

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

**MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE**



UNIVERSITE DE BLIDA 01



**Institut d'Aéronautique et des Etudes
Spatiales de Blida**

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du diplôme Master en Aéronautique

Option : Structures aéronautiques

Thème :

**Réalisation et étude des caractéristiques
d'un matériau composite**

Réalisé par :

ZAHRA RYM

MIDOUN MOHAMED HAMZA

Promotrice :

BENKHEDDA AMINA

Blida, Septembre 22

Résumé

Les matériaux composites occupent de plus en plus de place dans le domaine de l'aéronautique et l'aérospatiale, la qualité de ces matériaux est primordiale et ces derniers doivent avoir un minimum de défauts et d'excellentes caractéristiques mécanique.

Ce document traite et décrit l'élaboration par le procédé de moulage sous vide de trois matériaux composites : verre/époxy, carbone/époxy et verre-carbone/époxy. Des caractérisations mécaniques (traction, résistance à la rupture et cisaillement inter laminaire) ont été réalisés sur ces matériaux afin d'analyser et d'interpréter leur comportement.

Mots clés : Matériaux composites, Tissu de verre, Tissu de carbone, Hybride, Stratifié, Fibre, Résine, Renfort, Matrice, Traction, Cisaillement, Rupture, Éprouvette.

Abstract

Composite materials occupy more and more space in the field of aeronautics and aerospace, the quality of these materials is paramount and they must have a minimum of defects and excellent mechanical characteristics.

This paper discusses and describes the development of three composite materials by the vacuum casting process: glass/epoxy, carbon/epoxy and glass-carbon/epoxy. Mechanical characterizations (tensile strength, fracture resistance and inter-laminar shear) have been performed on these materials in order to analyze and interpret their behavior.

Keywords: Composite materials, Glass fabric, Carbon fabric, Hybrid, Laminate, Fiber, Resin, Reinforcement, Matrix, Tensile, Shear, Rupture, Specimen.

ملخص

تحتل المواد المركبة مساحة أكبر وأكثر في مجالي الطيران والفضاء، وتعتبر جودة هذه المواد ضرورية ويجب أن تحتوي على حد أدنى من العيوب والخصائص الميكانيكية الممتازة. تتناول هذه المذكرة وتصف التفصيل و الإنتاج من خلال عملية التشكيل بالفراغ لثلاث مواد مركبة: الزجاج / الإيبوكسي ، والكربون / الإيبوكسي ، والكربون الزجاجي / الإيبوكسي. تم إجراء التوصيفات الميكانيكية (الجر وقوة الكسر والقص بين الصفائح) على هذه المواد من أجل تحليل وتفسير سلوكها.

الكلمات المفتاحية : المواد المركبة ، النسيج الزجاجي ، النسيج الكربوني ، الهجين ، الشريحة او الصفيحة ، الألياف ، المادة الصمغية ، التعزيز ، المصفوفة ، الشد ، القص ، التمزق ، عينة اختبار.

Remerciements

Tous d'abord, on souhaite manifester notre sincères remerciements à ALLAH le tout puissant qui nous a donné la force, la patience, le courage, la volonté et la santé durant toute ces années d'étude pour aller jusqu'au bout de ce travail.

Avant de présenter ce modeste travail, on tient à remercier sincèrement toutes les personnes qui ont contribué à la réalisation de ce mémoire, plus particulièrement :

Notre promotrice madame BENKHEDDA Amina pour nous avoir fait l'honneur de nous encadrer et pour avoir suivi et diriger notre travail, on a apprécié ses conseils.

Nos sincères remerciements vont aussi au M.BELAID Kamel le chef d'atelier plastique et composite, et au M.TOLBA Mohammed Nabil d'AIR ALGERIE.

Nous remercions également le personnel : de l'UFI, de laboratoire, de l'atelier pale, de chaudronnier, de l'URA de l'entreprise ERMAéro pour leurs aide.

Nous tenons à remercier nos membres de familles pour leur aide et leur soutien durant toutes ces années.

Dédicace

Je dédie cet ouvrage :

A ma maman qui m'a soutenu et encouragé durant ces années d'études. Qu'elle trouve ici le témoignage de ma profonde reconnaissance.

A mes frères : Ammar, Aissa, Moussa et Abdelkrim, Ceux qui ont partagé avec moi tous les moments d'émotion lors de la réalisation de ce travail. Ils m'ont chaleureusement supporté et encouragé tout au long de mon parcours.

A ma famille, mes proches et à ceux qui me donnent de l'amour et de la vivacité.

A tous mes amis qui m'ont toujours encouragé, et à qui je souhaite plus de succès.

A tous ceux que j'aime

ZAHRA RYM

Sommaire :

Résumé	
Remercîments	
Dédicaces	
Sommaire	
Liste des abréviations	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Introduction	

Chapitre 1 : Généralité sur les matériaux composites

1.1.Introduction	1
1.2 Définition	1
1.3 les éléments constituants d'un matériau composite	2
1.3.1 Les Composants de base	2
1.3.1.1les fibres et les tissus	2
a)- Fibres de carbone	2
b)- Fibres de verre	3
c)- Fibre d'aramide	4
d)- Les fibres céramiques	5
1.3.1.1.1 Forme commerciales des renforts	7
a. Formes linéiques	7
b. Formes surfaciques	8
c. Structures tissées multidirectionnelles	11
1.3.1.2. La matrice	14
a. Les résines	14
a.1) Types de résines	14
a.1.1) les résines thermoplastiques	15
a.1.2) Les résines thermodurcissables	15
a.2) Types de composites à matrice métallique.....	17
a.2.1) Composites à matrice d'aluminium	17

a.2.2) Composites à matrice de cuivre	18
a.2.3) Composites à matrice de titane	18
a.2.4) Composites à matrice de magnésium	18
a.3) Les exigences d'application des composites à matrice métallique	18
1.4 Classification des matériaux composites.....	20
1.4.1 Classification suivant la forme des constituants	20
1.4.1.1 Composites à fibres	20
1.4.1.2 Composites à particules.....	21
1.4.2 Classification suivant la nature des constituants	21
1.4.2.1 Composites à matrice organique	22
1.4.2.2 Composites à matrice métallique	22
1.4.2.3 Composites à matrice.....	22
1.5 Architecture des matériaux composites	22
1.5.1 Introduction	22
1.5.2 Stratifiés	23
1.5.2.1 Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels	23
1.5.3 Composites sandwiches	26
1.6 Modules d'élasticité	28
1.6.1 Comportement élastique d'un composite unidirectionnel	28
1.6.1.1 Module d'Young longitudinal	28
1.6.1.2 Module d'Young transverse	30
1.6.1.3 Coefficient de Poisson longitudinal	31
1.6.1.4 Module de cisaillement longitudinal	32
1.6.2 Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope	33
1.7 Mécanismes de rupture dans les matériaux composites	33
1.7.1 Les divers mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel	33
1.8 Critères de rupture	36
1.8.1 Critères en contraintes maximales	36
1.8.1.1 Critères dans les axes principaux	36
1.8.1.2 Critères de rupture en-dehors des axes des matériaux	37
1.8.2 Critères en déformations maximales	38
1.8.3 Critères interactifs	38
1.8.3.1 Critère de Hill	38
1.8.3.2 Critère de Tsai-Hill	39

1.8.3.3 Critère de Hoffman	39
Conclusion	39
Chapitre 2 : Elaboration et mise en œuvre des stratifiés	
2.1 Introduction	40
2.2 Etape avant la fabrication.....	40
2.2.1 Définition des fonctions de la pièce.....	40
2.2.2 Définition de la pièce	40
2.2.2.1 Pour l'essai de traction	40
2.2.2.2 Pour l'essai de flexion	41
2.2.2.3 Pour l'essai de cisaillement.....	41
2.3 Réalisation des éprouvettes à renfort bidirectionnelle.....	41
2.3.1 Matériels utilisés	41
2.3.1.1 le renfort.....	41
2.3.1.2 la matrice	42
2.3.1.3 Pompe à vide	44
2.3.1.4 Tissu d'arrachage (peel ply cloth)	45
2.3.1.5 La wate (Breather cloth)	46
2.3.1.6 Le nylon	46
2.3.1.7 Vaccum bag sealant	47
2.3.2 Procédés de fabrication	47
2.3.2.1 Les étapes de la manipulation	47
Conclusion	50
Chapitre 3 : Analyse expérimentale	
3.1 Introduction	51
3.2 But de la manipulation	51
3.3 Appareillage	51

3.4 Contrôle de qualité	52
3.5 Procédures des essais mécaniques	55
3.5.1 Les essais de traction	55
3.5.2 Résistance à la rupture	56
3.5.3 Essai de cisaillement inter laminaire	69
3.6 Comparaison des résultats	78
Conclusion.....	80
Conclusion générale.....	81

Liste des abréviations :

ρ : Masse volumique

E_f : Module d'Young

E_f/ρ : Module spécifique

Σ_{fu} : Contrainte à la rupture

σ_{fu}/ρ : Contrainte spécifique

Al-Si : Alliage aluminium et silicium

Al-Mg : Alliage aluminium et magnésium

Al-Cu : Alliage aluminium et cuivre

TMC : Les composites à matrice de titane

NASP : National Aerospace Plane

Ti : Titane

Ni : Nickel

SiC : Carbure de silicium

V : Verre

C : Carbone

S : Symétrique

Δl : L'allongement

ε : La déformation longitudinale

ε_f : Déformation de la fibre

ε_m : Déformation de la matrice

σ_f : Les contraintes dans la fibre

E_f : Module d'Young de la fibre

σ_m : Les contraintes dans la matrice

E_m : Module d'Young de la matrice

E_L : Module d'Young longitudinal

V_f : La fraction volumique de fibres

ν_{LT} : Coefficient de Poisson longitudinal

G_{LT} : Le module de cisaillement longitudinal

τ : Les contraintes en cisaillement

γ_f : Les déformations en cisaillement de la fibre

γ_m : Les déformations en cisaillement de la matrice

h_f : La hauteur des couches de fibre

h_m : La hauteur des couches de matrice

δ_f : Les déformations induites dans la fibre

δ_m : Les déformations induites dans la matrice

δ : La déformation totale

γ : L'angle de cisaillement

X_t, X_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe longitudinal respectivement en traction et en compression,

Y_t, Y_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe transversal respectivement en traction et en compression,

S : la contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche.

θ : Une rotation d'angle

$X_{\epsilon t} (X_{\epsilon c})$: La déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe longitudinal,

$Y_{\epsilon t} (Y_{\epsilon c})$: La déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe transversal,

S_{ϵ} : La déformation à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche.

Liste des figures :**Chapitre 1 : Généralité sur les matériaux composites**

Figure 1.1 : Matériau composite	1
Figure 1.2 : Fibre de carbone	2
Figure 1.3 : Fibre de verre	3
Figure 1.4 : fibre de kevlar	4
Figure 1.5 : Principaux matériaux de renfort	7
Figure 1.6 : De gauche à droite : fibre de kevlar, fibre de carbone, fibre de verre	8
Figure 1.7 : Mat de verre 150 g/m ²	8
Figure 1.8 : Chaîne et trame d'un tissu	9
Figure 1.8 : Tissu de carbone 193g/m ² , tissé en taffetas	9
Figure 1.9 : Tissu de kevlar, tissé en sergé 3x1	10
figure1.10 : Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus	11
Figure 1.11 : Maille et tresse tubulaire en fibre de verre et en kevlar	12
Figure 1.12 : Tissages cylindrique et conique	12
Figure 1.13 : Tissage 3D orthogonal	13
Figure 1.14 : Tissage 4D	13
Figure 1.15 : La résine Epocast 50-A1 / durcisseur 946 de Huntsman	14
Figure 1.16 : Résine époxy	16
Figure 1.17 : Les différentes familles de matrices	17
Figure 1.18 : Constitution d'un stratifié.....	23
Figure 1.19 : Désignation d'un stratifié.....	23
Figure 1.20 : Convention de signe pour la désignation des stratifiés	24
Figure 1.21 : Matériaux sandwiches à âmes pleines	27
Figure 1.22 : Matériaux sandwiches à âmes creuses	28
Figure 1.23 : Quelques types de nid d'abeille	28
Figure 1.24 : Schéma simplifié d'une traction longitudinale	29

Figure 1.26 : Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel	30
Figure 1.27 : Schéma par couches d'une traction longitudinale	32
Figure 1.28 : Schéma par couches d'un essai de cisaillement longitudinal	32
Figure 1.29 : Déformations en cisaillement de la matrice et de la fibre.....	33
Figure 1.30 : Rupture de fibre	34
Figure 1.31 : Rupture transverse de la matrice	35
Figure 1.32 : Rupture longitudinale de la matrice	35
Figure 1.33 : Décohésion fibre-matrice	36
Figure 1.34 : Contraintes dans les axes des matériaux d'une couche	37
Figure 1.35. Couche rapportée à des axes de référence quelconques	37

Chapitre 2 : Elaboration et mise en œuvre des stratifiés

Figure 2.1 : Dimensions des éprouvettes de traction.....	40
Figure 2.2 : Dimensions des éprouvettes de flexion.....	41
Figure 2.3 : Dimensions des éprouvettes de cisaillement.....	41
Figure 2.4 : Tissu de carbone bidirectionnelle en taffetas, 193 g/m ² (0.62 oz/ft ²).....	42
Figure 2.5 : Tissu de verre bidirectionnelle en sergé 3x1, 105 g/m ² (0.34 oz/ft ²).....	42
Figure 2.6 : Résine Epocast 50-A1 et de durcisseur 946.....	43
Figure 2.7 : Pompe à vide.....	45
Figure 2.8 : Le tissu d'arrachage, polyamide fiber cloth, 60 g/m ² (0.2 oz/ft ²).....	45
Figure 2.9: La wate, polyester felt, 330 g/m ² (11.64 oz/ft ²).....	46
Figure 2.10 : Le nylon.....	46
Figure 2.11 : Vaccum bag Sealant.....	47
Figure 2.12 : De droite au gauche : enceinte close vide, enceinte close branché avec la pompe à vide.....	48
Figure 2.13 : De gauche à droite, le durcisseur et la résine avant le mélange, le mélange résine-durcisseur.....	48

Figure 2.14 : Les éprouvettes pour l'essai de traction. De droite à gauche : éprouvettes hybrides, éprouvettes en verre, éprouvettes en carbone.....	49
Figure 2.15 : Les éprouvettes pour l'essai de flexion. De droite à gauche : éprouvettes en verre, éprouvettes en carbone, éprouvettes hybrides.....	50
Figure 2.16 : Les éprouvettes pour l'essai de cisaillement. De droite à gauche : éprouvettes en verre, éprouvettes en carbone, éprouvettes hybrides.....	50

Chapitre 3 : Analyse expérimentale

Figure 3.1 : Machine TestWell des essais mécaniques	52
Figure 3.2 : les trois types des éprouvettes et les fils de contrôle de qualité d'image sont posés sur le film	53
Figure 3.3 : Indicateur de qualité d'image	53
Figure 3.4 : Scanner des films radiographiques ; nom de fabricant : Nürr NDT ; Type : HD-CR 35 NDT	54
Figure 3.5 : Cette figure montre l'image obtenu après le scanne du film radiographique.....	54
Figure 3.6 : Eprouvette en carbone ajusté sur les mors de la machine de traction.....	55
Figure 3.7 : Schéma descriptif pour l'essai de résistance à la rupture.....	56
Figure 3.8 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 2, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	58
Figure 3.9 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 3 éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	59
Figure 3.10 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 4 éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	60
Figure 3.11 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 2, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	62
Figure 3.12 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 3, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	63

Figure 3.13 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 4, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	64
Figure 3.14 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 1, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	65
Figure 3.15 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	66
Figure 3.16 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 2, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	67
Figure 3.17 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°4, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	68
Figure 3.18 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°1, cisaillement, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	70
Figure 3.19 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°2, cisaillement, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	71
Figure 3.20 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, cisaillement, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	72
Figure 3.21 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°1, cisaillement, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	73
Figure 3.22 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°2, cisaillement, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	74
Figure 3.23 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, cisaillement, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	75
Figure 3.24 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°1, cisaillement, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	76
Figure 3.25 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°2, cisaillement, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	77
Figure 3.26 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, cisaillement, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.....	78

Liste des tableaux :

Chapitre 1 : Généralité sur les matériaux composites

Tableau 1.1: Categories and mechanical properties of carbon fibers	3
Tableau 1.2 : Différents types de verres filables	4
Tableau 1.3: les types et les compositions des fibres de verre commerciales	4
Tableau 1.4 : Caractéristiques mécaniques de monofilaments aramides	5
Tableau 1.5 : Caractéristiques mécaniques des fibres de bore, bore-carbure de bore et carbure de silicium	6
Tableau 1.6 : Quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide	15
Tableau 1.7: Les compositions et les propriétés des matrices de composites à matrice métallique haute température	20

Chapitre 2 : Elaboration et mise en œuvre des stratifiés

Tableau 2.1 : Propriétés typiques de résine Epocast 50-A1 et de durcisseur 946	43
Tableau 2.2 : Propriétés physiques typiques de résine Epocast 50-A1	44

Chapitre 3 : Analyse expérimentale

Tableau 3.1 : Résultats des essais de résistance à la rupture pour les éprouvettes en carbone.	57
Tableau 3.2 : Résultats des essais de résistance à la rupture pour les éprouvettes hybrides.	61
Tableau 3.3 : Résultats des essais de résistance à la rupture pour les éprouvettes en verre.	65
Tableau 3.4 : Résultats des essais de cisaillement inter laminaire pour les éprouvettes en verre.	69
Tableau 3.5 : Résultats des essais de cisaillement inter laminaire pour les éprouvettes en carbone.	72
Tableau 3.6 : Résultats des essais de cisaillement inter laminaire pour les éprouvettes hybrides.	75
Tableau 3.7 : Comparaison des résultats obtenus.	79
Tableau 3.8 : Propriétés mécanique des tissus et de matrice utilisé dans la fabrication des éprouvettes.	79
Tableau 3.9 : Les différentes modules et coefficients des trois types des éprouvettes. Le calcul est fait par les modèles de Chamis.	80

Introduction :

Les exigences toujours sévères dans le milieu aéronautique, aussi bien en termes de sécurité qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs des aéronefs à développer des structures légères présentant une meilleure résistance mécanique et une bonne rigidité.

Les matériaux composites, grâce à leurs excellentes propriétés mécaniques, leur légèreté, la bonne résistance chimique, la meilleure tenue en fatigue et la souplesse de mise en forme offrent les meilleurs compromis dans le secteur aéronautique.

De nos jours, les matériaux composites se retrouvent dans une grande variété de situations, et jouent un rôle important dans le développement économique et les applications de défense. De nombreux composites utilisés aujourd'hui sont à la pointe de la technologie des matériaux.

Des matériaux, avec des performances et des coûts adaptés aux applications les plus exigeantes telles que les vaisseaux spatiaux. Les matériaux composites constituent sans aucun doute un pilier de la famille des matériaux, parallèlement aux matériaux inorganiques métalliques, polymères et non métalliques, en termes de demande et de productions mondiales. Les matériaux composites sont si fondamentaux et si critiques que l'on ne saurait trop insister sur leur importance.

Dans notre travail nous nous intéressons :

Dans un premier temps à la technologie de fabrication des matériaux composite, en essayant de voir quels sont les aspects qui peuvent influencer leurs propriétés lors de la conception. Pour cela nous avons réalisé des composites à partir des éléments les plus élémentaires jusqu'à obtention d'une structure finale. En second lieu après avoir obtenu les éprouvettes, nous examinerons leurs comportements en traction longitudinale, flexion, résilience et on observera leurs résistances à la rupture en ces derniers.

La réalisation des éprouvettes a eu lieu suite à un stage effectué au sein de la compagnie *AIR ALGERIE*, au niveau de l'atelier «plastique et composites», qui est un atelier destiné à la maintenance et à la réparation des compartiments composites de l'avion.

La première partie de notre stage nous a permis de choisir le type de matrice et le type de renfort, avec lesquels seront conçues nos éprouvettes. Nous sommes aboutis à la structure finale après avoir suivi les étapes suivantes :

1. Nous avons tout d'abord observé les parties d'avions qui sont en construction composites au niveau de l'atelier (ailerons, les stabilisateurs, les bords d'attaque, les rails à volet, les volets, les winglets et les

radomes, etc.

2. Le type de fibre et de résine utilisé dans la construction et la réparation de ces compartiments.
3. Nous avons aussi choisi le type de matrice et le type de renfort avec lesquels on a procédé à la fabrication de nos éprouvettes (verre/epocast), (carbone/epocast), (verre, carbone/epocast).
4. Nous avons réalisé un type d'orientation des fibres de stratifiés [0/90/45/-45/45/-45/90/0] selon les dimensions qui seront adéquates avec la réalisation des essais.

Réalisation des essais :

Après la réalisation des éprouvettes, les essais de traction, de flexion et de résilience ont eu lieu au niveau du Laboratoire à l'établissement militaire ERMA de Dar el Beida Alger, comme suit :

1. Les éprouvettes vont être soumises à des essais de traction longitudinale afin de déterminer leurs résistances à la rupture.
2. Les éprouvettes vont être soumises à des essais de flexion afin de déterminer leurs résistances à la rupture et au cisaillement inter laminaire.
3. Nous établissons une comparaison entre les trois types des éprouvettes réalisées.

Nous avons organisé notre mémoire en trois chapitres qui sont les suivants:

Chapitre I: intitulé «Généralité sur les matériaux composites», ce chapitre présente d'une manière générale les matériaux composites et leurs caractéristiques, ainsi que leur utilisation.

Chapitre II : intitulé « Elaboration et mise en œuvre des stratifiés », dans ce chapitre nous détaillons les modes de fabrication des éprouvettes.

Chapitre III: intitulé « Etude expérimentale», dans ce chapitre on présente les résultats des essais et leurs interprétations.

Chapitre 1

Généralité sur les matériaux composites

1.1.Introduction :

Un matériau composite est un assemblage constitué au minimum de deux matériaux qui ne fusionnent pas et qui ont une forte capacité d'adhésion. Ils sont assemblés en une structure particulière qui lui donne ses caractéristiques (**Figure 1.1**). Plusieurs structures de matériaux composites sont de plus en plus adaptées, dans des domaines très variés, tels que l'aéronautique pour augmenter la durée de vie des avions.

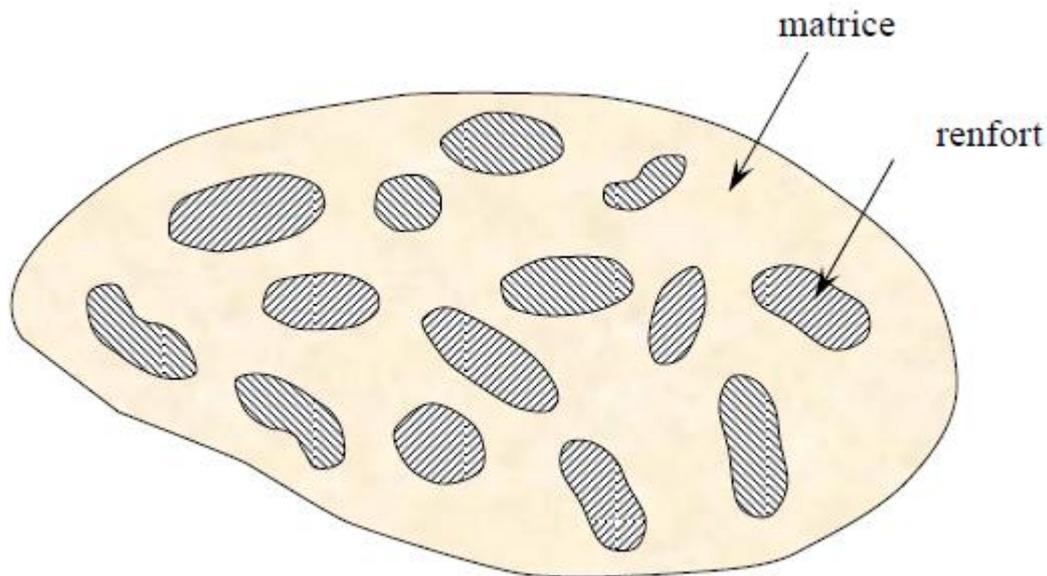


Figure 1.1 : Matériau composite[1].

1.2. Définition :

Dans un sens large, le mot “composite” signifie “constitué de deux ou plusieurs parties différentes”. Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément [1].

Un matériau composite consiste dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes, le composite est dit hybride. La phase discontinue est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue. La phase continue est appelée *la matrice*. La phase discontinue est appelée *le renfort* (**figure 1.1**) [1].

1.3.les éléments constituant d'un matériau composite:

1.3.1 Les Composants de base :

1.3.1.1les fibres et les tissus :

Le renfort constitue l'armature, il assure la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité). Il est souvent sous formes de fibres (des fibres organiques ou inorganiques). Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont : caractéristiques mécaniques élevées, masse volumique faible, bonne compatibilité avec les résines, etc...

En fonction des utilisations, les renforts peuvent être d'origines diverses : végétales, minérales, artificielles, synthétiques, etc. Comme fibre il existe, des fibres de : verre, carbone, aramide, et céramique [1].

a)- *Fibres de carbone :*

Les fibres de carbone (**figure1.2**) possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques, d'autant plus que leurs masses volumiques reste faible (généralement inférieur à 2000Kg/m^3), il faut noter que les fibres de carbone ont une excellente tenue en température, en atmosphère non oxydante leurs caractéristiques mécaniques sont maintenues jusqu'à 1500°C environ, des composites carbone/matrice de carbone sont utilisés dans les tuyères de fusées et dans les plaquettes de freins des avions. Ils trouvent également des applications en atmosphère oxydante dans le domaine spatial : bords d'attaque, tuiles, etc [1].



Figure 1.2 : Fibre de carbone [3].

En fonction de leurs propriétés mécaniques, les fibres de carbone peuvent être classées dans les catégories suivantes : type haute ténacité (HT), type ultra-haute ténacité (UHT), type

haut module (HM) et type ultra-haut module (UHM). Les plages de propriétés mécaniques correspondantes sont indiquées dans le **tableau 1.1** [2].

Propriétés	UHM	HM	UHT	HT
Module de young GPa	> 400	300 - 400	200 - 350	200 -250
Résistance à la traction GPa	> 1.70	> 1.70	> 2.76	2.0 – 2.75
La teneur en carbone %	99.8	99.0	96.5	94.5

Tableau 1.1: Categories and mechanical properties of carbon fibers [2].

b)- Fibres de verre :

Les fibres de verre (**figure 1.3**) sont élaborées à partir d'un verre filable, appelé verre textile, composé de silice SiO₂, alumine Al₂O₃, chaux CaO, magnésie MgO, etc. Ces produits peu coûteux, associés à des procédés assez simples d'élaboration, confèrent aux fibres de verre un excellent rapport performances/prix, qui les place de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans les matériaux composites. Suivant leurs compositions, différents types de verres filables peuvent être obtenus (**Tableau 1.2**) [1].



Figure 1.3 : Fibre de verre [3].

Dans la pratique, les verres de type E constituent la presque totalité du tonnage de verre textile produit actuellement. Les autres verres, représentant globalement une faible quantité (environ 1 %), sont réservés à des applications spécifiques [1].

Les diamètres des fibres de verre varient de 5 à 20 μm , et un diamètre de fibre plus fin entraîne généralement de meilleures performances [2].

Fibre de verre A	contenant des oxydes de métaux alcalins élevés
Fibre de verre C	résistant aux attaques chimiques
Fibre de verre D	à haute propriété diélectrique

Fibre de verre E	à haute isolation électrique
Fibre de verre M	à module d'Young élevé
Fibre de verre S	à haute résistance à la traction
Fibre de verre AR	résistante aux alcalins et adaptée au renforcement des composites à matrice cimentaire.

Tableau 1.2 : Différents types de verres filables [2].

Les fibres de verre sont généralement tirées d'un mélange fondu de sable quartzueux, de calcaire, de dolomie et de paraffine, ainsi que d'une certaine fraction de soude et d'acide borique [4]. **Le tableau 1.3** énumère les types et compositions des fibres de verre commerciales.

Type	Composition %						
	SiO ₂	Al ₂ O ₃	B ₂ O ₃	CaO	Na ₂ O	MgO	Autres
A	72	0.6-1.5	-	10	14.2	2.5	0.7% SO ₃
C	65	4	6	14	8	3	
D	74	0.3	22	0.5	1.0	-	0.5 % LiO ₂
E	52-56	12-16	5-13	16-25	0-2	0.6	0-1.5 %TiO ₂
E - CR	58-63	10-13	1.0-2.5	21-23	0-1.2	-	1-2.5% TiO ₂ , 0-3.5%ZnO ₂
M	53.7	-	-	12.9	-	9.0	2.0%ZrO ₂ , 8%BeO ₂ , 8%TiO ₂ , 3% CeO ₂
S	65	25	-	-	-	10	-
Z or AR	71	-	-	-	11	-	16%ZrO ₂ , 2%TiO ₂

Tableau 1.3: les types et les compositions des fibres de verre commerciales [2].

c)- Fibre d'aramide :

Les fibres aramides sont des fibres polyaramides ou polyamides aromatiques de synthèse. Ils sont généralement connus sous le nom de "kevlar" (**figure 1.4**). L'élaboration des fibres aramides est effectuée par synthèse à basse température (-10 °C), puis par filage en solution [1].



