

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique
UNIVERSITE AKLI MOHAND OLHADJ BOUIRA



Faculté des Sciences et Des Sciences Appliquées
Département Génie Civil

Mémoire de fin d'étude

Présenté par :

YAHIAOUI KHALED

SERRAYE RABAH

En vue de l'obtention du diplôme de **Master02** en :

Filière : **GENIE CIVIL**

Spécialité : **Matériaux en Génie civil**

Thème :

**ELABORATION ET CARACTERISATION DES
MATERIAUX COMPOSITES STRATIFIES HYBRIDES**

Devant le jury composé de :

KENNOUCHE Salim	UAMOB	MCB	Président
ARIBI Chouaib	UAMOB	MAA	promoteur
Hami Brahim	UAMOB	MCB	jury
ARAB Bahia	UAMOB	MAA	jury

Année Universitaire 2017/2018

SOMMAIRE

Introduction générale.....	1
1.1. Introduction	3
1.2. Présentation des matériaux composites :.....	3
1.3. Eléments constituant des matériaux composites :	4
1.3.1. Renfort :	5
1.3.1.1. Les fibres organiques et inorganiques :.....	6
1.3.1.2. Caractéristiques moyennes des fibres et renforts	8
1.3.1.3. Architecture des renforts	9
1.3.2.1. Les matrices minérales :	10
1.3.2.2. Les matrices organiques :	10
1.3.3. Constituants de la résine époxyde :.....	12
1.3.4. Interface matrice-renfort :	15
1.4. Structure du composite :.....	15
1.4.1. Les monocouches :	15
1.4.2. Les multicouches :	16
1.4.2.1. Les Stratifiés :	16
1.4.2.2. Types des stratifiés :	17
1.4.2.3. Les Stratifiés Hybrides :	18
1.5. Procédé de fabrication des composites.....	18
1.5.1. Moulage au contact	19
1.5.2. Moulage par projection simultanée.....	19
1.5.3. Moulage par injection de résine RTM	20
1.6. Evolution des composites en Aéronautique	21
2. Introduction	25
2.1. Essais de traction	25
2.1.1.Eprouvette de traction	25
2.2.Les essais de flexion.....	26
2.2.1.Description des essais.....	26
2.2.2. Epreuve de flexion :	27
2.3. Essais de fluage	28
2.3.1. Epreuves	28
2.3.2. La courbe de fluage.....	28
2.4.Mécanismes d'endommagement des composites.....	29
2.4.1. Les mécanismes primaires	30
2.5. Moyens de détection des dommages	35
3.1. Introduction	36
3.2. Caractérisation des éléments constituant	37
3.2.1. Matrice EPOCAST 50-A1 /HARDNER 946.....	37
3.2.1.1. Résine époxy.....	37
3.2.1.2. Le durcisseur 946.....	38
3.2.1.3. Propriétés de kit EPOCAST 50-A1/HARDNER 946 après polymérisation ..	38
3.2.1.4. Caractérisation de résine utilisée	39
3.2.2. Tissu de verre	42
3.2.2.1. Essai de traction.....	44
3.2.3. Tissu de fibre de carbone	46
3.2.4. Tissu de jute	48
3.3. Définition des fonctions de la pièce	49
3.6. Problèmes rencontrés lors de la réalisation	50

SOMMAIRE

3.7. Présentations des matériaux utilisés	50
3.7.1. La surface de travail	50
3.7.2. Les moyennes de mise en forme	50
3.8. Procédure de fabrication.....	52
3.9. La pompe à vide	57
3.10. Préparation des éprouvettes pour essai de traction	60
3.11. Caractérisation mécanique des plaques stratifiées :	62
3.11.1. Stratifié bidirectionnel	62
3.11.2. Stratifiés hybrides	67
3.11.3. Teste de l'adhérence.....	70
Conclusion générale	72

LISTE DES TABLAUX

Tableau1: l'influence de la nature des fibres sur propriétés physiques et mécaniques des renforts.....	8
Tableau 2 :Les propriétés de résine époxy	38
Tableau 3 : PROPRIETES DE DURCISSEUR	38
Tableau 4 : Propriétés époxy/ durcisseur.....	38
Tableau 5 : Caractéristique mécanique en traction de la résine époxy.....	41
Tableau 6 : Composition de verre de types E, D, R	43
Tableau 8 : Propriétés de fibre de verre utilisée	44
Tableau 9 : Propriétés mécaniques de traction	46
Tableau 9 : Caractéristique de fibre de verre D.....	47
Tableau 10 : Caractéristiques du tissu de jute.....	49
Tableau 11 : Caractéristiques du feutre de drainage.....	51
Tableau 12 : Propriétés de system tapie chauffant	58
Tableau 13 : Propriétés mécaniques calculés des stratifiés testés	66
Tableau 14 : Propriétés mécaniques calculés des stratifiés hybrides	69
Tableau 15 : Propriétés mécaniques calculés des éprouvettes d'adhérence type 4/4	71

LISTE DES FIGURES

Figure 1. Schéma matériau composite [5].....	3
Figure 2. Différentes bases pour classification des composites	4
Figure 3. Types de renforts.....	6
Figure 4. fibre de verre	6
Figure 5. fibre de carbone.....	7
Figure 6. Procédé de fabrication des fibres de carbone ex-PAN.....	8
Figure 7. fils des chaines (UD).....	9
Figure 8. fils des taffetas	9
Figure 9. Présentation schématique des différents types de matrice.	10
Figure 10. Photographie du modèle 3D du constituant DGEBA n=2 avec présentation chimique des principaux groupes constitutifs	13
Figure 11. Molécule (TGPAP)	14
Figure 12. Molécule (TGDDM)	14
Figure 13. Composite monocouche.....	16
Figure 14. Composites stratifiés.....	16
Figure 15. Poutre Sollicitée en Flexion	17
Figure 16. Moulage au contact	19
Figure 17. Moulage par projection simultanée.....	20
Figure 18. Moulage par injection de résine RTM	21
Figure 19. Les différentes introductions de pièces composites sur les avions Airbus	22
Figure 20. Pièces de structure en composite sur avion Airbus A320	23
Figure 21. Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de gamme Airbus.....	24
Figure 22. Dimensions des éprouvettes de traction.....	25
Figure 23. Machine de traction.....	26
Figure 24. Essai de flexion trois points	26
Figure 25. Essai de flexion quatre points	27
Figure 26. Dimensions des éprouvettes de flexion.....	27
Figure 27. Banc d'essai de flexion.	28
Figure 28. Courbe type de fluage.	29
Figure 29. Mécanismes d'endommagement observés dans un composite.....	30
Figure 30. Fissuration transversale de la matrice	31
Figure 31. Fissuration longitudinale de la matrice	31
Figure 32. Rupture de la Fibre.....	31
Figure 33. Rupture de l'interface.	32
Figure 34. Propagation de la fissure dans le cas d'une forte adhérence fibre-matrice.	32
Figure 35. Propagation de la fissure dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice.	33
Figure 36. Réponse de structure à une sollicitation de type impact en fonction de la vitesse d'impact.....	33
Figure 37. Endommagement typique d'un stratifié après impact.....	34
Figure 38. Résine époxy 50-A1.....	37
Figure 39. Durcisseur 946	38
Figure 40. Dimensionnement de l'éprouvette époxy	39
Figure 41. Moule pour confection des éprouvettes en résine	39
Figure 42. Eprouvette de la résine époxy	40
Figure 43. Banc d'essais de traction.....	40
Figure 44. Comportement de traction de la matrice époxy Epocast 50-A1.....	41
Figure 45. Comportement en traction des matrices utilisée	42
Figure 46. Radome de l'avion	42
Figure 47. Eprouvettes de fibre de verre	44

LISTE DES FIGURES

Figure 48. Rupture de fibre après essai de traction	44
Figure 49. Essai de traction de fibre de verre.....	45
Figure 50. Comportement traction de fibre de verre type D	45
Figure 51. Tissu de fibre de carbone.	47
Figure 52. Banc d'essai de traction sur tissu de carbone.....	48
Figure 53. Comportement en traction des fibres en carbone taffetas	48
Figure 54. Fibre de jute utilisé pour la conception des éprouvettes	49
Figure 55. Table de travail	50
Figure 56. Tissu d'arrachage	51
Figure 57. Feutre de drainage.....	52
Figure 56. Fixation du film de mise sous vide	52
Figure 59. Dépôt du tissu d'arrachage.....	53
Figure 60. Pose des feuilles de tissu en verre.....	54
Figure 61. Pose des feuilles de tissu en jute	53
Figure 62. Pose des feuilles du tissu de différentes fibres.....	54
Figure 63. Dépôt de la résine sur les tissus	54
Figure 64. Dépôt du tissu d'arrachage.....	55
Figure 65. Dépôt du feutre de drainage.....	55
Figure 66. Mis en place le tuyau de pompage.....	57
Figure 67. Appareil de pompage.....	56
Figure 68. Ruban adhésif.....	56
Figure 69. Fermeture hermétique du sac à vide	56
Figure 70. Début du processus de pompage.....	57
Figure 71. Console ANITA NG 9201	58
Figure 72. Organigramme des étapes d'élaboration sous vide (méthode de patch)	59
Figure 73. Démoulage de la plaque.....	62
Figure 74. La plaque finie.....	60
Figure 75. Machine de découpage.....	60
Figure 76. Éprouvette en fibre de carbone	61
Figure 77. Talon troué et découpé.....	61
Figure 78. Éprouvette de traction fibre/époxy.....	62
Figure 79. Eprouvettes découpées.....	64
Figure 80. Eprouvettes talonnées	62
Figure 81. Banc d'essai de traction	63
Figure 82. Rupture d'éprouvette après traction.....	63
Figure 83. Comportement en traction des stratifiés 5 plis en jute	64
Figure 84. Comportement en traction des stratifiés 5 plis en fibre de verre.....	64
Figure 85. Comportement en traction des stratifiés 8plis en fibre de verre.....	65
Figure 86. Comportement en traction des stratifiés 8plis en fibre de carbone taffetas	65
Figure 87. Comportement en traction des stratifiés hybrides VJCJV	67
Figure 88. Comportement en traction des stratifiés hybrides CJVJC.....	67
Figure 89. Comportement en traction des stratifiés hybrides VJJV	68
Figure 90. Comportement en traction des stratifiés hybrides VJVJV	68
Figure 91. Comportement en traction des stratifiées superposée sur jute	70
Figure 92. Comportement en traction des stratifiées superposée sur carbone.....	70

Introduction générale

Le développement de l'utilisation des matériaux composites dans les structures nécessite de mettre en places les outils nécessaires à la modélisation et à l'analyse des structures stratifiées hybrides, leurs propriétés mécaniques spécifiques permettent en effet un allègement des structures, particulièrement lors de leur introduction dans des secteurs d'activités comme l'aéronautique, l'automobile et le sport. Ainsi, les trois grandes classes des matériaux composites, à matrices céramiques, métalliques et polymères, connaissent un développement remarquable.

Les matériaux composites sont des matériaux à haute performance mécanique, ils offrent des réponses aux différents besoins industrielles, pour les domaines qui nécessitent des spécifications techniques dépassent les avantages des matériaux massifs, dans ce cadre, les stratifiés hybrides à base de matrices époxy et fibres de différents types sont adéquates afin d'obtenir des propriétés souhaitées tel que la légèreté, la rigidité et la résistance mécanique élevée.

L'élaboration des matériaux composites est faite généralement par les différentes méthodes sous vide, en permettant d'obtenir un produit avec taux min de résine, car cette dernière, joue un rôle de protecteur en assurant bien la transmission des sollicitations mécaniques vers le renfort.

Au niveau de l'unité de recherche (URMPE) les travaux sur les matériaux composites s'articulent sur plusieurs axes, parmi lesquels, on cite l'influence des propriétés de la matrice sur le comportement des matériaux composites, pour cette étude nous avons réalisé ce travail qui est divisé en trois chapitres :

Le premier chapitre est une présentation générale des matériaux composites, en précisant le rôle de chaque constituant ainsi les différentes techniques de mise en forme, ce dernier se termine par une présentation de ces matériaux dans l'aéronautique.

Le deuxième chapitre présente les différentes techniques et des essais de caractérisation des matériaux composites afin de déterminer les paramètres mécaniques classiques. Ainsi, une image claire sur les mécanismes de ruine et de défaillance des stratifiés composites.

Le troisième chapitre consiste à la présentation des différentes étapes suivi pour l'élaboration des plaques de (30/30)cm de dimensions où nous décrivons les différents stratifiés hybride à base des fibres et à matrices époxydes (EPOCAST 50-A1, BY157, EE188) et après la réalisation des plaques, on les découpe en éprouvettes selon les normes exiger.

CHAPITRE I : Généralité sur les matériaux composites

L'élaboration s'effectue au niveau de l'atelier des composites au niveau de la société d'Air Algérie.

Les caractérisations des stratifiés et hybrides élaborés sont faite afin de déterminer leurs paramètres mécaniques et qui nous permet aussi d'élaborer le protocole de l'essai de relaxation. Et on termine cette étude par une conclusion qui englobe les résultats obtenus.

1.1. Introduction

Aujourd'hui, nous enregistrons une progression importante dans l'emploi des matériaux composites dans des domaines aussi divers que l'aéronautique, l'automobile, le sport et les loisirs. Parmi les matériaux composites les plus utilisés, nous pouvons citer les matériaux stratifiés hybrides, les structures stratifiées hybrides occupent un large créneau dans les constructions des pièces composites. Historiquement, ce sont les premières structures composites allégées et performantes [1][2][3].

L'objectif de ce premier chapitre est de positionner la problématique des matériaux stratifiés hybrides en nous attachant à mettre en évidence toutes les particularités propres.

1.2. Présentation des matériaux composites :

Le mot matériaux composite indique un matériau solide et hétérogène, formé de plusieurs composants distincts, dont l'association confère à l'ensemble des propriétés qu'aucun des composants considérés ne possède séparément [1]. La réalisation d'un matériau composite nécessite donc l'association d'au moins deux composants : le renfort et la matrice, qui doivent être compatibles entre eux et se solidariser, pour cela un agent de liaison, appelé interface, est nécessaire (Figure1). Des charges et des additifs peuvent être rajoutés au composite sous forme d'éléments fragmentaire, de poudre ou de liquide, afin de modifier une propriété de la matière à laquelle on les rajoute. (Par exemple la tenue aux chocs, la résistance aux UV, la résistance aux feux ...). Il est constitué généralement d'une ou de plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes le composite est dit hybride. La phase discontinue est habituellement plus dure et avec des propriétés mécaniques en traction supérieures à celle de la phase continue [4].

