwich	18
Figure I.15 Flambement local du sandwich.....	19
Figure I.16 Flambement généralisé des peaux du sandwich	19
Figure I.17 Rupture des peaux en traction ou en compression	20
Figure I.18 Modes locaux de rupture par indentation	20
Figure I.19 Rupture de l'âme en cisaillement	21
Figure I.20 Flambement généralisé de l'âme du sandwich	21
Figure I.21 Flambement localisé « wrinkling ».....	22
Figure I.22 Flambement localisé «damppling»	22
Figure I.23 Type de dégradation de l'adhésif.....	23
Figure I.24 Évolution en pourcentage des composites dans l'aéronautique	26

Chapitre II

Figure II.1 Tissu de verre	27
Figure II.2 Tissu de carbone	28
Figure II.3 Résine EPOCAST	28
Figure II.4 Durcisseur 946.....	29
Figure II.5 Pompe à vide	30
Figure II.6 Film de mise Sous vide	30
Figure II.7 Tissu d'arrachage	31
Figure II.8 Tissu de drainage	31
Figure II.9 Mastic d'étanchéité.....	32
Figure II.10 Protection de moule par film de mise sous vide.....	32
Figure II.11 Dépôt du mastic d'étanchéité	33
Figure II.12 Découpage de tissu d'arrachage	33
Figure II.13 Découpage du feutre de drainage (la ouate)	34
Figure II.14 Tissu de carbone à l'orientation de (0° /45°/90°).....	34

Figure II.15 Découpe du nid d'abeille.....	35
Figure II.16 Préparation du mélange résine –durcisseur	36
Figure II.17 Dépôt de résine tissu de carbone et puis nid d'abeille.....	36
Figure II.18 Installation et dépôt de différents tissus	37
Figure II.19 Début de mise sousvide	37
Figure II.20 Mise sous vide et polymérisation pendant 08 heures	38
Figure II.21 Le démoulage et récupération des plaques	38

Chapitre III

Figure III.1 Essai de flexion trois points	39
Figure III.2 Schéma de test de flexion trois points.....	40
Figure III.3 Opération de découpage de la plaque sandwiches en éprouvettes.....	42
Figure III.4 Les différentes éprouvettes préparées au teste de flexion	42
Figure III.5 Les différentes éprouvettes après le teste de flexion.....	42

Chapitre IV

Figure IV.1 Model 3D de conception de l'éprouvette.....	44
Figure IV.2 Modèle maillé	46
Figure IV.3 Représentation de déplacement.....	47
Figure IV.4 Représentation de contrainte.....	47
Figure IV.5 Modèle déformé	48

Chapitre V

Figure V.1 Courbe charge/déplacement pour trois éprouvettes (Al/Al)	49
Figure V.2 Courbes charge/déplacement pour cinq éprouvettes (Al/ve).	50
Figure V.3 Courbes charge/déplacement pour cinq éprouvettes (nomex/Al).....	51
Figure V.4 Courbe charge/flèche pour cinq éprouvettes (nomex/verre).....	53
Figure V.5 Courbe charge/flèche pour cinq éprouvettes (nomex/carbone).....	54
Figure V.6 Histogramme le module de rigidité de différents sandwiches	56
Figure V.7 Histogrammes des flèches de chaque type de sandwich dans son limite d'élasticité.....	57

Liste des Tableaux

Chapitre II

Tableau II.1 Caractéristiques du tissu de verre	27
Tableau II.2 Caractéristiques du tissu de carbone	28
Tableau II.3 Caractéristiques de la résine EPOCAST 50-A1	28
Tableau II.4 Caractéristiques du durcisseur HARDENER 946	29
Tableau II.5 Caractéristiques dumélange EPOCAST 50-A1/HARDENER 946	29
Tableau II.6 Caractéristiques de la pompe à vide	30
Tableau II.7 Caractéristiques du film Sous vide	30
Tableau II.8 Caractéristiques du tissu d'arrachage	31
Tableau II.9 Caractéristiques du tissu de drainage	31
Tableau II.10 Caractéristiques du mastic d'étanchéité	32

Chapitre III

Tableau III.1 les dimensions normalisées des éprouvettes	41
Tableau III.2 Caractéristiques techniques de la machine d'essai	43

Chapitre IV

Tableau IV.1 Caractéristiques du matériau	45
Tableau IV.2 Caractéristiques du maillage	46
Tableau IV.3 Résultat de simulation déplacement	46

Chapitre V

Tableau V.1 Les différentes caractéristiques mécaniques de 1 ^{er} sandwich	49
Tableau V.2 Les différentes caractéristiques mécaniques de 2 ^{ème} sandwich	51
Tableau V.3 Les différentes caractéristiques mécaniques de 3 ^{ème} sandwich	52
Tableau V.4 Les différentes caractéristiques mécaniques de 4 ^{ème} sandwich	54
Tableau V.5 Les différentes caractéristiques mécaniques de 5 ^{ème} sandwich	55
Tableau V.6 Résultat de simulation	56
Tableau V.7 Récapitulatif de rigidité pour les différents sandwichs	56
Tableau V.8 Récapitulatif des flèches de flexion pour les différents sandwichs	57

:

يتمحور موضوع المذكرة حول دراسة السلوك الميكانيكي لمختلف المواد المركبة المكونة أساسا من شكل عشب النحل و الموجهة للاستعمال في مجال الطيران و لأجل هذا أبرزنا عن طرق البحث في عدة مراجع مختلف الخصائص الميكانيكية و بخاصة المركبات بشكل عشب النحل هاته المركبات هي نتيجة لمزج اثنين من المكونات ذات خصائص ميكانيكية مكملة مما يوفر مساهمة خاصة في الصناعة لمجال الطيران عن طريق جملة من الخصائص المفيدة مثل ربح الوزن و الصلابة العالية ومقاومة التثني و الانحناءات و التمزق.

رغم الأعمال و الأبحاث المتطورة على هاته المواد إلا أن سلوكها تجاه مختلف الأحمال يبقى غير مثبت تماما مما يحد من استعمالها في المنشآت الثانوية و في هذا الاتجاه من أجل مقارنة و تحليل سلوكها في الانحناءات درسنا سلوك لوح ساندويتش مركب من عشب النحل مصنوع من خليط الألمنيوم 2024 SolidWorks هو وسيلة لتصميم و التحليل المنشآت.

ومن النتائج و الحسابات تأكدنا أن مركبات على شكل عشب النحل هي مفيدة فيما يتعلق البحث في هياكل الطيران

: / / / سوليدوروكس.

Résume :

Le présent travail consiste à étudier le comportement mécanique de différents composites à nids d'abeilles, destinés à l'application aéronautique. Pour se faire, une revue de littérature permet d'exposer les intérêts et les propriétés physiques des matériaux composites, en particulier les sandwichs en nids d'abeilles. Ces matériaux résultent de l'association de deux composants aux propriétés mécaniques complémentaires, offrant ainsi une contribution particulière à l'industrie aéronautique par les multitudes avantages tels que : le gain de masse, la grande rigidité et une meilleure résistance à la flexion et à la rupture.

Malgré une activité de recherche et de développement sur ces matériaux, le comportement aux différents chargements reste peu connu, ce qui limite leur application aux structures secondaires. Dans ce sens, une approche de modélisation et d'analyse du comportement en flexion d'un panneau sandwich en nids d'abeilles de l'alliage aluminium 2024, a été simulé par le logiciel SolidWorks qui est un outil de conception et d'analyse de structure.

A la suite des calculs, les résultats affirment en effet qu'une structure en nids d'abeilles est avantageuse quand il s'agit de chercher, dans le cas des structures aéronautiques, les meilleures performances pour un minimum de poids.

Mots clés : Matériau composite / sandwich en nids d'abeilles / flexion trois points /simulation par SolidWorks.

Abstract:

The present work is to study the mechanical behavior of different composite honeycomb for aerospace application. To do this, a literature review can expose the interests and the physical properties of composite materials, especially honeycomb sandwiches. These materials result from the combination of two mechanical properties complementary components, thus providing a special contribution to the aviation industry by multitudes benefits such as: weight gain, high rigidity and resistance to bending and rupture.

Despite a research and development on these materials, behavior at different loads is little known, which limits their application to secondary structures. In this sense, an approach to modeling and analysis of the bending behavior of a sandwich panel honeycomb aluminum alloy 2024 was simulated by the SolidWorks software is a tool for design and analysis structure.

Following the calculations, the results argue in fact that honeycomb structure is advantageous when it comes to search, in the case of aeronautical structures, the best performance for minimum weight.

Keywords: Material composite / sandwich honeycomb / three-point bending / Simulation SolidWorks.

Introduction Générale

Introduction générale

Dans le domaine de la construction aéronautique, les progrès réalisés ces dernières années sont considérables, notamment grâce à la conception de structures de plus en plus légères. La réduction de la masse des avions apporte des avantages essentiels pour améliorer leurs performances, en matière de consommation d'énergie, d'émission sonore, mais également augmente leur capacité de transport.

La principale motivation d'utilisation des matériaux composites pour la réalisation de structures sur les produits aéronautiques est essentiellement le gain de masse apporté tout en conservant d'excellentes caractéristiques mécaniques [1].

Les matériaux composites présentent aussi une quasi-insensibilité à la fatigue en comparaison des matériaux métalliques qui nécessitent en maintenance, un suivi régulier de la propagation des fissures de fatigue dans les pièces de structure. De plus, les matériaux composites ne sont pas sujets à la corrosion. Cependant, ils nécessitent une bonne isolation électrique lors des assemblages avec des pièces en alliage léger entre le composite et le métal pour éviter la corrosion galvanique de l'aluminium si la fibre de renfort est en carbone [2].

Les techniques de fabrication des matériaux composites permettent l'obtention de formes complexes directement par moulage avec possibilité de réaliser en une seule pièce un ensemble, qui en métal nécessiterait plusieurs sous éléments. Cela permet de réduire les coûts d'assemblage de façon importante. De par la structure et les procédés de fabrication des composites et pour bénéficier de l'utilisation des composites sur une structure, il est donc impératif au niveau du bureau d'étude de disposer d'une filière complète composite pour concevoir les pièces en fonction du matériau et du procédé de mis en œuvre le plus adapté.

Comprendre les phénomènes liés à l'endommagement et pouvoir identifier les mécanismes du comportement mécanique des composites en nids d'abeilles sont essentiels pour la conception et le développement des structures composites multifonctionnelles soumises aux flexions et cela pendant toute leur durée de vie.

Nous étudions plus particulièrement les matériaux composites en nids d'abeilles aluminium/aluminium, aluminium/fibre de verre, nomex/aluminium, nomex/fibre de verre, nomex/fibre de carbone ces sandwichs en nids d'abeilles sont utilisés dans l'industrie aéronautique. Les pièces structurelles sont réalisées par moulage sous vide. La nature de la résine ou la qualité du renfort est choisie selon les normes des constructeurs (Airbus et Boeing) [3].

Notre travail consiste dans une première étape à élaborer cinq types de sandwichs en nids d'abeilles par le moulage sous vide.

- ✓ Le premier : nid d'abeille en aluminium peau en aluminium.
- ✓ Le second: nid d'abeille en aluminium peau en stratifié fibres de verre/époxy.
- ✓ Le troisième : nid d'abeille en nomex peau en tôle d'aluminium.
- ✓ Le quatrième : nid d'abeille en nomex, peau en stratifié fibres de verre/époxy.
- ✓ Le cinquième: nid d'abeille en nomex, peau en stratifié fibres de Carbone/époxy.

La deuxième étape quand à elle, sera la caractérisation de nos matériaux élaborés, celle-ci est de type mécanique (expérimental et numérique), elle nous permettra de réaliser une étude du comportement de sandwich nids d'abeilles soumis à la flexion trois points.

Notre étude s'articule autour de cinq chapitres:

- Le premier chapitre traite de notions générales sur le composite tels que ses constituants, ses différentes géométries et son comportement mécanique.
- Le second chapitre nous présente les étapes de mise en œuvre des matériaux élaborés par le procédé de moulage sous vide.
- Le troisième chapitre est consacré aux caractérisations effectuée sur les différents matériaux, caractérisation de type essais mécanique de flexion.
- Le quatrième chapitre est l'étude numérique par SolidWorks.
- Le cinquième chapitre traite les résultats des différentes caractérisations évoquées dans les deux chapitres précédents et une interprétation de ces résultats.

Chapitre I

Étude Bibliographique

I.1. Introduction

Un matériau composite est un matériau différent d'un autre matériau classique car il est constitué d'une matrice et d'un renfort. C'est pour cela que le matériau composite possède d'excellentes caractéristiques mécaniques, dont l'importance économique de ce dernier est maintenant notoire, et les prévisions portent à penser que cette importance va croître dans les années à venir. Une grande diversité de fabrications est concernée, depuis les produits composites dits à grande diffusion jusqu'aux composants aérospatiaux à hautes performances mécaniques et thermomécaniques.

Le développement des technologies modernes exige l'utilisation de matériaux présentant des propriétés mécaniques élevées spécifiques à leur emploi, mais dont les masses volumiques sont faibles. L'objectif est notamment de réduire la masse des structures. Les matériaux composites sont des matériaux qui répondent aux exigences précédentes comme le montre la figure I.1. En raison de leur faible densité, grande résistance, rigidité importante et de leur excellente durabilité, les matériaux composites ont d'abord été utilisés dans de nombreuses composantes structurales, notamment dans le domaine de l'aéronautique. De nos jours, la diminution de leurs coûts de production permet l'utilisation de ces matériaux dans des applications de plus en plus variées (automobile, navigation, construction, etc.) [4].

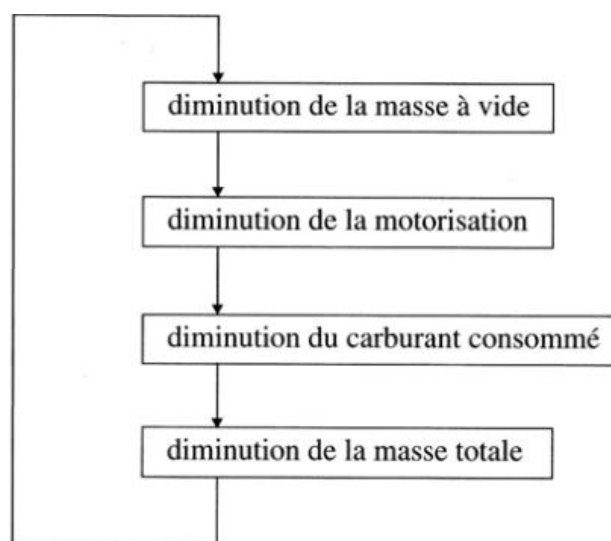


Figure I.1 Évaluation des gains sur le poids [4].

I.2. Définition

Dans un sens large, le mot composite signifie : constitué de deux ou plusieurs parties différentes. En fait, l'appellation matériau composite ou composite évoque un matériau différent des matériaux macroscopiquement homogènes habituels.

On appelle maintenant de façon courante matériaux composites : des arrangements de fibres continues ou non d'un matériau résistant (le renfort) qui est noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, la matrice conserve la disposition géométrique des fibres et leur transmet les sollicitations auxquelles est soumise la pièce.

L'ensemble renfort – matrice se complètent ce qui permet d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément [4].

La principale motivation d'utilisation des matériaux composites pour la réalisation de structures sur les produits aéronautiques est essentiellement le gain de masse apporté tout en conservant d'excellentes caractéristiques mécaniques.

I.3. Constitution d'un matériau composite

Un matériau composite est constitué d'une matrice et d'un renfort, constitué de fibres. La matrice est elle-même composée d'une résine (polyester, époxyde, etc.) et de charges dont le but est d'améliorer les caractéristiques de la résine tout en diminuant le coût de production (figure I.2). D'un point de vue mécanique, l'ensemble résine-charges se comporte comme un matériau homogène, et le composite est considéré comme l'assemblage d'une matrice et d'un renfort.

Le renfort apporte au matériau composite des performances mécaniques élevées, alors que la matrice a pour rôle de transmettre aux fibres des sollicitations mécaniques extérieures et une protection des fibres vis-à-vis des agressions extérieures.

Pour les composites, on construit sa structure à la demande :

- ❖ La nature, la texture et la forme du renfort,
- ❖ Le taux de renforcement,
- ❖ La nature de la résine et des charges ou additifs,
- ❖ La qualité de l'interface renfort-matrice,
- ❖ La géométrie de la pièce à réaliser,
- ❖ Le procédé de mise en œuvre utilisé.

On cherchera toujours à orienter au mieux les renforts en fonction des efforts auxquels la structure est soumise.

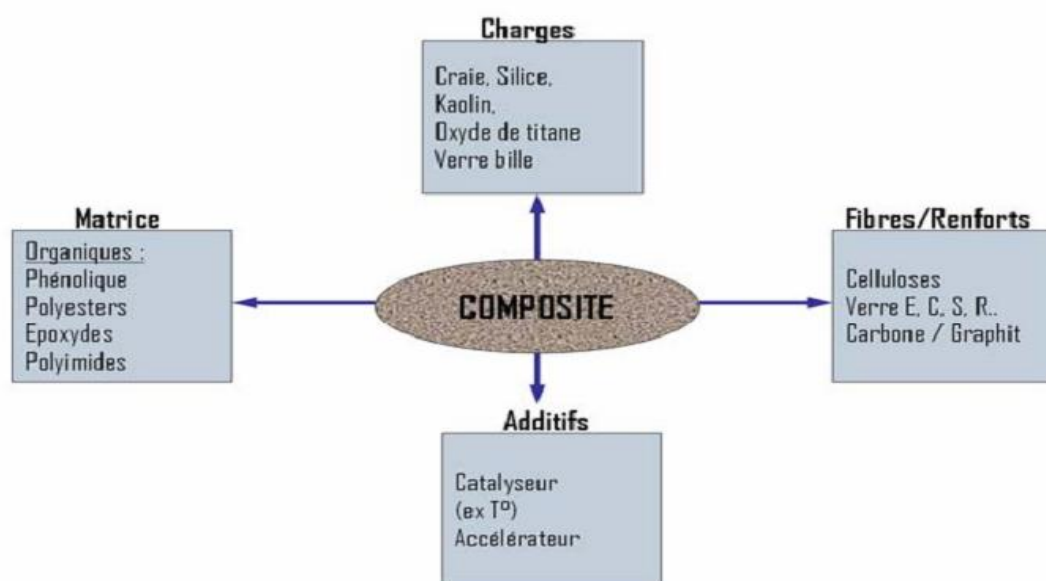


Figure I.2 Constitution d'un matériau composite [4].

I.3.1. La résine

Les résines utilisées dans les matériaux composites ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de les protéger de l'environnement extérieur.

Les résines doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres. En outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de manière à ce que les matériaux composites conservent des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.

Deux grandes familles de résines polymères existent : les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables.

Ces deux types de résine possèdent la faculté de pouvoir être modulés ou mis en forme, pour donner soit un produit fini, soit un produit semi-fini dont la forme peut être modifiée.

Les résines thermoplastiques, dont la fabrication atteint de loin le plus gros tonnage (du fait d'un faible coût), possèdent la propriété de pouvoir être mises en forme plusieurs fois par chauffages et refroidissements successifs. Ces résines peuvent donc être récupérées et facilement recyclées. Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons à titre d'exemple : Le polychlorure de vinyle, le polyéthylène, le polypropylène, polystyrène, polyamide, le polycarbonate.

Par contre, les résines thermodurcissables ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois, possédant ainsi des propriétés mécaniques et surtout thermomécaniques plus élevées que les résines thermoplastiques. Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

- ❖ Les résines polyesters insaturées : polyesters condensés, dérivés allyliques, etc.
- ❖ Les résines de condensation : phénoliques, aminoplastes, furaniques, etc.
- ❖ Les résines époxydes.

Les résines thermostables se distinguent essentiellement des autres résines par leurs performances thermiques, puisque dans ces résines nous retrouvons les deux grandes familles des résines thermoplastiques et thermodurcissables. Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace. Parmi les résines thermostables, nous citons: les résines bismaléimides et les résines polyamides [4].

I.3.2. Les charges et additifs

Différents produits peuvent être incorporés à la résine pour lui conférer des caractéristiques particulières ou en réduire le coût. L'addition de ces produits a pour fonction soit d'améliorer les caractéristiques mécaniques et physiques du point fini, soit d'en faciliter la mise en œuvre.

Les charges incorporées sont soit renforçant pour l'amélioration des caractéristiques mécaniques de la résine, ou non renforçant pour diminuer le coût des résines en conservant leurs performances.

Les additifs se trouvent en faible quantité (quelque % et moins) et interviennent comme : lubrifiants et agents de démoulage, pigments et colorants, agents anti-retrait, agents anti-ultraviolets [5].

I.3.3. Les fibres et tissus

Les matériaux de renfort confèrent aux composites leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc. Ces renforts permettent également d'améliorer certaines propriétés physiques : comportement thermique, tenue en température, tenu au feu, résistance à l'abrasion, propriétés électriques, etc. Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont : caractéristiques mécaniques élevées, masse volumique faible, bonne compatibilité avec les résines, facilité de mise en œuvre, faible coût, etc. En fonction des utilisations, les renforts peuvent être d'origines diverses : végétale, minérale, artificielle, synthétique, ...etc. Toutefois, les renforts les plus utilisés se présentent sous formes de fibres ou formes dérivées. Les renforts fibres se présentent sous diverses formes commerciales :

- ❖ Sous forme linéique (fils, mèches, etc.),
- ❖ Sous forme de tissus surfaciques (tissus simples, mats, etc.),
- ❖ Sous forme multidirectionnelle (tresses, tissus complexes, etc.).

Des fibres courtes particulières, les whiskers, dont les caractéristiques mécaniques sont élevées, sont également développées. Leur utilisation est toutefois limitée du fait des difficultés de fabrication.

I.3.4. Les principales fibres [5].