Figure 1.4 : fibre de kevlar [3].

Les fibres sont ensuite étirées et traitées thermiquement pour augmenter leur module d'élasticité. Les caractéristiques mécaniques des fibres aramides sont reportées dans le **tableau 1.4** pour des monofilaments. Leur utilisation est limitée par diverses faiblesses des matériaux composites à fibres aramides [1] :

- ◆ Résistances faibles à la compression, à la flexion, au flambement;
- ◆ Sensibilité au cisaillement interlaminaire.

Compte tenu de leur légèreté et de leur bonne résistance au choc, à l'impact et à l'abrasion, les fibres aramides sont utilisées pour la fabrication de certains articles de sports (skis, raquettes de tennis, etc.) et pour la fabrication de protections contre les projectiles (blindages, gilets pare-balles, casques, gants, etc.), de produits de friction et de joints, de renforcement de câbles, etc [1].

Caractéristiques	Kevlar 29	Kevlar 49	Kevlar 149	Twaron	Technora
Masse volumique ρ (kg/m ³)	1440	1450	1470	1440	1390
Diamètre (μm)	12	12	12	12	12
Module d'Young E_f (GPa)	60	120	160	60	90
Module spécifique E_f/ρ (MNm/kg)	42	83	110	42	65
Contrainte à la rupture σ_{fu} (MPa)	3000	3000	2400	2600	2800
Contrainte spécifique σ_{fu}/ρ (kNm/kg)	2080	2070	1630	1800	2010
Allongement à la rupture (%)	3.6	1.9	1.5	3	4

Tableau 1.4 : Caractéristiques mécaniques de monofilaments aramides [1].

d)- Les fibres céramiques :

Diverses fibres de matériaux réfractaires ou céramiques (carbures, borures, nitrures, etc.) peuvent être élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Actuellement, les fibres obtenues par ce procédé, et faisant l'objet d'une production, sont [1] :

- ◆ les fibres de bore (B),
- ◆ les fibres de bore (B)-carbure de bore (B4C),
- ◆ les fibres de carbure de silicium (SiC),
- ◆ les fibres de bore-carbure de silicium, appelées BorSiC.

Les fibres sont en réalité de gros filaments (diamètre de l'ordre de 100 μm), formés d'une âme (le fil support) en tungstène ou en carbone d'un diamètre d'environ 10 μm , recouverts :

- ◆ d'une couche de bore d'épaisseur environ 40 μm (fibres de bore),
- ◆ d'une couche de bore d'épaisseur 40 μm et d'une couche de carbure de bore de 4 μm d'épaisseur (fibres B-B4C),
- ◆ d'une couche de carbure de silicium (fibres SiC),
- ◆ d'une couche de bore et d'une couche de carbure de silicium (fibres BorSiC).

Les caractéristiques mécaniques des diverses fibres sont assez voisines (tableau 2.8). Ces caractéristiques sont maintenues jusqu'à des températures pouvant aller de 500 à 1 000 $^{\circ}\text{C}$.

Du fait d'un prix de revient élevé, l'utilisation de ces fibres est limitée. Actuellement, les fibres SiC et BorSiC sont essentiellement utilisées avec des matrices métalliques (aluminium, par exemple) ou des matrices céramiques, conduisant à des matériaux composites de coûts très élevés, utilisés pour les aubes de compresseur, les turbines, etc [1].

Caractéristiques	Bore	Bore + B4C	SiC
Masse volumique ρ (kg/m ³)	2600	2600	3000
Diamètre (μm)	100-150	100-150	100-150
Module d'Young E_f (GPa)	430	430	410
Module spécifique E_f / ρ (MNm/kg)	165	165	140
Contrainte à la rupture σ_{fu} (MPa)	3800	4000	3900
Contrainte spécifique σ_{fu} / ρ (kNm/kg)	1460	1540	1300

Tableau1.5 : Caractéristiques mécaniques des fibres de bore, bore-carbure de bore et carbure de silicium [1].

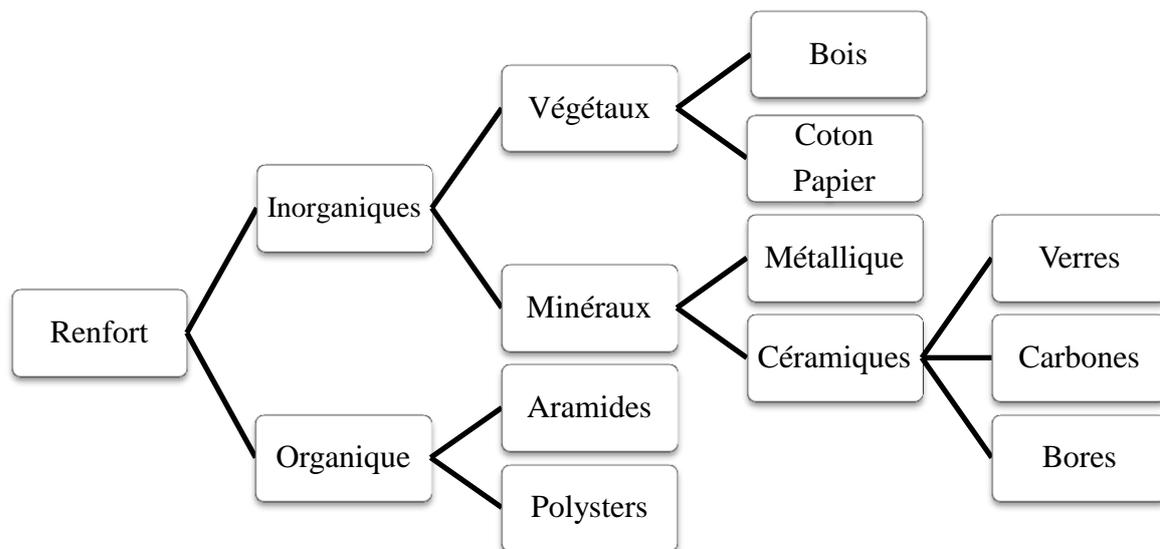


Figure 1.5 : Principaux matériaux de renfort.

1.3.1.1.1. Forme commerciales des renforts :

Les matériaux de renfort confèrent aux composites leurs caractéristiques mécaniques: rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc. Les renforts fibres se présentent sous diverses formes commerciales [1] :

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

a) Formes linéiques:

Les fibres sont élaborées suivant un diamètre de quelques micromètres (une dizaine), et ne peuvent par conséquent pas être utilisées sous forme unitaire. Pour leur utilisation pratique, ces fibres sont réunies en fils ou en mèches de différentes formes.

La nomenclature générale des diverses formes linéiques est encore mal déterminée, et généralement dérivée de celle utilisée pour les fibres de verre. La fibre unitaire est généralement appelée filament élémentaire ou *monofilament*. Les monofilaments sont ensuite réunis en *fils* ou *mèches* [1].

La **figure 1.6** montre trois types de fibre très utilisés dans la construction aéronautique.



Figure 1.6 : De gauche à droite : fibre de kevlar, fibre de carbone, fibre de verre [3].

b) Formes surfaciques:

Les fils peuvent être utilisés pour réaliser des formes surfaciques de divers types : mats, tissus ou rubans, essentiellement développés dans le cas de fibres de verre [1].

b.1) Les mats:

Les mats (**figure1.7**) sont des nappes de fils continus ou discontinus, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle. L'absence d'orientation préférentielle des fibres conduit à une isotropie des propriétés mécaniques du mat dans son plan [1].



Figure 1.7 : Mat de verre 150 g/m² [5].

La différence entre les mats à fils coupés et les mats à fils continus se situe essentiellement au niveau de leur propriété de déformabilité. Les premiers sont peu déformables alors que les seconds permettent d'obtenir des “emboutis” profonds par un allongement régulier du mat dans toutes les directions [1].

b.2) Les tissus et rubans:

Un tissu (ou ruban) est un ensemble surfacique de fils, de mèches, etc., réalisé sur un métier à tisser. Il est constitué (**figure 1.8**) [1] :

- ◆ d'une chaîne, ensemble de fils parallèles répartis dans un plan suivant la longueur du tissu,
- ◆ d'une trame, ensemble de fils s'entrecroisant avec les fils de chaîne.

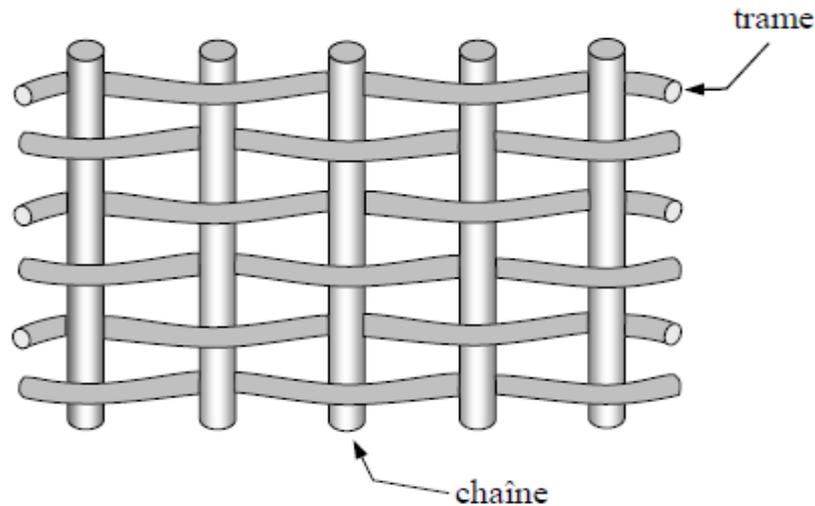


Figure 1.8 : Chaîne et trame d'un tissu [1].

Les tissus diffèrent par le type de fils utilisés (fils simples, mèches, etc.), donc par la masse linéique des fils, et par le mode d'entrecroisement (ou *armure*) des fils de chaîne et des fils de trame. **La figure 1.10** illustre les armures classiques utilisées : toile ou taffetas, sergé, satin, armure croisée, armure unidirectionnelle [1].

- **Taffetas:**

Dans l'armure taffetas (**figure 1.10**), les fils de chaîne et de trame s'entrecroisent alternativement, conduisant à un tissu très plat, stable, mais peu déformable. Cette armure confère au tissu des propriétés mécaniques sensiblement identiques dans les deux directions chaîne et trame (pour des fils de tissage identiques) (**figure 1.8**). Toutefois, l'armure taffetas conduit à un haut degré de courbure des fibres qui induit une diminution des performances mécaniques des composites [1].

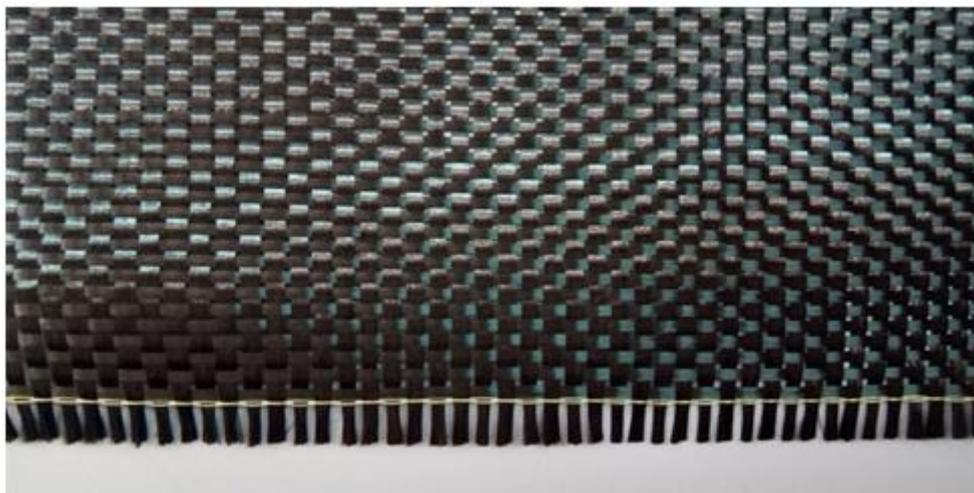


Figure 1.8 : Tissu de carbone 193g/m², tissé en taffetas [3].

- **Sergé:**

Pour l'armure sergé, le nombre de fils chaîne et de fils trame qui s'entrecroisent peut varier. Dans un sergé 2 x 1, les fils trame passent sur un fil chaîne et sous deux fils chaînes, et dans un sergé 2 x 2, les fils trame passent sur deux fils chaîne et sous deux fils chaîne (**figure1.10**). Ce type d'entrecroisement conduit à un motif répétitif du tissu (**Figure 1.9**) sous forme de nervures diagonales. L'armure sergé offre l'avantage d'être à la fois souple et dense. Le tissu sergé permet ainsi un glissement entre les fils chaîne et trame et s'adapte bien à des moulages de formes complexes [1].



Figure 1.9 : Tissu de kevlar, tissé en sergé 3x1[3].

- **Satin:**

L'armure satin est assez semblable à celle du sergé, mais le nombre de fils chaîne et de fils trame qui passent les uns sur les autres avant de s'entrecroiser est plus élevé. Chaque tissu satin est caractérisé par un nombre, usuellement 4 ou 8, indiquant que les fils chaîne passent sur 4 ou 8 fils trame. Il en résulte un tissu avec une face qui contient plus de fils chaîne et une autre face plus de fils trame (**figure1.10**). L'armure satin est bien adaptée au moulage de formes complexes [1].

- **Tissu croisé sans entrecroisement :**

Dans un tissu croisé, deux nappes de fils sont superposées sans entrecroisement des fils, et réunies par une chaîne et une trame de fils fins, n'intervenant pratiquement pas sur les performances mécaniques du tissu (**figure1.10**). L'absence d'entrecroisement supprime les effets de cisaillement et donne un tissu très performant mais coûteux [1].

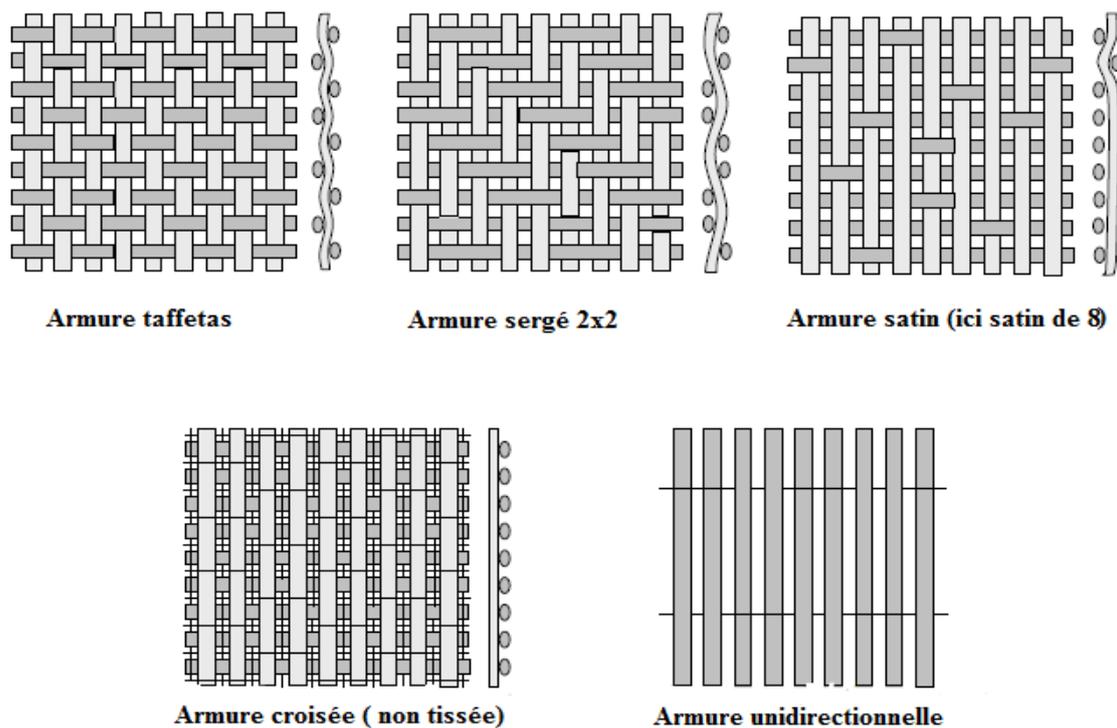


figure1.10 : Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus [1].

• **Tissu à armure unidirectionnelle:**

Dans un tissu unidirectionnel, les fils sont alignés parallèlement à la direction chaîne, et ils sont réunis par un fil fin dans la direction trame (**figure1.10**). Ainsi, le tissu est unidirectionnel avec des performances élevées dans la direction chaîne [1].

Les performances mécaniques des divers tissus dépendent [1]:

- ◆ du type de fils constituant le tissu : nature (verre, carbone, etc.), fils avec ou sans torsion, etc.
- ◆ de l'armure. Les armures unidirectionnelles et haut module donnent les meilleures performances. L'armure satin et, à un degré moindre, le sergé ont des performances supérieures à celles de l'armure toile.
- ◆ de la contexture, par le taux de renfort global et selon chacune des directions chaîne et trame du tissu.

c) Structures tissées multidirectionnelles :

c-1) Tresses et préformes :

Il est possible de réaliser des tresses (**figure1.11**) ou préformes par tissage cylindrique ou conique d'un tissu tubulaire. Les fils s'entrecroisent en hélice, dont la variation du pas

(**figure 1.12**) permet d'ajuster la tresse à la forme qu'elle doit recouvrir. Il est ainsi possible de réaliser une pièce de révolution ayant un diamètre variable le long de son arc.

Par ce procédé, divers tissus peuvent être obtenus en forme de “chaussettes” coniques, ogivales ou hémisphériques, utilisées pour satisfaire aux besoins de la construction aéronautique (cône de rentrée, tuyères, etc.) [1].



Figure 1.11 : A droite, Maille tubulaire en fibre de verre de 60 mm de diamètre et 20 g/m linéaire. Idéal pour la fabrication de tubes ou de pièces tubulaires en fibre de verre utilisant des résines époxy polyester, uréthane-acrylique ou vinylester. A gauche, Tresse d'aramide (kevlar) tubulaire de diamètre 15 mm et 210 g/m². Idéal pour la fabrication de tubes d'aramide avec des résines époxy et vinylester [9].

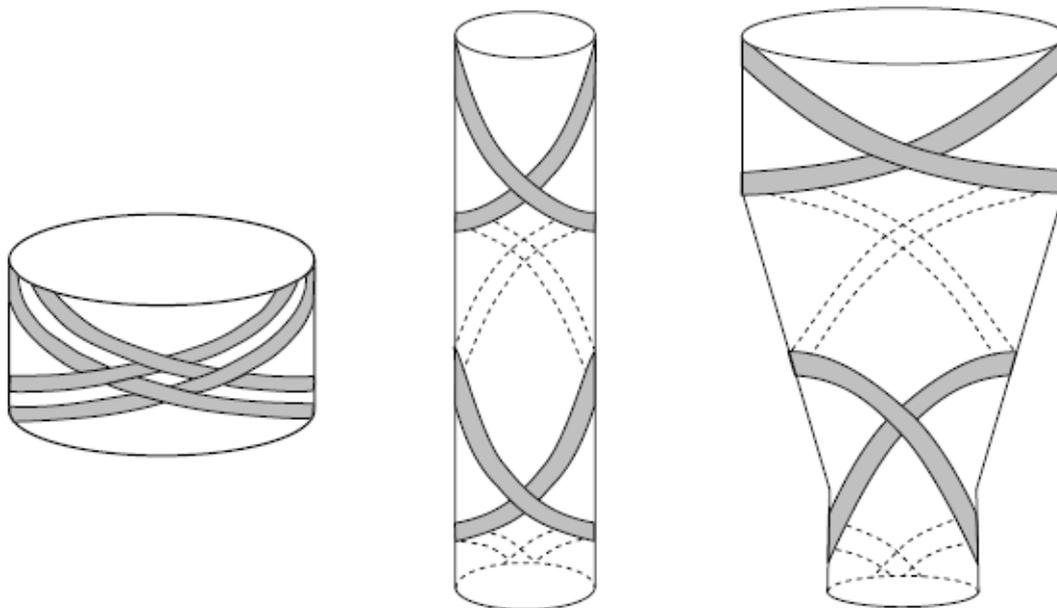


Figure 1.12 : Tissages cylindrique et conique [1].

c.2) Tissus multidirectionnels :

Des tissages volumiques sont également utilisés, et caractérisés par le nombre de directions de tissage : 3D, 4D, etc. La structure la plus simple est celle du tissage 3D, où les fils sont disposés suivant 3 directions orthogonales (**figure 1.13**). Dans un tissage 4D, les fils sont disposés suivant 4 directions (**figure 1.14**). L'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotropes [1].

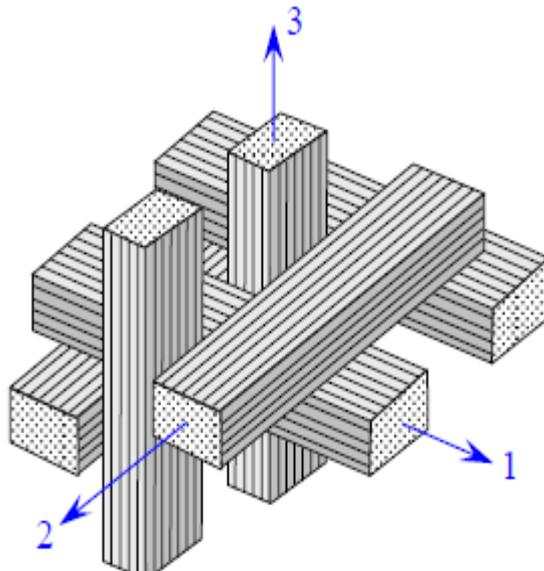


Figure 1.13 : Tissage 3D orthogonal [1].

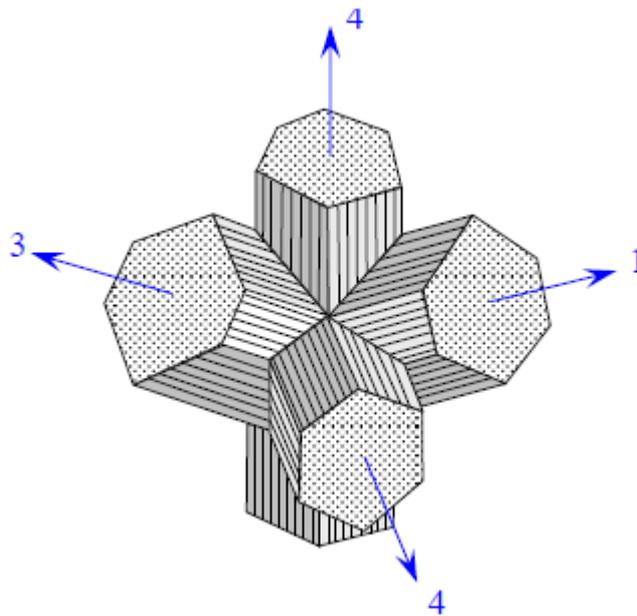


Figure 1.14 : Tissage 4D [1].

1.3.1.2. La matrice :

Un matériau composite est constitué d'une matrice et d'un renfort, constitué de fibres. La matrice est elle-même composée d'une résine (polyester, époxyde, etc.) et de charges dont le but est d'améliorer les caractéristiques de la résine tout en diminuant le coût de production. D'un point de vue mécanique, l'ensemble résine charges se comporte comme un matériau homogène, et le composite est considéré comme constitué d'une matrice et d'un renfort [1].

a) Les résines :

Les résines utilisées dans les matériaux composites ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de les protéger de l'environnement extérieur. Les résines doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres. En outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de manière à conserver aux matériaux composites des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées [1].



Figure 1.15 : La résine Epocast 50-A1 / durcisseur 946 de Huntsman est conçue pour la fabrication et la réparation de structures composites dans l'industrie aérospatiale et aéronautique [3].

a.1) Types de résines :

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

a.1.1) les résines thermoplastiques :

La famille des résines thermoplastiques est très vaste, et peut être séparée en plastiques de grande diffusion et plastiques technopolymères. Les plastiques de grande diffusion sont mis en œuvre soit par injection pour obtenir des objets moulés, soit par extrusion pour obtenir des films, des plaques, des tubes, des profilés, etc [1].

Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons : le polychlorure de vinyle (PVC), le polyéthylène, le polypropylène, le polystyrène, le polyamide, le polycarbonate, etc.

L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût, mais ce faible coût est lié à des propriétés mécaniques et thermomécaniques faibles. Nous donnons ci-après quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide [1].

	Polypropylène	Polyamide
Masse volumique (kg/m ³)	900	1 140
Contrainte à la rupture (MPa)	20–35	60–85
Module d'élasticité (GPa)	1,1–1,4	1,2–2,5
Température de fléchissement sous charge (°C)	50–60	65–100

Tableau 1.6 : Quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide [1].

Dans le domaine des composites, les résines thermoplastiques ont un développement limité, du fait de la nécessité de faire appel à des transformations à hautes températures de produits solides.

a.1.2) Les résines thermodurcissables :

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage [1] :

- ◆ les résines polyesters insaturées : polyesters condensés, vinylesters, dérivés allyliques, etc.,
- ◆ les résines de condensation : phénoliques, aminoplastes, furaniques (peu utilisées en France), etc.,
- ◆ les résines époxydes.

Les résines polyesters:

Les résines polyesters insaturées viennent de très loin en tête dans la mise en œuvre des matériaux composites. Leur développement est le résultat :

- ◆ d'un faible coût de production,

- ◆ de leur diversité offrant de multiples possibilités,
- ◆ d'une adaptation à des procédés de fabrication faciles à mettre en oeuvre et à automatiser.

D'où un développement industriel sans cesse croissant.

Suivant leur module d'élasticité, les résines polyesters sont classées en : résines souples, résines semi-rigides et résines rigides. Les résines habituellement utilisées dans la mise en oeuvre des matériaux composites sont du type rigide [1].

Les résines de condensation:

Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les aminoplastes et les résines furaniques.

Les *résines phénoliques* sont les plus anciennes des résines thermodurcissables dont la plus connue est la bakélite [1].

Les résines époxydes :

Les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées sont les résines époxydes (**figure 1.16**). Elles ne représentent cependant que de l'ordre de 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevé.

Du fait de leurs bonnes caractéristiques mécaniques, les résines époxydes, généralement utilisées sans charges, sont les matrices des composites à hautes performances (constructions aéronautiques, espace, missiles, etc.) [1].



Figure 1.16 : Résine époxy. Il existe deux principaux types d'époxy sont Epoxy Glycidyle et Résines époxy non glycidyliques [7].

Les résines thermostables :

Les résines thermostables se distinguent des autres résines, précédemment considérées, essentiellement par leurs performances thermiques qui conservent leurs propriétés mécaniques pour des températures plus élevées que 200°C.

Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace, où les laboratoires cherchent à mettre au point de nouvelles résines. Parmi les résines thermostables, les résines bismaléimides et polyimides sont les plus utilisées.

Les résines bismaléimides sont des résines dont le réseau est élaboré à des températures de 180 à 200°C [1].