La phase continue est appelée matrice, la phase discontinue est appelée renfort

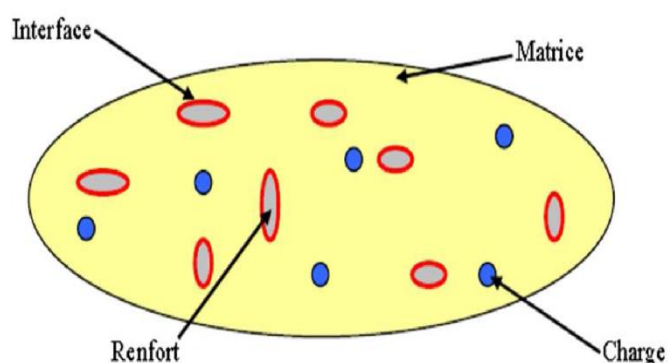


Figure 1. Schéma matériau composite [5]

Les composites utilisent des matériaux basés sur une matrice renforcée de fibres longues ou courtes de différentes natures [1].

On peut distinguer deux grandes familles de composites, les composites Grandes Diffusions (GD) et les composites Hautes Performances (HP). Ce qui les différencie ce sont leurs caractéristiques spécifiques, leurs distributions géométriques, et leur interférence.

Les GD sont les plus utilisés dans divers domaines. Ils représentent plus de 90% du marché des composites. Leur fabrication se fait à partir de fibre courte. Ce sont généralement des plastiques armés ou des plastiques renforcés, d'un taux de renfort de 30%, avec un assemblage de base résines polyesters (95% des résines thermodurcissables) en plus des fibres de verre.

Les HP eux, sont des composites utilisés pour les technologies de pointe. Leurs coûts sont élevés en raison des renforts appropriés (fibres longues), qui sont chère, mais d'un taux de renforcement supérieur à 50%, et ils présentent des propriétés mécaniques spécifiques excellentes. On les trouve avec un pourcentage élevé dans l'aéronautique, le sport et le domaine médical. On voit donc bien que les HP sont les mieux placés concernant les propriétés mécaniques que GD [6].

La classification des composites se fait selon la nature de ces deux éléments constitutants (matrice, renfort) qui généralement sont des résultats de l'association entre : polymère, métal ou céramique. Une autre voie de classification est basée sur la forme du renfort, qui peut être fibreuse ou granulée.

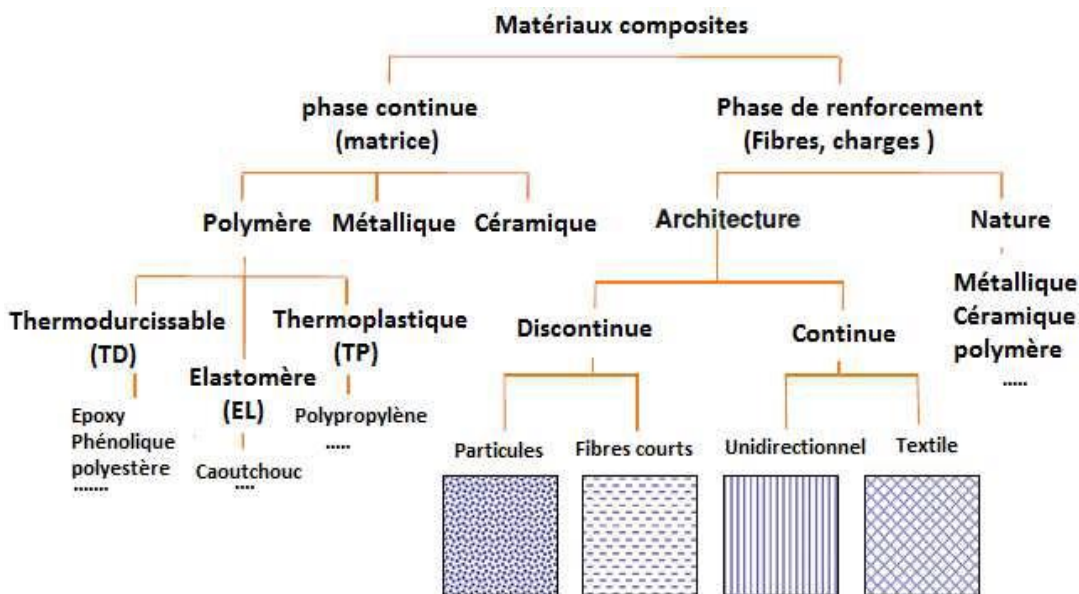


Figure 2. Différentes bases pour classification des composites

1.3. Eléments constitutants des matériaux composites :

Un matériau composite est constitué d'une ossature appelée renfort qui assure la tenue mécanique et d'une protection appelée matrice qui est généralement une matière plastique

(résine thermoplastique ou thermodurcissable) et qui assure la cohésion de la structure et la retransmission des efforts vers le renfort. Les charges et Les additifs peuvent être utilisés dans certains cas.

1.3.1. Renfort :

Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfacique (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexe, tissage tri directionnel ou plus) [7].

Les renforts peuvent être catégorisés selon leurs géométries (fibres longues, fibres courtes, particules ou charges renforçantes) selon leurs textures et architecture (unidirectionnels, toile ou taffetas... etc.) ou encore selon les matériaux utilisés pour fabriquer les fibres ou on peut distinguer cinq grandes classes de fibres les plus commercialisés dans le marché ; les fibres végétales [8].

On dit qu'une **fibre est longue** lorsque sa longueur est identique à celle de la pièce, on parle alors de fibre continue. Les fibres sont coupées au moment de la fabrication du matériau composite, elles sont alors non travaillées (sous forme de mats) ou travaillées (tissées, tressées) pour obtenir des structures complexes telles que les toiles ou les taffetas.

Les fibres courtes ou discontinues ne mesurent que quelque centimètre, parfois des fractions de millimètres. Leur configuration peut être soit séparer, soit agglomérées sous forme de mats [9][10].

Les renforts contribuent à améliorer la résistance mécanique et la rigidité des matériaux composites et se présentent sous forme filamentaire, allant de la particule de forme allongée à la fibre continue qui donne au matériau un effet directif, sont caractérisés par :

- La nature de la fibre, minérale ou organique.
- L'architecture du renfort.

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure3 :

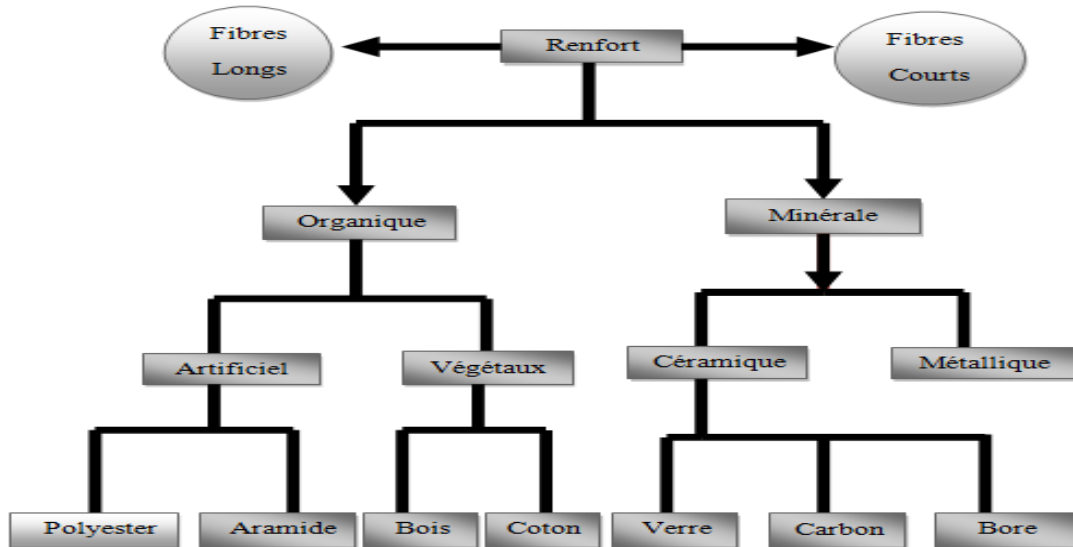


Figure 3. Types de renforts

1.3.1.1. Les fibres organiques et inorganiques :

a) Fibres de verre :

Elles sont obtenues à partir de silice et d'additifs. Le verre est coulé en fusion à 1.250°C à travers une filière en platine-rhodium, après refroidissement, les filaments sont étirés pour obtenir des fibres continues. Suivant les applications auxquelles elles sont destinées, les fibres de verre sont réparties en trois qualités :

- Fibres E pour les composites grandes diffusions (GD) ;
- Fibres D pour les applications dans la construction électrique (circuits imprimés) ;
- Fibres R pour les composites hautes performances (HP).

L'utilisation des fibres de verre dans les composites est principalement limitée par un vieillissement accéléré au contact prolongé de l'eau, des rayonnements UV ou de T° élevées [1][9] [10] [11].



Figure 4. fibre de verre

Tableau 1 : les différentes caractéristiques de chaque type de verre [11].

Verre E	Verre D	Verre R
Usage général, Bonnes propriétés électrique, (totalité du tournage).	Haute propriétés Diélectrique (construction télécommunication, GC et militaire).	Haute résistance mécanique (aéronautique en particulier).

b) Fibres de carbonées :

Leur production repose sur la maîtrise de la production des fibres acryliques, précurseurs traditionnels des fibres de carbone, de formule générique $(CH_2-CHCN)_n-(CH_2-CXY)_n'$ (acrylonitrile + comonomère) par la voie classique du solvant, dite PAN. On opère par carbonisation de la fibre de poly acrylonitrile (PAN) sous l'atmosphère neutre d'azote dans des fours à pyrolyse de façon à ne conserver que la chaîne carbonée [13].



Figure 5.Fibre de carbone

c) Procédés de fabrication :

À partir de 1879, **Thomas Edison** utilise des fibres de bambou carbonisées à haute température. En 1880, Lewis Latimer améliore le procédé de Thomas Edison pour obtenir des filaments de carbone fiables, permettant d'obtenir des durées de fonctionnement des ampoules de plusieurs centaines d'heures, la production industrielle de fibres de carbone démarra à la fin des années 60 - début des années 70. Il y a plusieurs techniques de fabrication mais les fibres de carbone généralement sont obtenues à partir de poly-acrylonitrile (fibres ex-PAN) ou de brai issu de la houille ou du pétrole (fibres ex-brai). Il y a trois fabricants principaux de fibres de carbone, Hexcel (Etats-Unis), Toray et Toho-Tenax (Japon) mais le procédé de fabrication est globalement le même [14].

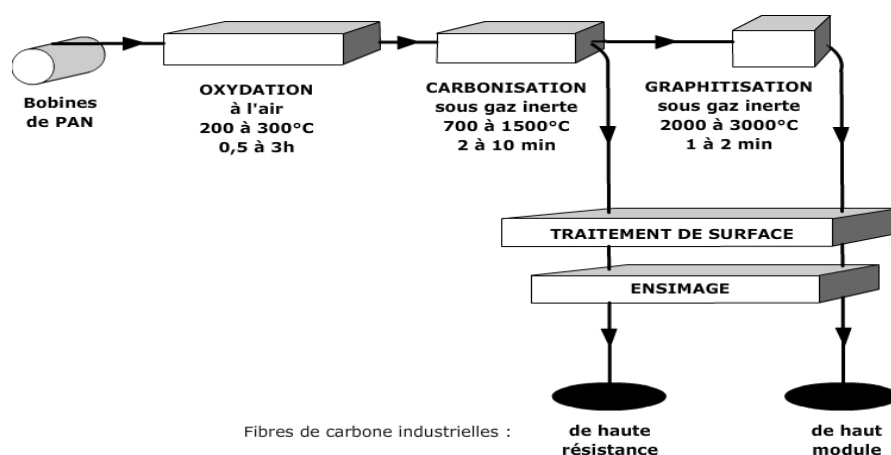


Figure 6. Procédé de fabrication des fibres de carbone ex-PAN

d) Fibre de jute :

Le jute est une plante des régions tropicales (genre *Corchorus*) appartenant à la famille liliacées. La tige atteint une hauteur de 4 à 6m avec un diamètre d'environ 3 m. Le jute pousse essentiellement au Bangladesh qui détient un quasi-monopole de son commerce en existe deux (une blanche et une rouge), ce qui exige un triage préalable avant l'utilisation. La fibre est très courte et très lignifiée. L'extraction de la fibre technique est obtenue par rouissage et décorticage. Après le rouissage, on détache la fibre, on nettoie la filasse et on rince à l'eau 3 m [37][38].

1.3.1.2. Caractéristiques moyennes des fibres et renforts

Les propriétés physiques et mécaniques sont fortement influencées par la nature des fibres comme l'indique le tableau suivant :

TABLEAU 1: L'influence de la nature des fibres sur propriétés physiques et mécaniques des renforts

Renforts	Diamètre du filament (µm)	Masse volumique (kg.m ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	d	Mv	E	G	k	C _r	A	α
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	0,5*10 ⁻⁵
Verre R	10	2 500	86 000		0,2	3 200	4	0,3*10 ⁻⁵
Carbone HM	6.5	1 800	390 000	20 000	0,35	2 500	0,6	0,08*10 ⁻⁵
Carbone HR	7	1 750	230 000	50 000	0,3	3 200	1,3	0,02*10 ⁻⁵
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0,4	2 900	2,3	-0,2*10 ⁻⁵
Bore	100	2 600	400 000			3 400	0,8	0,4*10 ⁻⁵
Silicate d'alumine	10	2 600	200 000			3 000	1,5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

1.3.1.3. Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent des performances médiocres en compression et en cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée [2].

Il existe différentes géométries et textures de renforts :

a) Les unidirectionnels (UD) :

Dans une nappe UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère. Taux de déséquilibre très grand.

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise. [9]

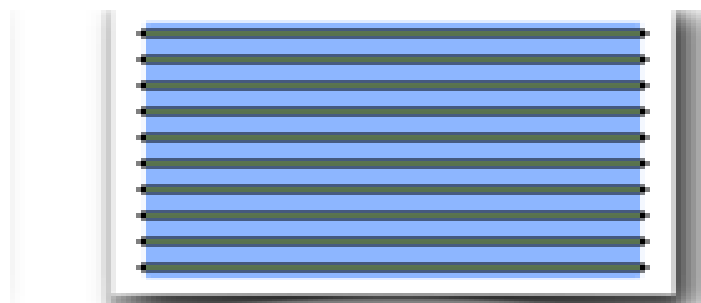


Figure 7. fils des chaînes (UD)

b) Toile ou taffetas :

Chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement. Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques.

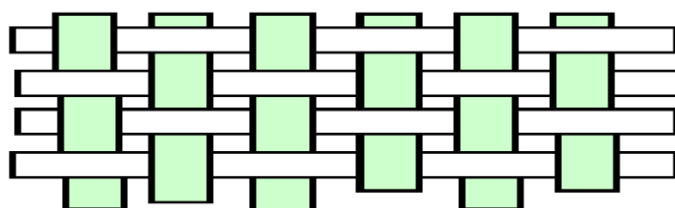


Figure 8. fils des taffetas

1.3.2. Les matrices :

Les résines doivent être assez déformables et doivent présenter une bonne compatibilité avec les fibres, en outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de manière à conserver au matériau composite des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées. Compte tenu de ces contraintes, les résines utilisées sont des polymères, modifiés par différents adjuvants et additifs: agents de démoulage, stabilisants, pigments [15].

