

Remerciement

Merci bon **DIEU** pour la santé, la volonté, le courage et la détermination qui ma accompagnés tout au long de ces années d'étude et surtout au long de la préparation et l'élaboration de ce modeste travail.

Nous remercions ensuite ma **CHER MAMAN** pour son précieux soutien moral et physique.

Ce mémoire est non seulement le résultat de mon courage, sacrifice, patience et endurance mais aussi une intervention, conscience, d'un grand nombre de personnes. Je souhaite ici les en remercier.

Je tiens d'abord à remercier très chaleureusement «**Mme. BENKHEDDA AMINA**» qui mon permis de bénéficier de son encadrement ; elle trouve ici mon profonde gratitude.

Je tiens également à exprimer mon profonde gratitude et mon sincère remerciement au directeur général de l'établissement de construction Aéronautique Tafraoui Oran monsieur «**Mr. KANOUN KARIM**», qui a accepté de m'accueillir en stage au sein de sa direction.

Je tiens également à remercier très chaleureusement le directeur générale de l'école d'aviation d'Oran, Tafraoui pour soutien et encouragement monsieur «**Mr. NAMICHE AHMED**»

Ainsi «**KAIDI ABD ELKADER**» pour son constante orientation de ma recherche en y accordant une méticuleuse attention, ainsi que pour ses conseils, sa disponibilité et son amabilité malgré sa charge de travail.

Je tenais à remercier aussi infiniment et sincèrement «**MR. CHERGUI MOUAFEK**», «**MR. BENITIL RACHID**», «**SEREIR ZOUAOUI**» et «**MERZOUG ABD REZAK**» pour les conseils qu'ils mon prodigués, la patience, la confiance qu'ils mon témoignés, ont été déterminants dans la réalisation de mon travail de recherche.

Mes remerciements s'étendent également à tous nos enseignants durant les années des études.

Je souhaite adresser mon remerciement le plu sincère aux personnes qui mon est apportés leur aide de près ou de loin et qui ont contribués à l'élaboration de ce mémoire.

Ces remerciements vont au corps professorale et administratif de l'institut d'Aéronautique et des Etudes spatiales pour la richesse et la qualité de leur enseignement et qui déploient de grands efforts pour assurer à leurs étudiants une formation actualisée.

Assia

Dédicaces

*A cœur vaillant rien d'impossible
A conscience tranquille tout est accessible
Quand il y a la soif d'apprendre
Tout vient à point à qui sait attendre
Quand il y a le souci de réaliser un dessein
Tout devient facile pour arriver à nos fins
Malgré les obstacles qui s'opposent
En dépit des difficultés qui s'interposent
Les études sont avant tout
Notre unique et seul atout
Ils représentent la lumière de notre existence
L'étoile brillante de notre réjouissance
Comme un vol de gerfauts hors du charnier natal
Nous partons ivres d'un rêve héroïque et brutal
Espérant des lendemains épiques
Un avenir glorieux et magique
Souhaitant que le fruit de nos efforts fournis
Jour et nuit, nous mènera vers le bonheur fleuri
Aujourd'hui, ici rassemblés auprès des jurys,
Nous prions dieu que cette soutenance
Fera signe de persévérance
Et que nous serions enchantés
Par notre travail honoré*

✿ *Je dédie cette travail à*

A mon Grand-père ADNANE AHMED

A mon Père ACIMI FOUZIE

et A mon collègue DAOUAD SAMI

Qui ne sont pas parmi nous aujourd'hui

A ma très chère mère Mme. ADNANE YASMINA

*Affable, honorable, aimable : Tu représentes pour moi le
symbole de la beauté par excellence, la source de tendresse et
L'exemple du dévouement qui n'a pas cessé de m'encourager et
de prier pour moi.*

*Ta prière et ta bénédiction m'ont été d'un grand secours
pour mener à bien mes études.*

A ma très chère Grand-mère Mme. TIJANI AICHA

*Aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour, l'estime, le dévouement et le
respect que j'ai toujours eu
pour vous.*

*Rien au monde ne vaut les efforts fournis jour et
nuit pour mon éducation et mon bien être.*

*A mes très chères oncles :ADNANE ABD RAHIM ,SALIH ,
DJAMEL , et Acimi Nadjib et SAMI*

*A toutes mes tantes : ADNENE KARIMA et WADIA et ACIMI
SAMIA et MERIEM*

A ma chère sœur RAHIMA

*Je te remercie pour ton hospitalité sans égal et
ton affection si sincère.*

*Je te dédie ce travail avec tous mes vœux de
bonheur, de santé et de réussite.*

A mon chers COUSIN ET COUSINES

*« ILHEM , LAMIA, IMEN , FARAH , ANES, MEHDI,
AHMED , MOHMMED , YOUNES , YOUSRA, MALEK, NOUR,
IYAD »*

*Je vous souhaite un avenir plein de joie, de bonheur, de
Réussite et de sérénité.*

*Je vous exprime à travers ce travail mes sentiments de
Fraternité et d'amour*

A ma chère amie ZOURA et AMINA

*Un remerciement particulier pour tous tes efforts
fournis. Que ce travail soit un témoignage de ma gratitude et mon profond
respect.*

A mon cher, YOUNES

*Qui m'a aidé et supporté dans les moments difficiles, pour son
indéfectibles soutien et sa patience infinie*

A mes chère(s) ami (e)s

*Fatiha, Hind, Khadidja et très chaleureusement, je m'adresse à Amira,
Farid, Lahcen, Ismail, Taki, Racim, ... merci pour tous les bons
moments qu'on a passé ensemble ; je les oublierai jamais, vous trouvez
ici les expressions de ma gratitude.*

A tous les collègues de l'IAES de Blida.

*A tous l'équipes de l'ECA en particulier Unité Montage et Assemblage,
Unité Rénovation Aéronautique et Direction Technique
EN PARTICULIER « BETIA HALIMA ET AYAD ABD
ELKADER »*

A tous ceux qui connaissent Acimi Assia

Merci à tous et à toutes.

Résumé

Les matériaux composites sont très étudiés depuis des décennies. Leur caractérisation reste un point essentiel dans l'étude. L'état de l'art permet de regrouper et comparer les différentes techniques utilisées jusqu'ici. Ce travail est essentiellement consacré à la caractérisation et à l'analyse des propriétés mécaniques ainsi que le comportement mécanique des matériaux composites des pièces du modèle Zlin 142 constituée d'un renfort taffetas verre et d'une résine polyester par des essais mécaniques tels que la traction, la compression et la flexion 3 points. Afin de comparer les résultats pour opter pour un bon assemblage stratifié plus robuste avec des caractéristiques performantes pour résister à l'effort et à la contrainte subite durant le vol de notre modèle.

Abstract

Composite materials have been studied extensively for decades. Their characterization remains an essential point in the study. The state of the art makes it possible to group and compare the different techniques used so far. This work is essentially devoted to the characterization and analysis of mechanical properties and the mechanical behavior of the composite materials of the Zlin 142 model parts consists of taffetas glass reinforcement and a polyester resin.

Table de matière

Table de matière

CHAPITRE I : PRESENTATION DE L'ETABLISSEMENT DE CONSTRUCTION

AERONAUTIQUE.....	1
I.1. PRESENTATION DE L'ETABLISSEMENT DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE	
L'ECA	1
I.2. HISTORIQUE.....	2
I.3. MISSION DE L'ENTREPRISE	2
I.4. STRUCTURE DE L'ENTREPRISE.....	3
I.4.1. Les directions :	3
I.4.2. Les Départements spécialisés :.....	4
I.4.3. Les unités de production :	4
I.4.4. Resource Humain de l'entreprise :.....	4
I.5. FONCTIONNEMENT DE L'ENTREPRISE	4
I.5.1. Phase d'étude	5
I.5.2. Phase de fabrication	5
I.5.3. Phase de control	5
I.5.4. Phase l'exploitaion de l'aeronefs	6
I.6. LES PRODUITS DE L'ENTREPRISE	6
I.6.1. Le Zlin 142.....	6
I.6.2. Spécifications Zlin 142	8
CHAPITRE II : GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES	9
II.1. DEFINITION D'UN MATERIAU COMPOSITE	9
II.2. CONSTITUTION D'UN MATERIAU COMPOSITE	10
II.2.1. Matrice.....	11
II.2.2. Renfort	13
II.3. CLASSIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES.....	17
II.3.1. Classement suivant la nature des constituants	17
II.3.2. Classement suivant la morphologie	18
II.4. LES SPECIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES	19
II.5. ARCHITECTURE DES MATERIAUX COMPOSITES.....	21
II.5.1. Les Stratifiés	21
II.5.2. Composites sandwiches	22
II.5.3. Autres architectures	23
II.6. MATERIAUX D'ETUDES.....	24
II.6.1. Fibre de verre.....	24

Table de matière

II.6.2. Élaboration des fibres de verre	25
II.6.3. Ensimage des fibres de verre	26
II.6.4. Propriétés mécaniques des fibres de verre	27
II.6.5. Produits industriels en verre textile	29
II.7. LES RESINES THERMODURCISSABLES.....	33
II.7.1. Les résine polyesters.....	33
II.7.2. Les avantages et les inconvénients de la résine polyesters	34
CHAPITRE III : TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS	35
III.1. LA MISE EN ŒUVRE DES PIECES EN COMPOSITES DU ZLIN 142.....	35
III.2. LES ENDOMMAGEMENT	39
III.2.1. Multi fissuration	39
III.2.2. Délaminage.....	40
III.2.3. Décohésion fibre/matrice	40
III.2.4. Rupture de fibre.....	41
III.3. PREPARATION DES ECHANTILLONS.....	41
III.3.1. Présentation des types de tissu utilise dans l'étude	41
III.4. STRATIFICATION DES EPROUVETTES A ,B ET C.....	43
III.5. DIFFERENTES ETAPES DE PREPRATION DES EPROUVETTES.....	46
CHAPITRE IV : CARACTERISATIONS DES MAT'ERIAUX.....	49
IV.1. MOYENS D'ESSAI.....	49
IV.1.1. Machine de traction.....	49
IV.1.2. Machine de Flexion 3 points	50
IV.1.3. Machine de découpe laser	50
IV.2. TRACTION SIMPLE	50
IV.2.1. Essai de traction simple pour éprouvettes de type A.....	51
IV.2.2. Essai de traction simple pour éprouvettes de type B.....	53
IV.2.3. Essai de traction simple pour éprouvettes de type C.....	54
Dans dernier lieu, des essais de traction sur des éprouvettes de type C sont réalisés.....	54
IV.2.4. Comparaison entre les 3 types d'éprouvettes A, B et C	56
IV.2.5. Conclusion sur la traction simple	57
IV.3. ESSAIS DE FLEXION 3 POINTS	57
IV.3.1. Essai de flexion 3 points pour éprouvettes type A	58
IV.3.2. Essai de flexion 3 points pour éprouvettes type B	59
IV.3.3. Essai de flexion 3 points pour éprouvettes type C	60
IV.4. ESSAI DE TRACTION POUR LES EPROUVETTES ASSEMBLEES PAR RIVETAGE ..	62
IV.4.1. Caractéristiques géométriques des éprouvettes.....	62

Table de matière

IV.4.2. Différents assemblages par rivetage testés	63
IV.4.3. Essai de traction pour les éprouvettes type A assemblées.....	63
Figure IV.30 : Force / déformations de l'essai de traction l'assemblage sur les éprouvettes de type B 1	65
IV.4.4. Essai de traction pour les éprouvettes type C assemble	66
IV.4.5. Comparaison et conclusion sur l'essai d'assemblage par rivetage sous effet de traction .	67

Liste des tableaux

Tableau I.1 : Spécification du Zlin 142	8
Tableau II.1 : Tableau comparatif entre les résines thermodurcissables	13
Tableau II.2 : Différents types de verre fiabes	24
Tableau II.3 : Les constituants de fibre de verre	25
Tableau II.4 : Caractéristiques mécaniques des verres types E et R, mesurées sur filaments à la sortie de la filière	27
Tableau II.5 : Contraintes à la rupture sur mesurées sur mono filaments et fils de base (en MPA)	28
Tableau II.6 : Caractéristiques à la rupture d'un fil silionne industriel	28
Tableau II.7 : Les caractéristiques de la résine polyesters	34
Tableau III.2 : Stratification des éprouvettes A, B, et C	46
Tableau IV.1 : caractéristique de l'éprouvette type A	51
Tableau IV.2 : Les résultats d'essais des éprouvettes de type A	52
Tableau IV.3 : Caractéristiques de l'éprouvette type B	53
Figure IV.4 : Traction simple sur éprouvette type A	51
Figure IV.5 : Rupture de l'éprouvette après une traction simple	51
Figure IV.6 : Les éprouvettes de type A après rupture	52
Figure IV.7 : Contrainte en fonction de la déformation à partir d'essai de traction sur des éprouvettes de type A	52
Tableau IV.8: Les résultats d'essais des éprouvettes de type A	59
Tableau IV.9 : Caractérisation de l'éprouvette de type B	59
Tableau IV.10: Les résultats d'essais des éprouvettes type B	60
Tableau IV.10: Les résultats d'essais des éprouvettes type B	60
Tableau IV.11 : Caractérisation de l'éprouvette type B	60
Tableau IV.12 : Les résultats d'essais des éprouvettes de type C	61

Liste des figures

CHAPITRE I

Figure I.1 : Organisation de l'établissement de construction aéronautique ECA	3
Figure I.2 : Les phases de Fonctionnement de l'entreprise	5
Figure I.3 : Modèle ZLIN 142	8

CHAPITRE II

Figure II.1 : Matériaux Composites	9
Figure II.3 : Les différents Type De Mat	11
Figure II.4 : Les Principaux type de tissage	16
Figure II.5 : Principales orientations des fibres	17
FigureII.6 : Classification Des Matériau composite	19
Figure II.7 : Matériaux Isotrope / Anisotrope	20
Figure II.8 : Effet de l'anisotropie Lors de la déformation	20
FigureII.9 : Constitution d'un stratifié	21
Figure II.10: Désignation $30^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/45^{\circ}$	21
Figure II.11 : Matériaux sandwiches à âmes pleines	23
Figure II.12 : Matériaux sandwiches à âmes creuses	23
Figure II.13 : Schéma de principe du procédé d'étirage mécanique ou silionne	26
Figure II.14 : Fibres broyées	29
Figure II.15 : Fils de base coupés	30
Figure II.16 : Différentes présentations des stratifils	30
Figure II.17 : Stratifil bouclé présentation commerciale et vue de détails	31
Figure II.18 : Présentation commerciale d'un mat a fils coupés	32
Figure II.19 : Mats à fils continus	32
Figure II.20 : Type de tissus de verre	33

Liste des figures

CHAPITRE III

Figure III.1 : Les moyens nécessaire pour le moulage en contact	35
Figure III.2 : Moule positif du saumon positif du Zlin 142	35
Figure III.3 : L'application d'un agent de démoulage sur le moule	36
Figure III.4 : L'application d'une couche de gelcoat	36
Figure III.5 : Principe de stratification au contact dans un moule négatif	36
Figure III.6 : Schéma des endommagements possibles dans un matériau	39
Figure III.7 : Multi fissuration au sein d'un composite	40
Figure III.8 : Délaminage au sein d'un composite	40
Figure III.10: Yplast 350 épaisseur 1.5mm	42
Figure III.11 : Yplast 250	42
Figure III.12 : Yplast 120	42
Figure III.13 : les schémas éclates des pièces en composite du Zlin 142 constitue de trois couches de yplast 350 nome type A [4]	43
Figure III.14 : échantillon des pièces type A	43
Figure III.15 : stratification de l'éprouvette de type A	43
Figure III.16 : les schémas éclats qui indiquent des pièces en composite du Zlin 142 constitués de deux couches de yplast 250 et une couche de yplast 120 nome type B [4]	44
Figure III.17: échantillon des pièces Type B	44
Figure III.18 : Stratification de l'éprouvette de type B	44
Figure III.19 : les schémas éclate qui indiquent des pièces en composite du Zlin 142 constitués de deux couches de yplast 120 et une couche de yplast 250 nome type C [4] ...	45
Figure III.20: échantillon des pièces Type C	45
Figure III.21 : stratifications des éprouvettes type C	45

Liste des figures

CHAPITRE IV

Figure IV.1 : Machine d'essai statique 1	49
Figure IV.2 : Machine d'essai statique de flexion zwich roall 5N 1	50
Figure IV.3 : Schématisation de l'éprouvette suivant la norme (astm d638)	51
Figure IV.4 : Traction simple sur éprouvette type A	51
Figure IV.5 : Rupture de l'éprouvette après une traction simple	51
Figure IV.6 : Les éprouvettes de type A après rupture	52
Figure IV.7 : Contrainte en fonction de la déformation à partir d'essai de traction sur des éprouvettes de type A	52
Figure IV.8 : Rupture de l'éprouvette de type B après l'essai de traction	53
Figure IV.9: Les éprouvettes de type B après la rupture	53
Figure IV.10 : Contrainte en fonction de la déformation à partir d'essai de traction dur des éprouvette de type B	54
Figure IV.11 : Rupture de l'éprouvette de type C après l'essai de traction	55
Figure IV.13 : Contrainte en fonction de la déformation à partir d'essai de traction sur des éprouvettes de type C	56
Figure IV.14 : Graphe contrainte –déformation comparaison des 3 types d'éprouvettes	57
Figure IV.15 : Schématisation de l'éprouvette de flexion	58
Figure IV.16 : Essai de flexion 3 point pour l'éprouvette de type A	58
Figure IV.17 : La force en fonction de la flèche à partir d'essai de flexion sur des éprouvettes de type A	59
Figure IV.18 : Essai de flexion 3 point pour l'éprouvette de type B	59
Figure IV.19 : La force en fonction de la flèche à partir d'essai de flexion sur des éprouvettes de type B	60
Figure IV.20 : Essai de flexion 3 point pour l'éprouvette de type C	60
Figure IV.21 : La force en fonction de la flèche à partir d'essai de flexion sur des éprouvettes de type C	61
Figure IV.22 : La dimension géométrique des éprouvettes	62

Liste des figures

Figure IV.23 : L'espace des trous dans la zone de recouvrement	62
Figure IV.24 : Différents assemblages teste	63
Figure IV.25 : Les éprouvettes de type A après la rupture sous effet de traction simple	63
Figure IV.26 : Représentation des éprouvettes type A	64
Figure IV.27 : Force / déformations de l'essai de traction l'assemblage sur les éprouvettes de type A 1	64
Figure IV.28 : Rupture des éprouvettes de type simple	65
Figure IV.29 : Représentation des éprouvettes de type B	65
Figure IV.30 : Force / déformations de l'essai de traction l'assemblage sur les éprouvettes de type B	65
Figure IV.31 : Eprouvette de type C sous effet de traction simple	66
Figure IV.32: Force / déformations de l'essai de traction l'assemblage sur les éprouvettes de type C	66
Figure IV.33 : Comparaison des stratifiés en fonction de déplacement	68

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION GENERALE

Dans l'industrie automobile et aéronautique les matériaux métalliques sont donc progressivement remplacés par des matériaux composites y compris pour les pièces de structure. A poids équivalent, des composites possèdent en effet des performances mécaniques bien supérieures aux métaux tout en ayant une meilleure résistance à la corrosion ...etc.

Notre travail de mémoire présenté a pour objectifs de donner au partenaire industriel établissement de construction aéronautique ECA où j'ai effectué mon stage pour estimer la durée de vie des pièces en composite du modèle Zlin 142 .pour cela des essais de caractérisation ont été menés.

Notre projet de fin d'étude consiste à une étude détaillée sur deux essentiels et importants volets, un volet théorique qui adopte le 1^{er} et le 2^{ème} chapitre, par la suite le deuxième volet expérimental inclue dans le 3^{ème} et le 4^{ème} chapitre.

Notre mémoire s'articule en plusieurs chapitres :

Tout d'abord, dans le volet théorique le chapitre 1 présente l'établissement de construction aéronautique ainsi que le Zlin 142.

Le chapitre 2 contient une généralité sur les matériaux composites, par la suite les matériaux d'étude vont être présentés qui sont le tissu de verre /résine polyesters.

Dans le volet expérimental du mémoire et dans le chapitre 3, nous nous intéressons en premiers lieux sur le procédé de fabrication par moulage en contact, il s'agit du procédé de fabrication des pièces du modèle Zlin 142, par la suite les différents modes d'endommagement qu'un matériau composite peut développer. Dans le dernier paragraphe de ce chapitre, on expose les différentes étapes de fabrication des éprouvettes qui sont des échantillons des pièces du modèle Zlin 142.

Le dernier chapitre présente les différents essais mécaniques macroscopiques classiques : traction simple, flexion trois (3) points et traction d'un assemblage par rivet pour les 3 types d'éprouvettes. Ainsi que les résultats de ces essais.

Pour clôturer notre travail, une conclusion générale résume les principaux résultats et les futures perspectives.

**CHAPITRE I : PRESENTATION
DE L'ETABLISSEMENT DE
CONSTRUCTION
AERONAUTIQUE**

CHAPITRE I : PRESENTATION DE L'ETABLISSEMENT DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE

Dans ce chapitre, une brève présentation de l'établissement de construction aéronautique, ses mission, ses organises et ses produits par la suite le fonctionnement de l'avion Zlin 142 sont décrites. Dans notre étude, l'objectif est d'étudier les comportements les pièces en composite de ce dernier.

I.1. PRESENTATION DE L'ETABLISSEMENT DE CONSTRUCTION AERONAUTIQUE L'ECA

L'Entreprise de Construction Aéronautique (ECA) de TAFRAOUI (Oran) sous le commandement des forces aériennes Algériennes a été créée dans la foulée du lancement de la première école aérienne en Algérie est devenue une pièce maîtresse dans le schéma de conception et de fabrication d'aéronefs tout en assurant l'ensemble des opérations de contrôle, de maintenance, de suivi technique pour sa gamme de production et de formation pour le personnel navigant civil ou militaire.

