

**E.N.S.T**

المدرسة الوطنية العليا للتكنولوجيا  
Ecole Nationale Supérieure de Technologie



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

**République Algérienne Démocratique et Populaire**

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique**

Département : Génie mécanique et génie De la production

Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme de  
**INGENIEUR D'ETAT EN GENIE MECANIQUE ET GENIE DE LA  
PRODUCTION**

Spécialité  
**Ingénierie mécanique**

Thème

**Elaboration et caractérisation statique et dynamique  
d'un matériau composite : structure sandwich pour  
les applications aéronautiques**

Réalisé par  
**BOUREZEKALLAH Khaoula**

Les membres de Jury :

<b>Mr. LAOUICI Hamdi</b>	Président (ENST)
<b>Mr. ATMANI Youcef</b>	Examinateur (ENST)
<b>Mr. ATOUT Malik</b>	Examinateur (ENST)
<b>Mme. HALIMI Amel</b>	Encadrante(EMP)
<b>Mme. REZIG Naima</b>	Co-Encadrante (ESTA)
<b>Mr. HEMMOUCHE Larbi</b>	Invité

Alger, le 27/09/2023

Année universitaire 2022-2023

# *Dédicace*

*Je remercie d'abord mon dieu qui m'a donné la santé, la volonté et la  
patience pour réaliser ce modeste travail*

*A mes très chers parents pour leur patience, leurs encouragements et  
leur soutien au cour de mon cursus d'étude.*

*A madame SAFTA SARAH et ses deux enfants ABDELKADER et LINA*

*A mes frères et mes sœurs*

*A toute mes familles : BOUREZEKALLAH, SAFTA*

*A mes très chère amies : Sarah, Aya, Kamar,  
Youssera, Maya, Fatma, Celia, Asma, Rafika , Fairouz  
Chaima, Rachida, Rayenne, Nawel, Soumia, Elhouaria*

*A mes encadrant promoteurs : Mr .BELOUACHRANI, Mme. HALIMI et  
Mme. REZIG*

*A madame DJAMAI SAMIA*

*A mes collègues de promotion d'ingénieur en mécanique*

*A mes professeurs et camarade de l'école national supérieure de  
technologie*

*Département de Génie mécanique et productique*

## **Remerciement**

*Tout d'abord je tiens à remercier ALLAH clément et miséricordieux d'avoir donné la santé, le courage et l'amour de savoir pour confronté ce domaine et la force de rédigé ce travail.*

*En premier lieu je voudrais exprimer mes sincères remerciement envers mes encadrant promoteur Mr.BELOUACHRANI, Mme.REZIG et Mme. HALIMI pour leur soutien, disponibilité, générosité et l'accueil chaleureux*

*Mes vifs remerciements iront aux membres de jury d'avoir accepté à examiner mon travail*

*Je voudrais remercier tout particulièrement Mme.SAFTA pour son soutien moral*

*Je tiens également à remercier toute les personnes qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce projet*

## Sommaire :

Liste des figures.....	i
Liste des tableaux .....	iii
Liste des abréviations .....	iv
Introduction générale.....	1
I Etude Bibliographique.....	3
I.1 Introduction.....	3
I.2 Définition d'un matériau composite .....	3
I.2.1. Microstructure d'un matériau composite .....	3
I.2.2 Propriétés mécaniques du pli.....	10
I.2.3 Mise en forme.....	11
I.2.4 Domaine d'application .....	14
I.3 Matériaux composites structuraux .....	16
I.3.1 Composites monocouches .....	17
I.3.2 Composites stratifiés .....	17
I.3.3 Structures sandwiches .....	19
I.4 Endommagement des matériaux composites.....	21
I.4.1 Mécanisme de rupture .....	22
I.4.2 Phases d'endommagement .....	24
I.4.3 Techniques de détection de l'endommagement.....	26
I.5 Conclusion .....	27
II Procédures expérimentales .....	28
II.1 Introduction.....	28
II.2 Matériaux d'étude .....	28
II.2.1 Peau .....	28
II.2.2 Âme .....	32
II.2.3 Configuration de la structure sandwich .....	34
II.3 Elaboration des échantillons .....	34
II.3.1 Technique d'élaboration .....	34
II.3.2 Préparation et découpage des éprouvettes .....	40
II.4 Techniques de caractérisation : .....	43
II.4.1 Caractérisation quasi-statique:.....	44
II.4.2 Caractérisation dynamique .....	46
II.5 Conclusion .....	48

III	Résultats et discussions .....	49
III.1	Introduction .....	49
III.2	Essai de traction .....	49
III.3	Essai de flexion trois point et l'essai de cisaillement.....	51
III.4	Essai d'impact .....	54
III.5	Conclusion.....	59
	Conclusion générale.....	60
	Références bibliographiques.....	61

## Liste des figures

Figure I-1 : Matériaux composites anciens [1].....	3
Figure I-2:Composition général des matériaux composites .....	4
Figure I-3:Famille des matrices [2] .....	4
Figure I-4:Principaux matériaux de renfort .....	6
Figure I-5:Structures géométriques des composites (a) fibre longue, (b) fibre courte, (c) particules.....	6
Figure I-6:Différents types de tissage :a) toile ou teftas ,b)sergé ,c) satin .....	7
Figure I-7:Fibre de verre [7].....	7
Figure I-8:Fibre de carbone [10] .....	8
Figure I-9:Fibre d'aramide [10] .....	9
Figure I-10:Role de l'interface dans une composite .....	10
Figure I-11:Procédé de moulage par contact [11] .....	11
Figure I-12:Moulage au contact par projection [11] .....	12
Figure I-13:Principe de moulage par injection [13] .....	13
Figure I-14:Moulage SMC [13].....	13
Figure I-15:Enroulement filamentaire [13] .....	14
Figure I-16:Matériaux composites dans l'industrie [14].....	15
Figure I-17:Constituants des structures composites multicouches [19].....	17
Figure I-18:Différents types d'un stratifié .....	17
Figure I-19:Stratifié symétrique de 5 couches.....	18
Figure I-20:Trois stratifiés de quatre plis Trois stratifiés de quatre plis (a) $[0]_4$ (b) ; $0/90_s$ ; c; $+45/-45_s$ .....	18
Figure I-21:Convention de signe pour la désignation du stratifié .....	19
Figure I-22:Constituants d'une structure sandwich [20].....	19
Figure I-23:Différents types d'âmes [21] .....	20
Figure I-24:Différents types des semelles [21] .....	21
Figure I-25:Illustration du procédé d'assemblage peaux/âme [22].....	21
Figure I-26:Principaux échelles de dégradation des matériaux composites [23] .....	22
Figure I-27:Rupture de fibre [24] .....	22
Figure I-28:Rupture transverse de la matrice [24].....	23
Figure I-29:Rupture longitudinal de la matrice [24] .....	23
Figure I-30:Décohésion fibre-matrice [24].....	24
Figure I-31:Mécanisme de rupture des stratifiés hybrides [25].....	24
Figure I-32:Propagation de la rupture dans le cas d'une forte adhérence fibre-matrice [26] ...	25
Figure I-33:Propagation de la rupture dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice [26]..	25
Figure I-34:Surface de rupture dans le cas d'une faible adhérence [26].....	26
Figure I-35:L'endommagement des structures composite par choc ,a)Un avion endommagé par Vautour fauve ,b)Impact de grêle [27] .....	27
Figure II-1: Différents échelles de l'hybridation [28].....	29
Figure II-2: Les liquides d'élaboration des stratifiés :1) Résine époxy ,2) Durcisseur.....	29
Figure II-3: Tissus utilisés dans l'élaboration des stratifiés a)Tissu de carbone) Tissu de l'aramide [30].....	31
Figure II-4: Configurations étudiées .....	32
Figure II-5: Ame en mousse PVC Airex C70.55 d'épaisseur 10mm [31] .....	33

Figure II-6: Configuration de la structure sandwich .....	34
Figure II-7: Procédé de moulage sous vide .....	34
Figure II-8: Découpage les tissus d'aramide et de carbone .....	35
Figure II-9: Dépôt de l'ensemble (les fibres, le perforé et le tissu d'arrachage) .....	36
Figure II-10: Fermeture hermétique du sac à vide .....	36
Figure II-11: Préparation des tuyaux de circulation .....	37
Figure II-12: Installation du circuit sous vide .....	37
Figure II-13: Pesage de la résine et son durcisseur .....	38
Figure II-14: Ecoulement de la résine .....	39
Figure II-15: Démoulage des stratifiés .....	39
Figure II-16: Plaques finis des deux configurations .....	40
Figure II-17: Eprouvettes découpées .....	40
Figure II-18: Exemple de collage d'une éprouvette d'impact .....	41
Figure II-19: Eprouvette de traction selon la norme ASTM D 3039 [33].....	41
Figure II-20: Eprouvette rectangulaire de traction selon la norme NF T 54-606[35] .....	42
Figure II-21: Eprouvette de flexion selon la norme NF T 54-606 [35].....	42
Figure II-22: Eprouvette de cisaillement selon la norme NF T 54-606 [35].....	43
Figure II-23: Eprouvette de l'essai d'impact [36] .....	43
Figure II-24: Dispositif expérimental de l'essai de traction.....	44
Figure II-25: a)Montage de l'éprouvette) Détérioration de l'éprouvette .....	45
Figure II-26: Montage de l'éprouvette durant l'essai de cisaillement .....	46
Figure II-27: Schéma représentatif de tour de chute .....	47
Figure II-28: Impacteur de l'essai d'impact hémisphérique .....	47
Figure II-29: Courbe fonctionnelle de l'essai d'impact.....	48
Figure III-1: La rupture de l'éprouvette de traction .....	49
Figure III-2: Courbe de traction contrainte/déformation des éprouvettes testées de P4 et P8 .	50
Figure III-3: Histogramme présente les propriétés mécaniques en traction .....	50
Figure III-4: Rupture de l'éprouvette de flexion .....	51
Figure III-5: Courbe force/déplacement représente l'évolution de la déformation lors de l'essai de flexion .....	52
Figure III-6: Courbe Force/déplacement de l'essai de cisaillement.....	53
Figure III-7: Distribution de l'énergie impactée .....	54
Figure III-8: Endommagement de la structure impactée .....	55
Figure III-9: Résultats de l'essai d'impact direct.....	56
Figure III-10: Histogramme présente les propriétés d'impact direct à 25 J.....	56
Figure III-11: Courbes et l'endommagement de la structure sandwich par impact multiple....	57
Figure III-12: Histogramme présentent les propriétés d'impact multiple.....	58

## Liste des tableaux:

Tableau I-1: Eude comparative entre les TD et les TP [3] .....	5
Tableau I-2 : Différents types de fibre de verre [8].....	8
Tableau I-3: Caractéristiques mécanique de la fibre de verre [9].....	8
Tableau I-4: Caractéristiques mécaniques des fibres de carbone [11] .....	9
Tableau I-5: Avantages et inconvénients du moulage au contact par projection [12] .....	12
Tableau II-1: Caractéristiques mécanique de l'époxy et son durcisseur [29].....	30
Tableau II-2: Comparaison des propriétés des renforts choisis [30].....	30
Tableau II-3: Propriétés mécaniques des fibres carbone et kevlar [30] .....	31
Tableau II-4: Les propriétés de l'âme PVC Airex 70.55 [32].....	33
Tableau II-5: Matériels utilisés.....	35
Tableau III-1: Caractéristiques mécaniques de l'essai de cisaillement .....	53

## Liste des abréviations

°C: Degré Celsius

Kg : Kilogramme

m : Mètre

N : Newton

Pa: Pascal

s: Second

$F_{\max}$ :Focre maximal

$N_E$ : Niveau d'énergie

$E_f$ : Module en flexion

$G_f$ : Module de cisaillement de fibre

$G_{LT}$ : Module de coulomb

$G_m$ : Module de cisaillement de matrice

$L_0$ : Longueur initiale

$S_0$ : Section de l'éprouvette de traction

$\nu_{LT}$ : Coefficient de poisson

$\sigma_{rup}$ : Contrainte de rupture

$E_L$ : Module d'élasticité longitudinal

$E_T$  : Module d'élasticité transversal

$E_f$ : Module d'élasticité sens fibre

$E_m$ : Module d'élasticité sens matrice

$M_{Résine}$ : Masse de résine époxy

$M_{durcisseur}$ : Masse de durcisseur

$M_f$ : Fraction massique de fibre

$M_m$ : Fraction massique de la matrice

$M_t$ : Masse total (epoxy+durcisseur)

$S_T$ : Surface totale de stratifié

$S_c$ : Surface d'une seule couche

$V_f$ : Fraction volumique des fibres

$V_m$ : Fraction volumique de la matrice

$e_a$ : Epaisseur de l'ame

$e_s$ : Epaisseur des semelles

$m_a$ : Masse d'adhésive pour une seule surface  
 $m_c$ : Masse du composite  
 $m_f$ : Masse de fibre  
 $m_m$ : Masse du matrice  
 $v_c$ : Volume de composite  
 $v_f$ : Volume de fibre  
 $v_m$ : Volume de matrice  
 $\rho_f$ : Masse volumique de fibre  
 $\rho_m$ : Masse volumique de matrice  
 $\Delta L$ : Déplacement de l'éprouvette de traction  
 $a$ : Longueur de l'éprouvette  
 $b$ : Largeur de l'éprouvette  
 $d$ : Porté  
 $F$ : Force appliqué dans l'essai de traction  
 $h$ : Hauteur de l'éprouvette  
 $\varepsilon$ : Déformation mesurée  
 $\sigma$ : Contrainte mesurée  
 $P$ : Charge correspondante a la rupture de l'éprouvette  
 $F_{max}$ : Force maximal  
 $E_a$ : Eénergie absorbée  
 $T_r$ : Temps de rupture  
HM : Fibre de carbone haute module  
HR : Fibre de carbone haute résistance  
IM : Fibre de carbone intermédiaire modulus  
PVC: Polychlorure de vinyle  
ISO: International organization for standardization  
ASTM: American society for testing and materials  
NF : Norme française  
CND : Control non destructive  
EMP : Ecole militaire polytechnique  
ESTA : Ecole supérieur des techniques aéronautiques

# INTRODUCTION GENERALE

Les matériaux composites deviennent de plus en plus un choix intéressant pour de nombreuses applications industrielles. On les retrouve dans des domaines importants tels que l'aéronautique, l'automobile, le sport, le naval, du fait de leurs bonnes propriétés : résistance mécanique et rigidité élevées, résistance élevée aux chocs, faible poids, résistance à la corrosion et faible coût de maintenance. En revanche le développement et le changement rapide des produits, des pratiques technologiques et industrielles sont accompagnés par de nouvelles générations des matériaux composites, parmi lesquels se trouvent les matériaux composites hybrides pour répondre de manière plus efficace aux besoins croissants des différents secteurs industriels, besoins qui cherchent toujours à repousser les limites actuelles des performances des matériaux. Ces avancées en matériaux se manifestent notamment dans le secteur de l'aviation, où les structures en matériaux composites sont utilisées de manière prépondérante. Cette utilisation ne se limite pas à l'aviation civile, mais englobe également l'aviation militaire, que ce soit pour la fabrication d'hélicoptères ou d'avions de chasse. Cette adoption des matériaux composites jouent un rôle important dans la réduction de la légèreté des pièces dans la construction des avions (le nez du radome) est cruciale pour réduire la consommation de carburant. Cela contribue à des structures plus efficaces, réduisant ainsi les coûts de carburant pour et les émissions de gaz à effet de serre associées à la combustion de carburant. C'est pourquoi les constructeurs aéronautiques s'efforcent à développer et utiliser des matériaux légers tels que les composites pour améliorer les performances énergétiques de leurs produits.

Les structures aéronautiques subissent des sollicitations extérieures sévères, notamment des impacts de diverses natures, ce qui confère à la résistance à l'impact des structures composites une importance primordiale dans la fabrication des pièces aéronautiques. Ces pièces doivent résister à quatre types d'impacts : impacts de service, impacts de grêle, impacts d'oiseaux et impacts de débris, nécessitant une conception spécifique pour faire face à ces contraintes donc l'utilisation de matériaux composites dans la fabrication de véhicules et d'aéronefs peut également présenter des défis, notamment en termes de coûts de fabrication et de recyclage des matériaux. Cependant, les avantages en termes de réduction de la consommation de carburant et d'émissions de gaz à effet de serre ont incité de nombreuses industries à investir dans la recherche et le développement des matériaux composites avancés pour contribuer à la durabilité environnementale et à l'efficacité énergétique.

Ce travail présente une étude expérimentale qui consiste à déterminer les caractéristiques mécaniques sous sollicitation quasi-statique et dynamique d'un matériau composite de type sandwich élaboré par le procédé de moulage sous vide. Ce type de sandwich est composé d'une mousse PVC épaisse comme âmes et de stratifié hybride mince de carbone et d'aramide comme peaux. L'objectif de ce travail est d'analyser le comportement mécanique des plaques élaborées, avec et sans mousse PVC, afin de voir l'influence du nombre de couches et de la masse sur les propriétés mécaniques des structures.

Pour mener à bien ce travail, nous avons jugé utile de diviser ce mémoire en trois chapitres :

- Le premier chapitre porte sur une recherche bibliographique sur les matériaux composites, leurs classifications, leurs mises en œuvre, l'étude de leurs comportements et mécanismes d'endommagements ;
- Le deuxième chapitre est consacré à la présentation des procédures expérimentales, dont nous avons décrit les matériaux utilisés, la technique d'élaboration des plaques et en fin les différents techniques de caractérisation ;
- Le troisième chapitre regroupe les principaux résultats expérimentaux obtenus et leurs discussions

# **CHAPTER I**

## Etude Bibliographique

## I Etude Bibliographique

### I.1 Introduction

L'utilisation des matériaux composites connaît une popularité grandissante dans de nombreux secteurs industriels par rapport aux matériaux métalliques conventionnels. L'utilisation croissante en tant que matériaux structuraux dans divers domaines, tels que l'aéronautique, l'industrie automobile et la construction navale, est une tendance marquante de ces dernières décennies en raison de l'amélioration considérable de leurs propriétés physico-chimiques en combinant des composants ayant des propriétés complémentaires, matrice-renfort.

Dans ce chapitre, nous procédons à une analyse approfondie des études existantes concernant les matériaux composites, de leurs propriétés et de leurs applications, de leurs composants fondamentaux, ainsi que des méthodes de fabrication, des domaines d'application et des mécanismes d'endommagement.

### I.2 Définition d'un matériau composite

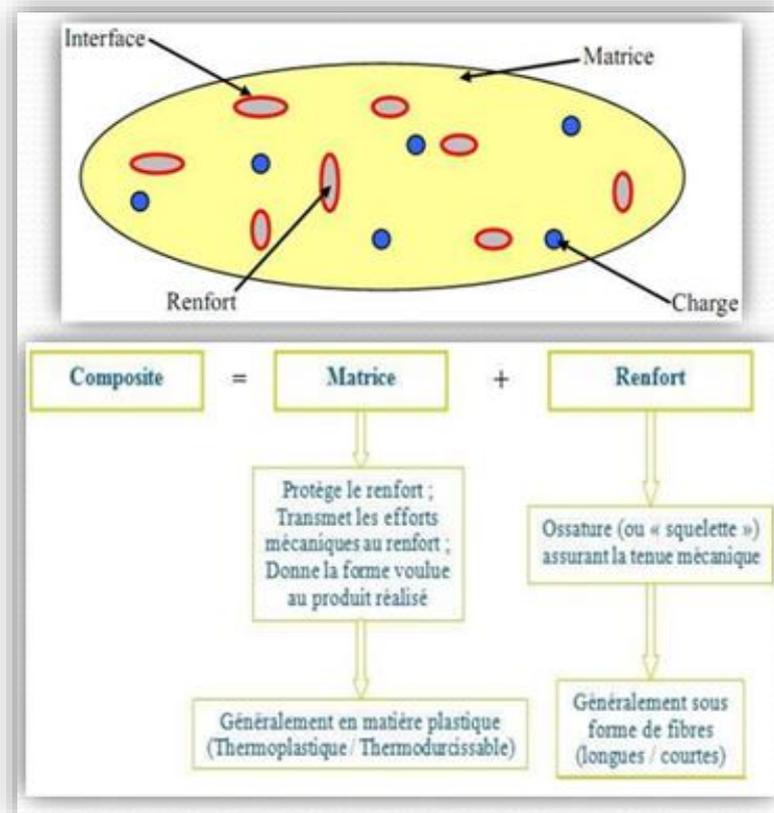
Un matériau composite est la combinaison de deux constituants de natures différentes se complétant pour aboutir à un matériau dont les performances sont supérieures à celles des composants pris individuellement. Cette pratique n'est pas nouvelle, elle a été utilisée dès l'Antiquité par l'homme (comme en témoignent le bois, le torchis et les arcs mongols) [1], comme le montre la Figure I.1.



**Figure I-1** : Matériaux composites anciens [1]

#### I.2.1. Microstructure d'un matériau composite

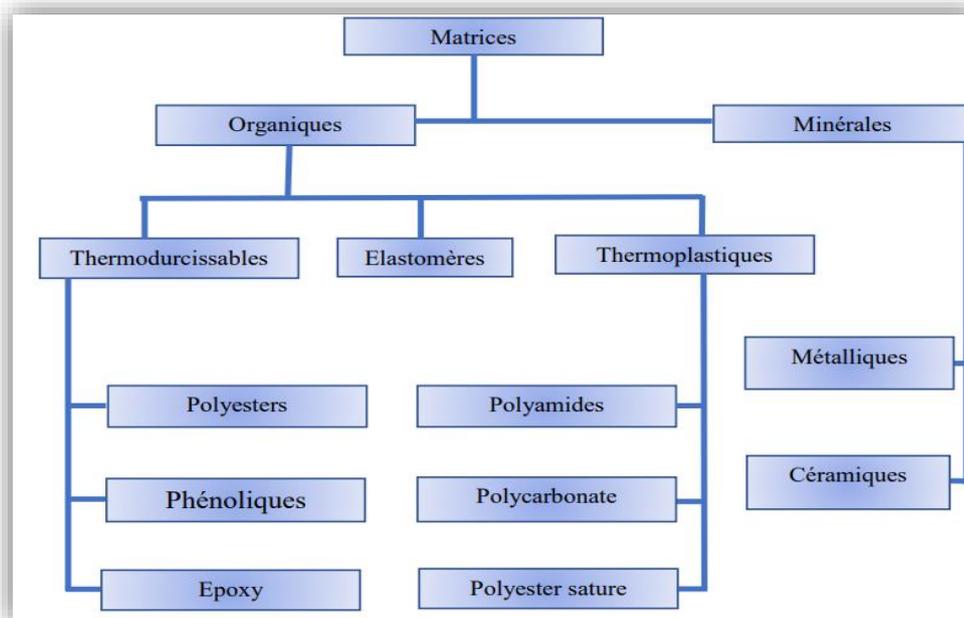
Les matériaux composites sont généralement constitués d'une phase discontinue (la matrice) qui sollicite mécaniquement les fibres, d'une phase continue (le renfort) qui assure une performance élevée, et d'additifs qui modifient les propriétés mécaniques, électriques, ou thermiques [2].