Deux grandes familles de résines polymères existent: les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables. Ces deux types de résine possèdent la faculté de pouvoir être moulés ou mis en forme, pour donner soit un produit fini, soit un produit semi-fini dont la forme peut être modifiée.

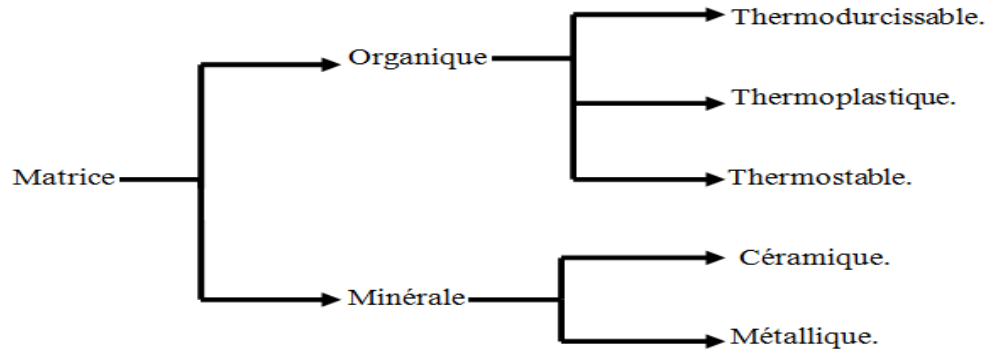


Figure 9.Présentation schématique des différents types de matrice.

1.3.2.1. Les matrices minérales :

Les matrices minérales peuvent être constituées de carbure ou carbone dans le cas des matrices céramiques ou d'aluminium, de magnésium, dans le cas de matrices métalliques. Ces matrices de nature métallique ou céramique sont utilisées pour des applications à haute température (entre 500 et 1000°C), ce qui explique leur coût de fabrication très élevé et la difficulté de l'élaboration de cette catégorie de matériaux. Ce type de matrice ne peut être associé qu'à des fibres Si Cou à des fibres de carbone [16] [11].

Elles sont employées fréquemment dans les domaines du spatial, du militaire, et des dispositifs de freinage, ainsi qu'aéronautique c'est précisément ce dernier domaine qui nous intéresse [2].

1.3.2.2. Les matrices organiques :

On utilise souvent des Composites à Matrice Organique (CMO) formés de résines faites de matières plastiques (polymères), en raison de leur bonne caractéristique variante. Les matrices polymères peuvent contenir des charges plus aux moins renforçables. Aujourd'hui, ils représentent le volume le plus important à l'échelle industrielle.

La matrice d'un matériau composite organique peut apparaître sous différents types de polymères. Les résines les plus employée sont les résines thermodurcissables (TD) et les résines thermoplastiques (TP), ce sont elles qui ont les meilleures propriétés mécaniques et une résistance chimique intéressante [15].

a) Les résines thermoplastiques :

Ont de faibles propriétés mécaniques, se déforment sous l'effet de la chaleur et durcissent au cours du refroidissement. Le processus de transformation chimique qui correspond à leur fabrication est réversible : ils sont donc recyclables. Elles sont solides, généralement solubles, formées de chaînes distinctes bien compactées, liées entre elles par les seules liaisons secondaires (force de Van der Waals, liaisons d'hydrogène) et mises en forme par chauffage et refroidissement.

Les plus utilisées sont les polypropylènes (**PP**), les polychlorures de vinyle(**PVC**), les polyéthylènes, les polystyrènes (**PS**), polycarbonate(**PC**) les polyamides (**PA 6, 6-6**), et les polyéther-éther-cétone (**PEEK**) [1] [16].

b) Les résines thermostables :

On dit qu'une résine est thermostable quand elle garde ses mêmes propriétés ou caractéristiques à des températures très élevées, elle est connue sous le nom de matrice organique à hautes propriétés thermiques, et elle se distingue essentiellement des autres résines par ses performances thermiques. Les résines thermostables présentent de bonnes propriétés mécaniques jusqu'à des températures relativement élevées (<300°C). Elles sont développées surtout dans les domaines de l'aviation, de l'espace et de la fabrication des circuits imprimés [16].

c) Les résines thermodurcissables :

Ont des propriétés mécaniques élevées, elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Elles ont aussi de bonnes caractéristiques pour les applications à haute température. Elles sont mises en forme par chauffage lors d'une transformation irréversible. Leur point fort réside dans leur structure pâteuse à une température ambiante, donc plus facile à manipuler pour la réalisation du composite.

Les principales résines thermodurcissables sont [17] :

- Les résines polyesters insaturées, polyesters condensés, vinylesters ;
- Les résines de condensation: phénoliques, aminoplastes, furaniques ;
- Les résines époxydes.

Dans l'atelier de composites situé à la compagnie **d'Air Algérie** la résine utilisée est la résine thermodurcissable époxydes

d) Les résines époxydes :

L'époxy ou scientifiquement nommé poly époxyde est un thermodurcissable composé d'une résine dite pré polymère qui contient des monomères dont les fonctions époxydes sont les groupements réactifs de la résine, et le durcisseur permettant l'ouverture du cycle époxy et la

liaison entre les monomères. Pour cela, les durcisseurs doivent posséder au moins deux fonctions pouvant réagir avec le pré polymère en déclenchant la copolymérisation

Les résines époxydes sont les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées. Ces résines sont essentiellement utilisées pour la réalisation des composites hautes performances (HP). Les résines époxydes, généralement utilisées sans charges, sont les matrices des composites thermodurcissables à hautes performances [18] [19] [20] [21]. Pour bénéficier des performances élevées de ces résines époxydes, il est nécessaire d'avoir des temps de transformation et surtout de cuisson très longs (plusieurs heures), à des températures relativement élevées (50 à 100 °C). A température ambiante, les résines sont généralement liquides et se solidifient lors de leur mise en œuvre sous l'influence de la chaleur (résines mono-composants) et/ou d'un additif appelé durcisseur (résine thermodurcissable à froid et à chaud). La transformation de la résine époxyde de l'état liquide à un état solide par une cuisson et/ou par l'action d'un durcisseur est en réalité une modification chimique : la polymérisation. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois et ne sont pas recyclables.

Les résines époxydes sont intéressantes car elles présentent:

- Une très bonne mouillabilité des renforts ;
- Une excellente adhérence sur les charges ;
- Une bonne tenue mécanique (traction, flexion et compression).

Certains désavantages existent aussi:

- Un coût relativement élevé ;
- La nécessité de précaution lors de la mise en œuvre.

1.3.3. Constituants de la résine époxyde :

a) Pré polymère :

D'une façon générale, les pré polymères sont caractérisés par les facteurs suivants :

n : est le degré de polymérisation qui dépend du rapport molaire entre l'épichlorhydrine et le diphenylo-propane. Suivant sa valeur, la molécule est plus ou moins longue, et la viscosité du produit est alors modifiée :

- Si $0 < n < 1$: le pré polymère est liquide ;
- Si $1 < n < 1,5$: le pré polymère est très visqueux ;
- Si $n > 1,5$: le pré polymère est sous forme solide.
- **Mn (g/mol)** représente la masse molaire du pré polymère : $Mn = 340 + 248n$;

- **L'indice époxyde (IE)** : est le nombre d'équivalents d'époxydes, c'est-à-dire de moles d'époxydes contenues dans un kilogramme de pré polymère (équivalent époxyde / kg de résine ou mol/kg), avec $IE = 2000/M_n$;
- **Le poids équivalent d'époxydes (EP)**: c'est la quantité de résine en grammes contenant un équivalent d'époxyde. Selon le nombre de fonctions époxydes que possède le pré polymère (2, 3 ou 4), celui-ci est bi, tri ou tétra-fonctionnel. Il existe de nombreux pré polymères époxydes, le plus connu d'entre eux étant la DGEBA ou DiGlycidylEther du Bisphénol A. C'est le premier pré polymère époxyde apparu sur le marché et le plus répandu puisqu'il constitue à lui seul 95 % de la production mondiale [22]. Sa structure chimique est présentée dans la (**figure 12**) [23].

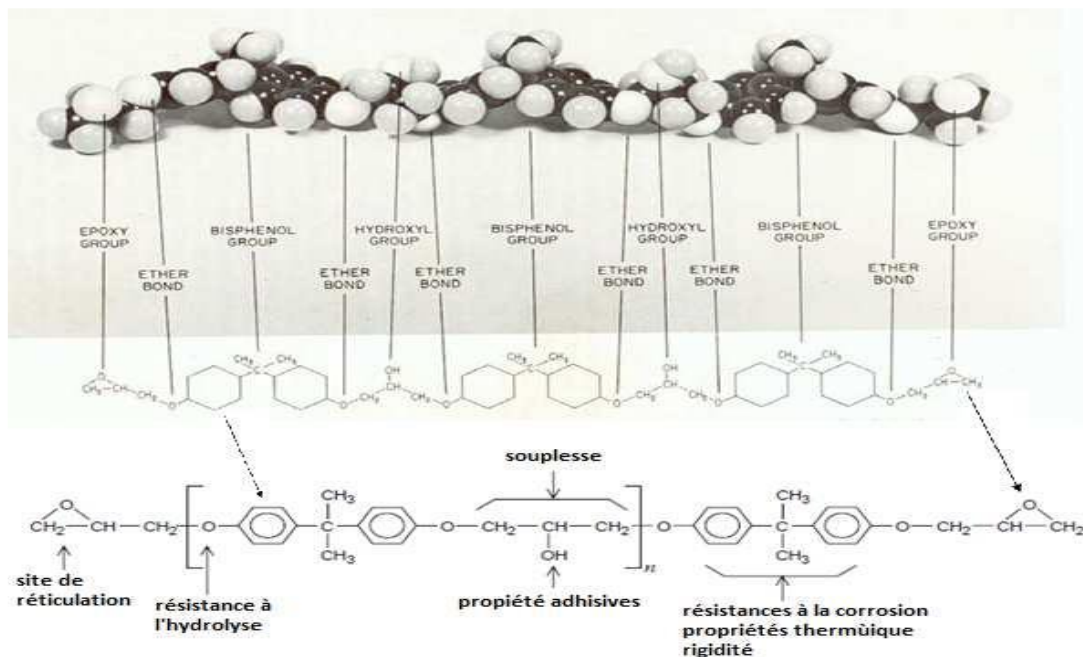


Figure 10. Photographie du modèle 3D du constituant DGEBA n=2 avec présentation chimique des principaux groupes constitutifs

Il existe d'autres époxydes multifonctionnels avec des fonctionnalités de trois et quatre tel que :

- **Epoxyde phénolique**, obtenue par polycondensation d'un phénol et d'un aldéhyde en milieu alcalin. Après réaction, un réseau tridimensionnel se forme, constitué par des ponts méthylènes.
- **Triglycidyl p-aminophénol (TGAP)** : c'est une résine trifonctionnelle appelée TriGlycidylétherdu Para-Amino Phénol(TGPAP). Cette résine est très utilisée pour la fabrication des pré-imprégnés et des adhésifs ; sa formule chimique est la suivante

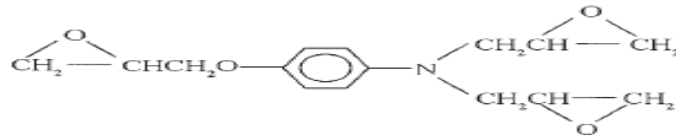


Figure 11.Molécule (TGPAP)

- **Tétraglycidyl l'éther de 4,4' diaminodiphénylméthane (TGDDM)** : Résines époxydes à base d'amines aromatiques. Ces résines ont d'excellentes propriétés thermiques, sa formule se présente comme suit :

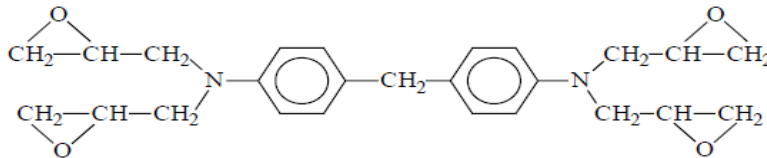


Figure 12.Molécule (TGDDM)

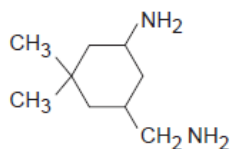
b) Le durcisseur :

Le durcisseur est un agent de réticulation qui, par réaction chimique avec les groupements époxydes, permet l'ouverture du cycle époxyde et réagit avec le pré polymère afin de relier les chaînes en un réseau tridimensionnel réticulé. Il peut être de nature chimique très variable (amine, anhydride...). Le choix d'un durcisseur est un compromis entre plusieurs caractéristiques :

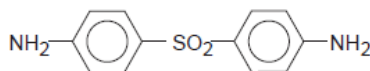
- Viscosité du mélange réactif;
- Durée de vie en pot du mélange;
- Réactivité du système lors de la mise en œuvre;
- Propriétés finales : Tg, module, reprise d'eau, etc.

Les durcisseurs amines sont les plus couramment utilisés, ces amines sont présentes dans des polyamines de plusieurs familles : aliphatiques, cyclo-aliphatiques ou aromatiques. Les durcisseurs se distinguent par leurs fonctionnalités (nombre de groupements amines) et par la nature chimique des liens entre fonctions amines réactives [24]. Les principaux durcisseurs employés sont :

- Le di éthylène thiamine (DTA), une polyamine aliphatique de formule chimique : $\text{NH}_2-(\text{CH}_2)_2 - \text{NH} (\text{CH}_2)_2 - \text{NH}$
- L'isophorone diamine (IPD), une diamine cycloaliphatique primaire de formule chimique :



- La 4,4' Diamino-Diphényl Sulfone, (DDS), une diamine aromatique primaire rigide de formule chimique :



- L'hexaméthylène diamine (HMDA), une diamine aliphatique primaire flexible de formule chimique : $\text{NH}_2\text{-(CH}_2\text{)}_6\text{-NH}_2$. [25]

1.3.4. Interface matrice-renfort :

La performance mécanique des composites dépend des propriétés intrinsèques des matériaux constitutifs, mais également de la zone inter-faciale qui assure la transformation des contraintes vers le renfort [26] [27]. Dans le cas des renforts ensimés, la zone inter-faciale est une interphase constituée de la surface de contact (interface) fibre/matrice et d'une couche de résine modifiée par le produit d'ensimage.

Cette zone est considérée comme un constituant du composite car elle possède des propriétés chimiques, physiques, et mécaniques différentes de celles de la fibre et de la matrice [28]. Ces propriétés sont difficilement accessibles expérimentalement et la plu part des données sont obtenues à partir des composées modèles ou issues de la modélisation de la réponse mécanique des composites unidirectionnels, et qui stipule comme hypothèse que l'interphase n'a pas d'épaisseur pour faciliter l'analyse micromécanique des composites [29] [30]. Par contre, à l'échelle réelle, cette interphase peut être mise en évidence de plusieurs manières ; son épaisseur obtenue par mesures à l'aide d'analyse viscoélastique et fluage thermo-stimulé. Dans une matrice composée de bille de verre ensimées et de résine époxyde l'épaisseur de cette interphase est de 1,4 à 1,75 μm . Une étude par microscope à force atomique (AFM) sur des fibres de verre ensimées uniquement par l'agent de couplage conduit à une mesure de l'épaisseur de l'interphase de 70 nm [31].