L'entreprise a commencé, il y a environ un quart de siècle, la fabrication du fameux Zlin -142, un avion d'entraînement tchécoslovaque destiné à l'origine à la formation de base des pilotes. Rapidement, l'ECA parvient à maîtriser tous les processus et toutes les étapes théoriques, pratiques et techniques dans le montage et les essais du Zlin-142 puis à concevoir et à fabriquer ses propres avions.

Firnas-142 (un biplace) et Safir-43 (quadriplace) bientôt suivi par le X-34 (monoplace), un avion agricole d'une efficacité évidente dans les opérations d'épandage de produits phytosanitaires et de lutte antiacridienne, des avions « made in Algeria » prennent possession du ciel algérien. Les deux premiers avions Firnas-142 et Safir-43 sont conçu pour l'entraînement et la formation des pilotes ainsi que pour les opérations de navigation aérienne diurne et nocturne, de contrôle, de surveillance maritime et terrestre, d'évacuation sanitaire et de secours, mais aussi pour les opérations postales, de communication, de tourisme...etc.

Parmi les clients de l'ECA se trouve les aéroclubs, la Sonelgaz, la Sonatrach la protection civile, etc. L'EPIC-ECA a pour mission de satisfaire prioritairement, dans son domaine d'activité, les besoins de l'ANP dans le cadre des objectifs qui lui sont assignés.

L'EPIC-ECA peut répondre, chaque fois que les conditions le permettent, à toute demande du marché national en général et ou international. Il peut assurer les sujétions de service public, conformément à un cahier des charges établi à cette fin. [1]

I.2. HISTORIQUE

L'établissement de construction aéronautique (E.C.A), a été créé en janvier 1993 ; sa mise sur pied affective à compter du 14 novembre 1993, date à laquelle l'établissement est passé sous tutelle du ministère de la défense nationale.

Après avoir hérité du projet ZLIN dont l'étude avait initialement été confiée à la S.N.V.I sous tutelle du ministère de l'industrie, l'établissement de construction aéronautique a été transféré de Blida vers TAFRAOUI.

Nonobstant le fait que l'établissement de construction aéronautique est placée sous tutelle du M.D.N, elle demeure régie par les règles applicables à l'administration civile en vigueur, elle est réputée commerciale ainsi qu'aux dispositions contenues dans le décret de création de l'entreprise.

Nul doute que ce projet vient comme un projet de souveraineté pour l'état, et incontestablement va donner une propulsion exceptionnelle à la construction aéronautique et cela marque l'importance qu'accorde le haut commandement de l'armée nationale populaire « A N P » au lancement de l'industrie aéronautique dans notre pays. [1]

I.3. MISSION DE L'ENTREPRISE

L'Entreprise de construction Aéronautique berceau de l'industrie aéronautique est chargée des missions suivantes :

- La réalisation des opérations de conception ; d'études et d'engineering relatives aux aéronefs et matériels d'aéronautique ;
- La fabrication, l'usinage, le Montage d'éléments et d'organes entrant dans la fabrication d'aéronefs et matériels aéronautiques ;
- La maintenance d'aéronefs et des éléments d'aéronefs ;
- La maintenance et la réparation de matériels roulants spécifiques ;
- La vente et l'achat d'équipements d'aéronefs ;
- La régénération d'aéronefs et de ces éléments ;

- La promotion, la participation de la normalisation et du contrôle de qualité des matières semi-produits et des produits finis ;
- Passer toute convention de participation dans les domaines de ses activités ;
- Entreprendre toute opération commerciale ou financière et acquérir tous droits et biens mobiliers et immobiliers utiles à l'action de l'établissement. [1]

I.4. STRUCTURE DE L'ENTREPRISE

L'entreprise de construction aéronautique est administrée par un Directeur Général, nommé par décret présidentiel sur proposition de Monsieur le Général Major, Commandant les Forces Aériennes.

Le directeur général est assisté dans l'exercice ses fonctions par six (06) directeurs, six (06) chefs d'unités de productions et quatre (04) chefs de départements spécialisés, directement placés sous son commandement, composant le conseil de direction et répartis comme suit :

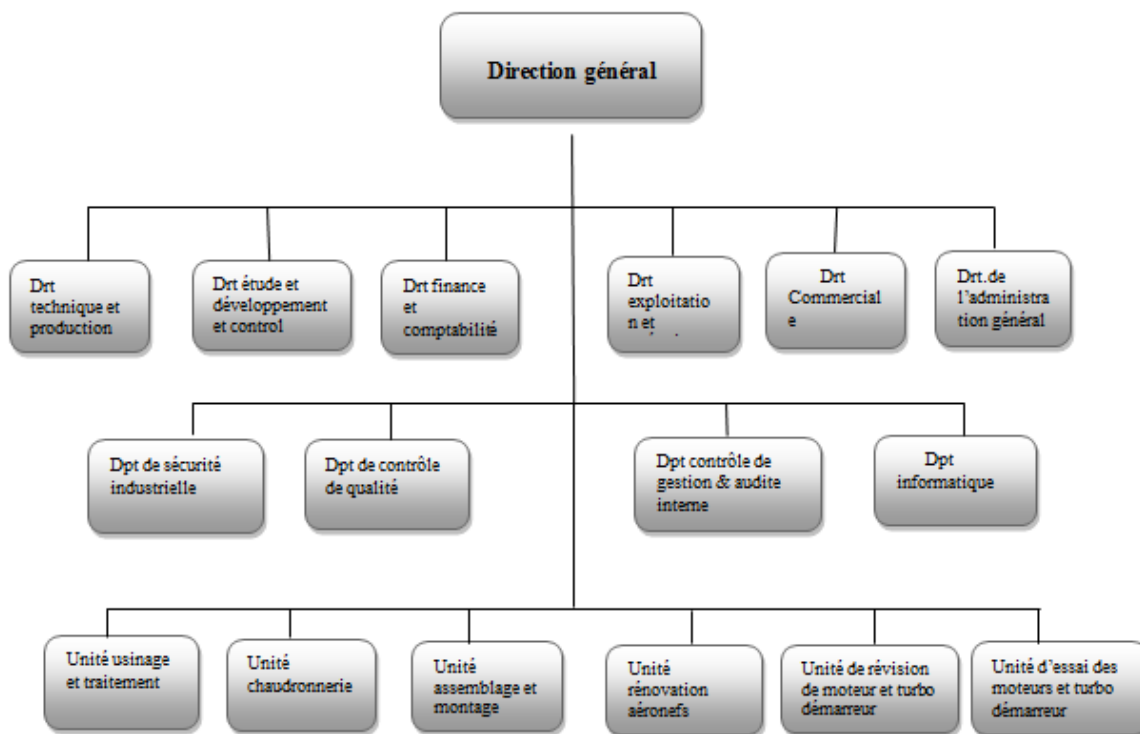


Figure I.1 : Organisation de l'établissement de construction aéronautique ECA

I.4.1. Les directions :

- Direction de l'administration Générale ;
- Direction Finances & Comptabilité ;

- Direction Commercial ;
- Direction Technique & Production ;
- Direction Etudes, Développement & Contrôle ;
- Direction Exploitation & Opérations.

I.4.2. Les Départements spécialisés :

- Département Contrôles des Gestion & Audit Internet ;
- Département Sécurité Industrielle.

I.4.3. Les unités de production :

- L'Unité D'Usinage & Traitements ;
- L'Unité Chaudronnerie Aéronautique ;
- L'Unité Assemblage et Montage ;
- L'Unité Rénovation D'Aéronefs.

I.4.4. Resource Humain de l'entreprise :

L'entreprise de Construction Aéronautique est une entreprise à caractère économique et industriel qui emploie un personnel ayant un statut de personnel civil non assimilé régi à la fois par la législation de travail et par la réglementation en vigueur au sein de l'Armée Nationale Populaire :

- Personnel Militaire ;
- Personnel Civil Non assimilé. [1]

I.5. FONCTIONNEMENT DE L'ENTREPRISE

- Fonctionnement de l'entreprise est définie par les programmes d'activités et d'investissements Notamment les plans à courts et moyen terme ;
- Fonctionnement de l'entreprise est assuré par un règlement intérieur tout en étant étroitement lié aux questions en rapport avec les missions de l'entreprise ;
- Toutes Fois nous allons détailler dans ce paragraphe d'une manière Chronologique la phase permettant la mise en exploitation d'un aéronef, ces phases au nombre de quatre (04) se présentent comme suit :

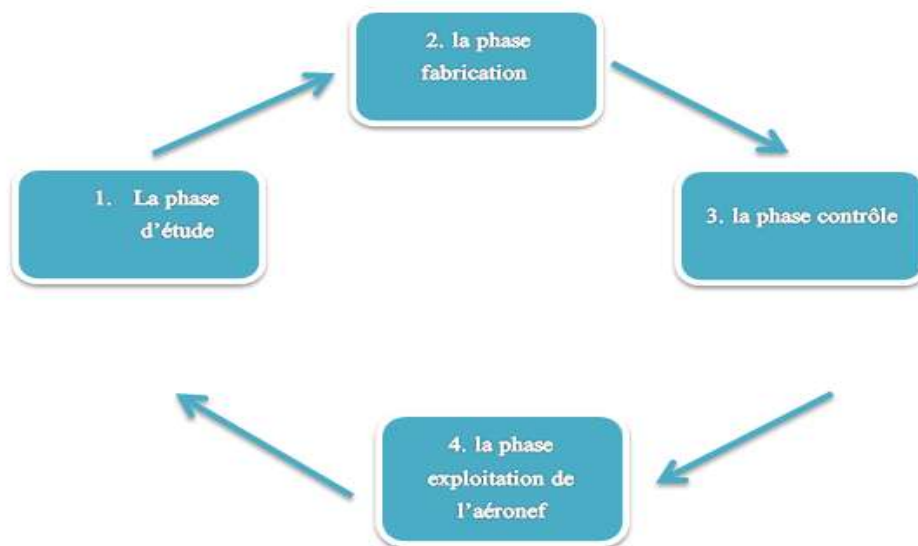


Figure I.2 : Les phases de Fonctionnement de l'entreprise

I.5.1. Phase d'étude

- Conduite des études Techniques et organisationnelles ;
- Conduite des études de modernisation des matériels aérienne ;
- Elaboration, correction, et mise de la documentation techniques à la disposition des unités de productions ;
- Introduction des technologies nouvelles ;
- prospection de tissu industriel national et intégration de ses produits dans le domaine aéronautique .

I.5.2. Phase de fabrication

- Préparation du travail (définition de plan de charge) ;
- Ordonnancement et coordination des travaux des unités de production ;
- Lancement chronologique des différentes Phases de Fabrication ;
- Exécution des travaux (fabrication des pièces , assemblage et sous-assemblage) ;
- Suivi des différents étapes de fabrication ;
- Assemblage des différentes pièces ;
- Montage des différentes pièces .

I.5.3. Phase de control

- Controle de la matière première (entré-sorti) ;
- Controle de la fabrication des pièce , ensemble et sous-ensemble ;

- Controle du processus d'assemblage ;
- Controle du processus de Montage ;
- Controle general de l'avoin avant sa sortie d'ateliers .

I.5.4. Phase l'exploitaion de l'aeronefs

- Reception de l'aéronef monté ;
- Excustion des differents preparations avant la mise en exploitation ;
- Essai en vol ;
- Mise à jour de la documentation Techniques à l'aeronef ;
- Livrason de l'aeronef au client . [1]

I.6. LES PRODUITS DE L'ENTREPRISE

L'ECA , depuis son ouverture, a decidé de travailler qu'avec les avion ZLIN 142 et ZLIN 43 , des avions de petites dimension l'un bi-places et l'autre un quadri places, polyvalent , qui servent à remplir de multiple taches , permettant un gain de temps et des économies considerables.

L'une des pricipales taches de ces avions est de permettre aux jeunes pilotes qui debutent leurs formation dans l'école militaire d'aviation TAFRAOUI de se familiariser avec les avions le bi-places pour les pilotes de chasse et le quadri-places pour les pilotes de transport.

Aprés une période, l'Algerie a obtenu l'agrement pour construire ces deux avions au sein de cet établissement et a pris comme noms pour ces produits FIRNAS 142 et SAFIR 43.

Entre ces 2 modèles, il y a pas grandes différences en ce qui concerne le chassis et les principaux composants qui constituent l'avion, plus de détails seront fournis dans le chapitre suivant. [1]

I.6.1. Le Zlin 142

Aircraft Zlin Z 142 devient conçu au milieu des 70-s du siècle dernier, tout d'abord le but principal de l'exploitation de l'aéronef a été l'enseignement et de la sphère de la formation, cependant, est déjà dans le processus de développement des fabricants d'avions sont venus à croire que l'avion ne peut pas être aussi la demande des propriétaires privés, ce qui explique pourquoi sa performance a été améliorée, en particulier, nous parlons de l'expansion de l'espace intérieur de la cabine, qui a joué un rôle important pour la promotion de l'avion.

Modèle de véhicule multi-usages Zlin Z 142 à des dimensions très compactes de son fuselage, l'avion qui fournit de très hautes performances aérodynamiques, en particulier, nous parlons aussi une souplesse accrue, amélioration de la gestion, etc. Ces facteurs permettent l'avion Zlin Z 142 également être utilisé comme un avion de sport, cependant, en raison de la relativement faible résistance de la structure de l'aile, l'avion ne peut pas être utilisé pour effectuer des cascades acrobatiques.

Son premier avion polyvalent de vol modèle Zlin Z 142 produit à la fin de l'année 1978, et, grâce au fait que tous les tests et les essais nécessaires ont été accomplis avec succès, depuis 1979, l'avion a commencé à être produit en masse. Avions d'émission Zlin Z 142 a été très long, ce qui est principalement attribuable à la forte demande parmi les clients et pour toute la période, les fabricants d'avions de la société tchécoslovaque «Moravan Otrokovice», actuellement appelée l'avion «ZLIN avion Otrokovice» 367, la majeure partie a été construite qui sont exploités de manière active et continue à ce jour.

Air de l'habitacle modèle de navire Zlin Z 142 a une taille suffisante pour être placé à bord d'un avion, deux personnes, dont un pilote et qui est devenue l'une des principales raisons de l'intérêt accru pour ces avions entre les propriétaires privés. En plus de la sphère privée de leur utilisation, était également très activement le plan Zlin Z 142 dans le domaine de l'aviation commerciale, où l'aéronef utilisé pour le transport des passagers, des articles de courrier de livraison, a été utilisé comme avion de tourisme, etc. La présence d'un système de gestion d'avion double, permet l'utilisation de l'appareil est également aux fins d'éducation et de formation, que l'on retrouve également l'utilisation extensive.

Plusieurs modèles d'avions Zlin Z 142 puissance équipée plante consistant en un, situé dans la partie avant de la marque de moteurs d'avions à pistons Walter , a une capacité de 209 hp, qui a fourni l'avion très grande vitesse vol, indicateur de limite dans 275 km \ h. La portée maximale de l'avion suivant ce modèle est 940 kilomètres, ce qui est tout à fait acceptable.

Ce derniers est forme d'une structure en tube métalliques, couverte des panneaux métallique et en composites (fibre de verre).

Dans notre études, l'objectif est de développe les pièces en composites afin d'augmente la résistance à la fatigue et vieillissement.

La fatigue est caractérisée par deux configurations différentes : des vibrations de la structure dues au roulement du Zlin 142 sur la piste et des cycles de pression /dépression dans chaque vol. [1]



Figure I.3 : Modèle ZLIN 142

I.6.2. Spécifications Zlin 142

Caractérisations	Performance
Envergure	9.13m
Longueur	7.33 m
Hauteur	2.75m
Masse à vide	745 kg
Masse au décollage	1090 kg
Vitesse max	333km/h
Plafond pratique	5000m
Autonomie	6h 10 min
Distance de décollage	219m
Distance franchissable	1050km
Distance d'atterrissage	215 m
Vitesse de croisière	212 km/h

Tableau I.1 : Spécification du Zlin 142

CHAPITRE II : GENERALITES
SUR LES MATERIAUX
COMPOSITES

CHAPITRE II : GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES

Dans ce chapitre nous donnons les principales définitions liées aux composites d'une manière aussi complète que possible. L'objet ce chapitre une introduction des matériaux composites, donnant les caractéristique général analyse de ces constituant (fibre et matrice), ainsi que les principales mises en œuvre des matériaux stratifié et sandwich. [2]

II.1. DEFINITION D'UN MATERIAU COMPOSITE

Dans un sens large, le mot « composite » signifie « constitue de deux ou plusieurs parties différents » c'est-à-dire Les matériaux composites résultent d'une association de deux ou plusieurs types de matériau différents, visant à l'utilisation de leurs caractéristiques les plus avantageuses, de manière simultanée. De par leur composition, les matériaux composites sont hétérogènes et anisotropes.

Les principaux types de matériaux composites utilisés pour la fabrication de systèmes structuraux sont ceux formés par une phase continue ou pas, appelée « *renfort* », insérée dans une phase solide, appelée « *matrice* ». La *distribution et l'interaction, physique et chimique*, entre les deux phases donne les propriétés mécaniques finales du matériau composite. [2]

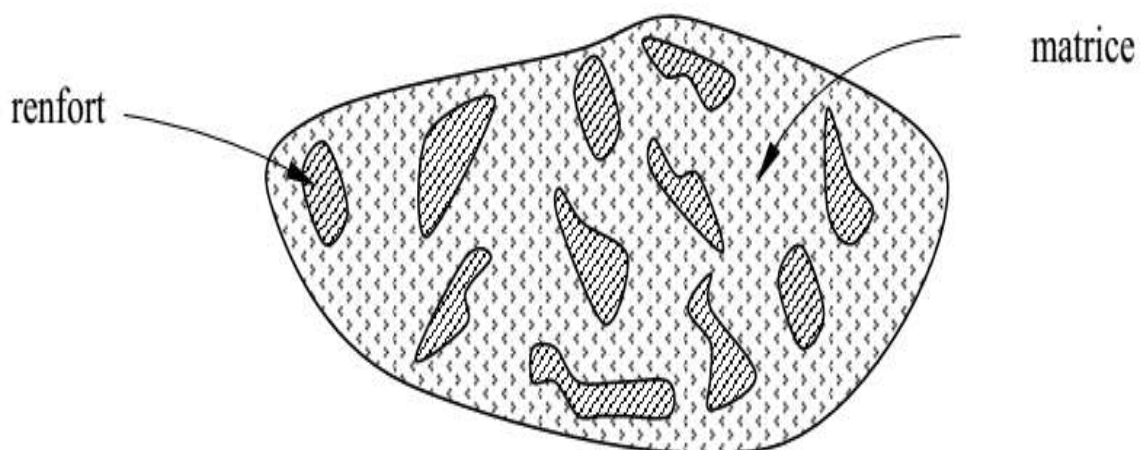


Figure II.1 : Matériaux Composites

II.2. CONSTITUTION D'UN MATERIAU COMPOSITE

Un matériau composite est composé d'une matrice et d'un renfort constitué de fibres. La matrice 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 cout de la production.

D'un point de vue mécanique, l'ensemble résine-charges se comporte comme un matériau homogène, et le composite est constitué d'une matrice et d'une fibre.

Le renfort apporte au matériau composite ses performances mécaniques très élevées, alors que la matrice a pour rôle de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis de l'agression extérieure.

Ainsi, pour accéder à la description d'un matériau composite, il sera nécessaire de spécifier :

- la nature des constituants et leurs propriétés ;
- la géométrie du renfort, sa distribution ;
- la nature de l'interface matrice-renfort. [2]

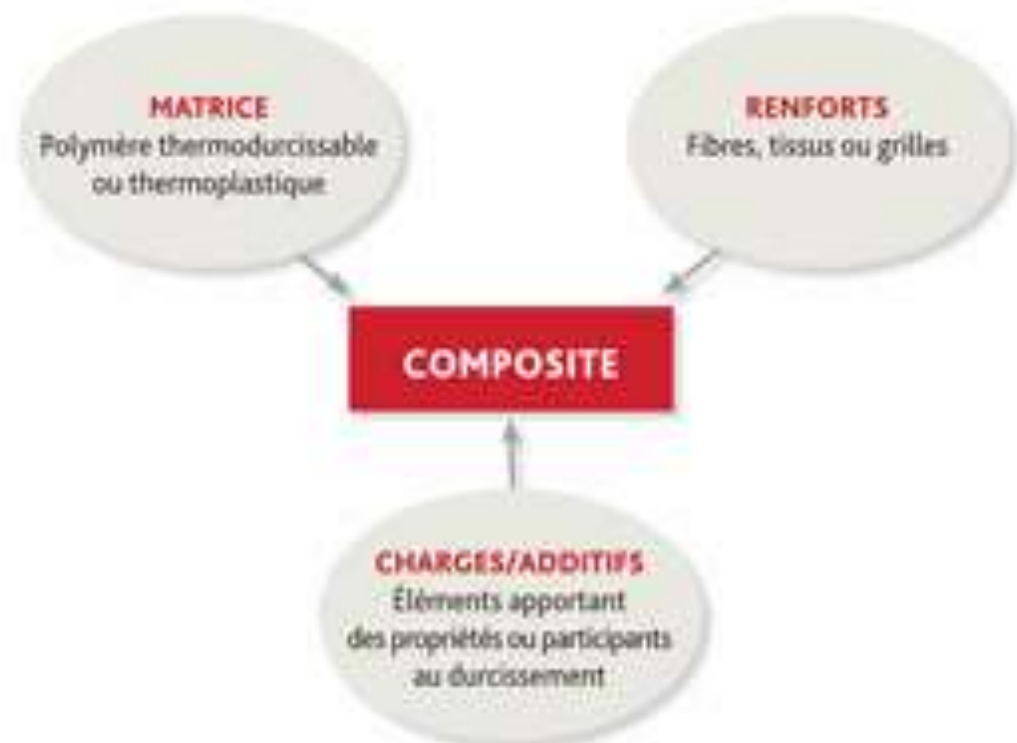


Figure II.2 : Constitution d'un matériau composite

II.2.1. Matrice

La matrice est la phase continue dont les fonctions sont :

- De réaliser la liaison entre les renforts de manière à répartir les sollicitations et ainsi de prévenir les ruptures catastrophiques ;
- D'assurer la protection de ces renforts vis-à-vis des agents agressifs ;
- De donner la forme à la pièce et garantir ses caractéristiques géométriques.