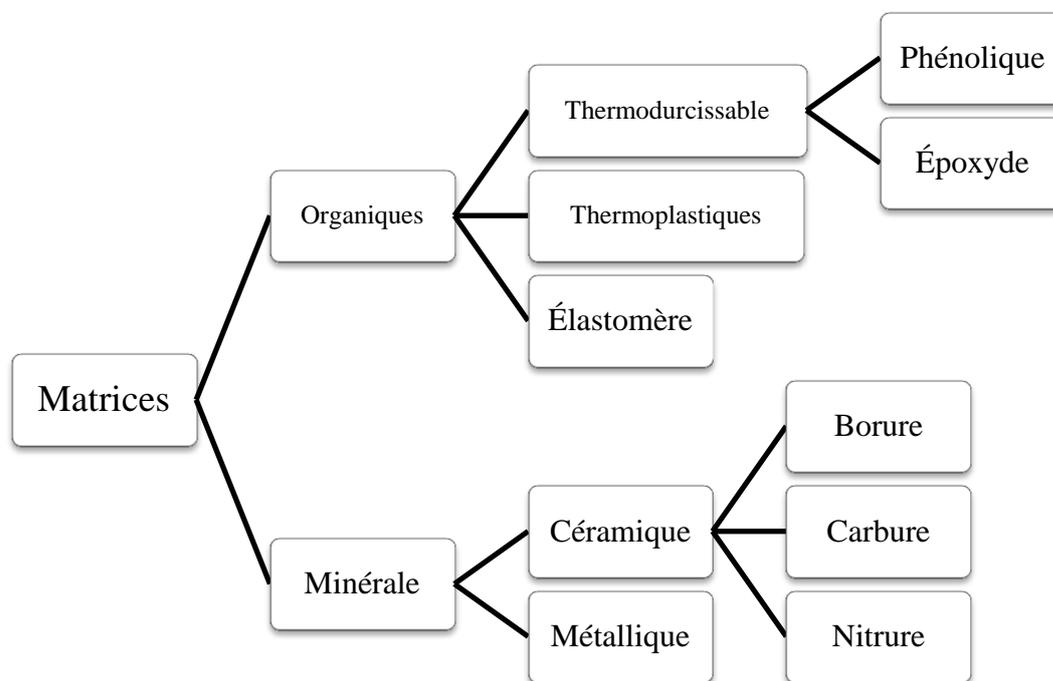


Figure 1.17 : Les différentes familles de matrices

a.2) Types de composites à matrice métallique :

Cette section décrit les composites à matrice métallique en fonction du type de matrice d'aluminium, de cuivre, de titane, de magnésium et autres composites à matrice métallique [6, 8].

a.2.1) Composites à matrice d'aluminium :

Les alliages Al-Si, Al-Mg et Al-Cu, qui sont couramment appliqués dans l'industrie, ont été utilisés pour la fabrication de composites à matrice d'aluminium. Actuellement, la recherche sur les composites à matrice aluminium se concentre sur deux aspects [10,11]:

- ◆ les composites d'aluminium renforcés par des fibres continues, dotés d'excellentes propriétés excellentes et dont les applications générales se concentrent sur des domaines très spécifiques, tels que l'aérospatiale.
- ◆ les composites à matrice d'aluminium renforcés de manière discontinue [10,11].

a.2.2) Composites à matrice de cuivre :

Les composites à matrice de cuivre ont non seulement une résistance élevée, une conductivité électrique et thermique similaires à celles du cuivre pur, ils présentent également une bonne résistance à l'érosion de l'arc et à l'abrasion.

Ces composites constituent un nouveau type de matériau offrant de vastes perspectives d'application dans les domaines de la conduction électrique de haute technologie et de l'économie d'énergie, tels que l'aérospatiale, les équipements électroniques et électriques [12;13].

a.2.3) Composites à matrice de titane :

Les composites à matrice de titane (TMC) et leur bonne résistance aux hautes températures, sont largement utilisés dans l'industrie aérospatiale. La recherche sur les matériaux TMC a débuté dans les années 1970. Au milieu des années 1980, la mise en œuvre du National Aerospace Plane (NASP) et de l'Integrated High-Performance Turbine Plane [14,15].

a.2.4) Composites à matrice de magnésium :

Le magnésium est le matériau métallique le plus léger parmi les matériaux structurels de la nature. La densité du magnésium pur étant de 1,74 g/cm³. Le magnésium possède une résistance spécifique élevée, une rigidité spécifique élevée, de bonnes propriétés d'amortissement et d'excellentes performances de transformation, et d'excellentes performances de traitement. ce qui leur donne de larges perspectives d'application dans les industries aérospatiale et automobile [16, 17].

a.3) Les exigences d'application des composites à matrice métallique :

Dans les domaines de l'aérospatiale et de l'aviation, les exigences les plus importantes sont les suivantes une résistance spécifique élevée, une rigidité spécifique élevée et une excellente stabilité dimensionnelle [2].

Par conséquent, les alliages à faible densité tels que les alliages de Mg et les alliages d'Al peuvent être sélectionnés comme matériaux de matrice, et les fibres de graphite et les fibres B à haute résistance et à module élevé peuvent être utilisées pour produire des composites à fibres continues pour les composants d'engins spatiaux et de satellites. Par exemple, le module

élastique des composites à matrice de magnésium renforcés par des fibres de graphite est supérieur à 345 GPa et la densité est inférieure à 2,1 g/cm³ [2].

Ce composite est donc approprié pour être utilisé dans des composants de systèmes de récupération dynamique dans l'espace, comme la barre d'étai dans une station spatiale, ou un support de miroir de mission spatiale [2].

Les moteurs à haute performance exigent que le matériau composite ait non seulement une résistance spécifique et un module spécifique élevés, mais aussi une excellente résistance aux hautes températures. Le matériau composite doit avoir une capacité de fonctionnement normal à long terme dans des atmosphères d'oxydation à haute température [2].

Les alliages d'Al et de Mg ne conviennent donc pas pour ce type de composite. Les alliages de Ti, Ni et les composés intermétalliques peuvent être choisis comme matériaux de matrice, et les fibres de SiC à haute performance, ou les particules de TiC et TiB₂ doivent être sélectionnées comme renforts. Par exemple, les composites à matrice d'alliage de Ti renforcés par des fibres SiC et les composites à matrice en superalliage de Ni renforcés par des fibres de W peuvent être utilisés pour des composants importants tels que les aubes, les pales d'avion et les arbres de transmission [2].

Les composites à matrice Al et Mg ne peuvent être appliqués qu'à des températures inférieures à 450 °C. Les composites à matrice de Ti peuvent être utilisés à 650 °C, et les composites à matrice de Ni et de Co peuvent être utilisés à des températures allant jusqu'à 1200 °C. Composites à matrice de Ti renforcés par des fibres de SiC sont utilisés pour les roues à aubes et les aubes creuses des moteurs à turbine, les roues à aubes et les aubes de compresseurs de gaz, les arbres de transmission de moteurs et les moteurs de fusée [2].

Les matrices métalliques des composites hautes températures utilisés à plus de 1000 °C sont des alliages résistants à la chaleur à matrice Ni, Fe et des composés intermétalliques.

Les compositions et les propriétés des matrices de composites à matrice métallique haute température sont données dans le **tableau 1.7**.

Les composites carbone/carbone ont une masse volumique de 1.6 à 2.0 g/cm³, haute résistance à haute température 2000°C en atmosphère non oxydante, haute résistance aux chocs thermiques, faible coefficient de dilatation thermique, et un matériau réfractaire. Par conséquent, ils sont utilisés dans les blocs freins des avions, des trains, les nez, les extrémités et bords d'attaque de la navette spatiale, tuyères de fusées, turboréacteurs, nez de missile [14].

Alliages et compositions	Masse volumique (g cm ⁻³)	Endurance strength 1100 °C, 100 h) (MPa)	High-temperature specific strength (1100 °C, 100 h) (103 m)
Zh36Ni-12.5-7 W-4.8Mo-5Al-2.5Ti	12.5	1.38	112.5
EPD-16Ni-22 W-6Al-6Cr-2Mo-1.5Nb	8.3	51	63.5
Nimocast 713C Ni-12.5Cr-2.5Fe-2Nb-4Mo-6Al-1Ti	8.0	48	61.3
Mar-M322E Co-21.5Cr-25 W-10Ni-3.5Ta-0.8Ti	-	48	-
Ni-35 W-15Cr-2Al-Ti	9.15	23	25.4

Tableau 1.7: Les compositions et les propriétés des matrices de composites à matrice métallique haute température [2].

1.4 Classification des matériaux composites :

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

1.4.1 Classification suivant la forme des constituants :

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

1.4.1.1 Composites à fibres:

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan [1].

Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécanique et physique en jouant sur :

- ◆ la nature des constituants,
- ◆ la proportion des constituants,
- ◆ l'orientation des fibres,

Suivant le cahier des charges imposées.

L'importance des matériaux composites à fibres justifie une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques. En conséquence, le présent ouvrage sera essentiellement consacré par la suite à l'étude de ce type de matériaux [1].

1.4.1.2 Composites à particules :

Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée [1].

Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques [1].

Le choix de l'association matrice-particules dépend des propriétés souhaitées. Par exemple, des inclusions de plomb dans des alliages de cuivre augmenteront leur facilité d'usinage. Des particules de métaux fragiles tels le tungstène, le chrome et le molybdène, incorporées dans des métaux ductiles, augmenteront leurs propriétés à températures élevées, tout en conservant le caractère ductile à température ambiante [1].

Les cermets sont également des exemples de composites métal-céramique à particules, adaptés à des utilisations à températures élevées. Par exemple, les cermets à base d'oxydes sont utilisés pour les outils de coupe à vitesse élevée, et pour les protections à hautes températures [1].

1.4.2 Classification suivant la nature des constituants :

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale.

Divers renforts sont associés à ces matrices. Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autres faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi ces composites, nous pouvons citer [1] :

1.4.2.1 Composites à matrice organique (résine, charges), avec :

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

1.4.2.2 Composites à matrice métallique (alliages légers et ultra-légers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :

- ◆ des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC),
- ◆ des fibres métalliques : bore,
- ◆ des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC).

1.4.2.3 Composites à matrice minérale (céramique), avec :

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

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300 °C, alors que les matériaux composites à matrices métallique ou minérale sont utilisés au-delà : jusqu'à 600 °C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000 °C pour une matrice céramique [1].

1.5 Architecture des matériaux composites :**1.5.1 Introduction :**

L'ensemble des procédés de mise en œuvre montre la prépondérance d'une conception des pièces en matériaux composites :

- ◆ par surface: plaques, coques,
- ◆ par stratification de couches successives.

Ce concept justifie l'importance qui sera donnée par la suite à l'étude des matériaux composites considérés sous la forme de plaques ou de coques, constituées de couches différentes (ou non). Les coques peuvent être modélisées comme un ensemble de plaques, et leur étude déduite de l'étude des plaques [1].

L'objet de ce paragraphe est de dégager l'architecture générale des matériaux composites.

1.5.2 Stratifiés :

Les stratifiés sont constitués (**figure 1.18**) de couches successives (appelées parfois plis) de renforts (fils, stratifils, mats, tissus, etc.) imprégnés de résines. Nous examinons les divers types de stratifiés [1].

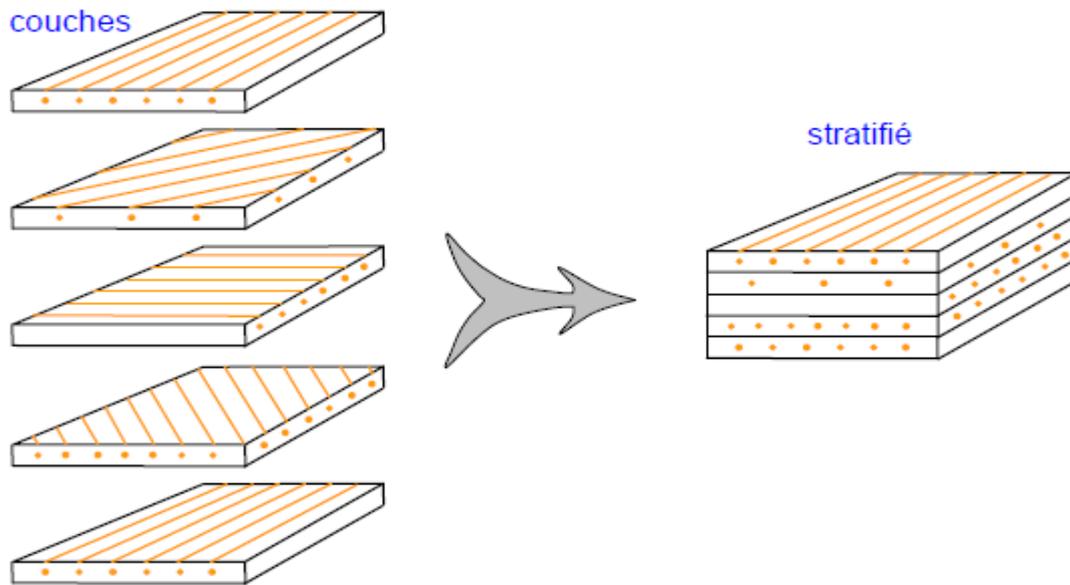
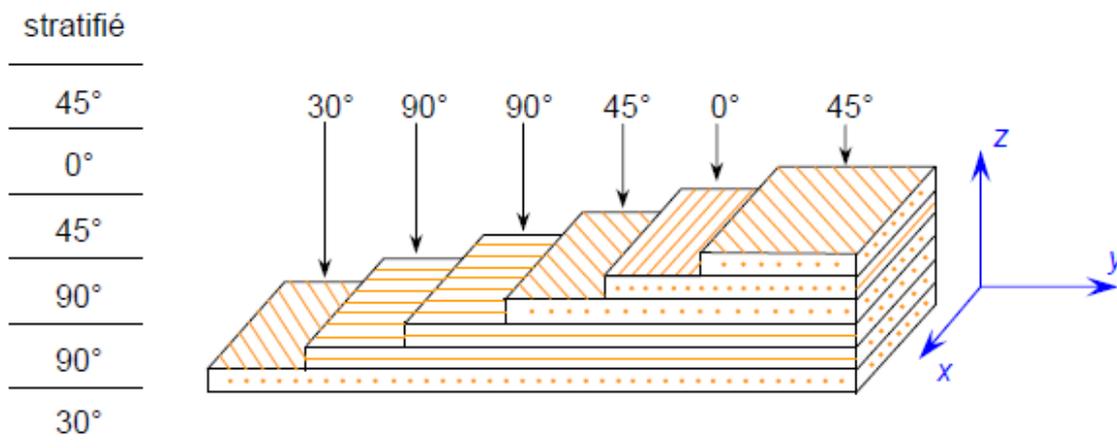


Figure 1.18 : Constitution d'un stratifié [1].

1.5.2.1 Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels :

Les stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels constituent un type de stratifié de base auquel peut se ramener en théorie tout autre type de stratifié. Ces stratifiés sont constitués (**figure 1.19**) de couches de fils ou de tissus unidirectionnels, dont la direction est décalée dans chaque couche [1].



désignation: $[30/90_2/45/0/45]$

Figure 1.19 : Désignation d'un stratifié [1].

La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant :

- ◆ Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence.
- ◆ Les couches successives sont séparées par un / si leurs angles sont différents.
- ◆ Les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique.
- ◆ Les couches sont nommées successivement en allant d'une face à l'autre.

Des crochets (ou parenthèses) indiquent le début et la fin du code.

La désignation dépend du système d'axes choisi. Un exemple est donné à la (**figure 1.19**) [1].

Angles positifs et négatifs:

Lorsque des couches sont orientées à des angles égaux en valeurs absolues, mais de signes opposés, les signes + ou - sont utilisés. La convention pour les angles positifs ou négatifs dépend du système d'axes choisi : une inversion peut apparaître suivant le choix effectué (**figure 1.20**) [1].

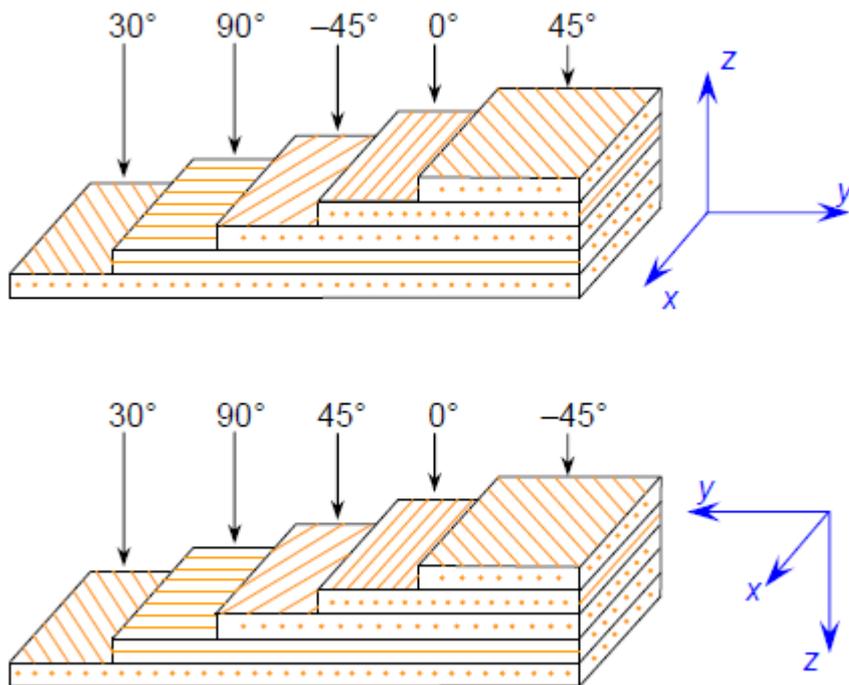


Figure 1.20 : Convention de signe pour la désignation des stratifiés [1].

Stratifiés symétriques :

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est plan de symétrie. Sa désignation ne nécessite alors que la moitié des couches successives. Si le stratifié a un nombre pair de

couches, la désignation débute sur une face pour finir au plan de symétrie. Un indice S indique que le stratifié est symétrique [1]. Par exemple :

Stratifié	Désignation
90°	[90 /45 ₂ /0] _S
45°	
45°	
0°	
0°	
45°	
45°	
90°	

Si le stratifié comporte un nombre impair de couches, la désignation est semblable à la précédente, la couche centrale étant surlignée. Par exemple :

90°	[90/ 45 ₂ / <u>0</u>] _S
45°	
45°	
0°	
45°	
45°	
90°	

Stratifiés hybrides:

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de natures différentes. Il sera alors nécessaire de les mentionner dans la désignation [1]. Par exemple, pour des stratifiés avec la même résine :

0° V	[0 _V /±45 _C /90 _C] _S
45° C	
-45° C	
90° C	
90° C	
-45° C	
45° C	
0° V	

Séquences :

La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois où une séquence est successivement répétée [1]. Par exemple :

0°	
45°	
90°	
0°	
45°	
90°	[(0/45/90) ₂] _S ou [0/45/90] _{2S}
90°	
45°	
0°	
90°	
45°	
0°	

1.5.3 Composites sandwiches :

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux "feuilles", appelées peaux, possédant de bonnes caractéristiques en traction. L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité [1].

Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.) [1].

Les matériaux les plus couramment utilisés sont :

- **pour les âmes pleines (figure 1.11) :**
 - ◆ le balsa ou bois cellulaire;
 - ◆ diverses mousses cellulaires;
 - ◆ des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques ; etc.;

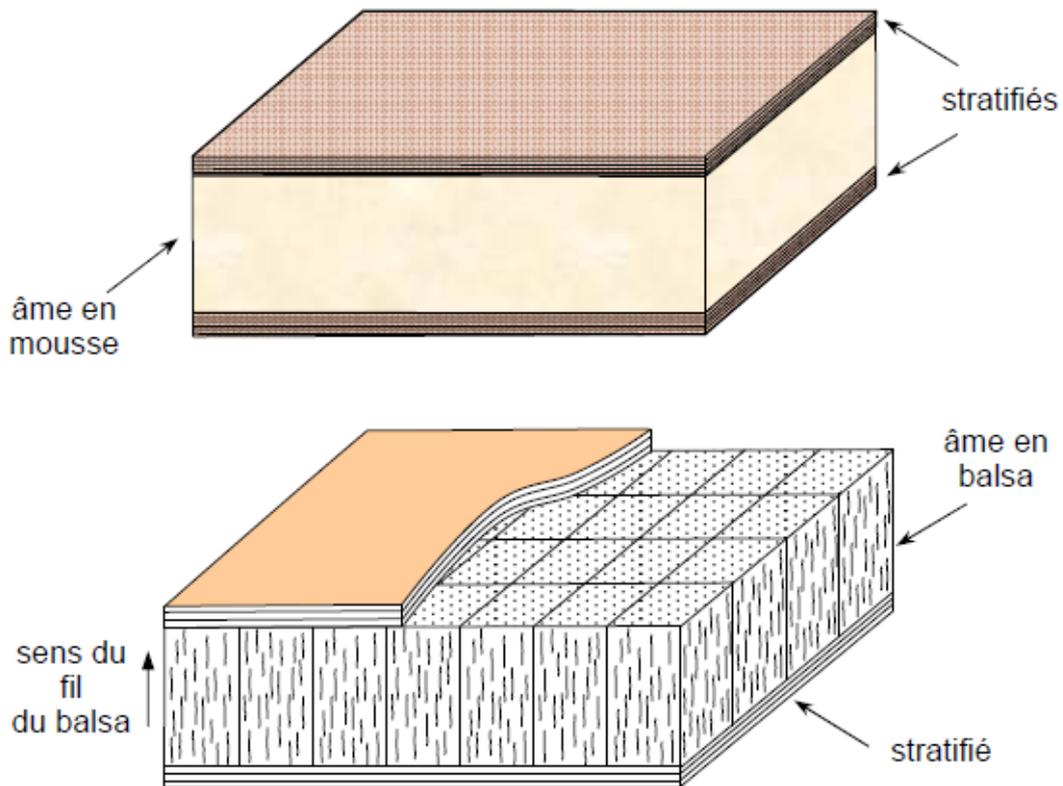


Figure 1.21 : Matériaux sandwichs à âmes pleines [1].

- pour les âmes creuses (figure 1.22), essentiellement nid d'abeilles et profilés :
 - ◆ des alliages métalliques légers;
 - ◆ du papier kraft (enduit ou non de résine);
 - ◆ du papier polyamide, type papier Nomex; etc.;

Des âmes mixtes peuvent être utilisées.

Les peaux sont le plus souvent des stratifiés (verre, carbone, Kevlar) ou des feuilles d'alliages légers.

Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme-peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence [1].

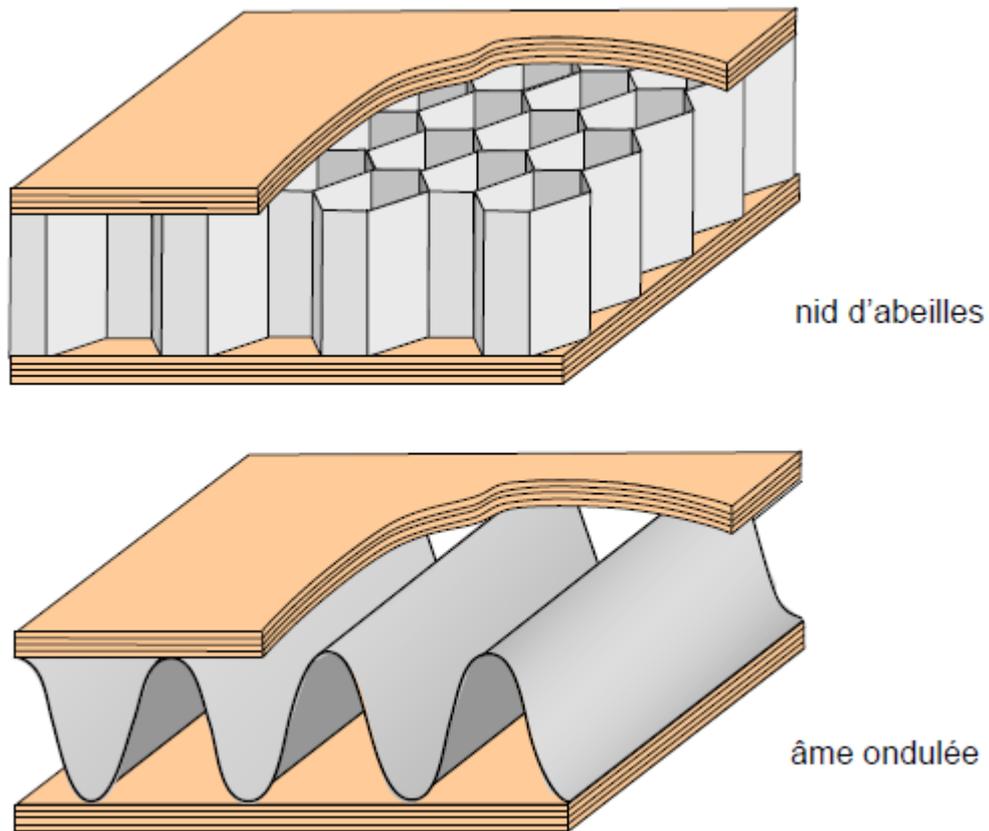


Figure 1.22 : Matériaux sandwichs à âmes creuses [1].

La figure suivante (**figure 1.23**) illustre quelques types de nid d'abeille utilisés dans les structures aéronautique.

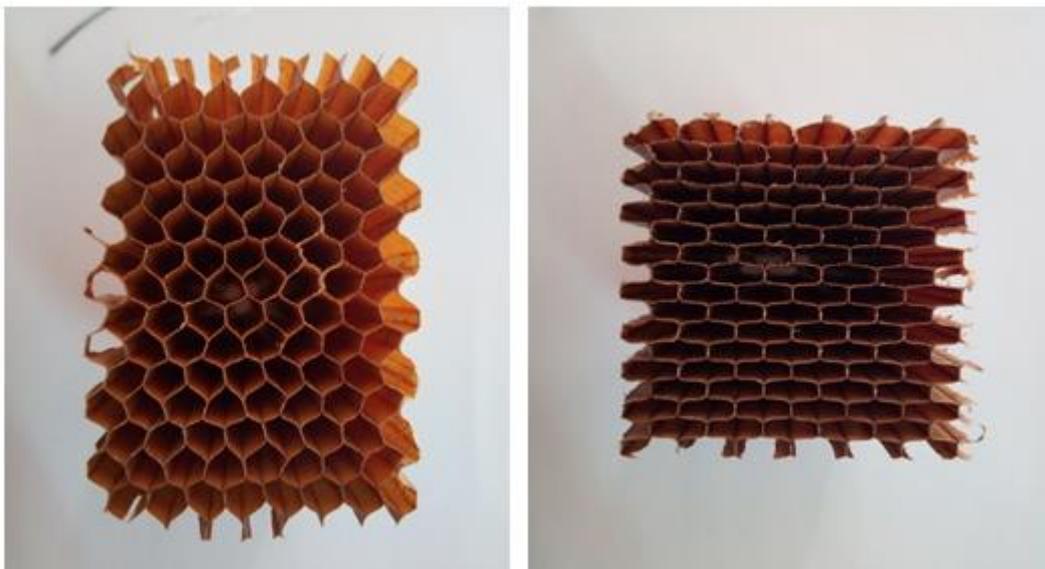


Figure 1.23 : Quelques types de nid d'abeille [3].

1.6 Modules d'élasticité :

La prévision du comportement d'un matériau composite est faite à partir des propriétés des éléments constituants : taux de renfort, module d'élasticité et orientation des fibres. Les modules d'élasticité permettent de caractériser le stratifié composite.

On distingue : Le module d'élasticité longitudinal, transversal, de cisaillement ainsi que le coefficient de Poisson [1].

1.6.1 Comportement élastique d'un composite unidirectionnel :

1.6.1.1 Module d'Young longitudinal :

Le module d'Young longitudinal est déterminé dans un essai de traction longitudinale (**figure 1.24**). L'hypothèse simplificatrice est de supposer une déformation uniforme et identique dans la fibre et dans la matrice. Si Δl est l'allongement de la cellule (identique à celui de la fibre et de la matrice), la déformation longitudinale imposée à la cellule est [1] :

$$\epsilon_1 = \frac{\Delta l}{l} \dots \dots \dots (1.1)$$

Où l est la longueur de cellule considérée. L'identité des déformations dans la fibre et dans la matrice impose :

$$\epsilon_f = \epsilon_m = \epsilon_1 \dots \dots \dots (1.2)$$

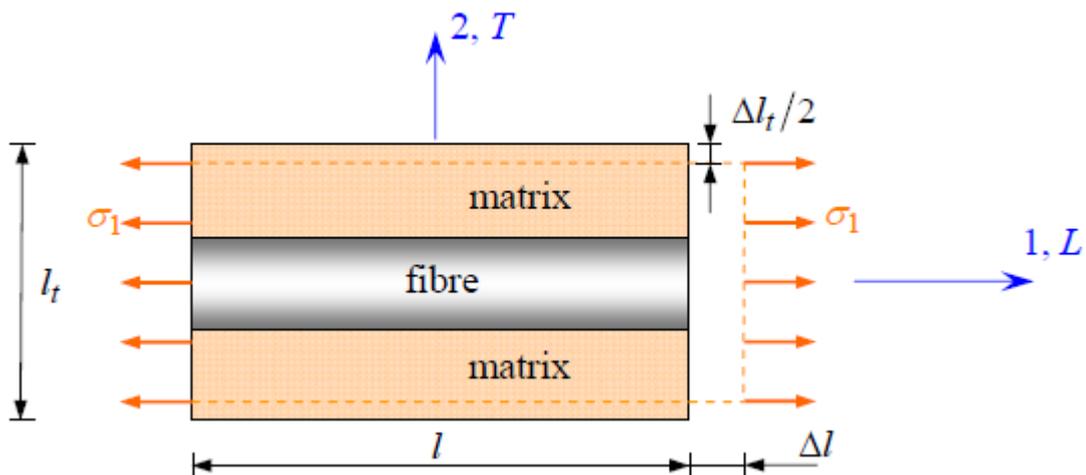


Figure 1.24 : Schéma simplifié d'une traction longitudinale [1].