1.4. Structure du composite :

L'architecture des matériaux composites peuvent être classées en deux types les monocouches et les multicouches.

1.4.1. Les monocouches :

Les représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles 1D, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibres courtes [32] [33].

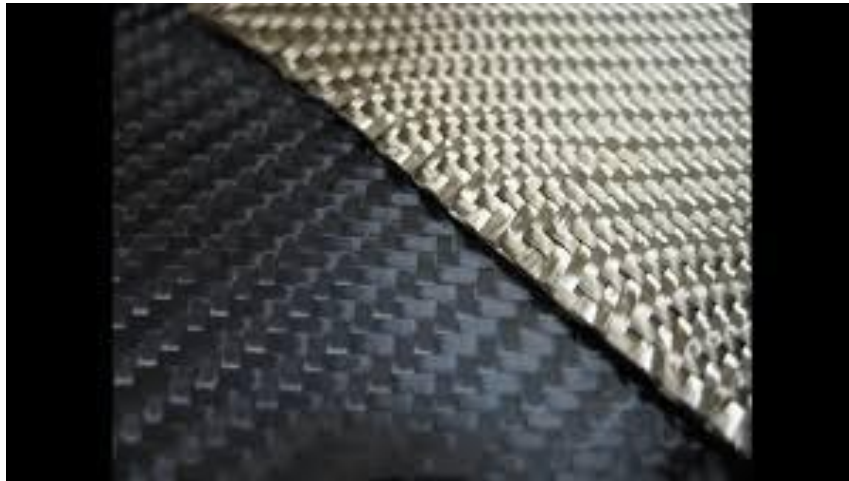


Figure 13. Composite monocouche

1.4.2. Les multicouches :

On les trouve sous forme des stratifiées ou sandwich.

1.4.2.1. Les Stratifiés :

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié. Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques [34].

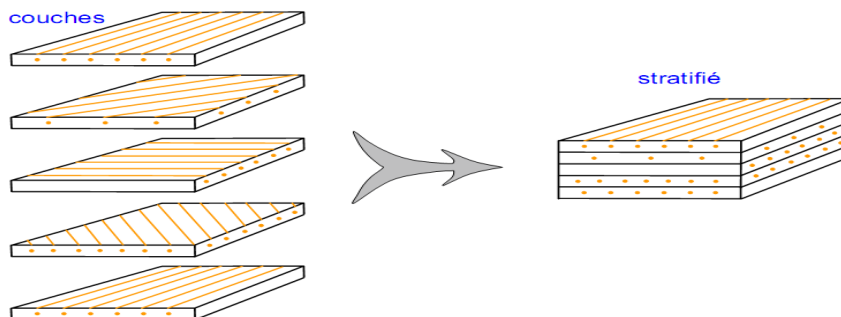


Figure 14. Composites stratifiés

Dans le cas général, le renfort de chaque couche sera de natures diverses : fils, stratifiés, mats, issus, fibres de verre, fibres de carbone etc. Chaque couche doit alors être désignée par l'indication de la nature des fibres, du type de renfort : fils, mat, tissu avec indication de la proportion des fibres suivant les enchaînés et trame [35].

- Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation du matériau composite, en l'adaptant au mieux au champ des contraintes imposées;
- Les couches unidirectionnelle sont de bonnes performances mécaniques dans la direction des fibres;

- Les mats sont peu résistants en traction et devront être réservés aux zones comprimées : par exemple (**figure13**) couches unidirectionnelles dans la zone de traction, mat dans la zone de compression d'une poutre sollicitée en flexion;
- Une stratification croisée sera sensible au délaminage inter laminaire;
- Une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire garantira généralement une bonne planéité du stratifié après démoulage.

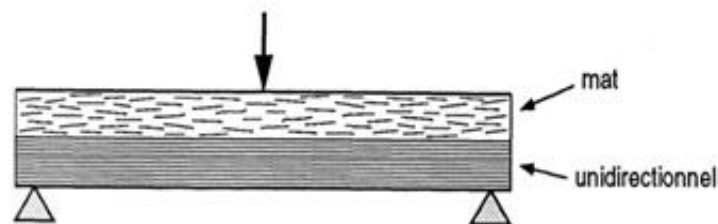


Figure 15. Poutre Sollicitée en Flexion

1.4.2.2. Types des stratifiés :

La rigidité d'un composite est conditionnée par l'empilement des couches, leur nature, leur orientation, leur séquence d'empilement, etc. Un stratifié est constitué de l'empilement de deux ou plusieurs couches (appelées également plis) entrecroisées successivement et se comportant comme une seule entité structurale. Chaque couche est formée de fibres unidirectionnelles de faible section (d'environ 10 à 20 μm de diamètre), imprégnées de résine. Chaque couche est désignée par son orientation, qui est l'angle que fait la direction des fibres avec la direction de référence (qui est généralement la direction des fibres unidirectionnelles orientées à 0°).

La séquence d'empilement du stratifié désigne le nombre et l'orientation des couches successives, en parcourant le stratifié d'une face à l'autre. Ainsi, un stratifié est dit :

✓ Symétrique :

Dans le cas où le plan moyen serait plan de Symétrie, et sa désignation ne nécessiterait alors que la moitié des couches successives. Un indice s indiquera que le stratifié est symétrique. Par l'exemple :

$$\begin{array}{c} \text{---} \\ 90^\circ \\ \text{---} \\ 45^\circ \\ \text{---} \\ 45^\circ \\ \text{---} \\ 0^\circ \\ \text{---} \\ 0^\circ \\ \text{---} \\ 45^\circ \\ \text{---} \\ 45^\circ \\ \text{---} \\ 90^\circ \\ \text{---} \end{array} \quad [90 / 45_2 / 0]_s$$

✓ **Equilibré :**

Stratifiés comportant autant de couches orientées suivant la direction $+\theta$ que de couches orientés suivant la direction $-\theta$.

✓ **Orthogonal :**

Stratifiés comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .

✓ **Orthotrope :**

S'il possède trois plans de symétrie mutuellement perpendiculaires, dont les intersections définissent les axes principaux. Cependant, il existe une classe spéciale de matériaux orthotropes appelée quasi-isotrope, pour laquelle les propriétés élastiques sont indépendantes de l'orientation.

1.4.2.3. Les 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. Par exemple, pour des stratifiés avec la même résine :

0°	V
45°	C
-45°	C
90°	C
90°	C
-45°	C
45°	C
0°	V

Les stratifiés hybrides permettent d'être plus performant en utilisant au mieux les propriétés des diverses fibres disponibles. Parmi les différents hybrides, on peut distinguer:

- Des hybrides inters couches, constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente.
- Des hybrides intra-couches, constitués par une séquence des couches identiques, chaque couche étant constituée de renforts différents.
- Des couches métalliques peuvent également être intercalées entre les couches.

1.5. Procédé de fabrication des composites

Trois opérations sont indispensables :

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

Il existe différentes techniques mais la plus utilisée est par moulage.

1.5.1. Moulage au contact

Principe :

Procédé manuel pour la réalisation des pièces à partir de résine thermodurcissable, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée(Figure16).[36]

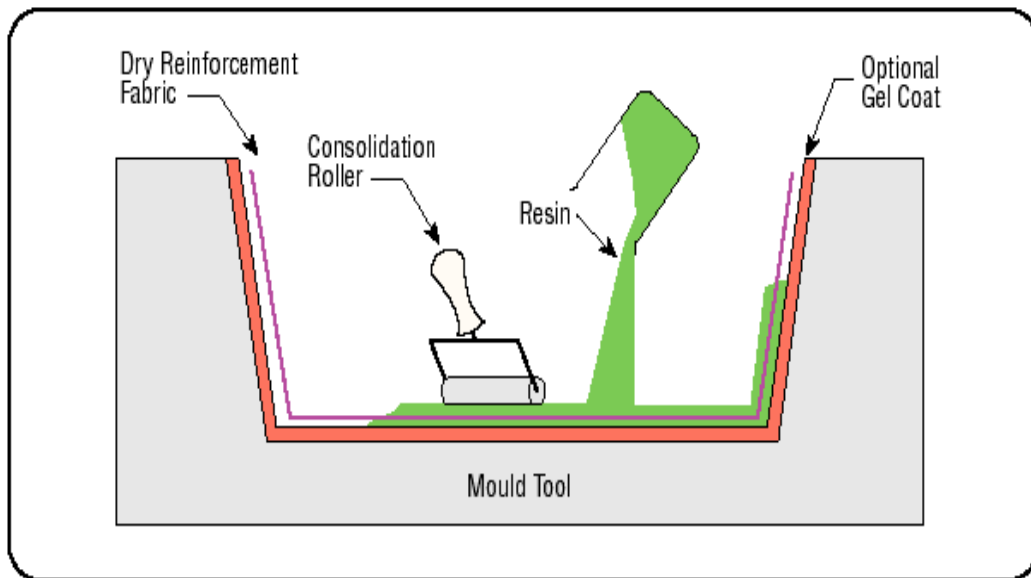


Figure 16.Moulage au contact

1.5.2. Moulage par projection simultanée

Principe :

- Procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables à température ambiante et sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :
- Un dispositif de coupe - projection du renfort (roving)
- Un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface du moule puis compactés et éboulés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine pré accélérée est catalysée en continu lors de sa projection. (Figure16) [36]

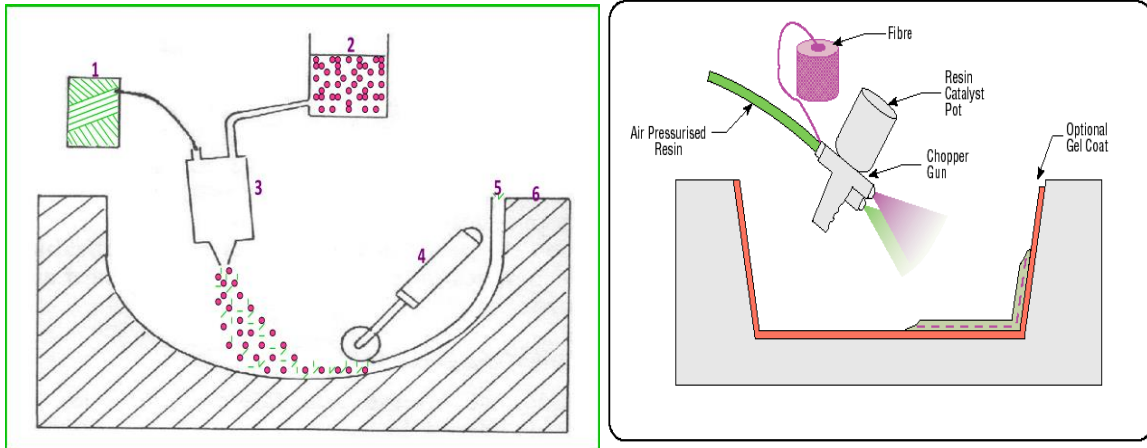


Figure 17. Moulage par projection simultanée

Sachant que :

- | | |
|------------------------------------|----------------------|
| 1: Fil de verre | 2 : Résine catalysée |
| 3: Pistolet de coupe et projection | 4 : Rouleau cannelé |
| 5: Matière moulée | 6 : Moule |

1.5.3. Moulage par injection de résine RTM

Principe :

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Moulding) s'effectue entre moule et contre-moule rigides. Le renfort (mats, préforme, éventuellement tissus) est disposé dans l'entrefer du moule. Une fois celui-ci solidement fermé, la résine, accélérée et catalysée, est injectée sous faible pression (1.5 à 4 bars) à travers le renfort jusqu'au remplissage complet de l'empreinte. Après durcissement de la résine, le moule est ouvert et la pièce démoulée (**figure17**).

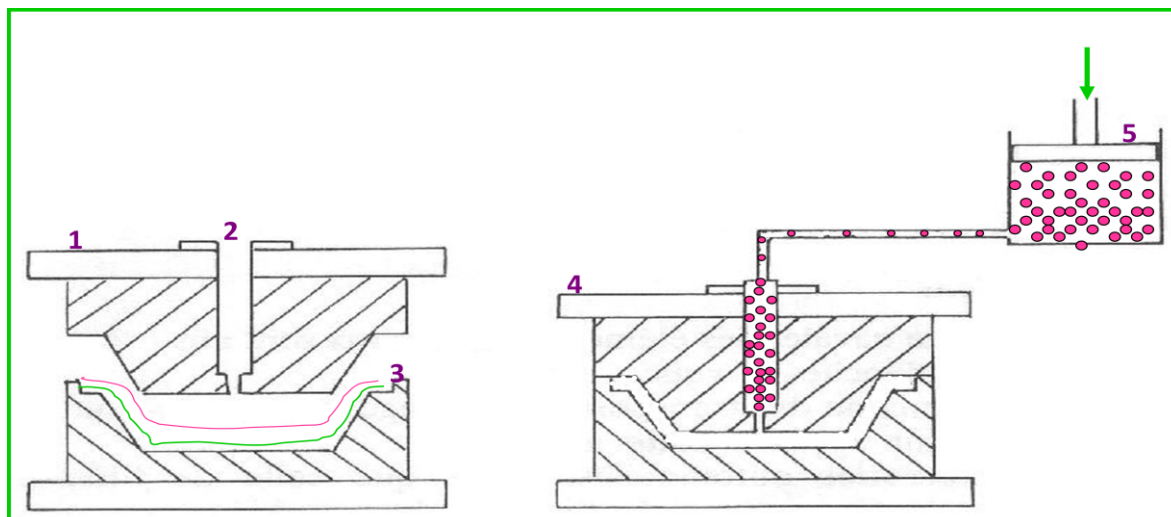


Figure 18. Moulage par injection de résine RTM

Sachant que :

- | | |
|-------------------------|------------------------------------|
| 1 : Moule ouvert | 2 : Canal d'injection de la résine |
| 3 : Renfort (mat) | 4 : Moule fermé |
| 5 : Injection de résine | |

1.6. Evolution des composites en Aéronautique

Présents depuis le début des années 1960 sur les structures d'**avions civils**, les composites **fibres verre/résine organique** ont été introduites en quantité sans cesse croissante par tous les constructeurs d'avions au fur et à mesure du lancement des nouveaux programmes ou du développement d'avions existants. Les applications restent toutefois limitées, en raison du manque de rigidité de la fibre de verre, aux aménagements intérieurs comme les planchers et aux structures secondaires comme les carénages et capotages. L'utilisation des composites renforcés par des fibres de verre a atteint un plafond avec les avions civils gros porteurs de type Airbus A300 B2/B4 et les premiers Boeing 747 au début des années 1970. Par exemple sur Airbus A300 B2/B4, les composites à base de fibres de verre sont introduits à hauteur de 3,3 t ce qui représente 6 % de la masse de la structure de l'avion [34].