I.3.4.a. Les fibres de verre

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

I.3.4.b. Les fibres de carbone

Le graphite a une structure hexagonale d'atomes de carbone, disposés en plans cristallographiques parallèles. Ces plans décalés de telle sorte qu'un atome de carbone se projette au milieu d'un hexagone des plans voisins. Les liaisons entre atomes voisins de même plan sont fortes, et donnent au graphite des propriétés mécaniques élevées dans la direction parallèle aux plans cristallographiques. L'étude théorique des liaisons prévoit dans cette direction un module d'Young de 1200 GPa et une résistance à la rupture de 20000 MPa. D'autre part, la masse volumique faible (inférieure à 2000 kg/m³) conduit à des propriétés mécaniques spécifiques théoriques remarquablement élevées.

I.3.4.c. Les fibres aramides

Les fibres aramides à caractéristiques mécaniques élevées sont généralement connues sous le nom de « Kevlar », nom commercial de la fibre mise au point par Dupont de Nemours (USA), et commercialisée en 1972.

Ces fibres sont des poly aramides ou polyamides aromatiques de synthèse dont la structure est constituée de noyaux benzéniques reliés par des groupes CO et HN.

L'élaboration des fibres est effectuée par synthèse à basse température (-10° C), puis par filage en solution. Les fibres sont ensuite étirées et traitées thermiquement pour augmenter leur module d'élasticité.

I.3.4.d. Les fibres céramiques

Diverses fibres de matériaux réfractaires ou céramiques (carbures, borures, nitrures, etc.) peuvent être élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Actuellement, les fibres obtenues par ce procédé, et faisant l'objet d'une production sont :

- ❖ Les fibres de bore (B),
- ❖ Les fibres de bore (B)-carbure de bore (B₄C),
- ❖ Les fibres de carbure de silicium (SiC),
- ❖ Les fibres de bore-carbure de silicium, appelées Bor SiC.

I.3.4.e. Les fibres synthétiques thermostables

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

- ❖ Le Kermel élaboré par Rhône-Poulenc,
- ❖ Le Nomex développé par Dupont de Nemours,
- ❖ Le Kynol fabriqué par Nippon Kynol,
- ❖ La fibre PBI (polybenzimidazole) élaboré par Hoechst-Célanèse,
- ❖ La fibre Apyeil de Unitika Ltd.

I. 3.4.f. Autres fibres

Il existe diverses autres fibres utilisées pour des applications particulières (figure I.3). Ces fibres sont généralement à faibles module et contrainte de rupture, excepté les fibres métalliques. Parmi ces fibres nous avons :

- ❖ Les fibres d'origine végétale: le bois, le sisal, le jute, le lin, etc.,
- ❖ Les fibres d'origine minérale: l'amiante, la silice,
- ❖ Les fibres synthétiques: polyester, polyamides, polyéthylène,
- ❖ Les fibres métalliques: acier, cuivre, aluminium.

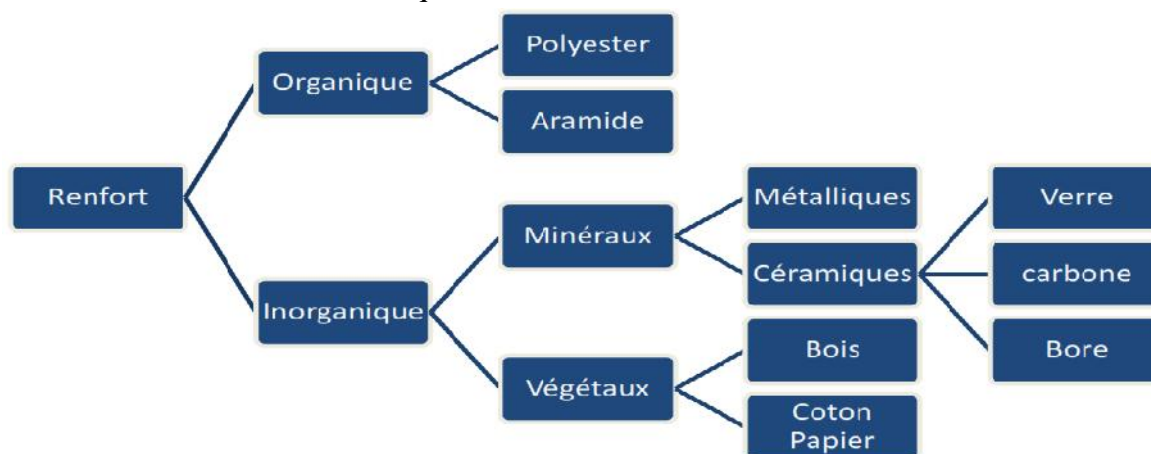


Figure I.3 Différentes types de renfort [5].

I.4. Classification des matériaux composites [4.5]

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

I.4.1. Classification suivant la forme des constituants

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

I.4.1.a. Composites à fibres

Un matériau composite à fibres possède un renfort sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. L'arrangement des fibres, leur orientation permettant de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des 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.

L'importance des matériaux composites à fibres justifie une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques.

I.4.1.b. Composites à particules

On parle de composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules et sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

Le choix de l'association matrice-particules dépend des propriétés souhaitées. Par exemple, des inclusions de plomb dans des alliages de cuivre augmenteront leur facilité d'usinage. Des particules de métaux fragiles tels que le tungstène, le chrome et le molybdène incorporé dans des métaux ductiles augmenteront leurs propriétés à températures élevées, tout en conservant le caractère ductile à température ambiante.

Les cermets sont également des exemples de composite métal-céramique à particules, adaptés à des utilisations à température élevée. Par exemple, les cermets à base d'oxydes sont utilisés pour les outils de coupe à vitesse élevée, et pour les protections à hautes températures.

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

Ainsi, les composites à particules recouvrent un domaine étendu dont le développement s'accroît sans cesse.

I.4.2. Classification suivant la nature des constituants

C'est la seconde classification des matériaux composites après avoir vu la classification suivant la forme.

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

I.4.2.a. Composite à matrice organique

Résine, charges, avec :

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

I.4.2.b. 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 métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium.

I.4.2.c. Composite à matrice minérale

Céramique, avec :

- ❖ Des fibres métalliques : bore,
- ❖ Des particules métalliques : cermets,
- ❖ Des particules minérales: carbures, nitrures, 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 composites à matrices métalliques ou minérales sont utilisés au-delà : jusqu'à 600 °C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000 °C pour une matrice céramique.

I.5. Procédés de mise en œuvre

Le mélange renfort/résine ne devient un véritable matériau composite résistant qu'au terme de la dernière des phases de la fabrication. C'est-à-dire le durcissement de la matrice. Il sera alors impossible de le modifier ultérieurement, comme on peut modifier la structure d'un alliage métallique, par traitement thermique par exemple.

Dans le cas des composites à matrice résineuse, cette dernière doit être polymérisée. La suite illustre les principaux procédés de mise en forme des pièces composites.

I.5.1. Moulage sans pression

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

Ces méthodes permettent la réalisation de pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et de dimensions. Bien que la proportion de fibres puisse varier, elle reste toutefois limitée. Les pièces comportent une seule face lisse, reproduisant l'aspect du module. Enfin, la qualité de la pièce moulée dépend dans une large mesure du savoir-faire du mouleur [4].

I.5.1.a. Moulage au contact

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

Le moule est « ouvert » (il n'y a qu'une pièce, mâle ou femelle). On y dispose les couches de renfort enduites de résine (avec accélérateur). Le compactage éliminant l'air restant se fait manuellement au rouleau (figure I.4). La durée nécessaire au durcissement varie, en fonction du dosage d'accélérateur, de quelques minutes à quelques heures. On peut obtenir ainsi des pièces de grandes dimensions, avec des couches de 2 à 4 pièces par jour et par moule.

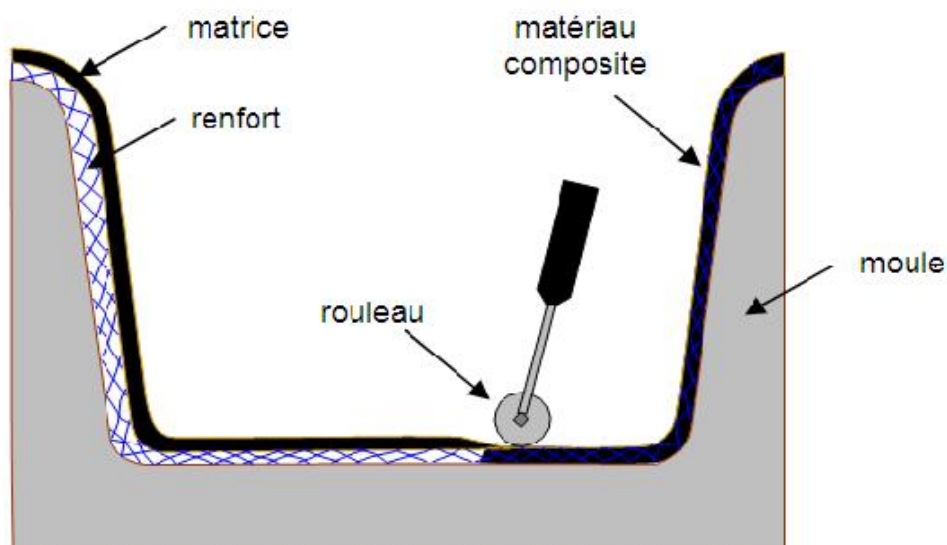


Figure I.4 Principe du moulage au contact [4]

1.5.1. b. Moulage par projection simultanée

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et éboulée au rouleau cannelé (figure I.5).

Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient. Le renfort est toutefois limité à des fibres coupées, et les caractéristiques mécaniques du matériau restent moyennes.

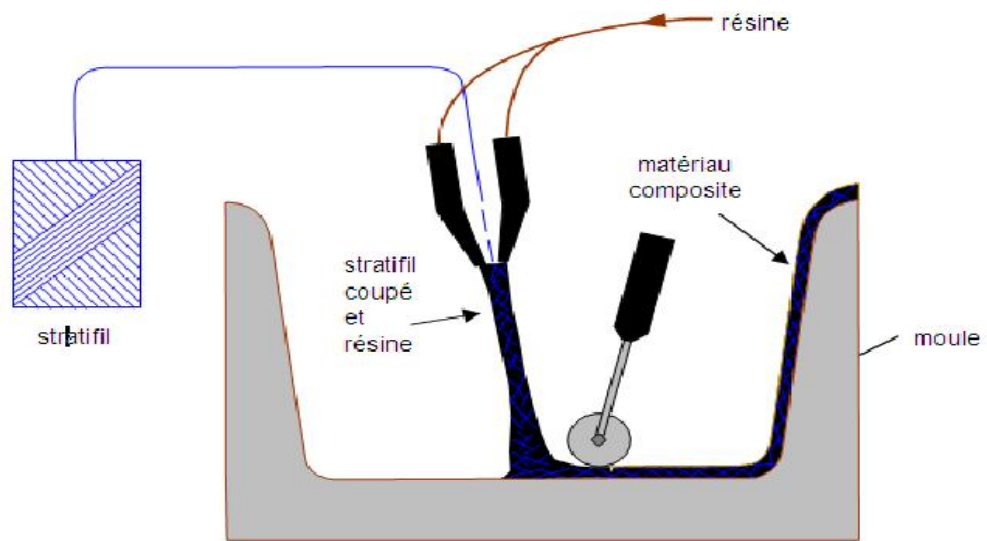


Figure I.5 Principe du moulage par projection simultanée [4].

I.5.2. Moulage en continu

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes (figure I.6), de panneaux sandwichs, de panneaux ondulés pour toiture (figure I.7), plaques nervurées, etc. cette méthode peut être entièrement automatisé, ou panneaux en continu. Il nécessite toute fois un investissement très important en matériel [5].

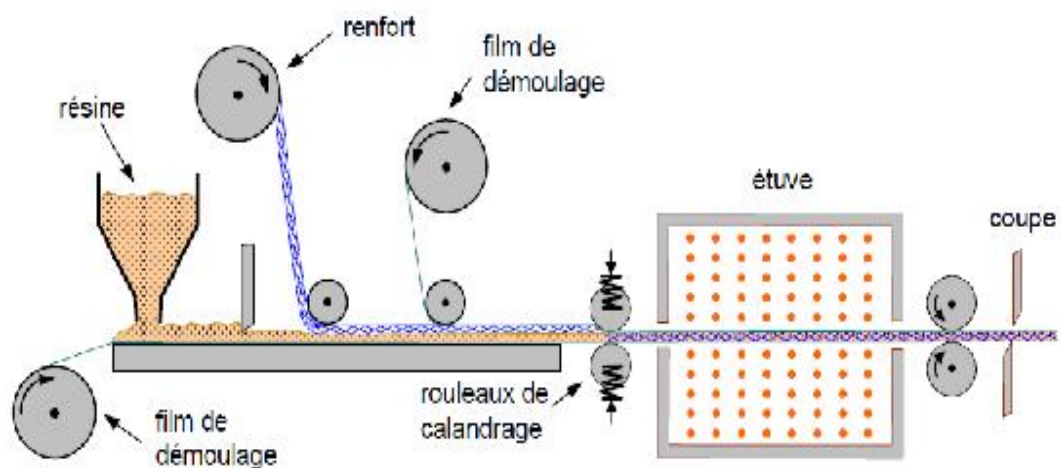


Figure I.6 Moulage en continu de plaque [5].

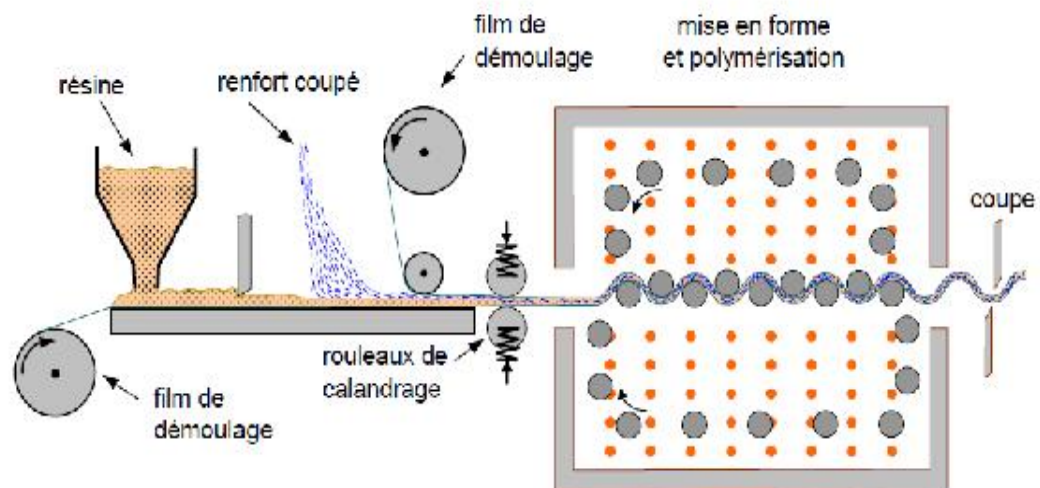


Figure I.7 Moulage en continu de panneau ondulé [5].

I.5.3. Moulage par pultrusion

Le procédé de moulage par pultrusion sert pour la fabrication de profilés, rectilignes ou courbés, à sections constantes, hautement renforcés dans la direction principale (figure I.8).

Dans cette technique, les renforts : fils, rubans, etc., passent dans un bain de résine catalysée ou ils sont imprégnés. Ils traversent ensuite une filière chauffée dans laquelle ont lieu simultanément mise en forme du profilé et polymérisation de la résine.

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

Exemple de fabrication : cannes à pêche, profilés divers, raidisseurs, etc. [6].

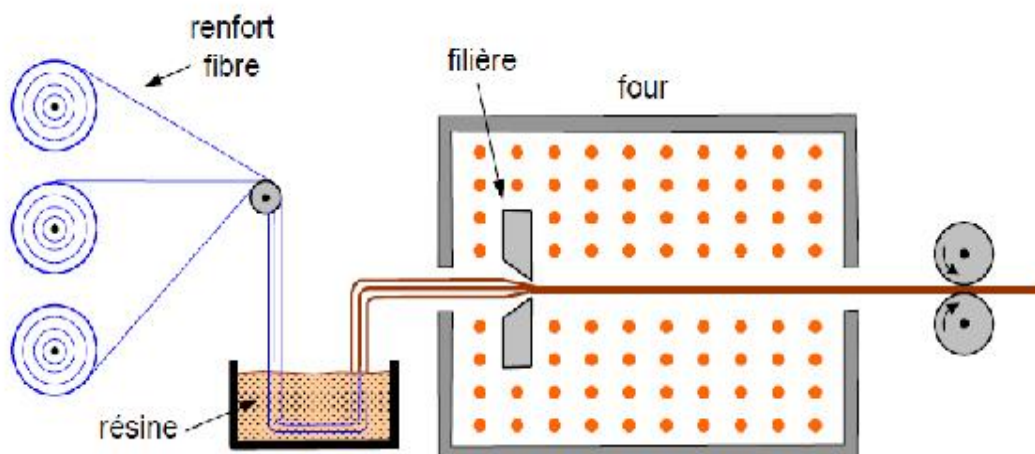


Figure I.8 Moulage par pultrusion [6].

I.5.4. Moulage par injection de résine

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Moulding) s'effectue entre moule et contre-moule rigides. Le renfort (mats, préforme, éventuellement tissus) est disposé dans l'entrefer du moule. Une fois celui-ci solidement fermé, la résine, accélérée et catalysée, est injectée sous faible pression (1.5 à 4 bars) à travers le renfort jusqu'au remplissage complet de l'empreinte (figure I.9). Après durcissement de la résine, le moule est ouvert et la pièce démoulée. Le procédé RTM est très utilisé pour la mise en forme des composites à renforts tissés [7].

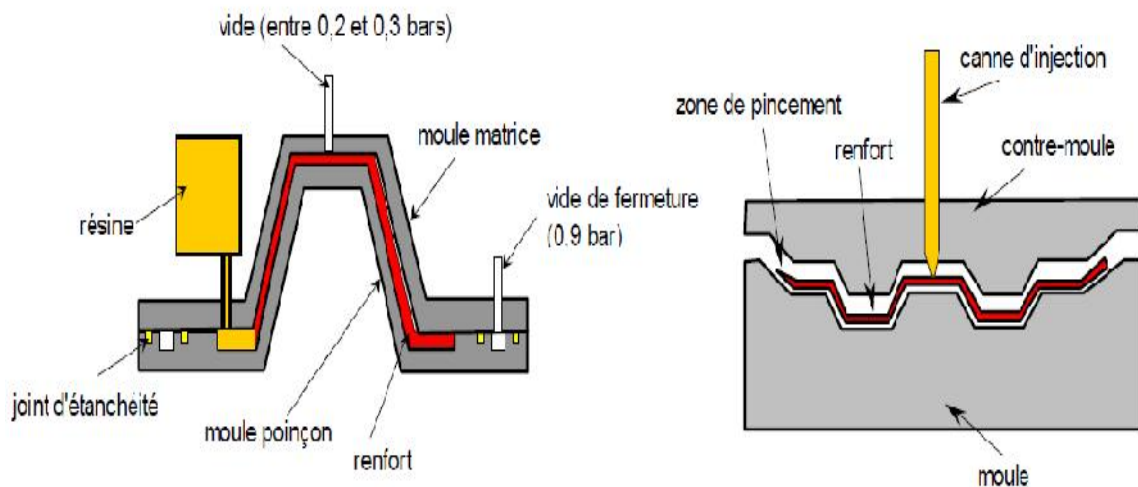


Figure I.9 Moulage par injection de résine à basse pression- RTM [8].

I.5.5. Moulage sous vide

En pratique, elle est utilisée pour consolider le matériau en améliorant l'adhérence entre les plis et éliminer l'excès de résine. La consolidation des composites par ce procédé conduit à des structures de haute qualité offrant à une réduction de poids.

La technologie de moulage sous vide (figure I.10) est applicable aux composites réalisés par voie humide (moulage au contact ou par projection simultanée) [5].

La construction du composite comprend les étapes suivantes :

- Dépôt d'un agent démoulant sur le moule.
- Construction du stratifié.
- Application d'un film démoulant poreux.
- Dépôt d'un feutre d'aspiration.
- Application d'un film démoulant étanche.
- Dépôt d'un feutre d'aspiration.
- Mise en place de la poche à vide étanche.

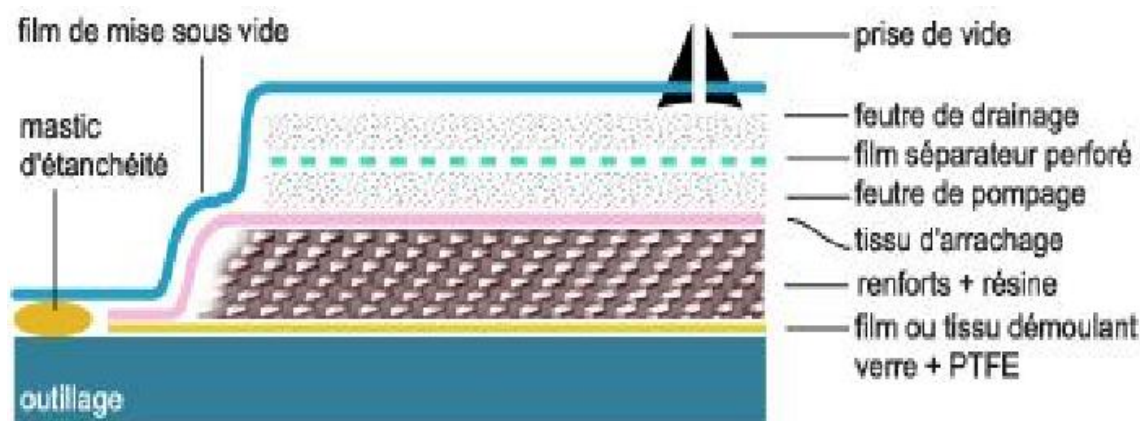


Figure I.10 Moulage sous vide [5].

Cette partie nous a permis d'avoir un aperçu global sur les matériaux composites. Nous avons vu leurs définitions, leurs constituants et leurs classifications. Les matériaux composites sont différents des matériaux classiques car ils ont d'excellentes propriétés mécaniques, ainsi que des géométries différents.