Les matrices utilisées dans les matériaux composites se divisent en deux grandes familles : les matrices organiques et les matrices inorganiques (minérales). La Figure II.3 présente les types des matrices. [2]

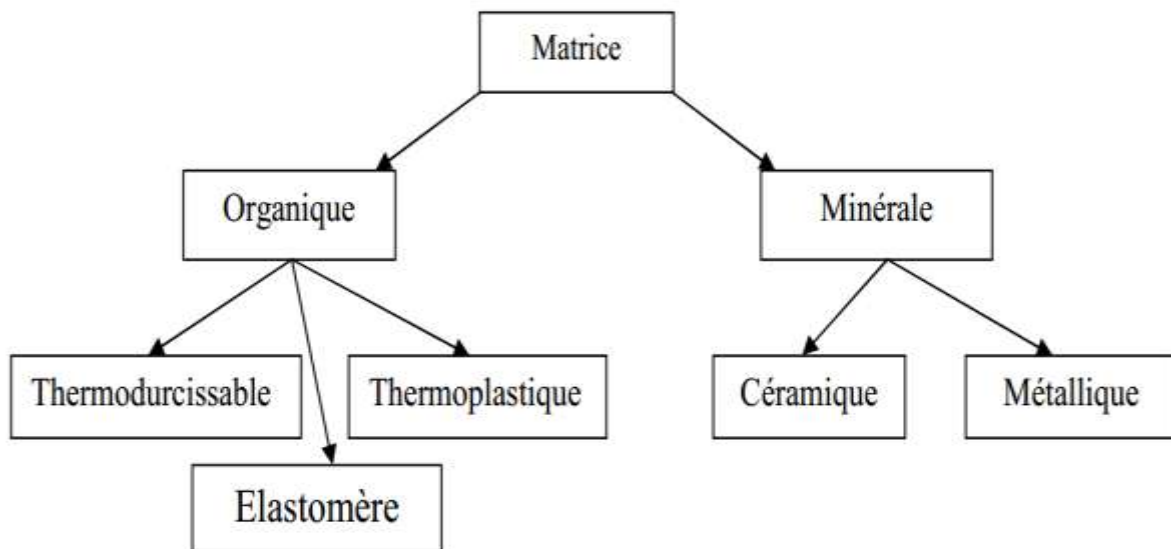


Figure II.3 : Les différents Type De Mat

Les matrices les plus employées sont les matrices thermodurcissables et thermoplastiques.

1) Matrices thermoplastiques :

Les matrices ou les résines thermoplastiques présentent la propriété de passer de façon réversible de l'état solide à l'état pâteux.

✚ **Avantage :**

- Mise en œuvre rapide ;
- Possibilité de retransformations ;
- Meilleure ténacité.

+ Inconvénients :

- Une faible tenue en température ;
- Peu de résistance aux solvants.

2) Matrices thermodurcissables :

Ces résines possèdent la propriété de passer de façon irréversible d'un état liquide à l'état solide ; elles durcissent après un cycle de chauffage appelé « cycle de polymérisation » ou « cycle de réticulation ».

Les résines thermodurcissables principalement utilisées dans la fabrication des matériaux composites sont :

- + **Résine polyester** : présente un bon accrochage sur les fibres, un prix bas, mais un retrait important et une tenue réduite à la chaleur humide ;
- + **Résine phénolique** : ayant de moins bonnes propriétés mécaniques que les résines époxydes, elle n'est utilisée que lorsqu'il y a des exigences vis-à-vis de tenu au feu ;
- + **Résine polyamide** : d'un emploi relativement difficile et cher, elle a l'avantage de garder des bonnes caractéristiques sur une large plage de température (de -100 à +260°C) ;
- + **Résine époxyde** : (c'est la résine utilisée dans notre étude) les résines époxydes se présentent sous la forme de plusieurs ingrédients à mélanger : une **résine principale** portant les terminaisons époxydes ; c'est un liquide plus ou moins visqueux ou un solide qui est, dans certaines conditions, soluble ou fusible.
 - Un **diluant** réactif (avec des terminaisons époxydes, en général) ou non réactif (solvants organiques, en général) ; c'est un liquide très fluide, dont le rôle est d'abaisser la viscosité du système lorsque le mélange est effectué ;
 - Un **flexibilisant** réactif (avec des terminaisons époxydes, en général) ou non réactif ; c'est un liquide plus ou moins visqueux, dont le rôle est de rendre la résine durcie plus flexible ;
 - Un **durcisseur** portant les terminaisons chimiques qui réagissent sur les terminaisons époxydes des autres ingrédients pour constituer, en fin de cycle de polymérisation, un solide, c'est un liquide ou un solide (poudre, paillettes, blocs solubles ou fusibles).

La proportion de chaque produit entrant dans la composition du système de résine dépend des conditions de mise en œuvre à obtenir et des propriétés recherchées. [2]

	Polyesters	Phénoliques	Epoxydes	Polyamides
Caractéristiques Mécanique	Moyennes	Faibles	Très bonnes	Excellentes
Tenue aux chocs	Très bonne	Très faible	Bonne	Très bonne
Tenue en fatigue	Faible	Faible	Moyenne	Bonne
Pouvoir adhésif	Moyen	Moyen	Très bon	Très bon
Température Maxi d'utilisation	140°C	130°C	190°C	260°C
Tenue au feu	Mauvaise	Bonne	Moyenne	Très bonne
Retrait	Important	Faible	Très faible	Très faible
Durée de polymérisation	Courte	Courte	longue	Moyenne
Mise en œuvre	Très facile	Difficile	Facile	Difficile

Tableau II.1 : Tableau comparatif entre les résines thermodurcissables

II.2.2. Renfort

Le renfort est le constituant qui confère au composite ses caractéristiques mécaniques : la rigidité, la résistance à la rupture, la dureté. Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont de propriétés mécaniques élevées, une masse volumique faible, une bonne compatibilité avec les résines, une facilité de mise en œuvre, un faible cout. [2]

II.2.2.1. Principales catégories des renforts

Il existe un grand nombre des renforts sous forme de fibres que l'on peut diviser en quatre grandes catégories :

- ✚ **Les fibres naturelles** : il s'agit essentiellement de fibres végétales (lin, chanvre, sisal, jute, etc.) ou animales (poiles et la soie de sécrétion) ;
- ✚ **Les fibres artificielles** : elles sont obtenues après dissolution de matières naturelles et filage de la solution par un procédé d'extrusion. Les fibres les plus utilisées sont : **les fibres de viscose** haute ténacité ; **les fibres d'alginate** et **les fibres de chitosane** ;
- ✚ **Les fibres synthétiques** : ces fibres sont obtenues par filage d'un polymère synthétique et mise en œuvre à partir d'un procédé d'extrusion/filage par voie fondu ou solvant. Les principales variétés sont : polyamides, polyesters polyoléfines, chlorofibres, fibres de PVA et les thermoplastiques hautes performances ;
- ✚ **Les fibres de spécialité** : cette catégorie regroupe les fibres les plus utilisées dans l'industrie :

1) Fibres organiques à haute performance

- a) **Mécanique** : para-aramides (Kevlar, Twaron), para-polyéthylène haute ténacité ;
- b) **Thermique** : méta-aramide (Nomex), polyamide-imide (Kermel), copolymère ;
- c) **Mécanique et thermique** : Zyklon, M5.

2) Fibres inorganiques

- a) Fibres de verre ;
- b) Fibres de basalte (issues des roches volcaniques) ;
- c) Fibres céramiques haute température ;
- d) Fibres de carbone ;
- e) Fibres métalliques.

3) Présentation commerciales des renforts fibreux

- a) **Fibres discontinues** : Des fibres courtes ou particules (charges sous forme de microbilles, de fibres broyées, d'écailles ou de poudres), améliorent le comportement mécanique du matériau composé de la matrice seule, mais celle-ci reste l'élément de base et on obtient un polymère renforcé ;

b) **Fibres continues** : Celles-ci jouent un rôle principal dans le comportement mécanique du composite, la fonction de la matrice étant, en particulier, d'empêcher les déplacements relatifs des fibres continues. C'est ce type de composites qui est utilisé dans les applications structurelles fortement sollicitées. [2]

II.2.2.2. Les formes commerciales du renfort continu

✚ **Nappes unidirectionnelles** : Elles sont constituées de fibres parallèles entre elles orientées dans une seule direction. La cohésion transversale est assurée :

- 1) Pour les prés imprégnés, par la résine ;
- 2) Pour les nappes sèches :
 - a) Soit par un ruban adhésif déposé suivant un pas déterminé ;
 - b) Soit par un léger tissage, on obtient un tissu unidirectionnel dans lequel La masse de fibres dans le sens chaîne présente plus de 70% de la masse totale.

✚ **Tissus** : Les fibres (mon filaments) sont en général rassemblées en mèche (ou fil), éventuellement réunies par torsion. Le renfort tissé est constitué par l'entrecroisement de fils de chaîne (suivant la direction d'enroulement sur son support) et des fils de trame (déposés perpendiculairement). Un tissu est équilibré si le poids de chaîne est égal au poids de trame ;

✚ Les armures les plus courantes utilisées sont les suivantes :

- 1) **Taffetas** : dans lequel les fibres de chaîne et trame s'entrecroisent alternativement, on obtient un tissu peu déformable ayant une planéité excellente (**Figure II.4.a**) ;
- 2) **Le sergé** : est intermédiaire de taffetas et de satin. Un fil de chaîne passe sous plusieurs fils de trame successif puis en dessus d'un fil de trame, en suivant un schéma régulier. Ce type d'armure produit un motif diagonal, ces tissus sont à la fois denses et souples (**Figure II.4.b**) ;
- 3) **Le satin** : le fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs fils de trame, cette forme est la plus déformable : elle est utilisée pour réaliser des formes complexes. Les satins utilisés pour les composites sont les satins de 5 et 8 (**Figure II.4.c**).

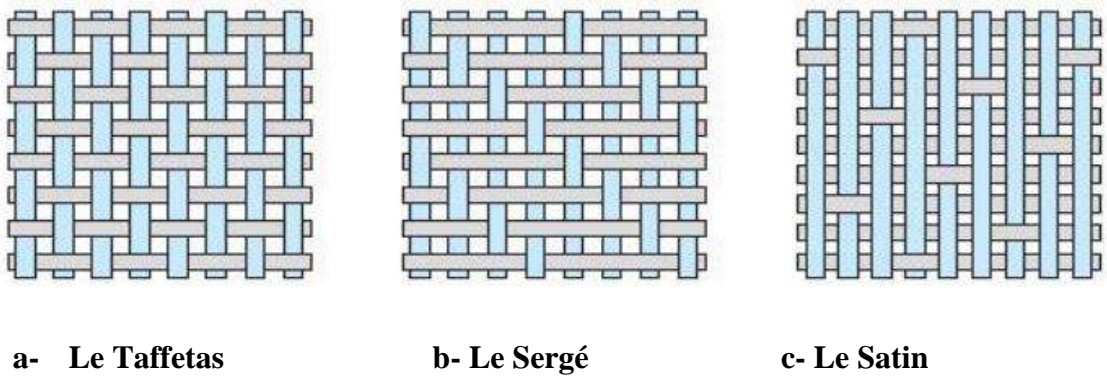


Figure II.4 : Les Principaux type de tissage

- 4) **Feutres ou mats** : Nous appelons feutre ou mat un tapis de fibres, coupées ou non, aléatoirement orientées dans un plan. Les produits tels quels ou sous forme pré imprégnés.

Dans le cas de produits tel quel ; les fibres doivent être liées entre elles : soit chimiquement par le dépôt à faible taux de colles, soit mécaniquement par aiguilletage pour conserver leur comportement en feuilles lors de leur mise en œuvre. [2]

II.2.2.3. Architecture de renforcement

Afin d'améliorer les caractéristiques mécaniques des structures en composites, il est nécessaire de jouer sur la texture des renforts (leur architecture) pour créer une charpente résistante adaptée aux contraintes mécaniques. En fonction des propriétés recherchées, on rencontre plusieurs architectures de renforcements (**Figure II.5**).

- a) **Unidirectionnelle** : Les fibres sont orientées dans une même direction ; elles sont parallèles et peuvent se présenter sous deux formes : - Sans liaison particulière (roving). - Reliées par un fil (nappes) ;
- b) **Multidirectionnelle aléatoire** Il est possible de fabriquer des composites avec des fibres disposées dans trois directions. Par construction tous les composites sont fortement anisotropes, puisque la rigidité et la résistance des fibres sont de l'ordre de 50 à 100 fois supérieures à celles des résines ;
- Elles peuvent se présenter sous les formes :
- Fibres coupées et broyées, sans arrangement particulier ;

- Feutre de fibres agglomérées par un liant : le mat peut être à fibres courtes. (Longueur inférieure à 50 mm), sans orientation particulière ou à fibres continues.
- c) **Orientée** Le tissu comporte des fils de chaîne ou de trame (fibres bidirectionnelles) ; suivant le mode de croisement de la trame et de la chaîne, le tissu sera une toile, un sergé ou un satin.
- On réalise également, pour des applications particulières (aérospatiale, défense), des armatures de renforcements bi- ou tridimensionnelles. On réalise aussi des plaques ou coques dont la raideur et la résistance varient avec direction de la sollicitation. [2]

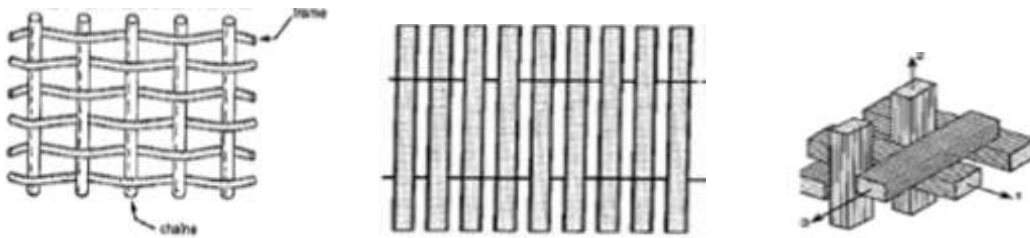


Figure II.5 : Principales orientations des fibres 1

II.3. CLASSIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES

C'est la seconde classification des matériaux composites après avoir vu la classification suivant la forme. La classification des composites peut être effectuée suivant leurs natures.

II.3.1. Classement suivant la nature des constituants

- a) **Composites à matrice organique** : (résine, charges) avec :
- Fibres minérales : verre, carbone, etc. ;
 - Fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc. ;
 - Fibres métalliques : bore, aluminium, etc.
- b) **Composites à matrice métallique** : (alliages légers et ultralégers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :
- Des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC) ;
 - Des fibres métalliques : bore ;
 - Des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BSiC).

c) Composites à matrice minérale : (céramique), avec :

- Des fibres métalliques : bore ;
- Des particules métalliques : cermets ;
- Des particules minérales : carbures, nitrures, oxydes réfractaires.

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 matrice métalliques ou minérales sont utilisés au-delà.

Jusqu'à 600°C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000°C pour une matrice céramique.

II.3.2. Classement suivant la morphologie

Une manière simple consiste à les classer par les formes des renforts (selon leurs morphologies). Les composites sont donc divisés en quatre catégories suivantes(**Figure II.6**) :

➤ Composites à renforts de particules

Le renfort est considéré comme une particule si toutes ses dimensions sont approximativement égales et petites devant les autres dimensions du matériau. Les particules dures sont dispersées aléatoirement dans la matrice moins rigide.

➤ Composites à renforts de paillettes

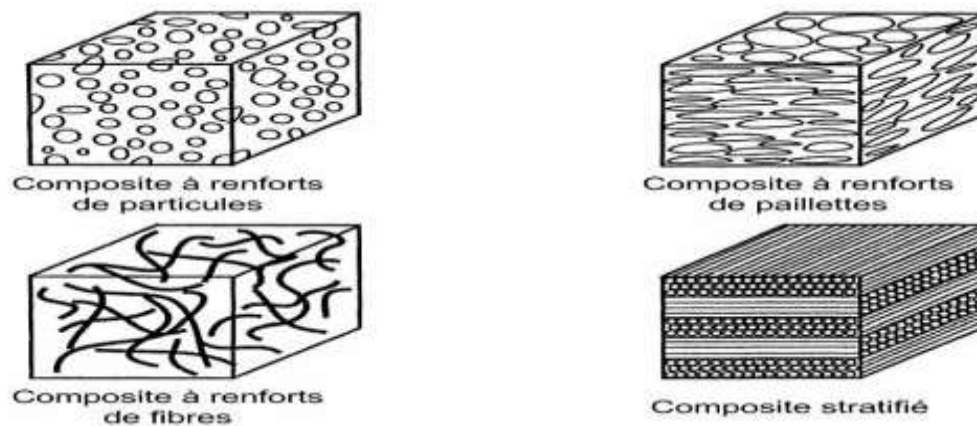
Les paillettes ont une dimension très faible par rapport aux autres dimensions. La dispersion de ces « particules minces » est généralement aléatoire. Cependant, les paillettes peuvent être rangées parallèlement l'un à l'autre afin d'avoir des propriétés plus uniformes dans le plan.

➤ Composites à renforts de fibres

Une fibre a une longueur bien supérieure aux dimensions de la section transversale. Ce type de composites peut être divisé selon les renforts : en fibres discontinues (courtes) ou en fibres continues (longues).

➤ Composites stratifiés

Un stratifié se compose d'au moins deux couches minces de matériau. Les couches peuvent être constituées de différents matériaux monolithiques comme dans les métaux plaqués ou de même matériau composite empilé selon différentes orientations comme pour des stratifiés composites à renforts. [2]



FigureII.6 : Classification Des Matériau composite

II.4. LES SPECIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES

Nous avons indiqué l'amplitude des matériaux composites à être conçus à la carte. D'autres raisons justifient leur développement, il est fondamental pour le concepteur de prévoir et de connaître aussi précisément que possible les caractéristiques géométriques et mécaniques d'un mélange « renfort-matrice » qui est la structure de base des pièces composites.

➤ Isotropie et Anisotropie

Lorsqu'on aborde l'étude du comportement des corps élastique sous charge (théorie élastique), on est amené à mettre en évidence, avec des considérations et des moyens qui ne sont pas forcément compliqués, les propriétés fondamentales suivants :

- un corps élastique soumis à des contraintes se déforme de façon réversible ;
- en chaque endroit à l'intérieure du corps, on peut isoler des facettes privilégiées sur lesquelles ne s'exercent que des contraintes normales ;
- les normales à ces facettes sont appelées directions principales pour les contraintes ;
- une petite sphère des matériaux entourant un point du corps devient après application du chargement – et dont sous l'effet des contraintes – un petit ellipsoïde.

La position de cet ellipsoïde dans l'espace relativement aux directions principales pour les contraintes permet de caractériser la nature isotrope ou anisotrope des matériaux constitue du corps considère. [2]

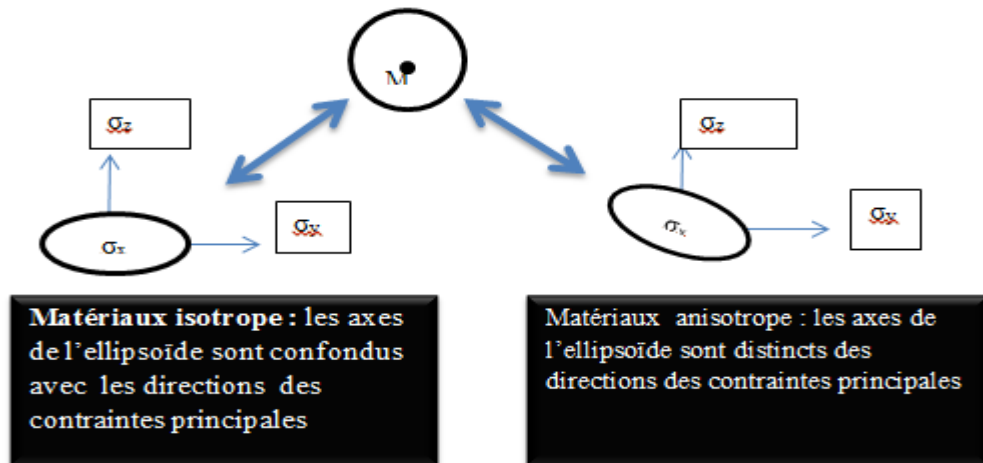


Figure II.7 : Matériaux Isotrope / Anisotrope

Une manière simple de constater les effets de l'anisotropie lors de la déformation d'une pièce consiste à solliciter dans son plan une plaque de matériau anisotrope. Pour une plaque anisotrope, les traits obliques symbolisent par exemple la direction privilégiée suivant laquelle on a disposé les fibres du renfort.

On peut constater que, pour une orientation quelconque du renfort, la même sollicitation uni axiale appliquée successivement à la plaque isotrope et à la plaque anisotrope provoque chez cette dernière en plus des dilatations longitudinales et transversales, une distorsion angulaire caractéristique. [2]



Figure II.8 : Effet de l'anisotropie Lors de la déformation

II.5. ARCHITECTURE DES MATERIAUX COMPOSITES

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

II.5.1. Les Stratifiés

Les stratifiés sont constitués de couches successives (appelées parfois plis) de renforts (fils, stratifiés, mats, tissus, etc.) imprégnés de résines.