Les premières applications des composites renforcés avec des **fibres de carbone** sont apparues au début des années 1970 avec des pièces secondaires comme les portes de nacelles sur le Vautour, ou des parties mobiles de voilure sur Concorde. L'utilisation intensive du carbone comme fibre de renfort sur les composites pour avions civils débute dans la fin des années 1970 avec les aérofreins et les bielles de support plancher sur Airbus A310. A la fin des années 1980, les composites à base de fibres de carbone ont été introduits pour la première fois en production sur une voilure d'avions civils ATR72, avion de transport d'une capacité de 70 personnes.

A la fin des années 1970, les **fibres d'aramide** font leur introduction comme matériau de renforcement des composites. Les premières utilisations se trouvent sur des carénages réalisés principalement en conception sandwich avec une âme nid d'abeille. [34]

La (Figure.19) présente les différentes introductions de pièces composites sur les avions Airbus durant les quarante années précédentes.

Pour les **hélicoptères**, dès les années 1950 les composites, verre/ polyester puis les composites fibres de verre/résine époxyde ont été utilisés sur des pièces secondaires telles que des capots ou des carénages.

A la fin des années 1960, les premières pales composites réalisées en fibres de verre/résine époxyde et nid d'abeille sont introduites sur les hélicoptères. Au milieu des années 1970, des moyeux rotor intégralement en composite bobiné fibres de verre/ résine époxyde sont introduits sur les hélicoptères Ecureuil et Dauphin. Au milieu des années 1980, la dérive avec fenestron intégré ainsi que des parties de fuselage d'hélicoptère sont réalisées en composite.

A la fin des années 1990, les premiers hélicoptères avec un fuselage tout composite font leur apparition avec le NH90 et le Tigre. [34]

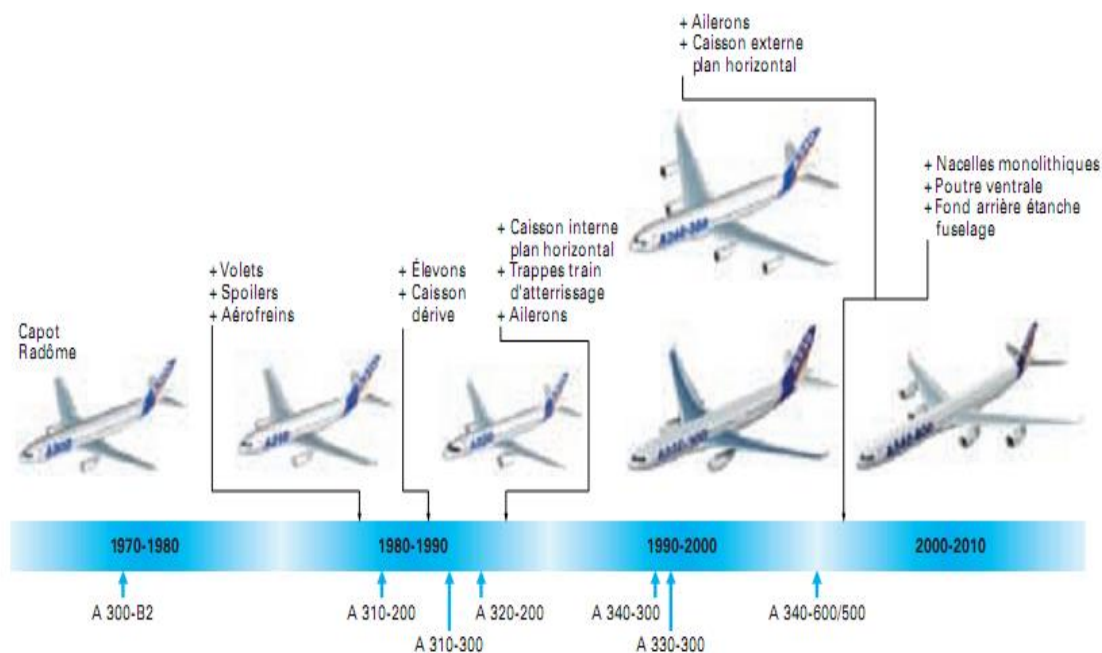


Figure 19. Les différentes introductions de pièces composites sur les avions Airbus

Sur tous les **avions civils**, de type Airbus ou Boeing, l'appareil qui utilise le plus de composite en pourcentage est l'Airbus A320. Le taux de composite de la structure représente

environ 20 % du total de la masse. Les pièces réalisées en composite sur l'Airbus A320 (figure19) sont principalement :

- Les radômes fabriqués en structure sandwich avec âme nid d'abeille Nomex ;
- Toutes les parties mobiles de la voilure (ailerons, volets de profondeur, aérofreins) ;
- Les carénages de protection du train d'atterrissage ;
- La dérive et les plans horizontaux arrière. [34].

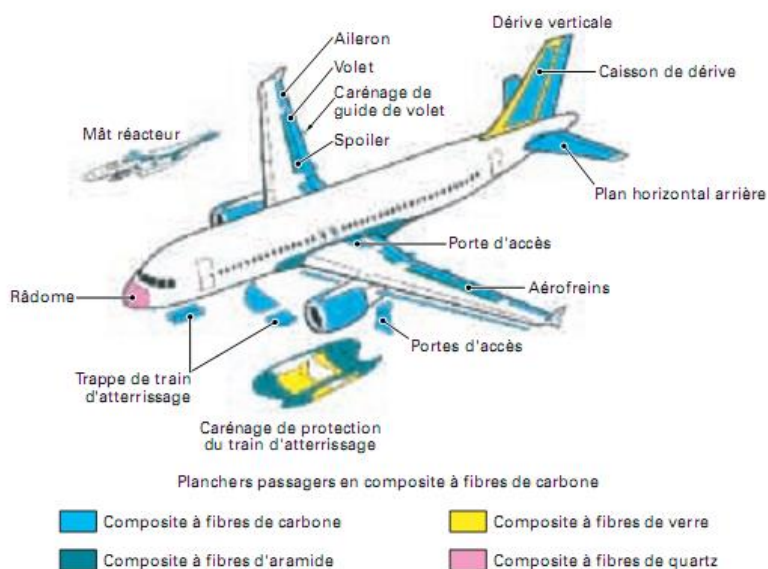


Figure 20.Pièces de structure en composite sur avion Airbus A320 [34].

Les structures composites hautes performances sont essentiellement fabriquées à partir de stratifiés d'unidirectionnels (UD). Ce type de composite est aujourd'hui massivement utilisé dans l'aviation civile et militaire. En effet, le pourcentage de structures composites en masse atteint 50% pour le Boeing 787 et 53% pour l'Airbus A350 (Figure20). Il est également important de noter que des structures de classe A (vitales pour la tenue de l'aéronef) sont aujourd'hui réalisées en composites stratifiés d'unidirectionnels comme la poutre ventrale de l'A340-600, le caisson central ou la partie arrière de l'A380, les ailes de l'A400M, ou encore le fuselage de l'A350. [33]

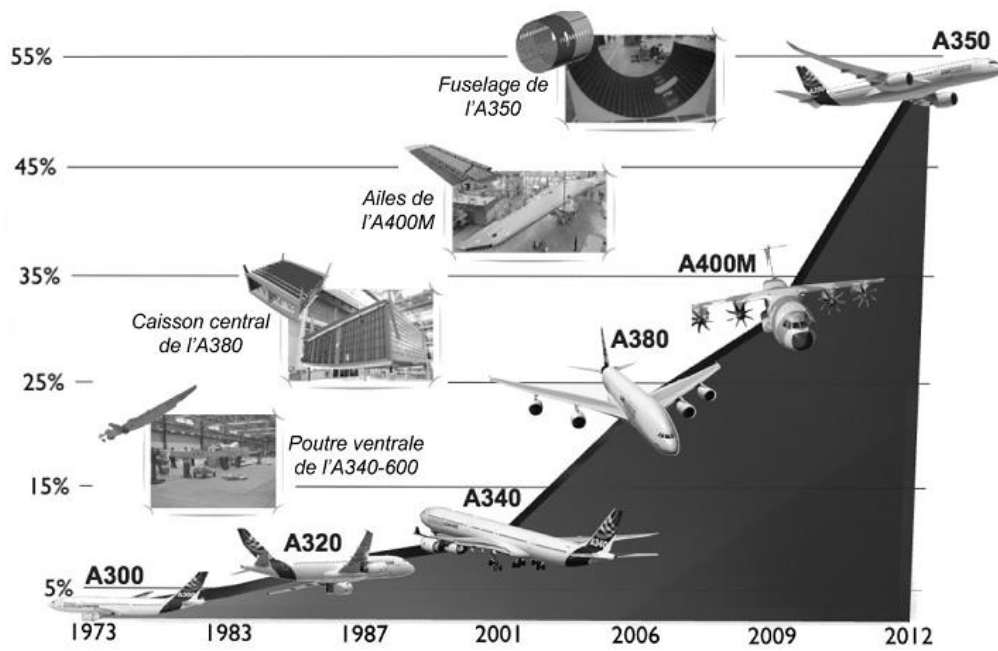


Figure 21. Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de la gamme Airbus. [33]

2. Introduction

Les essais mécaniques, est une étape indispensable pour accéder aux grandeurs caractéristiques des matériaux, du module d'Young à la limite d'élasticité, en passant par la ténacité ou la résistance à la fatigue, et ce dans des conditions variables, par exemple la température ou la vitesse de sollicitation.

Il s'agit ici de donner les grandes idées et les modes opératoires propres, chacune d'entre eux a des techniques à abordées, sans entrer dans trop de détails.

Dans ce chapitre on tient à présenter les techniques expérimentales les plus couramment utilisées, aussi bien dans les laboratoires universitaires qu'industriels, pour caractériser le comportement mécanique des matériaux. Les techniques abordées seront : les essais unis-axiaux. Tel que les essais de traction, flexion, et de fluage.

2.1.Essais de traction

Il consiste à placer une éprouvette du matériau à étudier entre les mâchoires d'une machine de traction qui tire sur le matériau jusqu'à sa rupture. On enregistre la force et l'allongement, que l'on peut convertir en contrainte déformation.

L'essai de traction constitue l'un des essais les plus utilisés pour la caractérisation mécanique des matériaux. Etant purement uni-axiale du moins tant qu'il n'y a pas de striction (diminution catastrophique de la section de l'éprouvette au centre de celle-ci), il permet de s'affranchir les méthodes de calcul inverse pour aboutir directement à une loi de comportement uni-axiale. Il permet de déterminer de nombreuses grandeurs normalisées, comme la contrainte à rupture, la contrainte maximale, la limites d'élasticité, etc. elles sont nécessaires dans les calculs de structure. On donne ici tout d'abord la description générale d'une machine de traction, puis les éléments concernant les éprouvettes, les mesures de déformation et de charge appliquée.

2.2.Eprouvette de traction

Les dimensions de l'éprouvette de l'essai de traction sont aux normes telles que définies dans la figure suivante :

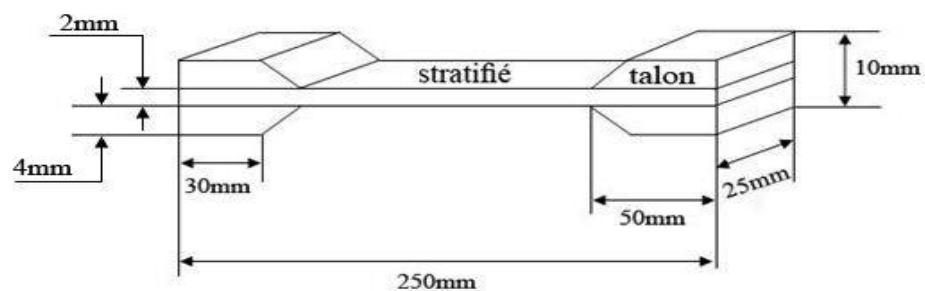


Figure 22. Dimensions des éprouvettes de traction.

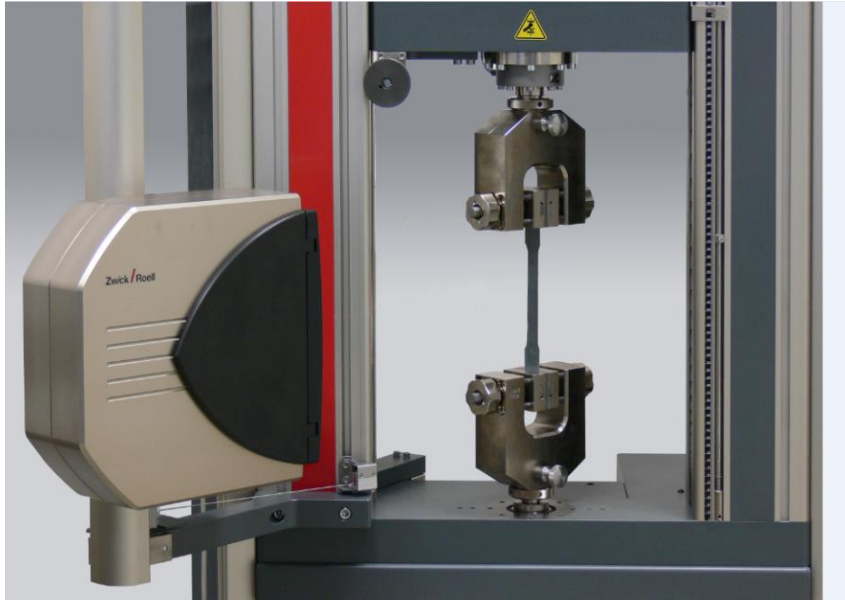


Figure 23.Machine de traction

2.3.Les essais de flexion

2.3.1. Description des essais

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

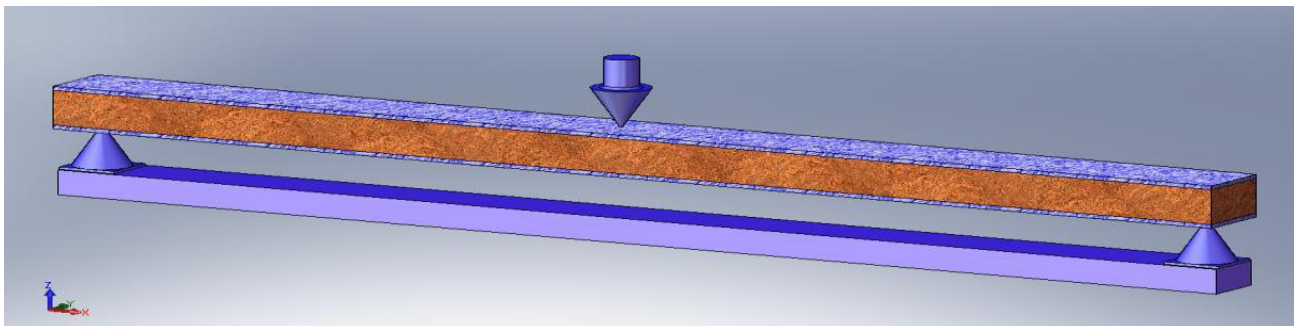


Figure 24.Essai de flexion trois points

L'intérêt de la flexion 4 points par rapport à la flexion 3 points se trouve dans l'absence d'effort tranchant dans la zone entre les deux appuis intérieurs. Dans cette zone, le flux de contrainte dans l'épaisseur du sandwich est constant. D'autre part, la rigidité longitudinale de l'âme est négligeable par rapport à celle des peaux. Le rôle de l'âme est simplement de maintenir les deux peaux à écart constant. Elle n'intervient donc que pour les contraintes hors plan c'est à dire au point d'appui de l'éprouvette. On considère que dans la zone centrale, éloignée des points d'appuis, les contraintes sont concentrées dans les peaux. L'épaisseur des Matériaux de l'étude des peaux étant par ailleurs faible par rapport à l'épaisseur du sandwich, on admet que les contraintes sont constantes dans l'épaisseur des peaux.