Dans ce qui suit, nous allons mettre la loupe sur les matériaux sandwichs pour les traiter en détail en particulier le sandwich en nids d'abeilles.

I.6. Composites sandwichs [6]

I.6.1. Les peaux

Généralement de faibles épaisseurs, les peaux sont constituées de tout matériau pouvant être obtenu sous forme de couche. Ils sont le plus souvent des stratifiés (verre, carbone, kevlar) ou des feuilles d'alliages légers.

1.6.2. L'interface

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

1.6.3. L'âme

Légère, l'âme a en général une très faible résistance à la flexion. Son but est de reprendre les efforts de compression et de cisaillement. Les matériaux d'âme les plus utilisés se présentent principalement sous deux formes : pleine, creuse

Les matériaux les plus couramment utilisés sont :

- ❖ Pour les âmes pleines (figure I-11) :
 - Le balsa ou bois cellulaire ;
 - Diverses mousses cellulaires ;
 - Des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques, etc.

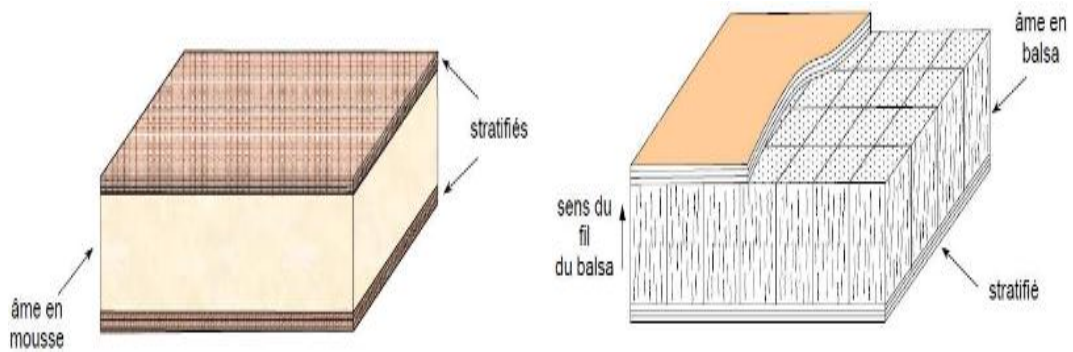


Figure I.11 Matériaux sandwichs à âmes pleines [5].

- ❖ Pour les âmes creuses (figure I-12) essentiellement nids d'abeilles et profilés:
 - Des alliages métalliques légers ;
 - Du papier kraft (enduit ou non de résine) ;
 - Du papier polyamide, type papier Nomex, etc.
 - Des âmes mixtes peuvent être utilisées.
 -

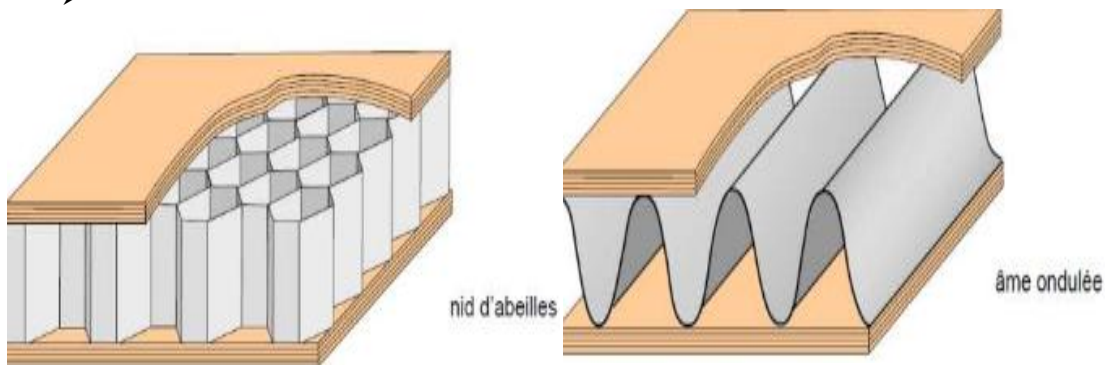


Figure I.12 Matériaux sandwichs à âmes creuses [5].

Description du nid d'abeille

Le nid d'abeille est une structure couramment utilisée en aéronautique pour ses bonnes propriétés de compression et cisaillement hors plan comparativement à sa masse ; il est également reconnu comme un bon absorbeur d'énergie en cas de choc. Cette structure est composée dans le plan de cellules élémentaires de forme hexagonale dans la majorité des cas. Les parois peuvent être élaborées en différents matériaux (aluminium, acier, Nomex, etc.) [10].

Le nid d'abeille est un matériau orthotrope de par son procédé de fabrication. Il est fabriqué à partir de feuillards qui sont soit préformés puis collés, soit collés puis étirés (figure I-13). Dans les deux cas, la direction des faces collées est plus résistante en traction et en cisaillement à cause de la double paroi et du joint de colle. Les propriétés de traction et cisaillement dans le plan sont très faibles et généralement négligées devant celles hors plan.

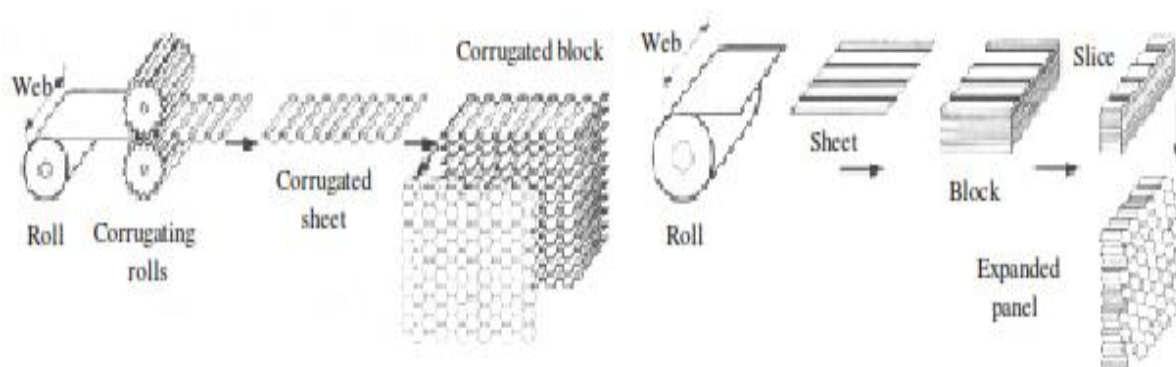


Figure I.13 Procédés de fabrication des nids d'abeilles [11].

1.7. Les essais de flexion

Les essais de flexion les plus courants sont les essais de flexion 3 et 4 points. L'essai 3 points consiste à appliquer le déplacement vertical d'un appui au centre d'un panneau qui repose entre 2 appuis. L'essai de flexion 4 points remplace l'appui central par 2 appuis symétriquement répartis de part et d'autre du centre. Cette configuration a l'avantage de faire apparaître une zone en flexion pure idéale pour la caractérisation du mode d'endommagement prépondérant. De plus, plusieurs mesures avec des dimensions d'essai différentes permettent d'identifier aussi le module de cisaillement.

Afin de respecter la large prépondérance du mode de déformation en flexion, certains rapports de forme d'éprouvettes doivent être respectés. Ils sont à moduler en fonction des matériaux constitutifs. L'épaisseur relative doit être supérieure à 5. Le rapport largeur sur épaisseur doit être suffisamment grand pour assurer un chargement de déformation plane, mais suffisamment petit pour limiter la flexion anti-clastique. La forme et la largeur des appuis doit être raisonnable afin d'éviter l'indentation mais sans trop contraindre la cinématique (entre 0,5 et 2 fois l'épaisseur).

1.7.1. La rigidité en flexion

Les structures sandwichs sont généralement sollicitées en flexion ou en compression flambement. Afin d'optimiser les caractéristiques des matériaux de l'âme et de la peau pour une application donnée, il convient donc de connaître leur comportement pour ce type de sollicitation. La grandeur caractéristique d'un matériau sandwich est sa rigidité en flexion, D , est donnée par la relation suivante [12] :

$$D = \frac{E_f t_f t_f^3}{6} + \frac{E_f t_f b d^2}{2} + \frac{E_c b t_c^3}{12} = 2D_f + D_0 + D_c \quad \text{I.1}$$

Avec :

- t_f et E_f sont respectivement l'épaisseur et le module d'élasticité du matériau peau,
- t_c et E_c sont respectivement l'épaisseur et le module d'élasticité du matériau d'âme,
- $2D_f$: Rigidité des peaux par rapport à leur propre axe neutre,
- D_c : Rigidité apportée par l'âme par rapport à son axe neutre,
- D_0 : Contribution à la rigidité en flexion des peaux par rapport à l'axe neutre du sandwich au centre de l'âme pour un sandwich symétrique.

Quel que soit le mode déformation, la caractérisation expérimentale des modules de rigidité passe inévitablement par la mesure d'une pente de charge : force mesurée en fonction du déplacement.

Lors de l'essai, la force et le déplacement sont mesurés au niveau des appuis centraux (ou de l'unique appui central). La pente de charge (réduite de la rigidité de la machine souvent largement plus grande) donne la valeur du module de rigidité en flexion par l'expression :

$$D = \frac{(3l - 4L)L^2}{12} \times \frac{\Delta \text{ force}}{\Delta \text{ Déplacement}} \quad \text{I.2}$$

Avec :

- l : distance entre appuis inférieur,
- L : longueur de cisaillement, Pour un essai de flexion 3 points on a : $L = \frac{l}{2}$,
- force : variation de la force,
- et la force exprimée en N par unité de largeur (c'est-à-dire divisée par b),
- Déplacement : variation de déplacement de flexion correspondant à force.

Pour un essai 4 points, la force mentionnée est la valeur totale répartie sur les 2 appuis. Un capteur de déplacement peut être ajouté de sorte à mesurer la déflexion au centre de l'échantillon. Cette mesure supplémentaire apporte une information qualitative permettant notamment d'identifier le mode d'endommagement. Dans le cas d'une épaisseur relative plus grande (supérieur à 3 ou 5 selon le module de cisaillement du cœur), il est nécessaire de corriger la valeur ci-dessus en soustrayant la contribution estimée du cisaillement transverse :

$$D = \frac{(3l - 4L)L^2}{12} \times \left(\frac{\Delta \text{Déplacement}}{\Delta \text{ force}} - \frac{L}{2G_c h} \right)^{-1} \quad \text{I.3}$$

Où la force est exprimée en N par unité de largeur b et G_c est le module de cisaillement de l'âme en nids d'abeilles [12].

I.8. Modes de dégradations des sandwichs

Nous représentons ici les différents modes de rupture des structures sandwichs soumis à la flexion afin de mieux cerner le comportement mécaniques de ces structures [13-19].

I.8.1. Comportement des sandwichs en flambement

Dans le domaine de la résistance des matériaux, le flambage est la tendance qu'a une poutre sollicitée en compression longitudinale à fléchir et donc à se déformer dans une direction perpendiculaire à la force appliquée.

Les déformations dues à la compression ne jouent pas toujours un rôle déterminant sur les éléments de structure verticaux. En revanche, un phénomène d'instabilité appelé « flambement » apparaît à partir d'une certaine charge et en fonction du rapport existant entre la section et la hauteur de l'élément considéré. Le flambement est une forme d'instabilité propre aux éléments comprimés élancés tels que les poteaux, colonnes, barres comprimées. Le flambement est possible suivant les deux axes principaux de la section de l'élément. Si les conditions d'appuis sont les mêmes selon ces deux axes, le flambement se fera suivant l'axe présentant l'inertie la plus faible. La figure I.14 présente le cas d'une poutre sandwich chargée sur son axe. Ce cas de chargement peut entraîner des instabilités globales (flambement de la poutre) ou locales (voilement des peaux) si la charge appliquée est trop importante (figure I.15).

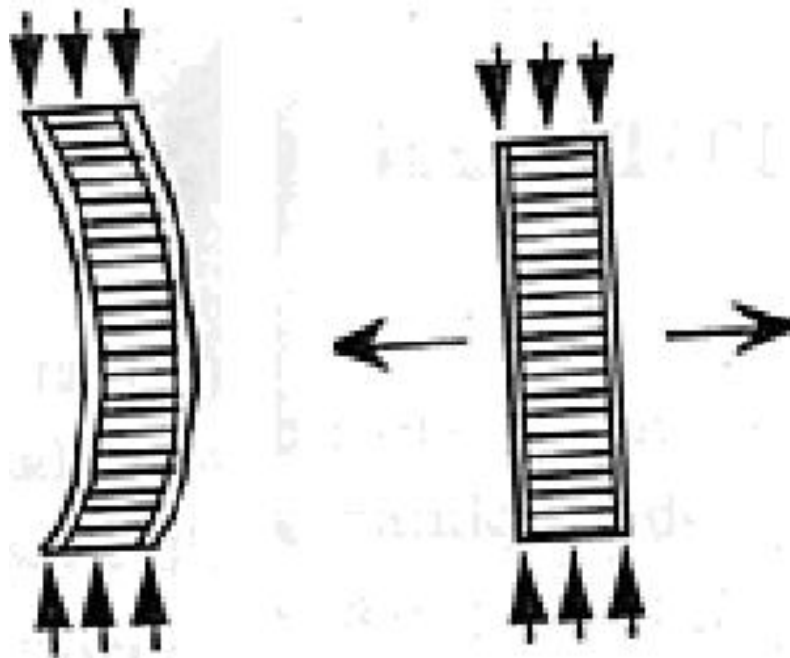


Figure I.14 Flambement global du sandwich [14].

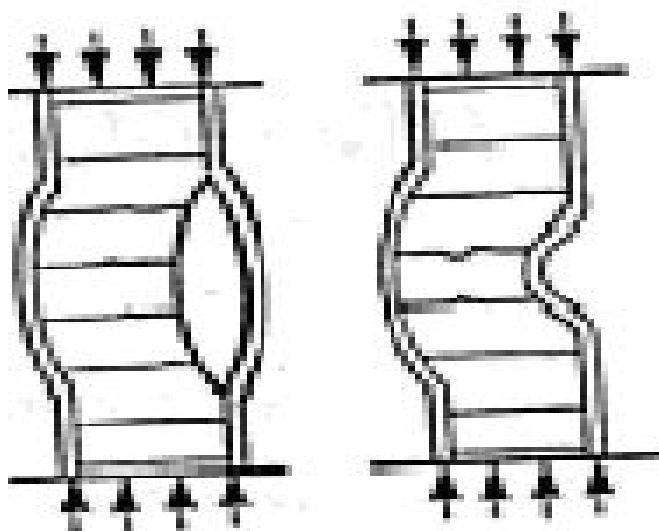


Figure I.15 Flambement local du sandwich [14].

Dans le cas du sandwich à peaux fines, on doit tenir compte des déformations de cisaillement. Ceci a pour effet de diminuer la charge limite. La charge critique de flambement dépend alors de la rigidité en cisaillement du sandwich.

I.8.2. Flambement généralisé des peaux

Une poutre sandwich soumise à la compression peut céder sous l'effet de conditions d'instabilité concernant toute la poutre (figure. I-16). Le flambement généralisé peut également survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures à leurs résistances à la rupture respectives. La charge qui cause le flambement du sandwich dépend de paramètres tels que les dimensions du sandwich, le type de sandwich, la rigidité en flexion, l'épaisseur des peaux, l'épaisseur de l'âme et le module de cisaillement de l'âme.

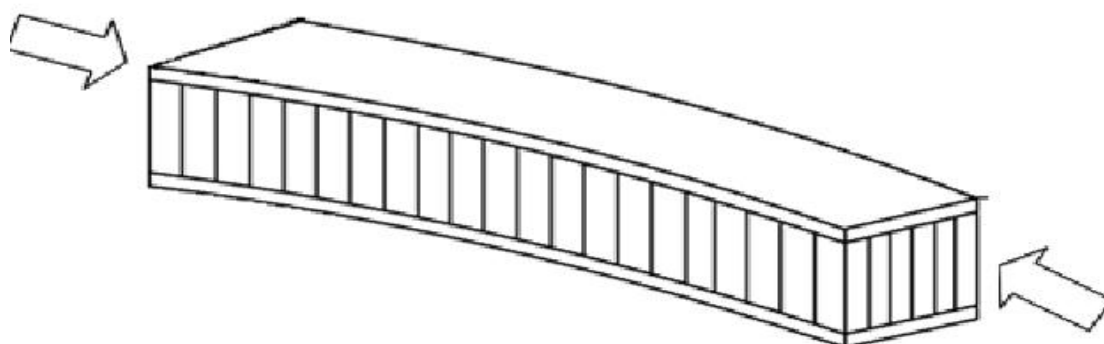


Figure I.16 Flambement généralisé des peaux du sandwich [11].

Si l'on craint un flambement généralisé, on peut utiliser des peaux ayant un module d'élasticité plus élevé, augmenter l'épaisseur des peaux, augmenter l'épaisseur de l'âme, ou encore utiliser pour l'âme un matériau avec un module de cisaillement plus élevé.

I.8.3. Rupture des peaux en traction ou en compression

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles pour le matériau constituant les peaux (figure I.17). Ce phénomène peut être évité en utilisant un matériau dont les contraintes à rupture sont plus élevées, en augmentant l'épaisseur des peaux (ce qui réduit les contraintes appliquées), ou en augmentant l'épaisseur de l'âme (ce qui permet également de réduire les contraintes dans les peaux). La manière la plus adéquate de résoudre le problème est d'augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, une âme de plus forte densité (plus rigide) n'affecte pas les contraintes dans la peau.

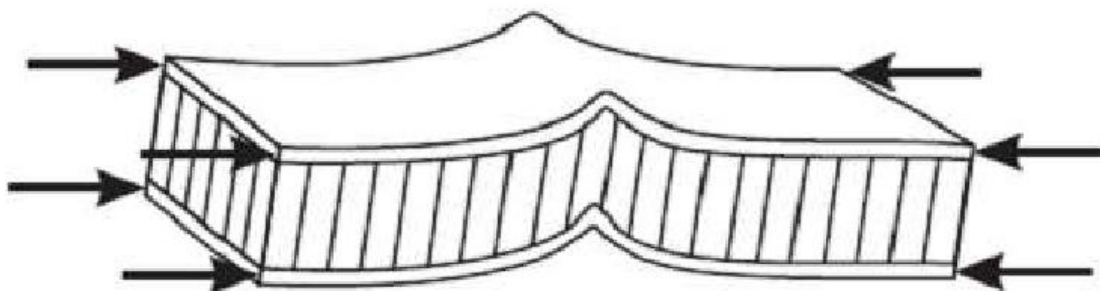


Figure I.17 Rupture des peaux en traction ou en compression [11].

I.8.4. Modes locaux de rupture

L'indentation locale est un mode localisé de rupture dû à une concentration de contraintes résultant, soit de l'application d'une charge localisée, soit de la position d'un appui de type ponctuel ou linéique (figure. I-18)

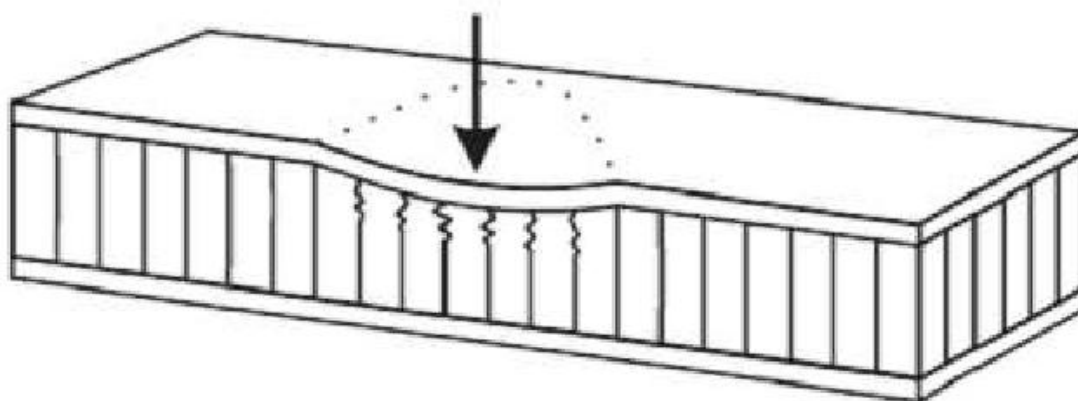


Figure I.18 Modes locaux de rupture par indentation [11].

I.8.5. Rupture de l'âme en cisaillement

Si la contrainte de cisaillement (prépondérante dans l'âme) dépasse la résistance au cisaillement du matériau de l'âme, il y a rupture de l'âme (figure I-19). Si l'on se trouve dans ce cas, on peut soit utiliser un matériau d'âme qui possède une résistance au cisaillement plus élevée, soit augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, utiliser un matériau différent pour les peaux, ou changer leur épaisseur n'aura pas d'effet.

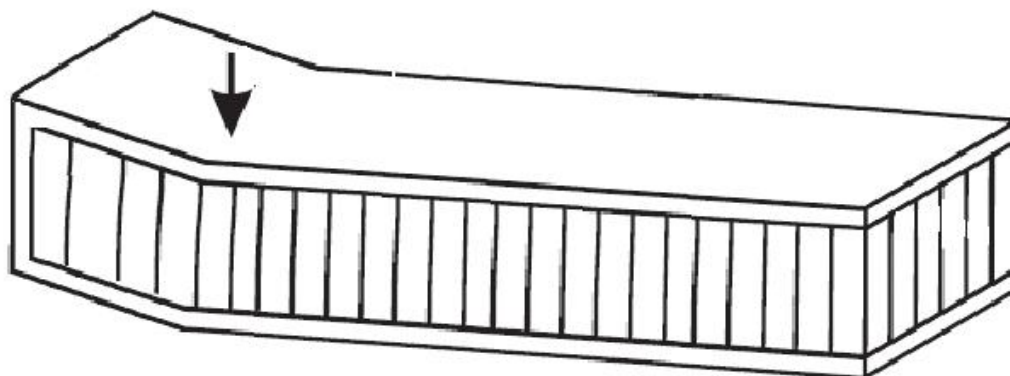


Figure I.19 Rupture de l'âme en cisaillement [11].