**Figure I-2:**Composition général des matériaux composites

**I.2.1.1. Matrice**

La matrice est un mélange homogène entre la résine et les charges qui servent à améliorer les propriétés, faciliter la mise en œuvre, et réduire les coûts de production.



**Figure I-3:**Famille des matrices [2]

○ **Matrices organiques :**

La partie polymère du système est classée en trois grandes familles, ce qui influence complètement les propriétés du matériau composite.

- Résistance en compression et en cisaillement inter-laminaire
  - Résistance aux chocs
  - Tenus thermique
- **Les thermodurcissables (TD) :** Liquides de faible viscosité qui permettent l'imprégnation facile de la mèche de fibre et peuvent être mis en forme une seule fois.
- **Les thermoplastiques (TP) :** Liquides ayant un taux de croissance supérieur à celui des résines thermodurcissables en raison de leur capacité à être mis en forme plusieurs fois par chauffage et refroidissement successifs, plutôt que d'attendre la fin du cycle de réticulation. L'avantage par rapport aux thermodurcissables est qu'ils sont récupérables et faciles à mettre en œuvre.
- **Les élastomères :** Polymères de haute masse moléculaire avec une chaîne linéaire faiblement réticulée, présentant des propriétés obtenues après réticulation et capables de supporter de très grandes déformations après la rupture. Le terme "caoutchouc" est un synonyme courant d'élastomère.

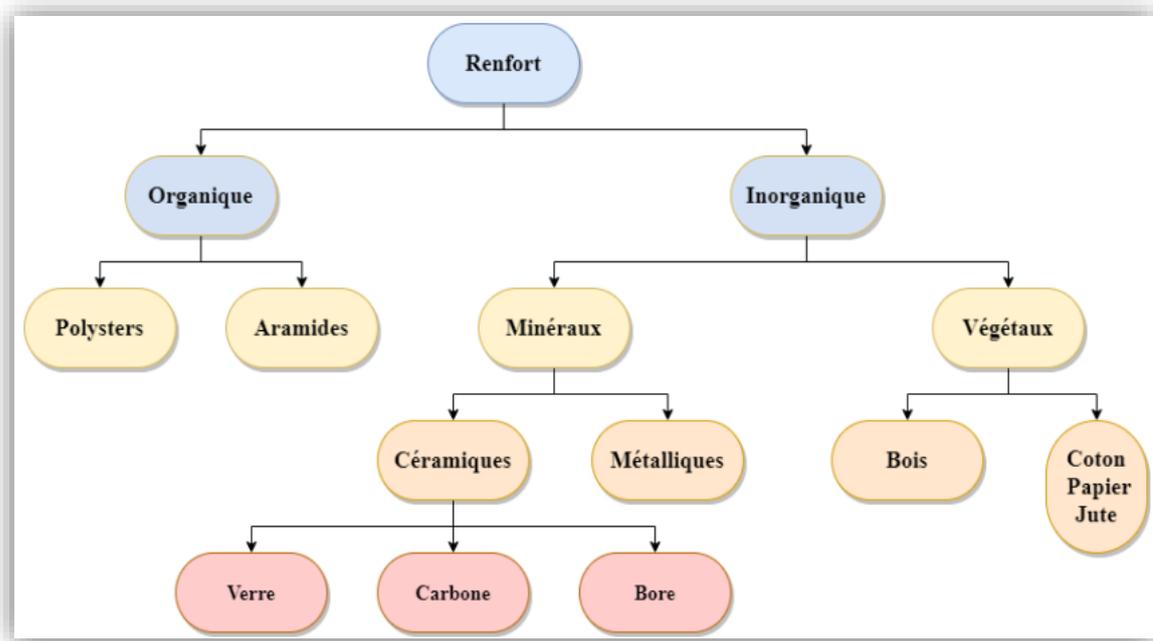
**Tableau I-1:** Eude comparative entre les TD et les TP [3]

<b>Matrices</b>	<b>TD</b>	<b>TP</b>
<b>Etat de base</b>	Liquide visqueux a polymérisé	Solide prêt à l'emploi
<b>Stockage</b>	Réduit	illimité
<b>Mouillabilité des renforts</b>	facile	difficile
<b>Moulage</b>	Chauffage continue	Chauffage + refroidissement
<b>Cycle de polymérisation</b>	Long	court
<b>Tenue au choc</b>	Limité	Assez bonne
<b>Chute de déchets</b>	Perdus ou utilisé en charge	Recyclable
<b>Condition de travail</b>	Emanation de solvant	propreté
<b>types</b>	Résine polyptère Résine époxyde Résine de condensation	Polyamide Polypropylène Polystyrène

**I.2.1.2. Renfort**

C'est une forme de matière exceptionnelle possédant une résistance à la rupture souvent beaucoup plus élevée, ainsi que des modules d'élasticité élevés. Les caractéristiques

géométriques, telles que la taille, la forme et la concentration du renfort, mesurées par la fraction volumique ou la fraction massique, sont des paramètres très importants pour les performances du matériau composite et la répartition du matériau renforçant dans le volume composite.

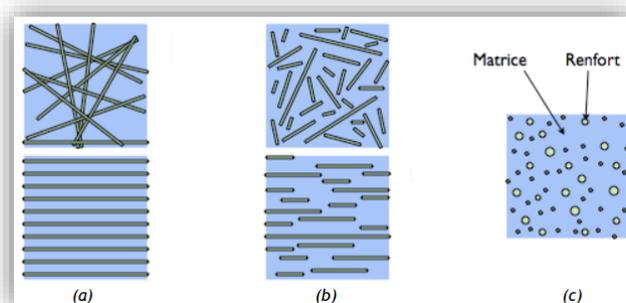


**Figure I-4:**Principaux matériaux de renfort

#### a. Différents types du renfort

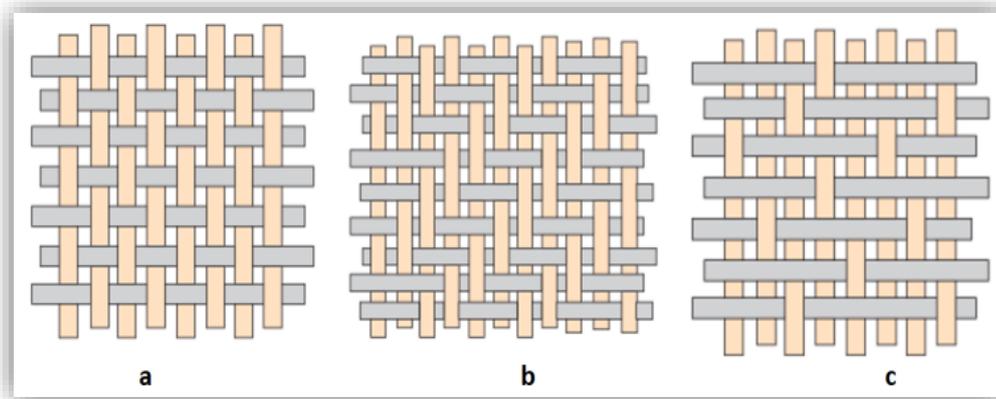
Il existe différents types des renforts utilisés dans les composites [4] :

1. **Sous forme de rowing (fils, mèches) :** est un assemblage des fils parallèle sans torsion
  - **Fibre continue :** très mince et allongée, similaire à un filament.
  - **Fibres court ( $d < 10$  mm):** de quelques centimètres à une fraction de millimètres, telles que les feutres, les mats et les fibres courtes injectées utilisées en moulage.
  - **Fibre long 10 à 70 mm :** coupées au moment de la fabrication du matériau composite et utilisées telles quelles ou bien tissées.



**Figure I-5:**Structures géométriques des composites (a) fibre longue, (b) fibre courte, (c) particules

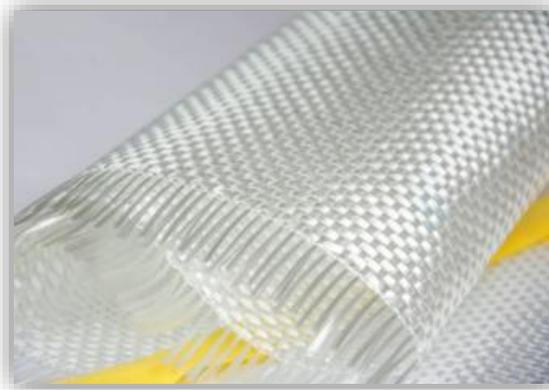
2. **Sous forme des tissus (tissus taffetas ou toiles, serge et satin) :** il s'agit de l'entrecroisement perpendiculaire des rovings [5].



**Figure I-6:** Différents types de tissage : a) toile ou taffetas, b) serge, c) satin

#### I.2.1.1.1 Fibre de verre

Ce sont des fibres largement utilisées, de couleur grise, offrant d'excellentes performances par rapport à leur coût, ce qui les place en tête des renforts couramment utilisés. Les filaments sont obtenus par le filage de verre (silice + carbonate de sodium et de calcium) en fusion à des températures supérieures à 1000 °C, à travers des filières en alliage de platine [6].



**Figure I-7:** Fibre de verre [7]

**Tableau I-2 :** Fibre de verre [8]

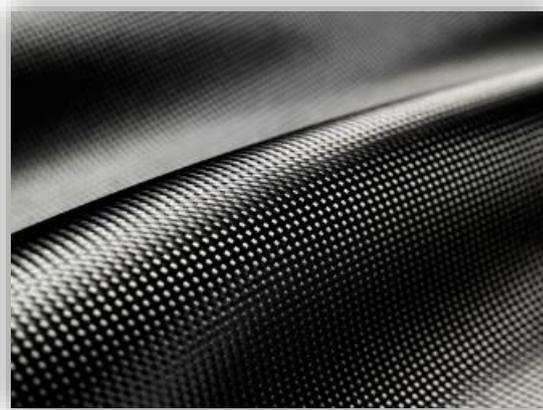
<b>Verre E</b>	Plus courant possèdent des bonnes propriétés diélectrique
<b>Verre D</b>	Propriété diélectrique supérieure aux autres fibres de verre destiné aux des applications de construction ou électronique
<b>Verre C</b>	Haute résistance chimique destiné aux applications anticorrosion
<b>Verre R ou S</b>	Haute propriétés mécanique (résistance à la traction, module d'élasticité) par rapport autres fibres de verre

**Tableau I-3:** Caractéristiques mécanique de la fibre de verre [9]

<b>Caractéristiques</b>	<b>Verre E</b>	<b>Verre D</b>	<b>Verre C</b>	<b>Verre R</b>	<b>Verre S</b>
Résistance en traction (MPa)	3500	2450	2800	4650	4650
Module en traction (GPa)	73.5	52.5	70	86.5	86.5
Allongement a la rupture %	4.5	4.5	4.0	5.3	5.3

**I.2.1.1.2 Fibre de carbone**

Ce sont des filaments acryliques de tergal ou de rayonne de couleur noire brillante, obtenus à partir de la distillation du charbon et du pétrole. Ils sont oxydés à chaud à des températures supérieures à 300 °C, puis chauffés à 1500 °C dans une atmosphère d'azote, ce qui leur confère de fortes propriétés mécaniques, notamment une résistance à la traction, à la flexion et à la compression élevées. On distingue trois types de fibres de carbone : HR, HM et IM.



**Figure I-8:**Fibre de carbone [10]

Tableau I-4: Caractéristiques mécaniques des fibres de carbone [11]

Caractéristique	HR	HM	IM
Résistance en traction (MPa)	3400-4500	2000-2500	4800
Module de traction (GPa)	230-250	390-450	296
Allongement a la rupture (%)	1.4-1.8	0.5-0.6	2
Résistance en compression (MPa)	2200-2800	1300-1700	/

### I.2.1.1.3 Fibre d'aramide

Ils possèdent des propriétés mécaniques élevées et une résistance élevée, mais une résistance à la compression faible en raison d'une mauvaise adhésion avec la matrice. Parmi ces matériaux, on trouve :

- **le Kevlar** : qui est constitué de polyamides aromatiques obtenus par synthèse à des températures aussi basses que  $-10^{\circ}\text{C}$ . Ensuite, le matériau est filé et étiré pour obtenir un module d'élasticité élevé, et il a une couleur jaune paille.



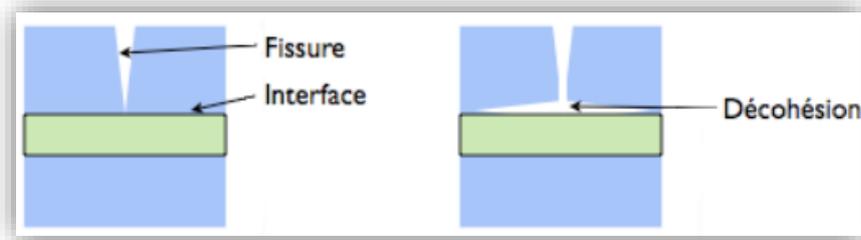
Figure I-9: Fibre d'aramide [10]

### I.2.1.2 Charges ou additifs (interface)

L'interface est une surface de contacts entre la matrice et le renfort qui assure une adhérence parfaite et la comptabilité entre eux pendant la vie du matériau.

Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites est lorsqu'une fissure atteint une interface elle est déviée au lieu d'une rupture brutale on obtient donc une décohésion progressive des constituants (figure I.10).

L'interface peut être : l'adhérence fibre/matrice, pigment de coloration, gant anti.



**Figure I-10:** Role de l'interface dans une composite

## I.2.2 Propriétés mécaniques du pli

### I.2.2.1 Propriétés des constituants

- **Fraction volumique** : le volume du composant divisé par la somme des volumes de tous les composants utilisés pour fabriquer ce mélange.

$$V_f = \frac{v_f}{v_c} \quad (\text{I-1})$$

$$V_m = \frac{v_m}{v_c} \quad (\text{I-2})$$

- **Fraction massique** : la masse du composant divisé par la somme des masses de tous les composants utilisés pour fabriquer ce mélange.

$$M_f = \frac{m_f}{m_c} \quad (\text{I-3})$$

$$M_m = \frac{m_m}{m_c} \quad (\text{I-4})$$

- **Relation entre fraction volumique et fraction massique** :

En fonction des fractions massique :

$$m_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \quad (\text{I-5})$$

$$m_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m \quad (\text{I-6})$$

### I.2.2.2 Propriétés mécanique et constantes élastique d'un pli unidirectionnel

- **Module d'élasticité longitudinal du composite unidirectionnel (module de Young)**: est la constante qui relie la contrainte de traction (ou de compression) et le début de la déformation d'un matériau élastique isotrope défini comme suite :

$$E_L = E_m V_m + E_f V_f \quad (\text{I-7})$$

- **Module d'élasticité dans le sens transversal du composite unidirectionnel** : est une grandeur intrinsèque d'un matériau, définie par le rapport d'une contrainte à la déformation élastique provoquée par cette contrainte.

Défini par la relation :

$$E_T = \frac{E_m}{1 - \left(1 - \frac{E_m}{E_f}\right)} \quad (\text{I-8})$$

- **Coefficient de poisson** : une propriété physique qui mesure la déformation d'un matériau lorsqu'il est soumis à une contrainte.

$$\nu_{LT} = \nu_m V_m + \nu_f V_f$$

- **Module de cisaillement transversal** : capacité d'un matériau à résister aux forces appliquées qui entraînent un glissement relatif déterminé par un essai de cisaillement.

$$G_{LT} = \frac{G_m}{1 - \nu_f \left(1 - \frac{G_m}{G_f}\right)} \quad (\text{I-9})$$

### I.2.3 Mise en forme

Dans tous les procédés de fabrication, quel que soit le domaine, la finition est un élément très important pour garantir une pièce finale correcte et fiable. Dans notre sujet des composites, il existe plusieurs types de moulage, et la différence entre eux réside dans les aspects suivants :

- l'état de surface
- les types de fibre ou résine qu'on peut utiliser
- les dimensions des pièces.

#### I.2.3.1 Moulage au contact

C'est la plus ancienne méthode de mise en œuvre des composites. Ce procédé permet la réalisation de pièces de formes et de dimensions quelconques pour de petites séries. Le moule, enduit d'un agent de démoulage, reçoit la couche de surface (gel-coat), puis le renfort sous formes de couches successives de mat ou de tissu que l'on imprègne de résine, généralement manuel, jusqu'à obtention de l'épaisseur souhaitée. La polymérisation peut se faire à température ambiante ou être accélérée par chauffage. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée.

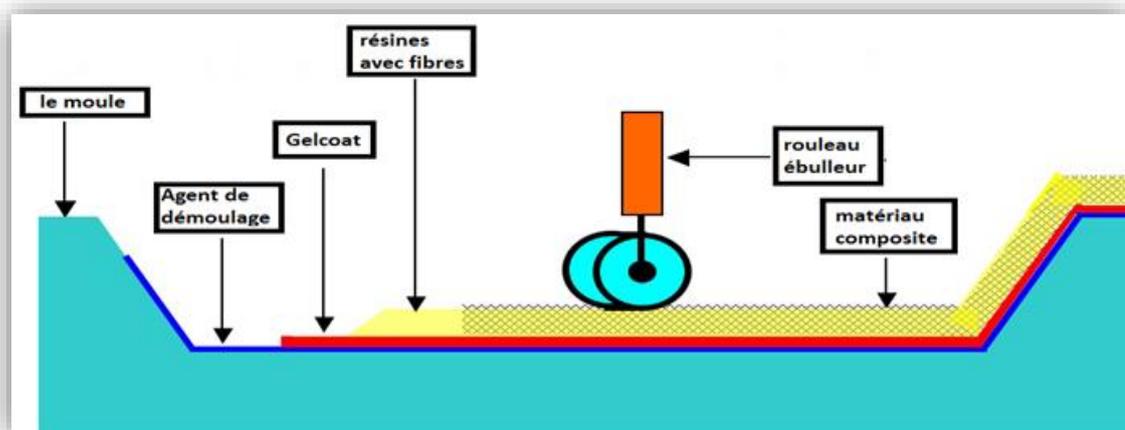
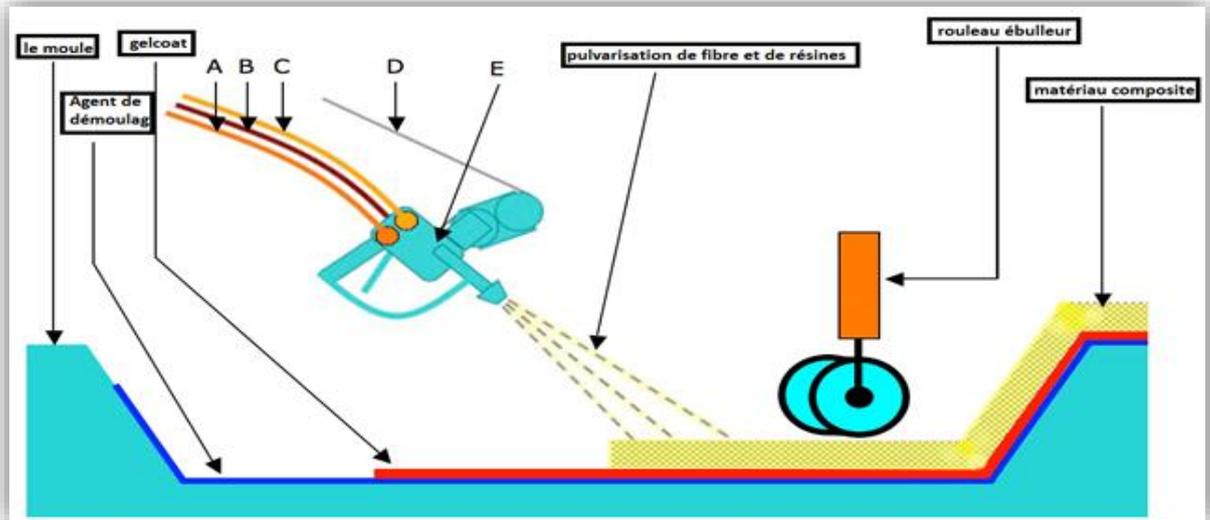


Figure I-11: Procédé de moulage par contact [11]

**I.2.3.2 Moulage au contact par projection**

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



**Figure I-12:**Moulage au contact par projection [11]

- A :** Alimentation du premier composant
- B :** Alimentation du second composant
- C :** Alimentation en air sous pression

- D :** Alimentation en fibre
- E :** Pistolet de découpe les fibres et de pulvérisation les deux composants

**Tableau I-5:** Avantages et inconvénients du moulage au contact par projection [12]

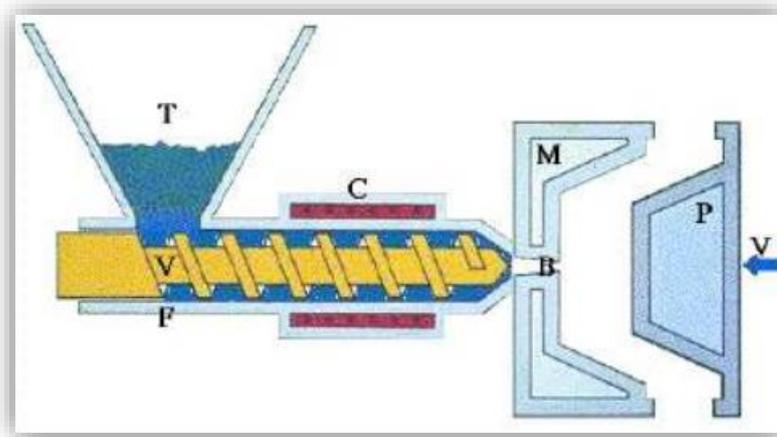
Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Exécution rapide</li> <li>• Une bonne homogénéité de la proportion fibres/résine</li> <li>• Utiliser des moules simple</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• La limitation du renfort a des fibres courtes</li> <li>• La dextérité de l'opérateur duquel dépend la régularité de l'épaisseur</li> <li>• L'hygiène et l'environnement</li> </ul>

**I.2.3.3 Moulage par injection**

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Molding) 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. Après durcissement de la résine, le moule est ouvert et la pièce démoulée.

Ce procédé est utilisé pour la fabrication des pièces en moyennes séries demandant une reproductibilité d'épaisseur.