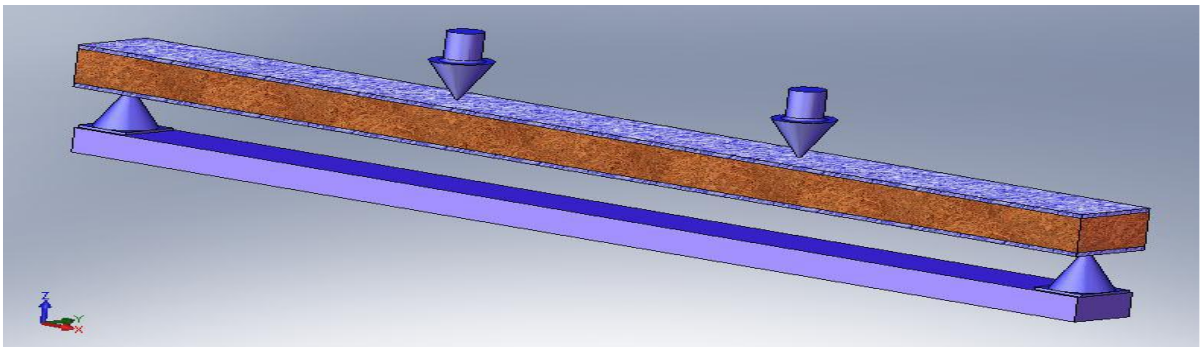


Figure 25. Essai de flexion quatre points

2.3.2. Epreuve de flexion :

Les éprouvettes de l'essai de flexion sont aux normes définies dans la figure suivante :

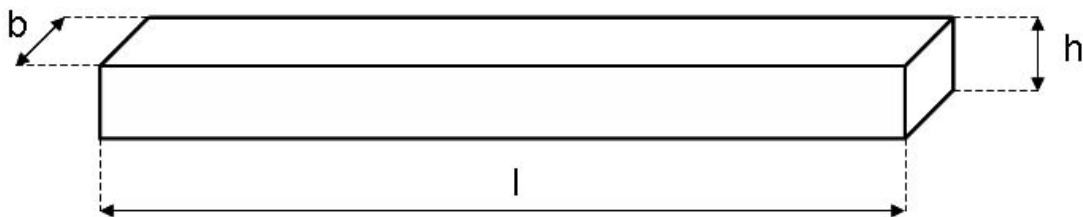


Figure 26. Dimensions des éprouvettes de flexion

b = Largeur de l'éprouvette

h = épaisseur de l'éprouvette

l = Longueur de l'éprouvette

l (mm)	b (mm)	h (mm)
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2

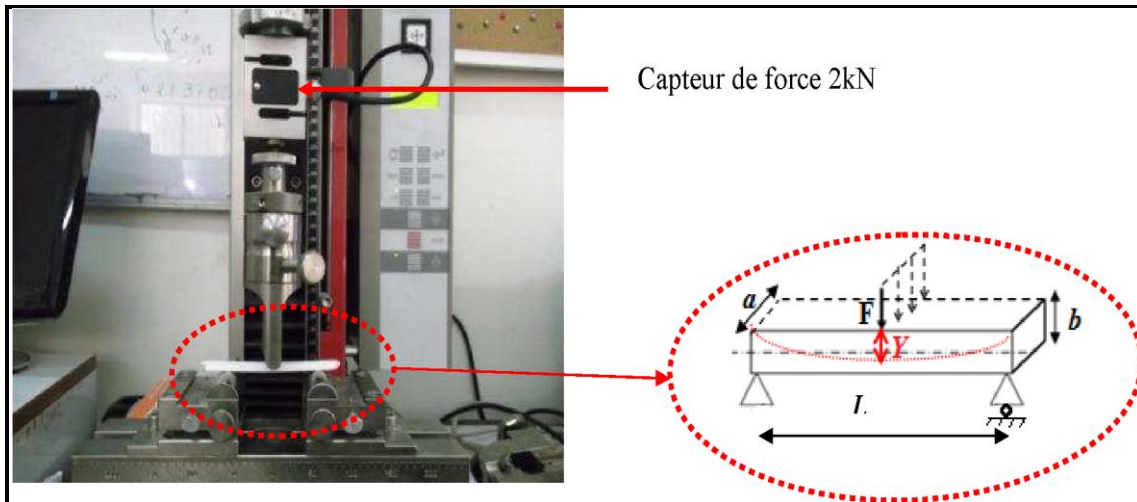


Figure 27. Banc d'essai de flexion.

2.4. Essais de fluage

Le fluage d'un matériau se produit à haute température et correspond à un régime de déformation lente, sous charge constante, (et non sous contrainte constante), la contrainte étant potentiellement inférieure à la limite d'élasticité. Ces essais intéressent donc les domaines où les matériaux sont soumis à des températures élevées, tels que l'aéronautique ou le nucléaire.

Les essais de fluage nécessitent l'usage d'une machine de mise en charge, d'un four et d'un extensomètre. Dans le cas des métaux, les essais de fluage sont le plus souvent effectués en traction.[17]

2.4.1. Eprouvettes

Les éprouvettes de fluage sont analogues à celles utilisées en pour les essais de traction uniaxiale ordinaires.

2.4.2. La courbe de fluage

La Figure 28 donne la forme classique d'une courbe de fluage donnant la déformation en fonction du temps t.

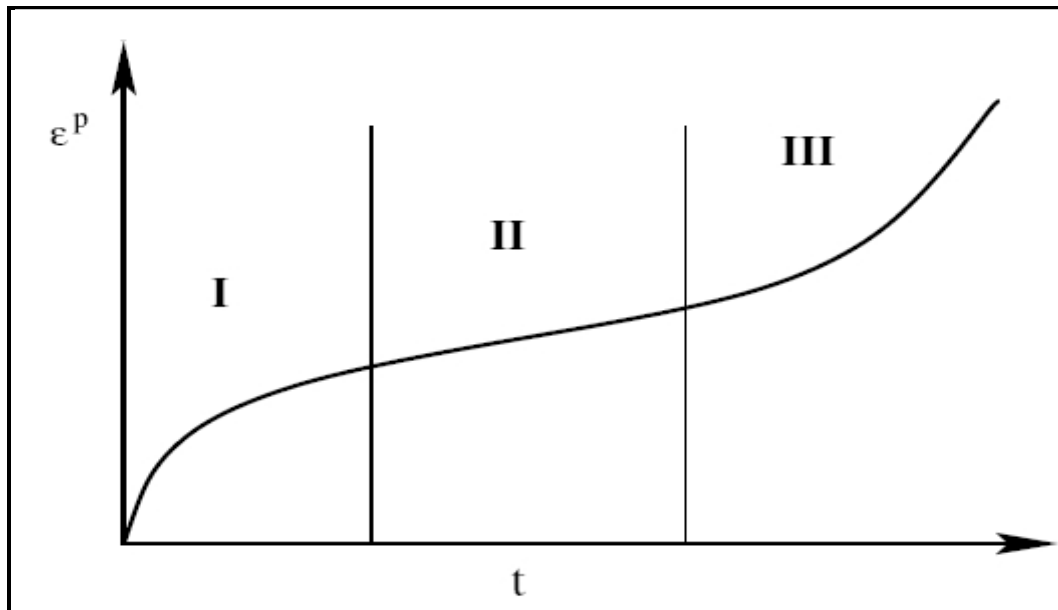


Figure 28. Courbe type de fluage.

Le fluage des matériaux présente trois phases : le fluage primaire, pendant lequel la vitesse de déformation décroît continûment, le fluage secondaire, à vitesse de déformation minimum, et enfin le fluage tertiaire pendant lequel la vitesse de déformation augmente jusqu'à la rupture de l'échantillon.[18]

2.5. Mécanismes d'endommagement des composites

Les matériaux composites tirent leurs performances des excellentes qualités mécaniques des fibres de verre D. Lorsque ces fibres sont combinées de manière appropriée avec une matrice époxy, ces matériaux possèdent des propriétés remarquables par rapport à leur poids. Cette combinaison fibre/ matrice permet « d'orienter » le matériau suivant les efforts qu'il devra supporter. La principale source d'endommagement des structures composites aéronautique soit la manutention. La sollicitation est alors exceptionnelle, comme la chute d'outils ou le choc entre deux panneaux.

Les composites aéronautiques aujourd'hui sont essentiellement constitués de stratifiés de plis unidirectionnels ou bidirectionnels (tissu), qui permettent d'avoir les meilleures performances mécaniques. Cependant, comme présenté sur figure 29, plusieurs mécanismes élémentaires peuvent intervenir dans la rupture de ces stratifiés : décohésion fibre-matrice, rupture longitudinale de la matrice, rupture transversale de la matrice, rupture de fibre ou le délaminage. [17][18]

2.5.1. Les mécanismes primaires

On appelle mécanismes primaires de l'endommagement potentiels d'un matériau hétérogène, notamment les composites à base de polymères soumis à une sollicitation mécanique. L'assemblage de ces divers mécanismes d'endommagement élémentaires conduit le matériau à la rupture. [19]

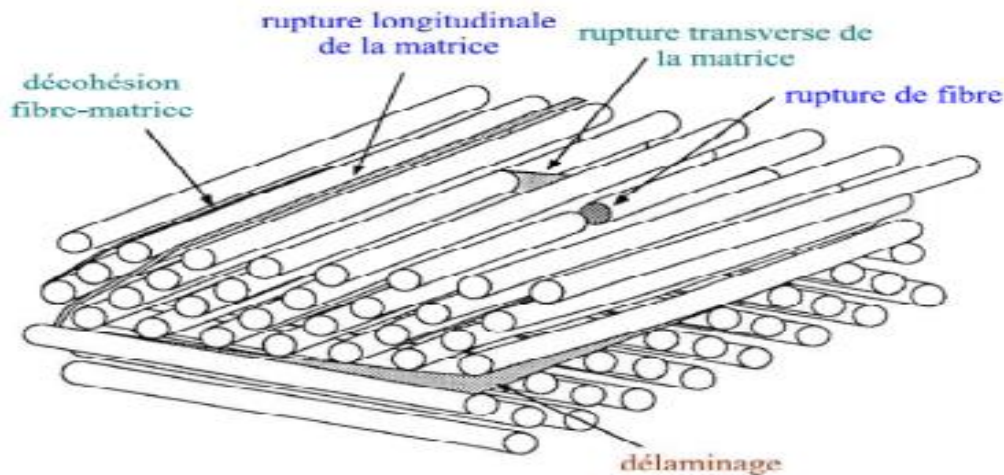


Figure 29. Mécanismes d'endommagement observés dans un composite. [19]

a. La fissuration transverse

Ce type d'endommagement se manifeste dans les couches dont les fibres sont désorientées par rapport à la direction de sollicitation. Les fissures apparaissent dans la matrice ou à l'interface fibre matrice, et se propagent parallèlement aux fibres.

b. La fissuration longitudinale

Ces fissurations sont de même nature que les fissures transverses. Elles se développent également le long des fibres, mais cette fois parallèlement à la direction principale de sollicitation.

c. La fissuration matricielle

La complexité des matériaux composites, conduite à plusieurs types d'endommagements à l'échelle microscopique.

Les microfissures se produisant au sein de la matrice, apparaissent aux niveaux des porosités et des inclusions, soit par fissuration transversale soit par fissuration longitudinale.

Ce dernier mode de rupture se produit lorsque la contrainte de décohésion est supérieure à celle de cisaillement et elle peut provoquer une décohésion fibre/matrice. [20]

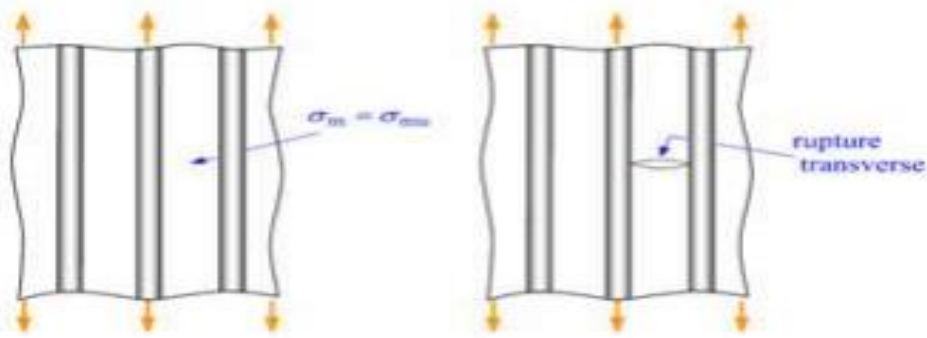


Figure 30. Fissuration transversale de la matrice [20]

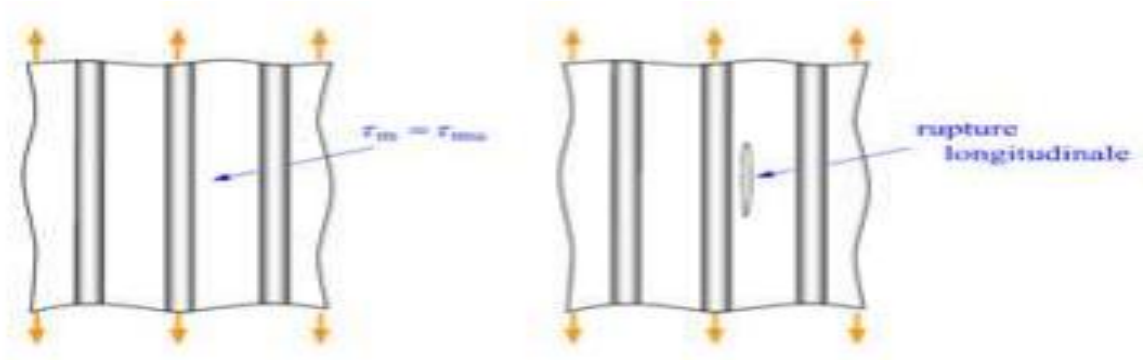


Figure 31. Fissuration longitudinale de la matrice [20]

e. La rupture des fibres

La rupture de fibre intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte à la rupture δ_{fr} de la fibre. Elle se produit δf souvent dans les plis les moins désorientés par rapport à la direction de sollicitation. L'excès d'effort provoquera la rupture des constituants voisins. [21]