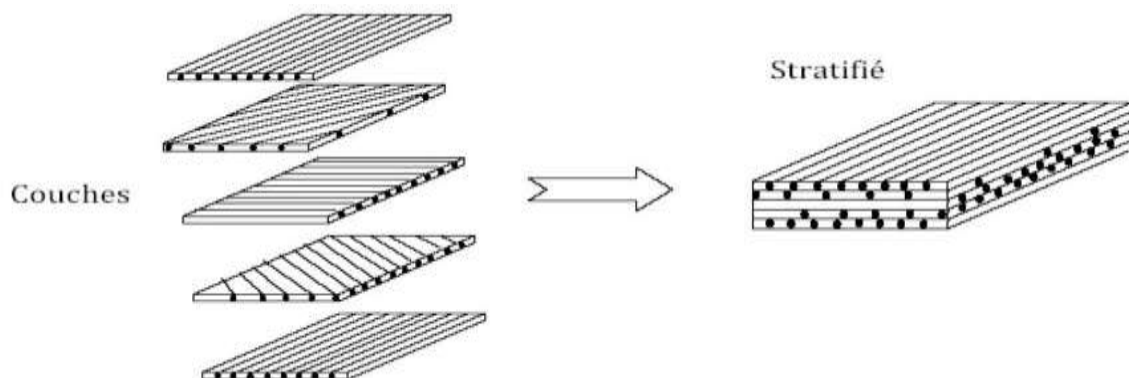


Figure II.9 : Constitution d'un stratifié

- 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 II.10) de couches de fils ou de tissus unidirectionnels, dont la direction est décalée dans chaque couche.

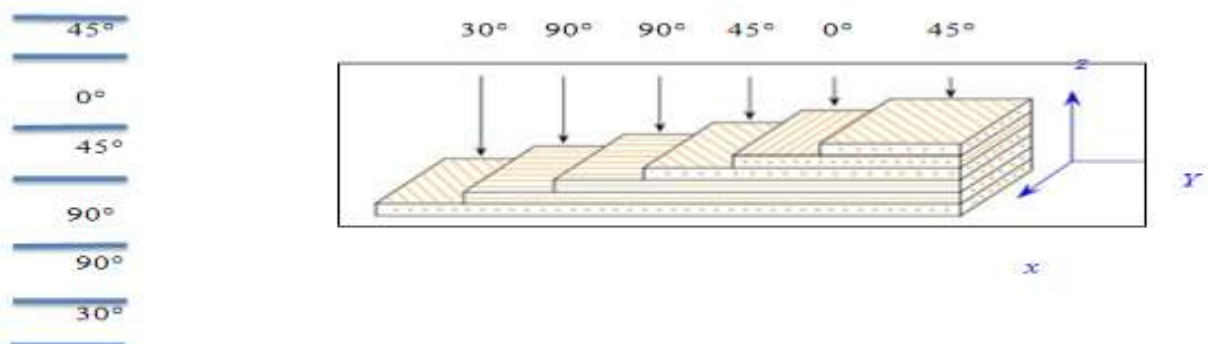


Figure II.10: Désignation 30°/90°/90°/45°

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

- a) 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 ;
 - b) Les couches successives sont séparées par un / si leurs angles sont différents ;
 - c) Les couches successives de même orientation sont désignées par un indic numérique ;
 - d) 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.

2) 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 :

- a) des hybrides intra couches, constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente;
- b) des hybrides intra couches, constitués par une séquence de couches identiques, chaque couche étant constituée de renforts différents ;
- c) des couches métalliques peuvent également être intercalées entre les Couches. [2]

II.5.2. Composites sandwichs

Le principe du 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.

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.).

Les matériaux les plus couramment utilisés sont :

- 1) pour les âmes pleines
 - a) le balsa ou bois cellulaire ;
 - b) diverses mousses cellulaires ;

- c) des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques ; etc.

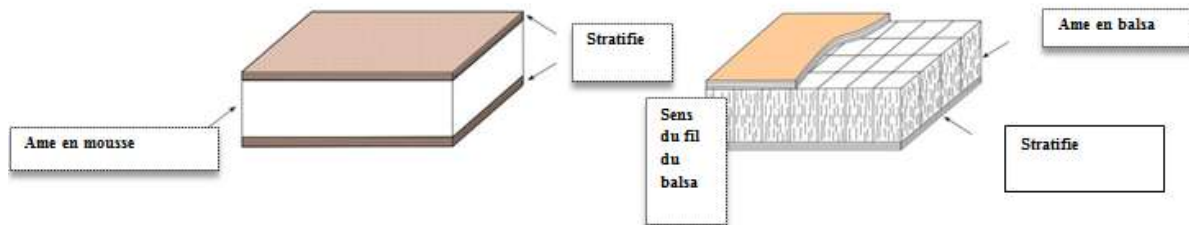


Figure II.11 : Matériaux sandwichs à âmes pleines

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



Figure II.12 : Matériaux sandwichs à âmes creuses

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.

II.5.3. Autres architectures

Les autres architectures des matériaux composites peuvent être schématiquement classées en : plastiques renforcés et composites volumiques. [2]

II.6. MATERIAUX D'ETUDES

Le matériau composite étudié est composé de fibres de verre et de résine polyester . Chacun de ces composants est présenté dans les sections suivantes ainsi que le composite lui-même.

II.6.1. Fibre de verre

Le verre sous forme massive est caractérisé par une très grande fragilité, attribuée à une sensibilité élevée à la fissuration. Par contre, élaboré sous forme de Fibres de faibles diamètres (quelques dizaines de micromètres), le verre perd ce caractère et possède alors de bonnes caractéristiques mécaniques. Les fibres de Verre sont élaborées à partir d'un verre filable, appelé verre textile, composé de Silice, alumine, chaux, magnésie, etc. Ces produits peu coûteux, associés à des procédés assez simples d'élaboration, confèrent aux fibres de verre un excellent rapport performances/prix, qui la place de loin au premier rang des renforts utilisé actuellement dans les matériaux composites.

Suivant leurs compositions, différents types de verres filables peuvent être obtenus (**TableauII.2**). [2]

Type	Caracteristiques générales
E	A usage général ;bonnes propriétés électriques
D	Hautes propriétés diélectriques
A	Haute teneur en alcali
C	Bonne résistance chimique
R,S	Haute résistance mécanique

Tableau II.2 : Différents types de verre fiable

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 :

- le verre D, à hautes propriétés diélectriques, pour la construction de matériel électronique de télécommunications, en particulier les radomes;
- le verre C, résistant aux agents chimiques pour les couches superficielles des structures particulièrement exposées sur le plan chimique;
- les verres R et S, à caractéristiques mécaniques élevées pour la réalisation de structures à hautes performances mécaniques.

Nous ne considérerons par la suite que les fibres de verre de type E et de type R, dont les compositions sont reportées au **Tableau II.2**. Il est à noter la très faible proportion ou l'absence d'oxydes alcalins à la différence des verres d'usage courant. Ce fait conduit à des températures de transformation élevées, avec des conséquences techniques et économiques. [2]

II.6.2. Élaboration des fibres de verre

Les fibres de verre sont élaborées par fibrage du verre fondu (**Figure II.13**) à travers des filières, sortes de bacs réalisés en alliage platine-rhodium, et percés à leurs bases d'orifices calibrés d'environ 2 mm de diamètre. Le verre fondu est maintenu dans les filières, chauffées par effet Joule, aux environs de 1 250 °C. À cette température, la viscosité du verre permet un écoulement par gravitation à travers les orifices, sous forme de fibres de quelques dixièmes de millimètres. À la sortie de la filière, le verre en phase plastique est simultanément étiré à grande vitesse et refroidi. Les conditions de refroidissement et de vitesse d'étirage permettent d'obtenir des fibres discontinues de diamètres différents (généralement de 5 à 15 µm).

Constituants		Composition en masse (%)		
		Verre E	Verre D	Verre R
Silice	SiO ₂	53–54	73–74	60
Alumine	Al ₂ O ₃	14–15,5		25
Chaux	CaO	} 20–24	} 0,5–0,6	9
Magnésie	MgO			6
Oxyde de bore	B ₂ O ₃	6,5–9		
Fluor	F	0–0,7	22–23	
Oxyde de fer	Fe ₂ O ₃	} < 1		
Oxyde de titane	TiO ₂		0,1–0,2	
Oxyde de sodium	Na ₂ O	} < 1		1,3
Oxyde de potassium	K ₂ O		1,5	

Tableau II.3 : Les constituants de fibre de verre

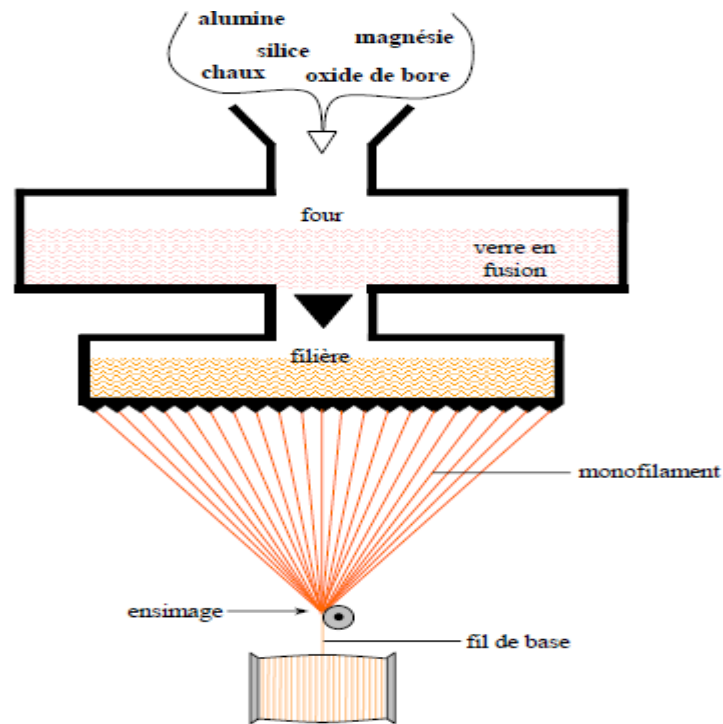


Figure II.13 : Schéma de principe du procédé d'étirage mécanique ou silionne

Les mono filaments sont ensuite rassemblés sans torsion pour constituer un fil de base (appelé fil silionne), qui est enroulé sur une bobine ou sous forme de pelote. Ces fils de base sont les plus utilisés comme renforts verre dans les matériaux composites.

Des fibres de verre discontinues peuvent également être élaborées et assemblées suivant un assemblage appelé *verranne*. Les fils verranne se distinguent des fils continus par un aspect pelucheux. [2]

II.6.3. Ensimage des fibres de verre

Les filaments de verre issus de la filière ne peuvent pas être utilisés directement pour diverses raisons :

- L'absence de cohésion entre les filaments, qui s'oppose à la constitution de fils;
- La sensibilité du verre à l'abrasion, conduisant à une détérioration lors des manipulations postérieures au fibrage;
- La sensibilité à l'attaque de l'eau;
- La création de charges électrostatiques consécutives aux divers frottements.

Pour pallier ces défauts, on réalise à la sortie de la filière une opération dite D'ensimage, qui consiste à déposer à la surface des filaments de verre un produit d'ensimage de composition

complexe. A la lumière des défauts évoqués ci-avant, les diverses fonctions de l'ensimage sont :

- établir une certaine cohésion entre les filaments;
- donner une plus ou moins grande raideur aux fils (un fil destiné à être coupé doit être raide, un fil destiné au moulage ou au tissage doit être souple);
- protéger les filaments contre l'abrasion;
- éviter l'apparition de charges électrostatiques;
- faciliter l'imprégnation des filaments par la résine (mouillage superficiel et pénétration au cœur des filaments);
- favoriser la liaison verre-résine dont dépendent les performances mécaniques du composite, mais également le comportement du matériau au vieillissement, la sensibilité à l'humidité, à la corrosion, etc. [2]

II.6.4. Propriétés mécaniques des fibres de verre

Il est de coutume de donner comme caractéristiques mécaniques de référence les caractéristiques mesurées sur mono filaments prélevés à la sortie de la filière. (Le tableau II.3 donne les valeurs usuelles de ces grandeurs).

Caractéristiques			Verre E	Verre R
Masse volumique	ρ	kg/m ³	2 600	2 550
Module d'Young	E_f	GPa	73	86
Contrainte à la rupture	σ_{fu}	MPa	3 400	4 400
Allongement à la rupture	ε_{fu}	%	4,4	5,2
Coefficient de Poisson	ν_f		0,22	—

Tableau II.4 : Caractéristiques mécaniques des verres types E et R, mesurées sur filaments à la sortie de la filière

À la suite du fibrage, les filaments de verre sont soumis à diverses sollicitations Mécaniques (abrasion, etc.), chimiques (humidité, etc.) qui réduisent leurs caractéristiques mécaniques initiales. Le **Tableau II.6** donne les valeurs de la contrainte à la rupture, mesurées sur mono filaments et fils de base ayant subi un ensimage. Les valeurs obtenues semblent indiquer une chute des caractéristiques lorsque le nombre de filaments augmente. En fait, les valeurs mesurées sur les fils.

	Verre E	Verre R
Mono filament prélevé à la sortie de la filière	3400	4400
Mono filament prélevé sur fil silionne		
Industriel	2000-2400	3600
Fil silionne industriel comportant un grand nombre de filaments	1200-1550	1700-2000

Tableau II.5 : Contraintes à la rupture sur mesurées sur mono filaments et fils de base (en MPA)

	Verre E	Verre R
Contrainte à la rupture (MPA)	2400-2600	3000-3600
Allongement a la rupture(%)	3.4	4

Tableau II.6 : Caractéristiques à la rupture d'un fil silionne industriel

Caractéristiques à la rupture d'un fil silionne industriel, déduites des Caractéristiques mesurées sur une composite unidirectionnelle résine époxyde/fil de verre.

Ne sont pas réellement significatives en raison des difficultés à charger simultanément et uniformément tous les filaments constituant le fil. Dans les matériaux composites, la liaison verre-résine par l'intermédiaire de l'ensimage assure une répartition assez homogène de la charge. Les mesures, déduites de la rupture de matériaux composites unidirectionnels, conduisent aux valeurs des contraintes et allongement à la rupture des fibres reportées au

Tableau II.6

Ces valeurs, voisines de celles mesurées sur mono filament prélevé sur fil industriel (**Tableau II.5**) doivent être considérées comme étant représentatives des caractéristiques à la rupture des fibres de verre.

Enfin, il est intéressant de noter que les fibres de verre conservent leurs caractéristiques mécaniques jusqu'à des températures assez élevées, de l'ordre de 200 °C pour le verre E et de 250 °C pour le verre R. Ces fibres sont donc bien adaptées pour le renforcement des résines à tenue thermique élevée. [5]

II.6.5. Produits industriels en verre textile

II.6.5.1. Les fils de base

Nous avons vu que les fils de base étaient élaborés par assemblage parallèle sans torsion des mono filaments à la sortie de la filière, pour aboutir soit à des fils continus (fils sillionne), soit à des fils discontinus (fils verranne). Ces fils ne sont qu'un intermédiaire dans l'élaboration des produits industriels en verre textile, et ne présentent pas un intérêt direct pour le fabricant de matériaux composites. Les fils de base sont caractérisés par :

- la désignation du verre utilisé (E, R, etc.) ;
- le type de fil : sillionne (C : continu) ou verranne (D : discontinu) ;
- le diamètre nominal des filaments ;
- la masse linéique du fil exprimée en tex.

Nous aurons par exemple, le fil de base EC 9 34 : fil sillionne de verre E, diamètre des filaments : 9 μm , masse linéique du fil : 34 tex. Cette désignation est conforme à la norme ISO 2078. [2]

II.6.5.2. Fibres broyées

Ces fibres sont obtenues par broyage des fils de base. Leur longueur est de l'ordre de quelques dixièmes de millimètre, avec un rapport longueur sur diamètre de 10 à 40 environ. Les fibres broyées sont utilisées pour le renforcement de certaines résines thermoplastiques, de résines de coulée, de mastics, etc. [2]



Figure II.14 : Fibres broyées

II.6.5.3. Fils de base coupés

Les fils de base coupés sont obtenus par coupe des fils de base sillionne. Les longueurs les plus courantes sont : 3, 4,5, 5, 13, 25 et 50 mm. Les fils de base coupés sont utilisés pour le renforcement de divers matériaux, en particulier les résines thermoplastiques. [2]

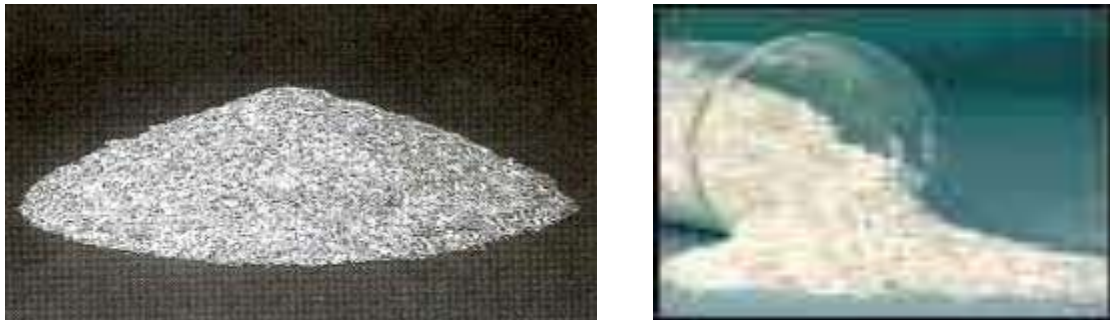


Figure II.15 : Fils de base coupés

II.6.5.4. Stratifil

Le stratifil (ou “roving” en anglais) est obtenu par assemblage sans torsion de fils de base sillionne, et présenté en pelotes (sans tubes) ou en bobines (sur tubes) (**Figure II.16**).

La désignation du stratifil indique soit la masse linéique, soit le nombre de fils de base (norme ISO 2078). Par exemple, pour le stratifil EC 10 2400 (désignation globale), ou stratifil EC 10 40 60 (désignation complète), EC 10 40 désigne le fil de base, 60 désigne le nombre de fils de base assemblés sans torsion et 2400 indique la masse linéique globale en tex.

Les divers types de stratifils varient suivant :

- le nombre de fils de base : 2, 8, 15, 30, 60 par exemple ;
- la masse linéique globale : 600, 1 200, 2 400, 4 800, 9 600 tex.



Figure II.16 : Différentes présentations des stratifils

Les utilisations du stratifils sont nombreuses :

- coupe pour la fabrication des mats, pour le moulage par projection;
- tissage pour la fabrication de tissus ;
- imprégnation en continu : enroulement filamentaire, pultrusion.

Chez le fournisseur de verre textile, le stratifié constitue une étape dans la Fabrication des tissus stratifils et mats à fils coupés. En excluant cette part, le reste du marché stratifil (moulage, imprégnation, etc.) représente plus de 40 % de l'ensemble du marché du verre textile, tous produits confondus. [2]

II.6.5.5. Stratifil bouclé

Le stratifils bouclé (**Figures II.17**) est constitué par assemblage de fils silionne “bouclés”. Du fait de sa structure, le stratifils bouclé donne des possibilités de renforcement dans la direction transverse (ou voisine) de l'axe des fils. Le stratifils bouclé est essentiellement utilisé dans le tissage des tissus lourds. Ce tissu permet une amélioration de la entre couches de tissus. Tenue des stratifiés, en cisaillement inter laminaire entre couches de

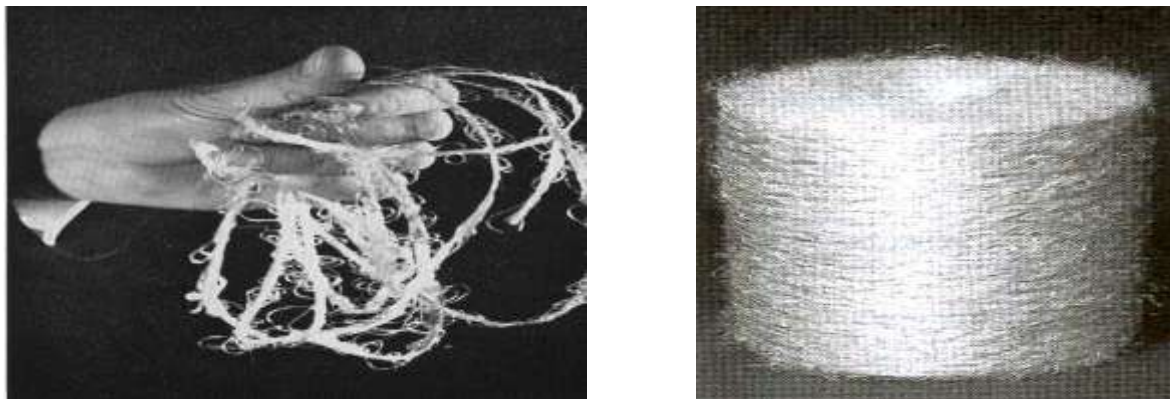


Figure II.17 : Stratifil bouclé présentation commerciale et vue de détails

II.6.5.6. Mats à fils coupés

Les mats à fils coupés (**Figures II.18**) se différencient les uns des autres par :

- les caractéristiques du fil de base: type de verre, diamètre nominal, masse linéique, ensimage ;
- les caractéristiques du liage, quelquefois mécanique (aiguilletage), mais généralement chimique. Le taux de liant varie alors d'environ 3 à 15 %, et confère au mat une plus ou moins grande souplesse. La longueur de coupe du fil de base est généralement de 50 mm .La masse surfacique est couramment de 300, 450 et 600 g/m². Pour des

besoins spécifiques, il est possible d'obtenir des produits de masses surfaciques inférieures à 300 g/m², ou supérieures à 600 g/m², par exemple 900, 1 200 g/m².

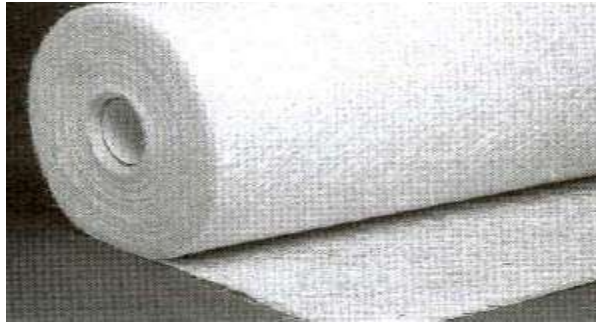


Figure II.18 : Présentation commerciale d'un mat a fils coupés

II.6.5.7. Mats à fils continus

Les mats à fils continus sont caractérisés par une meilleure déformabilité que les mats à fils coupés. Généralement, les mats à fils continus sont élaborés à partir de fils de base ayant une masse linéique faible, de l'ordre de 25 tex, et un diamètre nominal supérieur à celui des fils utilisés pour les mats à fils coupés.