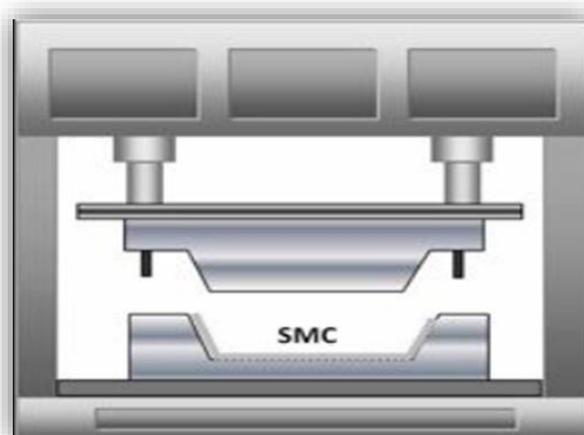


- T** : Trémie, introduction des granulés
- F** : fourreur
- V** : Vis
- C** : Collier chauffant
- B** : buse d'injection
- P** : poinçon
- M** : matrice
- V** : Vérin de fermeture

**Figure I-13:**Principe de moulage par injection [13]

#### I.2.3.4 Moulage à la presse haute pression ou moulage SMC

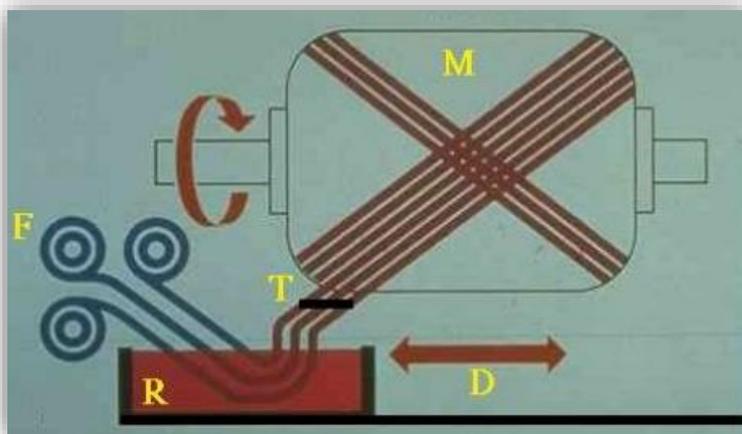
Le SMC est un semi-produit qui se présente sous forme de rouleau, puis il est découpé en des plaques contenant 40% en masse de fibres longues. Son principe consiste à placer le SMC sur un moule chaud et à fermer la presse, la compression se faisant à une température de 160 °C et sous une pression de 100 bars. Le moule utilisé dans ce procédé est nécessairement métallique pour supporter de hautes pressions. La durée de moulage est d'environ 1 minute par millimètre d'épaisseur, et lorsque cette épaisseur dépasse 5 mm, vient ensuite le démoulage de la pièce.



**Figure I-14:**Moulage SMC [13]

### I.2.3.5 Enroulement filamentaire

L'enroulement filamentaire est un procédé de mise en œuvre par moulage de matériaux composites sous forme de pièces de révolution creuses (cylindre, cône, etc.). Ce procédé est adapté aux productions massives et est utilisé principalement pour fabriquer des pièces soumises à une forte pression interne. Initialement, destiné à la réalisation d'enveloppes de révolution nécessitant de hautes performances mécaniques par enroulement progressif sur un mandrin, selon un angle déterminé de fils de verre imprégnés de résine. Par la suite, le procédé a été étendu à des structures moins performantes en associant aux rovings bobinés d'autres types de renfort (fils coupés, mat, tissu) appliqués de façon adaptée. Utilisée pour la fabrication de toutes pièces de révolution à produire en série qui nécessitent une résistance élevée.



- D** : déplacement axial
- T** : mandrin en rotation
- R** : bac de résine
- F** : bobine de fibre
- M** : mandrin en rotation

**Figure I-15:**Enroulement filamentaire [13]

### I.2.4 Domaine d'application

Les matériaux composites sont largement utilisés dans les domaines industriels grâce à leurs propriétés uniques et à leur capacité à offrir des performances supérieures par rapport aux matériaux traditionnels.

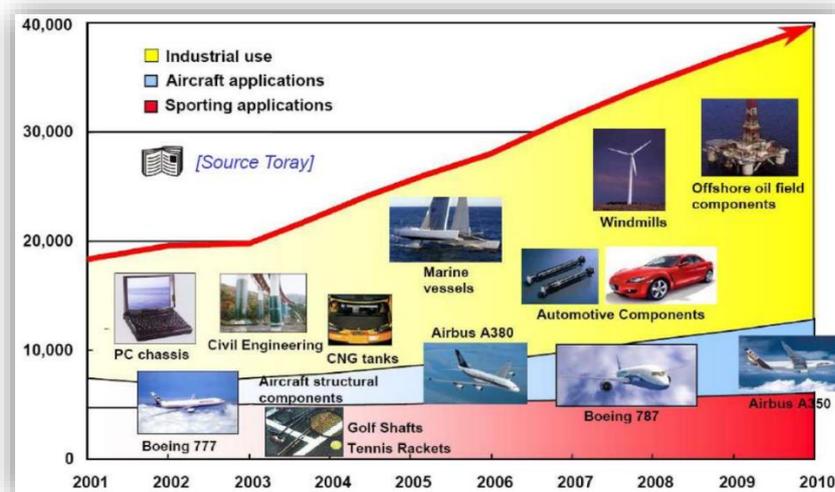
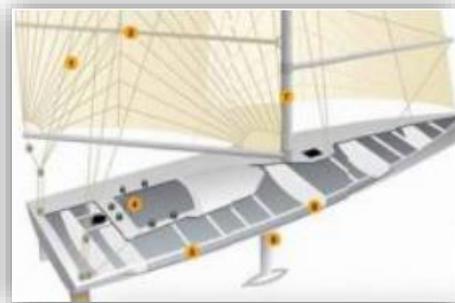


Figure I-16: Matériaux composites dans l'industrie [14]

- **Domaine automobile :** Utilisation de plastique renforcé dans des nombreuses parties moulées (Suspension à lamelles en fibre de verre [15])



- **Domaine de construction navale :** Coques en sandwichs (Mat et voile en carbone [15]).



- **Domaine de l'espace :** Parties structurales de stellite et de vecteurs (sandwich et stratifiés).



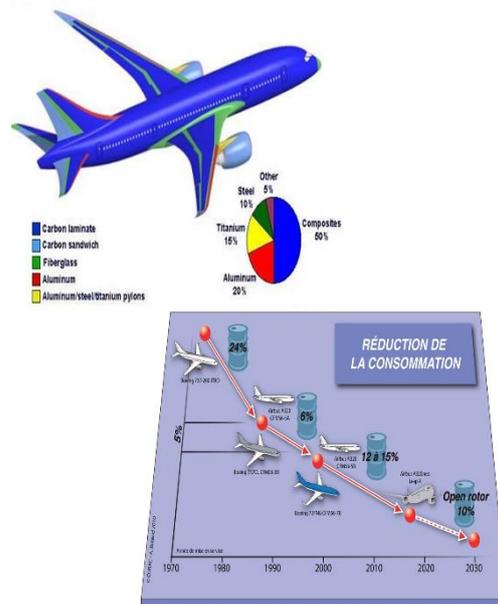
- **Domaine médicale :** Les composites remplacent les alliages et les métaux dans les instruments médicaux (Tige fémorale en matériau composite [16]).



- **Domaine de sport et de loisir :** Les matériaux composites sont progressivement imposés dans le domaine des sports et loisirs (Roue de vélo et élément pour chaussure de ski en fibre de carbone [17]).

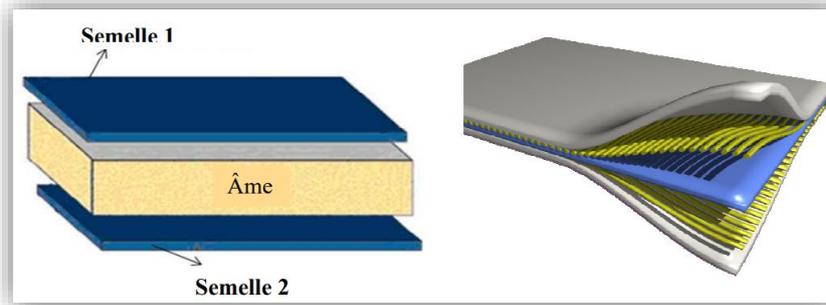


-**Domaine de l'aviation :** Les matériaux composites sont particulièrement utilisés dans le secteur de l'aviation, et non seulement dans l'aviation civile, mais également dans l'aviation militaire, que ce soit pour les hélicoptères ou les avions de chasse. Cela est rendu possible grâce à leurs excellentes propriétés, qui combinent la légèreté et la réduction des coûts. La consommation de carburant est un concept essentiel dans ce secteur, car plus la structure est légère, moins elle consomme de carburant, ce qui entraîne une réduction de la pollution. Ainsi, les avantages ne sont pas uniquement économiques, mais aussi environnementaux, contribuant à la satisfaction des clients [18].



### I.3 Matériaux composites structuraux

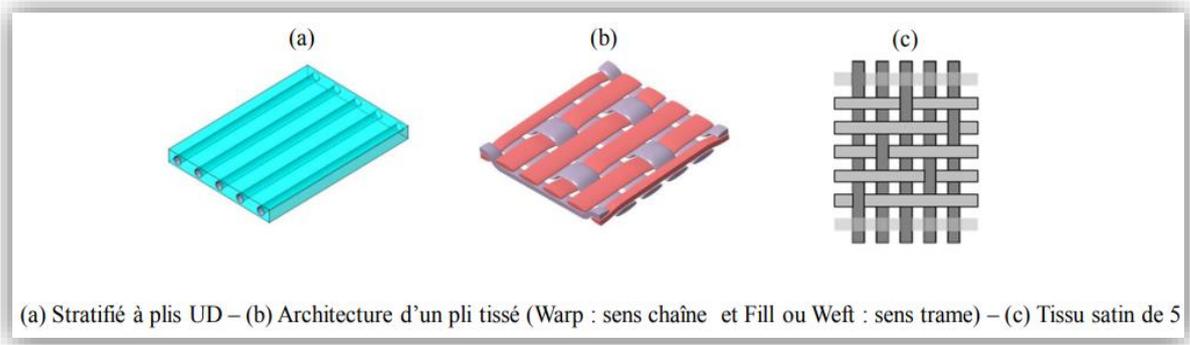
Les structures en matériaux composites représentent un vaste domaine de recherche avec d'innombrables applications. Il est possible de modifier leur composition et leur architecture pour obtenir un matériau aux propriétés recherchées [19].



**Figure I-17:** Constituants des structures composites multicouches [19]

### I.3.1 Composites monocouches

C'est l'élément de base de la structure composite, caractérisé par la forme du renfort. On distingue les monocouches unidirectionnelles et bidirectionnelles (toile ou taffetas, sergé et satin).



**Figure I-18:** Différents types d'un stratifié

### I.3.2. Composites stratifiés

Il s'agit de l'assemblage de plusieurs plis successifs imprégnés de résine, appelés aussi les couches. Ces derniers sont empilés et orientés selon une séquence de drapage définie, puis réunis en un ensemble par une opération de polymérisation.

On dit :

- Stratifié équilibré : les couches sont orienté en direction  $+\theta$  et  $-\theta$
- Stratifié symétrique : les couches disposées par rapport au plan moyen (miroir)
- Stratifié orthogonale : les couches sont orientées  $0^\circ$  et  $90^\circ$
- Les stratifiés hybride : les couches des fibres de nature différents

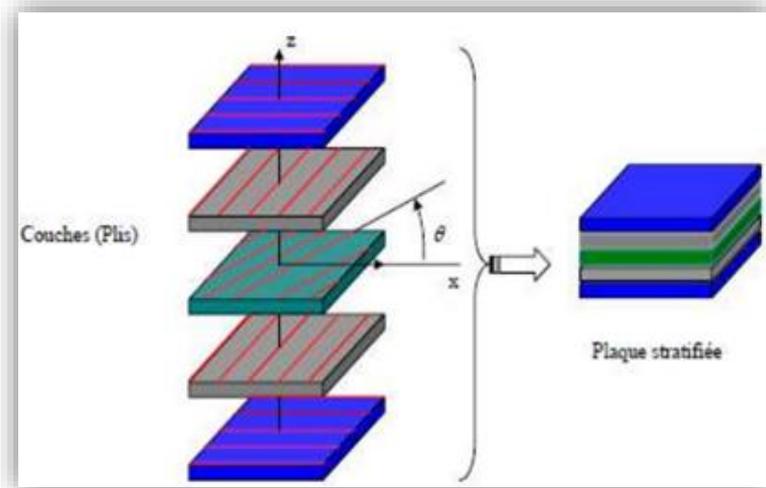


Figure I-19:Stratifié symétrique de 5 couches

a. Code de présentation des stratifiés :

On utilise souvent les orientations qui sont présentées à la figure suivante, où la direction  $0^\circ$  correspond à la direction de l'application de l'effort, ce qui constitue une direction privilégiée de la pièce. On peut trouver différentes réalisations des plis ( $\pm 30^\circ$ ) et ( $\pm 60^\circ$ ).

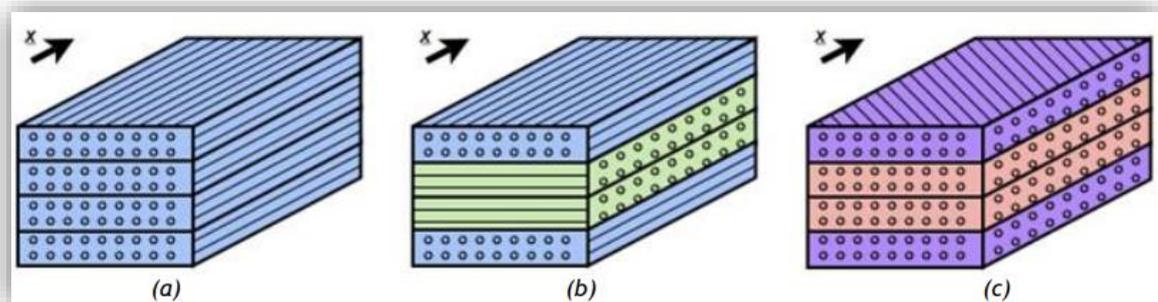
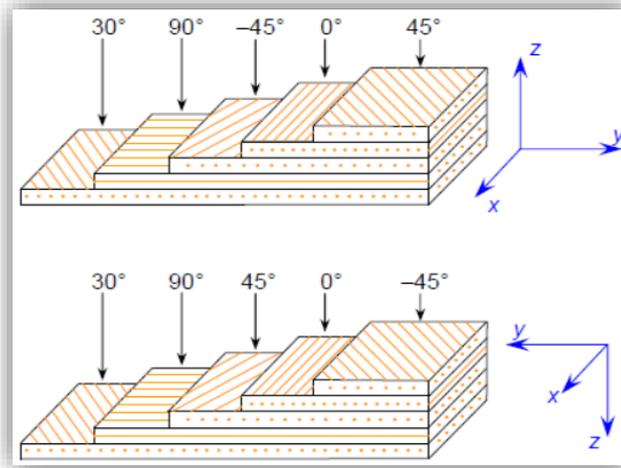


Figure I-20:Trois stratifiés de quatre plis Trois stratifiés de quatre plis (a)  $[0]_4$  (b) ;  $[0/90]_s$  ; (c);  $[+45/-45]_s$

b. Désignation des stratifiés :

1. Chaque pli est désigné par un nombre signifie la valeur d'angle en degré, l'angle entre l'axe de référence et la direction des fibres
2. Les plis successifs sont séparés par un slash (/) si sont angles son différents
3. On définit par une indice numérique ( $\cdot$ )<sub>n</sub> les plis successive qui ont la même direction
4. Le début et la fin du code sont définis par un crochet

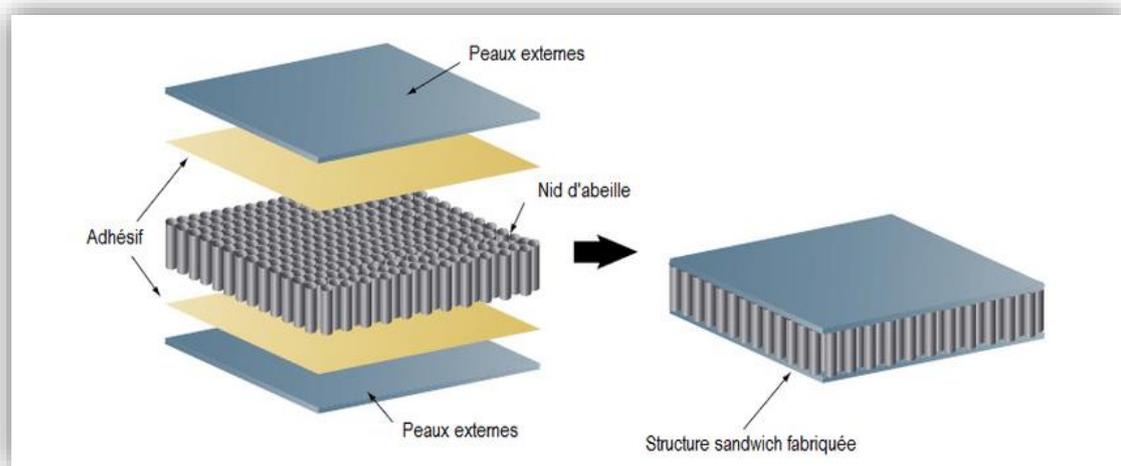


**Figure I-21:**Convention de signe pour la désignation du stratifié

### I.3.3. Structures sandwiches

#### I.3.3.1 Définition

Il s'agit de l'assemblage par collage ou soudure de deux revêtements, semelles ou peaux minces (deux feuilles possédant de bonnes propriétés mécaniques en traction) sur une âme ou un cœur (structure légère possédant de bonnes propriétés en compression), le but étant de constituer une structure légère et rigide [20].



**Figure I-22:**Constituants d'une structure sandwich [20]

#### I.3.3.2 Constituants d'une structure sandwich

##### a. Âme (le cœur) :

Les âmes les plus utilisées sont celles en nid d'abeilles, en mousse et en bois de balsa. Le choix du matériau d'une âme doit d'abord inclure l'objectif d'une masse minimale, ensuite en tenant compte des conditions suivantes

- Les conditions thermiques (la température)
- Ambiance chimique (corrosion)
- Possibilité de maintenance
- Le prix

Fréquente aussi les critères mécaniques suivants :

- Résistance en cisaillement, flexion et compression
- Résistance au pelage
- Résistance aux chocs, feu
- Absorption de l'eau
- Isolation

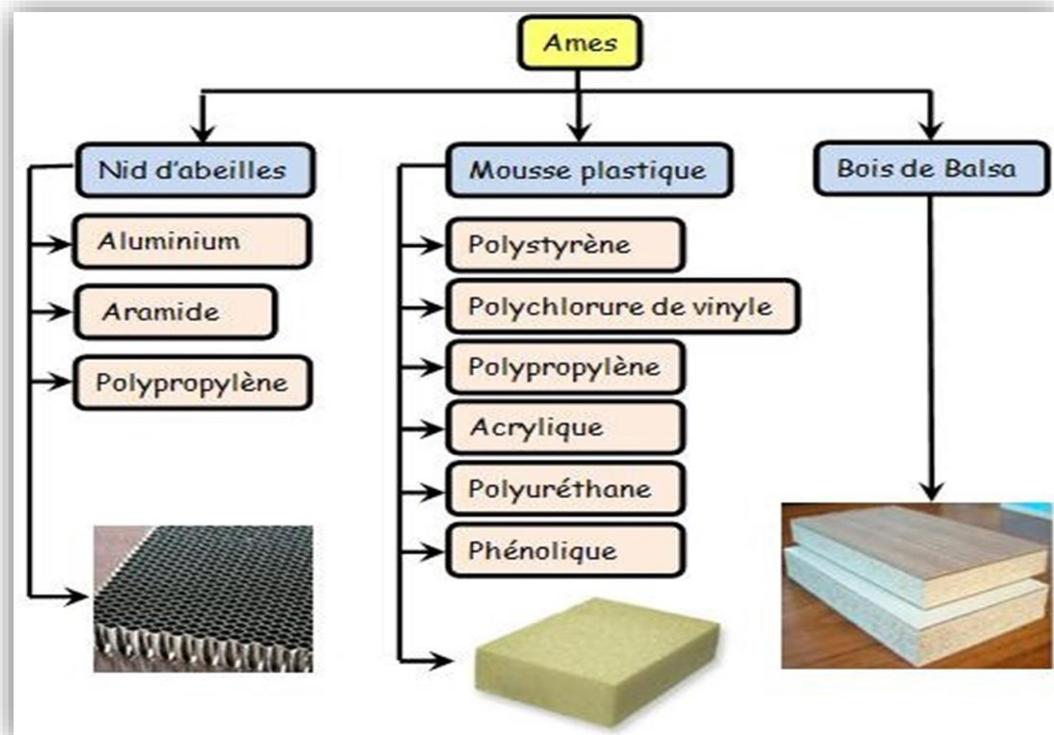
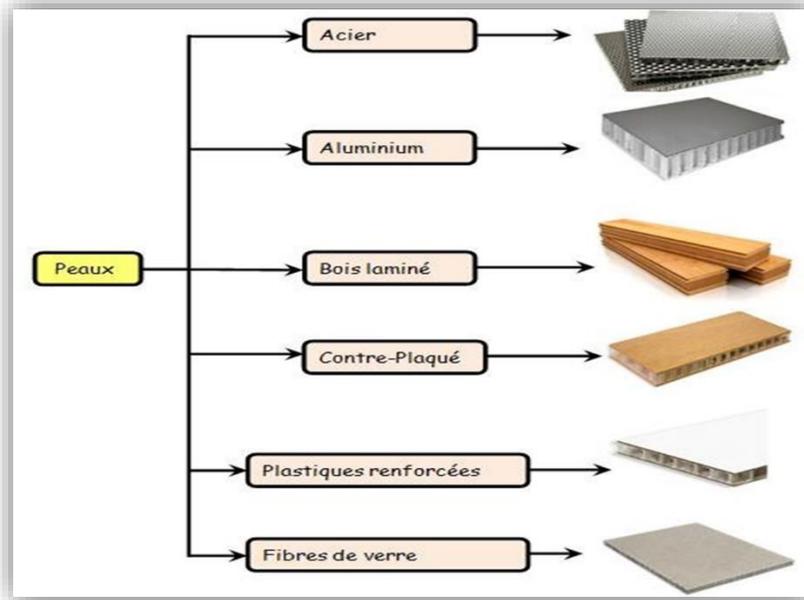


Figure I-23: Différents types d'âmes [21]

**b. Peaux (les semelles) :**

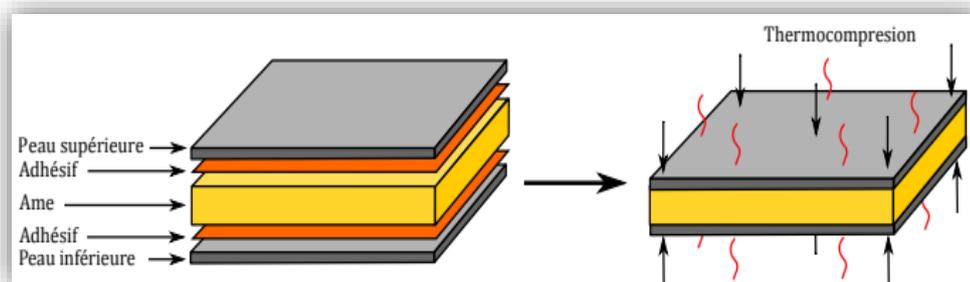
Il est constitué d'un renfort fibreux (mat ou tissu) en verre, en carbone ou en aramide pour les composites à moyenne et haute performance, ou de bois, de laminé, de stratifié à matrice thermoplastique ou thermodurcissable, ainsi que de contreplaqué pour les structures de faible à moyenne performance.