Si la fibre et la matrice ont un comportement élastique, les contraintes dans la fibre et la matrice sont exprimées par [1] :

$$\sigma_f = E_f \epsilon_1 , \quad \sigma_m = E_m \epsilon_1 \dots \dots \dots (1.3)$$

La charge totale appliquée est :

$$F_1 = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m \dots \dots \dots (1.4)$$

Où S_f et S_m sont respectivement les aires des sections droites de la fibre et de la matrice. Si S est l'aire de la section droite de la cellule moyenne, la contrainte moyenne $\sigma_1 = F_1/S$ s'écrit :

$$\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f) \dots \dots \dots (1.5)$$

Cette contrainte moyenne est liée à la déformation de la cellule par le module d'Young longitudinal :

$$\sigma_1 = E_L \varepsilon_1 \dots \dots \dots (1.6)$$

La combinaison des relations (1.5) à (1.6) conduit à l'expression du module d'Young longitudinal :

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \dots \dots \dots (1.7)$$

Cette expression est connue sous le nom de *loi des mélanges* pour le module d'Young dans la direction des fibres. La variation du module est linéaire entre les valeurs E_m module de la matrice et E_f module des fibres, lorsque la fraction volumique V_f de fibres varie de 0 à 1 [1].

1.6.1.2 Module d'Young transverse :

Le module d'Young transverse est déterminé dans un essai de traction transverse où le composite est chargé suivant la direction normale aux fibres. Une expression simplifiée de ce module peut être obtenue dans un schéma simpliste à deux dimensions.

Dans un tel schéma, une tranche de matériau composite, d'épaisseur donnée, est considérée comme étant constituée (figure 1.26) de couches successives, possédant alternativement les propriétés des fibres et de la matrice. La hauteur des couches doit simplement vérifier [1] :

$$V_f = \frac{h_f}{h_f+h_m} \text{ et } 1 - V_f = \frac{h_m}{h_f+h_m} \dots \dots \dots (1.8)$$

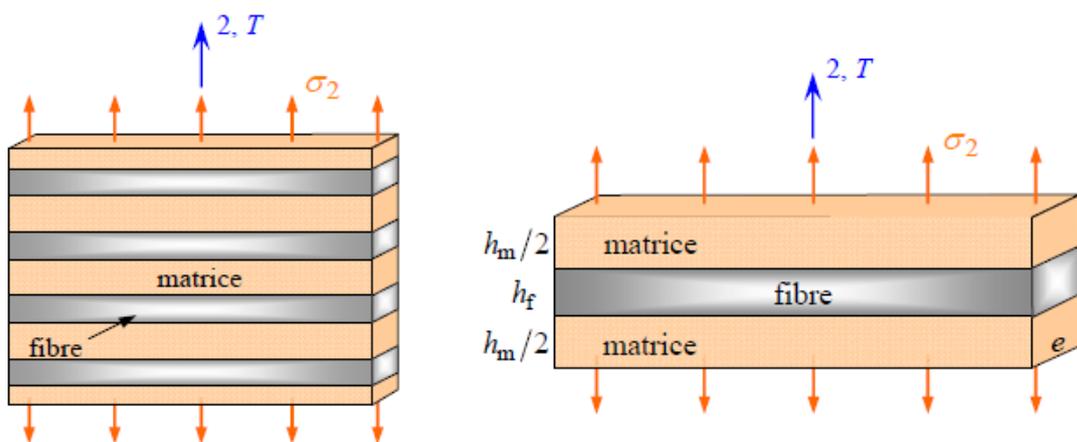


Figure 1.26 : Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel [1].

La charge F_2 imposée suivant la direction transverse est transmise intégralement dans la fibre et dans la matrice, imposant des contraintes égales [1]:

$$\sigma_m = \sigma_f = \sigma_2 \dots \dots \dots (1.9)$$

Il en résulte que les déformations respectives de la fibre et de la matrice dans la direction transverse s'écrivent :

$$\varepsilon_f = \frac{\sigma_2}{E_f} \quad \text{et} \quad \varepsilon_m = \frac{\sigma_2}{E_m} \dots \dots \dots (1.10)$$

L'allongement transverse d'une cellule élémentaire résulte des allongements cumulés dans la fibre et la matrice. Soit :

$$\Delta l_2 = \varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m \dots \dots \dots (1.11)$$

et la déformation transverse s'écrit :

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m (1 - V_f) \dots \dots \dots (1.12)$$

Cette déformation est liée à la contrainte imposée sur la cellule, par le module transverse :

$$\varepsilon_2 = E_T \varepsilon_2 \dots \dots \dots (1.13)$$

La combinaison des expressions (1.10) à (1.13) conduit à l'expression du module transverse :

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{1-V_f}{E_m} \dots \dots \dots (1.14)$$

Cette expression est connue sous le nom de *loi inverse des mélanges*.

1.6.1.3 Coefficient de Poisson longitudinal :

Le coefficient ν_{LT} est déterminé dans un essai de traction longitudinale, schématisé sur la **figure 1.27**. Fibre et matrice subissent des déformations identiques (1.2). Il en résulte que les déformations transverses dans la matrice et dans les fibres s'écrivent [1]:

$$\varepsilon_{2m} = -\nu_m \varepsilon_1, \quad \varepsilon_{2f} = -\nu_f \varepsilon_1 \dots \dots \dots (1.15)$$

L'allongement transverse de la cellule élémentaire est :

$$\Delta l_t = -\nu_m \varepsilon_1 h_m - \nu_f \varepsilon_1 h_f \dots \dots \dots (1.16)$$

et la déformation transverse s'écrit :

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta l_t}{h_f + h_m} = -[\nu_m (1 - V_f) - \nu_f V_f] \varepsilon_1 \dots \dots \dots (1.17)$$

D'où l'expression du coefficient de Poisson :

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f) \dots \dots \dots (1.18)$$

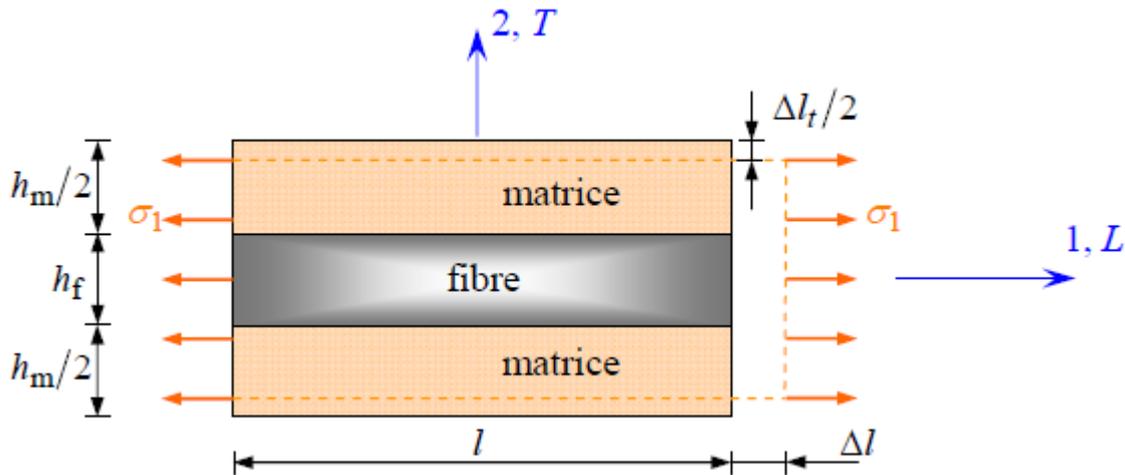


Figure 1.27 : Schéma par couches d'une traction longitudinale [1].

1.6.1.4 Module de cisaillement longitudinal :

Le module de cisaillement longitudinal G_{LT} est déterminé dans un essai de cisaillement longitudinal schématisé sur la **figure 1.28**, en utilisant à nouveau la modélisation par couches du composite unidirectionnel. Les contraintes en cisaillement dans la fibre et dans la matrice sont égales, du fait des contraintes τ imposées sur la cellule. Les déformations en cisaillement de la fibre et de la matrice s'expriment donc suivant [1] :

$$\gamma_f = \frac{\tau}{G_f} \text{ et } \gamma_m = \frac{\tau}{G_m} \dots\dots\dots (1.19)$$

Les déformations induites dans la fibre et dans la matrice (**figure 9.18**) sont :

$$\delta_f = h_f \gamma_f \text{ et } \delta_m = h_m \gamma_m \dots\dots\dots (1.20)$$

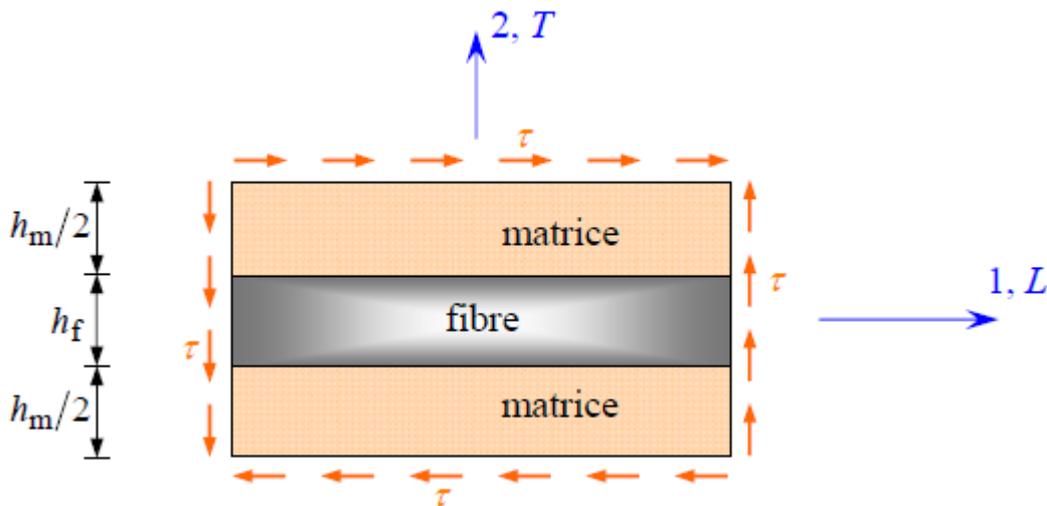


Figure 1.28 : Schéma par couches d'un essai de cisaillement longitudinal [1].

La déformation totale de la cellule (**figure 1.29**) est :

$$\delta = \delta_f + \delta_m = h_f \gamma_f + h_m \gamma_m \dots\dots\dots (1.21)$$

Et l'angle de cisaillement de la cellule est déterminé par l'expression :

$$\gamma = \frac{\delta}{h_f+h_m} = \gamma_f V_f + \gamma_m (1 - V_f) \dots \dots \dots (1.22)$$

Cet angle est lié à la contrainte de cisaillement par le module de cisaillement longitudinal G_{LT} suivant la relation :

$$\gamma = \frac{\tau}{G_{LT}} \dots \dots \dots (1.23)$$

En combinant les expressions (1.19) à (1.23), nous obtenons :

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{1-V_f}{G_m} \dots \dots \dots (1.24)$$

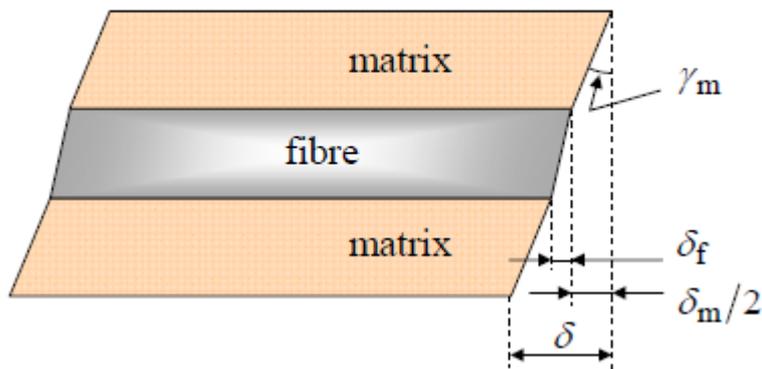


Figure 1.29 : Déformations en cisaillement de la matrice et de la fibre [1].

1.6.2 Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope :

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope peut être décrit par les 9 modules indépendants [1] :

- ◆ 3 modules d'Young : E_1, E_2, E_3 , ou E_L, E_T, E_T' .
- ◆ 3 coefficients de Poisson : $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ ou $\nu_{LT}, \nu_{LT'}, \nu_{TT}'$.
- ◆ 3 modules de cisaillements : G_{12}, G_{13}, G_{23} ou $G_{LT}, G_{LT'}, G_{TT}'$.

1.7 Mécanismes de rupture dans les matériaux composites :

Une “discontinuité” locale de matière appelée *fissure*. l'initiation de la rupture Dans les matériaux composites, se produit généralement bien avant l'observation d'un changement du comportement macroscopique [1].

1.7.1 Les divers mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel :

La rupture finale d'un composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires :

- ◆ la rupture des fibres,
- ◆ la rupture transverse de la matrice,

- ◆ la rupture longitudinale de la matrice,
- ◆ la rupture de l'interface fibre-matrice.

Généralement, un mécanisme n'est pas isolé, mais divers mécanismes coexistent. Ces mécanismes se développent suivant la nature des matériaux et les conditions de sollicitations mécaniques imposées [1].

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction σ_f dans une fibre atteint la contrainte à la rupture σ_{fu} de la fibre (**figure 1.30**) [1].

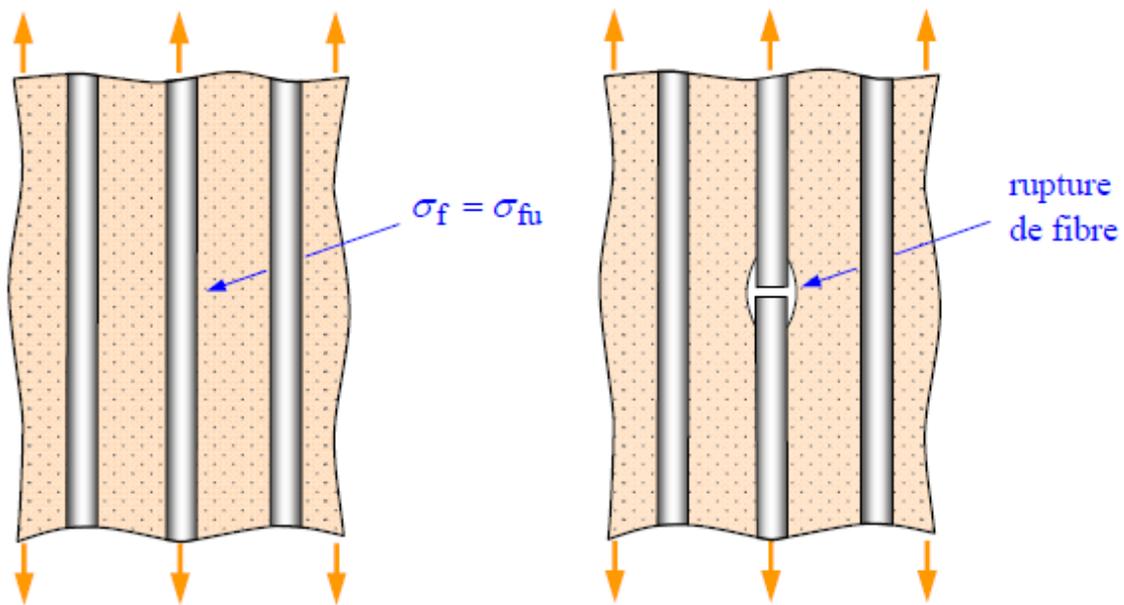


Figure 1.30 : Rupture de fibre [1].

La fissuration de la matrice peut se produire, soit par *fissuration transverse* (**figure 1.31**) lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice, soit par *fissuration longitudinale* (**figure 1.32**) lorsque la contrainte de cisaillement τ_m dans la matrice atteint la contrainte en cisaillement à la rupture τ_{mu} , généralement au voisinage d'une fibre [1].

Ce dernier mode de rupture, appelé “**splitting**” par les anglo-saxons, se produit lorsque la contrainte de décohésion est supérieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice : $\tau_d > \tau_{mu}$. Dans le cas contraire où $\tau_d < \tau_{mu}$, il se produit une *rupture par décohésion* de l'interface fibre-matrice (**figure 1.33**) [1].

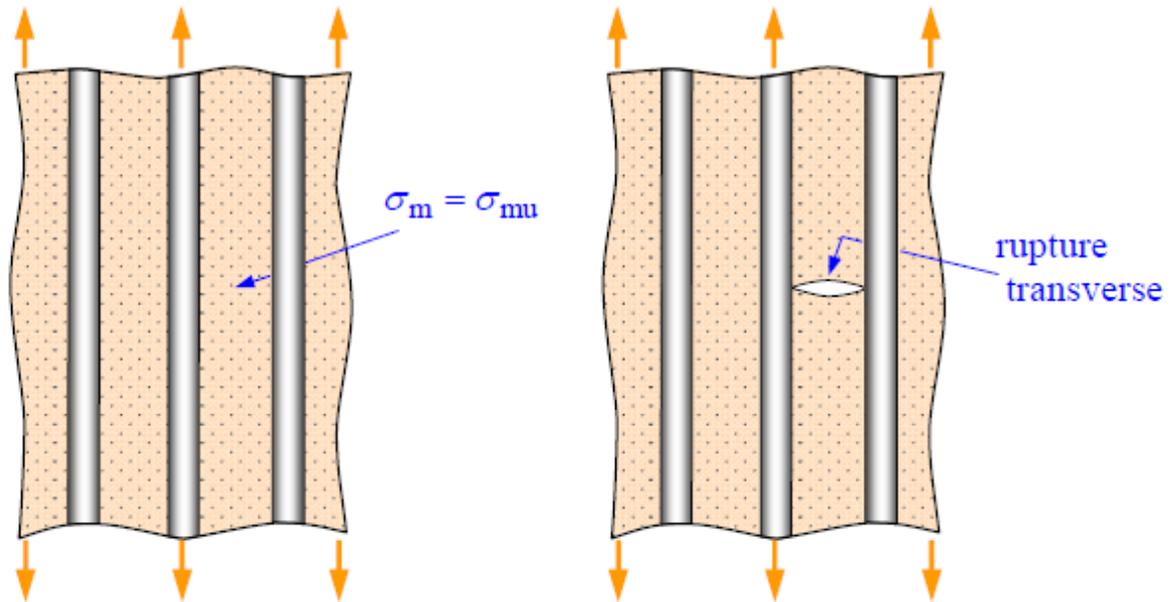


Figure 1.31 : Rupture transverse de la matrice [1].

La rupture finale d'un matériau composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de ces divers mécanismes élémentaires [1].

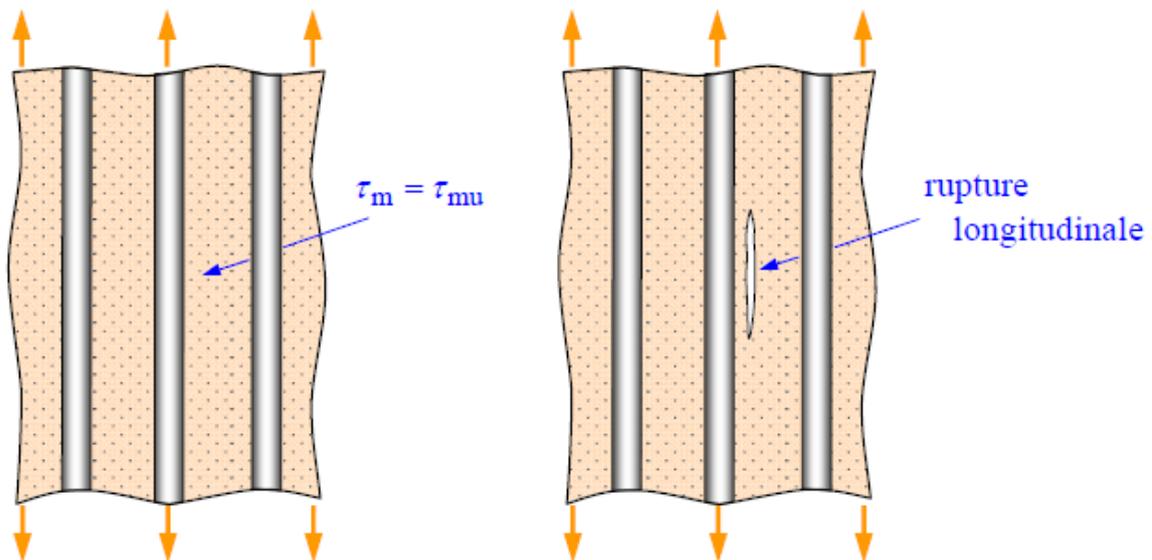


Figure 1.32 : Rupture longitudinale de la matrice [1].

L'initiation, puis la propagation de la rupture dépendent des propriétés des fibres et de la matrice, de l'interface fibre-matrice, de la fraction volumique des fibres, de l'état et des conditions de sollicitations mécaniques imposées [1].

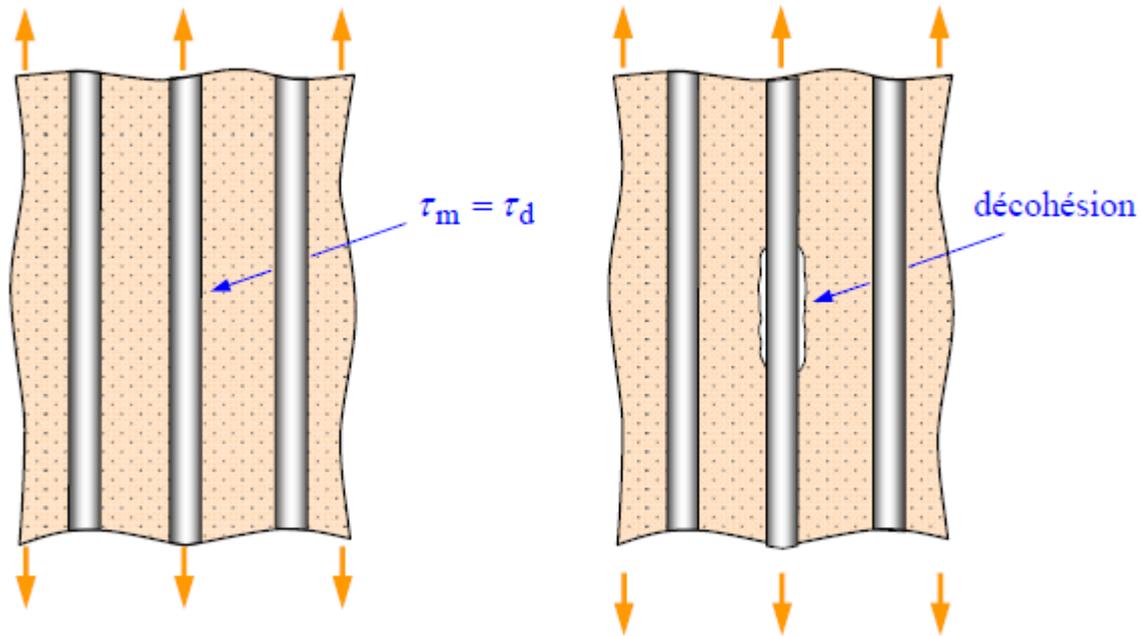


Figure 1.33 : Décohésion fibre-matrice [1].

1.8 Critères de rupture :

Les critères de rupture ont pour objectifs de permettre au concepteur d'avoir une évaluation de la résistance mécanique des stratifiés. Dans le cas des matériaux composites, la limite du domaine élastique est généralement liée à l'apparition de la microfissuration : microruptures dans la matrice, ruptures de fibres, décohésion fibres-matrice, etc.

Les critères de rupture sont établis dans le cas d'une couche d'un stratifié et peuvent être classés suivant [1] :

- ◆ des critères en contraintes maximales,
- ◆ des critères en déformations maximales,
- ◆ des critères interactifs, souvent appelés critères énergétiques.

1.8.1 Critères en contraintes maximales :

1.8.1.1 Critères dans les axes principaux :

Les critères en contraintes maximales font intervenir :

X_t, X_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe longitudinal respectivement en traction et en compression,

Y_t, Y_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe transversal respectivement en traction et en compression,

S : la contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche.

L'axe longitudinal et l'axe transversal sont pris suivant les axes des matériaux de la couche (**figure 1.34**). Les grandeurs à la rupture sont les valeurs positives des contraintes à la rupture mesurées dans des essais de traction, compression ou cisaillement [1].

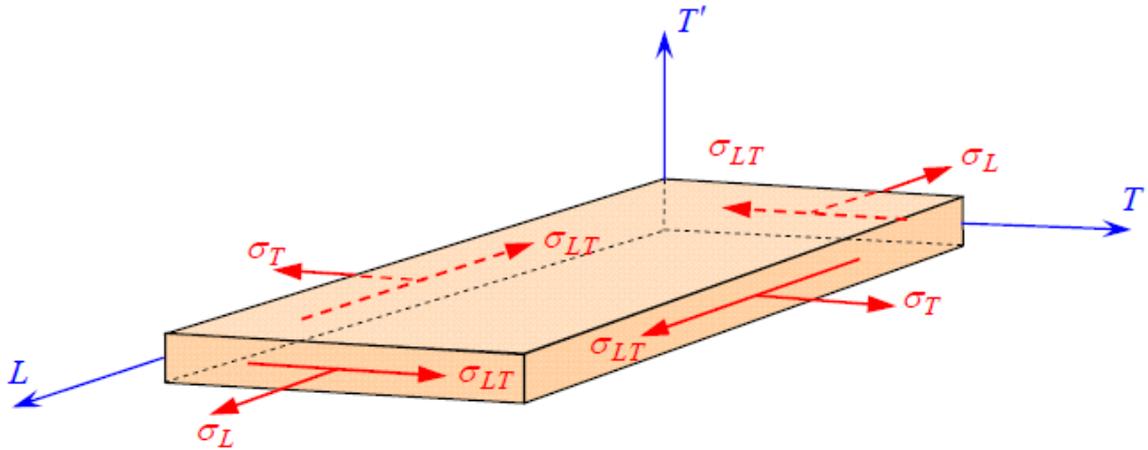


Figure 1.34 : Contraintes dans les axes des matériaux d’une couche [1].

$$\begin{aligned}
 -X_C < \sigma_L < X_L \\
 -Y_C < \sigma_T < Y_T \dots\dots\dots (1.25) \\
 -S < \sigma_{LT} < S
 \end{aligned}$$

Si les six inéquations sont vérifiées, l'état de contraintes limite n'est pas atteint : la rupture de la couche ne se produit pas. Si l'une quelconque des inéquations n'est plus vérifiée, l'état limite est atteint : la rupture se produit suivant le mécanisme correspondant à la contrainte de l'inéquation non vérifiée [1].

1.8.1.2 Critères de rupture en-dehors des axes des matériaux :

Dans le cas où l'état des contraintes est exprimé dans des axes de référence (x, y, z) (**figure 1.35**), il est nécessaire de se ramener aux axes des matériaux par une rotation d'angle θ [1] :

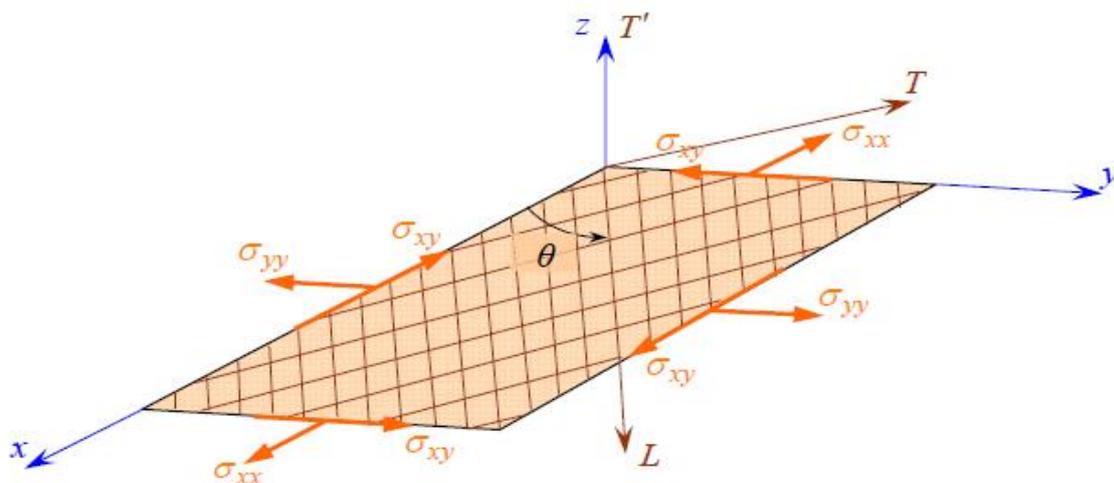


Figure 1.35. Couche rapportée à des axes de référence quelconques [1].

Et les critères en contraintes maximales s'expriment suivant :

$$\begin{aligned} -X_c < \sigma_L < X_t \\ -Y_c < \sigma_T < Y_t \dots \dots \dots (1.26) \\ -S < \sigma_{LT} < S \end{aligned}$$

1.8.2 Critères en déformations maximales :

Les critères en déformations maximales sont transposés des critères en contraintes maximales, les déformations étant bornées, au lieu des contraintes. Les critères en déformations font intervenir :

$X_{\epsilon t}$ ($X_{\epsilon c}$) : la déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe longitudinal,

$Y_{\epsilon t}$ ($Y_{\epsilon c}$) : la déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe transversal,

S_{ϵ} : la déformation à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche.