I.8.6. Flambement généralisé de l'âme ou « crimping »

Si le rapport longueur/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 I.20). Le flambement de l'âme ne dépend pratiquement pas des propriétés des peaux ; par contre, il augmente de façon linéaire avec l'épaisseur de l'âme et le module de cisaillement de l'âme. Pour augmenter la résistance à cette charge critique, il faut donc soit augmenter l'épaisseur de l'âme, soit utiliser une âme avec un module de cisaillement plus élevé.

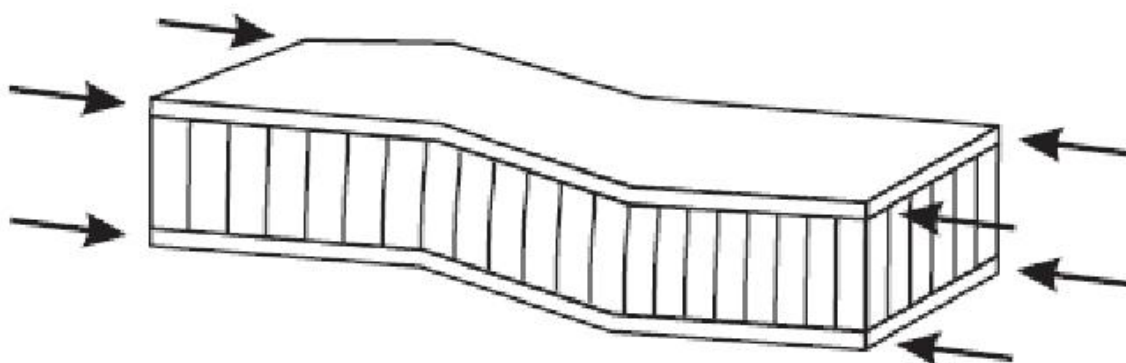


Figure I.20 Flambement généralisé de l'âme du sandwich [11].

I.8.7. Flambement localisé, « wrinkling » ou « dimpling »

Les peaux, considérées par elles-mêmes, sans connexion avec l'âme, flambent très facilement à cause de leur faible épaisseur. C'est l'âme qui empêche leur flambement. Cependant, si on atteint la contrainte limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement.

Dans ce cas, le flambement localisé des peaux, ou « wrinkling » (figure I-21), se produit. 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.

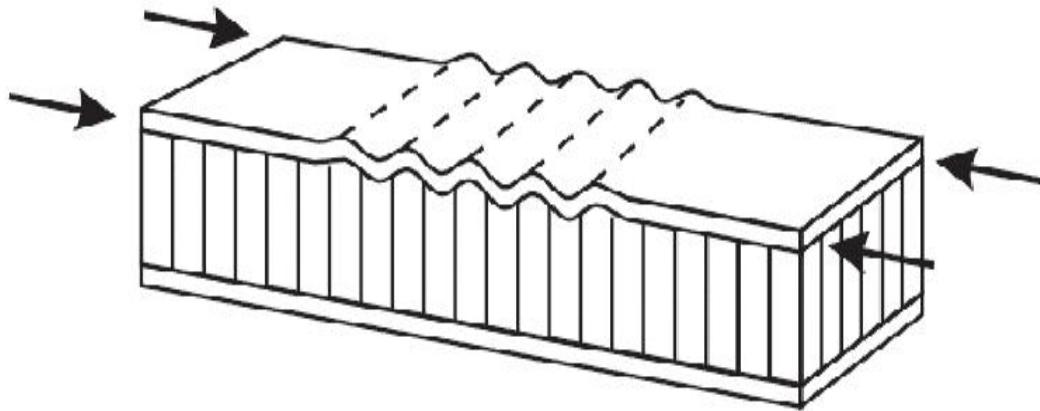


Figure I.21 Flambement localisé « wrinkling » [11].

Dans le cas d'une âme en nids d'abeilles, 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. I-22).

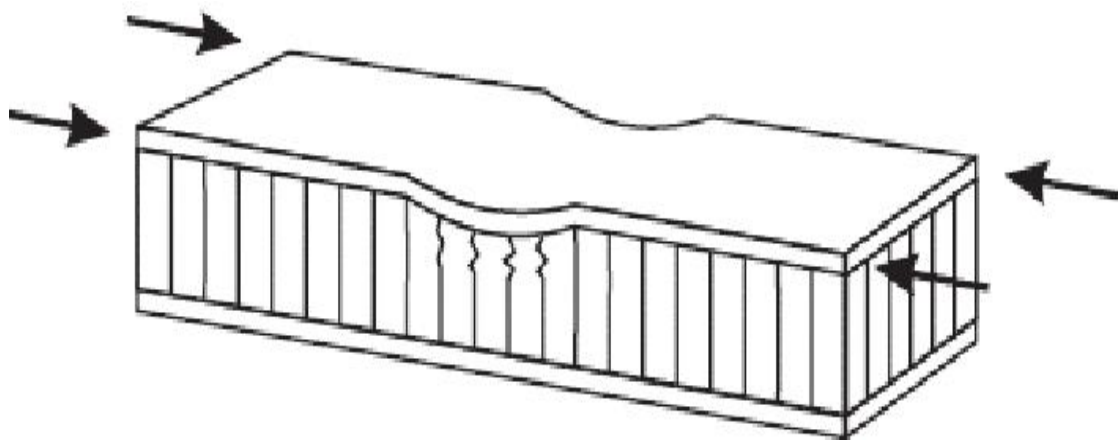


Figure I.22 Flambement localisé « dampling » [11].

I.8.8. Dégradation de l'adhésive

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

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

La Figure I-23 illustre les modes de dégradation de l'adhésif. L'exposition à l'humidité provoque des dégradations remarquables de la résistance de l'adhésif ce qui peut changer le mode de dégradation et causer la ruine avancée du panneau sandwich.

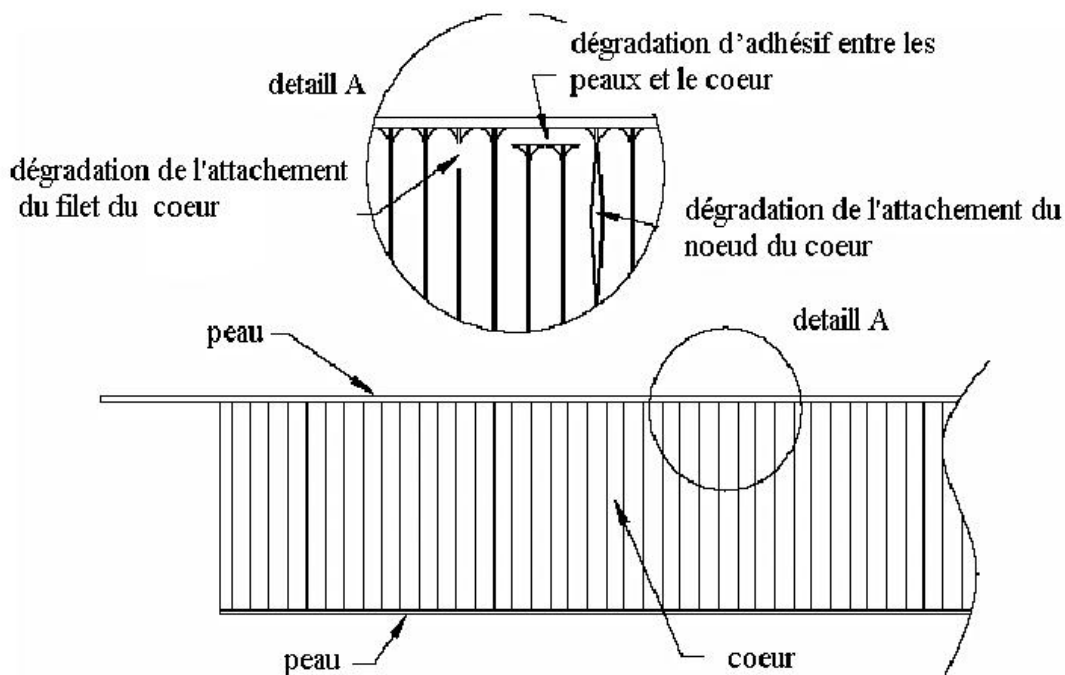


Figure I.23 Type de dégradation de l'adhésif [11].

Une mauvaise interface entre les fibres et la matrice peut, par exemple, augmenter l'amortissement général du matériau. Un ensimage viscoélastique des fibres permet de contrôler cet effet [20]. L'utilisation de fibres courtes au lieu de fibres continues permet aussi d'augmenter l'amortissement total du matériau [21].

I.9. Quelques travaux de recherche réalisés autour de ce thème:

Plusieurs travaux de recherche ont traité de la caractérisation mécanique des composites sandwichs au cours des années précédents.

L'étude réalisée par Payan [22] sur l'endommagement des sandwichs soumis à la traction a montré que la loi d'évolution de l'endommagement dépend du niveau de chargement et de son amplitude.

Deacon [23] utilise les techniques d'optimisation basées sur les algorithmes génétiques, pour décrire le comportement des sandwichs. Afin d'enrichir ce logiciel de calcul d'un sandwich destiné à une application précise.

Lemoine [24], a introduit des données sur les plaques et ses caractéristiques thermiques.

En revanche, la référence [25] s'intéresse à l'étude d'une structure sandwich lors de la ruine de leurs panneaux à âme type nida et à peau composite tissu.

Geoffrey et Tessier [26] présentent une solution au problème de la flexion cylindrique d'une structure sandwich antisymétrique basée sur le cisaillement transverse et la comparent avec une solution d'élasticité.

D'après la référence [27], la concentration déduite des contraintes et les zones critiques correspondantes sont déterminées par l'application de la méthode des éléments finis pour des plaques sandwichs soumises à la flexion cylindrique en prenant en considération le cisaillement transverse.

Noriot et Ferrero [28], utilisent la méthode des éléments finis pour caractériser la rupture des inserts, c'est une étude expérimentale qui a été réalisée pour définir la rupture des cinq types d'inserts de panneaux sandwich.

Corigliano et al [29], décrivent le comportement mécanique des matériaux sandwichs à peaux en verre/polymère et le cœur en mousse syntactique des micros sphères de verre.

Cho et Averill [30] utilisent la méthode des éléments finis basée sur la théorie de Zig Zag pour décrire le comportement mécanique de matériaux composites et de panneaux sandwichs.

Des études expérimentales ont été effectuées par Demelio et al [31] pour traiter le phénomène de la fatigue des panneaux sandwichs. Les matériaux constitutifs utilisés sont le nid d'abeille Nomex comme cœur et de différents revêtements verre/Epoxyde, graphite/époxyde, kevlar/époxyde.

La référence [32] s'intéresse aux plaques sandwichs trouées soumises au flambement. L'étude expérimentale a abouti à des bons résultats à condition que le diamètre des trous soit inférieur à 30% de la longueur de la plaque.

A contrepartie, Polyakov [33] utilise la théorie de Laplace et les fonctions Dirac généralisées pour résoudre le problème de concentration des contraintes dans le cas des panneaux sandwichs sous flexion cylindrique.

Les travaux de : Allen [34] ou de Zenkert [35] modélisent le comportement mécanique des structures sandwich avec des noyaux de différentes natures en utilisant un modèle simplifié. Le comportement des peaux est alors considéré comme linéaire et le noyau comme étant rigide. Dans ces modèles, les déplacements dans le noyau sont considérés comme linéaires.

Frostig et al. [36] ont actualisé et amélioré ces travaux grâce à la prise en compte des chargements localisés en utilisant un modèle d'ordre élevé (HSAPT : High Order Sandwich Panel Theory). L'expression « ordre élevé » fait référence à la non-linéarité qui caractérise les déplacements dans le noyau (un modèle quadratique est alors utilisé) et qui permet d'expliquer les phénomènes d'indentation. De tels chargements peuvent endommager prématurément les peaux des sandwichs à cause de contrainte anormalement élevées et conduire à des ruptures plus rapides que ce que prévoit la théorie.

Les travaux de Sokolinsky et al. [37, 38] Reprennent les études précédentes en tenant compte des propriétés de l'adhésif entre le noyau et les peaux, ajoutant ainsi à la théorie des paramètres qui ne sont pas toujours négligeables.

Dans les tentatives de modélisation des poutres sandwichs, les travaux de Gibson et al. [39] et de Zhang [40] présentent des études des modes de déformation et du comportement

mécanique des matériaux utilisés comme noyaux dans les composites sandwichs, notamment les nids d'abeilles.

Les noyaux en nids d'abeilles les plus courants sont fabriqués à partir d'aluminium ou de papier d'aramide imprégné d'une résine phénolique. Ces feuilles sont collées ensemble, la structure finale présente une anisotropie et la mesure de ses propriétés peut parfois présenter des difficultés selon la méthode utilisée [41].

Saidi et al [42] ont utilisé la méthode d'homogénéisation des milieux périodiques par la reconstitution 3D pour décrire le comportement d'une structure en nid d'abeille.

Des essais de compression quasi statique uniforme réalisés par Aminanda et al [43], sur des structures de nids d'abeilles en différents matériaux d'âme (nomex, aluminium) lui ont permis de changer la disposition des plis et leurs paramètres influents sur leurs comportements.

I.10.L'évolution des composites dans l'aéronautique

Leur succès en ce domaine s'explique par les divers propriétés et caractéristiques mentionnées précédemment. Soulignant qu'ici l'objectif premier est le rapport rigidité/légèreté. La légèreté permet à l'avion de gagner en poids (sous charge ou à vide), et donc en vitesse et diminuer en consommation du carburant ce qui mène à l'économie de l'énergie. La rigidité en assurant la résistance à n'importe quelle sollicitation permet d'offrir aussi la sécurité.

La figure I.24 nous permet d'illustrer l'évolution des matériaux composites au sein de deux grandes sociétés d'aéronautiques, AIRBUS et BOEING.

On voit avant 1990, que l'utilisation de ces matériaux est timide dans les deux gammes. A partir de 1995 on constate une augmentation légère de cette utilisation pour AIRBUS, alors qu'à l'inverse chez BOEING, une diminution s'observe. En revanche A partir des années 2000, cette utilisation s'accroît rapidement et ce pour les deux fabricants.

BOEING marque un grand saut qui apparaît en comparant son modèle 777 (première livraison en 1995) avec le 787 [2007]. En pourcentage de la masse structurale, le B-777 contient 12% de composites et 50% d'aluminium tandis que le B-787 est constitué de 50% de composites et 20% d'aluminium [44].

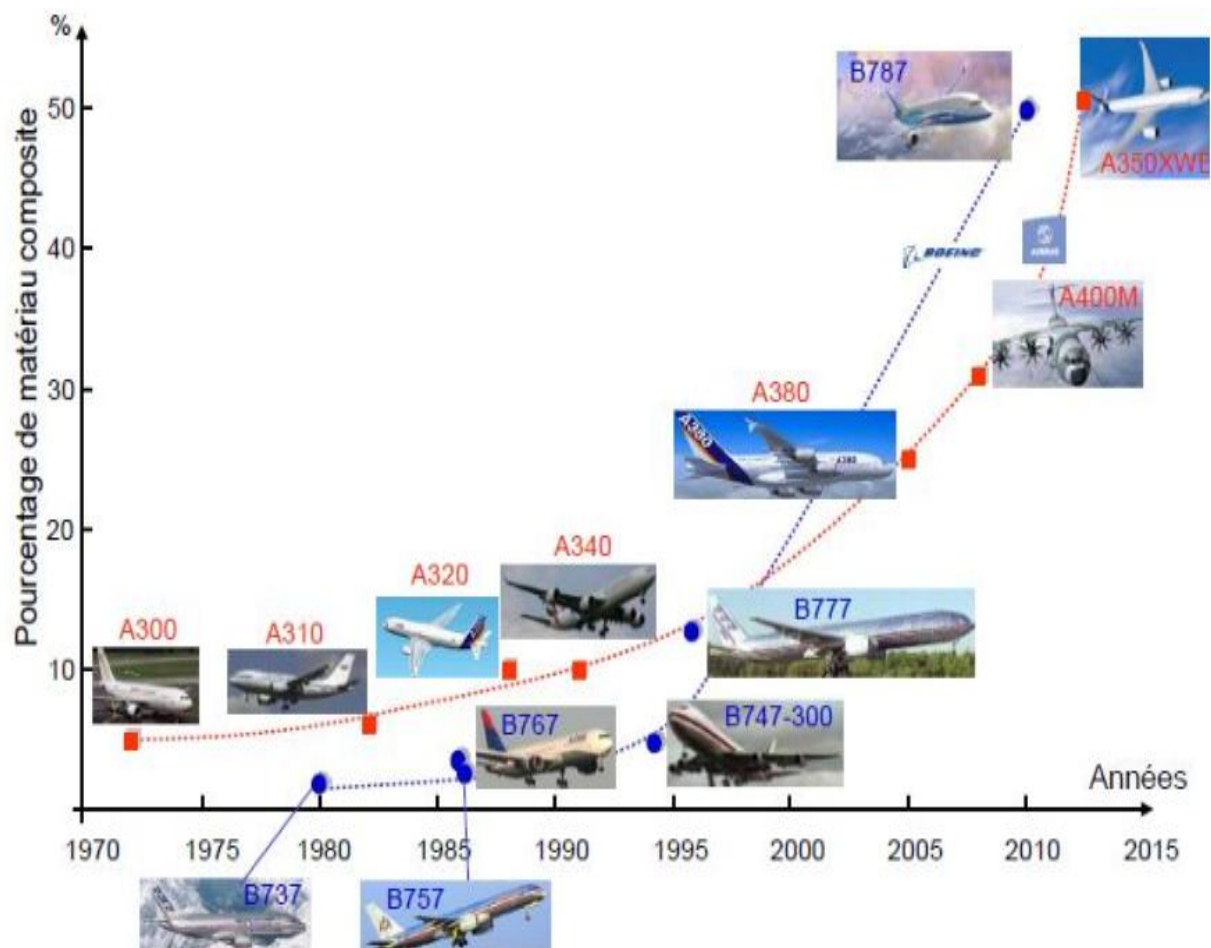


Figure I.24 Évolution en pourcentage des composites dans l'aéronautique [44].

Conclusion

Dans ce chapitre, nous nous sommes attachés à présenter et à définir la notion de matériau sandwich. Dans un premier temps, nous avons présenté les différents procédés d'élaboration ainsi que les propriétés mécaniques des structures sandwichs, dans un deuxième temps nous avons exposé les différents modèles permettant de décrire leur comportement en flexion, ainsi que les différents modes d'endommagements.

Le chapitre suivant portera sur la présentation des différents matériaux utilisés pour l'étude, de leurs mises en forme ainsi que les des différents techniques expérimentales appliquées pour les mesures en essais de flexion trois points.

Chapitre II

Élaboration du matériau d'étude

II.1 Introduction

Les sandwichs ont été élaborés au sein de la société AIR ALGERIE dans l'atelier composite à la base de maintenance et réparation des aéronefs de l'aéroport Houari Boumediene Dar El-Beida. L'élaboration est effectuée en une seule étape. La stratification et l'adhésion âme/peaux se font simultanément. La mise en œuvre se fait par pressage à vide après stratification.

Dans ce chapitre, les différentes étapes d'élaboration et de mise en œuvre par le procédé de moulage sous vide des plaques sandwichs en nid d'abeille vont être présentées. Ces sandwichs comportent en peau trois couches de tissu de renfort qui sont soit de verre, soit de carbone, ces tissus seront maintenus grâce à la résine époxy, ou bien soit une tôle d'aluminium qui sera maintenue par la résine époxy avec une âme soit en nomex soit en aluminium.

Le choix de la peau et de l'âme se fait en fonction de plusieurs paramètres; parmi lesquels la compatibilité entre l'âme et la peau (à titre d'exemple pour éviter la corrosion par galvanisation entre aluminium et fibre de carbone), le type de contrainte appliquée, son intensité sur le sandwich et évidemment son domaine d'application, qui est dans notre cas la construction des avions civiles.

Tout type de mise en œuvre nécessite une préparation minutieuse du dispositif de moulage comme par exemple le matériel et les matériaux utilisés.

II.2. Les matériaux utilisés

II.2.1. Les tissus de fibres

Tous les tissus utilisés dans cette étude sont conformes à la norme BMS (BOEING Materials Spécification), il s'agit là d'une certification BOEING, en d'autre termes tous les produits ayant cette certification sont d'utilité à visé purement aéronautique.

II.2.1.a. Tissu de fibre de verre

Le tissu de verre utilisé est un tissu de verre type D diélectrique, (figure II.1) et de référence BMS9-3 REV T type D classe 7 doté d'une architecture en satin, utilisé en particulier dans les radômes d'avions à cause de ces propriétés diélectrique, il offre aussi de très bonne propriétés mécanique.

Les caractéristiques de ce tissu sont mentionnées dans le tableau II.1 :

Tableau II.1 Caractéristiques du tissu de verre [45].

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-3
Type	D (diélectrique)
Nombre de filament par fibre	75
Géométrie des fibres	Cylindrique
Epaisseur (mm)	0.1
Résistance a la traction (N/mm ²)	140.29
Poids spécifique (g/m²)	106



Figure II.1 Tissu de verre

II.2.1.b. Tissu de fibre de carbone

Le tissu utilisé est un tissu de carbone avec une architecture en taffetas (figure II.2) qui obéi a la norme BMS 9-8 type 1 classe 2. Ces caractéristiques sont mentionnées dans le tableau II.2:

Tableau II.2 Caractéristiques du tissu de carbone [45].