Figure II.19 : Mats à fils continus

II.6.5.8. Tissus

Nous avons présenté les divers types de tissus dans le cas général. Les tissus de verre textile sont présentés en rouleaux :

- soit de grande largeur voisine du mètre pour les tissus “silionne” ou “verranne” ou jusqu'à environ 3 m dans le cas des tissus stratifiés ;
- soit de largeur réduite sous forme de rubans.

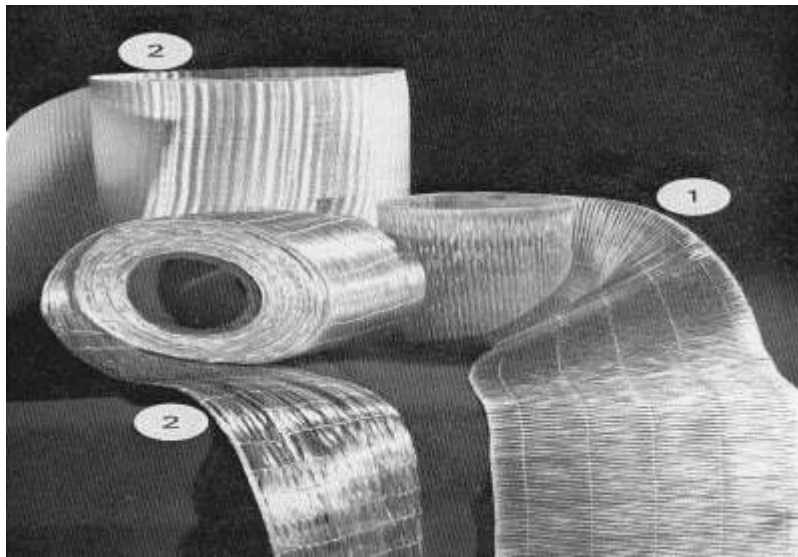


Figure II.20 : Type de tissus de verre

II.7. LES RESINES THERMODURCISSABLES

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des Matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

- les résines polyesters insaturées : polyesters condensés, vinylesters, dérivés allyliques, etc;
- les résines de condensation : phénoliques, aminoplastes, furaniques (peu utilisées en France), etc ;
- les résines époxydes. [2]

II.7.1. Les résine 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 œuvre 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 œuvre des matériaux composites sont du type rigide, et nous retiendrons pour ces résines durcies les caractéristiques suivantes : [2]

Masse volumique	1 200 kg/m ³
Module d'élasticité en traction	2,8 à 3,5 GPa
Module d'élasticité en flexion	3 à 4,5 GPa
Contrainte à la rupture en traction	50 à 80 MPa
Contrainte à la rupture en flexion	90 à 130MPa
Allongement à la rupture en traction	2 à 5 %
Allongement à la rupture en flexion	7 à 9 %
Résistance en compression	90 à 200 MPa
Résistance au cisaillement	10 à 20 MPa
Température de fléchissement sous charge (1,8 MPa)	60 à 100 °C

Tableau II.7 : Les caractéristiques de la résine polyesters

II.7.2. Les avantages et les inconvénients de la résine polyesters

a) Avantages

Parmi les avantages des polyesters insaturés, nous retiendrons :

- une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevé ;
- une bonne stabilité dimensionnelle ;
- une bonne mouillabilité des fibres et des tissus ;
- la facilité de mise en œuvre ;
- une bonne tenue chimique ;
- un faible coût de production ;
- une bonne résistance chimique aux hydrocarbures (essence, fuel, etc.) à température ambiante, etc.

b) Inconvénients

Parmi les inconvénients, nous noterons :

- une tenue médiocre en température : inférieure à 120 °C en service continu ;
- une sensibilité à la fissuration, essentiellement dans le cas de chocs ;
- un retrait important de l'ordre de 8 à 10 % ;
- un mauvais comportement à la vapeur, à l'eau bouillante avec risque d'hydrolyse, d'où la nécessité de recouvrir les matériaux composites à résines polyesters d'une couche de "gel coat" de manière à les rendre étanches ;
- une dégradation à la lumière par les rayons ultraviolets ;
- une inflammabilité. [2]

**CHAPITRE III : TECHNIQUE
EXPERIMENTALE ET
PREPARATION DES
ECHANTILLIONS**

CHAPITRE III : TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS

L'intérêt de ce chapitre se porte sur le procédé de fabrication par moulage en contact, il s'agit du procédé de fabrication des pièces en composites du modèle Zlin 142 du projet. Par la suite on expose les différents modes d'endommagement qu'un matériau composite peut développer. Avant de réaliser les essais, une réalisation préalable des éprouvettes est nécessaire. Afin d'appréhender davantage le comportement du matériau, notamment les phénomènes d'endommagement.

III.1. LA MISE EN ŒUVRE DES PIÈCES EN COMPOSITES DU ZLIN 142

Le moulage par contact : Ce procédé entièrement manuel permet la réalisation de pièces de toutes dimensions aux formes simples ou complexes. Parfaitement adapté pour la réalisation de moules, de prototypes et pour la réparation, il nécessite peu de moyen



Figure III.1 : Les moyens nécessaires pour le moulage en contact

Et permet la réalisation de petites à moyennes séries (de 500 à 800 pièces/moule/an environ). Les pièces sont fabriquées à température ambiante et sans pression, à partir d'un moule tel que défini à la **Figure III.2**.

Elles possèdent une seule face d'aspect et des propriétés mécaniques intéressantes.



Figure III.2 : Moule positif du saumon positif du Zlin 142

CHAPITRE III: TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS

- **Principe** : Le moulage au contact consiste à imprégner manuellement des renforts disposés dans un moule préalablement enduit d'un agent démoulant.



Figure III.3 : L'application d'un agent de démoulage sur le moule

Et recouvert d'une couche de surface appelée gelcoat (Figure III.4).



Figure III.4 : L'application d'une couche de gelcoat

L'imprégnation est réalisée au moyen d'un pinceau et d'un déballeur afin d'éliminer les bulles d'air insérées dans la stratification, et compacter correctement l'ensemble des renforts ainsi disposés et imprégnés (III.5).

La polymérisation se fait à température ambiante. Après durcissement du stratifié, la pièce est démoulée à l'aide d'un jet d'air comprimé et usinée aux dimensions finales. [3]

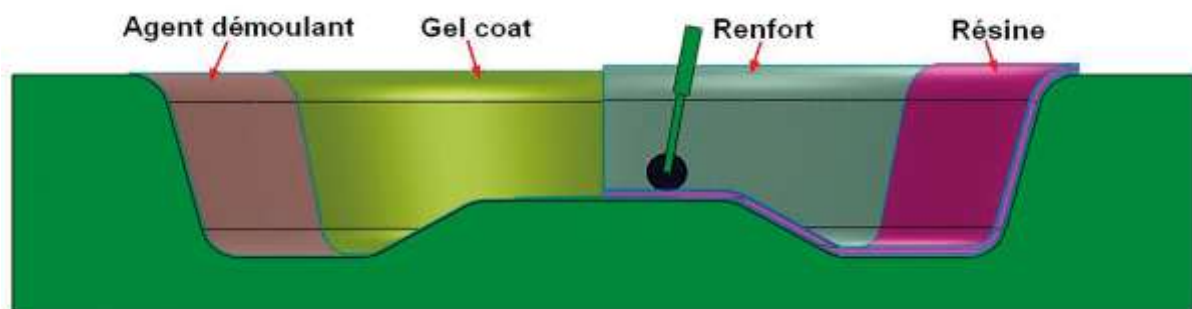


Figure III.5 : Principe de stratification au contact dans un moule négatif

CHAPITRE III: TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS

Après fin l'étape de la polymérisation la pièce passe à l'atelier peinture .



Au final la pièce passe au montage dans le modèle Zlin 142 .



CHAPITRE III: TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS

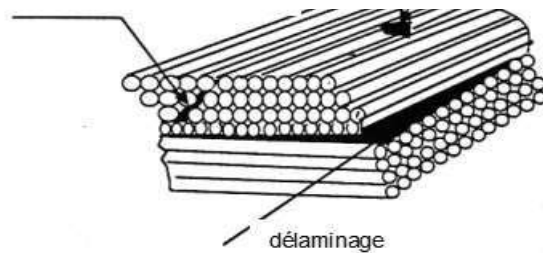
Formes possibles	Tous types de formes sans limitation
Dimensions des pièces	Sans limitation
Aspect des pièces	<ul style="list-style-type: none"> • Une seule face lisse • Qualité des pièces liée au savoir-faire de l'opérateur
Propriétés mécaniques	<ul style="list-style-type: none"> • Moyennes à bonnes en fonction du taux de renfort
Types de structures possibles	<ul style="list-style-type: none"> • Monolithiques • Sandwichs
Taux de renfort	<ul style="list-style-type: none"> • 20 à 35% en poids pour des stratifiés constitués uniquement de mats ; • 40 à 55% en poids pour des stratifiés constitués uniquement de tissus ; • 20 à 45% en poids pour des stratifiés mixtes.
Nature des outillages	<ul style="list-style-type: none"> • Composites (Verre/polyester ou verre/époxyde) • Bois apprêté • Planche usinable
Moyen de mise en œuvre	<ul style="list-style-type: none"> • Pinceau, • Débulleur
Coût d'investissement	Faible
Qualification de la main d'œuvre	Faible
Cadence maximale	De 100 à 800 pièces/an/moule
Série	<ul style="list-style-type: none"> • Petite série, • prototypes, • moule, • pièces aux formes complexes ou à plans de joint, • réparation
Hygiène sécurité	<ul style="list-style-type: none"> • Nécessite de travailler sous ventilation et EPI obligatoires ; • Dégagement de vapeurs nocives ; • Installations électriques antidéflagrantes.
Utilisation du procédé	<ul style="list-style-type: none"> • Prototypes fonctionnels. Carrosseries de véhicules utilitaires, • transport public et automobiles petites séries. • Pièces de customisation...

Le tableau III.1 : Les principales caractéristiques du procédé fabrication par moulage en contact [3]

III.2. LES ENDOMMAGEMENT

Les endommagements possibles des matériaux composites concernent soit la matrice, soit les fibres, soit les interfaces : rupture des fibres, rupture de la matrice longitudinale ou transverse, délaminage et décohésion. Le risque de ces endommagements est qu'ils sont parfois indétectables à l'œil nu car internes à la structure .La **Figure III.6** présente schématiquement

Figure III.6 : Schéma des endommagements possibles dans un matériau



les types d'endommagement. [3]

III.2.1. Multi fissuration

Les matériaux composites présentent la particularité de pouvoir développer tout un réseau de microfissures dont l'intensité dépend pour beaucoup de la qualité de la liaison fibre-matrice. Lorsque la fissure, venant de la matrice, arrive sur la fibre il faut favoriser une décohésion entre les deux afin d'éviter la rupture de celle-ci. C'est à ce niveau que la liaison fibre/matrice doit posséder des propriétés adaptées pour permettre la déviation de la fissure. La fibre réalise alors un pontage de la fissure et permet ainsi le transfert des efforts de chaque côté de la fissure. Une nouvelle fissure peut alors se créer dans le matériau et ainsi de suite. La **Figure III.7** montre la Multi fissuration dans un composite à matrice céramique du type carbure de silicium. [3]



Figure III.7 : Multi fissuration au sein d'un composite

III.2.2. Délaminage

Le délaminage se produit surtout dans les matériaux stratifiés (superposition de couches de matériaux). Il s'agit d'un décollement souvent local entre deux plis successifs suite à un impact ou un chargement de flexion. Cet endommagement n'est pas toujours visible en surface alors qu'il peut être important dans le matériau. Il est susceptible de se propager sous un chargement de fatigue et conduire à la ruine de la structure prématurément. [3]



Figure III.8 : Délaminage au sein d'un composite

III.2.3. Décohésion fibre/matrice

La décohésion fibre-matrice survient surtout lors de la Multi fissuration de la matrice. La fissure est donc déviée à l'interface fibre/matrice et décolle la fibre sur une certaine longueur. Selon le nombre de fissures qui se développe ce phénomène peut être important. La coalescence de ces décohésions peut également constituer des fissures de tailles variables. [3]

III.2.4. Rupture de fibre

La rupture de fibres survient surtout à la fin du chargement lorsque tous les autres endommagements sont saturés. Il s'agit de l'endommagement le plus critique pour le matériau car il produit une perte de rigidité importante et conduit à la rupture de la Pièce. La **Figure III.9** présente une vue microscopique de la rupture de fibres dans un composite en carbure de silicium. [3]

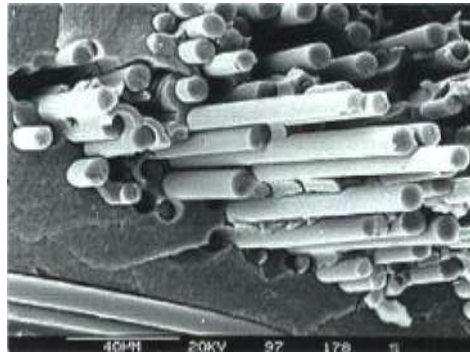


Figure III.9 : Rupture de fibres au sein d'un composite 2D

III.3. PREPARATION DES ECHANTILLONS

III.3.1. Présentation des types de tissu utilise dans l'étude

Il existe trois (3) types de tissu de verre bidirectionnels avec des épaisseurs différents et masses surfaciques différentes, ces derniers sont utilisés pour la fabrication des pièces en composites du Zlin 142 :

➤ *Yplast 350*

Tissu de verre bidirectionnels de masse surfacique de 350 g/m^2 et d'une épaisseur de 1.5 mm convient à la fabrication de pièces hautes performance et à fort taux de fibre, notre cas il est destiné pour les pièces les plus rigides dans les endroits les plus durs tel que capot moteur et le cache tableau de bord.

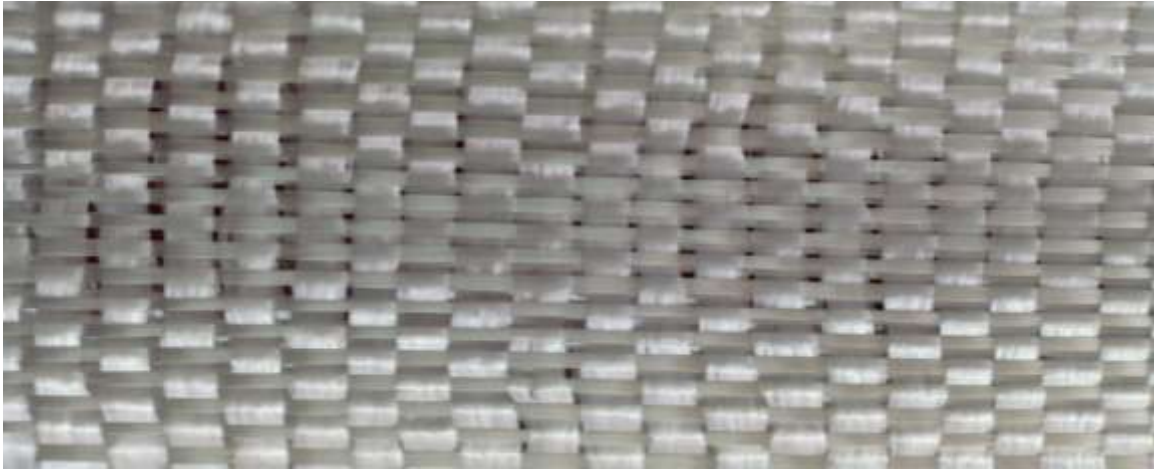


Figure III.10: Yplast 350 épaisseur 1.5mm

➤ **Yplast 250 :**

Tissu de verres bidirectionnels de masse surfacique de 250 g/m^2 et d'une épaisseur de 1 mm.



Figure III.11 : Yplast 250

➤ **Yplast 120**

Tissu de verres bidirectionnels de masse surfacique de 120 g/m^2 et d'une épaisseur de 0.7 mm.



Figure III.12 : Yplast 120

III.4. STRATIFICATION DES EPROUVETTES A ,B ET C

La stratification des éprouvettes est faite selon les pièces en composite du modèle zlin 142 de notre étude. Dans le passage qui suit on présente des figures explicatives comme :

➤ **Eprouvettes type A :**

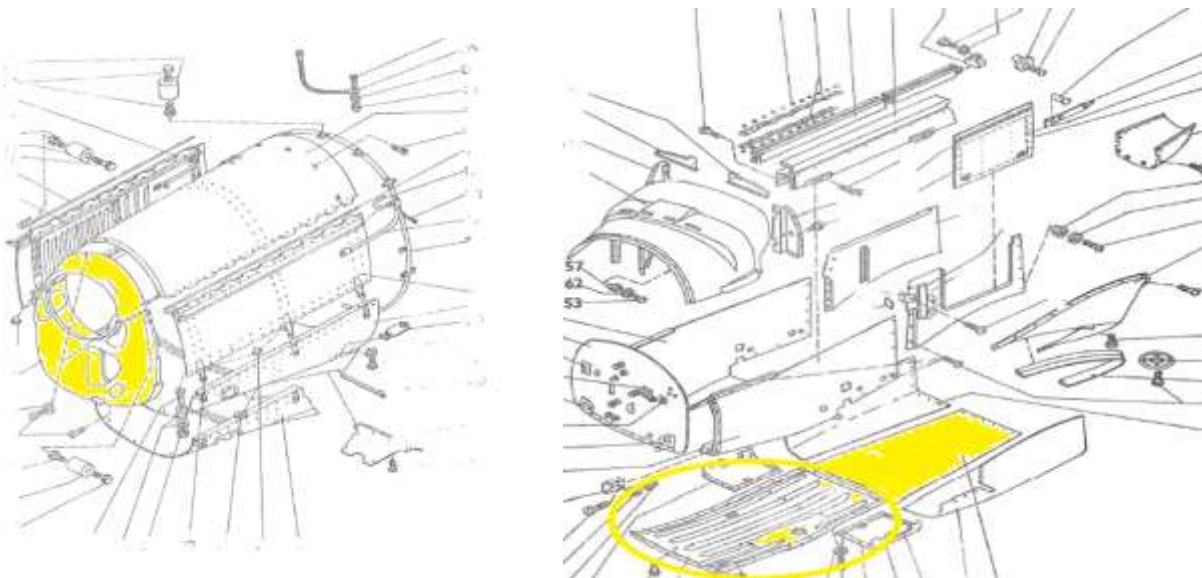
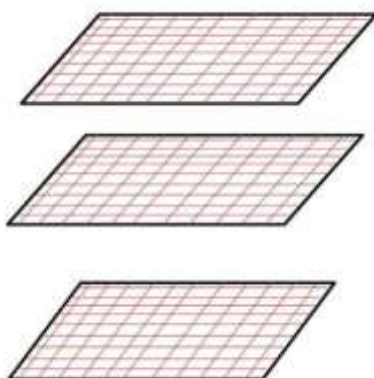


Figure III.13 : les schémas éclates des pièces en composite du Zlin 142 constitue de trois couches de yplast 350 nome type A [4]



3 couches de Tissu de verre Yplast 350

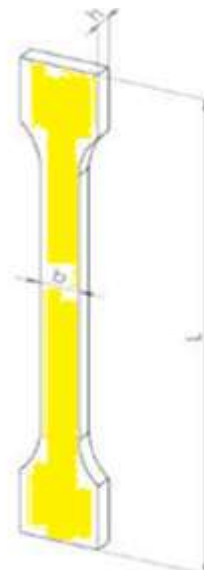


Figure III.14 : échantillon des pièces type A

Figure III.15 : stratification de l'éprouvette de type A

➤ Epprouvette type B

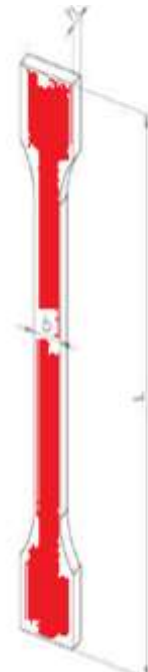
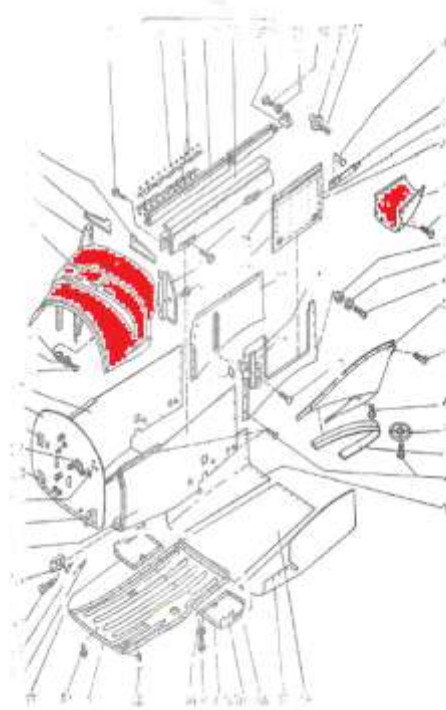
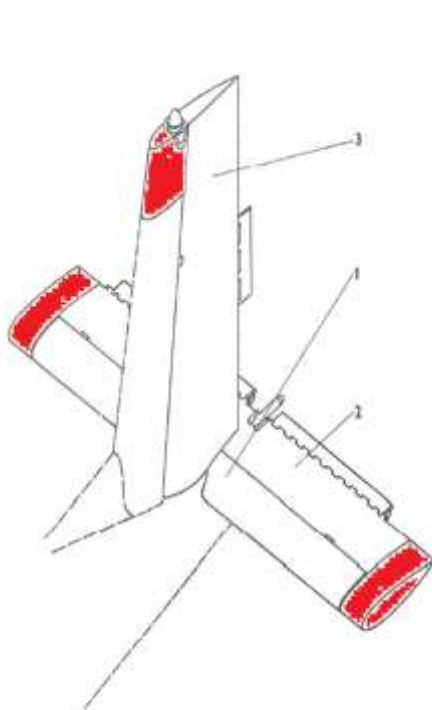
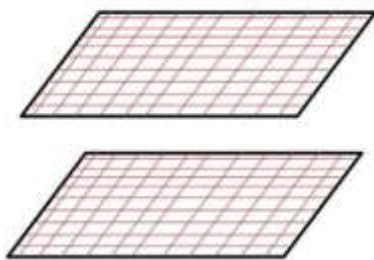