La résistance mécanique est alors considérée comme étant atteinte, lorsque l'une des déformations principales atteint la déformation à la rupture correspondante. Les critères en déformations maximales s'écrivent donc sous la forme [1]:

$$\begin{aligned} -X_{\epsilon c} < \epsilon_L < X_{\epsilon t} \\ -Y_{\epsilon c} < \epsilon_T < Y_{\epsilon t} \dots \dots \dots (1.27) \\ -S_{\epsilon} < \gamma_{LT} < S_{\epsilon} \end{aligned}$$

1.8.3 Critères interactifs :

Les critères en contraintes maximales et en déformations maximales ne permettent pas de rendre compte de l'ensemble des résultats expérimentaux. Des *critères interactifs* ont alors été recherchés en étendant aux matériaux orthotropes le critère de Von Mises, utilisé pour les matériaux isotropes. Le critère de Von Mises est relié à l'énergie de déformation emmagasinée par unité de volume du matériau déformé. C'est la raison pour laquelle ces critères interactifs sont parfois appelés *critères énergétiques* [1].

1.8.3.1 Critère de Hill :

Un des premiers critères interactifs de rupture appliqués aux matériaux anisotropes a été introduit par **R. Hill** [17]. Ce critère peut être formulé en disant que l'état limite de contraintes d'un matériau anisotrope n'est pas atteint tant que l'inégalité suivante est vérifiée [1] :

$$F(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + G(\sigma_T - \sigma_T)^2 + H(\sigma_L - \sigma_T)^2 + 2L\sigma_{TT'}^2 + 2M\sigma_{LT'}^2 + 2N\sigma_{LT'}^2 < 1 \dots (1.28)$$

La rupture du matériau se produit lorsque l'égalité est vérifiée, les paramètres F , G , H , L , M et N sont des paramètres caractéristiques du matériau considéré.

1.8.3.2 Critère de Tsai-Hill :

Dans le cas de matériaux composites unidirectionnels. En effet, dans ce cas : $Z = Y$, et le critère s'écrit [1] :

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X^2} + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 = 1 \dots \dots \dots (1.29)$$

Ce critère est généralement connu sous le nom de critère de **Tsai-Hill**.

1.8.3.3 Critère de Hoffman :

Une généralisation du critère de **Hill**, tenant compte de la différence du comportement des matériaux en traction et en compression, a été formulée par **O.Hoffman** [19]. Le critère de **Hoffman** admet que la rupture du matériau se produit lorsque l'égalité suivante est vérifiée [1] :

$$C_1(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + C_2(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + C_3(\sigma_L - \sigma_T)^2 + C_4\sigma_L + C_5\sigma_T + C_6\sigma_T + C_7\sigma_{TT'}^2 + C_8\sigma_{LT'}^2 + C_9\sigma_{LT}^2 = 1 \dots \dots \dots (1.30)$$

Les constantes C_1 à C_9 sont caractéristiques du matériau et reliées aux contraintes à la rupture du matériau [1].

Conclusion :

Les matériaux composites sont des matériaux hétérogènes, avec une forte anisotropie et de performance élevée. Ils sont parmi les matériaux les plus utilisés dans notre vie quotidienne. Ils ont des propriétés améliorées par rapport à celles des matériaux qui les constituent. En plus de son grand diversité, le domaine des matériaux composites est un domaine de recherche théorique et expérimentale très active et varier.

Les matériaux composites sont une source constante d'amélioration des performances des structures aéronautiques dans un domaine où le gain de masse peut se traduire directement par une augmentation des performances que ce soit pour les avions civils ou militaires, les hélicoptères, les missiles ou les satellites.

Chapitre 2

Elaboration et mise en œuvre des stratifiés

2.1 Introduction :

Dans ce chapitre on présentera la procédure de mise en œuvre et d'élaboration des éprouvettes composites. Le choix du type de matrice et du type de renfort s'est fait selon la disponibilité des constituants de base et de la faisabilité expérimentale du type de matériau.

2.2 Etape avant la fabrication :

Avant la fabrication d'une pièce en matériaux composite, il faut donner un maximum d'informations concernant cette pièce, afin de s'assurer qu'elle va répondre aux performances exigées, pour cela la fabrication des pièces se fait selon les étapes suivantes :

- ◆ Définition des fonctions de la pièce.
- ◆ Définition de la pièce.
- ◆ Définition du matériau.
- ◆ Obtention des éprouvettes.

2.2.1 Définition des fonctions de la pièce :

Les pièces seront réalisées pour une utilisation expérimentale qui est l'étude des caractéristiques mécaniques des éprouvettes, ces pièces vont subir des contraintes de traction, de cisaillement, et de flexion.

2.2.2 Définition de la pièce :

2.2.2.1 Pour l'essai de traction :

Les dimensions de l'éprouvette sont définies dans la figure suivante (**figure 2.1**), l'éprouvette est de forme rectangulaire (100 x 25 x 2) mm.

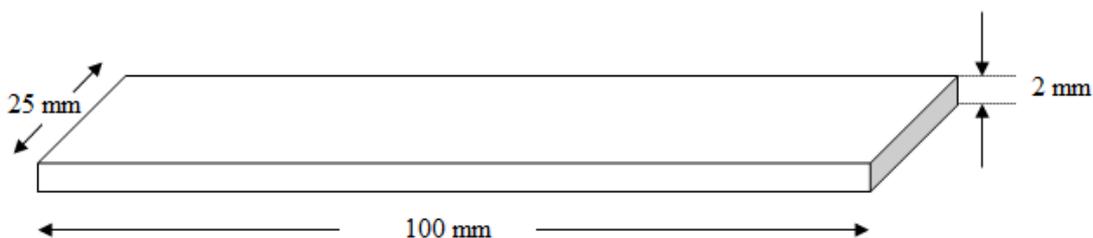


Figure 2.1 : Dimensions des éprouvettes de traction.

2.2.2.2 Pour l'essai de flexion :

Les dimensions de l'éprouvette sont définies dans la figure suivante (**figure 2.2**), l'éprouvette est de forme rectangulaire (64 x 12.5 x 2) mm, selon la norme chinoise GB/T 3356-2005.

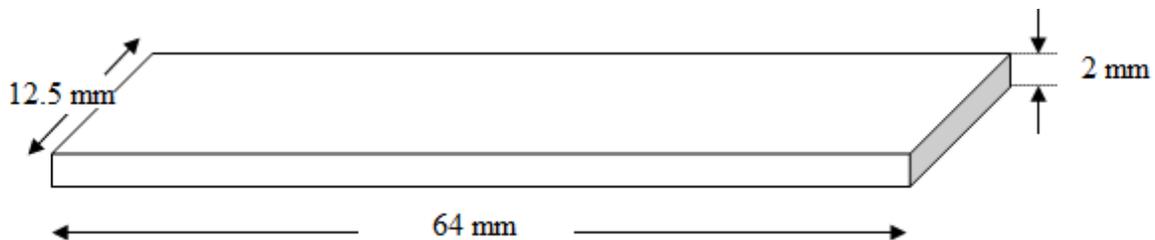


Figure 2.2 : Dimensions des éprouvettes de flexion.

2.2.2.3 Pour l'essai de cisaillement :

Les dimensions de l'éprouvette sont définies dans la figure suivante (**figure 2.3**), l'éprouvette est de forme rectangulaire (20 x 6 x 2) mm, selon la norme chinoise GB/T 3357-2005.

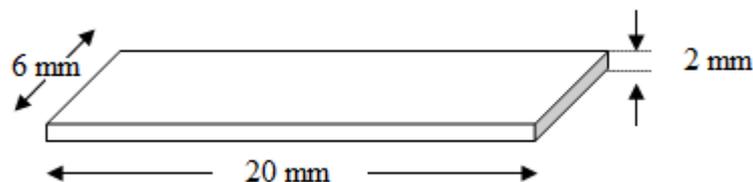


Figure 2.3 : Dimensions des éprouvettes de cisaillement.

2.3 Réalisation des éprouvettes à renfort bidirectionnelle :

2.3.1 Matériels utilisés :

2.3.1.1 le renfort :

Les deux types de renfort utilisés sont le tissu de carbone en taffetas (**figure 2.4**) et le tissu de verre en sergé 3x1 (**figure 2.5**).

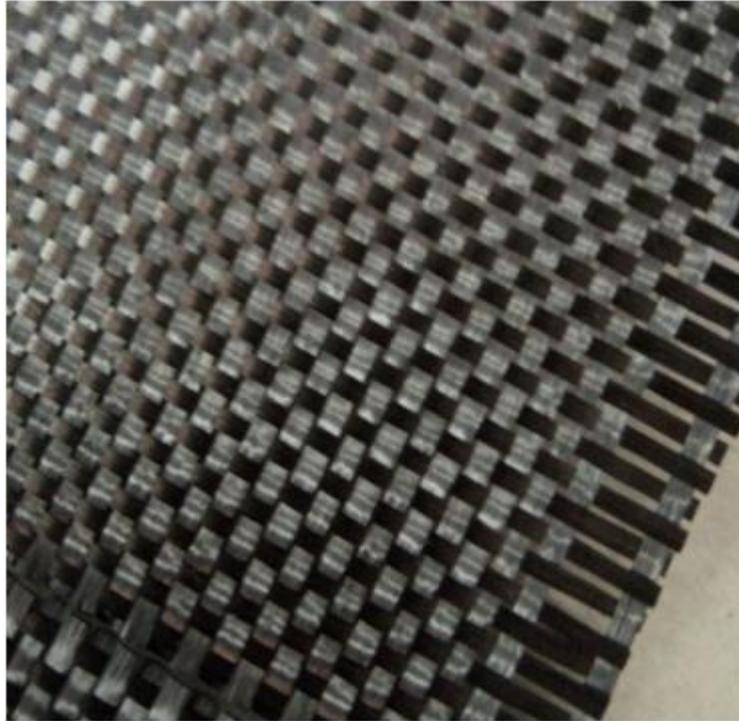


Figure 2.4 : Tissu de carbone bidirectionnelle en taffetas, 193 g/m² (0.62 oz/ft²) [3].



Figure 2.5 : Tissu de verre bidirectionnelle en sergé 3x1, 105 g/m² (0.34 oz/ft²) [3].

2.3.1.2 la matrice :

C'est un mélange homogène de résine Epocast 50-A1 et de durcisseur 946 (**figure 2.6**). Les proportions ont été prises selon les normes imposées par le fabricant "HUNTSMAN", qui exige que chaque 100 g de résine doit être mélangé avec 15 g de durcisseur.

Le système de stratification époxy Epocast 50-A1 Résine / Durcisseur 946 est non

rempli, sans solvant, matériau facile à manipuler pour la fabrication ou la réparation de structures composites ainsi que pour enroulement du filament [18]. Le tableau suivant (**tableau 2.1**) montre ses propriétés typiques.

propriété	Méthode d'essai	Résine 50-A1	Durcisseur 946	Système mélangé
Aspect	visuel	ambré	pailleté	ambré
Masse volumique, g/cm ³	ASTM D792	1.21	1.05	1.18
Viscosité à 25° C, cP	ASTM D2196	7.770	400	2.400

Tableau 2.1 : Propriétés typiques de résine Epocast 50-A1 et de durcisseur 946 [18].

Mélangez les deux composants pendant plusieurs minutes afin d'assurer un mélange complet et uniforme. Ne mélanger que une quantité qui peut être appliquée dans les quelques minutes qui suivent le mélange pour éviter toute exothermie excessive. La température du matériau doit être supérieure à 18°C (65°F) lors du mélange. Le tableau suivant (**tableau 2.2**) montre ses propriétés physiques typiques [18].



Figure 2.6 : Résine Epocast 50-A1 et de durcisseur 946 [3].

Propriété	Cure conditions	Temp d'essai	Valeur	Méthode
¹ Compressive Strength , ksi (MPa)	7 jours à 77°F (25°C)	77° F	46.03 (317) ¹	ASTM D695
	27 jours à 77°F	77° F	50.58 (349) ¹	
	77°F/1 jour + 150°F/2h	77° F	48.30 (333) ¹	
¹ Compressive Modulus, Msi (MPa)	7 jours à 77°F	77° F	4.04 (27.9) ¹	ASTM D695
	27 jours à 77°F	77° F	3.43 (23.6) ¹	
	77°F/1 jour + 150°F/2h	77° F	3.66 (25.2) ¹	
¹ Compressive Strength , ksi (MPa)	77°F/2h + 200°F/2h	77° F	15.6 (107.6)	ASTM D695
		212° F	1.3 (9.0)	
¹ Compressive Modulus, Msi (MPa)	77°F/2h + 200°F/2h	77° F	754.2 (5.2)	ASTM D695
		212° F	16.0 (0.11)	
Hardness	77°F/2h + 200°F/2h	77° F	88D	ASTM D2240
Thermal Conductivity, W/mK	77°F/3h + 200°F/2h	--	0.258	Huntsman

Tableau 2.2 : Propriétés physiques typiques de résine Epocast 50-A1 [18].

2.3.1.3 Pompe à sifflet :

Une pompe à vide est un type de pompe permettant de faire le vide, i.e., d'extraire l'air ou toute autre gaz contenu dans une enceinte close (**figure 2.7**).



Figure 2.7 : Pompe à sifflet (pompe à vide) [3].

2.3.1.4 Tissu d'arrachage (peel ply cloth) :

Tissu d'arrachage ou peel ply cloth en anglais (**figure 2.8**) est un tissu qui sert à absorber l'excès de la résine, à garder le maximum de la résine entre les renforts pour une bonne adhésion renfort-matrice, il permet aussi d'obtenir une surface bien fini et sépare le mélange renfort-matrice du tissu de drainage.

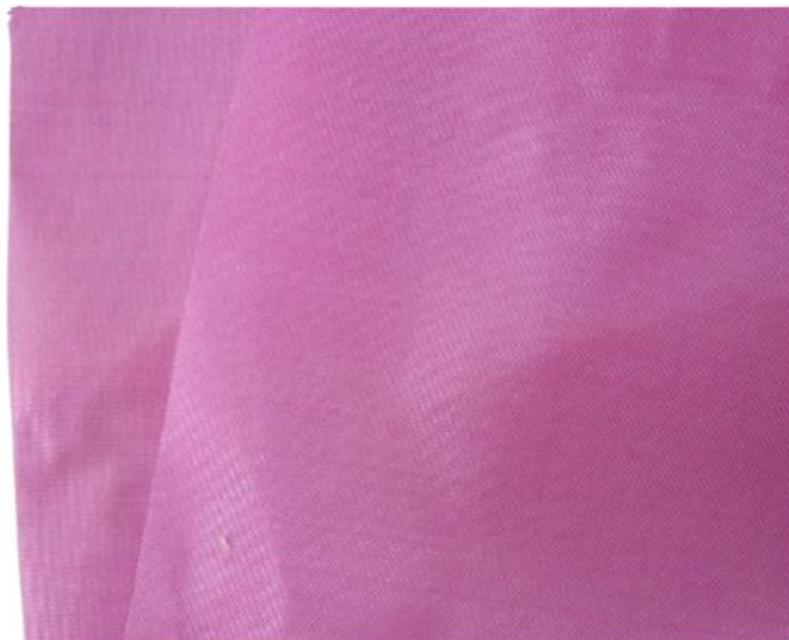


Figure 2.8 : Le tissu d'arrachage, polyamide fiber cloth, 60 g/m² (0.2 oz/ft²) [3].

2.3.1.5 Le tissu de drainage (Breather cloth) :

Est un tissu (**figure 2.9**) qui exerce une pression sur le mélange renfort-matrice et permet de bien distribuer la matrice dans le renfort.



Figure 2.9: Le tissu de drainage, polyester felt, 330 g/m² (11.64 oz/ft²) [3].

2.3.1.6 Le nylon :

Nylon (**figure 2.10**) de couleur jaune claire, résiste à la traction, sert à former une enceinte fermée pour la pompe à vide.



Figure 2.10 : Le nylon [3].

2.3.1.7 Vaccum bag sealant :



Figure 2.11 : Vaccum bag Sealant, tape coulant [3].

2.3.2 Procédés de fabrication :

2.3.2.1 Les étapes de la manipulation :

- ◆ Découpage de la surface nécessaire des tissus (170mm x 170mm) pour chaque type de tissu en tenant compte d'orientation des fibres.
- ◆ Réalisation d'une enceinte close à l'aide du nylon et du sealant (**figure 2.12**).
- ◆ Bien mélanger la résine et le durcisseur jusqu'à l'obtention d'un mélange homogène (**figure 2.13**).
- ◆ On étale une quantité du matrice sur le nylon de forme carré (170mm x 170mm), on pose la première couche de tissu sur la matrice, ensuite on fait couler la même quantité de la matrice qu'avant et de bien l'étaler sur toute la surface de tissu à l'aide d'un rouleau, en prenant soin de ne pas laisser une zone sec. Puis on répète cette étape jusqu'à la dernière couche de tissu. Et on pose le tissu d'arrachage sur la dernière couche de tissu.
- ◆ On pose le tissu de drainage (breather cloth) sur le tissu d'arrachage, et on pose la sonde de la pompe à sifflet qui est couvert par le tissu de drainage pour assurer la continuité. Faire marcher la pompe à sifflet.

- ◆ Laisser le matériau dans le sous vide pendant 6h à 8h à température à l'air ambiant 24° C .



Figure 2.12 : De droite au gauche : enceinte close vide, enceinte close branché avec la pompe à vide [3].



Figure 2.13 : De gauche à droite, le durcisseur et la résine avant le mélange, le mélange résine-durcisseur [3].

On a réalisé trois type de plaque en composite avec chaque plaque de huit 8 couche de tissu bidirectionnelle présenté comme suit :

- ◆ Plaque en tissu de verre :

$$[(0^\circ/90^\circ)/(90^\circ/0^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(\circ 45/-45^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(\circ 45/-45^\circ)/(90^\circ/0^\circ)/(0^\circ/90^\circ)]$$

- ◆ Plaque en tissu de carbone :

$$[(0^\circ/90^\circ)/(90^\circ/0^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(90^\circ/0^\circ)/(0^\circ/90^\circ)]$$

- ◆ Plaque hybride ‘‘carbone+verre’’ :

$$[(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_c/(90^\circ/0^\circ)_c]$$

Après découpage des plaques réalisées, on obtient les éprouvettes montrées sur les figures comme suivante :

les éprouvettes de traction (**figure 2.14**), les éprouvettes de flexion (**figure 2.15**), les éprouvettes de cisaillement (**figure 2.16**).



Figure 2.14 : Les éprouvettes pour l’essai de traction. De droite à gauche : éprouvettes hybrides, éprouvettes en verre, éprouvettes en carbone [3].



Figure 2.15 : Les éprouvettes pour l'essai de flexion. De droite à gauche : éprouvettes en verre, éprouvettes en carbone, éprouvettes hybrides [3].



Figure 2.16 : Les éprouvettes pour l'essai de cisaillement. De droite à gauche : éprouvettes en verre, éprouvettes hybrides, éprouvettes en carbone [3].

Conclusion :

La fabrication des matériaux composites par la méthode de sous-vide repose sur des informations pertinentes et des procédures importantes à suivre afin de fabriquer des plaques en composites en très bon état, sans des défauts microscopiques.

Chapitre 3

Analyse expérimentale

3.1 Introduction :

Ce chapitre est une description de l'analyse expérimentale et un suivi de comportement mécanique (charges_déformations) des éprouvettes jusqu'à la rupture.

Les éprouvettes à renfort tissu réalisées et décrites dans le chapitre 2, vont être soumises à des essais de traction longitudinale, de résistance à la rupture, et de cisaillement inter laminaire.

Les résultats des essais obtenus sont données sous formes de graphes ce qui nous permettra d'observer les réactions des éprouvettes aux charges subites.

3.2 But de la manipulation :

Le but de nos essais est :

- ◆ L'étude de résistance à la traction longitudinale suivant les charges ; tous en gardent la vitesse de déplacement constante.
- ◆ L'étude de résistance à la rupture suivant les charges ; tous en gardent la vitesse de déplacement constante.
- ◆ L'étude de résistance au cisaillement interlaminaire suivant les charges ; tous en gardent la vitesse de déplacement constante.
- ◆ La comparaison entre les résultats des trois types des éprouvettes.

3.3 Appareillage :

La machine utilisée est une machine **TestWell(figure3.1)** destinée à faire des essais mécaniques : traction, compression, flexion, cisaillement.

Elle est caractérisée par un bâti d'essai pouvant mettre en œuvre une force maximale de 10 KN. Cette machine est reliée avec un logiciel de pilotage électronique **TestWinner 922 v6.0.3**.



Figure 3.1 : Machine TestWell des essais mécaniques [19].

3.4 Contrôle de qualité :

Afin de détecter des défauts de fabrication s'ils existent, on a testé les trois types des éprouvettes par l'un des méthodes de contrôle non-destructif NDT qui est la radiographie.

On pose les éprouvettes sur un film (**figure 3.2**) avec l'ordre suivant : '1' éprouvette en carbone, '2' éprouvette en verre, '3' éprouvette hybride avec un indicateur de qualité d'image (**figure 3.3**).

On bombarde les éprouvettes par des rayons X à l'aide d'un générateur à rayon X (Nom de fabricant : YXLON ; Type : SMART 300HP ; Norme ASME section 5) avec une tension de 85 kV ; et un courant d'intensité de 3 mA pendant 33 secondes.

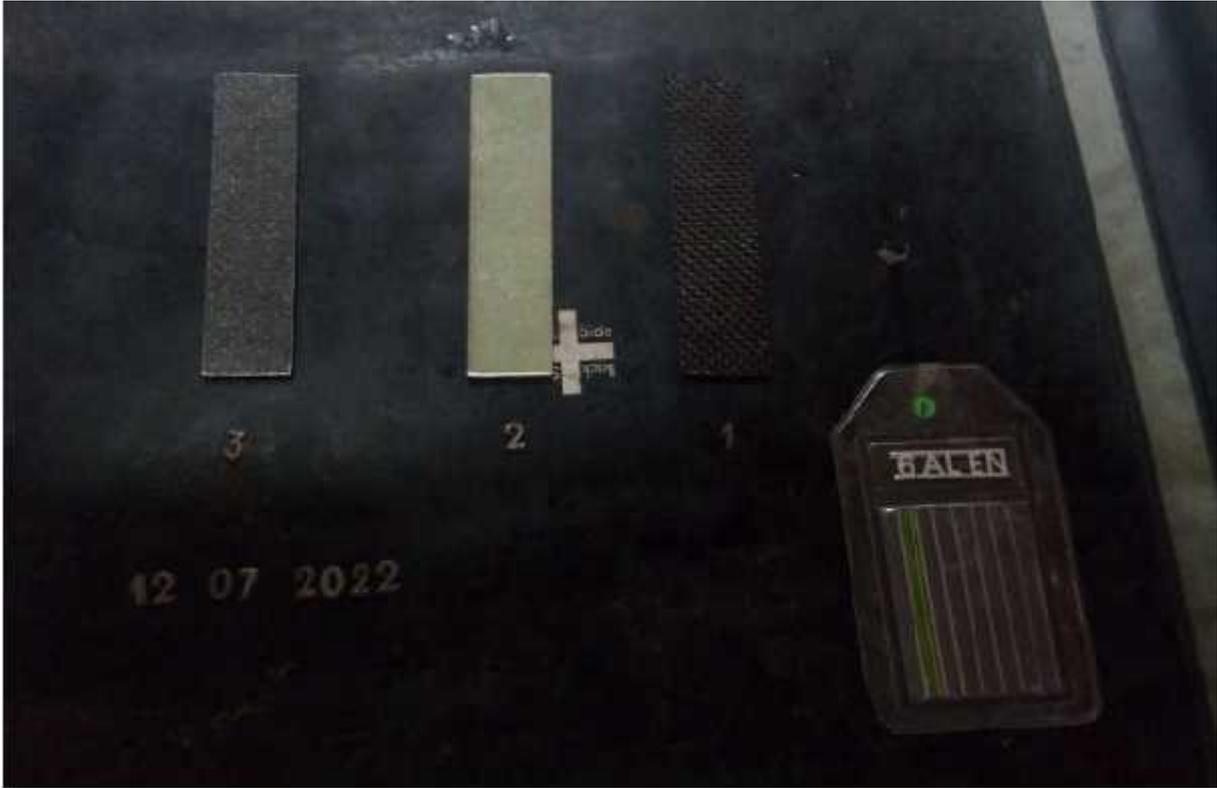


Figure 3.2 : les trois types des éprouvettes et les fils de contrôle de qualité d’image sont posés sur le film [3].



Figure 3.3 : Indicateur de qualité d’image [3].

A l'aide d'un scanner (**figure 3.4**) qui scanne les films radiographiques, on a aboutis au résultat montré sur la **figure 3.5**.



Figure 3.4 : Scanner des films radiographiques ; nom de fabricant : Nürr NDT ; Type : HD-CR 35 NDT [3].

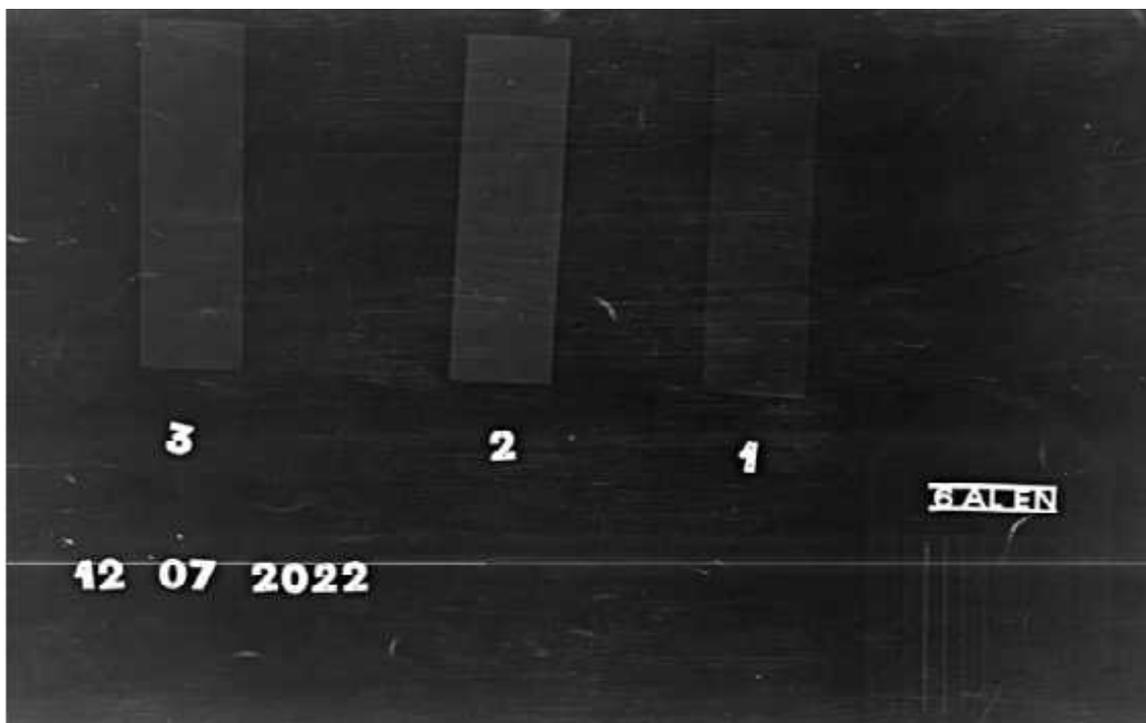


Figure 3.5 : Cette figure montre l'image obtenu après le scanne du film radiographique [3].

On observe que les six fils de qualité d'image sont bien visibles sur l'image de film radiographique, et l'image ne montre aucunes zones ou traits noirs (discontinuité de matière) ; donc on conclure que les éprouvettes n'ont pas des défauts de taille des six fils de qualité d'image.

3.5 Procédures des essais mécaniques :

3.5.1 Les essais de traction :

Les éprouvettes sont soumises à un effort de traction F exercé à une vitesse constante dans un sens longitudinale jusqu'à la rupture éventuelle (**figure 3.6**). Nous nous sommes soumis aux conditions suivantes :

- ◆ Une température d'essai ambiante de 23°C.
- ◆ Une vitesse de déplacement constante $V = 4 \text{ mm/min}$.
- ◆ Un montage ajusté des éprouvettes sur les mors.
- ◆ Dimension de l'échantillon est (100x25x2) mm.

La contrainte est calculé par la formule suivante : $\sigma = \frac{P}{B}$, où P est la plus grande charge appliquée au moment de la rupture de l'éprouvette (Kgf ou N) ; B est la largeur de l'éprouvette (cm ou mm) ; et L est la longueur de la surface superposée (cm ou mm).



Figure 3.6 : Eprouvette en carbone ajusté sur les mors de la machine de traction [3].