**Figure I-24:** Différents types des semelles [21]

**c. Adhésif :**

Dans une structure sandwich, l'adhésif solidarise l'âme et les peaux. D'autre part, il permet un bon assemblage de la structure et assure une bonne transmission des contraintes. La principale caractéristique de l'adhésif doit être une bonne résistance au cisaillement [22].



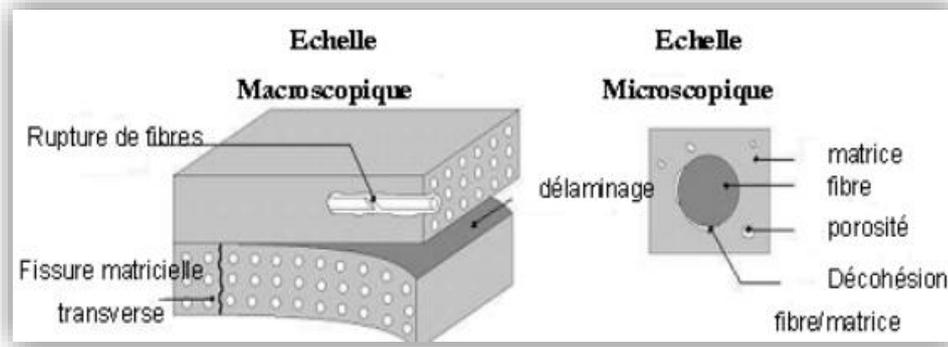
**Figure I-25:** Illustration du procédé d'assemblage peaux/âme [22]

**I.4. Endommagement des matériaux composites**

L'endommagement des matériaux renforcés de fibres est un phénomène assez complexe qui dépend de la sollicitation, de l'architecture des constituants et de l'orientation des plis. Il existe plusieurs types de mécanismes d'endommagement qui apparaissent à différentes échelles [23].

- a. **Echelle microscopique :** des phénomènes de rupture de l'adhérence entre les fibres et la matrice connus sous la décohésion fibres/matrice.

- b. **Echelle macroscopique** : Une séparation locale entre deux couches liés a une concentration importante des contraintes en cisaillement connu sous le nom « le délaminage »
- c. **Echelle mésoscoique (échelle du pli)**: fissures interlinéaires transverse perpendiculaire ou longitudinal à la direction des sollicitations dans la direction de l’application des efforts



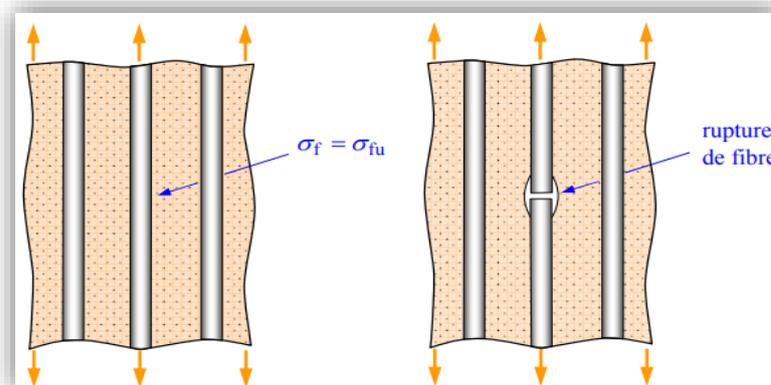
**Figure I-26:**Principeaux échelles de dégradation des matériaux composites [23]

**I.4.1 Mécanisme de rupture**

La détérioration finale d’un matériau composite est le résultat des différents mécanismes élémentaire :

**I.4.1.1 Rupture des fibres**

La rupture des fibres dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques se produit lorsque les contraintes de traction dans la fibre atteignent la contrainte à la rupture de la fibre. Cette rupture de la fibre entraîne une concentration de contrainte à proximité de la rupture. Le processus de rupture résultant dépend principalement de la contrainte à la rupture des fibres, de la capacité de la matrice à absorber l’énergie libérée et des propriétés de l’interface fibre/matrice [24].



**Figure I-27:**Rupture de fibre [24]

### I.4.1.2 Rupture transverse de la matrice

Matrices organiques étant des matériaux ductiles tels que la rupture finale intervient, après une initiation de la fissure et sa progression, dès que la contrainte à la rupture est atteinte. Ces fissures prennent naissance aux défauts présents dans les matériaux lors de son élaboration. En traction longitudinale, la fissuration de la matrice est soit transverse dans le cas où la contrainte maximale dans la matrice atteint la contrainte à la rupture en traction, soit longitudinale dans le cas où la contrainte à la rupture en cisaillement est atteinte [24].

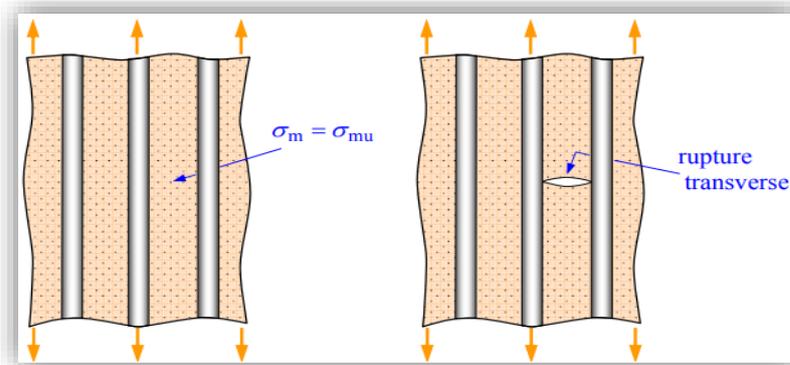


Figure I-28: Rupture transverse de la matrice [24]

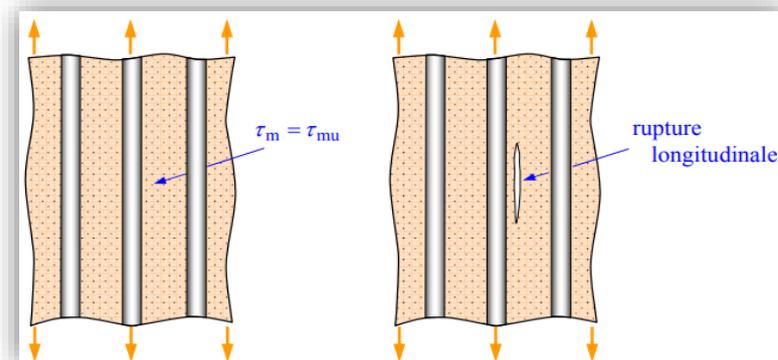
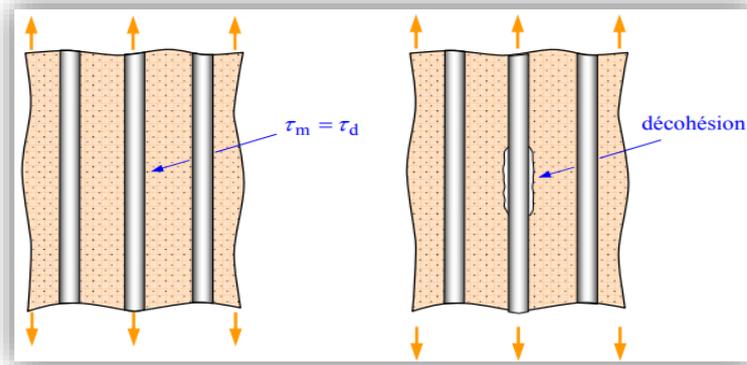


Figure I-29: Rupture longitudinal de la matrice [24]

### I.4.1.3 Décohésion fibre-matrice

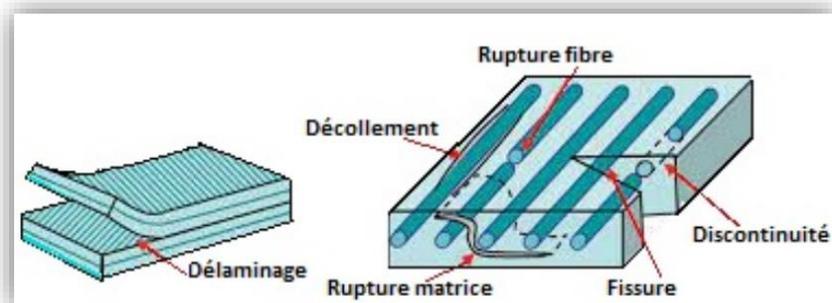
Dans un polymère renforcé par des fibres unidirectionnelles, la décohésion de l'interface se produit lorsque la contrainte de cisaillement dans la matrice atteint la contrainte de décohésion. Cela se produit lorsque la contrainte de décohésion est inférieure à la contrainte de cisaillement à laquelle la matrice se rompt [24].



**Figure I-30:**Décohésion fibre-matrice [24]

#### I.4.1.4 Délaminage

Il s'agit d'un mode de rupture observé dans les composites stratifiés, il s'agit d'une détérioration entre différentes couches du stratifié composite [25].

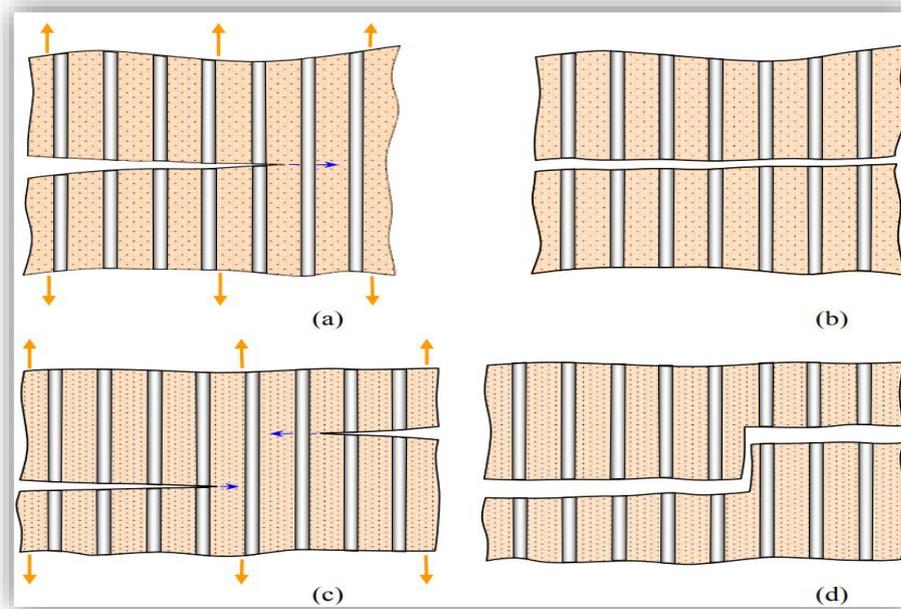


**Figure I-31:**Mécanisme de rupture des stratifiés hybrides [25]

#### I.4.2. Phases d'endommagement

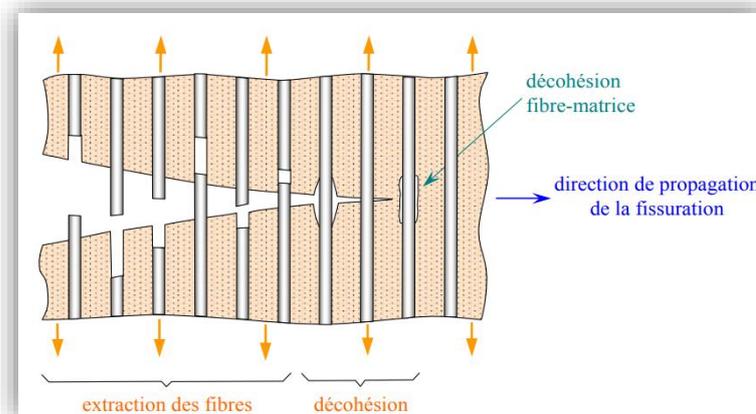
La propagation de la rupture diffère suivant la nature de l'interface fibre-matrice.

- Dans le cas d'une adhérence forte entre la fibre et la matrice la rupture initiée soit par la rupture des fibres ou la rupture de la matrice [26].



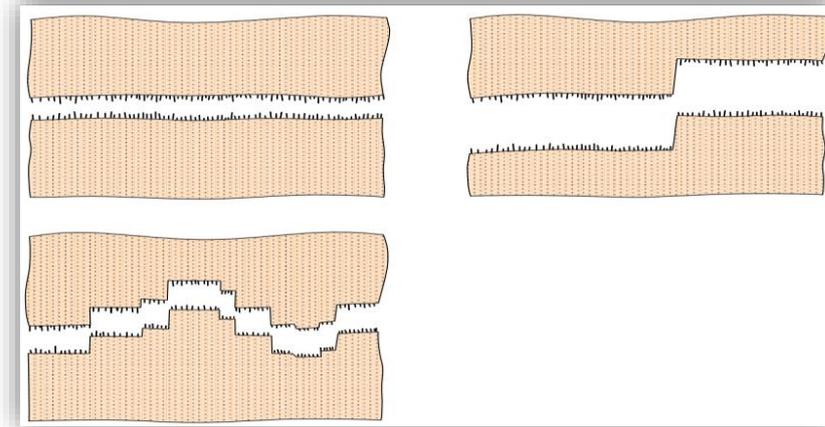
**Figure I-32:** Propagation de la fissure dans le cas d'une forte adhérence fibre-matrice [26]

- Dans le cas d'une adhérence faible entre la matrice et le fibre la propagation transverse par la fissuration avec une décohesion de l'interface [26].



**Figure I-33:** Propagation de la fissure dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice [26]

Le pontage des fissures transversales peut se faire par propagation de la rupture à l'interface fibre-matrice, conduisant à un profil plus ou moins en escalier de la surface de rupture.



**Figure I-34:**Surface de rupture dans le cas d'une faible adhérence [26]

### **I.4.3. Techniques de détection de l'endommagement**

L'endommagement d'un stratifié est un changement délicat qui nécessite un contrôle non destructif pour le quantifier. Ces contrôles servent à détecter les fissures et les discontinuités, parfois en les couplant.

#### **I.4.3.1 Méthodes directe**

Permettent de suivre l'endommagement en l'observant directement : microscope optique, Radiographie X, La thermographie infrarouge...Etc.

#### **I.4.3.2 Méthode indirecte**

Sont des approches sert à évaluer le changement des propriétés a l'échelle microscopique ou macroscopique par des mesures et des techniques on citer parmi eux : émission acoustique, le contrôle ultrasonore, les courants de Foucault

### **I.4.4. Le choc dans les structures aéronautique :**

Les structures aéronautiques sont soumises à des sollicitations extérieures sévères, notamment des impacts et des chocs de différentes natures. C'est pourquoi la résistance à l'impact des structures composites revêt une grande importance dans la fabrication des pièces aéronautiques. Ces pièces peuvent être exposées à différents types d'impacts, ce qui justifie la nécessité de dimensionner les structures aéronautiques, en particulier celles en matériaux composites, pour résister à ces impacts [27].

- Impact de service
- Impact de débris
- Impact de grêle
- Impact d'oiseaux



a



b

**Figure I-35:**L'endommagement des structures composite par choc, a)Un avion endommagé par Vautour fauve,b) Impact de grêle [27]

### I.5 Conclusion

La recherche bibliographique a permis de décrire les matériaux composites, d'identifier leurs composants principaux, et de présenter les matériaux sandwichs, en mettant en évidence leurs avantages et inconvénients, tout en abordant quelques-unes de leurs applications

Dans cette étude, les fibres de carbone et d'aramide ont été choisies pour élaborer nos composites hybrides par la technique de moulage sous vide.

## **CHAPITER II**

### Procédures expérimentales

## II Procédures expérimentales

### II.1 Introduction

Ce travail concerne la fabrication de plaques sandwich et de stratifiés hybrides spécifiquement conçus pour être utilisés dans l'industrie aéronautique, plus précisément pour la section du nez de fuselage. L'objectif de cette étude est d'évaluer les performances mécaniques de ces matériaux en utilisant des essais statiques et dynamiques.

Les stratifiés hybrides et les sandwichs ont été élaborés et caractérisés au sein de laboratoire des matériaux à l'école supérieur de technique de l'aéronautique et de laboratoire des matériaux à l'école militaire polytechnique.

Dans ce chapitre on cherchera d'élaborer et caractériser certain type de sandwich dont l'âme en mousse PVC Airex C70.55 et les semelles des stratifiés hybride entre l'aramide et le carbone vis- à -vis des essais statiques et dynamiques sont réalisées pour prédire le comportement des structures sous des chargements mécaniques.

### II.2 Matériaux d'étude

Afin que les structures sandwich puissent efficacement remplir leur fonction, il est essentiel d'assurer une parfaite liaison entre le noyau et les revêtements. Pour cela, l'élaboration de la structure sandwich se réalise par collage, qui passe par deux étapes :

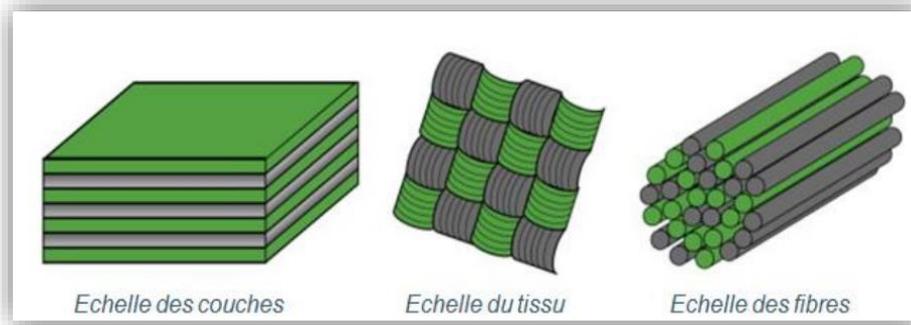
La première étape consiste à fabriquer deux plaques de stratifiés hybride symétrique: Le premier est HCCH (4plies) qu'on va le dénommer P4 et le deuxième HCHCCHCH (8plies) qu'on va le dénommer P8

La deuxième étape consiste à assembler par collage les peaux (l'une des deux stratifiés proposé) et le cœur par un adhésif pour obtenir une interface peaux /âme de bonne qualité, la qualité de collage est naturellement fondamental pour la performance et la durée de vie de la pièce en pratique on a [3]

$$0.025 \leq \text{épaisseur d'adhésif} \leq 0.2 \text{ mm}$$

#### II.2.1 Peau

Il s'agit d'un stratifié hybride composé de deux types de fibres, à savoir la fibre de carbone et l'aramide. Le choix de cette combinaison de fibres n'est pas aléatoire, mais est basé sur des facteurs essentiels. La fibre de carbone, bien qu'elle soit solide et possède une capacité de charge très élevée, présente une fragilité qui peut entraîner des problèmes tels que la délamination ou la rupture. Par conséquent, l'incorporation de la fibre de Kevlar (connue pour sa haute ténacité) est envisagée afin de compenser la fragilité de la fibre de carbone



**Figure II-1** : Différents échelles de l'hybridation [28]

### II.2.1.1 Résine Epoxy

C'est un liquide à faible viscosité, homogène, de résine époxy. Il est commercialisé en Algérie par la société LORN Chemical et est associé à un durcisseur époxy. Ce mélange est utilisé pour la fabrication des stratifiés thermodurcissables, conçu spécialement pour les applications aéronautiques.

Les proportions massiques ont été prises selon des normes imposées par le fabricant et sont de l'ordre 100 g de résine pour 50 g de durcisseur.



1



2

**Figure II-2** : Les liquides d'élaboration des stratifiés :1) Résine époxy ,2) Durcisseur

**Tableau II-1:** Caractéristiques mécanique de l'époxy et son durcisseur [29]

Caractéristique	Propriétés
Masse volumique	1100 à 1500 $Kg.m^{-3}$
Densité	1.1 $\pm$ 0.05 $g/cm^3$
Viscosité à 25°C	800 MPa.s
Température de fléchissement sous charge	290 °C
Module d'élasticité en traction	3 à 5 GPa
Contrainte à la rupture de traction	60 à 80 MPa
Contrainte à la rupture en flexion	100 à 150 MPa
Allongement a la rupture	2 à 5 %
Résistance en cisaillement	30 à 50 MPa
Résistance à la compression	70 MPa
Rapport de mélange	1Kg (A) avec 0.5 Kg (B)

### II.2.1.2 Renforts

L'hybridation est réalisée à travers l'association de deux types de renforts (fibres de carbone et fibres d'aramide) dans le but d'améliorer de manière complémentaire les performances mécaniques [3]

**Tableau II-2:** Comparaison des propriétés des renforts choisis [30]

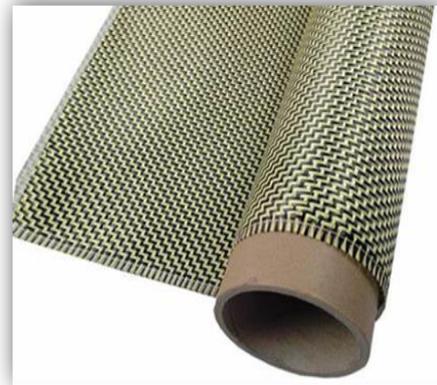
Les propriétés mécaniques	Carbone	aramide
Résistance à la rupture de traction	+++	+++
Module d'élasticité	+++	+
Résistance à l'impact	+	+++
Tenue en température	+++	++
Dilatation thermique	+++	+++
Densité	++	+++
Usinage	+++	+
Reprise d'humidité	+++	+
Adhérence avec la résine	+++	+
Prix	++	+

- **Tissu de carbone :** La fibre la plus utilisée dans les applications à haute performance est notamment employée dans les tuyères de fusée, les plaquettes de frein, les éléments de fours et le domaine spatial.