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-8
Architecture	TAFETAS
Géométrie des fibres	Rectangulaire
Epaisseur (mm)	0.1
Densité (g/cm^3)	1.8
Résistance a la traction (N/mm^2)	330
Poids spécifique (g/m^2)	193

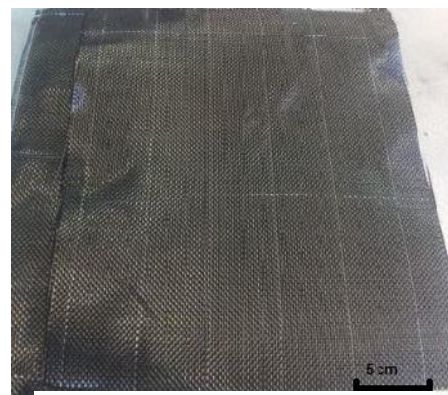


Figure II.2 Tissu de carbone

II.2.2. Résine et durcisseur

II.2.2.a. Résine

La résine utilisée est une résine époxyde insaturée (figure II.3) de référence EPOCAST 50-A1, fabriqué par la compagnie HUNTSMAN, il s'agit là d'une résine de haute qualité et de très grande propriétés d'ordre mécanique et d'un pouvoir adhésif intéressant, facile à manipuler, elle est utilisé pour la fabrication et la réparation des structure aéronautiques. Ces caractéristiques sont mentionnées dans le tableau V.3:

Tableau II.3 Caractéristiques de la résine EPOCAST 50-A1 [45].

Propriétés	Résine 50-A1	Méthode et norme du test
Couleur	Paille	Visuelle
Densité (g/cm^3)	1.21	ASTM-D-792
Viscosité à 25°C (mg/cm)	77.7	ASTM-D-2196
Temps de vie à 25°C et sans ouverture du conteneur (mois)	12



Figure II.3 Résine EPOCAST

II.2.2.b. Durcisseur 946

Le durcisseur utilisé est de référence HARDENER 946 (figure II.4), toujours fabriqué par HUNTSMAN, il est compatible avec la résine précédemment cité celui-ci est livré avec cette dernière dans un kit EPOCAST 50-A1/HARDENER 946. Ces caractéristiques sont résumées dans le tableau II.4

Tableau II.4 Caractéristiques du durcisseur HARDENER 946[45].

Propriétés	Résine 50-A1	Méthode et norme du test
Couleur	Orange-doré	Visuelle
Densité (g/cm^3)	1.05	ASTM-D-792
Viscosité à 25°C ($\text{mg}/\text{cm s}$)	4000	ASTM-D-2196
Temps de vie à 25°C et sans ouverture du conteneur (mois)	12



Figure II.4 Durcisseur 946

II.2.2.c. Propriété du kit EPOCAST 50-A1/HARDENER 946 après polymérisation

Les propriétés du mélange de la résine 50-A1 avec son durcisseur après sept jours de polymérisation à température ambiante sont résumées dans le tableau II.5:

Tableau II.5 Caractéristiques du mélange EPOCAST 50-A1/HARDENER 946[45].

Propriétés	Valeurs	Normes et tests
Densité (g/cm^3)	1.19	ASTM-D-792
Résistance en compression (MPa)	317	ASTM-D-790
Module d'élasticité en compression (MPa)	19.9	ASTM-D-790
Résistance en flexion (MPa)	120	ASTM-D-790
Coefficient de dilatation thermique (K^{-1})	34	FAR 25.853A
Retrait linéaire (mm/m)	0.04	ASTM-D-790

II.3. Matériel utilisé

II.3.1. Le moule

Pour la fabrication des sandwichs, il est nécessaire de choisir un moule avec une surface plane et lisse.

II.3.2. Pompe de mise sous vide

Afin d'extraire l'air et pouvoir travailler sous vide il est nécessaire d'utiliser une pompe à vide figure II.5, celle utilisée pour cette élaboration est une pompe pneumatique (branché sur compresseur) de marque PIAB et de référence L100, elle contient une entrée et deux sorties. L'entrée est branchée au compresseur qui la fait fonctionner. Quant aux sorties, celles-ci sont reliées au moule afin d'extraire l'air. Ces caractéristiques sont mentionnées sur le tableau II.6:

Tableau II.6 Caractéristiques de la pompe à vide [45].

Caractéristique	Valeur
Pression d'alimentation max (bar)	8
Niveau sonore (dB)	60
Température de fonctionnement (°C)	-20. 80
Poids(g)	1000



Figure II.5 Pompe à vide

II.4. Les consommables

II.4.1. Film de mise sous vide

L'utilisation du film de mise sous vide figure II.6 a pour but dans un premier temps de protéger la surface du moule car ce matériau est imperméable et ne colle pas avec la résine et peut facilement remplacer un agent démoulant. L'autre but de son utilisation est d'étanchéifier l'ensemble du système pour bien compacter les tissus et ne pas laisser de vides. Aussi, sa résistance chimique et mécanique et son élongation lui permettent de bien prendre la forme du Moule. Les caractéristiques de ce film sont citées dans le tableau II.7:

Tableau II.7 Caractéristiques du film Sous vide [45].

Caractéristiques	Valeurs
Matière	Nylon 6
Référence	518260f
Couleur	Vert pistache
Epaisseur standard μm	50
Température maxi (°C)	205
Allongement à la rupture (%)	>350
Résistance à la traction (MPa)	>97
Surface massique (m^2/kg)	1704
STOCKAGE (% humidité, température °C)	50,20

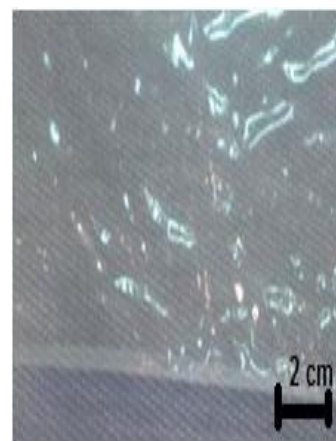


Figure II.6 Film de mise Sous vide

II.4.2. Tissu d'arrachage

Il ne colle pas avec la résine, collé sur la peau il permet de protéger la pièce finie et d'absorber et d'aider à uniformiser l'excès de résine (figure II.7), ses caractéristiques sont mentionnées dans le tableau II.8:

Tableau II.8 Caractéristiques du tissu d'arrachage [45].

Caractéristiques	Valeurs
Matière	Nylon 66(PA)
Référence	D 300
STOCKAGE (% humidité, température °C)	50,20
Couleur	Blanc
Epaisseur standard μm	40
Température maxi (°C)	182
Allongement à la rupture (%)	150
Résistance à la traction (MPa)	>110

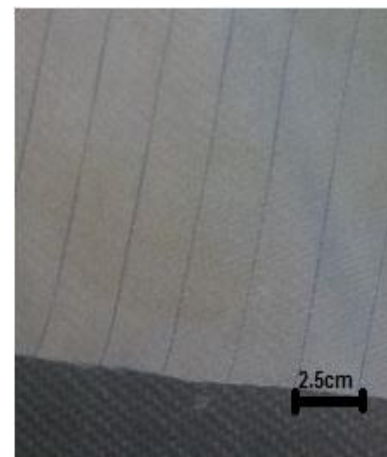


Figure II.7 Tissu d'arrachage

II.4.3. Tissu de drainage la ouate

Il a la particularité d'être très souple ce qui lui permet d'épouser parfaitement n'importe quelle forme (figure II.8), sa structure extrêmement poreuse permet la bonne circulation de l'air, mais le principal but de son utilisation est de permettre la pompe d'appliquer une pression uniforme sur toute la surface de la pièce à mouler, ainsi il contribue à avoir la même épaisseur, ses caractéristiques principales sont citées dans le tableau II.9 :

Tableau II.9 Caractéristiques du tissu de drainage [45].

Caractéristiques	Valeurs
Matière	Fibre 100%polyester
Référence	AB 100-60
Couleur	Blanc
Epaisseur standard (mm)	4
Poids nominal (g/m^2)	150
Température d'utilisation (°c)	205
Température de fusion (°c)	250

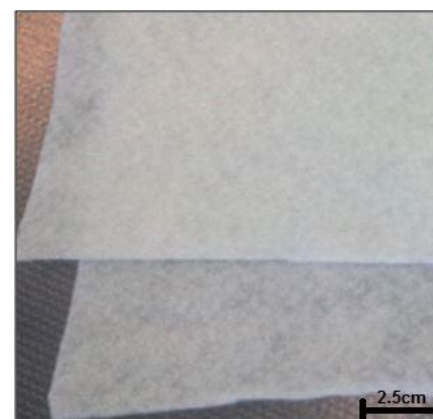


Figure II.8 Tissu de drainage

II.4.4. Mastic d'étanchéité

Il s'agit là d'un mastic préformé pour la réalisation de l'étanchéité souple (figure II.9), facile à mettre en œuvre, il ne pollue pas les outillages et à une très bonne résistance chimique, Ces caractéristiques sont mentionnées dans le tableau II.10:

Tableau II.10 Caractéristiques du mastic d'étanchéité [45]

Caractéristiques	Valeurs
Couleur	Jaune
Référence	LTS90
Matière solide (%)	100
Epaisseur (mm)	3
Température d'utilisation (°C)	90
Inflammabilité	Non inflammable mais combustible
Durée de vie (mois)	12

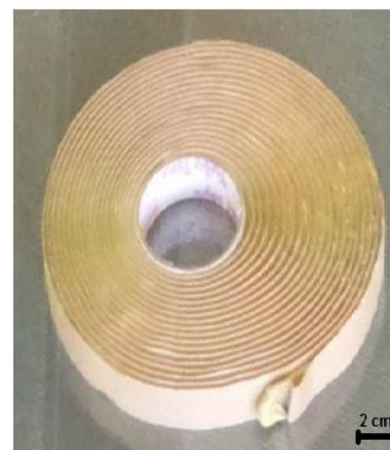


Figure II.9 Mastic d'étanchéité

II.5. Elaboration des différentes plaques sous vide

L'élaboration de toutes les éprouvettes en nids d'abeilles aluminium ou nomex qui possèdent des peaux stratifiés (qu'il s'agisse de fibre de verre ou de carbone), se fait par étape et de la même façon. Nous avons travaillé sur le nid d'abeille en nomex/fibre de carbone comme exemple.

II.5.1. Préparation du moule

II.5.1.a. Nettoyage du moule

Afin d'éviter la moindre trace d'impureté dans nos cinq formulations, le moule a été nettoyé au toluène (même effet que l'acétone), l'autre rôle de ce nettoyage est de permettre au nylon de bien épouser la surface afin de l'aplanir parfaitement et d'obtenir un lissage de qualité.

II.5.1.b. Protection du moule

Pour protéger le moule et pour éviter que la résine époxyde ne colle, il est conseillé de le couvrir d'un film de mise sous vide (figure II.10) qui dans notre cas agit comme protecteur et comme agent de démoulage. Evidemment le film doit être étiré pour qu'il puisse épouser parfaitement la forme du moule c'est-à-dire d'être le plus plat possible et sans plis.



Figure II.10 Protection de moule par film de mise sous vide

II.5.1.c. Dépôt du mastique d'étanchéité

On effectue un dépôt du mastique d'étanchéité sur la périphérie de la surface de moulage et former un carrée (figure II.11). Cette action délimitera ainsi une surface qui est plus grande que la surface de moulage puis nous vérifions que le mastique est bien collé et que l'air ne puisse aucunement sortir du moule, au moment de la mise sous vide.



Figure II.11 Dépôt du mastique d'étanchéité

II.5.2. Préparation des tissus, nid d'abeille et des films

II.5.2.a. Découpage du tissu d'arrachage

Un morceau de forme rectangulaire de tissu d'arrachage est découpé (figure II.12), Ces dimensions sont les mêmes que celles des tissus de fibres.

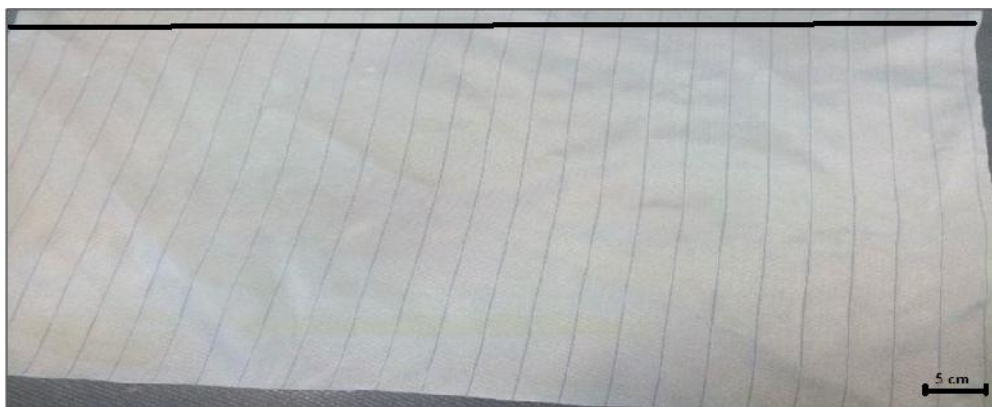


Figure II.12 Découpage de tissu d'arrachage

II.5.2.b. Découpage du feutre de drainage (la ouate)

Un rectangle de feutre de drainage est découpé mais cette fois ci, ses dimensions doivent être égales à la surface totale du moule (figure II.13) (qui est délimité par le mastique d'étanchéité).



Figure II.13 Découpage du feutre de drainage (la ouate).

II.5.2.c .Découpage des tissus de fibres (verre, carbone)

Les plaques élaborés ont six couches de renfort, ainsi six rectangles de tissu de fibre sont découpés en trois couches de chaque cotes de sandwich, leurs dimensions sont de 300mm x 300mm et leurs orientation est comme suit $(0^\circ / 45^\circ / 90^\circ)$, comme montre la figure II.14.



Figure II.14 Tissu de carbone à l'orientation de $(0^\circ / 45^\circ / 90^\circ)$

II.5.2.d. Découpage des nids d'abeille (Nomex, aluminium)

Les plaques élaborés ont deux types de nid d'abeille, on découpe rectangles de nid d'abeille (figure II.15): trois nids d'abeille en Nomex, deux nids d'abeille en aluminium, leurs dimensions sont de 300mm x 300mm.

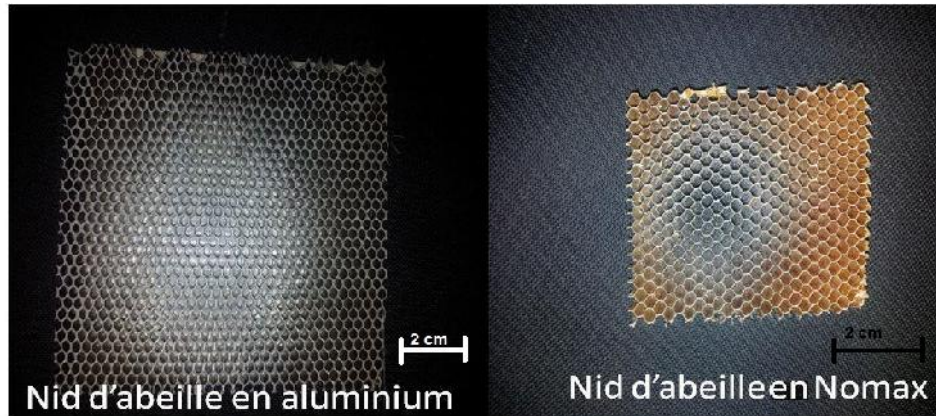


Figure II.15 Découpe du nid d'abeille

II.5.3. Préparation de la pompe et des tuyaux de circulation de l'air

Nous préparons la pompe et vérifions son bon fonctionnement ensuite nous lui branchons les tuyaux qui serviront à évacuer l'air et maintenir la pression au sein de notre système sous vide.

II.5.4. Préparation de la résine

Les proportions sont les mêmes que pour la formulation EP, c'est à dire 100 g résine Epocaste 50A1 et 15g durcisseur 946.

La quantité de résine utilisée pour l'élaboration des stratifiés est dictée par le constructeur, Le mélange doit se faire rapidement ainsi que l'application. Afin d'éviter l'échauffement, il faut aussi tenir compte des conditions de températures et de pressions ambiantes (figure II.16).

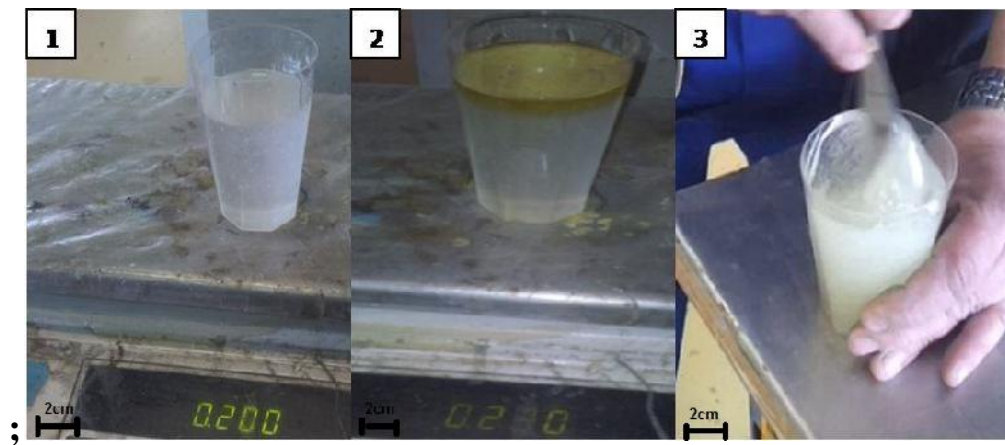


Figure II.16 Préparation du mélange résine –durcisseur

II.5.5. Dépôt des tissus, de la résine et de nid d'abeille

Nous étalons dans un premier temps une couche de résine sur le nylon afin d'avoir un bon positionnement du stratifié par la suite, le dépôt des tissus à l'aide une couche de résine entre chaque tissu selon l'orientation suivante ($0^\circ/45^\circ/90^\circ$). Et on pose le nid d'abeille nomex et on réitère, la même superposition des plis cette fois ci en inversant l'ordre d'orientation ($90^\circ/45^\circ 0^\circ$) comme le montre la figure II.17.

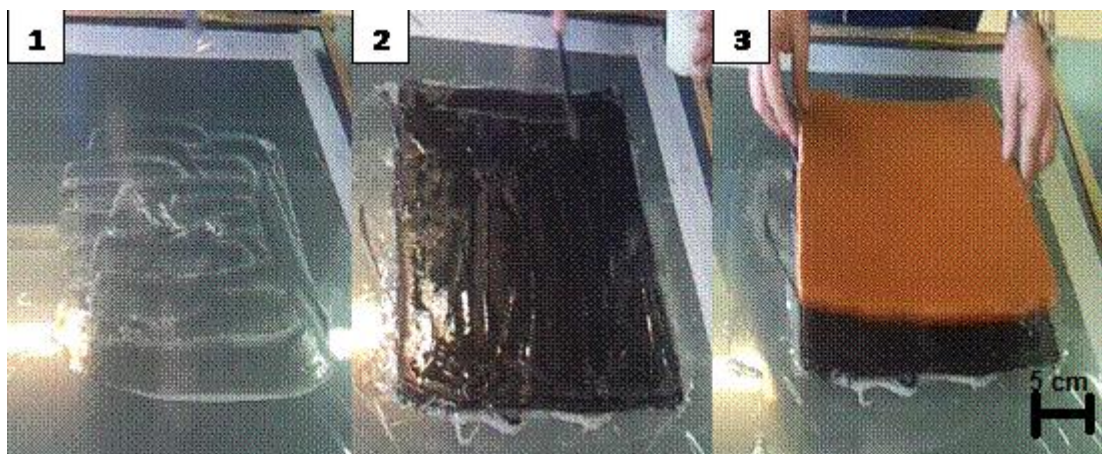


Figure II.17 Dépôt de résine tissu de carbone et puis nid d'abeille

II.5.6. Dépôts du tissu d'arrachage

Le tissu d'arrachage est posé directement sur la dernière couche, l'absorption du peu d'excédent de résine s'effectue de façon immédiate.

II.5.7. Dépôt du tissu de drainage la ouate

Le tissu de drainage est posé sur le tissu d'arrachage, il ne doit ni toucher ni dépasser le mastic d'étanchéité, (figure II.18).



Figure II.18 Installation et dépôt de différents tissus

II.5.8. Dépôt du film de mise sous vide

On pose le film sous vide directement sur le moule, on colle ensuite ses extrémités à l'aide d'un mastic d'étanchéité en veillant à ce que toute la surface périphérique soit bien collée et ce pour éliminer tout risque de fuite. On fait enfin entrer le tuyau de la pompe sur le côté pour effectuer ultérieurement l'opération d'aspiration de l'air. Le système étant fermé la pompe peut être activée (figure II.19).



Figure II.19 Début de mise sous vide

II.5.9. Installation de la pompe

On fixe la pompe sur un support (n'importe lequel, pourvu que sa stabilité et son immobilité soit assurée), on fait entrer environ 60mm de tuyau entre le film de mise sous vide et le feutre de drainage.

II.5.10.Polymérisation

Après l'application sous vide on vérifie qu'il n'y a pas de fuite, (figure II.20) puis on laisse le processus de polymérisation s'effectuer pendant huit heures. Après cette période on démoulera nos plaques.