On commence l'essai de traction sur les trois types des éprouvettes, l'une après l'autre, tous en gardent la vitesse de déplacement constante $V = 4 \text{ mm/min}$, avec une bonne fixation des éprouvettes entre les mors de la machine de traction en position longitudinal.

Premièrement, on a commencé le premier essai par l'éprouvette en fibre de verre, la force exercée sur l'éprouvette augmente jusqu'à 10 kN qui est le maximum de la machine que nous avons utilisés, et l'éprouvette garde ses dimensions initiales, i.e. l'allongement est nul $\Delta L = 0$.

Ensuite, on a fait la même manipulation avec les éprouvettes en carbone et hybride, et on a obtenu le même résultat que pour l'éprouvette en verre.

3.5.2 Résistance à la rupture :

La résistance à la rupture de nos éprouvettes est mesurée par essai de flexion avec les paramètres suivants :

- ◆ L'éprouvette est de forme rectangulaire ($62 \times 12.5 \times 2$) mm.
- ◆ Les points de contact de la tête de charge et les deux points de support en contact avec l'éprouvette doivent être circulaires, avec un rayon R de $5 \pm 0.1 \text{ mm}$ pour la tête, et r $0.5 \pm 0.1 \text{ mm}$ pour les points de support selon le schéma suivant (figure 3.7) :

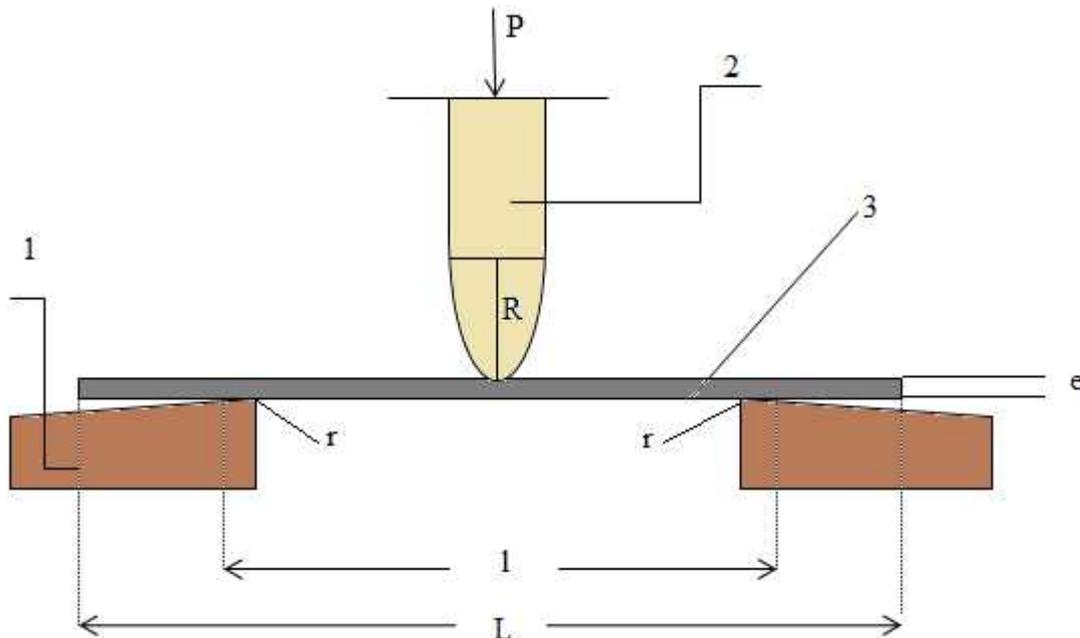


Figure 3.7 : Schéma descriptif pour l'essai de résistance à la rupture. 1 : support de l'éprouvette, 2 : tête de charge, 3 : éprouvette. L : longueur de l'éprouvette, l : span (distance entre les deux points de support), e : épaisseur de l'éprouvette, P : charge, R : rayon de la tête de charge, r : rayon des points de support.

Selon la norme chinoise GB/T 3356-2005, l'essai sera conduit comme suit :

- ◆ La vitesse d'application de charge est d'ordre $V = 4 \text{ mm/min}$.
- ◆ La résistance à la rupture est représentée par la formule $\sigma_f = (3P \cdot l)/(2b \cdot e^2)$.

Soit P_b la plus grande charge appliquée au moment de la rupture de l'éprouvette (Kgf ou N) ; l : le span (cm ou mm) ; b : largeur de l'éprouvette (cm ou mm) ; e : épaisseur de l'éprouvette (cm ou mm).

Pour chaque type d'éprouvette, on a fait quatre essais ; en exerçant des contraintes jusqu'à la rupture éventuelle ; les résultats sont résumés dans les tableaux suivants :

Numéro d'essai	Charge à la rupture (kg)	Charge à la rupture (N)	Contraintes à la rupture (MPa)
1	34.5	338,445	416,28735
2	35.1	344,331	423,52713
3	35.6	349,236	429,56028
4	35.2	345,312	424,73376

Tableau 3.1 : Résultats des essais de résistance à la rupture pour les éprouvettes en carbone.

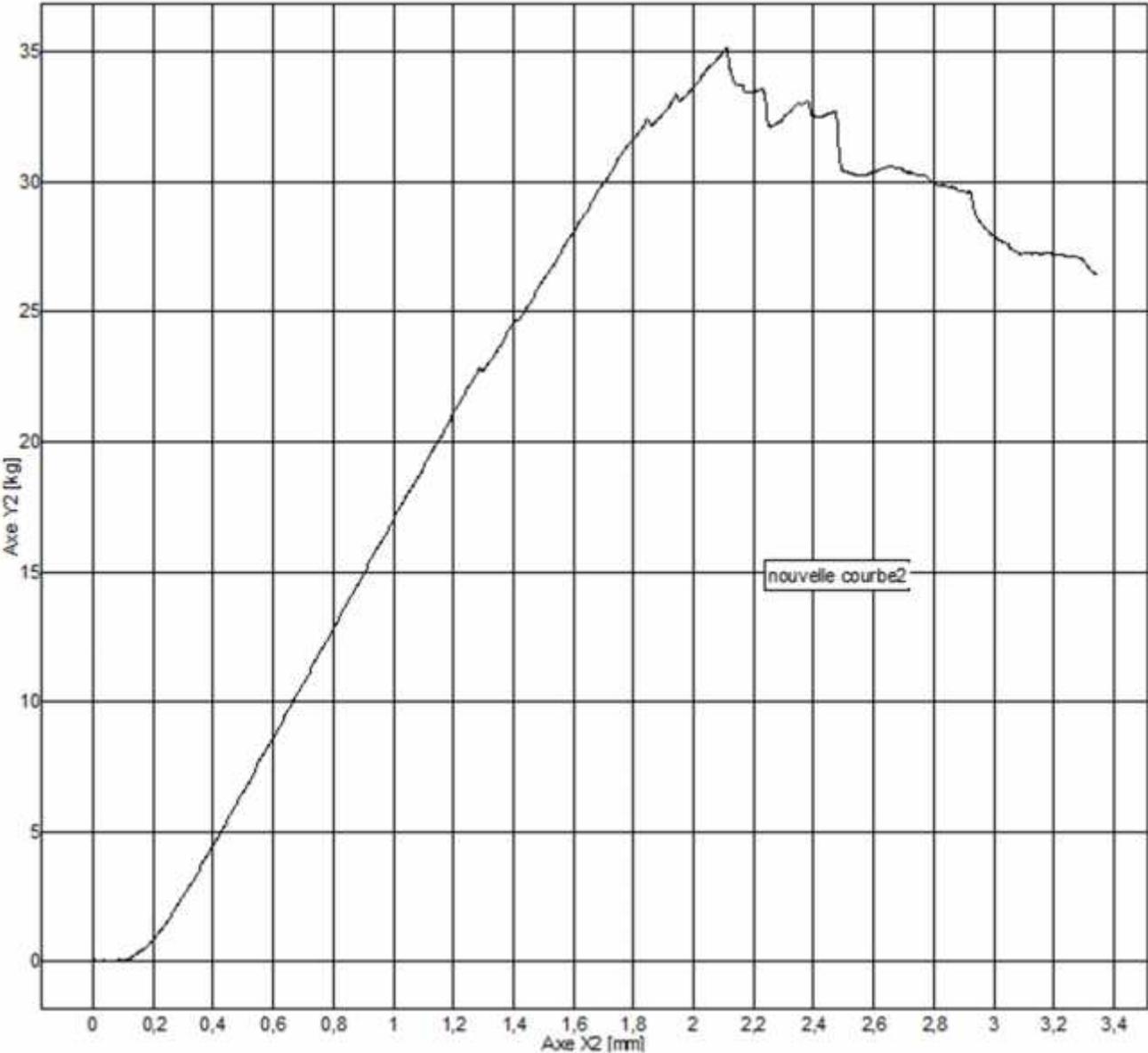


Figure 3.8 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 2, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

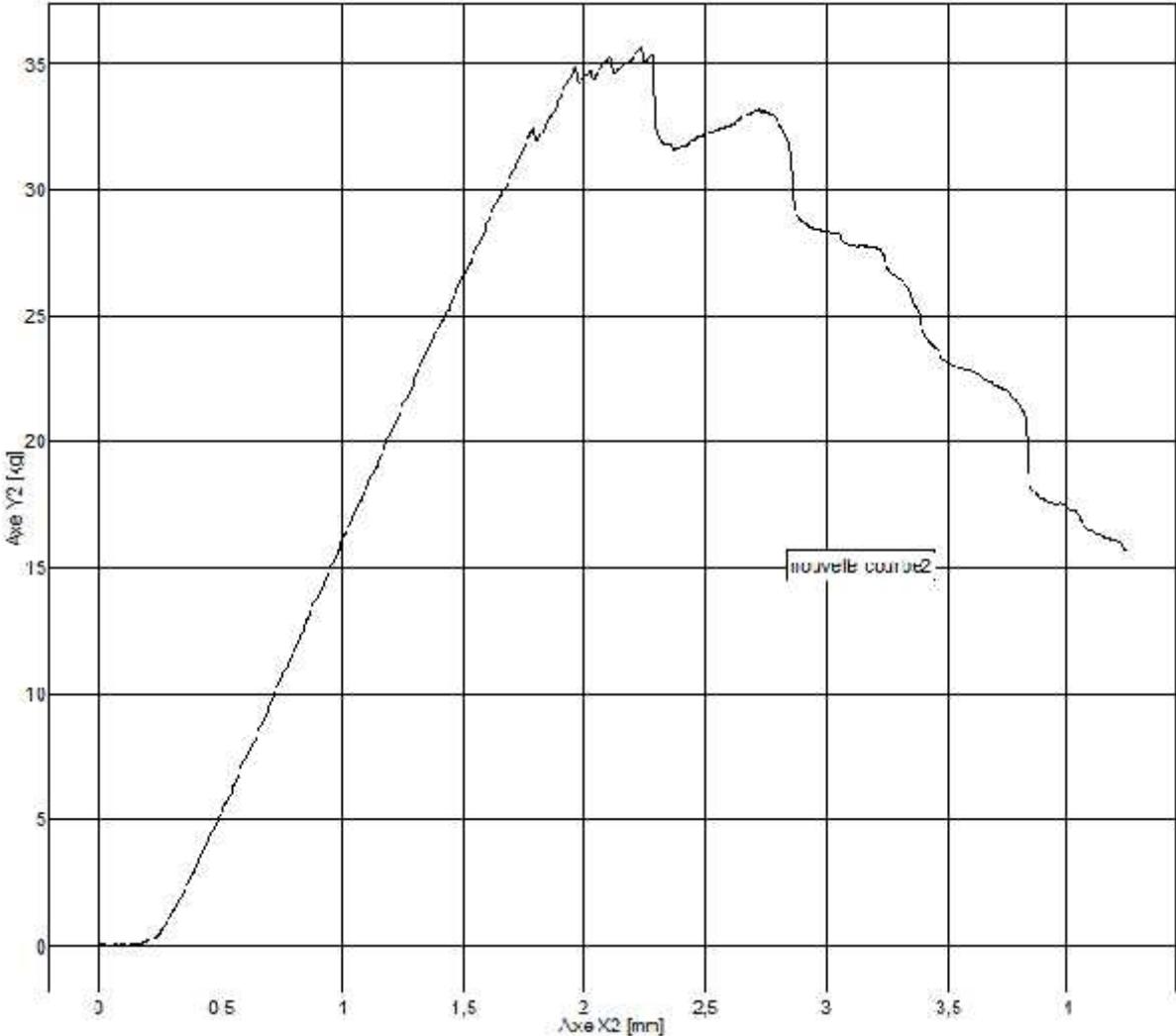


Figure 3.9 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 3 éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

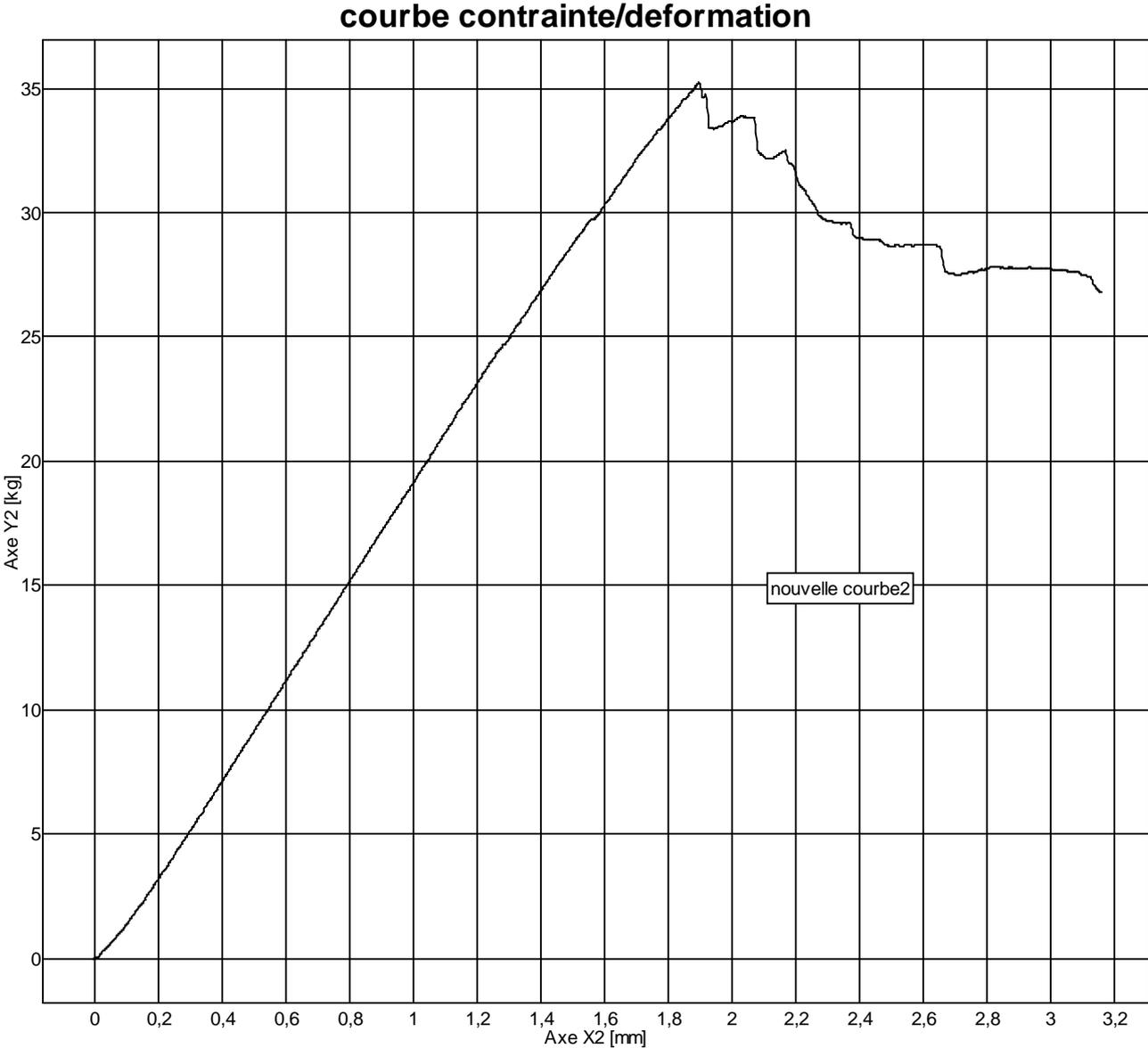


Figure 3.10 : Courbe contrainte_ déformation pour l’essai N° 4 éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

Numéro d'essai	Charge à la rupture (kg)	Charge à la rupture (N)	Contraintes à la rupture (MPa)
1	51.20	502,272	617,79456
2	47.55	466,4655	573,752565
3	46.25	453,7125	558,066375
4	48.70	477,747	587,62881

Tableau 3.2 : Résultats des essais de résistance à la rupture pour les éprouvettes hybrides.

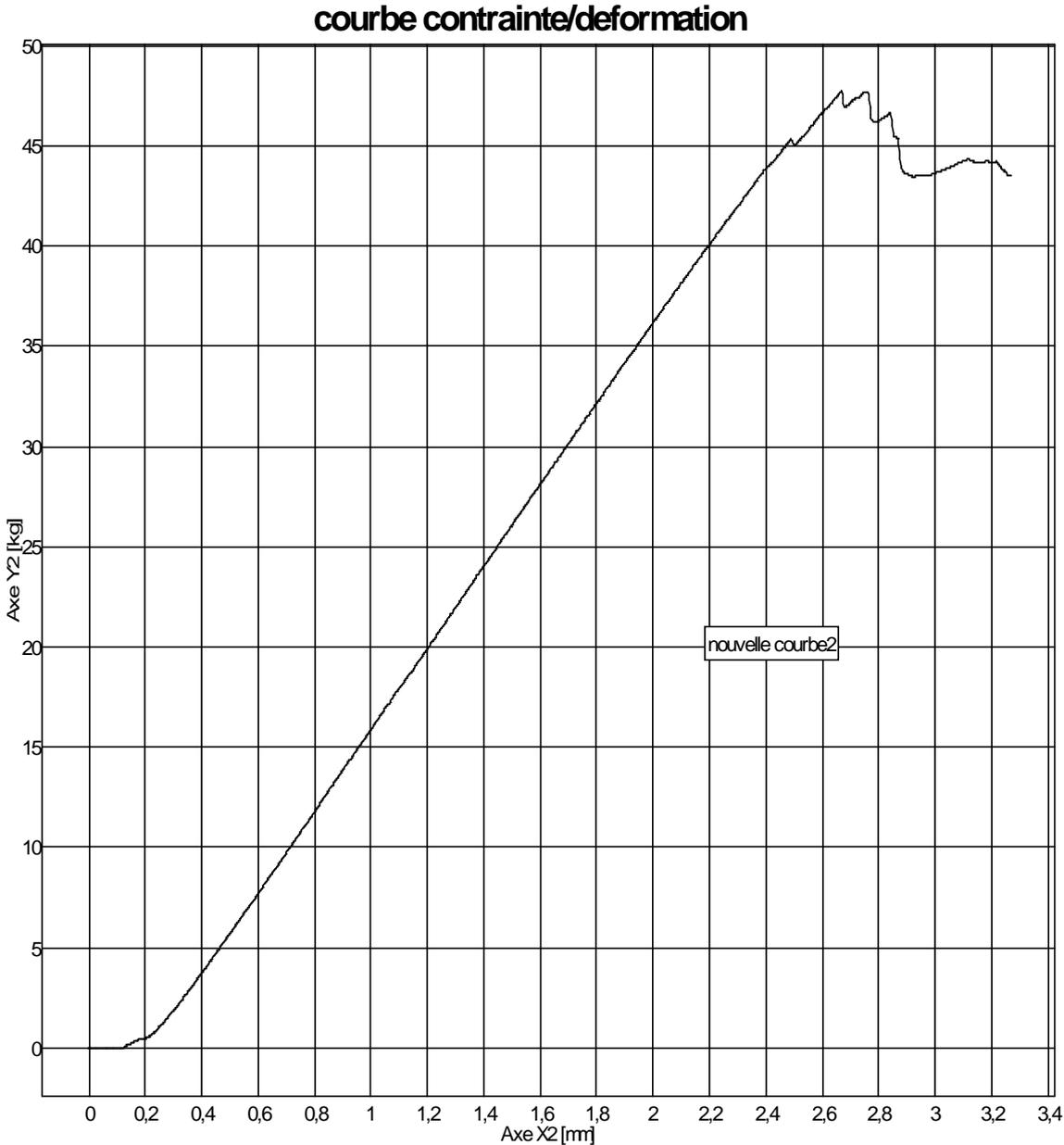


Figure 3.11 : Courbe contrainte_ déformation pour l'essai N° 2, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

Et

courbe contrainte/deformation

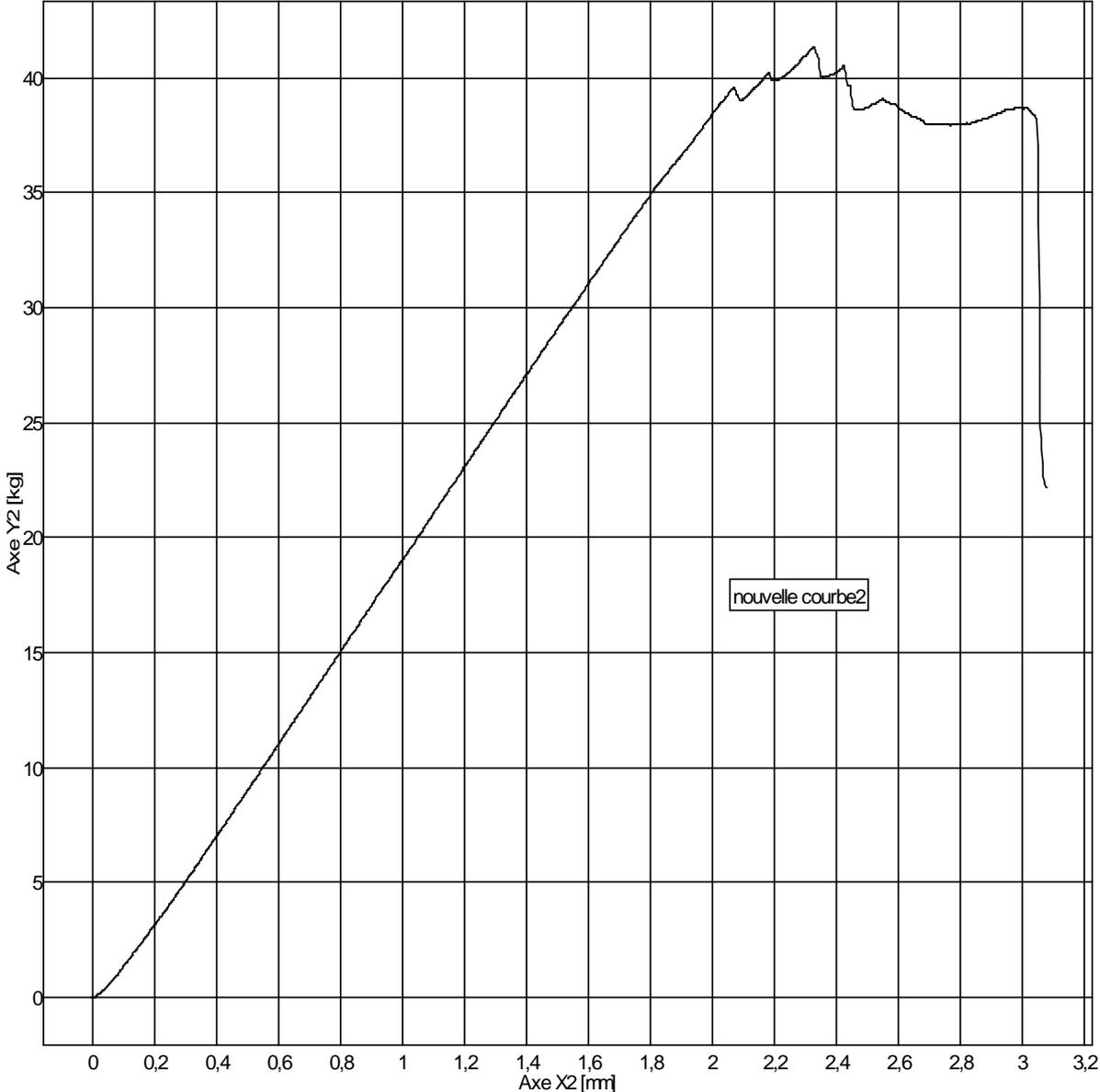


Figure 3.12 : Courbe contrainte_ déformation pour l'essai N° 3, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

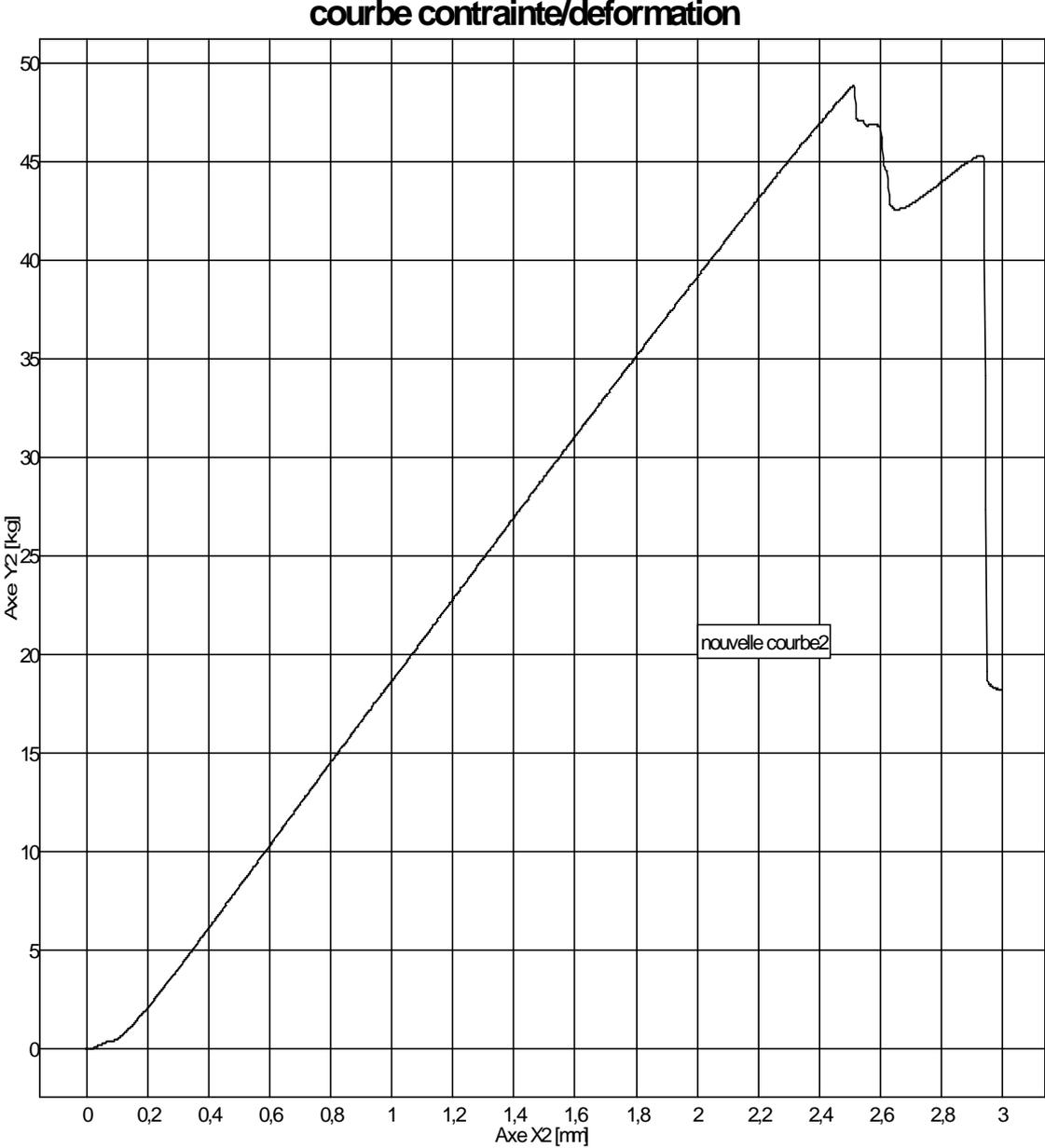


Figure 3.13 : Courbe contrainte_ déformation pour l'essai N° 4, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

Numéro d'essai	Charge à la rupture (kg)	Charge à la rupture (N)	Contrainte à la rupture (MPa)
1	33.45	328,635	404,22105
2	33.85	332,0685	408,444255
3	33.45	328,635	404,22105
4	33.60	329,616	405,42768

Tableau 3.3 : Résultats des essais de résistance à la rupture pour les éprouvettes en verre.