- **Tissu hybride carbone/kevlar:** est une fibre chimique synthétique d'origine pétrochimique, possédant des propriétés mécaniques et thermiques exceptionnelles, applicables dans divers secteurs tels que l'aéronautique et le domaine militaire.



a



b

**Figure II-3:** Tissus utilisés dans l'élaboration des stratifiés a) Tissu de carbone) Tissu hybride carbone/Kevlar [30]

**Tableau II-3:** Propriétés mécaniques des fibres carbone et kevlar [30]

Les propriétés mécaniques des fibres	Carbone	Kevlar
La densité ( $g/cm^3$ )	1.8	1.44
La résistance à la traction(MPA)	5000	3600
Le module de Young(GPA)	250	131
L'élongation à la rupture(%)	1.6	2.8

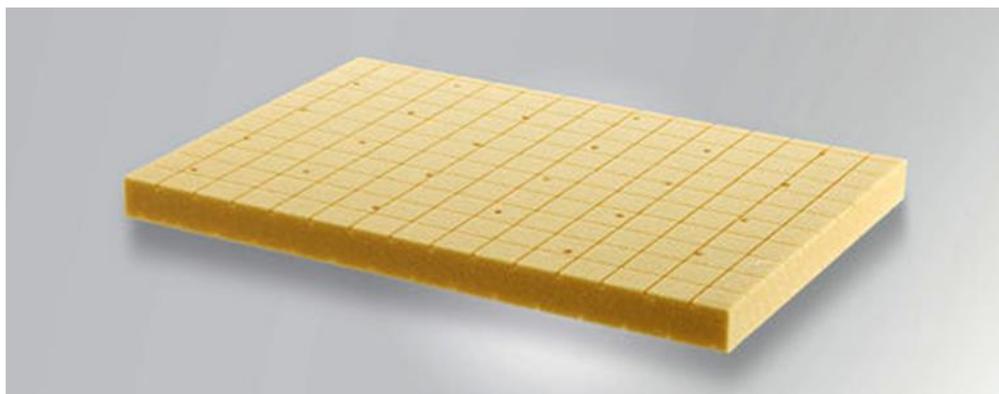
### II.2.1.3 Configurations étudiées

La fibre de carbone est très résistante et possède des propriétés mécanique très élevée, mais elle est également très fragile, ce qui peut entraîner un délaminage prématuré. Ainsi la fibre de Kevlar (avec sa dureté élevée) peut être utilisée pour compenser la fragilité de la fibre de carbone.

Je précise que nous avons utilisé deux types de tissu

1. un tissu d'aramide qui est un tissu hybride carbone/kevlar indexé H
2. un tissu en carbone sergé indexé C





**Figure II-5:** Ame en mousse PVC Airex C70.55 d'épaisseur 10mm [31]

**Tableau II-4:** Les propriétés de l'âme PVC Airex C70.55 [32]

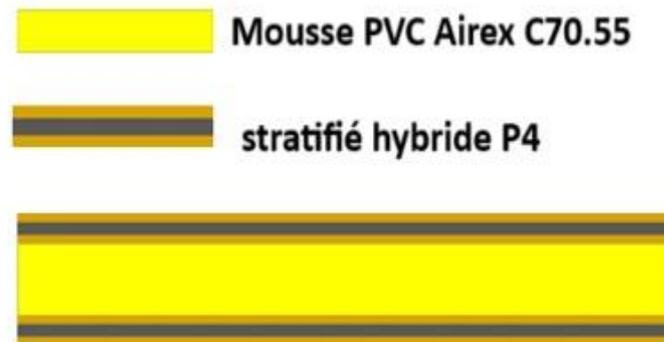
Propriétés	Valeur
Epaisseur (mm)	10
Densité nominale (kg/m <sup>3</sup> )	60
Résistance à la compression verticale (N/mm <sup>2</sup> )	0.9
Module d'élasticité en compression vertical (N/mm <sup>2</sup> )	69
Résistance à la traction au sens de la plaque	1.3
Module d'elasticité en traction au sens de plaque (N/mm <sup>2</sup> )	45
Résistance en cisaillement (N/mm <sup>2</sup> )	0.85
Module de cisaillement (N/mm <sup>2</sup> )	22
Allongement de cisaillement a la rupture (%)	16
Conductivité thermique	0.031
Couleur	jaune

#### II.2.2.2 Domaines d'application de la mousse PVC Airex

- **Construction des bateaux :** coque, plateforme, superstructure ...
- **Secteur ferroviaire et véhicule routiers :** panneau de toit, parois de séparation, protection latérale ...
- **Energie éolienne :** pales, capot de générateur...
- **Industrie aéronautique et aérospatial :** radomes, fuselage, ailes, chariot de distribution de nourriture ...
- **Loisirs :** planche à voile, snowboards, wakeboards ...
- **Applications industrielles :** réservoir, tuyau, canalisation ...

### II.2.2.3 Configuration de la structure sandwich

L'utilisation de semelles hybrides dans les applications où la résistance et la légèreté sont essentielles est devenue inévitable pour obtenir des performances optimales.



**Figure II-5:** Configuration de la structure sandwich

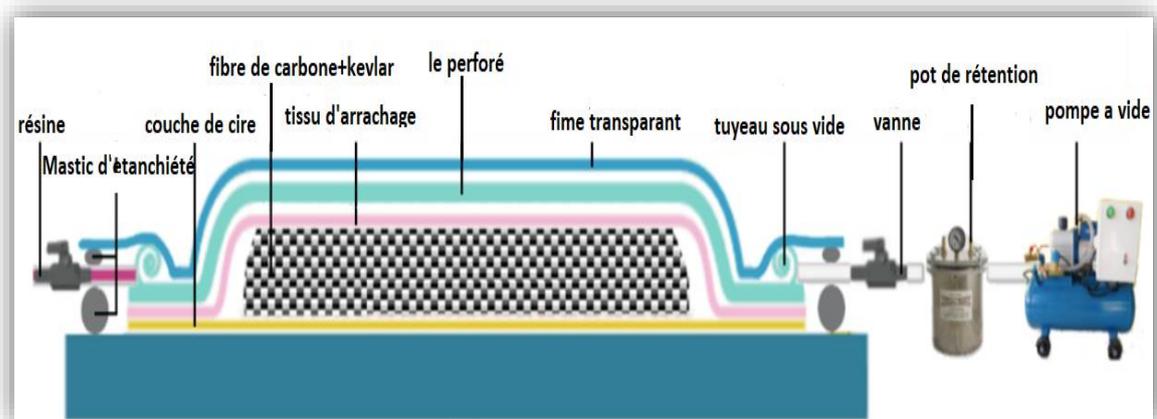
## II.3 Elaboration des échantillons

La mise en œuvre des stratifiés est réalisée par moulage sous vide à température ambiante pendant 48 heures entre moule et contre moule après l'interposition des deux types des renforts.

### II.3.1 Technique d'élaboration

L'obtention de nos semelles est réalisée par le moulage sous vide ou par dépression, également connu sous le nom de "au sac". Il s'agit d'un procédé de mise en forme des matériaux composites, pouvant être à base de thermoplastique mais surtout de thermodurcissable.

Nous avons choisi ce procédé parce qu'il nous permet d'obtenir un composite de meilleure qualité qu'avec le moulage au contact. Le taux de fibre est supérieur car l'excès de résine est aspiré par la dépression créée lors de la mise sous vide.



**Figure II-7:** Procédé de moulage sous vide

#### II.3.1.1 Matériels utilisés

Le mode opératoire de moulage sous vide est effectué à l'aide des consommables suivants :

Tableau II-5: Matériels utilisés

<b>Filme de mise sous vide</b>	matériau imperméable utiliser pour sceller l'ensemble de dispositif afin de comprimer les tissus et d'éviter tout vide
<b>Perforation</b>	pour l'écoulement de la résine
<b>Tissu d'arrachage</b>	pour l'arrachement facile de la plaque et le bon état de surface
<b>Eléments adhésion</b>	scotch double face, Mastic d'étanchéité
<b>Dispositif de sectionnement</b>	ciseau, cutteur
<b>Balance</b>	pesage de résine et durcisseur
<b>Pompe de mise sous vide</b>	pompe pneumatique possèdent une rentré et deux sorties
<b>Acétone</b>	solvant utilisé pour l'hygiène assurer une protection de la moule et enlevé la résine avant qu'il durci

### II.3.1.2 Etapes d'élaboration des plaques composites

Tout abord nous portons une blouse et des gants de protection pour éviter éclats des fibres.

#### 1. Préparation des tissus (tissus d'arrachage, le perforer et les tissus de fibre) :

Réaliser des découpes de tissu de carbone et d'aramide en plaques de dimensions 500 x 500 mm en utilisant des ciseaux disponibles dans le cadre d'un laboratoire.



**Figure II-8:** Découpage les tissus de carbone et tissu hybride

#### 3. Interposition des fibres, tissu perforé et d'arrachage :

Conformément aux configurations précédemment mentionnées dans le chapitre 02, nous avons incorporé un perforateur conçu pour permettre l'évacuation du surplus de résine, ainsi qu'un tissu d'arrachage dont la fonction est d'empêcher l'adhérence de la plaque au nylon. Ceci garantit la transparence du nylon pour observer le flux de résine tout en maintenant une surface de plaque de haute qualité.



**Figure II-9:** Dépôt de l'ensemble (les fibres, le perforé et le tissu d'arrachage)

#### **4. Fermeture hermétique du sac à vide :**

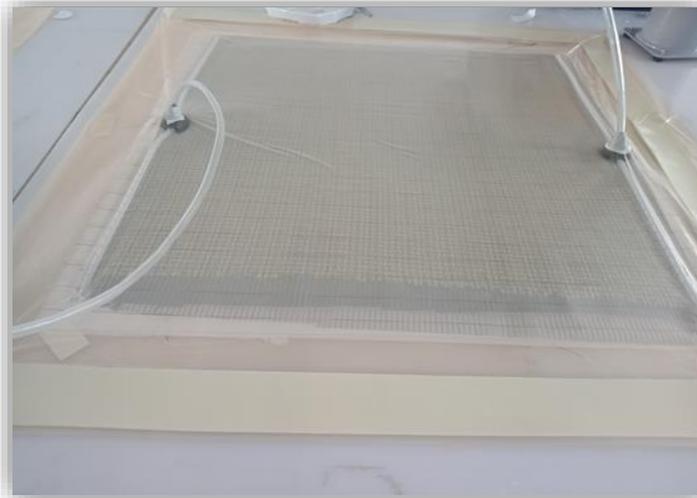
Une fois que nous avons vérifié l'intégrité du nylon en nous assurant qu'il ne présente aucune discontinuité ou fissure qui pourrait permettre la fuite d'air, nous procédons avec précaution à la fermeture de la pochette en utilisant un ruban adhésif.



**Figure II-10:** Fermeture hermétique du sac à vide

#### **5. Préparation de la pompe et des tuyaux de circulation d'air et résine :**

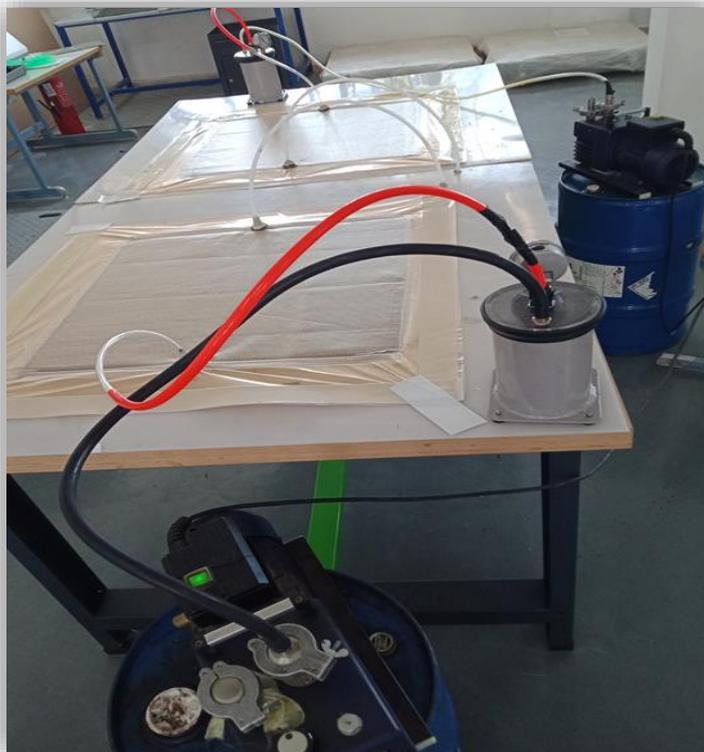
Avant de procéder à la vérification du niveau d'huile, nous établissons une connexion étanche aux tuyaux d'entrée et de sortie afin de prévenir toute fuite d'air. Pour garantir une fermeture hermétique, nous mettons en œuvre un processus de pompage.



**Figure II-11:** Préparation des tuyaux de circulation

#### 6. Installation de la pompe :

Le processus de pompage a pour objectif d'éliminer l'air du sac, créant ainsi un vide partiel qui permet d'aspirer la résine sous une dépression comprise entre  $-0,7$  et  $-0,9$  bar. Cette opération est réalisée au moyen de deux tuyaux : l'un pour l'aspiration de l'air et l'autre pour le passage de la résine. Les deux opérations sont exécutées simultanément de manière parallèle, comme illustré dans la figure ci-dessous.



**Figure II-12:** Installation du circuit sous vide

### 7. Préparation du mélange résine/durcisseur :

À partir des normes imposé par le constructeur selon la norme ISO 527-5 [31] la quantité de résine nécessaire est calculé comme suite (375g pour de résine pour  $1m^2$ )

$$S_c = 50 \times 50 \times 10^{-8} = 0.25 m^2$$

$$S_T = 0.25 \times 4 = 1 m^2$$

$$M_t = 300g$$

Pour obtenir une polymérisation adéquate le rapport de mélange résine durcisseur (catalyseur) est : 70% résine et 30% catalyseur

$$M_{résine} = \frac{2}{3} \times M_t = 200 g$$

$$M_{durcisseur} = \frac{1}{3} \times M_t = 100 g$$

Pour éviter une polymérisation excessive qui rende le stratifier dur et difficile à travailler il est préférable de prend la quantité de mélange de façon progressive 150 g pour chaque pesage.



**Figure II-13:** Pesage de la résine et son durcisseur

### 8. Écoulement de la résine :

Le mélange résine-durcisseur est injecté dans la structure stratifiée et uniformément réparti à l'aide d'un tuyau d'alimentation inséré dans le sac. Après une période spécifique permettant à la résine de pénétrer complètement dans la structure, une fois que l'écoulement de la résine est achevé, l'ensemble est maintenu sous vide pendant une durée de 8 heures.



**Figure II-14:** Ecoulement de la résine

### 9. Polymérisation et démoulage :

Une fois que la résine est suffisamment durcie, on retire la plaque stratifiée en la moulant à la main. L'enlèvement du perforateur et du tissu d'arrachage ne nécessite pas l'utilisation d'outils de démoulage. Nous avons obtenu des stratifiés en bon état de surface grâce à l'utilisation structurée des instructions d'élaboration tout au long du processus de fabrication.



**Figure II-15:** Démoulage des stratifiés

### 10. Cuisson des plaques :

Les plaques sont disposées dans un four de cuisson spécialement conçu pour les matériaux composites, où elles sont soumises à une température de 80 °C pendant une période de cuisson de 8 heures. Le temps de cuisson est déterminé en fonction des caractéristiques des

composants, à savoir la résine et les fibres. Après le refroidissement des plaques, nous obtenons des stratifiés hybrides.

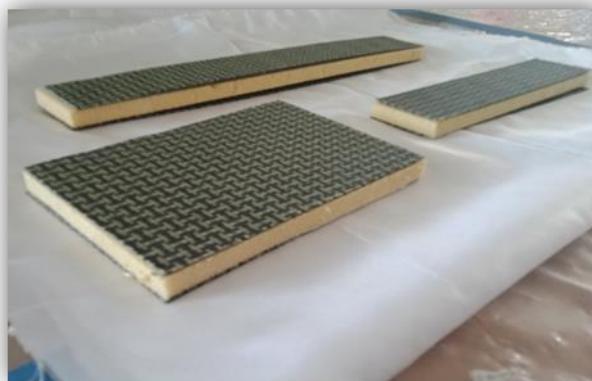


**Figure II-16:** Plaques finis des deux configurations

### II.3.2 Préparation et découpage des éprouvettes

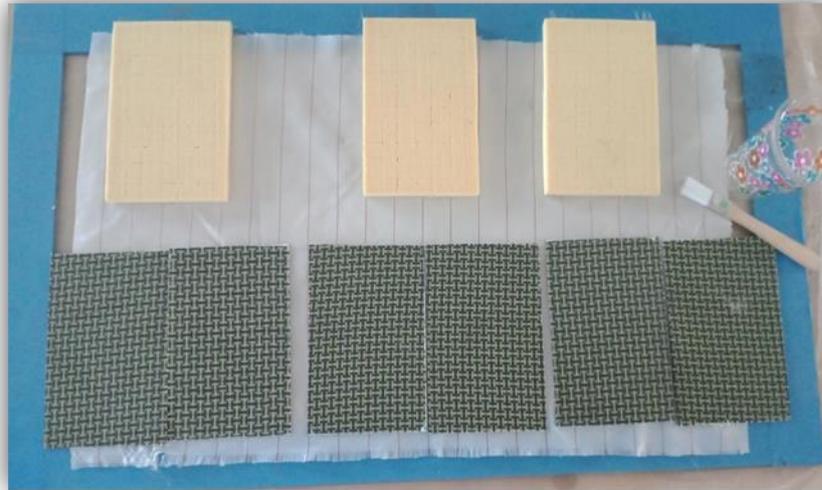
Les plaques obtenues de dimensions 500 x 500 mm sont découpées en éprouvettes à l'aide d'une machine CNC après 30 jours de repos, conformément aux normes que nous allons citer.

La mousse PVC Airexs C70.55 est également découpée en échantillons à l'aide d'un cutter, conformément à des normes spécifiques, puis elle est collée à la peau à l'aide d'un adhésif composé du mélange résine époxy + durcisseur, le même que celui que nous avons déjà utilisé pour la polymérisation des plaques stratifiées.



**Figure II-17:** Epreuves découpées

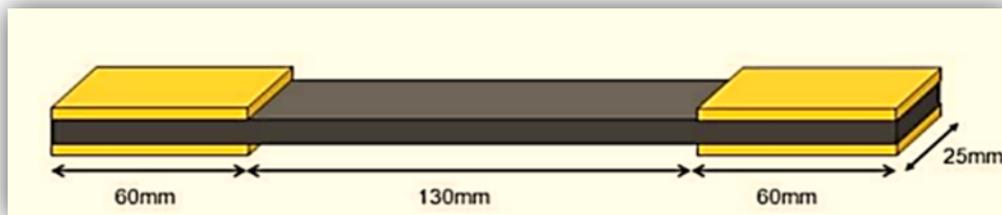
La quantité d'adhésive (Résine époxy + durcisseur) nécessaire pour coller une surface de  $1m^2$  entre l'âme et la peau est 300 g choisi par le constructeur selon des normes imposés



**Figure II-18:** Exemple de collage d'une éprouvette d'impact

### II.3.2.1 Epreuve de traction

Les éprouvettes de traction, sous forme rectangulaire, sont découpées conformément à une norme choisie en fonction de l'épaisseur et des tissus utilisés (ASTM D 3039).



**Figure II-19:** Epreuve de traction selon la norme ASTM D 3039 [33]

Afin d'assurer la fixation des éprouvettes sur la machine de traction et d'éliminer le glissement au niveau des mors de fixation, des talons en aluminium sont collés aux extrémités des éprouvettes de traction.

- Longueur total de l'éprouvette est 250 mm
- Longueur des talons 60 mm
- Largeur de l'éprouvette est 25 mm
- Largeur des talons 25 mm
- L'épaisseur de l'éprouvette est 2 mm
- L'épaisseur des talons est 1mm

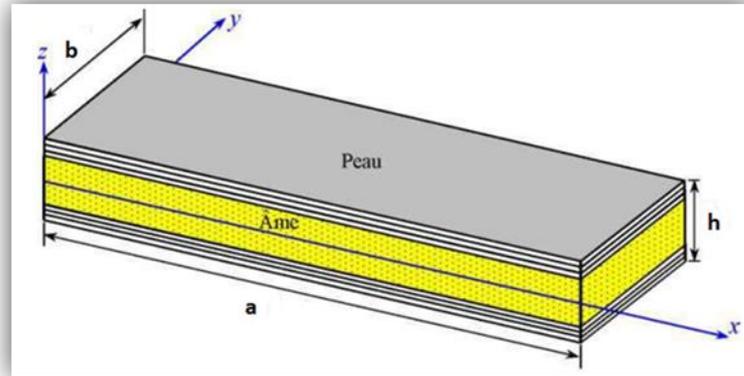
### II.3.2.2 Les éprouvettes de flexion et de cisaillement

Les éprouvettes recommandé pour les essais de flexion et cisaillement doivent avoir un prisme droit selon la norme NF T 54-606 on a [34]:

$$a = d + \left( 50 \text{ mm ou } \frac{h}{2} \right) : \text{ suivant la plus grande de ces deux valeurs}$$

$$2h \text{ et } 3e_a < b < \frac{d}{2}$$

Avec :  $a$  est la longueur de la poutre en mm et  $b$  est largeur de la poutre en mm

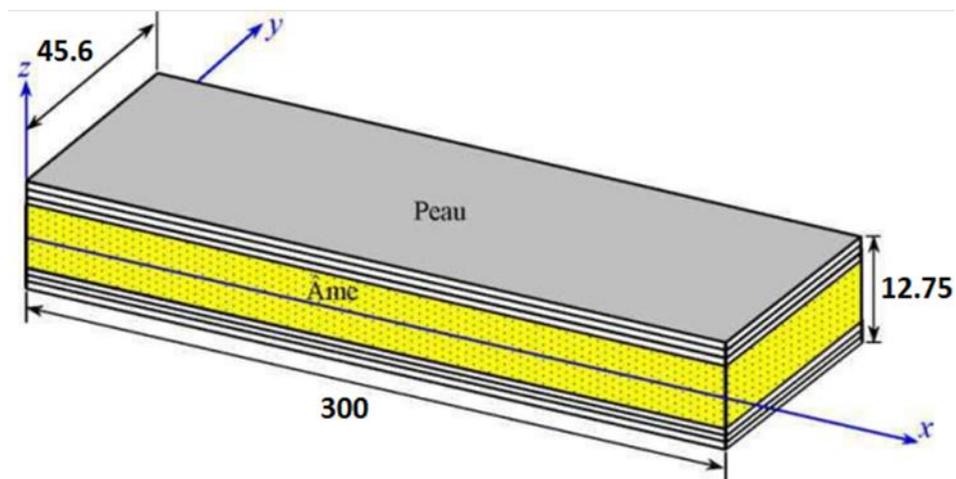


**Figure II-20:** Epreuve rectangulaire de traction selon la norme NF T 54-606 [35]

### II.3.2.2.1 Flexion

Les dimensions de l'éprouvette de flexion sont déterminées en fonction de la portée (la distance entre les appuis) dont la portée ( $d$ ) soit été égale de 15 à 20 fois l'épaisseur total de la structure sandwich ( $h$ ) :

$$d = 17.85 \times h$$



**Figure II-21:** Epreuve de flexion selon la norme NF T 54-606 [35]

### II.3.2.2.2 Cisaillement

Les dimensions de l'éprouvette de flexion sont déterminées en fonction de la portée (la distance entre les appuis) dont la portée ( $d$ ) doit être égal a 10 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich ( $h$ ) :

$$d = 10 \times h$$

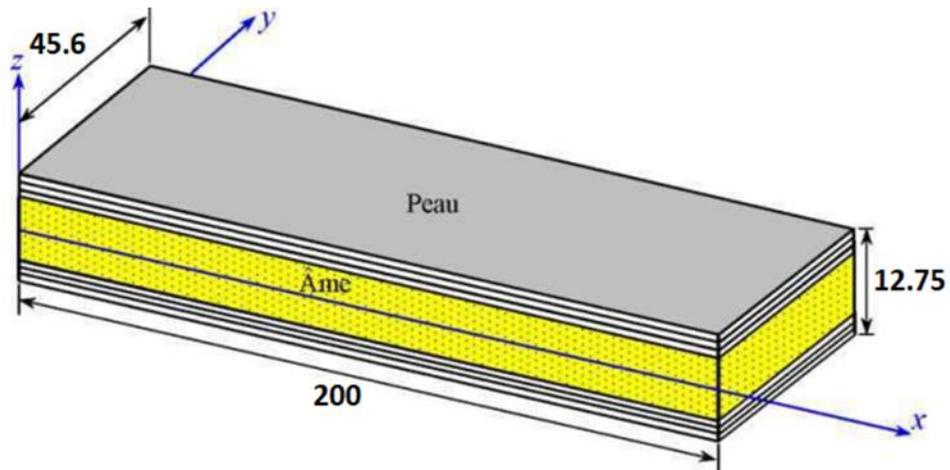


Figure II-22: Epreuve de cisaillement selon la norme NF T 54-606 [35]

### II.3.3.3 L'éprouvette de l'impact

La norme utilisé est AITM 1-0010 [46] propose un type d'éprouvette pour les stratifiés de longueur 150mm et de largeur 100mm environs 2.1mm d'épaisseur.