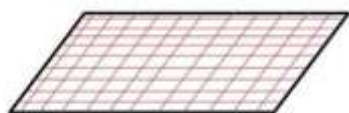
Figure III.16 : les schémas éclats qui indiquent des pièces en composite du Zlin 142 constitués de deux couches de yplast 250 et une couche de yplast 120 nome type B [4]

Figure III.17: échantillon des pièces Type B



2 couches de Tissu de verre Yplast 250

+



1 couche de Tissu de verre Yplast 120

Figure III.18 : Stratification de l'éprouvette de type B

➤ Eprouvette type C

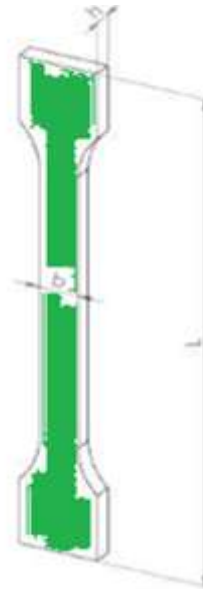
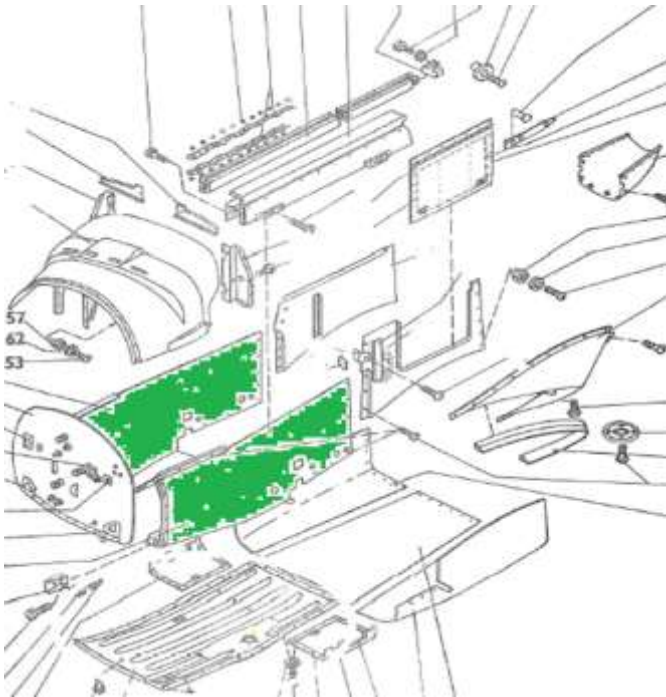


Figure III.19 : les schémas éclaté qui indiquent des pièces en composite du Zlin 142 constitués de deux couches de yplast 120 et une couche de yplast 250 nome type C [4]

Figure III.20: échantillon des pièces Type C

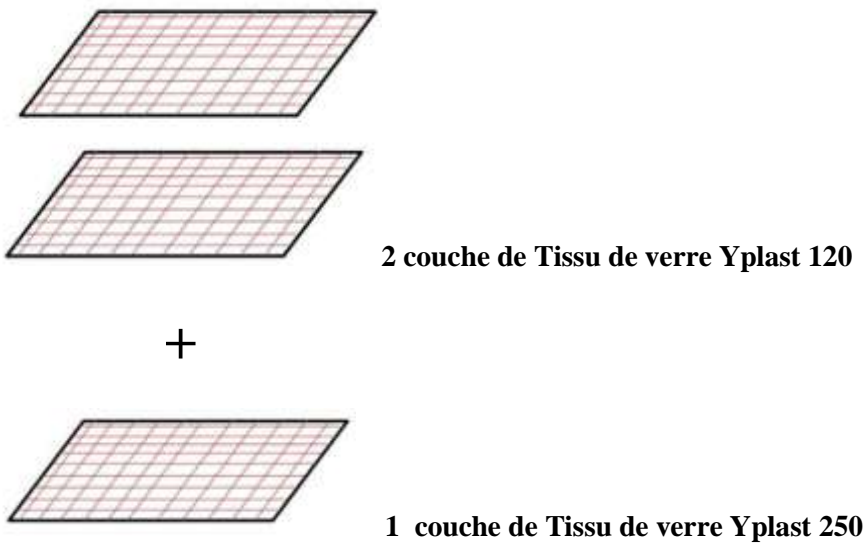


Figure III.21 : stratifications des éprouvettes type C

CHAPITRE III: TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS

Eprouvettes	Type A	Type B	Type C
Stratification	3xTissu de verre Yplast 350	2xTissu de verre Yplast 250+ 1xTissu de verre Yplast120	2xTissu de verre Yplast 250+ 1xTissu de verre Yplast120

Tableau III.2 : Stratification des éprouvettes A, B, et C

III.5. DIFFERENTES ETAPES DE PREPRATION DES EPROUVETTES

- étendre le tissu de verre sur une surface propre, mesurer soigneusement et découper les trois (3) épaisseurs de fibre de verre avec un ciseau.



Comment calculer La Quantité de résine ?

Type A :

30% Ppoids de la fibre (3x350)= **84 g**

70% Ppoids de la résine = $\frac{84 \times 70\%}{30\%} = 196\text{g}$

- Mesurer la quantité de résine requise pour une plaque, la quantité nécessaire dépendra de la surface de tissu de verre à utiliser.



CHAPITRE III: TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS

- Ajouter 2% du poids de résine en catalyseur pour 12-16 minutes de travail.



- Mélanger soigneusement

- appliquer une couche de l'agent de démoulage sur la surface.

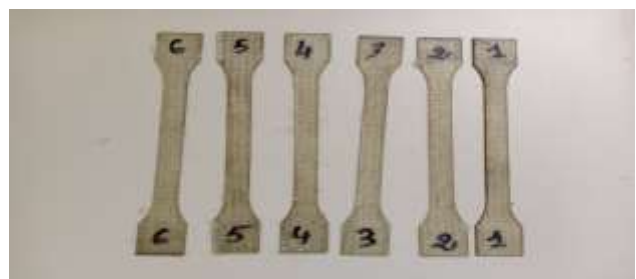


- Avec un pinceau d'une largeur convenable, appliquer une couche généreuse de résine sur le plan de travail.
- Après la première couche de fibre de verre sur le plan de travail en laissant un débordement pour un démoulage facile.
- Appuyer bien pour s'assurer que la résine couvre la zone.
- Appliquez une quantité de la résine nécessaire pour être sûr que la couche de fibre soit parfaitement humidifiée.
- Enlever tous les bulles d'air et consolider l'ensemble avec un rouleau en aluminium.



CHAPITRE III: TECHNIQUE EXPERIMENTALE ET PREPARATION DES ECHANTILLIONS

- Appliquer une seconde couche de fibre de verre par-dessus la première couche encore humide.
- Appliquer plus de résine sur la seconde couche pour bien humidifier la fibre de verre et enlever une nouvelle fois les bulles d'air en utilisant le rouleau.
- Répéter le processus avec la 3^{ème} couche.
- Laisser cela au minimum 4 heures, une nuit entière de préférence.
- Une fois la plaque est bien sec, passer au démoulage.
- La découpe des éprouvettes par la machine découpe laser.
- par la suit la même opération est faite pour les types A, B, C.



CHAPITRE IV :
CARACTERISATIONS
DES MATERIAUX

CHAPITRE IV : CARACTERISATIONS DES MATÉRIAUX

L'objectif principal est d'obtenir les propriétés mécaniques du composite étudié afin de prédire son comportement. La durée de vie des pièces en composite du Zlin 142 pourra ainsi être estimée. Pour ce faire, des essais statiques de caractérisation mécanique du matériau composite sont mis au point. Ce chapitre présente les essais (traction simple, flexion 3 points et traction d'un assemblage par rivetage) mis en œuvre et les moyens d'essai. Il s'agit de décrire les machines sur lesquelles sont réalisées les expériences ainsi que les résultats obtenus.

IV.1. MOYENS D'ESSAI

La section vise à décrire les techniques expérimentales mises en œuvre pour la caractérisation du matériau. Il s'agit de présenter les machines d'essais et les instrumentations disponibles.

IV.1.1. Machine de traction

Pour les essais de traction statique effectués au laboratoire de « génie maritime » de l'université des sciences et de la technologie d'Oran, ES senia» permettent de comprendre les comportements mécaniques. La machine utilisée pour les tests de traction est une machine de test universelle visible à la **Figure IV.1** La capacité maximale de cette machine est de 100 KN et elle a une vitesse de traction de 0.03 mm/s.



Figure IV.1 : Machine d'essai statique

IV.1.2. Machine de Flexion 3 points

Pour les essais de flexion statique élaborée au laboratoire de « génie mécanique » de l'université des sciences et de la technologie de Boumedes permettent de comprendre comportements mécaniques. La machine d'essais des matériaux s'adaptent à tous les domaines d'application tant pour les demande contrôle qualité que pour les projets de recherche.

Ces machines d'essais des matériaux sont conçues pour les demandes plus exigeantes des essais de matériaux et essais de composants.



Figure IV.2 : Machine d'essai statique de flexion zwich roall 5N

IV.1.3. Machine de découpe laser

La découpe des éprouvettes a été effectué au niveau du SARLCODIF par la machine découpe au laser. La découpe laser est un procédé de fabrication qui consiste à découper la matière grâce à une grande quantité d'énergie générée par un laser et concentrée sur une très faible surface. Cette technologie est majoritairement destinée aux chaînes de production industrielles, mais peut également convenir à la découpe des éprouvettes.

IV.2. TRACTION SIMPLE

Cette section a pour objectif la détermination des propriétés dans le sens axial. Des essais de traction simple sur le matériau composite.

L'essai le plus fréquemment utilisé afin de déterminer le comportement mécanique d'un matériau est l'essai de traction. Cet essai est caractérisé par sa facilité de mise en œuvre et par la richesse des informations fournies. On exerce une force de traction sur un barreau normalisée, jusqu'à la rupture.

Chapitre IV : Caractérisations des matériaux

IV.2.1. Essai de traction simple pour éprouvettes de type A

Les essais de traction simple sont réalisés sur la machine de traction Zwick 100 KN, Le suivi du déplacement s'effectue par une prise vidéo. Les éprouvettes sont de forme haltère en suivant les dimensions données par la norme (astm d638) Les dimension principales sont schématisées dans la figure (IV.3) et exprimées dans le **Tableau IV.1**.

- b** : Est largeur de la zone utile
- h** : L'épaisseur
- L** : La longueur total

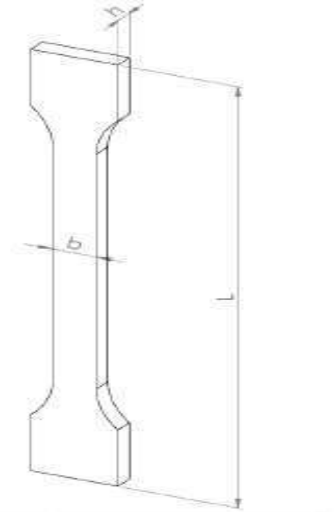


Figure IV.3 : Schématisation de l'éprouvette suivant la norme (astm d638)

b (mm)	h (mm)	L (mm)	σ (g/m ²)
110	0.863	150	350

Tableau IV.1 : caractéristique de l'éprouvette type A

Cette étude a pour objectif de déterminer le module de Young et la contrainte à rupture de l'éprouvette type A.



Figure IV.4 : Traction simple sur éprouvette type A



Figure IV.5 : Rupture de l'éprouvette après une traction simple

Chapitre IV : Caractérisations des matériaux

On répète l'opération neuf (9) fois pour avoir un bon résultat.



Figure IV.6 : Les éprouvettes de type A après rupture 1

La figure qui suit montre les courbes de contrainte en fonction de la déformation pour une Eprouvette.

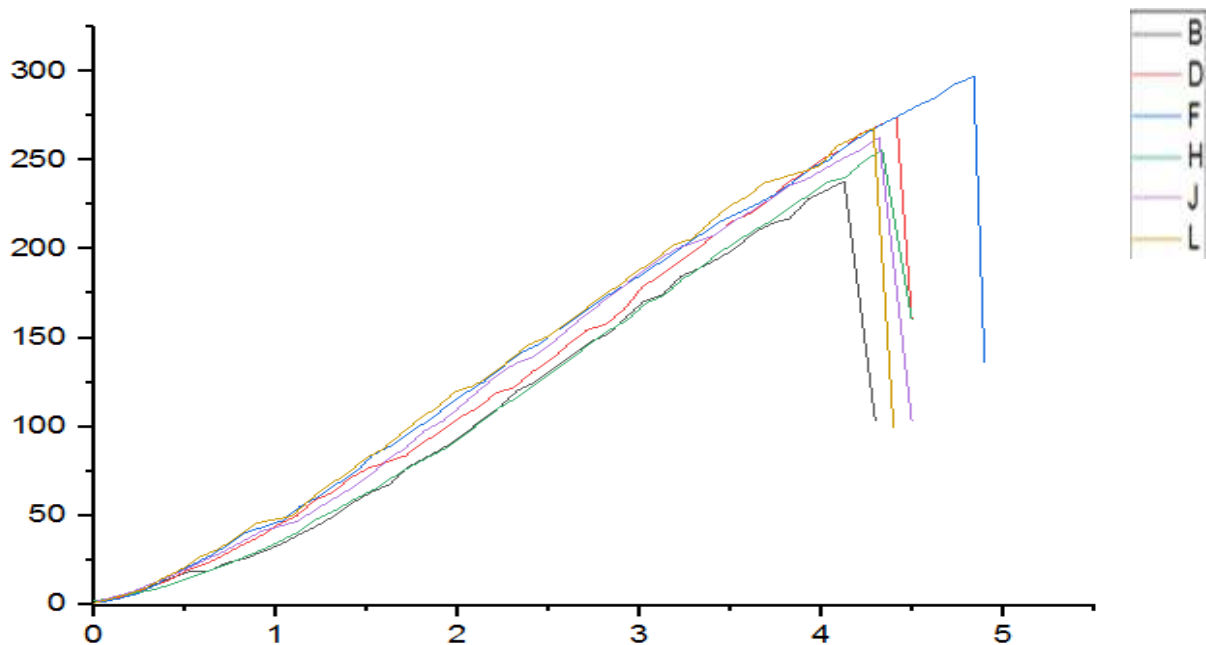


Figure IV.7 : Contrainte en fonction de la déformation à partir d'essai de traction sur des éprouvettes de type A

Les résultats d'essais sont regroupés dans le **Tableau IV.1**, il s'agit d'une moyenne sur 8 essais pour chaque condition.

	E (GPa)	σ_{rupture} (GPa)	E (%)
Eprouvette A	$46,01 \pm 6,63$	$260,01 \pm 23,58$	$4,3 \pm 0,26$

Tableau IV.2 : Les résultats d'essais des éprouvettes de type A

IV.2.2. Essai de traction simple pour éprouvettes de type B

Dans un second temps, des essais de traction sur des éprouvettes de type B sont réalisés. La machine d'essais possède un capteur de charge de 100 Kn.

b (mm)	h (mm)	L (mm)	σ (g/m ²)
9.98	0.9	150	2x250+120

tableau IV.3 : Caractéristiques de l'éprouvette type B

La même opération a été répétée pour l'éprouvette de type B.



Figure IV.8 : Rupture de l'éprouvette de type B après l'essai de traction



Figure IV.9: Les éprouvettes de type B après la rupture

La figure qui suit montre les courbes de contrainte en fonction de la déformation pour une éprouvette.

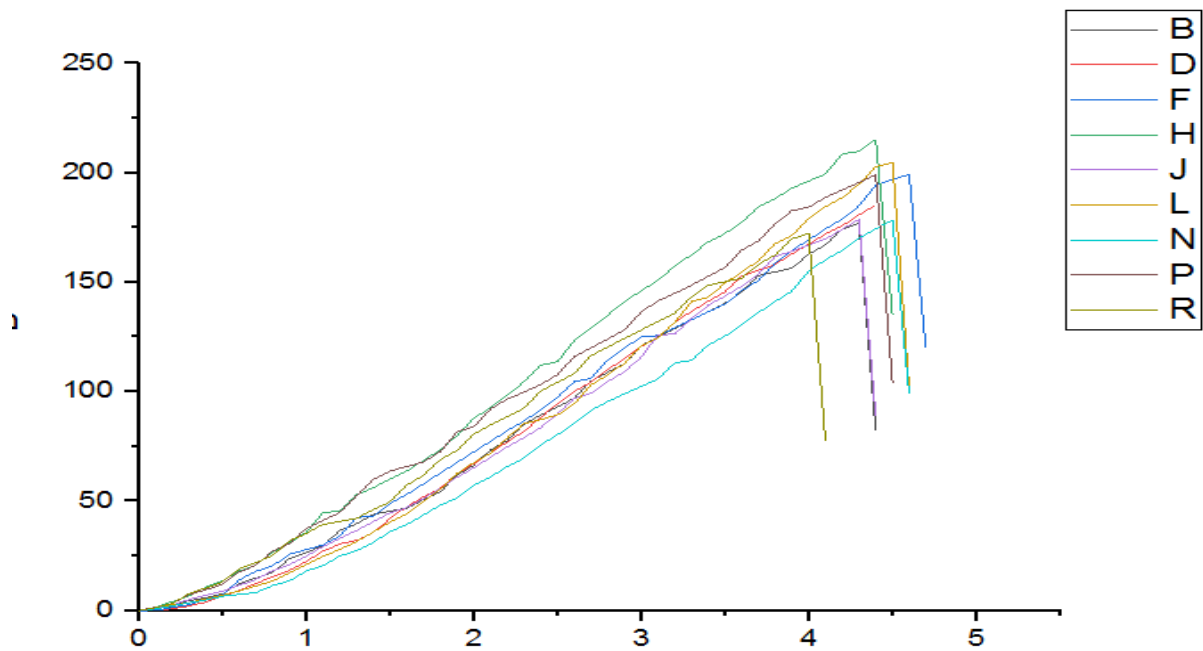


Figure IV.10 : Contrainte en fonction de la déformation à partir d'essai de traction dur des éprouvette de type B

Les résultats d'essais sont regroupés dans le tableau Il s'agit d'une moyenne sur 6 essais pour chaque condition.

	E (GPa)	$\sigma_{rupture}$ (GPa)	E (%)
Eprouvette B	$37,89 \pm 3,47$	$195,62 \pm 21,59$	$3,73 \pm 0,35$

Tableau IV.4 : Les résultats d'essais des éprouvettes de type B

IV.2.3. Essai de traction simple pour éprouvettes de type C

Dans dernier lieu, des essais de traction sur des éprouvettes de type C sont réalisés.

b (mm)	h (mm)	L (mm)	σ (g/m ²)
9.98	0,81	150	2x120+250

Tableau IV.5 : Caractéristique de l'éprouvette type C 1

Chapitre IV : Caractérisations des matériaux

La même opération a été répétée pour l'éprouvette de type C



Figure IV.11 : Rupture de l'éprouvette de type C après l'essai de traction



Figure IV.12 : Les éprouvettes de type C après la rupture

La figure qui suit montre les courbes de contrainte en fonction de la déformation pour une Eprouvette.

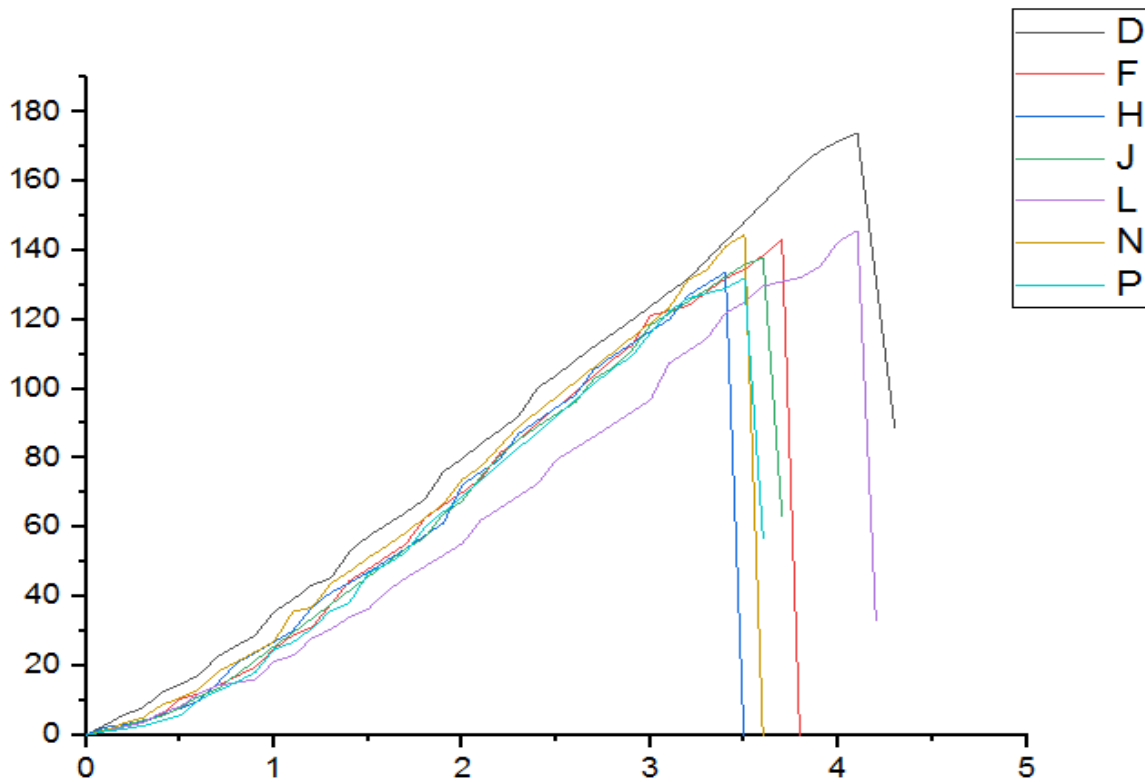


Figure IV.13 : Contrainte en fonction de la déformation à partir d'essai de traction sur des éprouvettes de type C

Les résultats d'essais sont regroupés dans le tableau Il s'agit d'une moyenne sur 6 essais pour chaque condition.