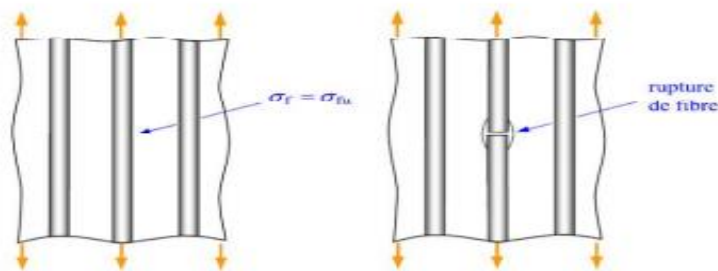


Figure 32. Rupture de la Fibre [21]

f. Endommagement de l'interface

La rupture par décohesion de l'interface fibre- matrice se produit lorsque la contrainte de décohesion est inférieure à la contrainte de cisaillement à la rupture. [20]

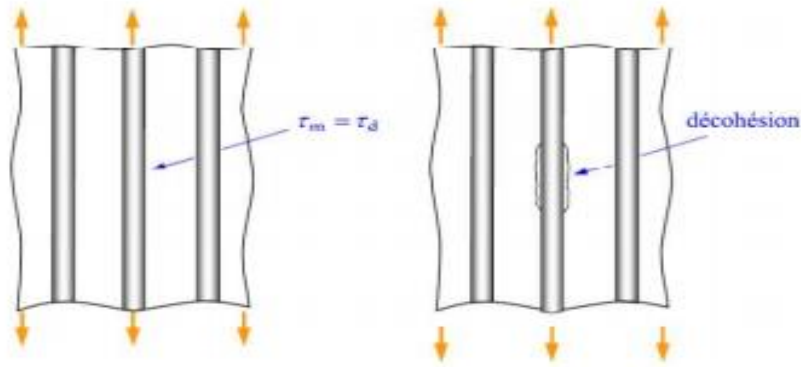


Figure 33. Rupture de l'interface. [20]

g. Délaminage

Le processus de délaminage est le résultat d'une chronologie de divers types d'endommagement. Les propriétés adhésives et cohésives de l'interface (fibre/ matrice) gèrent cette chronologie en révélant des types d'endommagement fréquemment rencontrés comme la micro fissuration de la matrice, la rupture des fibres et la rupture des interfaces. L'endommagement par délaminage inter laminaire se traduit par une décohésion plane inter faciale qui produite dédoublement de l'épaisseur du composite. [18]

h. La propagation de la fissure

La propagation de la fissure différer suivant la nature de l'interface fibre/matrice. Dans le cas d'une adhérence fibre-matrice élevée, la rupture initiée, soit par rupture des fibres, soit par rupture de la matrice, induit en front de fissure des concentrations de contraintes conduisant à une propagation de la fissure successivement dans les fibres et dans la matrice.

La rupture observée est de type fragile, il est également possible d'observer une jonction, par rupture longitudinale de la matrice ou par décohésion fibre-matrice, de deux fissures adhérentes dans des zones différentes. [18][19]

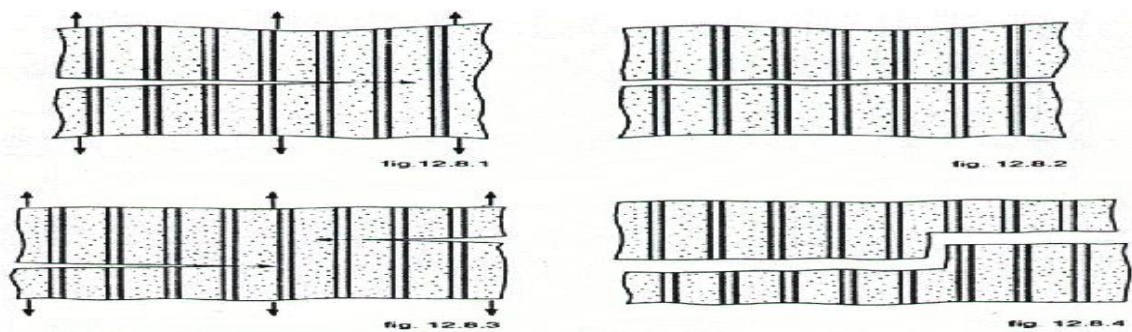


Figure 34. Propagation de la fissure dans le cas d'une forte adhérence fibre-matrice. [18]

Dans le cas d'une faible adhérence fibre matrice, la propagation transverse de la fissuration peut être de la manière suivante :

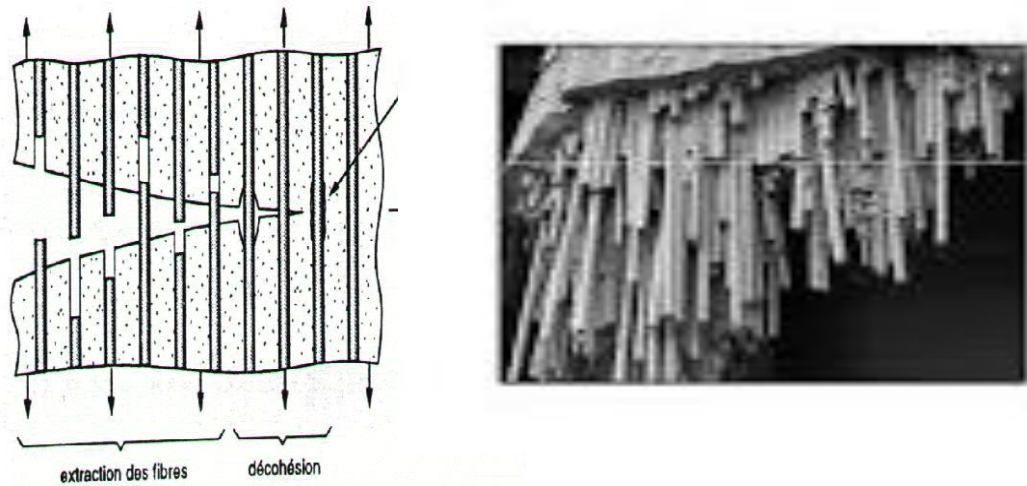


Figure 35. Propagation de la fissure dans le cas d'une faible adhérence fibre-matrice. [21]

Tous ces dommages sont internes, les critères d'endommagement et de rupture des composites doivent nécessairement. Pour cela l'étude de l'endommagement fait appel à des moyens classiques, mais aussi à des moyens d'observation spécifiques, décrites dans le reste de ce chapitre.

i. Endommagement par impact sur composite stratifié

Nous avons vu précédemment (2^{ème} Paragraphe) que l'impact était le type de sollicitations le plus rencontré ou en tout cas le plus endommageant et donc le plus préoccupant pour les pièces composites.

Notons tout d'abord que la classification des dommages d'impacts n'est pas une chose facile. En effet, même s'il est admis à parler d'impact « faible énergie » pour des impacts de moins de 35J, cette notion peut être faussée lorsque l'on atteint des vitesses importantes et/ ou de faibles épaisseurs de matériaux. La compréhension de la transition statique dynamique est aujourd'hui un enjeu majeur dans la tolérance au dommage, car les états d'endommagement induits sont très différents et il est difficile de les prédire numériquement. [19]

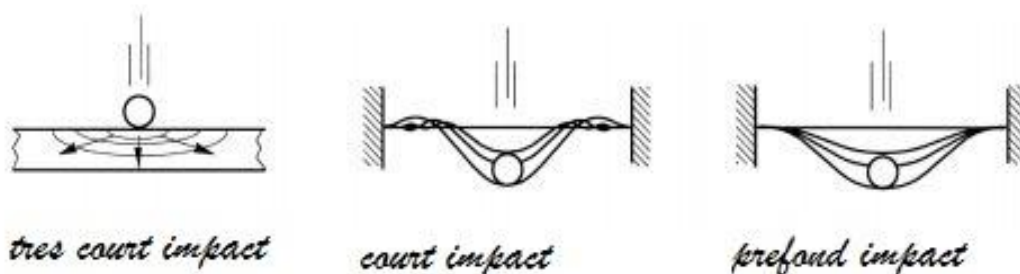


Figure 36. Réponse de structure à une sollicitation de type impact en fonction de la vitesse d'impact.

Les dommages consécutifs à une charge de type impact « faible énergie » sont pour le cas des plaques stratifiées de trois types :

- La fissuration transverse (avec ou sans décohésion fibre-matrice)
- Le délaminage
- La rupture des fibres

Ces dommages s'organisent de manière très particulière sur les structures stratifiées anisotropes (structure de drapage couramment utilisée en aéronautique). On observe alors, des délaminages en forme de double hélice avec un cône d'endommagement s'agrandissant depuis la surface impactée jusqu'à la face opposée comme illustré (figure 37). [20]

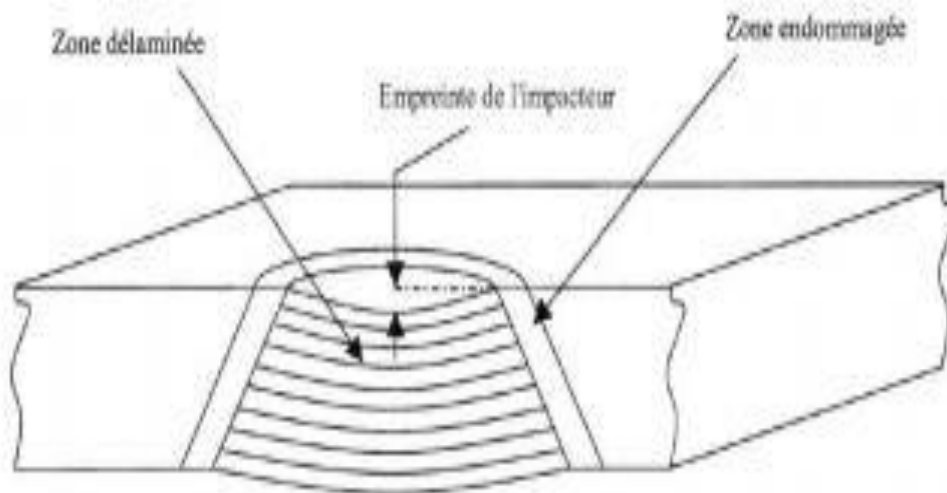


Figure 37.Endommagement typique d'un stratifié après impact.

Le saut entre chaque interface délaminé se fait en fonction de l'orientation du pli. Une fissuration matricielle de cisaillement importante apparaît et lie chacun de ces délaminages [21]. Les dommages d'impact ayant une forme particulière sur les matériaux composites et ceux-ci ayant tendance à être peu visibles en surface malgré un endommagement prononcé au cœur du matériau, les avionneurs sont contraints de concevoir des appareils très tolérants aux dommages. L'intérêt de l'utilisation des composites pour leur bon rapport performance sur poids est limité. Des moyens de détection spécifiques ont été développés afin de réduire ce surdimensionnement.

2.6.Moyens de détection des dommages

Pour les dommages d'impact, la particularité des composites réside dans le fait que l'endommagement peut être très peu visible sur les parties extérieures et très étendu à l'intérieur du matériau. Dans un composite stratifié de plis, cet endommagement se trouve principalement sous la forme de délaminage. Depuis l'introduction massive des matériaux composites dans l'aviation, de nombreuses recherches sur les moyens de détection de ces délaminages. Les différents dommages que l'on peut rencontrer sur aéronef sont classés par degré de gravité, ce qui permet d'orienter rapidement les équipes de maintenance vers les solutions de réparation les plus adaptées. Dans une optique de coût et de temps de maintenance réduits. Les moyens de détection proposés pour faire ce classement sont les plus simples possibles. L'inspection visuelle est par exemple, est la moyenne le plus employé. Lorsqu'un défaut est détecté ou que les incertitudes existent, le tap-test est le moyen le plus utilisé pour évaluer l'étendue de dommage. Les autres techniques, telles que thermographie infrarouge, contrôle ultrasonore, etc....., permettent de décrire de façon beaucoup plus précise le contour et la profondeur des endommagements.

On peut regrouper ces techniques d'inspection en deux groupes : les contrôles non destructifs et les contrôles destructif.

3.1.Introduction

Dans ce chapitre, nous abordons l'étude proprement dite en commençant par la présentation de la procédure de mise en œuvre et d'élaboration des éprouvettes composites, il s'agit du procédé de patch, Le choix du type de matrice et du renfort est fait selon la disponibilité des constituants de base et de la faisabilité expérimentale du type de matériaux Suivi de la caractérisation des matériaux obtenus en effectuant des essais mécaniques.

La préparation des éprouvettes s'est faite en deux parties, une partie consiste à réaliser et élaborer des plaques en composite de dimensions 30X30 cm.

- a) Des stratifiés à fibre de verre et à fibre de jute et fibre de carbone
- b) Des hybrides en deux classe:

le premier type sont des stratifiés hybrides, a savoir :

- ❖ Hybride en fibre de verre-fibre de jute-fibre de jute-fibre de verre, codé par : VJJV
- ❖ Hybride en fibre de verre- fibre de jute –fibre de carbone- fibre de jute –fibre de verre, codé par : VJCJV
- ❖ Hybride en fibre de carbone – fibre de jute –fibre verre- fibre de jute –fibre de carbone, codé par : CJVJC
- ❖ Hybride en fibre de verre-fibre de jute- fibre de verre- fibre jute – fibre de verre, codé par : VJVJV

Dans la seconde partie nous avons réalisé la découpe de ces plaques en éprouvettes qui sont préparés selon les modalités des normes en vigueurs

Des hybrides destinées pour l'étude de délaminage inter-faciale de deux plaques qui consiste à élaborer quatre plis superposé sur d'autres quatre plis de fibre de verre (15/30 cm) en dimensions sur une zone d'interface de 5cm d'une bande en fibre de carbone et fibre de jute.

Avant la fabrication d'une pièce en matériaux composites, il faut donner un maximum d'informations concernant cette pièce. Pour cela la fabrication des pièces s'est faite selon les étapes suivantes [38]

1. Définition des fonctions de la pièce
2. Définition du rôle de la pièce
3. Problèmes rencontré lors de la réalisation
4. Présentation des matériaux utilisés
5. Procédure de fabrication

Remarque : toutes les étapes concernant l'élaboration par le procédé de patch sont identiques pour les hybrides et les stratifiés.

3.2. Caractérisation des éléments constitutants

3.2.1. Matrice EPOCAST 50-A1 /HARDNER 946

3.2.1.1. Résine époxy

Les résines époxydiques appartiennent à la famille des matériaux composites. La résine époxy (ou époxyde, ou encore éthoxyde) a été découverte peu avant la deuxième guerre mondiale par un dentiste suisse.