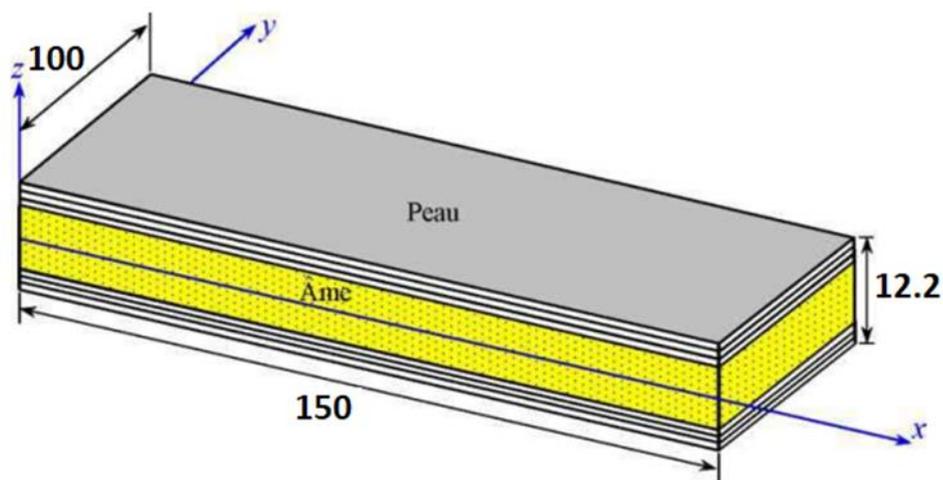


Figure II-23: Epreuve de l'essai d'impact [36]

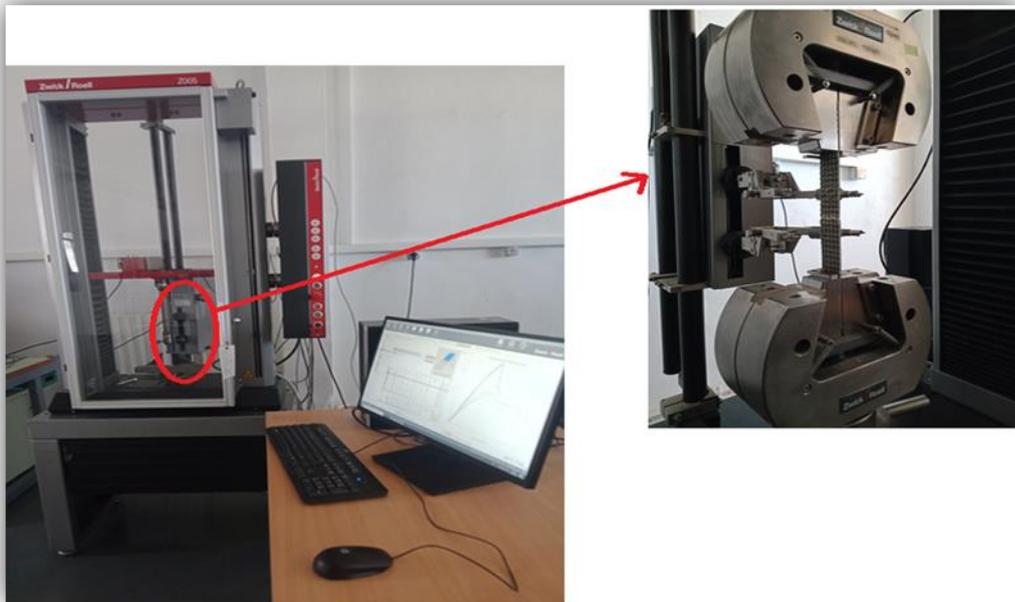
## II.4 Techniques de caractérisation :

La caractérisation complète des propriétés des matériaux composites anisotropes et inhomogènes, destinés à des applications structurales exigeantes, nécessite une large gamme d'essais mécaniques. La détermination des propriétés globales (le module de Young, la limite d'élasticité, la résistance à la fatigue) nécessite des essais de traction, de flexion et de cisaillement [10]. Dans cette partie, nous allons présenter les techniques expérimentales utilisées dans les laboratoires de l'ESTA et de l'EMP pour caractériser le comportement mécanique des plaques élaborées.

### II.4.1 Caractérisation quasi-statique:

#### II.4.1.1 Essai de traction sur les peaux :

Les propriétés mécaniques de stratifié (la peau) a été déterminer à partir des essais de traction sont effectuées sur une machine traction universelle de type ZWICK/ROELL Z005, doté d'un capteur de force 100 KN et d'un extensomètre piloter par un ordinateur sous une température ambiante et une vitesse de déplacement vaut 2 mm/mn au niveau de l'laboratoire de l'école supérieur des techniques d'aéronautique dar Beida. Trois éprouvettes ont été testés pour des résultats fiable [37].



**Figure II-24:** Dispositif expérimental de l'essai de traction

L'objectif majeur de l'essai de traction est caractériser un matériau à travers la détermination de ses propriétés (la contrainte à la rupture, le module d'élasticité) lorsqu'il soumit à des forces de traction.

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L_0} = \frac{L-L_0}{L_0} \quad (\text{II-1})$$

$$\sigma_{\text{rup}} = \frac{F}{S_0} \quad (\text{II-2})$$

- Loi de Hooke :

$$\sigma_{\text{rup}} = E \cdot \varepsilon \quad (\text{II-3})$$

- La pente :

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (\text{II-4})$$

### II.4.1.2 Essai de flexion et cisaillement

Les essais sont réalisés selon la norme NF 54-606 sous une température de  $23^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$  et une humidité relative de  $50\% \pm 5\%$  sous une vitesse d'application de charge de  $6.4 \text{ mm/mn}$

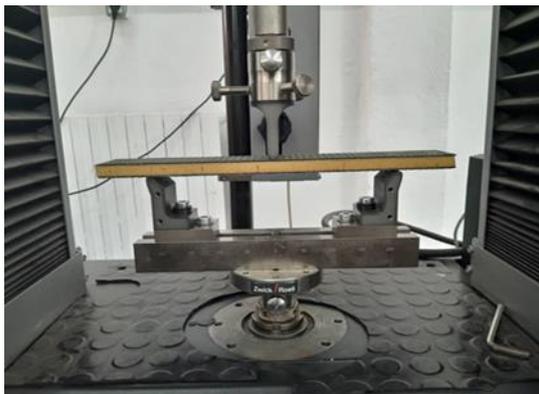
#### a. L'essai de flexion trois point

La flexion trois point est le cas de charge le plus utilisé parmi tous les essais de flexion sur les matériaux puisque les ailes et d'autres composants des avions sont conçus pour supporter des charges résultant souvent de flexion dues aux forces aérodynamiques.

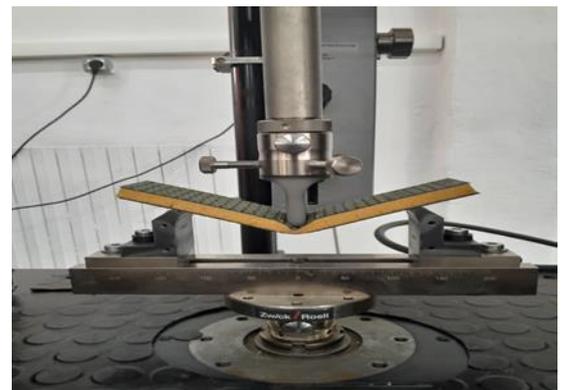
Le principe de l'essai est de déformer jusqu'à la rupture une éprouvette reposant sur deux appuis fixes à travers l'application continue d'une charge sur la face supérieure de l'éprouvette.

La contrainte normale en flexion (contrainte de flexion) est une notion qui se produit lorsque des forces appliquées provoquent une déformation en courbant ou en fléchissant la poutre autour d'un axe, exprimé par la relation suivante :

$$\sigma = \frac{Pd}{2.e_s.(h+e_d).b} \quad (\text{II-5})$$



a



b

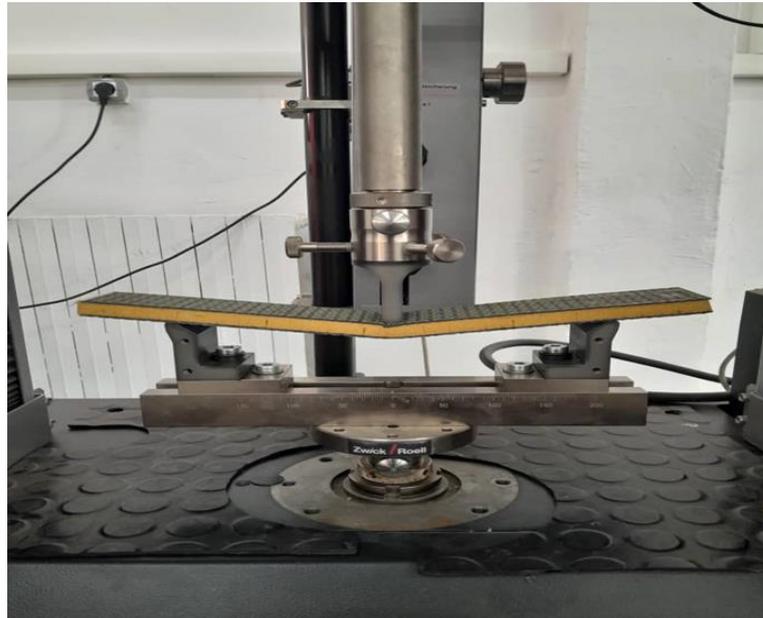
**Figure II-25:** a) Montage de l'éprouvette, b) Détérioration de l'éprouvette

#### b. Essai de cisaillement

Les essais de cisaillement utilisés dans l'étude des matériaux composites servent à caractériser la réaction d'un matériau face à une contrainte de cisaillement, ainsi que ses propriétés en termes de contrainte et de module de cisaillement. Ces essais peuvent être réalisés en soumettant le matériau à une sollicitation soit dans le plan des couches (appelé cisaillement interlaminaire), soit perpendiculairement aux couches. Ils revêtent une grande importance pour l'analyse des matériaux composites, bien que leur mise en œuvre soit souvent complexe.

La contrainte en cisaillement de l'âme :

$$\tau = \frac{P}{(h + e_a) \cdot b} \quad (\text{II-6})$$



**Figure II-26:** Montage de l'éprouvette durant l'essai de cisaillement

#### II.4.2 Caractérisation dynamique

Dans les structures aéronautiques, les dommages provoqués par les chocs peuvent, par exemple, résulter des outils tombés pendant la maintenance, de chutes de pierres lors du décollage et de l'atterrissage, ou d'une collision avec des véhicules de soutien au sol.

##### II.4.2.1 Essai d'impact basse vitesse par tour de chute

L'essai d'impact à basse vitesse a été réalisé à l'aide d'une machine d'essai d'impact par chute de poids instrumentée à EMP.

L'essai d'impact pour objectif à évaluer la ténacité, ce dernier est une mesure de la capacité d'un matériau à absorber l'énergie a des charges appliquées soudainement pour comprendre le comportement d'un matériau sous des conditions dynamiques.

La repense à faible impact de vitesse des échantillons ont été étudié à différents énergie d'impact 8J, 12J, 18J et 25J afin d'évaluer la capacité de la structure sandwich à dissiper l'énergie d'impact

Les énergies d'impact sont obtenues à l'aide de l'équation suivante

$$E = \frac{1}{2} m \cdot v^2 \quad (\text{II-7})$$

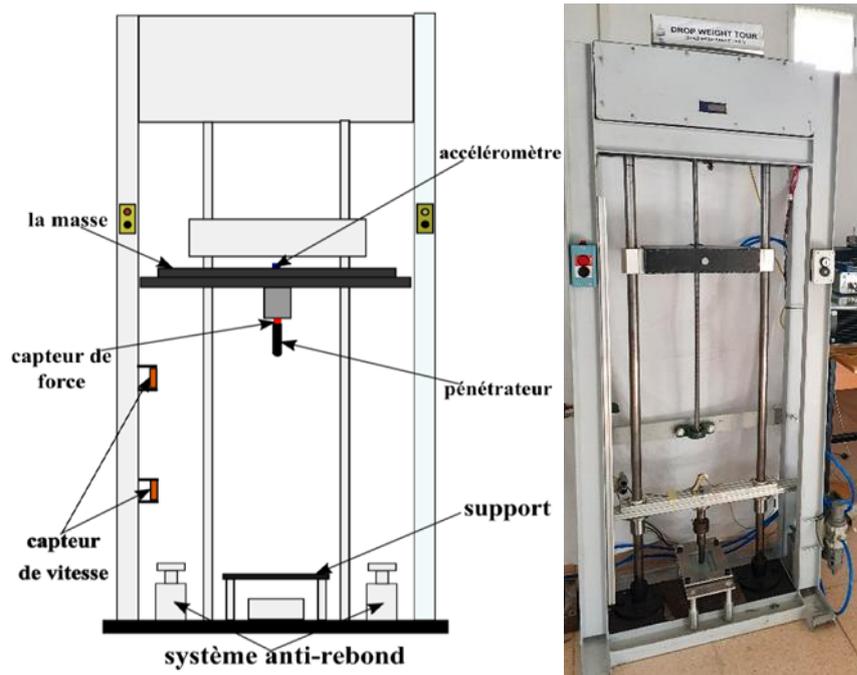


Figure II-27: Schéma représentatif de tour de chute

L'échantillon est maintenu à l'aide d'un serrage à quatre vis avec un couple constant, l'impacteur est un hémisphère en acier d'un diamètre de 20 mm, la masse totale du chariot et de l'instrumentation et de l'impacteur est 3.74 Kg, l'essai de faible énergie d'impact est de 0.5m/s.

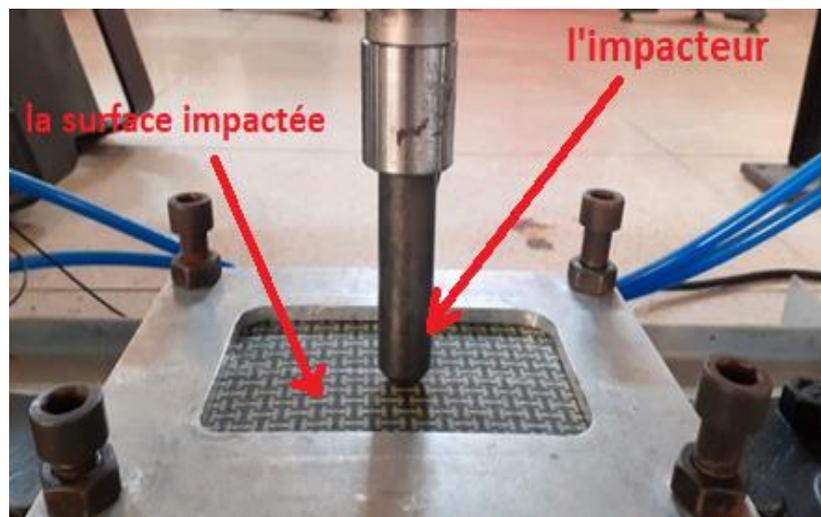


Figure II-28: Impacteur de l'essai d'impact hémisphérique

La courbe d'impact qui présente la variation de la force en fonction du temps composé de trois phases comme montrent la figure suivante (figure II-29).

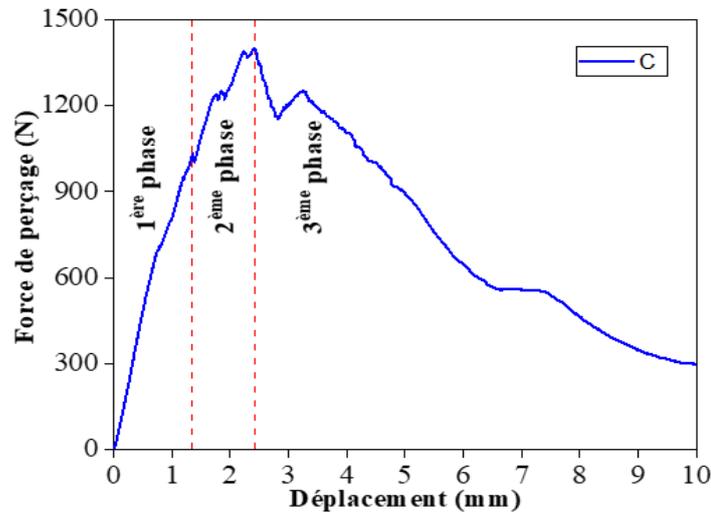


Figure II-29: Courbe fonctionnelle de l'essai d'impact

- **La première phase (phase de chargement initial):** présente un comportement élastique linéaire ou la force augmente linéairement à travers le temps jusqu'à une valeur maximale ou la rigidité change en raison de l'initiation de l'endommagement par fissuration de la matrice.
- **La deuxième phase (Phase de pic de chargement) :** est caractérisée par des oscillations de la force due à l'endommagement inter-laminaire, en conséquence la rigidité de composite sandwich est réduite.
- **La troisième phase (Phase de déchargement) :** correspond à la diminution de la force après avoir atteint un pic maximal ce pic présente la force minimale requise pour la rupture des fibres.

## II.5 Conclusion

Dans ce chapitre, une présentation de l'état de l'art concernant les procédés d'élaboration des composites, ainsi que les procédés utilisés lors de l'élaboration des composites, a été réalisée.

De plus, les différents matériaux et équipements utilisés ont été détaillés, et les étapes suivies au cours de la procédure expérimentale pour la réalisation des échantillons, ainsi que la découpe et la préparation des éprouvettes pour les essais, ont été identifiées. Dans le prochain chapitre, la caractérisation mécanique des composites élaborés par des essais statiques et dynamiques sera présentée.

## **CHAPTER III**

### Résultats et discussions

### III Résultats et discussions

#### III.1 Introduction

L'évaluation des propriétés mécaniques (la résistance, la ductilité, la dureté, la ténacité, la fatigue, etc.) d'un matériau ou d'une structure est une étape indispensable lors de l'élaboration ou la fabrication d'un objet car nous a permis de comprendre comment un matériau ou une structure se comporte sous différentes contraintes et conditions (la traction, flexion et cisaillement).

Ce chapitre vise en premier lieu à déterminer expérimentalement le comportement mécanique de ces composites stratifiés (la peau) et à étudier l'influence de la nature de la fibre sur leurs réponses mécaniques. En deuxième lieu, il vise à déterminer le comportement du matériau sandwich à âme PVC sous des chargements de flexion et d'impact afin de prédire leurs comportements et les modes de défaillance rencontrés.

#### III.2 Essai de traction

Lorsque l'éprouvette de traction est soumise à une force de traction, elle subit une série de transformations mécaniques en fonction de la contrainte appliquée. Au début, lorsque la force est appliquée, l'éprouvette subit une déformation élastique, ce qui signifie qu'elle se déforme temporairement sous l'effet de la charge jusqu'à la rupture [39].

La Figure III-1 illustre le comportement en traction de l'éprouvette. Il est notable que l'éprouvette présente une rupture au niveau médian, ce qui est particulièrement significatif étant donné sa conception pour résister à des forces de traction. Cette observation suggère que l'essai a été couronné de succès.