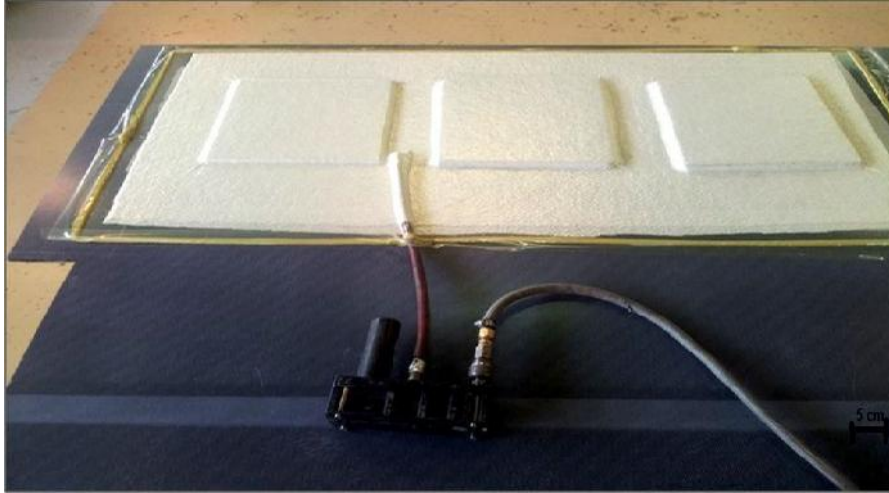


Figure II.20 Mise sous vide et polymérisation pendant 08 heures

II.5.11.Démoulage

On s'assure de l'extinction de la pompe. S'en suit un retrait du film de mise sous vide, puis du retrait du feutre de drainage ainsi que du tissu d'arrachage (dans l'ordre). On finalise le démoulage par un retrait des plaques sandwichs en nid d'abeille. (figure II.21)

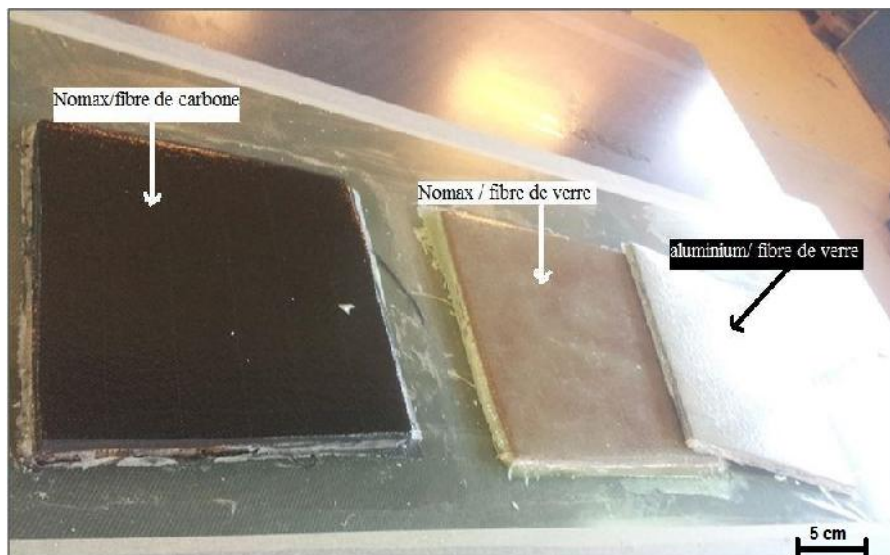


Figure II.21 Le démoulage et récupération des plaques

Chapitre III

Caractérisation

Mécanique

III.1. Introduction

Les essais mécaniques ont été réalisés au niveau du Laboratoire des Sciences et de Génie des Matériaux (LSGM) à la Faculté de Génie Mécanique et de Génie des Procédés (FGMGP) de l'Université des Sciences et de la Technologie Houari Boumediene (USTHB),

Les différentes plaques élaborées ont été caractérisées du point de vue mécanique : essai de flexion trois points. Ce dernier permet de mesurer de caractéristiques telles que le module de rigidité et le module de Young, la contrainte maximale en flexion et la flèche maximale.

III.2. L'essai de flexion

L'essai de flexion sur matériaux composites est largement utilisé en milieu industriel en raison de sa grande souplesse de mise en œuvre et de la simplicité géométrique des éprouvettes.

Les essais de flexion trois points est un essai mécanique permettant de caractériser le comportement mécanique de matériau étudié. Le principe d'essai de flexion est de déterminer l'aptitude à la déformation d'un matériau sur deux appuis avec une application de l'effort à mi-distance des appuis. Il est alors possible de mesurer en fonction de la charge appliquée, à une vitesse constante, les déplacements de la machine et la flèche. Les précautions à prendre pour ce type d'essai se situent principalement au niveau des appuis. En effet, l'éprouvette doit être parfaitement perpendiculaire au plan d'application de la charge. Les appuis doivent être assez éloignés les uns des autres pour ne pas mettre l'éprouvette en cisaillement pur.

Par conséquent cet essai reste un excellent moyen de contrôle qualité, ainsi qu'un outil de comparaison entre matériaux.

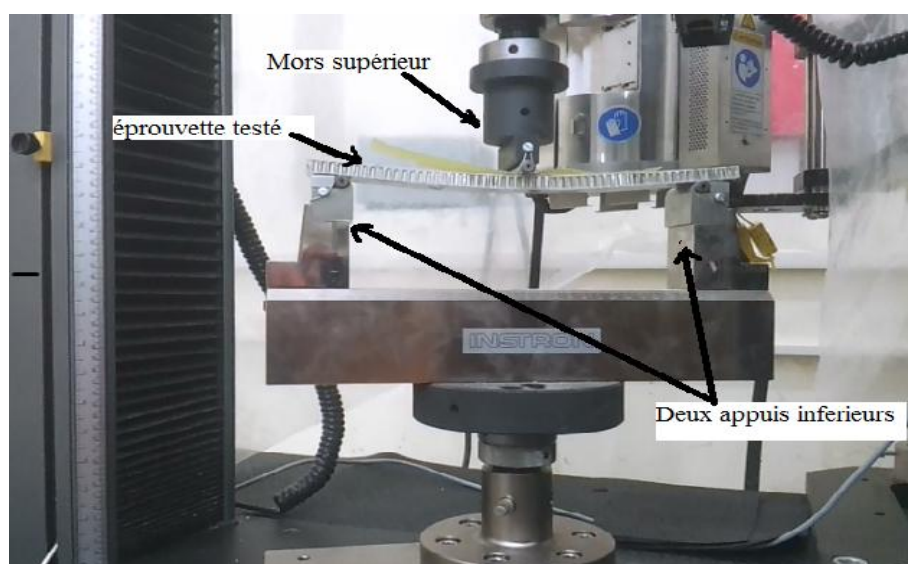


Figure III.1 Essai de flexion trois points.

III.3. Formules de calculs

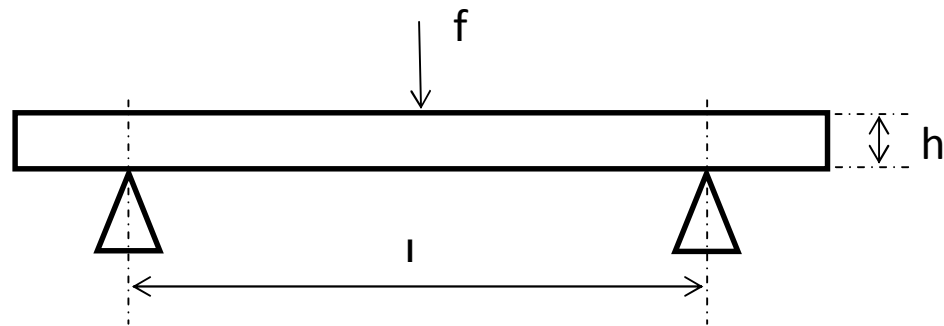


Figure III.2 Schéma de test de flexion trois points.

III.3.1. La rigidité en flexion

Les structures sandwichs sont généralement sollicitées en flexion ou en compression-flambement. Afin d'optimiser les caractéristiques des matériaux de l'âme et de la peau pour une application donnée, il convient donc de connaître leur comportement pour ce type de sollicitation. La grandeur caractéristique d'un matériau sandwich est sa rigidité en flexion, D est donné par la relation suivante :

$$D = \frac{(3l - 4L)L^2}{12} \times \frac{\Delta \text{ force}}{\Delta \text{ Déplacement}} \quad III.1$$

Avec :

l : distance entre appuis inférieur,

L : longueur de cisaillement, Pour un essai de flexion 3 points on a : $L = \frac{l}{2}$,

force : variation de la force, Et la force exprimée en N par unité de largeur (c'est-à-dire divisée par b),

Déplacement : variation de déplacement de flexion correspondant à force.

III.3.2. Le module de flexion "Young"

$$E = \frac{l^3}{4bh^3} \times \frac{\Delta \text{ force}}{\Delta \text{ Déplacement}} \quad III.2$$

Avec :

E : module de flexion,

l : distance entre appuis inférieur,

b : largeur de l'éprouvette,

h : l'épaisseur de l'éprouvette,

force : variation de la force,

Déplacement : variation de déplacement de flexion correspondant à force.

III.3.3. La contrainte maximale à la rupture

$$\sigma_r = \frac{3 F_{\max} \times l}{2bh^2} \quad III.3$$

Avec :

- σ_r : contrainte maximale,
- l : distance entre appuis inférieur,
- b : largeur de l'éprouvette,
- h : l'épaisseur de l'éprouvette,
- F_{\max} : la force maximale.

III.4. Dispositif expérimental

La recherche des propriétés mécaniques (rigidité, module de flexion, contrainte la déformation et la flèche 'déplacement') effective des structures sandwichs en nid d'abeille par un essai de flexion 03 points en utilisons une machine universelle de flexion type Instron modèle 5982 sera étudiée au cours de ce travail de magister.

III.5. Norme d'essai

Les essais ont été effectués, selon la norme MIL-STD-401 DIN 53291, avec une vitesse de chargement 3mm/min.

Pour vérifier la reproductibilité des résultats, un minimum de 5 éprouvettes par type de structure composite a été testé.

III.6. Dimensions des éprouvettes

Les dimensions des éprouvettes de flexion 03 points suivant la norme MIL-STD-401 DIN 53291 sont résumé dans le tableau III.1 :

Tableau III.1 les dimensions normalisées des éprouvettes

Longueur L (mm)	300
Largeur b (mm)	40
Epaisseur de peau t_f (mm)	1
Epaisseur de l'âme t_c (mm)	10
Distance entre les appuis l (mm)	250

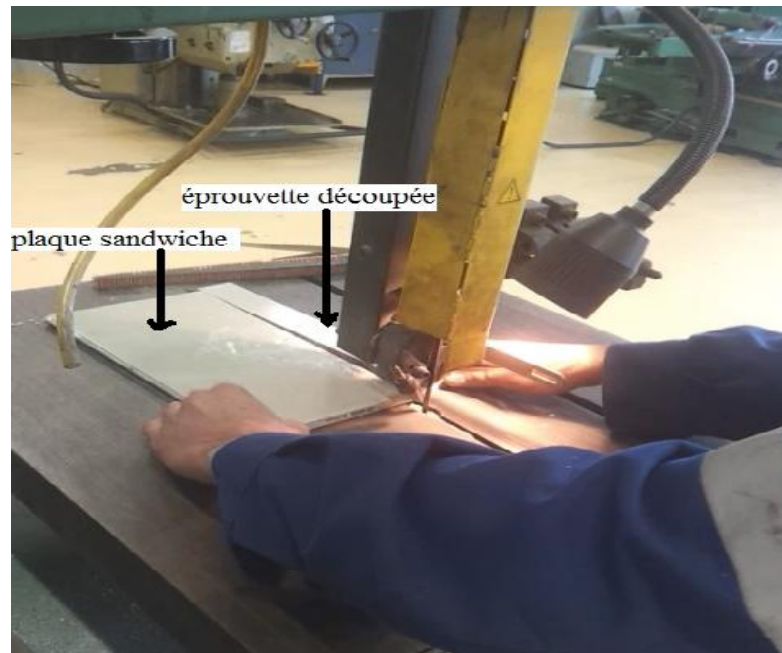


Figure III.3 Opération de découpage de la plaque sandwichs en éprouvettes

Après le découpage de différents plaques sandwichs on obtient cinq éprouvettes par type de sandwich qui nous à mentionnée sur son peau le numéro de l'éprouvette et son nom comme le montre la figure suivante.



Figure III.4 Les différentes éprouvettes préparées au teste de flexion

III.7. Machine de flexion utilisée

La machine utilisée est une machine universelle Instron de modèle 5982 ses caractéristiques techniques sont illustrés dans le tableau III.2.

Tableau III.2 Caractéristiques techniques de la machine d'essai

Modèle	Instron universelle
Référence	5982
Capacité maximale (KN)	100
Vitesse de chargement (mm/min)	de 0.00005 à 1016
compatible avec le logiciel	Bluehill 3

La figure III.5 illustre les différentes éprouvettes après avoir subir à le teste de flexion trois points.

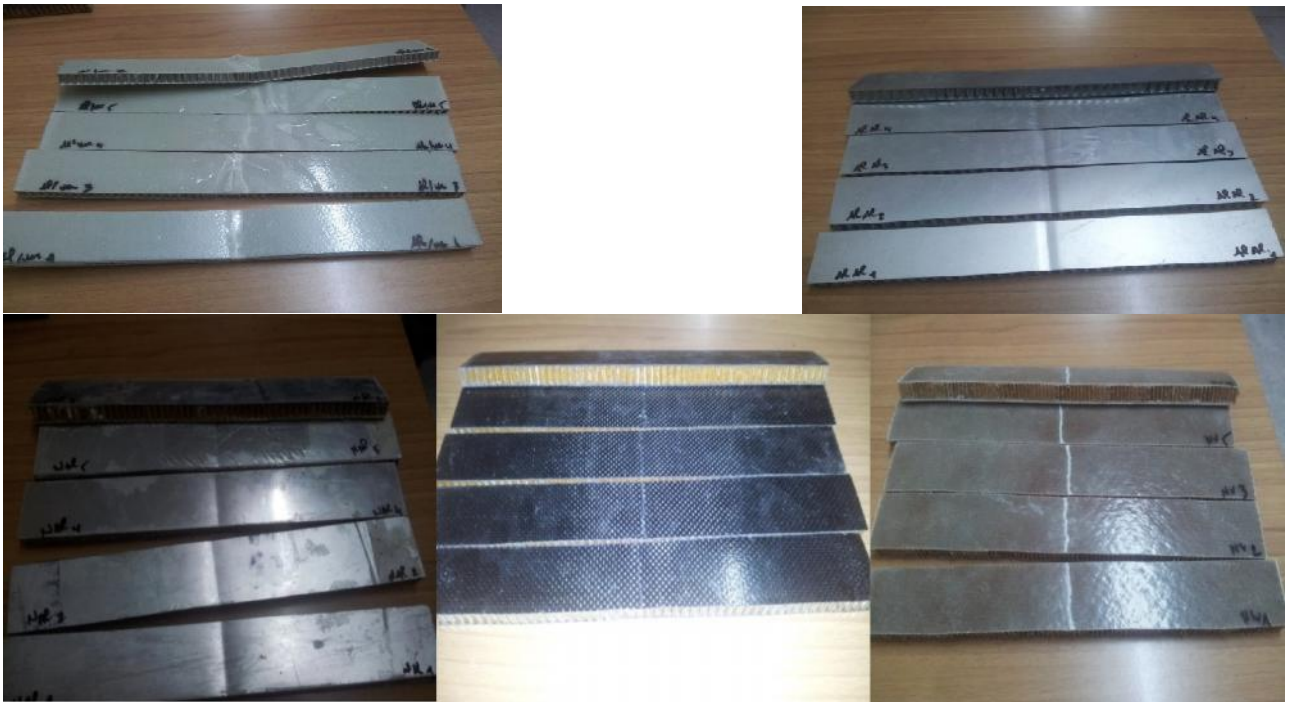


Figure III.5 Les différentes éprouvettes après le teste de flexion.

Dans ce chapitre nous avons présenté l'essai mécanique utilisé pour étudier notre matériaux, les différents formules de calculs ainsi que la norme suivi et la machine utilisée dans les essais de flexion trois points.

Le chapitre suivant sera consacré à l'étude numérique par l'utilisation du logiciel SolidWorks.

Chapitre IV

Étude Numérique

IV. Étude numérique des sandwichs en flexion trois points

L'étude numérique a pour but le développement de modèles fiables et prédictifs pour la simulation numérique du comportement des structures. Ces modèles numériques permettent de vérifier les résultats obtenus expérimentalement.

Lors de la simulation numérique, on suppose que quelque soit le mode d'assemblage des différentes couches, le lien est parfait entre les constituants l'âme/la peau.

L'étude de la flexion trois points a été effectuée en 3D, en utilisant SolidWorks.

IV.1. Définition

SolidWorks est un logiciel de CAO (Conception Assisté par Ordinateur). Il a été créé en 1993 par l'éditeur SolidWorks puis a été racheté en 1997 par la société Dassault Systèmes : la société à l'origine de CATIA, principal logiciel concurrent de SolidWorks.

Le logiciel SolidWorks permet de concevoir des pièces mécaniques en volume (pièce en 3 dimensions : 3D). L'utilisation de volumes géométriques simples (cubes, sphères, cônes, etc.) appelés solides permet la représentation de nombreuses pièces. Ce logiciel permet aussi de réaliser des dessins de définition [46].

IV.2. Fonctionnement

SolidWorks est un modéleur 3D utilisant la conception. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base: la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés.

Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SolidWorks. Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois,...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

La figure IV.1 présente notre modèle en 3D d'un sandwich en nid d'abeille aluminium/aluminium – alliage 2024-

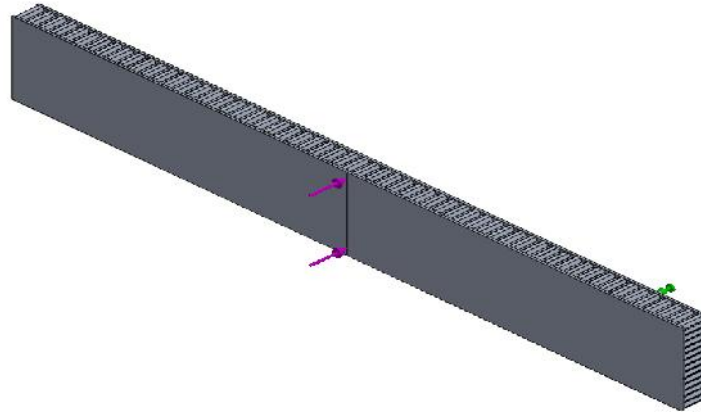
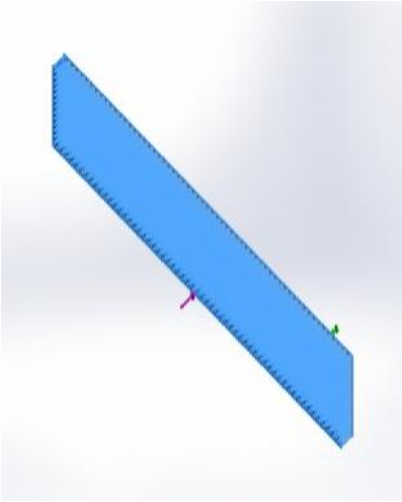


Figure IV.1 Model 3D de conception de l'éprouvette

Le tableau IV.1 présente les propriétés du matériau utilisé :

Tableau IV.1 Caractéristiques du matériau

Reference du modèle	Proprieties
	<p>Nom: Alliage 2024</p> <p>Type de modèle: Linéaire élastique isotropique</p> <p>Critère de ruine par défaut: Inconnu</p> <p>Limite d'élasticité: 7.58291e+007 N/m²</p> <p>Limite de traction: 1.86126e+008 N/m²</p> <p>Module d'élasticité: 7.3e+010 N/m²</p> <p>Coefficient de Poisson: 0.33</p> <p>Masse volumique: 2800 kg/m³</p> <p>Module de cisaillement: 2.8e+010 N/m²</p> <p>Coefficient de dilatation thermique: 2.3e-005 /Kelvin</p>

Pour faire l'étude de simulation, on commence par la détermination de paramètres de maillage comme suite :

On choisit le type de modèle statique, puis on spécifier le matériau utilisé, après on définit l'emplacement des appuis et des forces,

Et en fin on lance le maillage, et le résultat de tableau IV.2 fournie les Information sur le détail du maillage

Tableau IV.2Caractéristiques du maillage

Nombre total de noeuds	221911
Nombre total d'éléments	145873
Aspect ratio maximum	4087.6
% d'éléments ayant un aspect ratio < 3	2.64
% d'éléments ayant un aspect ratio > 10	74.9
% d'éléments distordus (Jacobien)	0
Durée de création du maillage (hh:mm:ss):	00:08:39
Nom de l'ordinateur:	ATELSTAT245B

La figure IV.2 expose le modèle en 3D après le maillage.

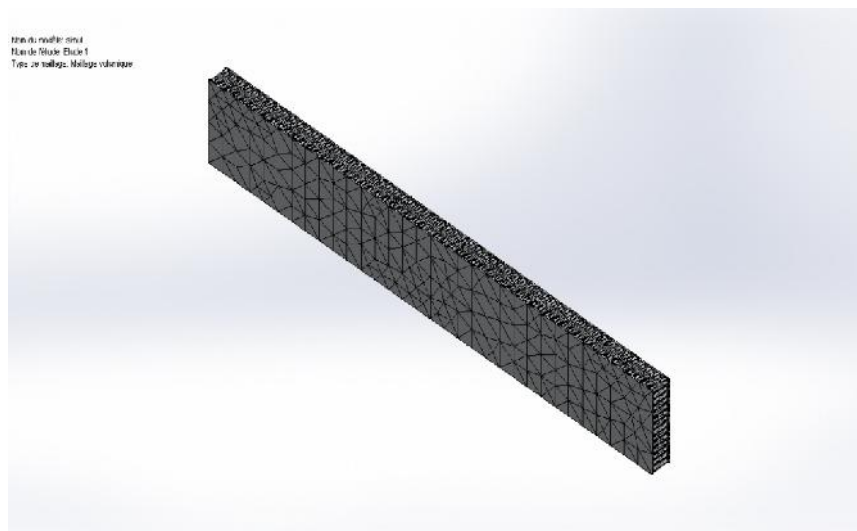


Figure IV.2 Modèle maillé

Le tableau IV.3 donne le nombre de nœud ainsi que le déplacement de flexion résultant de l’application de la force lors de la simulation.

Tableau IV.3 Résultat de simulation déplacement

Nom	Type	Min	Max
Déplacements1	URES: Déplacement résultant	0 mm Noeud: 144229	2.10775 mm Noeud: 185013
simul-Etude 1-Déplacements-Déplacements1			

La figure IV.3 nous fournit la valeur de déplacement de flexion et illustre la zone où le déplacement est maximum dans le milieu par la couleur rouge.