	E (GPa)	σ_{rupture} (GPa)	E (%)
Eprouvette C	$28,39 \pm 2,16$	$150,14 \pm 21,47$	$4,33 \pm 0.305$

Tableau IV.6 : Les résultats d'essais des éprouvettes de type C

IV.2.4. Comparaison entre les 3 types d'éprouvettes A, B et C

La figure qui suit montre une comparaison entre les courbes de contrainte en fonction de la déformation pour les Eprouvette des 3 types.

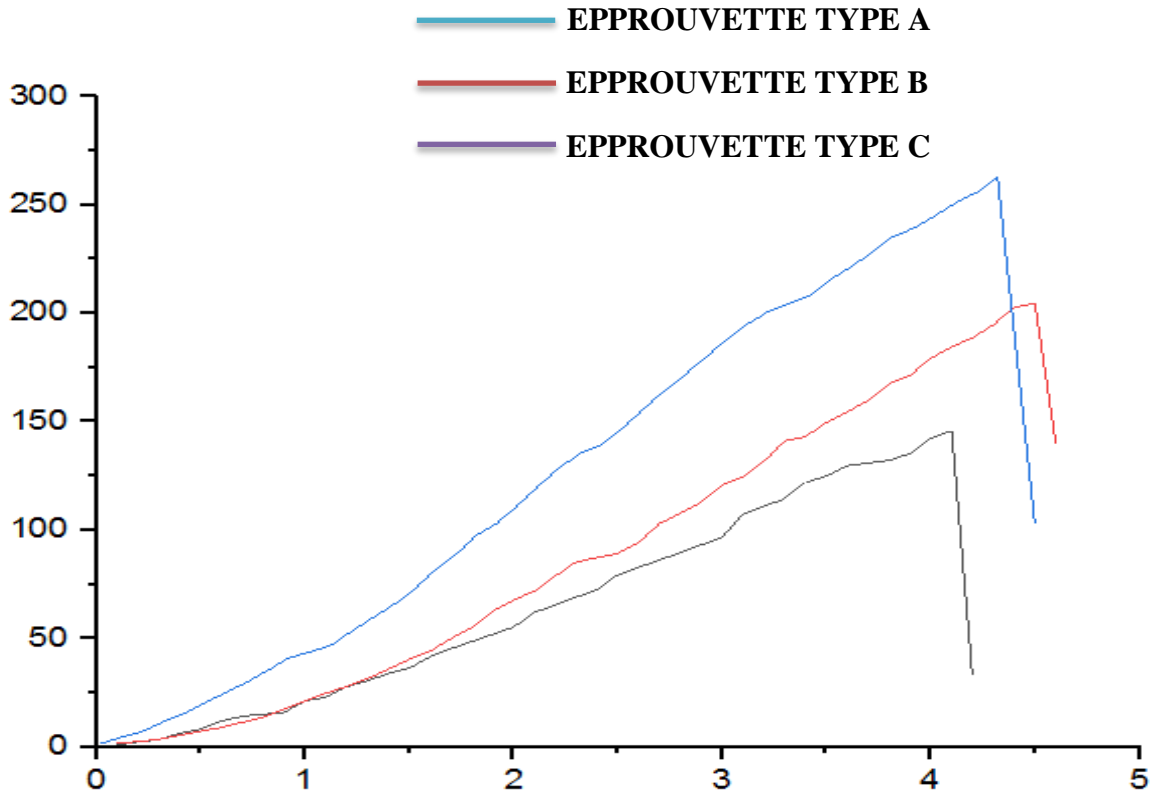


Figure IV.14 : Graphe contrainte –déformation comparaison des 3 types d'éprouvettes

IV.2.5. Conclusion sur la traction simple

D'après les résultats du graphe ci-dessus on interprète :

- l'éprouvette de type A supporté plus de charge par rapport au type C et B ;
- la résistance de l'éprouvette de type A est plus élevée ;
- on remarque que la déformation des trois éprouvettes est presque la même ;
- on constate aussi une relation proportionnelle entre le module de Young et la contrainte.

IV.3. ESSAIS DE FLEXION 3 POINTS

Cette section a pour objectif la détermination des propriétés dans le sens axial. Des essais de traction simple sur le matériau composite.

La flexion est la déformation d'un objet sous l'action d'une charge, elle se traduit par une courbure. Dans le cas d'une poutre, elle tend à rapprocher ses deux extrémités.

L'essai de flexion est un essai mécanique utilisé pour tester la résistance en flexion. On utilise la flexion dite « 3 points ».

IV.3.1. Essai de flexion 3 points pour éprouvettes type A

Afin d'appréhender la tenue mécanique du matériau utilisé, des essais de flexion 3 points sont menés. Pour cela des éprouvettes sont découpées dans les tubes suivant la norme ASTM D790.

Les dimension principales sont schématisées dans la figure et exprimées dans le tableau suivant :

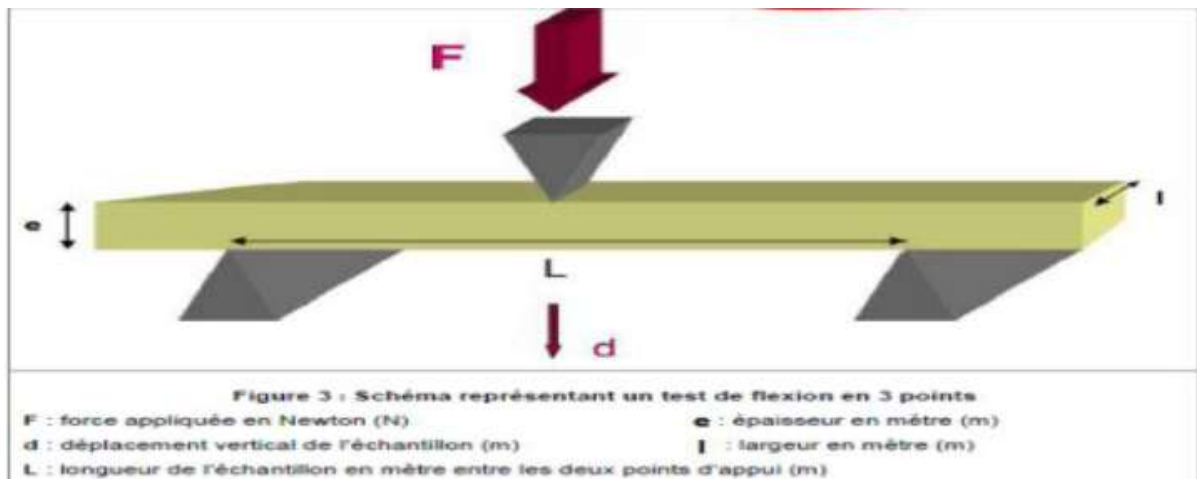


Figure IV.15 : Schématisation de l'éprouvette de flexion

e (mm)	L (mm)	I (mm)
0.8	80	10

Tableau IV.7 : Caractérisation de l'éprouvette de type A

Cette étude a pour objectif de déterminer le comportement de l'éprouvette de type A, la flexion et la force maximum à rupture de l'éprouvette type A ainsi que la flèche max.



Figure IV.16 : Essai de flexion 3 point pour l'éprouvette de type A

Chapitre IV : Caractérisations des matériaux

La figure qui suit montre les courbes la force en fonction de la flèche pour une Eprouvette.

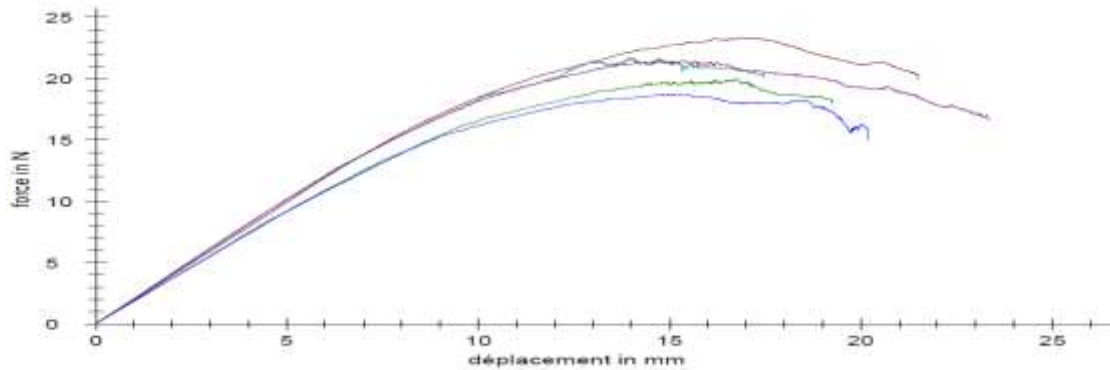


Figure IV.17 : La force en fonction de la flèche à partir d'essai de flexion sur des éprouvettes de type A

Les résultats d'essais sont regroupés dans le **Tableau IV.8**, il s'agit d'une moyenne sur 5 essais pour chaque condition.

	Force à la rupture (N)	Fléché Max (mm)
Eprouvette A	$17,5 \pm 1.63$	23 ± 1.2

Tableau IV.8: Les résultats d'essais des éprouvettes de type A

IV.3.2. Essai de flexion 3 points pour éprouvettes type B

Dans un second temps, des essais de flexion des éprouvettes de type B sont réalisés. La machine d'essais possède un capteur de charge de 5 N

e (mm)	L (mm)	I (mm)
0.89	80	10

Tableau IV.9 : Caractérisation de l'éprouvette de type B



Figure IV.18 : Essai de flexion 3 point pour l'éprouvette de type B

La figure qui suit montre les courbes la force en fonction de la flèche pour une Epreuve.

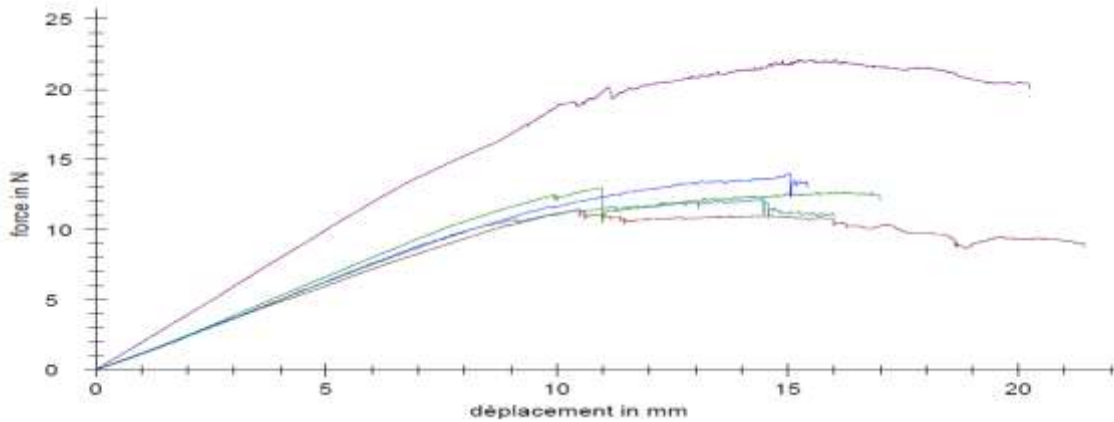


Figure IV.19 : La force en fonction de la flèche à partir d'essai de flexion sur des éprouvettes de type B

Les résultats d'essais sont regroupés dans le tableau IV.10, il s'agit d'une moyenne sur 5 essais pour chaque condition.

	Force à la rupture (N)	Fléché Max (mm)
Eprouvette B	13.6 ± 0.6	17.6 ± 1.8

Tableau IV.10: Les résultats d'essais des éprouvettes type B

IV.3.3. Essai de flexion 3 points pour éprouvettes type C

A la fin, des essais de flexion des éprouvettes de type C sont réalisés.

e (mm)	L (mm)	I (mm)
0.86	80	10

Tableau IV.11 : Caractérisation de l'éprouvette type B



Figure IV.20 : Essai de flexion 3 point pour l'éprouvette de type C

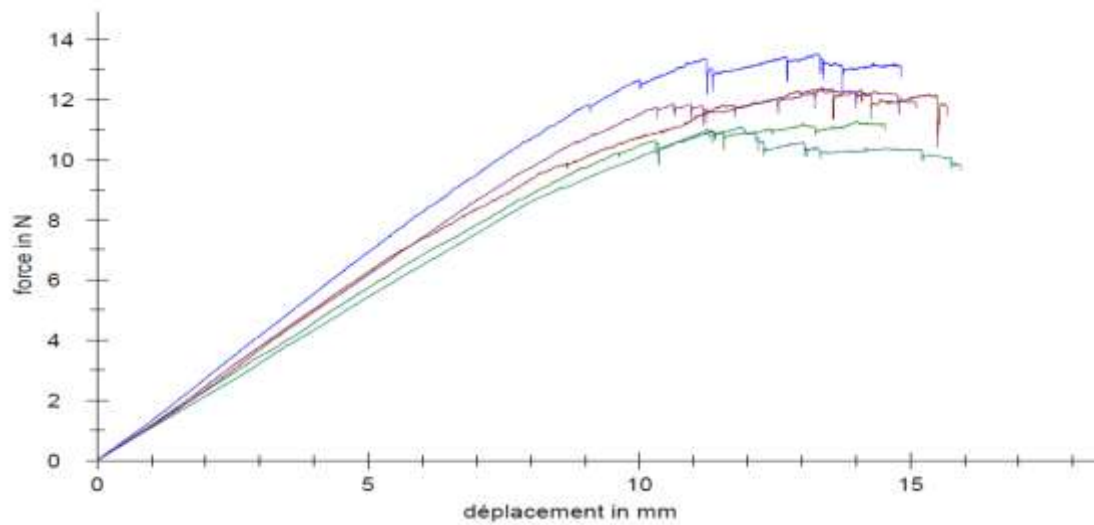


Figure IV.21 : La force en fonction de la flèche à partir d'essai de flexion sur des éprouvettes de type C

Les résultats d'essais sont regroupés dans le **Tableau IV.12**, il s'agit d'une moyenne sur 5 essais pour chaque condition.

	Force à la rupture (N)	Fléché Max (mm)
Eprouvette C	$12,1 \pm 0,9$	$14,6 \pm 0,3$

Tableau IV.12 : Les résultats d'essais des éprouvettes de type C

CONCLUSION

D'après les résultats des graphes on constate que :

- la flache max est maximale dans l'éprouvette A ;
- la force à la rupture est minimale dans l'éprouvette C et maximale dans l'éprouvette A ;
- La concentration des fibres dans l'éprouvette de type A joue un rôle très important, d'après les résultats elle est la plus résistante avec une force à la rupture maximale et une Flèche max.

IV.4. ESSAI DE TRACTION POUR LES EPROUVETTES ASSEMBLEES PAR RIVETAGE

L'objectif principal de cette section est de définir expérimentalement la résistance et la rigidité des assemblages rivetés joignant deux plaques minces en matériaux composites soumises à une force de traction parallèle à l'axe symétrique de la plaque assemblée. En effet, pour passer d'une plaque à une autre, la force appliquée est transmise à travers le rivet et par frottement entre les différentes parties en jeu.

IV.4.1. Caractéristiques géométriques des éprouvettes

Plusieurs paramètres rentrent en jeu pour caractériser un assemblage de deux plaques sollicitées en traction. La **Figure IV.22** indique toutes les dimensions utilisées. Ainsi, les paramètres liés au substrat sont l'épaisseur « $t=0.98\text{mm}$ », la largeur « $B=25\text{mm}$ », la longueur « $L=125\text{mm}$ », le diamètre des trous qui égale deux fois l'épaisseur de la plaque « $d=2\text{mm}$ ».

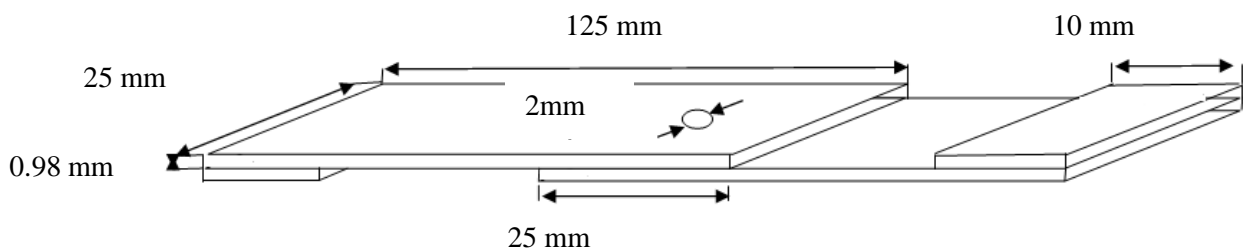


Figure IV.22 : La dimension géométrique des éprouvettes

L'emplacement des trous dans la zone de recouvrement ont été adaptés de la norme concernant les dimensions de l'assemblage riveté à un, deux ou trois boulons en respectant les mêmes écarts entre les différents éléments de l'assemblage, **Figure IV.23**.

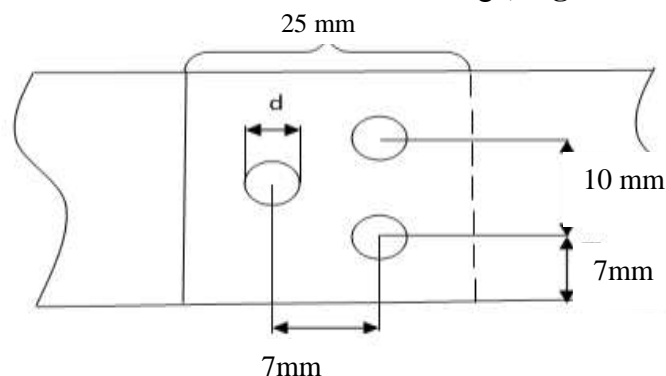


Figure IV.23 : L'espace des trous dans la zone de recouvrement

IV.4.2. Différents assemblages par rivetage testés

Dans cette partie, on présente des différents types d'assemblage par rivets sur des éprouvettes.



Assemblage avec deux boulons longitudinaux (2RL)



Assemblage avec un seul rivet (1R)



Assemblage avec trois boulons longitudinaux (3RL)



Assemblage avec trois rivets transversaux sous forme de triangle (3RT)

Figure IV.24 : Différents assemblages teste

IV.4.3. Essai de traction pour les éprouvettes type A assemblées

Pour mieux comprendre le comportement des assemblages mécaniques (par rivets) et en particulier la variation de la charge de traction avec la variation du déplacement du matériau. En premiers temps un essai de traction pour deux éprouvettes assemblées par rivetage. Dans cette partie, on présente des résultats expérimentaux effectués sur des assemblages des éprouvettes.