**Figure III-1:** La rupture de l'éprouvette de traction

La figure III-2, III-3 indiquent l'évolution des propriétés mécaniques en traction de stratifiés P4 et P8

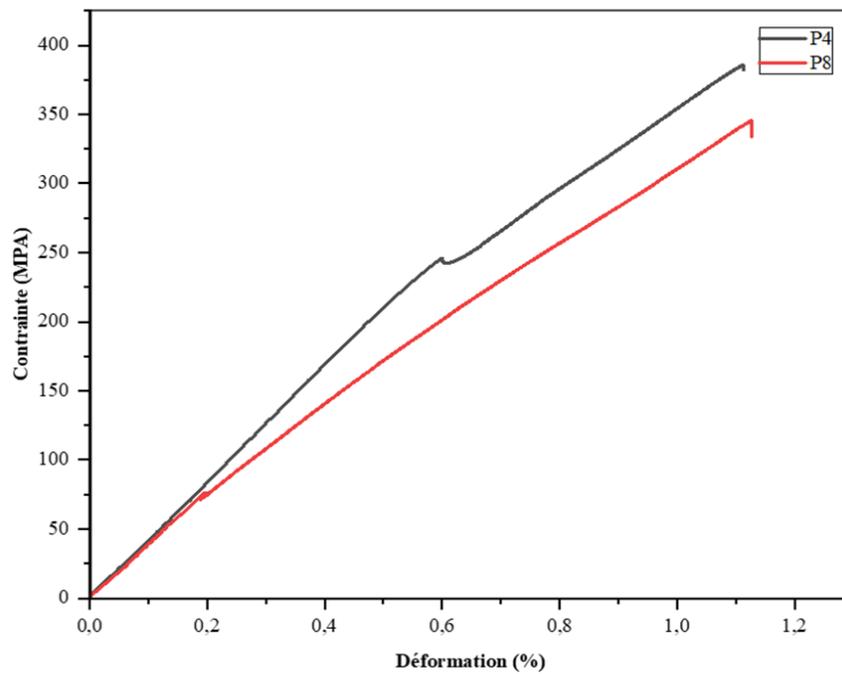


Figure III-2: Courbe de traction contrainte/déformation des éprouvettes testées de P4 et P8

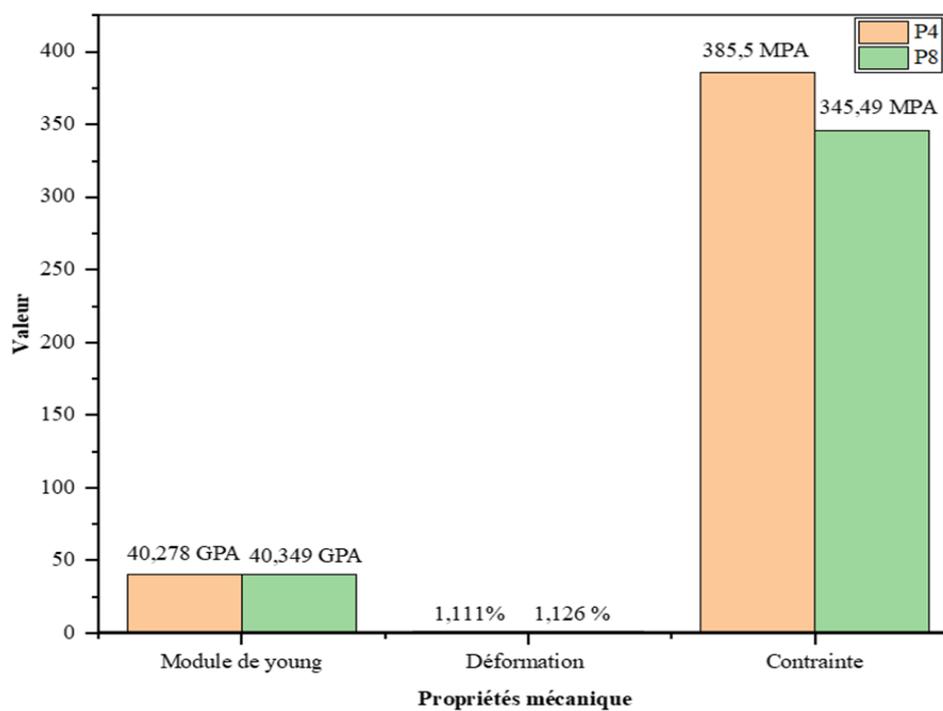


Figure III-3: Histogramme présente les propriétés mécaniques en traction

Les deux courbes présentent une allure similaire, avec une partie élastique suivie d'une rupture brutale, révélant ainsi un comportement fragile des stratifiés. Les deux configurations manifestent un comportement de traction similaire, caractérisé par un allongement à la rupture identique, mais avec une légère augmentation de la force maximale pour la configuration P8 par rapport à la configuration P4.

Le choix entre les deux stratifiés dépend de critères spécifiques, notamment le poids, le coût et la résistance. À première vue, il semble que le stratifié à huit couches soit plus résistant que celui à quatre couches, quel que soit leur coût. Cependant, les résultats montrent que le nombre de couches n'a pas une influence significative sur la résistance longitudinale, car les résultats sont très similaires. Dans le contexte des structures aéronautiques, où la légèreté et le coût sont des facteurs cruciaux, il convient de noter que le stratifié à huit couches est plus coûteux et plus lourd que le stratifié à quatre couches. Par conséquent, la configuration P4 pourrait être privilégiée par rapport à la configuration P8.

### III.3 Essai de flexion trois point :

La figure III-4 présente l'aspect macroscopique d'une des éprouvettes de flexion. Les dommages montrent une cassure au niveau de la semelle supérieure, ce qui est considéré comme une rupture totale de l'éprouvette.



**Figure III-4:** Rupture de l'éprouvette de flexion

La figure III.5 montre les courbes force-déplacement représentatives de la structure sandwich d'âme PVC Airex C70.55 et de peaux de P4 et du stratifié P8 soumises à des essais statiques de flexion à température ambiante. De plus, les résultats de la caractérisation expérimentale des deux éprouvettes sollicitées en flexion sont présentés dans l'histogramme (figure III-6) pour résumer visuellement la distribution des résultats.

L'histogramme montre l'impact significatif de l'ajoute de la mousse PVC Airex C70.55 a un effet significatif sur les résultats de flexion de stratifié hybride P8. Donc l'incorporation de l'âme en PVC Airex C70.55 vise à réduire le poids de la structure tout en permettant une évaluation des propriétés mécaniques en traction.

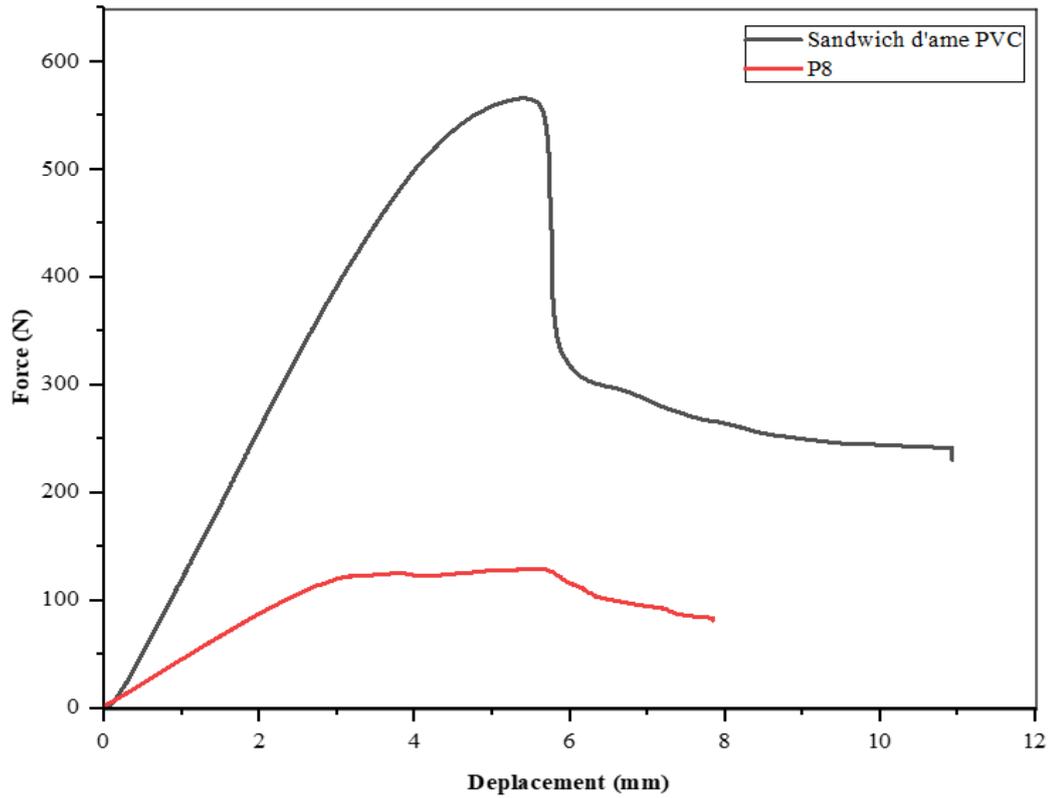


Figure III-5: Courbe force/déplacement représente l'évolution de la déformation lors de l'essai de flexion

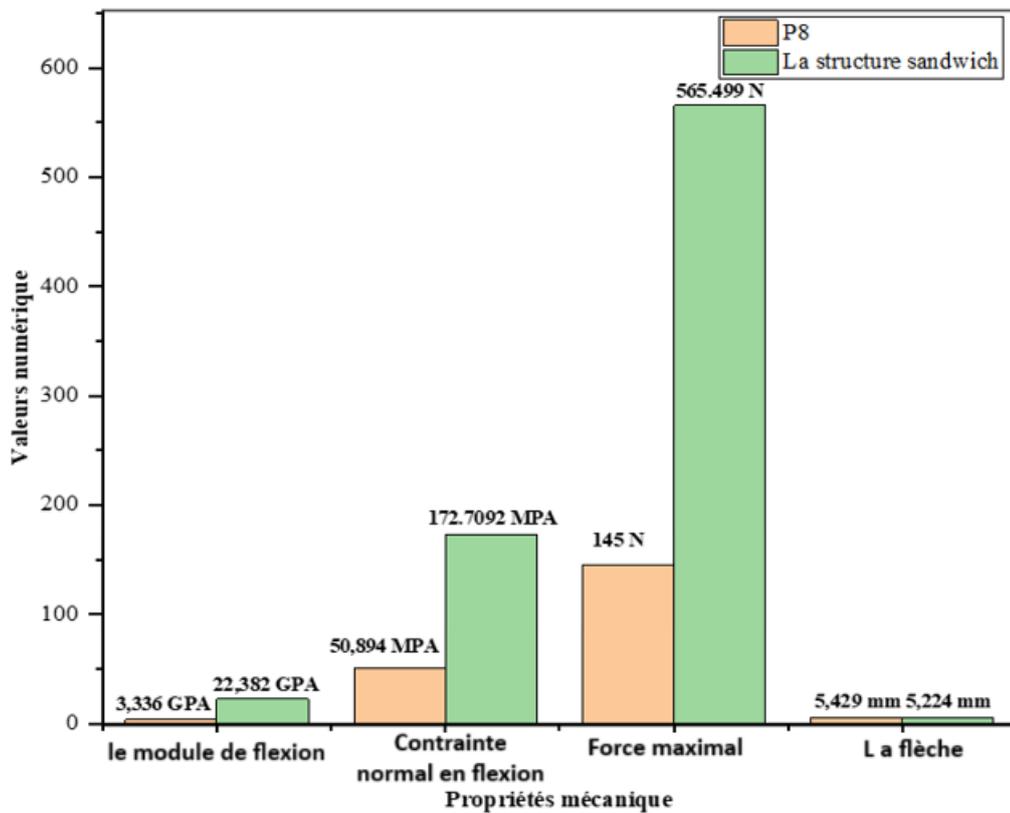


Figure III-6: Histogramme comparatif des propriétés en flexion

## III.4.L'essai de cisaillement :

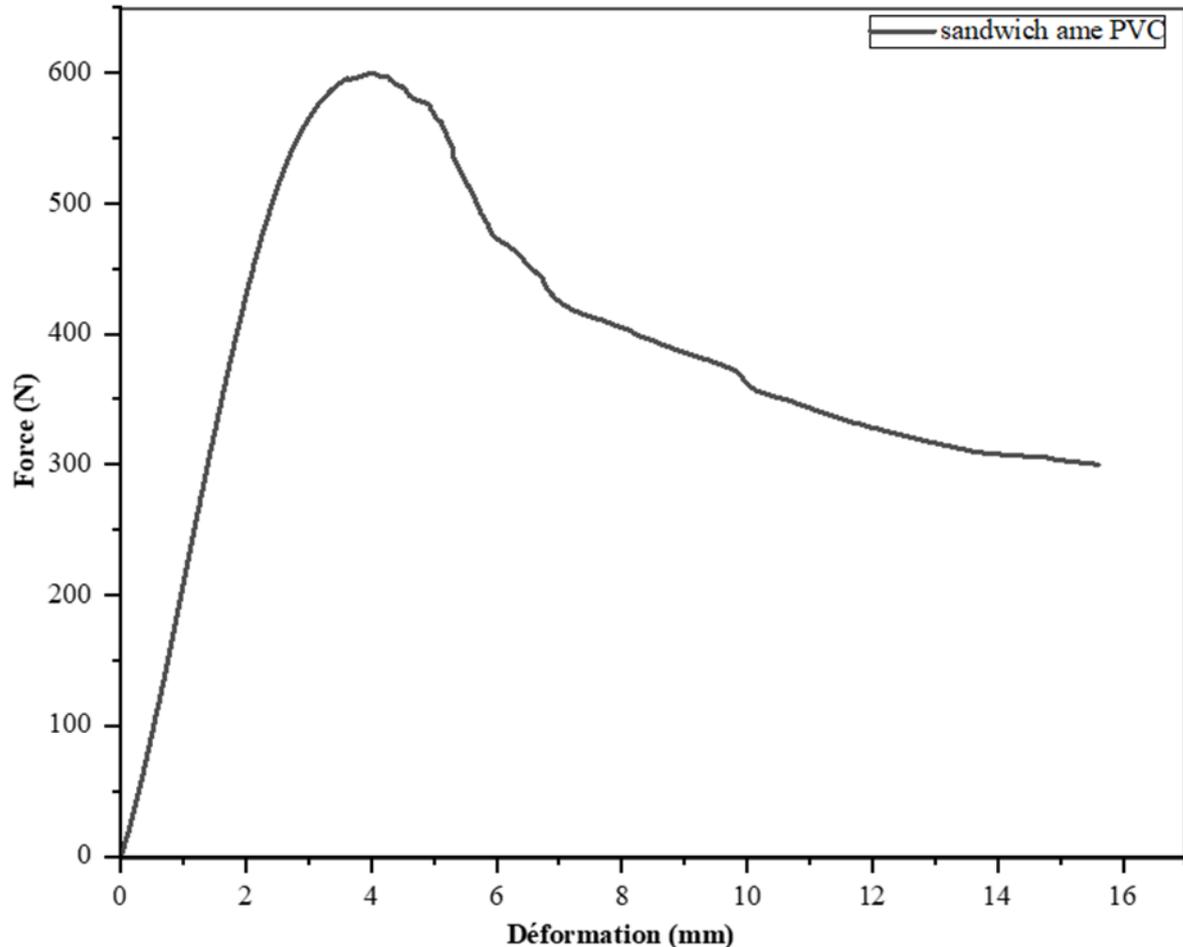


Figure III-7: Courbe Force/déplacement de l'essai de cisaillement

Tableau III-1: Caractéristiques mécaniques de l'essai de cisaillement

Les propriétés mécaniques	Le module de flexion de l'âme (GPa)	La contrainte en cisaillement de l'âme(MPa)	La force maximale (N)	La flèche (mm)
La valeur	1.103	0.577	599.809	4.022

Les résultats de la caractérisation expérimentale de l'éprouvette sollicitée en cisaillement sont montrés dans la figure III.7 et le tableau III.1 la charge maximale est d'environ 599.809 N tandis que la contrainte en cisaillement de l'âme est d'environ 0.577MPa et le module de flexion est d'environ 1.103GPa ce qui signifie qu'elle peut se déformer ou se plier plus facilement sous une charge appliquée.

On constate que les propriétés mécaniques de l'âme PVC Airex C70.55 sont presque négligeables par rapport aux propriétés mécaniques de la structure sandwich, ce qui signifie que l'âme PVC Airex C70.55 présente des propriétés mécaniques relativement faibles. Cependant, cette faiblesse peut être compensée par d'autres avantages tels que sa légèreté et sa facilité de mise en œuvre.

### III.5 Essai d'impact

L'analyse macroscopique de la face impactée et la face arrière des plaques après l'essai d'impact multiple et direct donnent les premières informations sur la nature et le mode de défaillance, on va montrer des photographiques des faces avant et l'arrière après l'impact à différents niveaux d'énergie, les courbes de l'évolution de force en fonction du temps.

En premier lieu l'essai d'impact ont été effectué sur les deux stratifiés P4 et P8 par l'énergie  $E=25j$  ce qu'on appelle l'impact direct pour la peau et la structure sandwich, en deuxième lieu l'impact effectué pour différents niveaux d'énergie qui est l'impact multiple de 8-12-18-25j, jusqu'à que la perforation ait lieu pour la structure sandwich seulement.

La résistance à l'impact peut être évaluée en considérant l'énergie absorbée lors de l'impact, la force maximale supportée et la déformation maximale subie. De plus, il est possible d'analyser les différents mécanismes de dommages résultant des essais d'impact. Pour ce faire, l'analyse des résultats sera subdivisée en deux sections distinctes : une exploration des réponses mécaniques et une étude de la déformation des divers stratifiés soumis à l'impact. En terme de rupture à une structure impactée il existe trois sortes d'énergie [38] :

- L'énergie absorbée : c'est l'énergie retenue ou captée par la structure
- L'énergie dissipée : c'est l'énergie perdue sous forme d'une vibration
- L'énergie stockée : c'est l'énergie accumulée par la structure

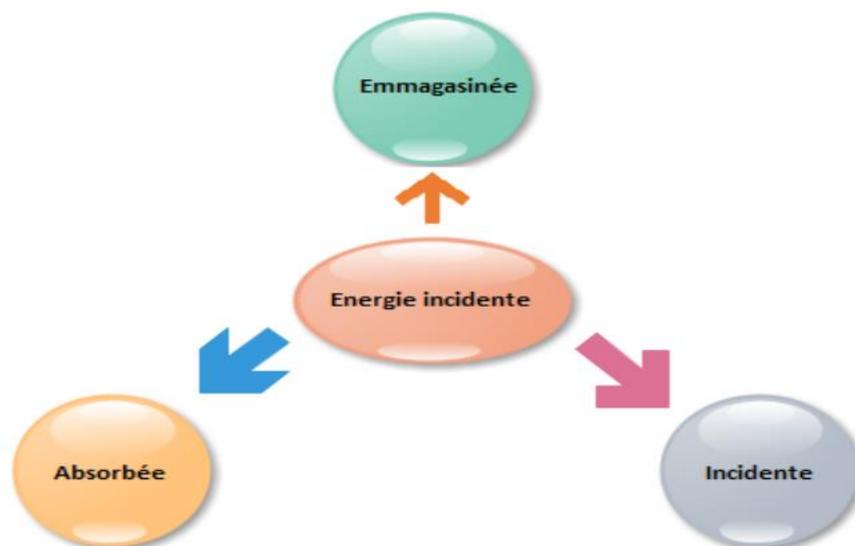
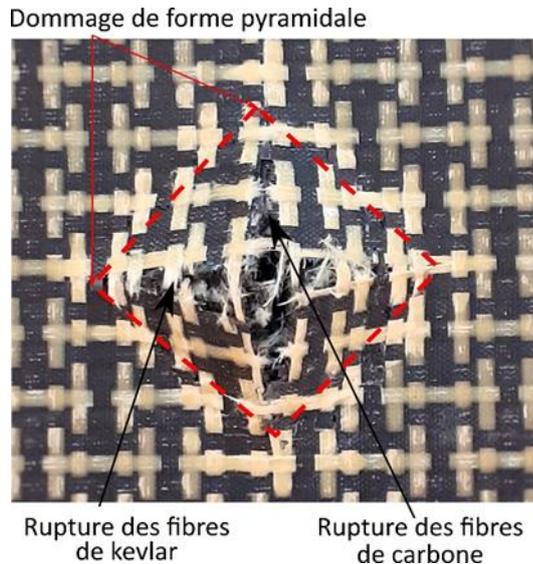


Figure III-8: Distribution de l'énergie impactée

### 1. Analyse de l'endommagement

L'endommagement laissé par l'impacteur sur la face de la structure sandwich montrent bien la rupture des fibres de carbone et de kevlar sur la face extérieure de l'aramide [42].



**Figure III-9:** Endommagement de la structure impactée

### 2. Résultats et discussions :

Lors de l'exécution de divers essais d'impact sur des structures variées, il est possible d'observer que, initialement, l'impacteur entre en contact avec la plaque à une vitesse maximale, cette vitesse étant déterminée par l'énergie potentielle associée à sa hauteur d'origine. Au cours de la pénétration de l'impacteur dans la plaque, sa vitesse commence à décroître jusqu'à atteindre zéro, indiquant que l'impacteur ne dispose plus de suffisamment d'énergie pour continuer à endommager la plaque. À ce stade, il commence à dissiper l'énergie résiduelle en rebroussant chemin vers son point de départ avec une vitesse négative [43].