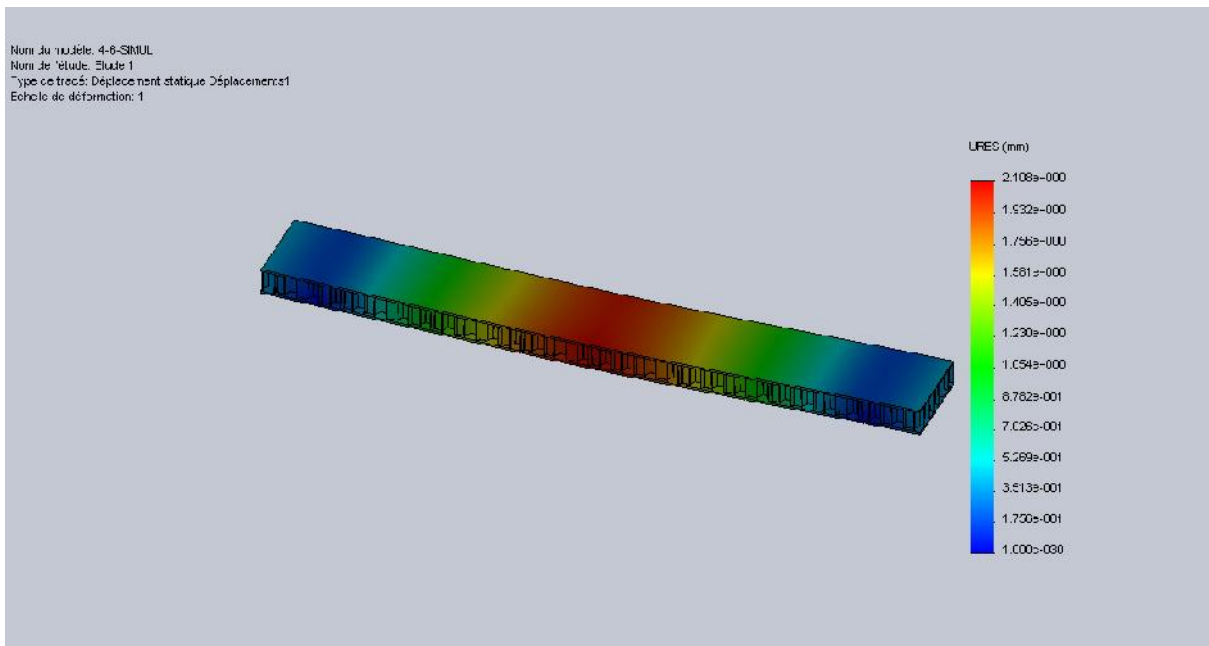


Figure IV.3 Représentation de déplacement

La figure IV.4 représente la répartition de la contrainte sur le modèle et illustre la zone où la contrainte est maximale dans le milieu par la couleur rouge.

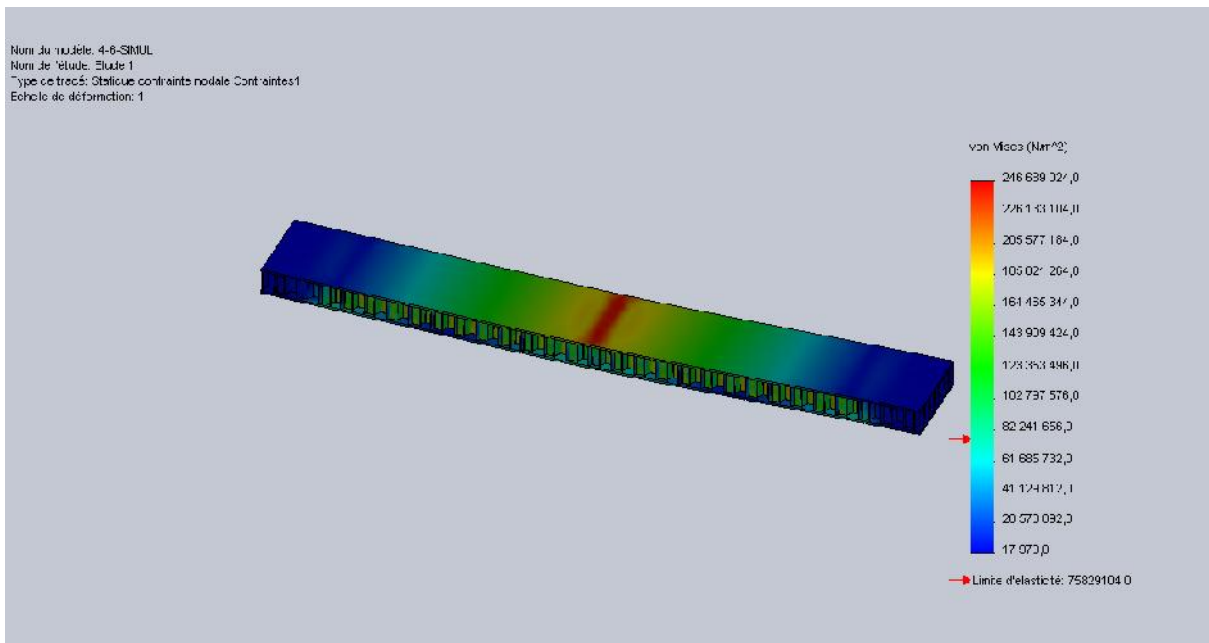


Figure IV.4 Représentation de contrainte

La figure IV.5 montre le modèle 3D déformé sous la charge appliquée de 1300 N.

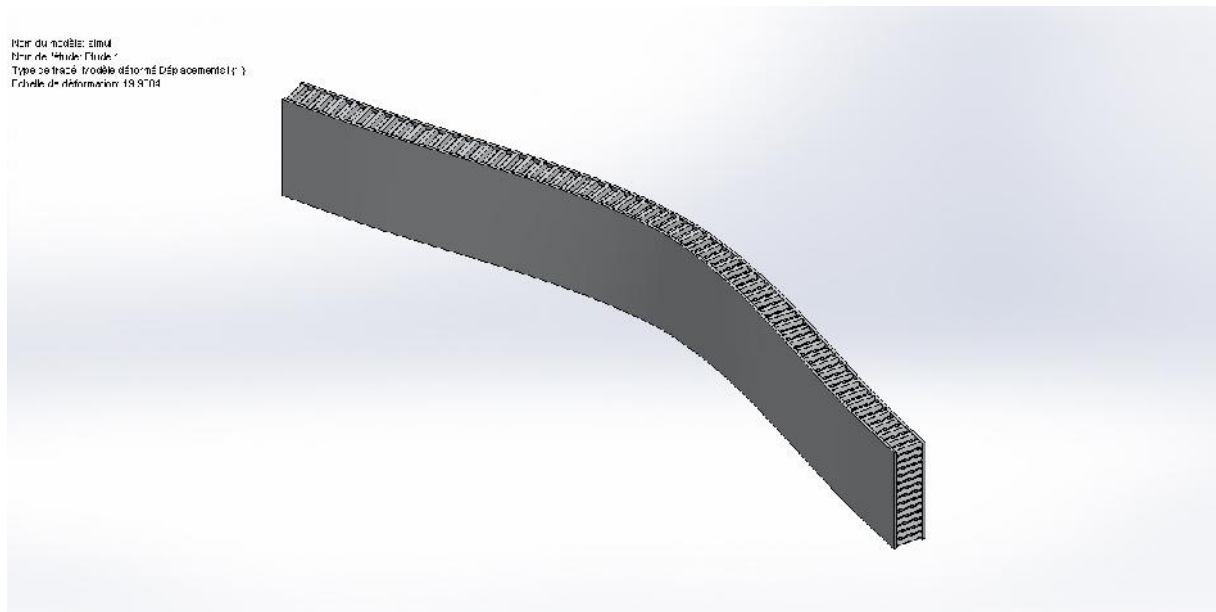


Figure IV.5 Modèle déformé.

L'utilisation de logiciel de simulation SolidWorks nous a permis de réaliser le test de flexion trois points sur un modèle similaire aux éprouvettes réelles testées expérimentalement.

Chapitre V

Résultats & Discussions

V. Résultats et discussions

La figure V.1 représente l'évolution de la charge en fonction du déplacement de flexion pour les trois éprouvettes de même échantillons **aluminium/aluminium** sollicités en flexion trois points.

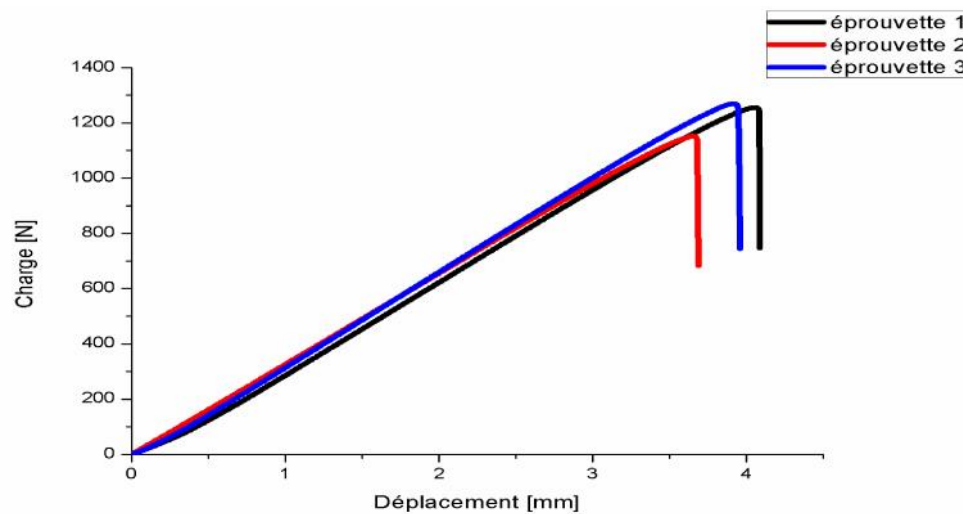


Figure V.1 Courbe charge/déplacement pour trois éprouvettes (Al/Al).

Ces courbes décrivent les phases principales suivantes:

- Une première, correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée F avec le déplacement de flexion (flèche) c'est la partie élastique.
- Une seconde phase, dans laquelle la charge maximale est atteinte; et la chute brutale de la charge est observée.

On résume les différentes caractéristiques mécaniques exploitées de ces courbes dans le tableau V.1:

Tableau V.1 Les différentes caractéristiques mécaniques du 1^{er} type de sandwich

Etiquette d'éprouvette	Al /Al	Al /Al	Al /Al	Moyenne
Module de flexion [GPa]	18.1	18	18.8	18.3
Charge Max [N]	1255	1151	1269	1225
Contrainte Max [MPa]	81.7	74.9	82.6	79.74
Déplacement Max [mm]	3.9	3.6	3.8	3.77
Module de rigidité 10^4 [N.mm]	261,6	259,9	271,5	264,3

Du tableau V.1 on peut résumer pour les différentes éprouvettes de sandwich aluminium/aluminium que :

- Le Module de flexion varie de 18 à 18,8 [GPa],
- La charge maximale varie de 1151 à 1269 [N],
- La contrainte maximale est dans l'intervalle 74,9 à 82,6 [MPa],
- Le module de rigidité varie de $259,9 \cdot 10^4$ à $271,5 \cdot 10^4$ [N.mm].

La figure V.2 représente l'évolution de la charge en fonction du déplacement de flexion pour les cinq éprouvettes de même échantillons **aluminium/stratifier époxyde fibre verre** sollicités en flexion trois points:

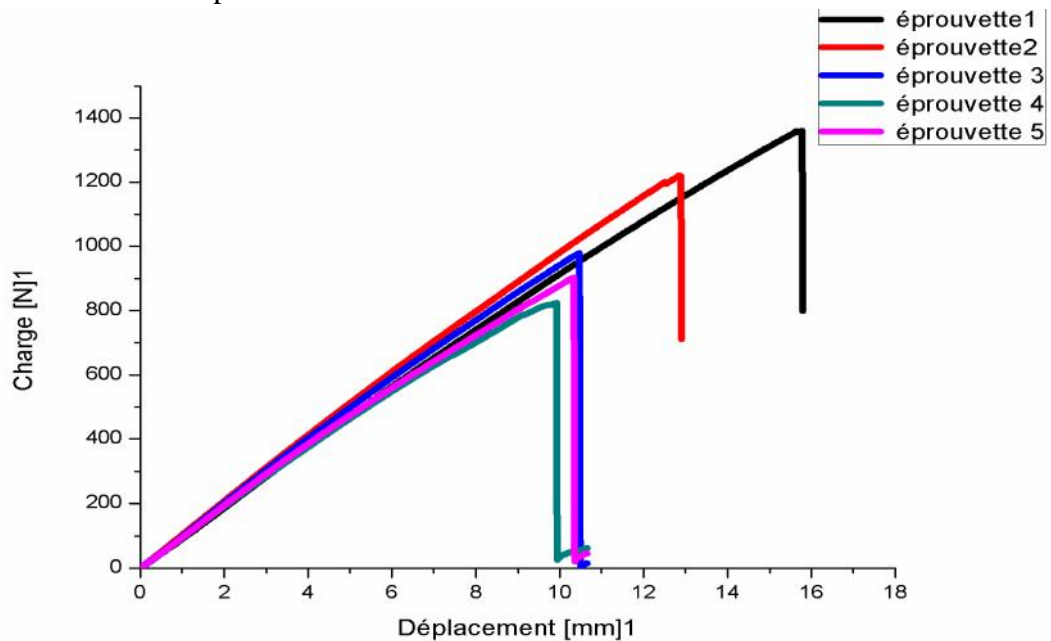


Figure V.2 Courbes charge/déplacement pour cinq éprouvettes (Al/ve).

Ces courbes décrivent les phases principales suivantes:

- Une première, correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée (F) avec le déplacement c'est la partie élastique du sandwich.
- Une seconde phase, dans laquelle la charge maximale est atteinte; et une chute brutale de la charge est observée.

On résume les différentes caractéristiques mécaniques exploitées de ces courbes dans le tableau V.2:

Tableau V.2 Les différentes caractéristiques mécaniques de 2^{ème} type de sandwich

Etiquette d'éprouvette	Al/verre	Al/verre	Al/verre	Al/verre	Al/verre	Moyenne
Module de flexion [GPa]	5.4	5.9	5.8	5.5	5.6	5,64
Charge Max [N]	1360	1221	980	824	903	1057.6
Contrainte Max [MPa]	88.5	79.5	63.8	53.7	58.9	68.8
Déplacement Max [mm]	15.7	12.8	10.4	9.8	10.2	11.7
Module de rigidité 10^4 [N.mm]	70,4	77,5	76,6	68,3	71,9	72,9

D'après ce tableau, on remarque pour les différentes éprouvettes de sandwich aluminium/stratifié époxyde fibre verre:

- Le Module de flexion varie de 5.4 à 5.9 [GPa],
- La charge maximale varie de 824 à 1360 [N],
- La contrainte maximale est dans l'intervalle 53.7 à 88.5 [MPa],
- Le module de rigidité varie de $68,3 \cdot 10^4$ à $77,5 \cdot 10^4$ [N.mm].

La figure V.3 représente l'évolution de la charge en fonction du déplacement pour les cinq éprouvettes de même échantillons **nomex/aluminium** sollicités en flexion trois points:

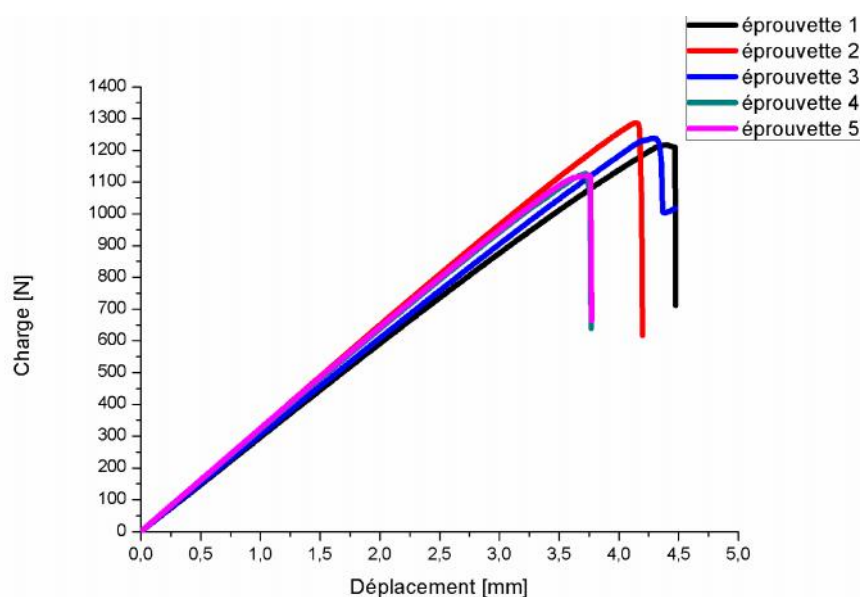


Figure V.3 Courbes charge/déplacement pour cinq éprouvettes (nomex/Al)

Ces courbes décrivent les phases principales suivantes:

- Une première, correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée F avec le déplacement c'est la partie élastique de notre sandwich.
- Une seconde phase, dans laquelle la charge maximale est atteinte; et la chute brutale de la force avec le déplacement.

Lorsqu'une structure sandwich est endommagée par délaminage, une chute brutale de la force avec le déplacement est observée. C'est pourquoi l'essai de flexion est souvent utilisé pour déterminer la qualité d'une interface [12].

On résume les différentes caractéristiques mécaniques exploitées de ces courbes dans le tableau V.3:

Tableau V.3 Les différentes caractéristiques mécaniques de 3^{ème} type de sandwich

Etiquette d'éprouvette	nomex/Al	nomex/Al	nomex/Al	nomex/Al	nomex/Al	Moyenne
Module de flexion [GPa]	16.8	18.6	17.2	18.1	17.7	17.68
Charge Max [N]	1218	1286	1278	1127	1121	1206
Contrainte Max [MPa]	79.3	83.7	83.2	73.4	73	78.5
Déplacement Max [mm]	4.4	4.15	4.26	3.72	3.74	4.05
Module de rigidité 10^4[N.mm]	225,06	251,94	243,91	246,31	243,69	242,18

De ces valeurs nous remarquons que pour les différentes éprouvettes de sandwich **nomex/aluminium** :

- Le Module de flexion varie de 16.8 à 18.6 [GPa],
- La charge maximale varie de 1121 à 1286 [N],
- La contrainte maximale est dans l'intervalle 73 à 83.7 [MPa],
- Le module de rigidité varie de $225,06 \cdot 10^4$ à $251,94 \cdot 10^4$ [N.mm].

La figure V.4 représente l'évolution de la charge en fonction du déplacement en flexion pour les cinq éprouvettes de même échantillons **nomex/stratifier époxyde fibre carbone** sollicités en flexion trois points:

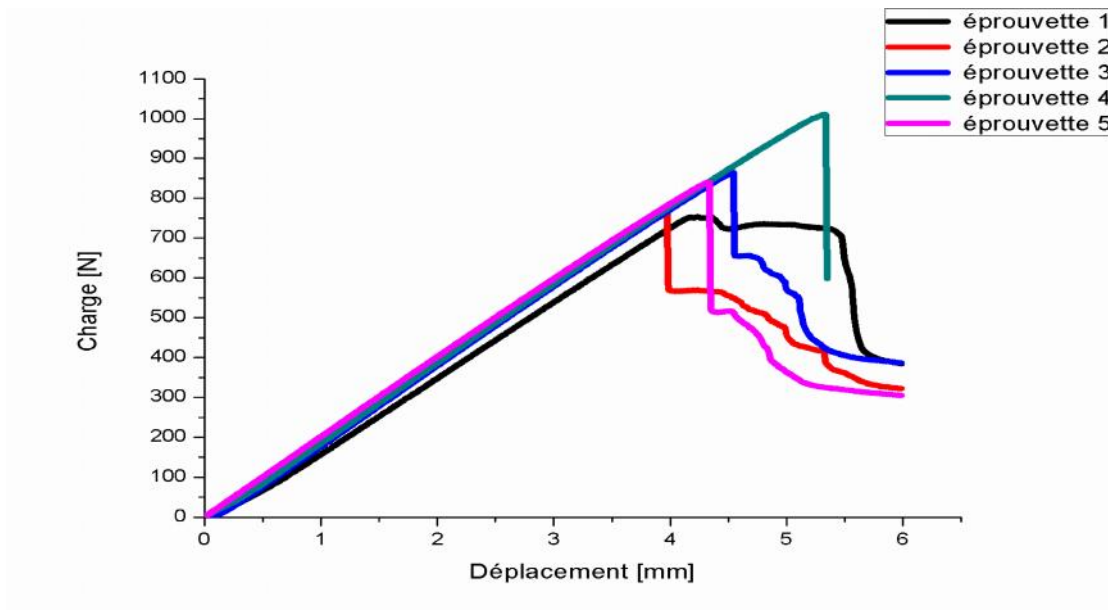


Figure V.4 Courbe charge/flèche pour cinq éprouvettes (nomex/carbone).

Nous remarquons d'après ces courbes l'existence de trois phases :

- La première phase correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée F en fonction du déplacement de flexion.
- La deuxième phase correspond à une chute brute de la charge.
- Enfin, une troisième phase qui correspond à une chute progressive de la charge en fonction du déplacement en flexion. Dans certains cas, nous observons un palier dû, probablement selon [47] à l'indentation de nid d'abeille sous la charge de la traverse.