Figure IV.25 : Les éprouvettes de type A après la rupture sous effet de traction simple

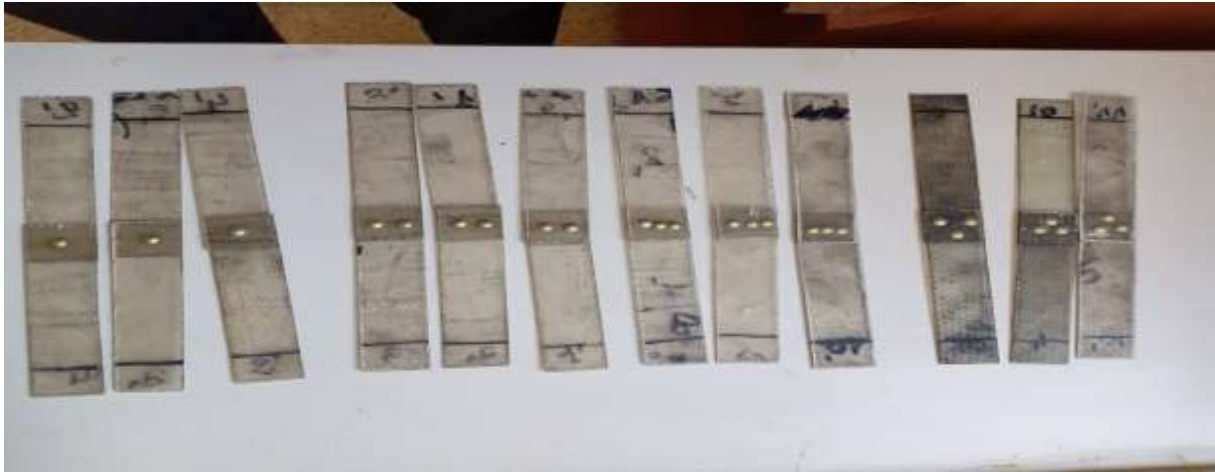


Figure IV.26 : Représentation des éprouvettes type A

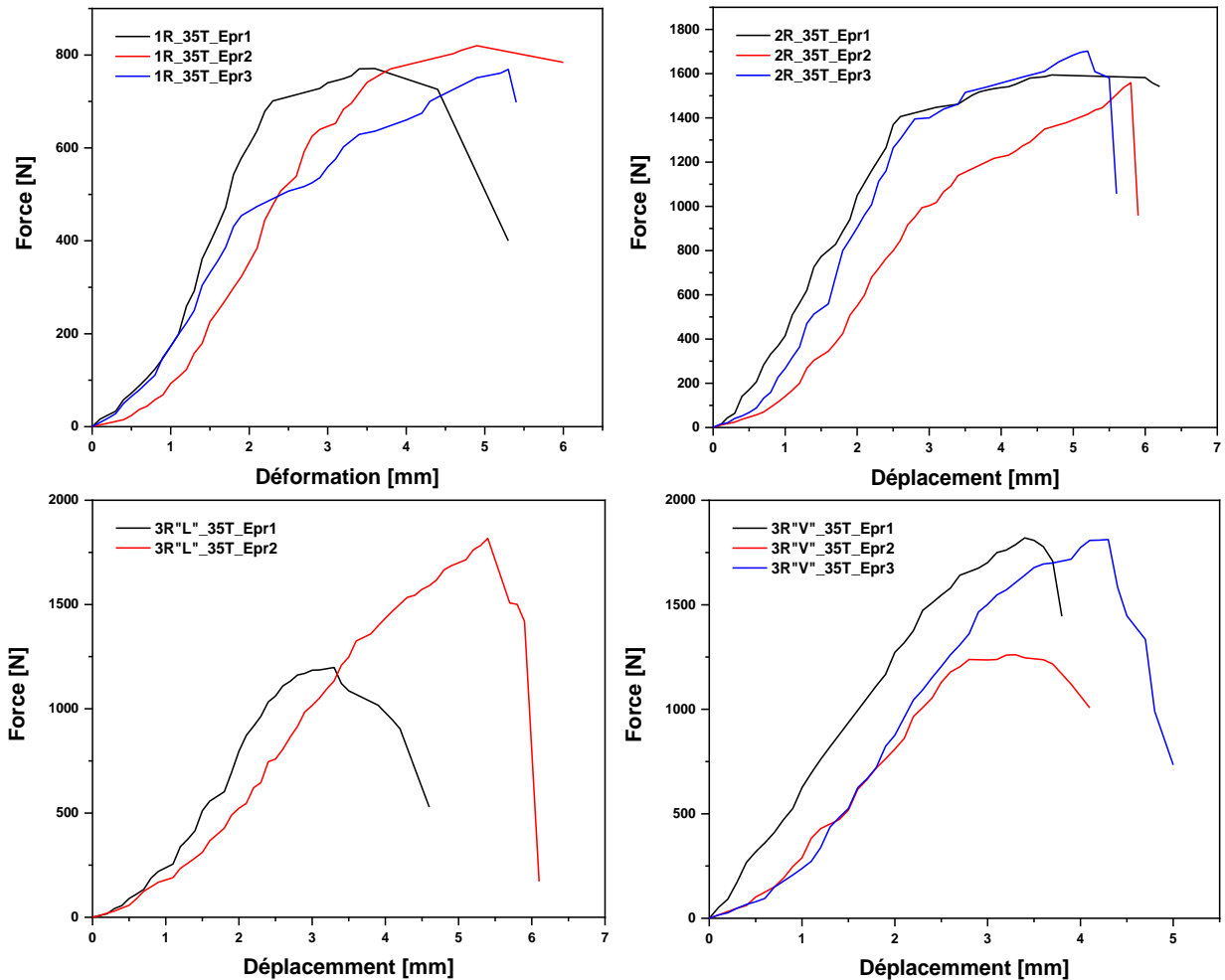


Figure IV.27 : Force / déformations de l'essai de traction l'assemblage sur les éprouvettes de type A

Chapitre IV : Caractérisations des matériaux

Dans un second temps, des essais de traction des échantillons de type B sont réalisés.



Figure IV.28 : Rupture des échantillons de type simple



Figure IV.29 : Représentation des échantillons de type B

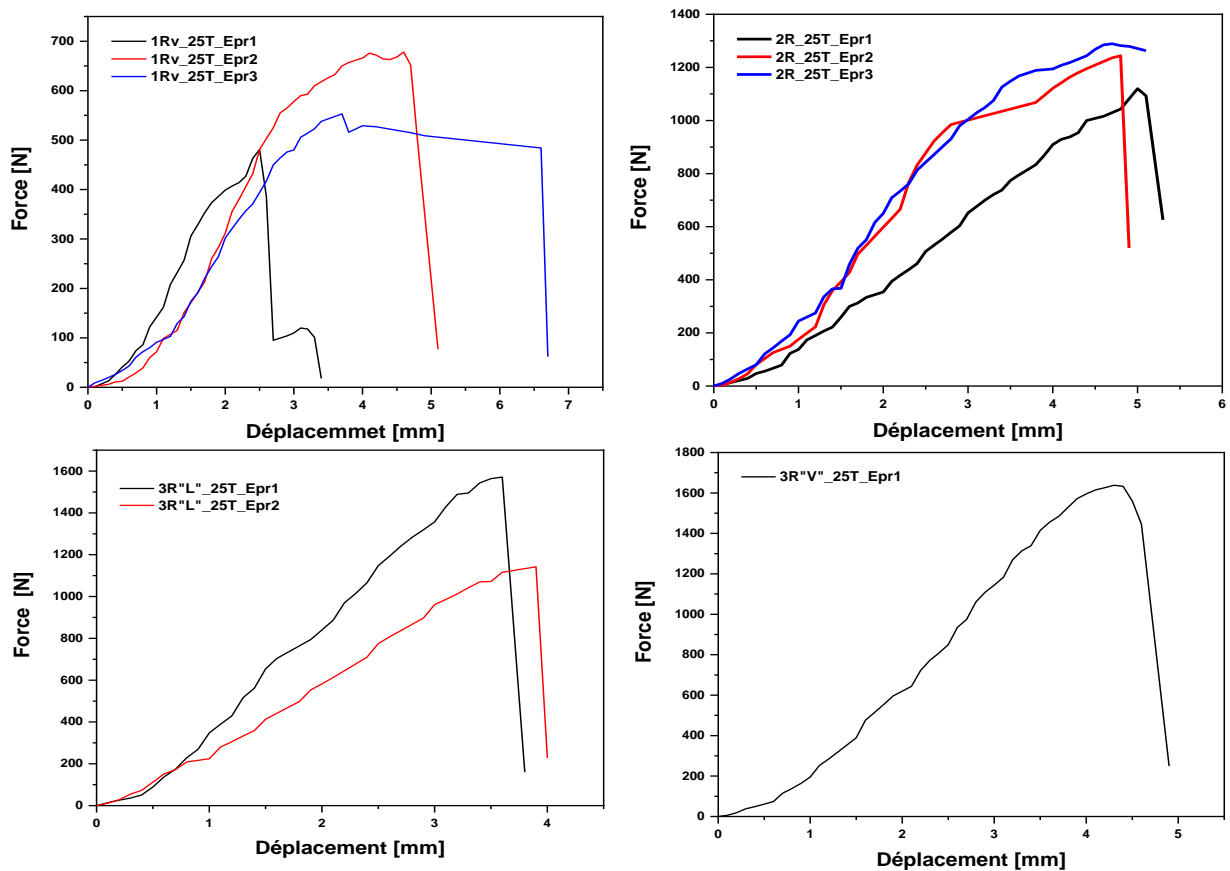


Figure IV.30 : Force / déformations de l'essai de traction l'assemblage sur les échantillons de type B

IV.4.4. Essai de traction pour les éprouvettes type C assemble

Dans cette partie, des essais de traction des éprouvettes de type C sont réalisés



Figure IV.31 : Eprouvette de type C sous effet de traction simple

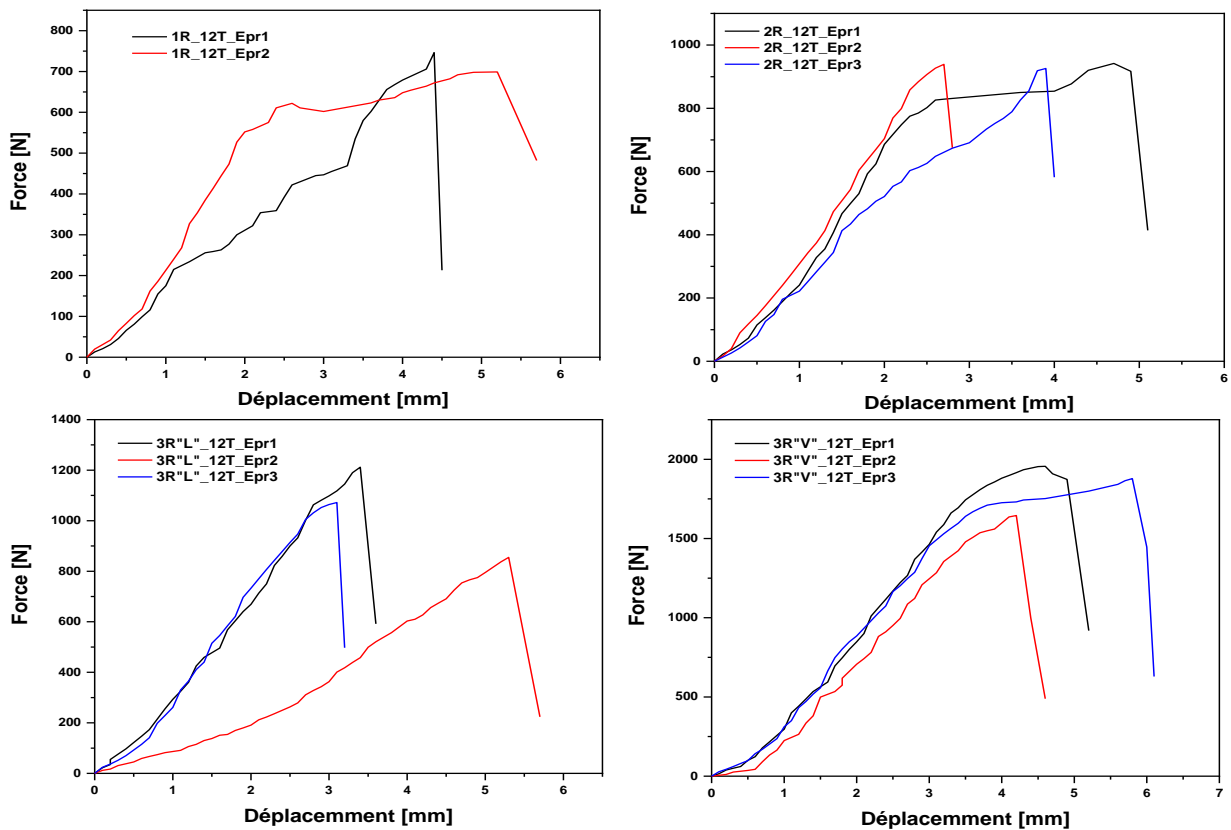
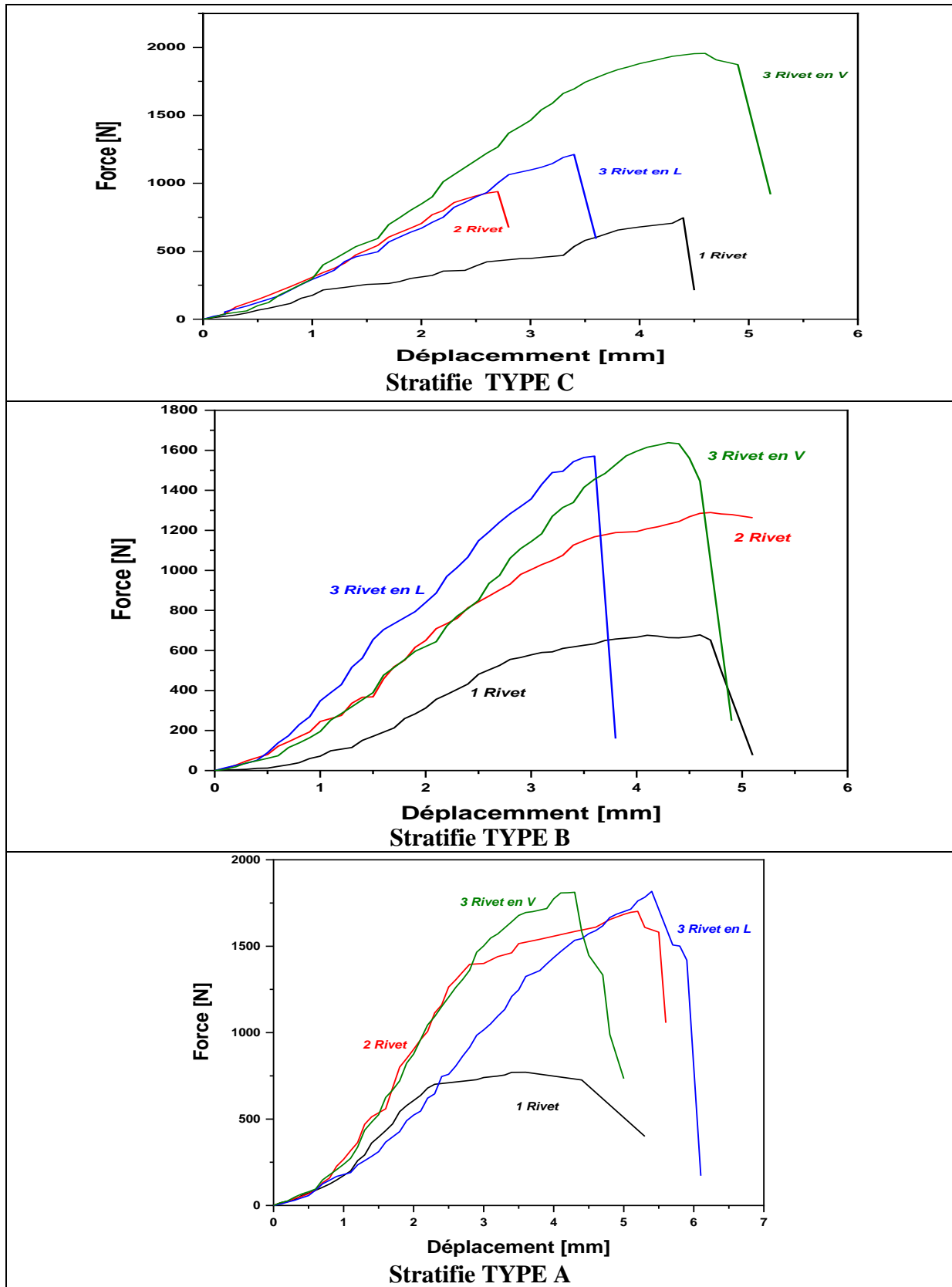


Figure IV.32: Force / déformations de l'essai de traction l'assemblage sur les éprouvettes de type C

IV.4.5. Comparaison et conclusion sur l'essai d'assemblage par rivetage sous effet de traction



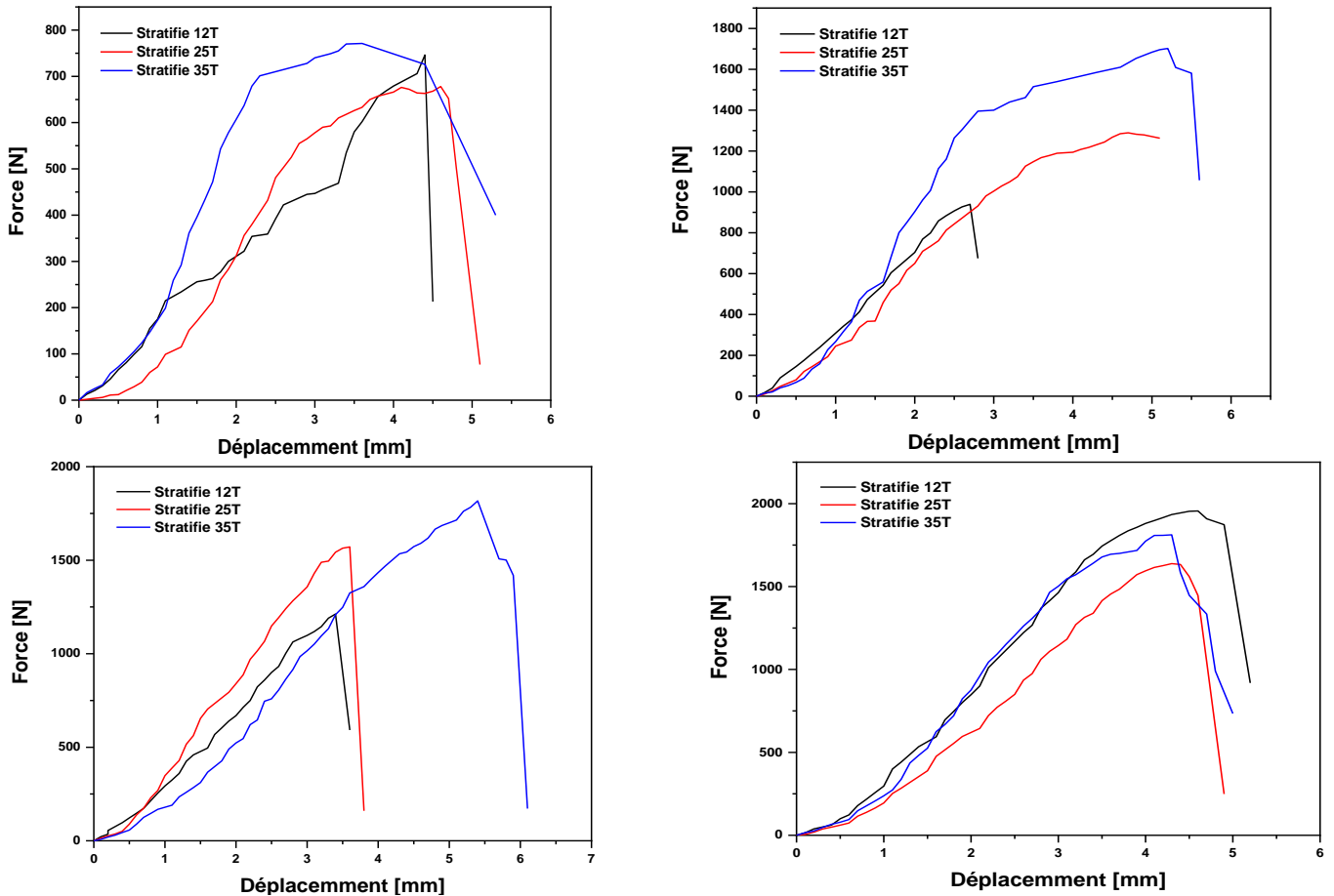


Figure IV.33 : Comparaison des stratifiés en fonction de déplacement

Conclusion des essais de traction pour les éprouvettes assemblées par rivet :

D'après les résultats obtenus :

- L'assemblage avec un seul rivet est le plus faible pour les 3 types d'éprouvettes ;
- La meilleure distribution des rivets avec une grande résistance à la traction les trois (3) rivets transversales en V ;
- Les trois (3) rivets longitudinaux sont moins résistants car la distribution des contraintes se centralise au tour des 3 trous alignés ;
- La géométrie du renfort et sa concentration sont des paramètres très importants dans le volume du composite, ce qui donne l'explication que l'éprouvette A porte toujours une résistance plus forte que les éprouvettes B et C ;
- La distribution uniforme assure l'homogénéité du renfort dans le tissu et explique que les propriétés mécaniques sont indépendantes du point de mesure.

CONCLUSION

CONCLUSION ET PERSPECTIF

CONCLUSION

Les matériaux composites sont extraordinaire matériau pour construire un aéronef capable de décoller, puis d'atterrir comme un avion conventionnel après avoir résisté à plusieurs facteurs. Pour se mettre sur orbite, l'engin aurait nécessairement une structure constituée à la fois de matériaux légers, rigides et solides, capable de résister à des d'importantes contraintes aérodynamiques.

Le composite polyester – fibre de verre se place de loin en tête des matériaux composites utilisés actuellement, dans les divers secteurs industriels.

Notre travail a pour objectif de caractériser le comportement mécanique des pièces en composite du modèle Zlin 142, pour cela plusieurs essais ont été élaborés (traction, flexion et traction par assemblage).

Les essais menés sur les éprouvettes ont confirmé la validité du concept concentration du renfort à un rôle très important sur le comportement mécaniques du composite.

L'analyse des courbes « contraintes – déformation » pour l'essai de traction a montré que la variation de la stratification ainsi que la concentration des fibres ont un effet significatif sur les comportements mécaniques. Les résultats ont montré que les éprouvettes de type A sont les plus résistantes car ils ont une masse surfacique des fibres la plus élevée, et c'est pour cela que les pièces en composite de type A sont place dans les endroits ou y as plus de contraintes.

Ensuite les résultats de l'essai de flexion est traduit sur les courbes « force – flèche » le même comportement l'éprouvettes A adopté la résistance maximum et la flèche maximum.

Les structures composites sont constituées par des assemblages d'éléments, dans notre mémoire l'assemblage par rivets est étudié, le rivetage introduit une concentration de contrainte par la création de trous qui sont particulièrement

CONCLUSION ET PERSPECTIF

néfastes pour les structure, c'est pour cela qu'on effectue un essai d'assemblage afin de trouve le comportement mécanique du composite face au rivetage

Les résultats de cette essai montre, que la meilleure distribution de rivets est en transversale en V est plus résistant à la rupture par contre l'essai d'assemblage par un seul rivet est à la plus faible résistance

Au final on analyse le graphe de comparaison entre les trois type d'éprouvette dans l'essai d'assemblage éprouvettes de type A et B sont les plus résistant.

Pour conclure les travaux de caractérisation menés sur le matériau composite taffetas / résine polyester ont permis de montre qu'il présente une bonne tenue à la rupture.

PERSPECTIVES

Les perspectives vis-à-vis la stratification on peut remplacer la stratification des pièces de type B par une couche de yplast 350, une couche de yplast 250 et une couche de yplast 120 afin d'améliore le comportement mécanique et augmenter la dure de vie de la pièce.

Pareils pour les pièces de type C on remplace par deux couche de yplast 120 et une couche de yplast 350 aux lieux de yplast 250.

BIBLIOGRAPHIE

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Journal de l'Établissement de Construction Aéronautique TAFRAOUI, Oran.
- [2] J.M. BERTHELOT, « Matériaux composite » (Comportement mécanique et analyse des structures » Institut Universitaire de technologie, Université du Maine, le Mans et institut supérieur des matériaux du mans (1992).
- [3] Conception Des Pièces Mécaniques En Plastique Et Composite. Alain Dessarthe. Edition Cetim. 2005.
- [4] Manuel de montage et assemblage du Zlin 142.
- [5] La Fibre de Verre Vetrotex. 1992.