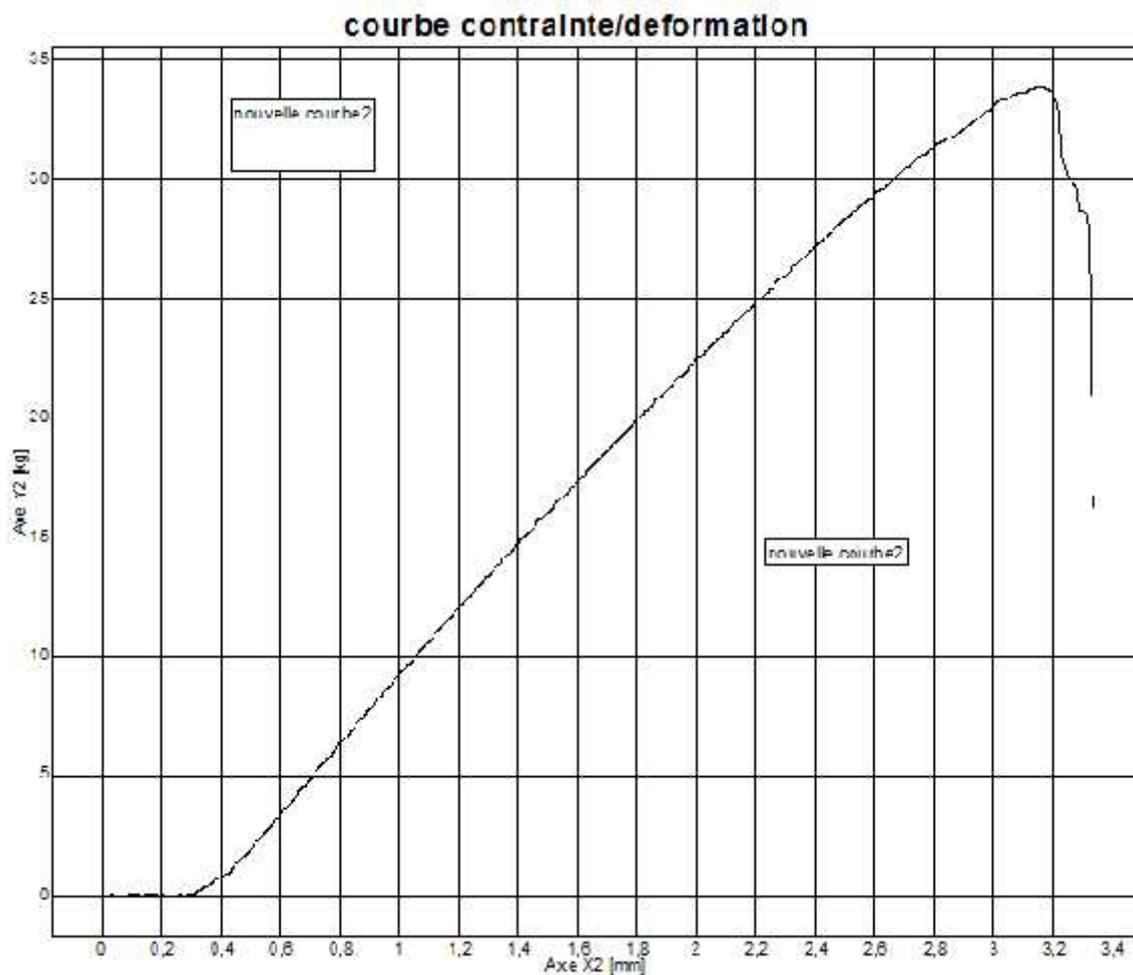


Figure 3.14 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 1, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

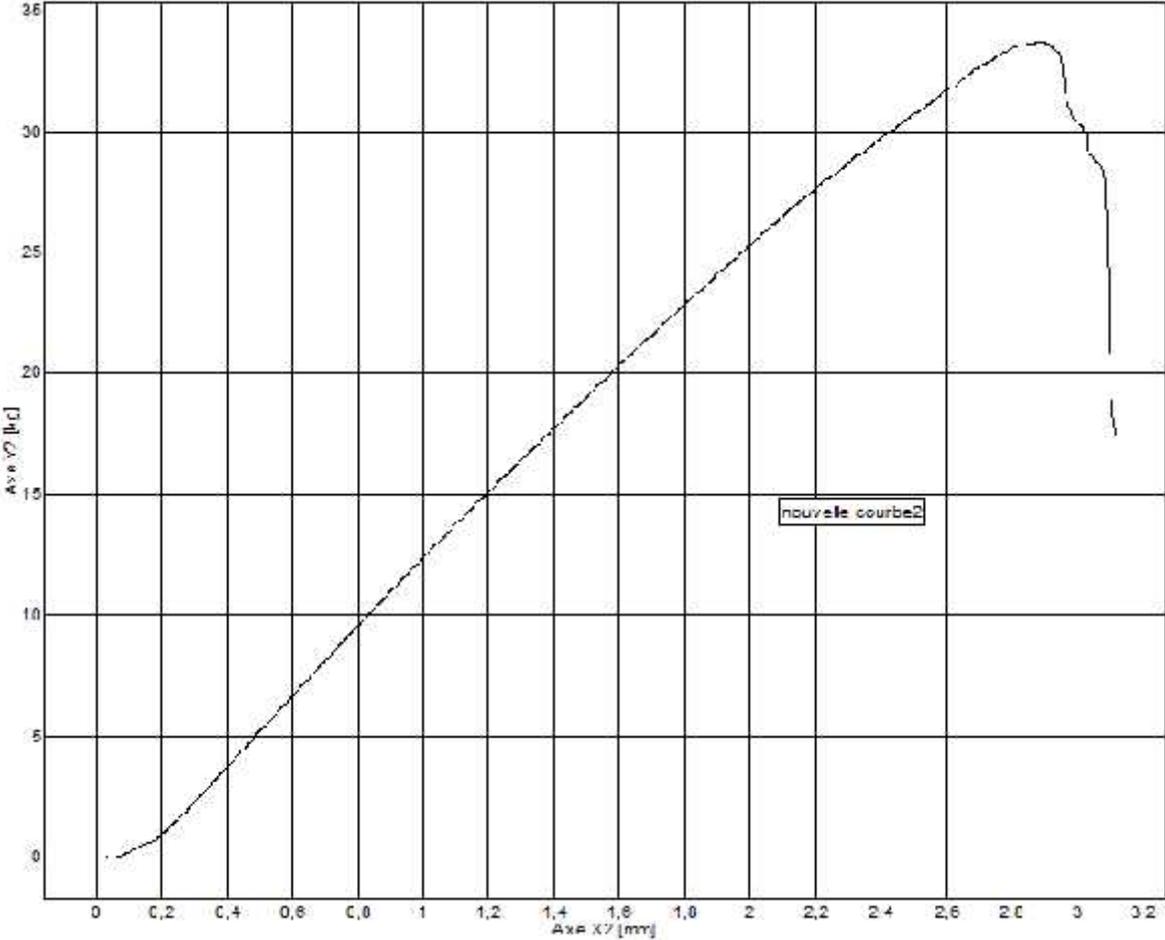


Figure 3.15 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

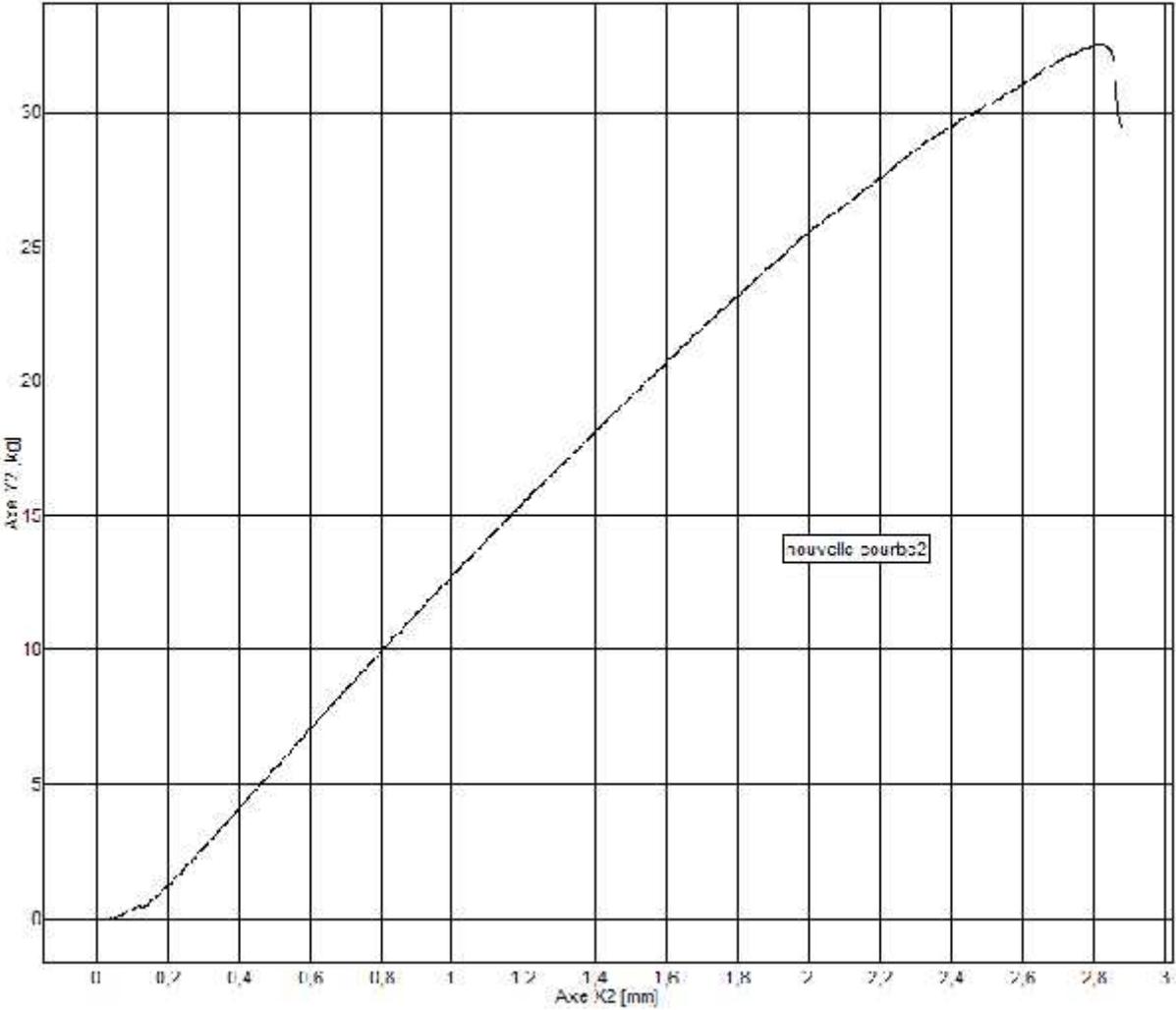


Figure 3.16 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N° 2, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

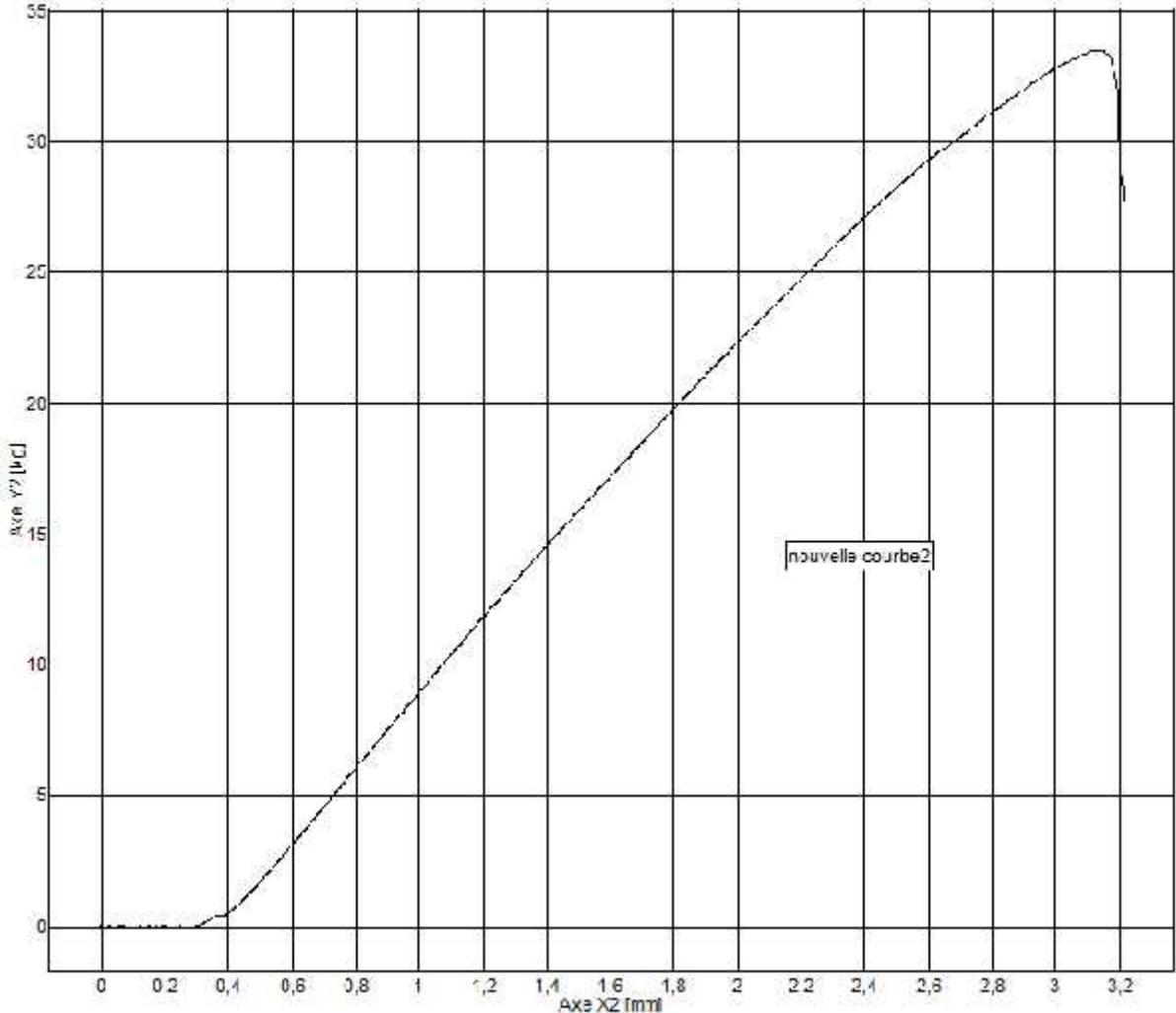


Figure 3.17 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°4, résistance à la rupture, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

3.5.3 Essai de cisaillement interlaminaire :

Cette essai est mesuré aussi par essai de flexion se fera selon la norme chinoise GB/T 3357-2005 et avec les paramètres suivantes :

- ◆ L'éprouvette est de forme rectangulaire (20 x 6 x 2) mm.
- ◆ La tête est de rayon R de 2 ± 0.1 mm, et les deux points du support avec un rayon r de 2 ± 0.2 mm.
- ◆ La vitesse d'application de charge est $V = 2$ mm/min.
- ◆ La contrainte est calculée avec la formule suivant : $\sigma_c = 3P / (4b)$.

Soit P_b la plus grand charge appliquée au moment de la rupture de l'éprouvette (Kgf ou N) ; b : largeur de l'éprouvette (cm ou mm) ; e : épaisseur de l'éprouvette (cm ou mm).

Pour chaque type d'éprouvette, on a fait trois essais de cisaillement ; en exerçant des contraintes jusqu'à la rupture éventuelle ; les résultats sont résumés dans les tableaux suivants :

Numéro d'essai	Charge à la rupture (kg)	Charge à la rupture (N)	Contrainte à la rupture (MPa)
1	68.10	668,061	41,7538125
2	67.80	665,118	41,569875
3	68.10	668,061	41,7538125

Tableau 3.4 : Résultats des essais de cisaillement inter laminaire pour les éprouvettes en verre.

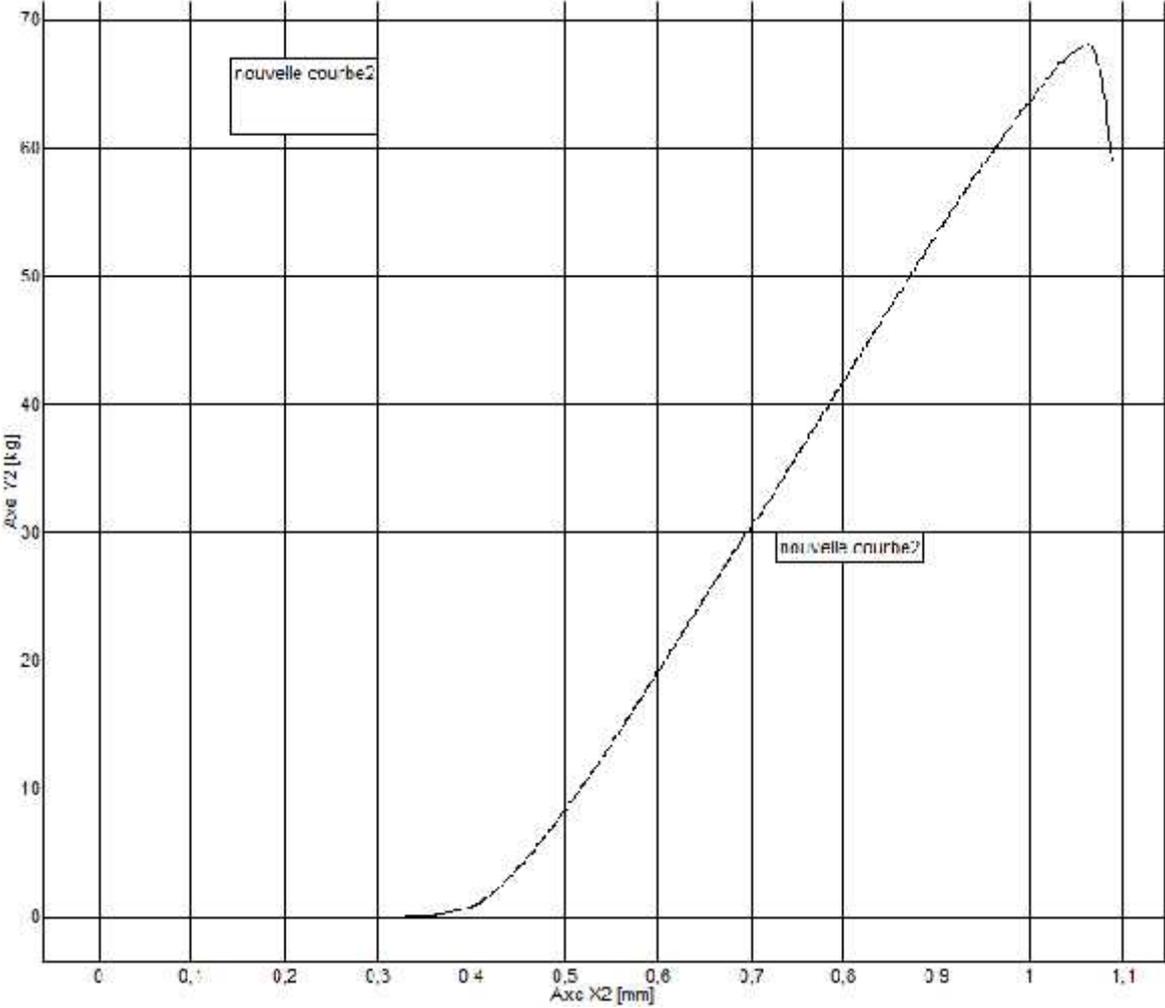


Figure 3.18 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°1, cisaillement, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

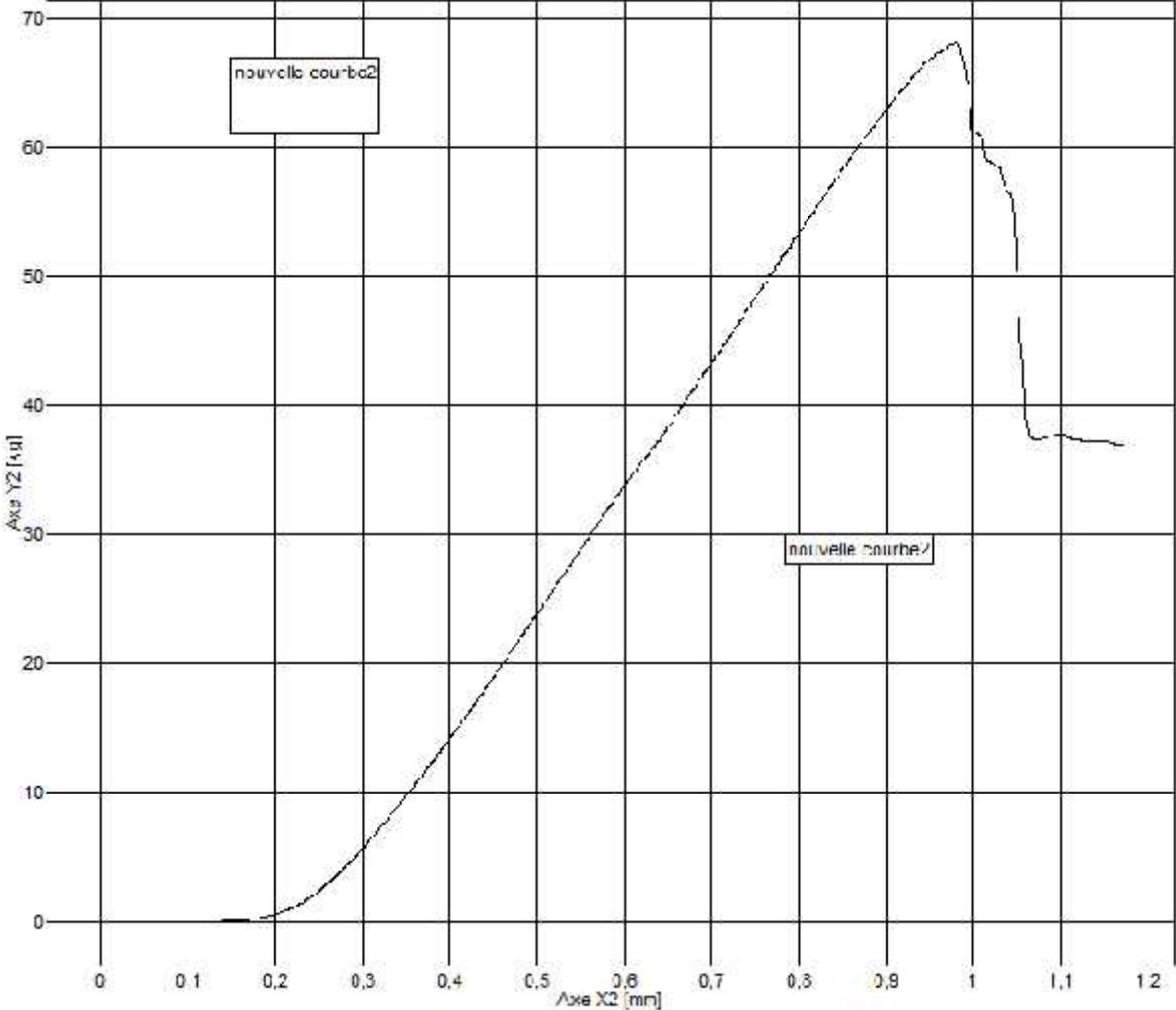


Figure 3.19 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°2, cisaillement, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

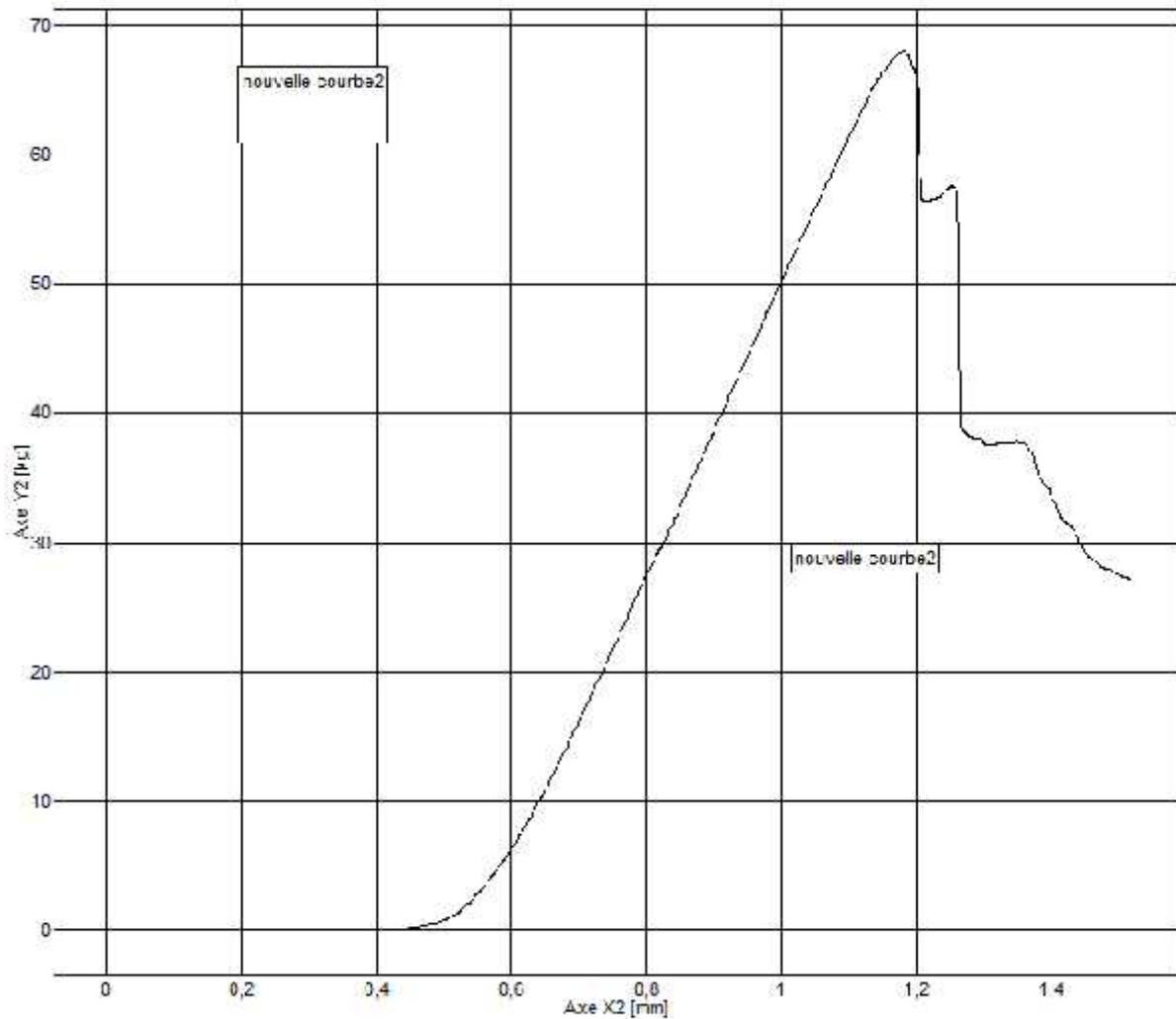


Figure 3.20 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, cisaillement, éprouvette en verre, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

Numéro d'essai	Charge à la rupture (kg)	Charge à la rupture (N)	Contrainte à la rupture (MPa)
1	52.58	515,8098	32,2381125
2	55.58	545,2398	34,0774875
3	52.75	517,4775	32,34234375

Tableau 3.5 : Résultats des essais de cisaillement inter laminaire pour les éprouvettes en carbone.