On résume les différentes caractéristiques mécaniques exploitées de ces courbes dans le tableau V.4:

Tableau V.4 Les différentes caractéristiques mécaniques de 4^{ème} type de sandwich

Etiquette d'éprouvette	nomex/ carbone	nomex/ carbone	nomex/ carbone	nomex/ carbone	nomex/ carbone	Moyenne
Module de flexion [GPa]	10.8	11.4	11.5	11.4	11.4	11.3
Charge Max [N]	754.5	768.5	864.9	1012.2	840.6	848.14
Contrainte Max [MPa]	79.3	83.7	83.2	73.4	73	78.52
Déplacement Max [mm]	4.2	3.95	3.96	5.32	4.32	4.3
Module de rigidité 10^4 [N.mm]	146,0	158,3	177,7	154,8	158,3	159

On peut tirer du tableau V.4 pour les différentes éprouvettes de sandwich **nomex/ stratifié époxyde fibre carbone** les valeurs suivants :

- Le Module de flexion varie de 10,8 à 11,5 [GPa],
- La charge maximale varie de 754 .5 à 1012. 2 [N],
- La contrainte maximale est dans l'intervalle 73 à 83.7 [MPa],
- Le module de rigidité varie de 146.10^4 à $177,7.10^4$ [N.mm].

La figure V.5 représente l'évolution de la charge en fonction du déplacement de flexion ainsi la contrainte de flexion en fonction de déformation pour les cinq éprouvettes de même échantillon **nomex/ stratifié époxyde fibre verre** sollicités en flexion trois points:

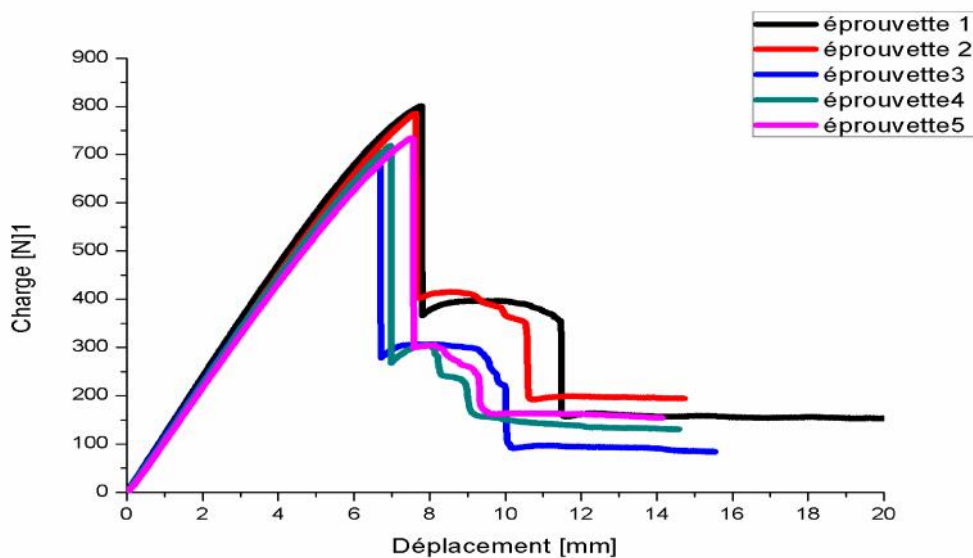


Figure V.5 Courbe charge/flèche pour cinq éprouvettes (nomex/verre).

Ces courbes décrivent les phases principales suivantes:

- La première phase correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée F avec la flèche ;
- La deuxième phase est la fin de l'augmentation linéaire, dans laquelle la charge maximale est atteinte ; puis on observe une diminution brutale de la charge appliquée.
- la troisième phase qui correspond à un palier dû, probablement selon [47] à l'indentation de nid d'abeille sous la charge la traverse
- une quatrième phase qui correspond à une autre diminution brutale de la charge appliquée.
- Enfin une cinquième phase qui correspond à un palier où la charge appliquée est faible et constate.

On résume les différentes caractéristiques mécaniques exploitées de ces courbes dans le tableau V.5:

Tableau V.5 Les différentes caractéristiques mécaniques de 5^{ème} type de sandwich

Etiquette d'éprouvette	nomex/ verre	nomex/ verre	nomex/ verre	nomex/ verre	nomex/ verre	Moyenne
Module de flexion [GPa]	6.8	6.6	6.5	6.5	6.3	6.54
Charge Max [N]	801.9	784.9	678	719.5	734.7	743.8
Contrainte Max [MPa]	52.2	51.1	44.1	46.8	47.8	48.4
Déplacement Max [mm]	7.78	7.52	6.69	6.92	7.47	7.3
Module de rigidité 10^4 [N.mm]	83,88	84,86	82,39	84,53	79,96	83,12

Du tableau V.5 on remarque pour les différentes éprouvettes des échantillons **nomex/ stratifié époxyde fibre verre** que :

- Le Module de flexion varie de 6.3 à 6.8 [GPa],
- La charge maximale varie de 678 à 801.9 [N],
- La contrainte maximale est dans l'intervalle 44,1 à 52,2 [MPa],
- Le module de rigidité varie de $79,96 \cdot 10^4$ à $84,86 \cdot 10^4$ [N.mm].

Les résultats obtenue par la simulation numérique du SolidWorks est données dans le tableau V.6:

Tableau V.6 Résultat de simulation de SolidWorks.

Grandeur	Résultat
La contrainte Max [MPa]	246,6
La charge appliquée [N]	1300
Déplacement Max [mm]	2,11
Module de rigidité 10^4 [N.mm]	500,9

Le tableau V.7 résume les modules de rigidité de chaque type de sandwich testé:

Tableau V.7 Récapitulatif de rigidité pour les différents sandwichs.

Type de sandwich	Module de rigidité moyenne 10^4 [N.mm]
Nomex/verre	83,1
Nomex/carbone	159
Nomex/Al	242,1
Al/verre	72,9
Al /Al	264,3
Al /Al (SolidWorks)	500,9

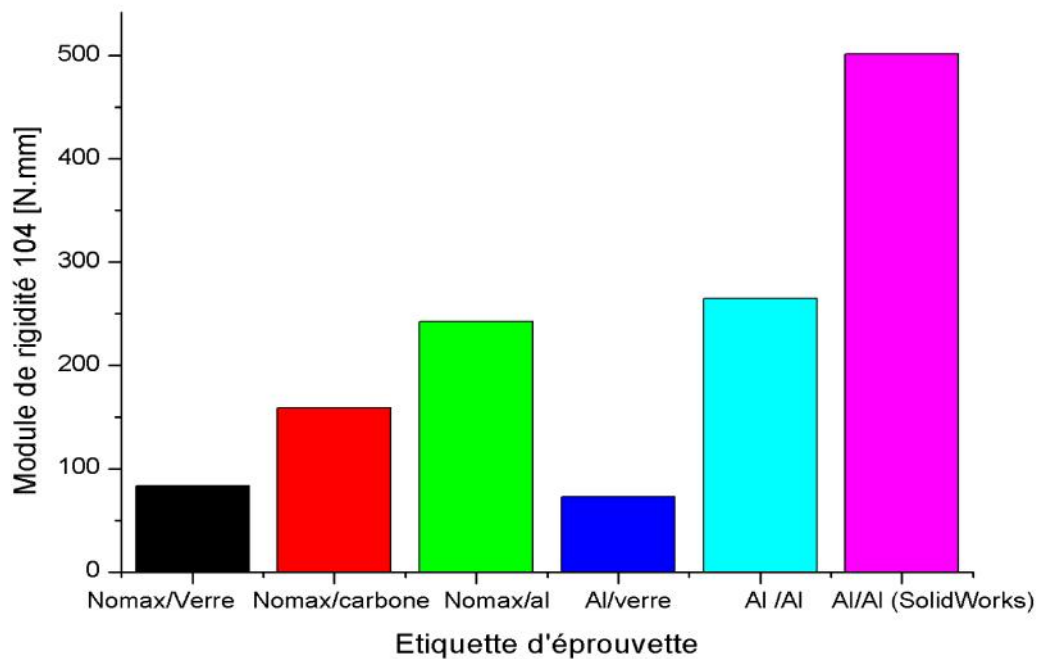


Figure V.6 Histogramme du module de rigidité de différents sandwichs

De l'histogramme de la figure V.6 on remarque bien que :

- Le sandwich Al/Al a le module de rigidité le plus élevé suivi par le sandwich nomex/alum.
- Le sandwich nomex/carbone a un module de rigidité bonne parmi les cinq types de sandwichs étudiés.
- Le sandwich nomex/verre et le sandwich Al/verre ont le module le plus faible.
- Le module de rigidité trouvé par le SolidWorks est plus élevé que celui trouvé par les essais expérimentaux, parce que ce logiciel prend le sandwich en nid d'abeille comme un matériau homogène isotrope ce qui n'est pas valide.

Le tableau V.8 résume les déplacements à la limite d'élasticité de chaque type de sandwich :

Tableau V.8: Récapitulatif des flèches de flexion pour les différents sandwichs.

Type de sandwich	Déplacement maximale [mm]
Nomex/verre	7.2
Nomex/carbone	4.3
Nomex/Al	4
Al/verre	11.7
Al /Al	3.7
Al /Al (SolidWorks)	2,1

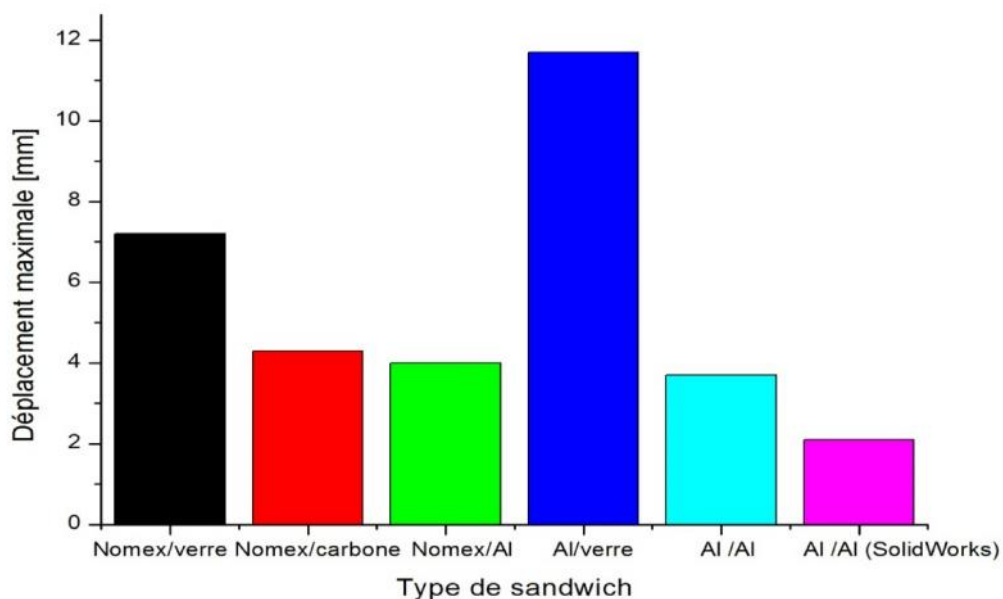


Figure V.7: Histogramme des flèches maximales pour chaque type de sandwich.

De la figure V.7 qui présente l'histogramme du déplacement en flexion (flèches) de chaque type de sandwich dans son limite d'élasticité on peut tirer les remarques suivantes :

- Le sandwich Al/verre à là le flèche le plus élevée (11.7 mm) parmi les cinq nuances suivi par le sandwich nomex/verre (7.2 mm). C'est pour ces caractères que les constructeurs des avions utilisent ces types des sandwiches dans les structures secondaires (cloison et les panneaux de soute ...etc.).
- Les sandwiches nomex/carbone, nomex/Alet Al/Al ont des valeurs très proches (4.3 mm, 4 mm et 3.7 mm respectivement) ces valeurs sont moyenne d'où l'utilisation de ces types des sandwiches dans les structure de base du fuselage des avions (ailes, porte de train avant et gouverne de direction ...etc.).
- Le résultat obtenu par simulation numérique (2.1 mm) est plus faible que le résultat expérimental.

Conclusion

Générale

Conclusion générale

Actuellement l'aéronautique utilise de plus en plus de matériaux composites en déployant une stratégie de reconversion des anciennes structures métalliques en matériaux nouveaux tels que sandwich, carbone, céramiques, pour tendre vers Le « tout composite ».

Nous avons pu effectuer la caractérisation des échantillons ainsi obtenus et les soumettre à des tests mécaniques de flexion qui sont les mieux adaptés aux conditions réelles sous lesquelles ces matériaux sont principalement utilisés, c'est-à-dire dans l'aéronautique et nous avons aussi procédé à une caractérisation numérique sur les composites aluminium/aluminium à l'aide du logiciel SolidWorks.

Voici les conclusions que nous avons pu dégager :

- Les échantillons nid d'abeille aluminium/aluminium ont une grande résistance à la flexion, par raison de son module de rigidité qui est fort. Suivi par Les échantillons nomex /aluminium qui ont subi un décollement lors de l'essai de flexion et ses résultats ont été très proches de ceux obtenus pour les échantillons Al/Al.
- L'endommagement par délaminage est contrôlé par la qualité de l'interface entre le cœur et les parements. Les propriétés de cohésion sont difficilement quantifiables lorsque la limite élastique de l'un des matériaux est faible. Qualitativement, il est observé que l'interface est plus sollicitée quand les deux matériaux sont rigides par rapport au cas où l'un des deux est souple. Dans le second cas, la déformation a préférentiellement lieu dans le matériau souple. Puisque les propriétés de l'interface sont beaucoup plus dispersées et beaucoup moins accessibles que les propriétés des matériaux constitutifs, le type d'interface et le procédé utilisé sont généralement choisis pour assurer une cohésion supérieure à la limite à rupture du matériau de cœur.
- La rupture des sandwichs multicouches se caractérise par:
 - un flambement des cellules du nid d'abeilles ;
 - une indentation des peaux sous la barre d'appuis ;
 - un décollement local entre peau et matériau d'âme et au niveau des couches intermédiaires.
- Les propriétés mécaniques des sandwichs varient avec différents peaux (stratifié de fibre de verre, de carbone ou tôle d'aluminium).

Ce travail nous a permis d'approfondir nos connaissances sur la modélisation numérique en utilisant un des moyens les plus sophistiqués en conception des structures le logiciel SolidWorks c'est un acquis d'une grande valeur pour la recherche. Il est important de souligner par la suite de notre étude, l'importance de bien choisir le logiciel de simulation numérique le plus adapté à l'étude comme par exemple l'Abacus.

Perspectives et recommandations

Le présent travail à tenter une première approche d'élaborer différentes structure en nids d'abeilles en gardent la même épaisseur.

Les étapes suivantes constitueront donc à modifier le sandwich considéré (du matériau de peau une fois, et du matériau de l'âme en deuxième fois, etc.) dans le but d'optimiser les performances mécaniques de la structure. Malgré les améliorations à apporter pour optimiser une poutre en nids d'abeilles ainsi que son comportement aux différentes charges, l'étude de faisabilité ainsi que les possibilités d'application sur des structures complexes pourront être envisagées plus tard. Dans ce même contexte et dans le but d'orienter d'avantage des recherches futures, nous proposons quelques recommandations :

Pour mieux percevoir les différentes caractéristiques mécaniques des composites sandwichs et les exploiter convenablement, nous suggérons de faire des études de comportement de ces sandwichs sous impact et avec des essais de fatigues.

Avec des moyens informatiques encore plus puissants, considérer la poutre réelle et la modéliser avec les systèmes de fixation. Analyser son comportement mécanique sous l'effet d'une charge répartie sur le panneau et non d'une force linéaire sur son milieu.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] REYNE M. "Technologies des composites" (3^{ème} édition revue et augmentée). - Paris : Hermès, 1998.
- [2] Composite Materials in Aircraft Structures, Aircraft Engineering, juillet.1989.
- [3] Jérôme Pora, Airbus S.A..S. Et Jacques CINQUIN, Les composites s'envolent dans L'Airbus A380, CCR EADS, Juillet2002
- [4] GAY D., "Matériaux composites", 3^{ème} édition, Hermès, 1997,
- [5] BERTHELOT J.-M., "Matériaux composites, Comportement mécanique et analyse des structures", 3^{ème} édition 1999,
- [6] L.J. Gibson, M.F. Ashby. "Cellular solids: Structure and properties". Cambridge: 2nd edition Cambridge University Press, 1997.
- [7] Rudd C.D., Long, A.C. "Liquid molding technologies: Resin transfer molding, structural reaction injection molding and related processing techniques". Wood head Publishing Limited, 1997, 304p. ISBN1855732424.
- [8] Potter K.D. "History of the resin transfer molding for aerospace applications". Composites: Part A, 1999, vol. 30, pp. 757–765.
- [9] Parnas R.S. "Liquid composite molding". Hanser Garner Publications, 2000, p 170. ISBN1–56990–287–9.
- [10], A.G. Evans, J.W. Hutchinson, M.F. Ashby. "Cellular metals.Solid State Mater.Sci". 3, 1998: 288-303.
- [11] Hexcel Composite. Hex Web honeycomb sandwich design technology. <http://www.hexcelcomposite.com>.
- [12] Pierre LHUISSIER .Laurent LASZCZYK "Caractérisation des structures sandwich ". m5815. Techniques de l'Ingénieur 10/12/2012.
- [13] Triantafillou T. C, Gibson L. J., Materials Science and Engin, 95:37-53, 1987
- [14] Jin Dai, Hahn H., composite structure, 61: 247-253, 2003
- [15] Avila A. F., composite structures, 81: 323-330, 2007
- [16] Yoshi A., Advanced Composite Materials, 2(4): 289-305, 1992
- [17] Thomsen O. T., Composite structures, 30: 85-101, 1995.
- [18] Belouettar S, Abbadı A, Azari Z, Belouettar R, Freres P., Composites structures, 87:265-273, 2009.
- [19] O. T. Thomsen and W. M. Banks, "An improved model for the prediction of intra-cell buckling inCFRP sandwich panels under in-plane compressive loading ",Composite Structures, vol. 65, pp.259-268, 2004.
- [20]. LAURIN Frédéric. Introduction générale sur les matériaux composites. Retour sur innovation, Edition Onera, 2011, 82p.
- [21] Schmitt Y., "Approches rhéologiques et mécaniques des matériaux composites à fibres courtes" Thèse de l'université de Metz, 1999.
- [22] J.PAYAN,"Etude du comportement de composites stratifiés sous chargement statique et de fatigue ", Thèse de PhD, Université de la méditerranée – Aix – Marseille
- [23] J.DEOCON, " Sélection des matériaux et des procédés de mise en œuvre ", Brême juin 1999
- [24] P.LEMOINE, L.SALVO, D.LANDRI, "Optimum design of metal foam in sandwich structures using genetic ", Metal structures, Breme, juin 1999

- [25] M.TAURATIER, M.THOUROT, "Modes de ruine de panneau composite sandwich ", janvier 2002
- [26] M.GEOFFREY, A.TESSIER "order bending theory for laminated composite and sandwich beams", structure division USA 1998 PP 565-576
- [27] G-Q-LI, "Stress concentration and local behavior of prestressed composite laminates, sandwich plates with overhangs in cylindrical bending", Composite structures 42 1998, PP 203-215
- [28] F.NORIOT, J.F FERRERO, J.J BARREAU, B.CASTANIE,"Analyse d'inserts pour les structures sandwichs composites ", Mec.Ind 2000, PP 241-249
- [29] A.CORIGLIANO, E. RIZZI, E.PAPA "Experimental characterization and numerical simulation of syntactic –foam/glass –fiber composite sandwich", composite and technology, 60 2000, PP 2169-2180
- [30] Y.B.CHO, R - C. AVERILL," First order zigzag sublimated plate theory and finite element model for laminated composite and sandwich panels ", Composite structures, 50 2000, PP 1-15
- [31]G.DEMELIO, K.GENOVES, C.PAPPA "An experimental investigation of static and fating behavior of sandwich composite panels joined by fasteners", composite B 3, 2001, PP 299 – 308
- [32] B.K.HADI, F.L.MATTHEWS,"Buckling of anisotropic sandwich panels containing holes" PARTI overall buckling ", Composite structures, 52 2001, PP205-216
- [33] V. POLYCOV,"Stress concentration in bending of sandwich orthotropic panels under point forces", Composite structures, 48 2000, PP 177-181
- [34] H. Allen, "Analysis and design of structural sandwich panel's", vol. 51: Pergamum press Oxford, 1969.
- [35] D. Zenkert, et al., "An introduction to sandwich construction: Engineering Materials Advisory Services", 1995.
- [36] Y. Frostig, et al., "High Order Theory for Sandwich Beam Behavior with Transversely Flexible Core," Journal of Engineering Mechanics, vol. 118, p. 1026, 1992.
- [37] V. Sokolinsky, et al., "Special behavior of unidirectional sandwich panels with transversely Flexible core under statical loading," International Journal of Non-Linear Mechanics, vol. 37, p.869-895, 2002.
- [38] V. Sokolinsky, et al., "Experimental and analytical study of nonlinear bending response of Sandwich beams," Composite Structures, vol. 60, pp. 219-229, 2003.
- [39] L. Gibson and M. Ashby, Cellular solids: structure and properties: Cambridge Univ Press, 1999.
- [40] J. Zhang, "The mechanics of foams and honeycombs", 1989.
- [41] J. Zhang and M. Ashby, "The out-of-plane properties of honeycombs", International journal of Mechanical Sciences, vol. 34, pp. 475-489, 1992.
- [42] A.SAIDI, P. COOREVITS, H.JAFFAL, " Solution 3D par homogénéisation d'une structure sandwich et retour à l'échelle macroscopique", LMCA, Université de Picardie jules verne, 2001
- [43] Y.AMINANDA, B.CASTANIE, JJ.BARREAU, P.THERVENE "Etude expérimentale et modélisation du comportement en compression des structures nid d'abeilles ", Journal de physique III proceeding 12Issue 11,2002 PP 219-226
- [44]. TRAN, Anh Tuan." Etude du délaminage en mode II de composites unidirectionnels soumis à des sollicitations rapides : approche globale et approche locale". Thèse de doctoraten

- mécanique et matériaux. Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, Paris, juin 2011, 225 p.
- [45] Document interne de l'entreprise Air Algérie
- [46] Tutorial de SolidWorks 2010.
- [47] Ahmed Abbadi et al "Experimental and numerical characterization of honeycomb sandwich composite panels ", Elsevier ,SimulationModelling Practice and Theory 17 (2009) 1533–1547