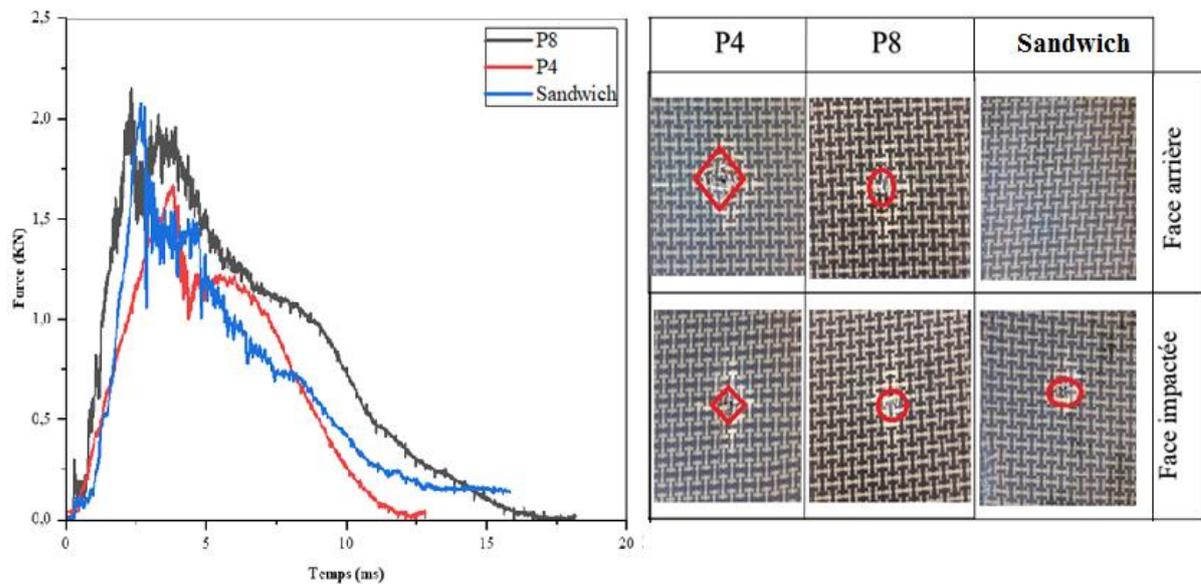


Figure III-10: Résultats de l'essai d'impact direct

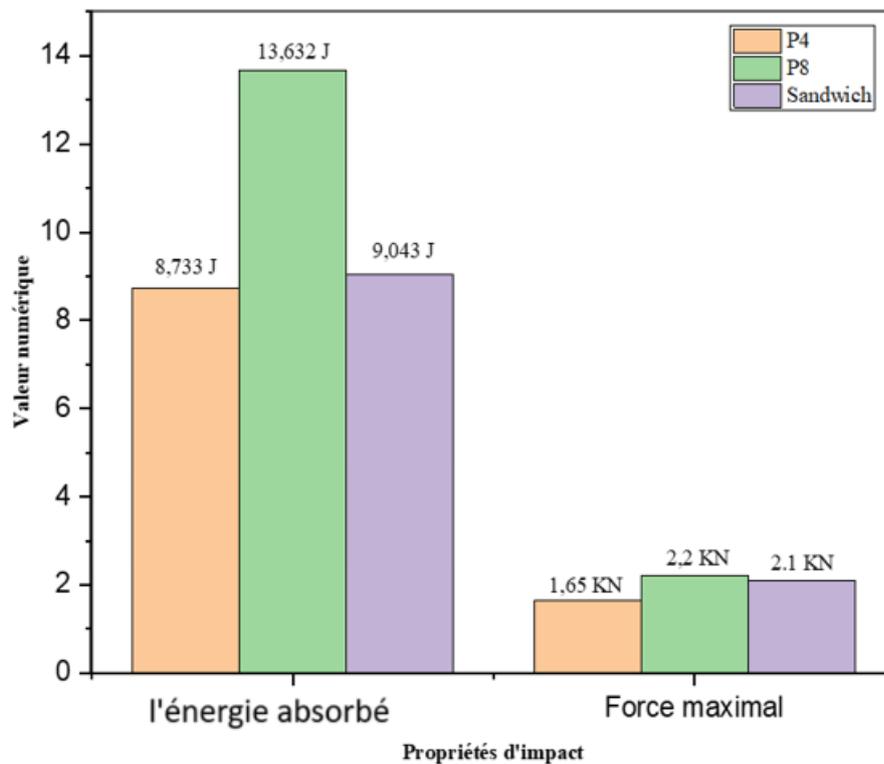


Figure III-11: Histogramme présente les propriétés d'impact direct à 25 J

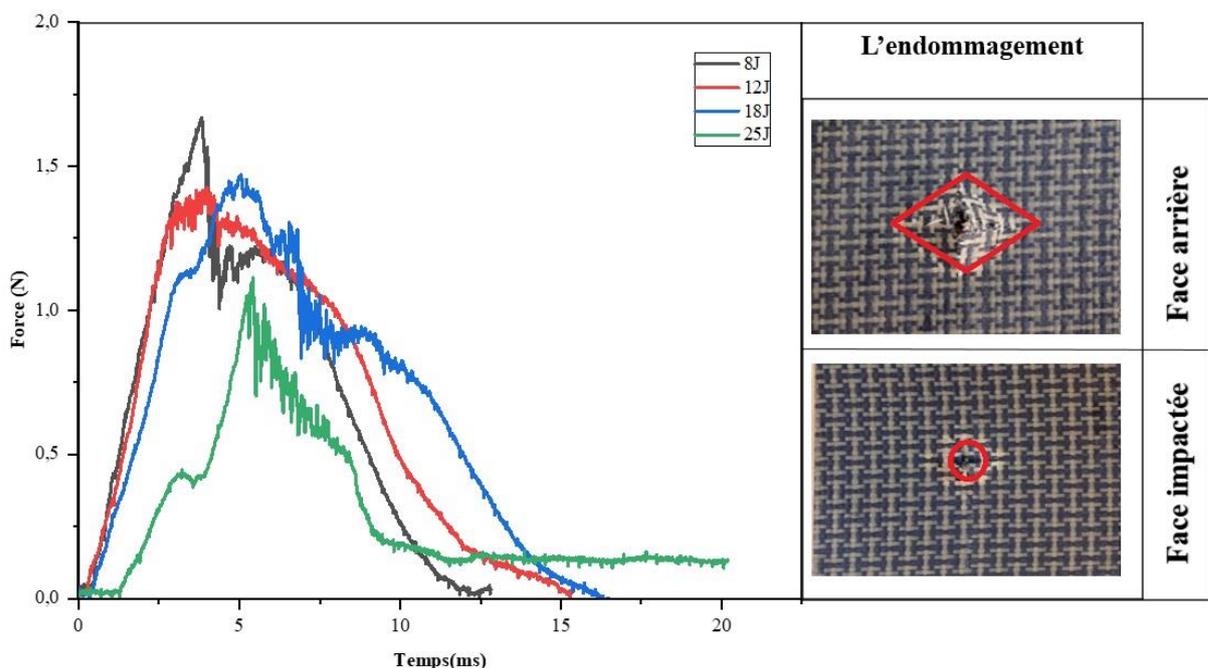
Selon les données présentées dans les figures III.9, il est évident que le schéma des courbes de force en fonction du temps est cohérent pour l'énergie d'impact  $E=25$  J. Ce schéma se caractérise par une augmentation de la force jusqu'à atteindre une valeur maximale, suivie d'une diminution jusqu'à atteindre zéro en environ 0,013 seconde pour le P4 et environ 0,017 seconde pour le P8. En revanche, la courbe de réponse force-temps montre un équilibre approximatif lorsque l'énergie d'impact est de 25 J. Elle atteint une valeur maximale de  $F=1,6$  KN lorsqu'elle

impacte la structure P4, tandis que des oscillations légères caractérisent le profil de la force lorsqu'elle impacte la structure P8, atteignant une valeur maximale de  $F=2,2$  KN.

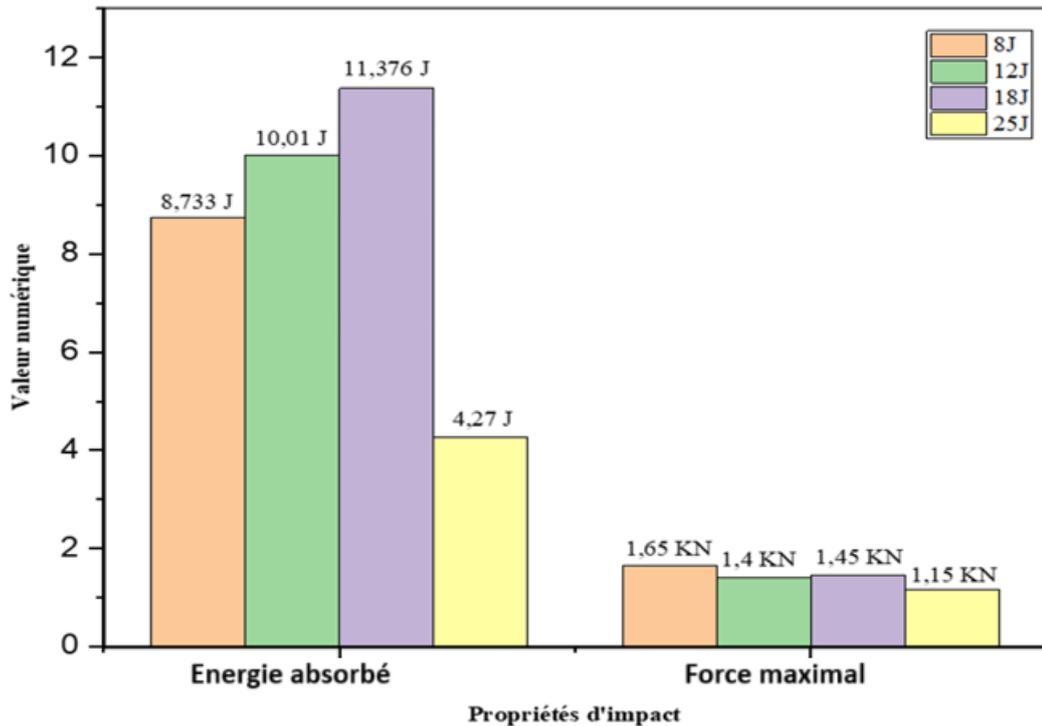
Les traces laissées par l'impacteur sur les faces impactées indiquent que les dommages sont principalement caractérisés par une pyramide qui est assez visible sur la face arrière que sur la face impactée pour le P4. En revanche, les dommages de la surface impactée pour le P8 sont plus visibles que sur la face arrière donc le nombre des couches a une influence significatif en terme d'absorption d'énergie par conséquent il peut être déduit que la plaque sandwich a âme en mousse PVC Airex C70.55 et peaux P4 a un comportement mécanique différent selon la face impactée et la face arrière due à l'endommagement n'atteigne pas la face arrière ce qui signifie que l'âme PVC Airex C70.55 améliore la ténacité des structure.

La figure III-11 présente un histogramme des propriétés d'impact direct suivant 25 J (L'énergie absorbé et la force maximal), Il est clair que le profil des courbes force-temps est similaire pour les deux plaques, caractérisé par une augmentation de la force jusqu'à une valeur maximale, puis une diminution , l'énergie absorbé est utilisée pour évaluer la capacité d'un matériau à absorber l'énergie, on peut conclure que le stratifié P8 est meilleur pour l'absorption d'énergie par rapport au P4, qui a une absorption moyenne.

Les dommages causés par l'impacteur sont visibles à la fois sur la face avant et la face arrière du P4. Cependant, sur les faces de la structure sandwich, la rupture n'est visible que sur la face impactée. En revanche, l'énergie d'absorption calculée à partir de l'origine s'élève à  $E=9,04$  J, démontrant ainsi la capacité d'absorption de l'âme en PVC Airex C70.55.



**Figure III-12:** Courbes et l'endommagement de la structure sandwich par impact multiple



**Figure III-13:** Histogramme présentant les propriétés d'impact multiple

D'après la figure III.12 Les endommagements laissés par l'impacteur sur les faces des plaques montrent que le dommage est principalement caractérisé par une bosse qui n'est pas assez visible et qui est plus perceptible sur la face arrière que sur la face d'impact. Il en ressort que l'absorption de l'énergie d'impact est uniquement contrôlée par la microfissuration de la matrice des plaques composites pour l'impact multiple de 8-12-18-25J par contre dans le cas d'impact direct par 25j

La structure sandwich d'âme PVC Airex C70.55 conçue pour absorber efficacement l'énergie d'impact ou de charge. L'utilisation de ce type d'âme déformable permet de réduire la transmission de contraintes aux peaux externes, ce qui peut protéger efficacement le matériau à l'intérieur de la structure

La figure III.12 représente l'évolution de la force en fonction du temps pour la plaque sandwich impactées, avec différents énergies  $E=8J$ ,  $E=12J$ ,  $E=18J$ ,  $E=25J$  respectivement

En observant que la courbe correspondant à une énergie d'impact  $E=8J$  il semble que dès que les fibres des plaques montrent les premiers signes de dommages, une baisse significative de la force est constatée pour la face impactée de la structure sandwich, après avoir atteint une valeur maximale de force de 1.65 kN. Cette réduction est principalement attribuable à la diminution de la rigidité globale de la plaque en revanche l'énergie absorbé est évoluer à cause de l'évolution des niveaux d'énergie impact (impact multiple).

**Conclusion**

Après avoir analysé les résultats de ce chapitre, nous pouvons conclure que les essais d'impact avec chute de poids à basse vitesse ont permis d'observer des différences dans le comportement à l'impact des composites étudiés en fonction de la nature des composants. Cependant, il est important de noter que ces essais de chute de poids ne fournissent qu'une perspective partielle de la résistance à l'impact d'un matériau donné. De plus, il est difficile de prédire si les tendances et les comportements observés dans ce type de test seront applicables à des niveaux d'impact plus élevés. C'est pourquoi il est nécessaire de compléter ces essais d'impact en utilisant d'autres méthodes d'essai, telles que les essais de fatigue, afin d'obtenir une évaluation plus complète de la résistance à l'impact des matériaux étudiés.

## CONCLUSION GENERALE

L'utilisation des structures allégées en matériau composite, en particulier des matériaux sandwich est fortement demandée dans l'industrie aéronautique et navale, offrant ainsi un bon compromis entre légèretés et hautes rigidités. En raison du coût généralement élevé de ces matériaux, un effort particulier est fait pour l'élaboration de la peau du matériau sandwich en choisissant un empilement de couches distinguées tout en utilisant plusieurs fibres : fibre de verre, de carbone ou de kevlar. Ainsi, les mousses en PVC grillagées, utilisées comme l'âme du matériau sandwich, sont largement utilisés dans la construction des drones et des coques de bateau et contribuent de manière significative aux propriétés de flexion des structures sandwichs soumise à des chargements variables en service.

Notre travail s'intéresse à l'élaboration et la caractérisation expérimental statique et dynamique d'un nouveau matériau composite hybride (structure sandwich de âme pvc Airex C70.55 et de semelles stratifié hybride) moyennement trois type de charge : traction, flexion trois point-cisaillement et impact. En premier lieu l'élaboration par la méthode de sous vide des stratifiés hybrides en deuxième lieu déterminer expérimentalement le comportement de la peau sous charge de traction ,et de la structure sandwich sous la charge de flexion et cisaillement mise à part étudier la résistance à l'endommagement des composites hybrides soumis a des charges d'impact à basse vitesse ,la structure sandwich composé de deux élément une âme de PVC Airex C70.55 et deux semelles de stratifié hybride de quatre couches entre le carbone et l'aramide ,ces dernier durci et collé par résine époxy, les plaques sont fabriqué par le moulage sous vide au laboratoire des matériaux a 'ESTA',pour étudier l'effet de l'impact deux types d'impact utilisé l'impact directe de 25j et l'impact multiple de quatre niveaux d'énergie 8-12-18-25J.

D'après les résultats obtenus il est déduit :

- Le nombre de couches n'a aucune influence sur la résistance longitudinale d'une plaque stratifiée. Cependant, lors de l'essai d'impact, le nombre de couches a une influence significative en termes d'absorption d'énergie. Comme notre objectif est de minimiser le poids et les coûts tout en évaluant la résistance, il est préférable d'utiliser un stratifié comportant un nombre minimal de couches, notamment pour les peaux dans les structures sandwich. Cela nous permet de combiner légèreté, durabilité et économie.
- La mousse PVC Airex C70.55 dans cette structure sandwich c'est pour le but d'améliorer la résistance à l'impact et réduire le poids grâce à leur capacité supérieure de l'absorption de l'énergie mais en terme des propriétés mécanique les peaux a des excellent propriétés de flexion par apport les performances de l'âme qui presque négligeable.

## Références bibliographiques

- [1] D. Guy, Matériaux composites, 4 eme édition revue et augmentée, Hermès, Paris, 1997
- [2] Gururaja, M. N., & Rao, AN Hari. "A review on recent applications and future prospectus of hybrid composites." International Journal of Soft Computing and Engineering, 2012, vol. 1, no 6, p. 352-355.
- [3] Aucher, Jérémie. "Etude comparative du comportement composite à matrice thermoplastique ou thermodurcissable." Thèse de doctorat, INSA de Rouen, 2009.
- [4] Outtas, T. "Matériaux composites."
- [5] Samouh, Zineb. "Textiles à base de fibres naturelles d'origine marocaine pour application matériaux composites." Thèse de doctorat, Centrale Lille Institut, 2021.
- [6] Matériaux composites - Présentation et Renforts." Technique de l'ingénieur
- [7] Vieille, Benoît, Casado, Victor Manuel, & Bouvet, Christophe. "About the impact behavior of woven-ply carbon fiber-reinforced thermoplastic-and thermosetting-composites: a comparative study." Composite Structures, 2013, vol. 101, p. 9-21.
- [8] Kerfali, Amina Nawal M., Boussaadia, Imane, et al. "Etude numérique de flexion des poutres composites." Thèse de doctorat, University of M'sila, 2021.
- [9] Hachichi, Anis, & Klaa, Fateh M. "Contribution expérimentale à l'étude du comportement à l'endommagement de matériaux composites stratifiés hybrides."
- [10] Zegrou, Anissa. "Simulation numérique d'un sandwich à matrice légère." Thèse de doctorat, Université Mouloud Mammeri Tizi Ouzou, 2016.
- [11] Outtas, T. Dr. "Généralités sur les matériaux composites." Chapitre 01, 2009
- [12] Teguaia, Mohamed Salah. "Dynamique des structures composites sandwiches." Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider-Biskra, 2015.
- [13] Aucher, Jérémie. "Etude comparative du comportement composite à matrice thermoplastique ou thermodurcissable." Thèse de doctorat, INSA de Rouen, 2009.
- [14] Tossou, Eric. "Développement de nouveaux composites hybrides renforcés par des fibres de carbone et de lin: mise en œuvre et caractérisation mécanique." Thèse de doctorat, Normandie, 2019
- [15] <https://www.toraytac.com/markets/space/space-and-satellit>
- [16] Zegrou, Anissa. "Simulation numérique d'un sandwich à matrice légère." Thèse de doctorat, Université Mouloud Mammeri TiziOuzou, 2016

- [17] Aucher, Jérémie. "Etude comparative du comportement composite à matrice thermoplastique ou thermodurcissable." Thèse de doctorat, INSA de Rouen, 2009.
- [18] <https://www.asds-media.com/infographics/reduction-de-la-consommation-de-carburant-m1849>
- [19] Tegua, Mohamed Salah. "Dynamique des structures composites sandwiches." Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider-Biskra, 2015.
- [20] [https://img.directindustry.fr/images\\_di/photo-mg/54499-7481937.jpg](https://img.directindustry.fr/images_di/photo-mg/54499-7481937.jpg)
- [21] Djemai, Hocine. "Contribution à l'étude de l'endommagement dans les matériaux composites sandwiches." Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider-Biskra, 2017.
- [22] Tossou, Eric. "Développement de nouveaux composites hybrides renforcés par des fibres de carbone et de lin: mise en œuvre et caractérisation mécanique." Thèse de doctorat, Université de Normandie, 2019
- [23] Ambar, Houda, & Rezig, Naima. "Etude expérimentale de l'endommagement par fatigue du composite verre-Epoxy." 2011.
- [24] Thomas, Cédric. "Étude des mécanismes d'endommagement des composites fibres de carbone/matrice polyamide: application à la réalisation de réservoirs de stockage de gaz sous haute pression de type IV." Thèse de doctorat, École Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2011.
- [25] Meziani, Khaoula. "Étude expérimentale de l'endommagement des plaques en composites hybrides." 2021. Ecole Militaire Polytechnique, Abderahman Taleb.
- [26] Thomas, Cédric. "Étude des mécanismes d'endommagement des composites fibres de carbone/matrice polyamide: application à la réalisation de réservoirs de stockage de gaz sous haute pression de type IV." Thèse de doctorat, École Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2011.
- [27] Gururaja, M. N., & Rao, AN Hari. "A review on recent applications and future prospectus of hybrid composites." International Journal of Soft Computing and Engineering, 2012, vol. 1, no 6, p. 352-355.
- [28] Ben Ameura, M., Rebier, J. L., El Mahia, A., et al. "Propriétés Dynamiques des Composites Stratifiés Fibres Hybrides Lin/Carbone."
- [29] Tossou, Eric. "Développement de nouveaux composites hybrides renforcés par des fibres de carbone et de lin: mise en œuvre et caractérisation mécanique." Thèse de doctorat, Normandie, 2019.
- [30] Aucher, Jérémie. "Etude comparative du comportement composite à matrice thermoplastique ou thermodurcissable." Thèse de doctorat, INSA de Rouen, 2009.

- [31] [https://img.directindustry.fr/images\\_di/photo-mg/54499-7481937.jpg](https://img.directindustry.fr/images_di/photo-mg/54499-7481937.jpg)
- [32] Fiche technique de la Mousse Airex C70
- [33] EN ISO 527-5, Plastiques - Détermination des propriétés en traction – Partie 5 conditions d'essai pour les composites plastiques renforcés de fibres unidirectionnelles.2009.
- [34] Norme française des structures sandwich à base de plastique. "Essai de flexion."
- [35] Ellehi, Younes, & Abassa, Hassiba. "Élaboration et caractérisation du comportement mécanique de différents composites en nid d'abeilles."
- [36] Atas, Cesim, & Potoğlu, Umut. "The effect of face-sheet thickness on low-velocity impact response of sandwich composites with foam cores." *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 2016, vol. 18, no 2, p. 215-228.
- [37] Bouchelouh, Loubna, & Sahli, Lamia. "Élaboration et caractérisation mécanique des composites renforcés par des fibres naturelles."
- [38] Djemai, Hocine. "Contribution à l'étude de l'endommagement dans les matériaux composites sandwichés."
- [39] Lévesque, Martin. "L'essai de traction de matériaux composites unidirectionnels à fibres continues." École Polytechnique de Montréal, 2000
- [40] Aufray, Maëlen, Paroissien, Eric, Sauvage, Jean-Baptiste, et al. "Modélisation expérimentale et numérique de l'essai de flexion 3 points." In : 19<sup>e</sup> Journées d'études sur l'adhésion (JADH 2017), 2017, p. 1-1.
- [41] Oluwabusi, Oludare Emmanuel. "Assessing the In-plane Shear Failure of GFRP Laminates and Sandwich Structures." University of Dayton, 2018.
- [42] Reis, Paulo NB, Coelho, Carlos ACP, Navalho, Fábio VP. "Impact response of composite sandwich cylindrical shells." *Applied Sciences*, 2021, vol. 11, no 22, p. 10958.

### ملخص:

يهدف هذا العمل على التطوير والتوصيف الميكانيكي الثابت التجريبي لمادة مركبة هجينة جديدة مع تقوية منسوجة مكونة من اليباف الكربون والاراميد ونواة رغوة البولييفينيل كلوريد باستخدام انتجات الايبوكسي يتم التفصيل بطريقة الصب الفراغي ويتم التوصيف عن طريق تحديد تجريبي السلوك الميكانيكي لهذه المركبات الرقائقية (الجلد) دراسة تأثير طبيعة الألياف على استجابتها الميكانيكية. وثانيا تحديد سلوك مادة الساندويش الاساسية تحت احمال الانحاء والتأثير من اجل التنبأ بسلوكياتهم وانماط الفشل التي واجهوها.

**الكلمات المفتاحية:** مركب هجين، الانحاء، القص، الصدم، الصدم بسرعة منخفضة، الكربون/الاراميد، الضرر

### Résumé :

Ce travail port sur l'élaboration et la caractérisation mécanique quasi-statique et dynamique d'un nouveau matériau composite hybride avec renfort tissé composé de fibre de carbone et d'aramide et âme de mousse PVC. L'élaboration est effectué par la méthode de moulage sous vide et la caractérisation sert à déterminer expérimentalement le comportement mécanique de ces composites stratifiés (la peau) et d'étudier l'influence de la nature de la fibre sur leurs réponse mécanique. Et en deuxième lieu, déterminer le comportement du matériau sandwich à âme PVC sous des chargements de flexion et d'impact afin de prédire leurs comportements et les modes de défaillances rencontrés

**Les mots clé :** Composite hybride, flexion, cisaillement, impact, impact à basse vitesse, carbone/aramide, endommagement

### Abstract:

This work is based on the development and experimental mechanical static characterization of a new hybrid composite material with woven reinforcement composed of carbon fiber and aramid and PVC foam core using epoxy resin. The elaboration is carried out by the vacuum molding method and the characterization is used to experimentally determine the mechanical behavior of these laminated composites (skin) and to study the influence of the nature of the fiber on their mechanical response. And secondly, to determine the behavior of the PVC core sandwich material under bending and impact loads in order to predict their behavior and failure modes encountered.

**Key words:** hybrid composit, flexural, shear test, impact, low-speed impact, carbon/aramid, damage.