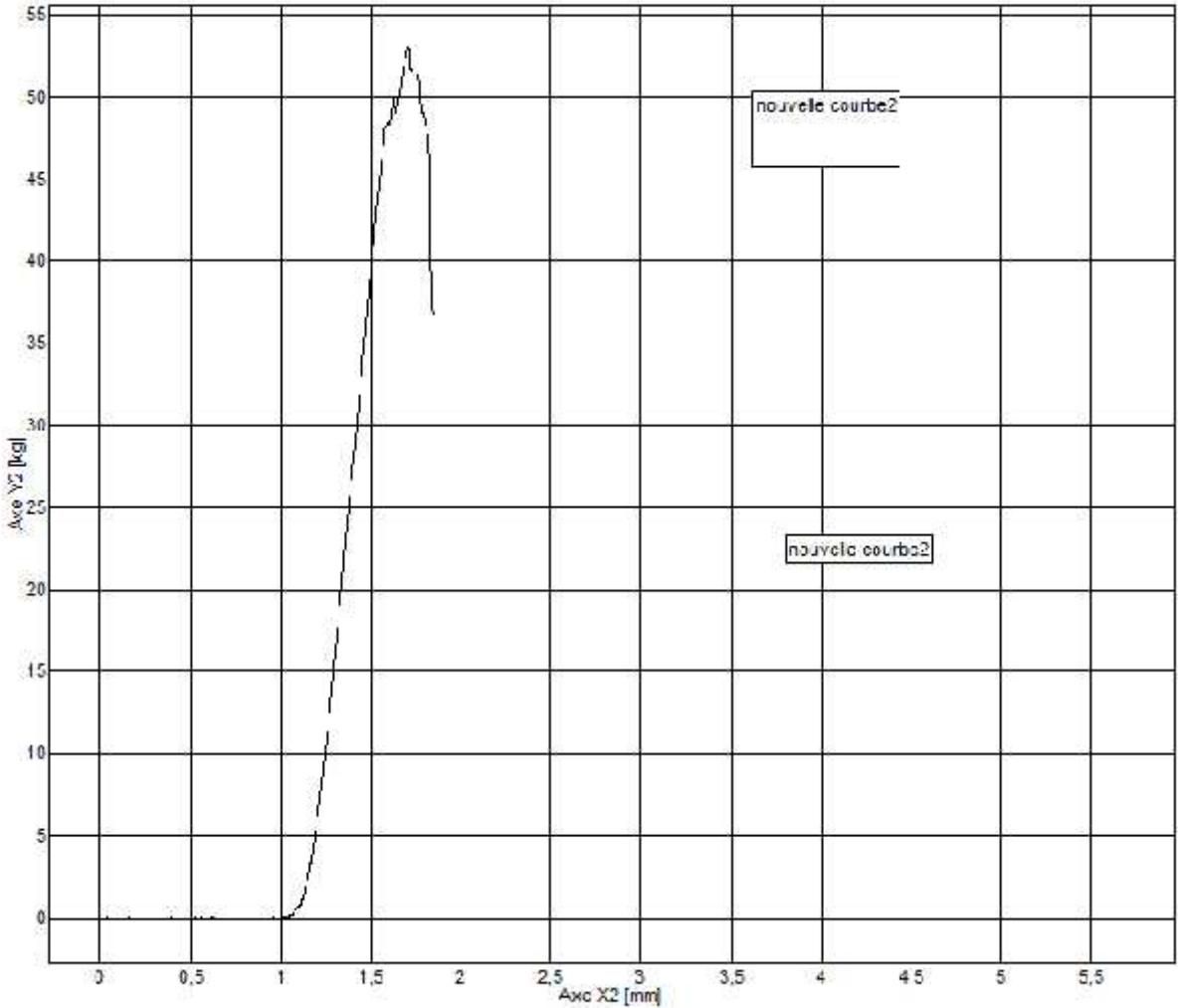


Figure 3.21 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°1, cisaillement, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

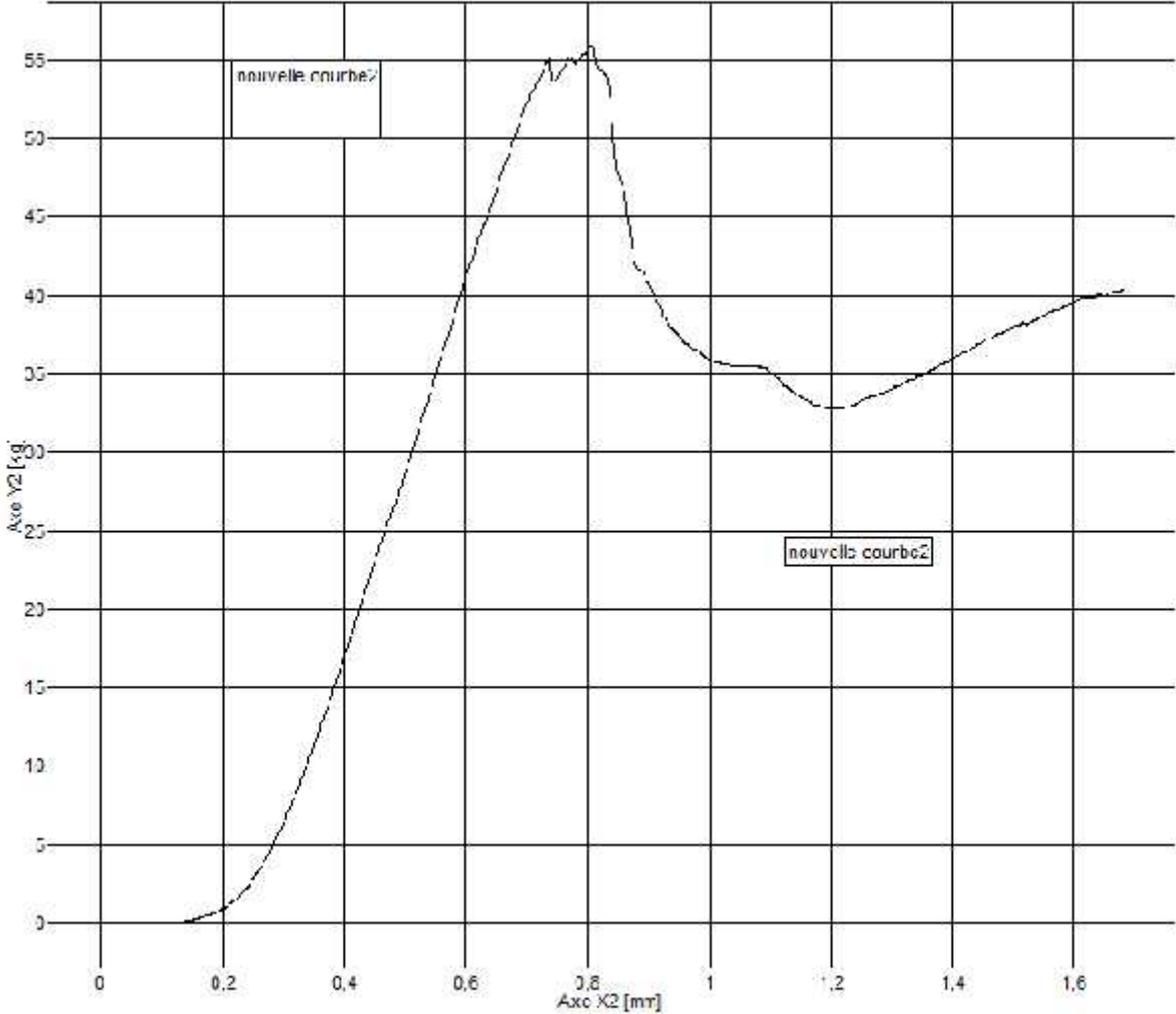


Figure 3.22 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°2, cisaillement, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

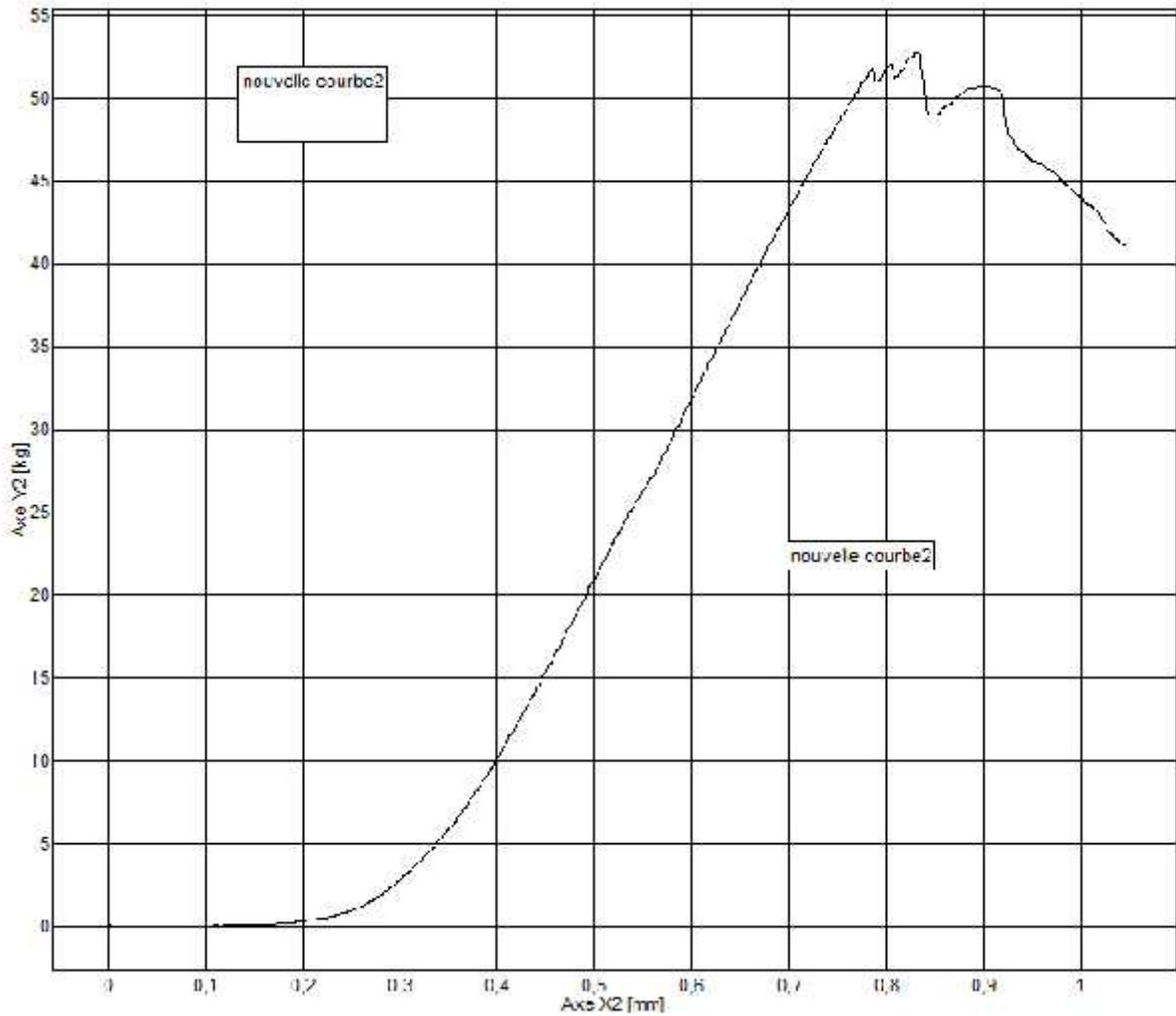


Figure 3.23 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, cisaillement, éprouvette en carbone, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

Numéro d'essai	Charge à la rupture (kg)	Charge à la rupture (N)	Contrainte à la rupture (MPa)
1	69.00	676,89	42,305625
2	68.80	674,928	42,183
3	63.70	624,897	39,0560625

Tableau 3.6 : Résultats des essais de cisaillement interlaminaire pour les éprouvettes hybrides.

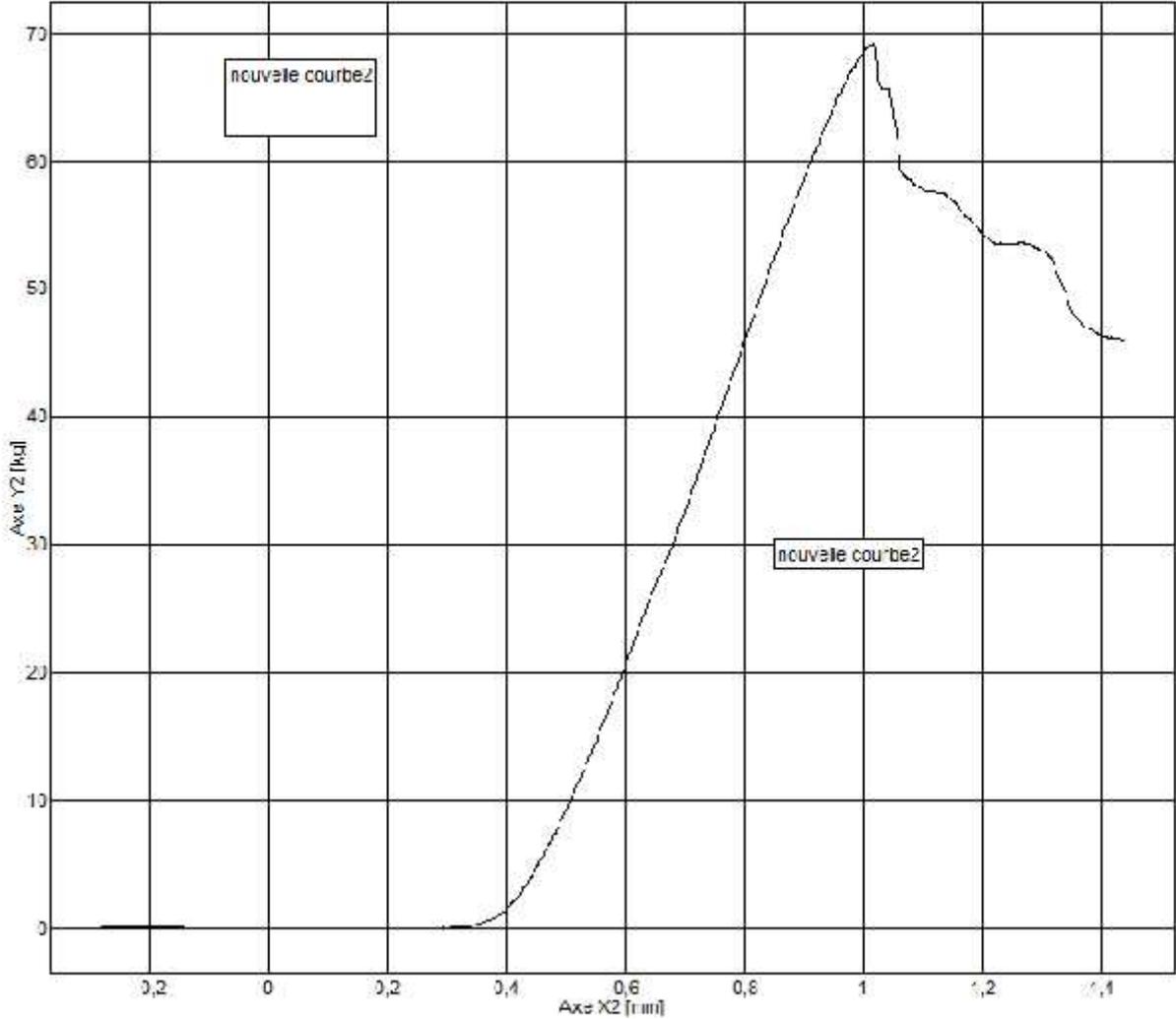


Figure 3.24 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°1, cisaillement, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

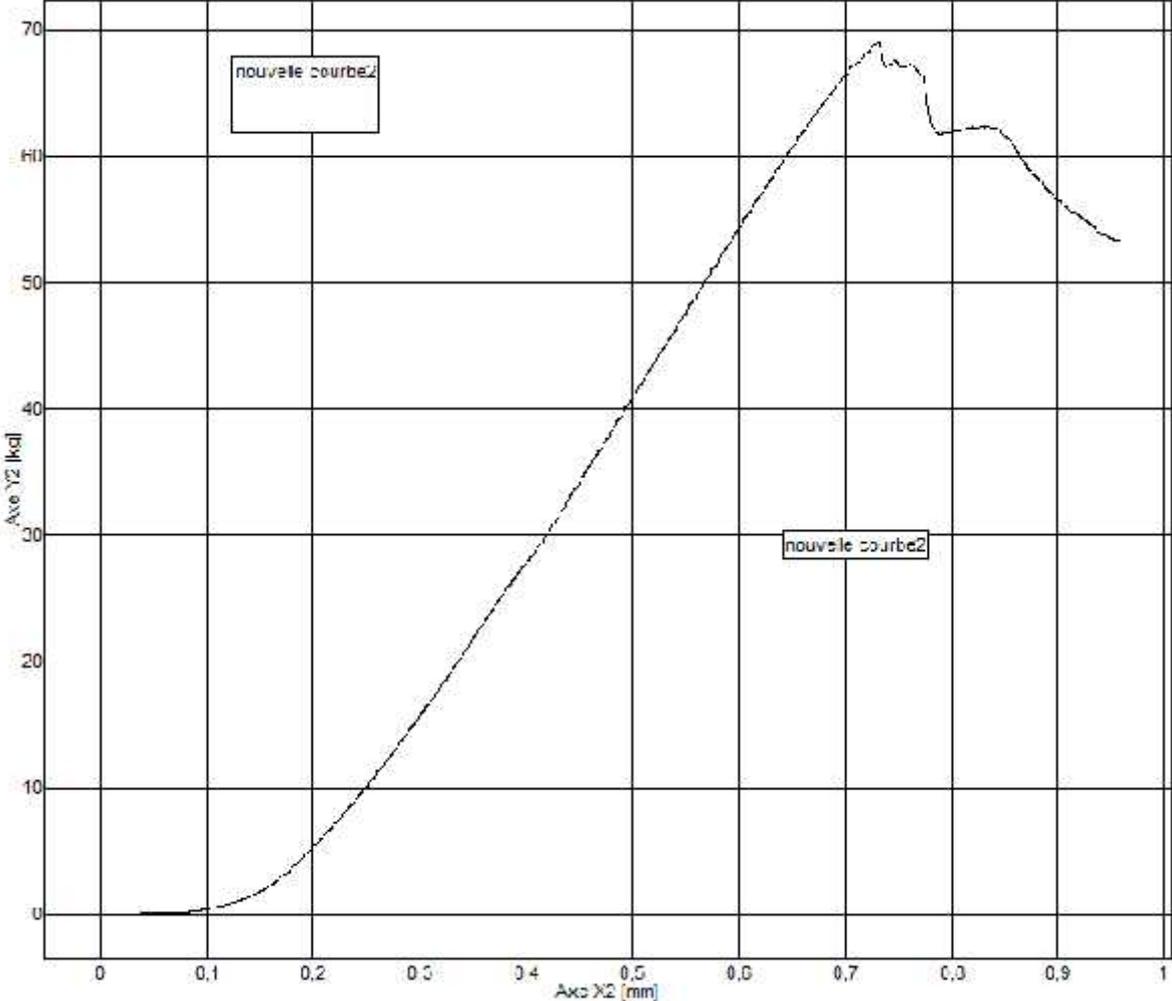


Figure 3.25 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°2, cisaillement, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

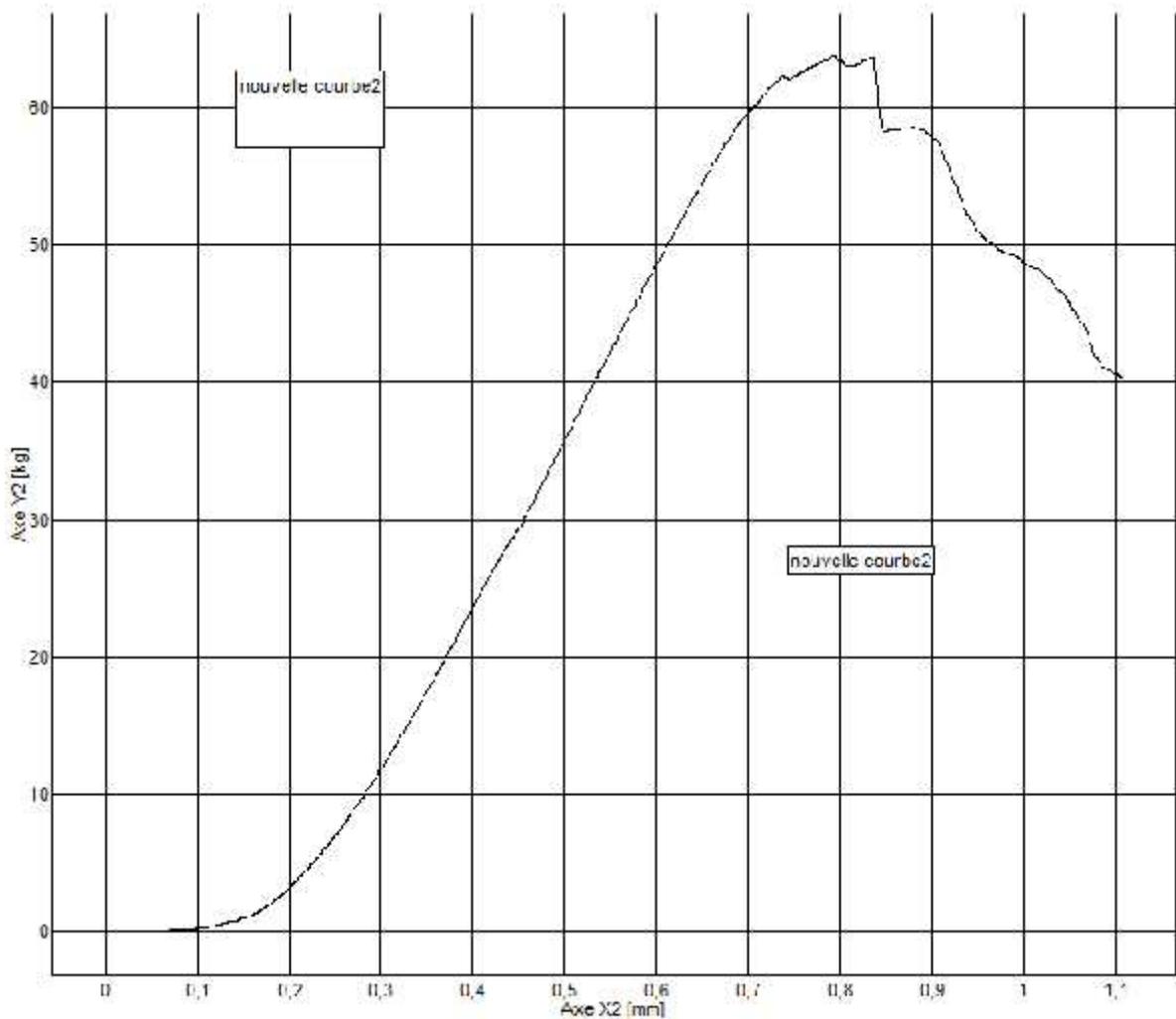


Figure 3.26 : Courbe contrainte_déformation pour l'essai N°3, cisaillement, éprouvette hybride, obtenu par le logiciel TestWinner 922 v6.0.3.

3.6 Comparaison des résultats :

Pour que on puisse comparer les résultats des essais obtenu nous avons calculé le moyenne de chaque essai pour les trois types des éprouvettes. La comparaison est résumée dans le tableau suivant :

Type d'éprouvette	Contrainte à la rupture		
	traction	Résistance à la rupture	Cisaillement inter laminaire
Eprouvette en carbone	-	423,52713 MPa	32,88598125 MPa
Eprouvette en verre	-	405,57850875 MPa	41,6925 MPa
Eprouvette hybride	-	584,3105775 MPa	41,1815625 MPa

Tableau 3.7 : Comparaison des résultats obtenus.

	Carbone HM	Verre S	Matrice epocast
Epaisseur de tissu (mm)	0.2	0.2	-
Diamètre de fibre (μm)	6.5	12	-
Module de young E (GPa)	390	85.5	27.9
Module de cisaillement G (GPa)	10	3	2.6
Coefficient de poisson	0.35	0.25	0.25
Masse volumique (g/cm^3)	1.9	2.48	1.18

Tableau 3.8 : Propriétés mécanique des tissus et de matrice utilisé dans la fabrication des éprouvettes.

Type d'éprouvette	carbone	Verre S	hybride
Caractéristiques			
La fraction volumique de fibre V_f	0.8	0.8	$0.3v+0.5c$
La fraction volumique de matrice V_m	0.2	0.2	0.2
Module d'élasticité longitudinal E_L (GPa)	317.58	73.98	385.98
Module d'élasticité transversal E_T et E_T' (GPa)	108.46	60.51	112.98
Module de cisaillement G_{LT} et G_{LT}' (GPa)	6.37	2.91	7.22
Module de cisaillement G_{TT}' (GPa)	6.37	3	7.22
Coefficient de poisson ν_{LT} et ν_{LT}'	0.33	0.25	0.53
Coefficient de poisson ν_{TL}	0.11	0.2	0.15

Tableau 3.9 : Les différents modules et coefficients des trois types des éprouvettes. Le calcul est fait par les modèles de Chamis.

Conclusion :

Les résultats de la résistance à la rupture pour les trois types des éprouvettes qui sont mesurées par essai de flexion montrent que la contrainte à la rupture de l'éprouvette hybride est plus grande que les deux autres éprouvettes, donc, l'éprouvette hybride résiste à la rupture mieux que l'éprouvette en carbone.

Les résultats du cisaillement inter laminaire pour les trois types des éprouvettes qui sont mesurées par essai de flexion montrent que la valeur de la contrainte à la rupture des éprouvettes hybride et en verre est très proche de l'un de l'autre et plus grand que celle de l'éprouvette en carbone, donc, les éprouvettes hybride et en verre résiste au cisaillement mieux que l'éprouvette en carbone.

Conclusion générale :

La fabrication des éprouvettes en composites nous a révélé que leurs fabrications est une technologie qui donne un avenir à l'utilisation des matériaux rigides, résistants et légers au plusieurs domaines comme l'aéronautique et l'aérospatiale.

La mise en œuvre des stratifiés et les analyses effectuées sur ces éprouvettes nous permettent d'établir les conclusions suivantes :

Il est nécessaire de faire des observations microscopiques précises sur la structure interne des éprouvettes afin de choisir les plus performantes.

Le stratifié hybride :

$[(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_c/(90^\circ/0^\circ)_c]$, présente de meilleures caractéristiques à la résistance à la rupture que les deux autres stratifiés (stratifiés en verre et stratifiés en carbone).

Les stratifiés hybride et en verre à l'orientation suivant respectivement :

$[(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_v/(90^\circ/0^\circ)_c/(0^\circ/90^\circ)_c/(90^\circ/0^\circ)_c]$

$[(0^\circ/90^\circ)/(90^\circ/0^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(^\circ 45/-45^\circ)/(45^\circ/-45^\circ)/(^\circ 45/-45^\circ)/(^\circ 90/0^\circ)/(0^\circ/90^\circ)]$, montre le même comportement, et présente des meilleures caractéristiques que l'autre éprouvette.

Les obstacles et les problèmes rencontrés au cour de la fabrication des éprouvettes, permettent à l'avenir, dans le cadre d'une étude similaire d'orienter et de prédire le matériau et les modes d'élaboration adéquats pour l'obtention de bonnes éprouvettes.

Bibliographie :

- [1]. Mécanique des matériaux et structures composites. Le mans, France 2010 Jean-Marie Berthelot.
- [2]. Composite Materials Engineering, Volume 1, Volume 2, Xiao-Su Yi • Shanyi Du • Litong Zhang Editors, china 2006.
- [3]. Photos prise chez la compagnie AIR ALGERIE par ZAHRA RYM.
- [4]. Zhang BD, Wu ZM (eds) (1998) Continuous glass fiber processing basics. China Architecture and Building Press, Beijing (in Chinese).
- [5]. <https://www.polyplancomposites.fr/fiche-Mat+de+verre+150grm2-556.html>
- [6]. da Costa CE, Lopez FV (2000) Castello JMT. Metal matrix composites. Part 1. Types, properties, applications. Revista De Metalurgia 36(3):179–192
- [7]. <https://acrylgiessen.com/en/what-is-resin/>
- [8]. Zhang X-N, Wang H, Hu J-H, Wu Z-F (2006) Review and prospect of the research on metal matrix composites. Yunnan Metallurgy 35(5):53–58 (in Chinese)
- [9]. <https://www.castrocompositesshop.com>
- [10]. Torralba JM, da Costa CE, Velasco F (2003) P/M aluminum matrix composites: an overview. J Mater Process Technol 133(1–2):203–206
- [11]. Dong T-S, Cui C-X, Liu S-J, Xue H-T (2006) Advancement of fiber-reinforced aluminium matrix composites. Hot work technol 35(6):49–55 (in Chinese)
- [12]. Zhang H-X, Hu S-B, Tu J-P (2005) Development of Cu based composites reinforced by particles. Mater Sci Technol 13(4):357–364 (in Chinese)
- [13]. Guang M, Yi W, Yin'e L, Hong W, Jing Z, Zhihuan J, Ting J (2007) Progress in research for Cu/C matrix composites. Rare Met Lett 26(12):6–10 (in Chinese)
- [14]. Tjong SC, Mai Y-W (2008) Processing-structure-property aspects of particulate- and whisker-reinforced titanium matrix composites. Compos Sci Technol 68:583–601
- [15]. Leyens C, Hausmann J, Kumpfert J (2003) Continuous fiber reinforced titanium matrix composites: fabrication, properties and applications. Adv Eng Mater 5(6):399–410
- [16]. Ye HZ, Liu XY (2004) Review of recent studies in magnesium matrix composites. J Mater Sci 39(20):6153–6171
- [17]. Wu YF, Du WB, Nie ZR, Cao LF, Zuo TY (2007) Research status of particulate reinforced magnesium matrix composites. Rare Met Mater Eng 36(1):184–188 (in Chinese)
- [18]. Advanced Materials Technical Datasheet, HUNTSMAN, Epocast® 50-A1 Resin / Hardener 946.

[19].https://www.google.com/search?q=testwell+essai+de+traction&rlz=1C1CHWL_frDZ871DZ871&sxsrf.