Le mot **EPOXY** est dérivé du Grec : EPI : sur ; OXY : oxygène.

L'époxy est un composé comprenant un atome d'oxygène relié à deux atomes de carbone en formant un pont. Il s'agit de macromolécules linéaires résultant de la polycondensation d'un groupement époxyde.

La performance de la résine époxy est en fonction de monomère et de durcisseur, une telle formulation est toujours liée par le domaine d'utilisation, dans ce cadre, le domaine aéronautique exige des matrices ou il y a plusieurs sites de réticulation par molécule et des durcisseurs de réactivité chimique très élevée.

La résine utilisée en Air Algérie est exigée par le fabricant Boeing, fabriqué par la société HUNTSMAN, cette résine utilisée pour la réparation d'avion durant la période de service.



Figure 38. Résine époxy 50-A1

Tableau 2 .Les propriétés de résine époxy

Propriétés	Résine EPOCAST 50-A1
Couleur	Paille
Densité (g/cm ³)	1.21
Viscosité (mg/cm.s)	77.7
Temps de vie à 25°C et sans ouverture de conteneur (moins)	12

3.2.1.2.Le durcisseur 946

Le durcisseur utilisées est de référence HARDENER 946, il est compatible avec la résine EPOCAST 50-A1



Figure 39.Durcisseur 946

Tableau 3 .Propriétés de durcisseur

Propriétés	Durcisseur HARDENER 946
Couleur	Orange-doré
Densité (g/cm ³)	1.05
Viscosité (mg/cm.s)	4000
Temps de vie à 25°C et sans ouverture de conteneur (moins)	12

3.2.1.3.Propriétés de kit EPOCAST 50-A1/HARDNER 946 après polymérisation

Les propriétés de mélange de la résine 50-A1 avec son durcisseur après 7 jours de polymérisation à température ambiante résumés dans le tableau suivant :

Tableau 4 .Propriétés époxy/ durcisseur

Propriétés	Valeur
Densité (g/cm ³)	2
Résistance en compression (MPa)	317
Module d'élasticité en compression (MPa)	19.9
Résistance en flexion (MPa)	120

3.2.1.4. Caractérisation de résine utilisée

Afin de déterminer les propriétés mécaniques de résine utilisée, nous avons élaboré des éprouvettes sous forme haltère conformément à la norme ISO 527-B dont la géométrie déterminer par la figure 40.

Les étapes de fabrication commencent par le malaxage de monomère et le durcisseur avec le rapport massique de 100 /15, ensuite le mélange est versé sur un moule en Aluminium qui déjà imprégné par un agent de démoulage pour éviter le colmatage de la résine sur les parois de moule (figure .40)

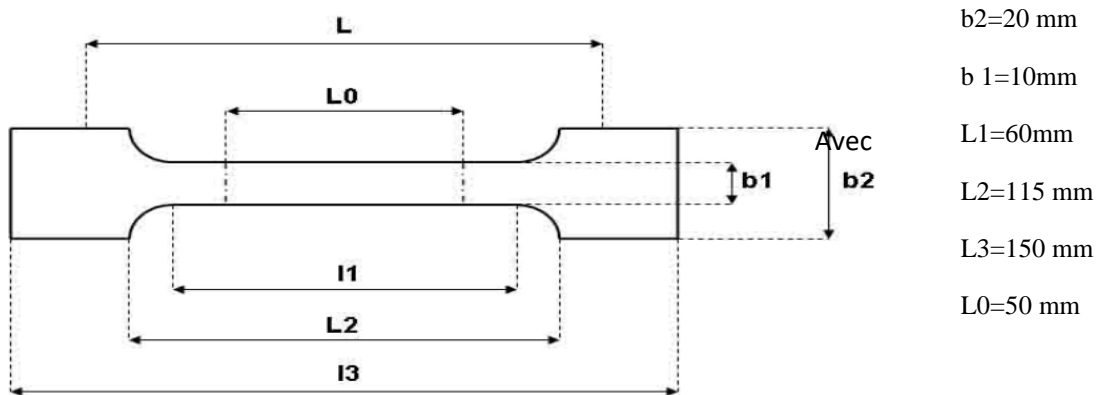


Figure 40. Dimensionnement de l'éprouvette epoxy



Figure 41. Moule pour confection des éprouvettes en résine



Figure 42.Eprouvette de la résine époxy

Après le démoulage, les éprouvettes sont passées par un traitement thermique de 80°C pendant huit heures afin de minimiser les tensions interne causées par la réticulation d'une part, et de faciliter la mobilité des molécules ce qui permet d'augmenter le taux de réticulation.

Les essais de tractions sont effectués sur une machine universelle Zwick/Roel 10 KN, équipée d'un extensomètre de haute résolution de type clip-on comme indique la figure 43.

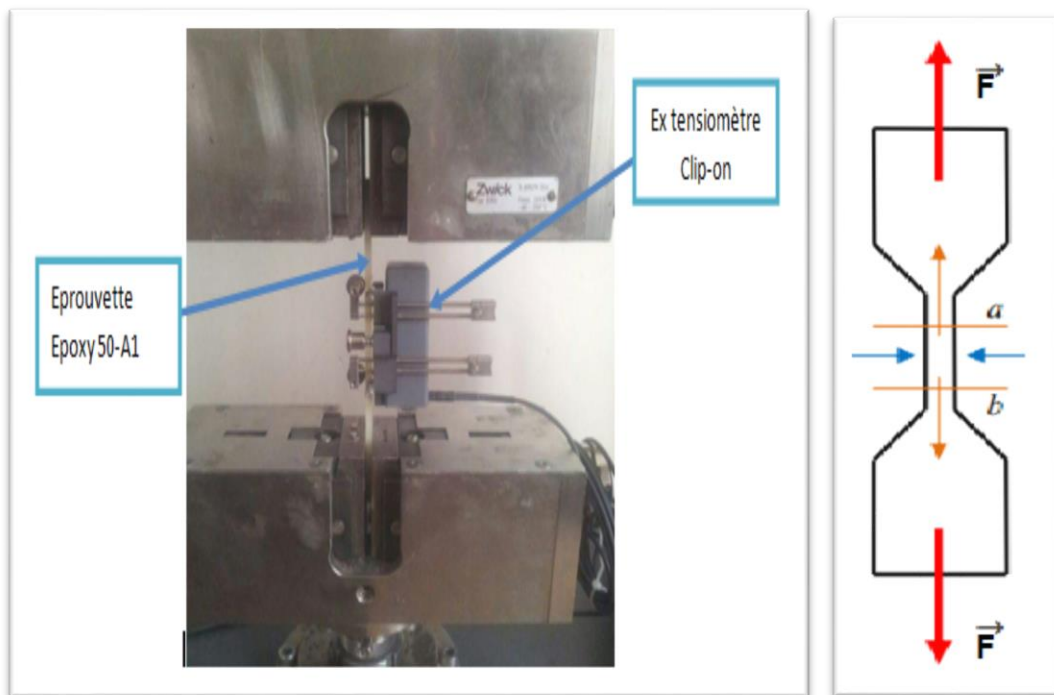


Figure 43.Banc d'essais de traction

Les résultats trouvés sont présentés graphiquement sur la figure ci-après :

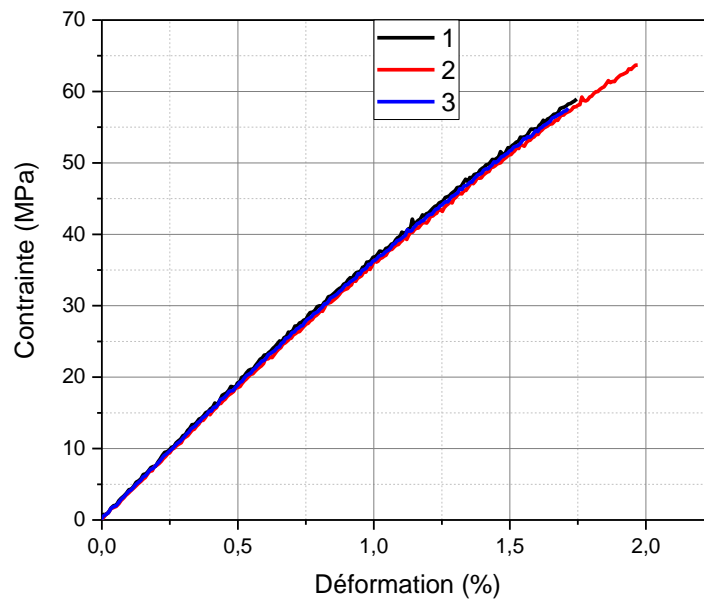


Figure 44.Comportement de traction de la matrice époxy Epocast 50-A1

La figure (44) présente un comportement élastique, la contrainte σ qui représente la force sur la surface atteint une des valeurs au voisinage de 60 MPa, le faciès de rupture présente des bulle d'aire ce qui montre que la rupture est provoquée par ces bulle initiée lors de malaxage. Le module d'élasticité est calculé par la loi de HOOK généralise sur les matériaux ayant un comportement linéaire. Les résultats sont présentés dans le tableau

Tableau 5.Caractéristique mécanique en traction de la résine époxy

Paramètres Eprouvettes	E(GPa)	$\epsilon_{rup}(\%)$	$\sigma_{rup} (MPa)$
Eprouvette 1	3,55	1,74	58,95
Eprouvette 2	3,50	1,95	63,37
Eprouvette 3	3,52	1,70	57,37
Moyenne	3.59	1.87	54.74

Cette résine présente des performances remarquables par rapport aux résines qui existent en Algérie et qui sont destinée pour les travaux de génie civil, la figure 45. Présente une comparaison de comportement à la traction des différentes résines utilisées, ces essais sont réalisée au niveau de l'unité de recherche UR-MPE.

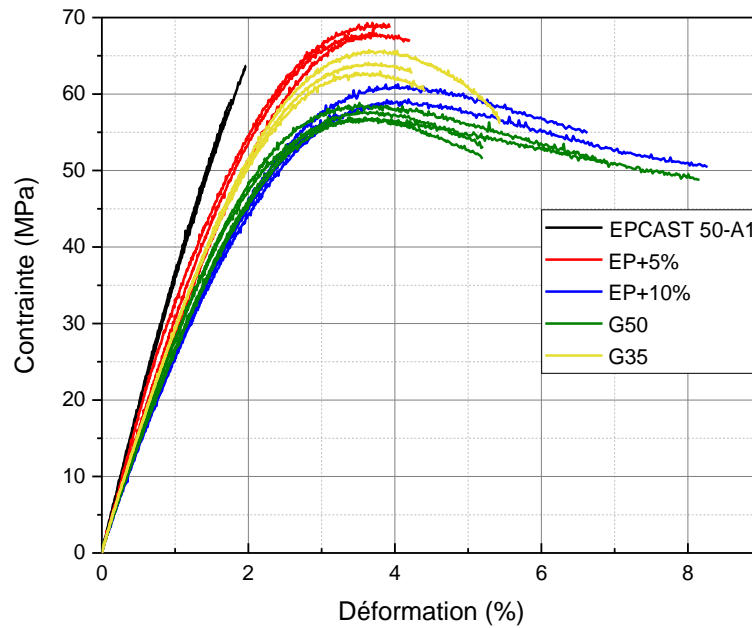


Figure 45. Comportement en traction des matrices utilisée.

3.2.2. Tissu de verre

Le tissu de verre utilisé est de référence BMS9- 3 REV type D classe 7 sous une architecture en satin, utilisé beaucoup plus dans les radomes d'avion à cause de ces propriétés diélectriques et offre aussi très bonne propriétés mécaniques.

Dans notre cas le tissu utiliser dans notre réalisation selon la norme BMS, c'est certification BOING en d'autres termes tous les produits ayant cette certification sont utilisé dans l'aéronautique.

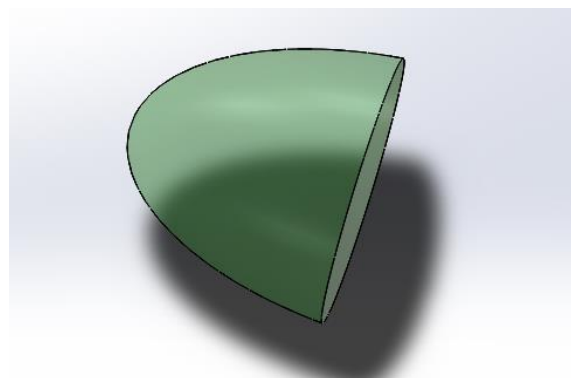


Figure 46. Radome de l'avion

La fabrication des fibres de verre s'effectue par étirage à travers des orifices et à grande vitesse de bain fondu, ce dernier contient la silice et d'autres additions fondant qui permet

CHAPITRE III : Elaboration et caractérisation des stratifié hybrides

d'abaisser la température de fusion, former et modifier le réseau vitrifier, et donner les différentes propriétés aux produits fini.

Les fibres de verres utilisés pour l'aéronautique doivent répondre aux exigences de la performance mécanique et l'inertie électrique (diélectrique) pour éviter la perturbation des ondes de radar installer au niveau de Radôme, en fait le pourcentage de silice est supérieur de 70 % et la teneur de B_2O_3 est supérieur à 20%.

Les fibres de verres, en général, caractérisés par une fourchette de teneur en SiO_2 , et les outre additifs ou l'appellation de tel type est en fonction de la teneur de ces éléments (verres E, C, R ou S, D ...)

Le tableau 7 donne la teneur des différents additifs en fonction de type de fibre de verre.

Tableau 6 .Composition de verre de types E, D, R

	Verre E	Verre D	Verre R
Silice SiO_2	53-54	73-74	60
Alumine Al_2O_3	14-15.5		25
Chaux CaO	20-24	0.5-0.6	9
Magnésium MgO	20-24	0.5-0.6	6
Oxyde de bore B_2O_3	6.5-9	22-23	
Fluore F	0-0.7		
Oxyde de fer Fe_2O_3	<1	0.1-0.2	
Oxyde de Titane TiO_2	<1		
Oxyde de sodium Na_2O	<1	1.3	
Oxyde de potassium K_2O	<1	1.5	

A partir de ce tableau en constatant que le verre D (diélectrique) est composé essentiellement de silice et de borates ce dernier engendre de très bonnes propriétés diélectriques (faible facteur de pertes diélectrique dans les domaines de MHz et GHz). Ce qui rend ces fibres transparentes aux ondes radar.

Tableau 7 .Propriétés de fibre de verre utilisée

Caractéristique	Valeur
Norme	BMS9-3
Type	D (diélectrique)
Nombre de filament par fibre	75
Géométrie de fibre	Cylindrique
Poidsspécifique (g/m ²)	106
Masse volumique (g/cm ³)	2.14
Epaisseur (mm)	0.256

3.2.2.1.Essai de traction

Les éprouvettes sont découpées suivant la norme ISO 3342, les essais sont réalisés sur une machine universelle Zwick/Roel 250 KN dotée et extensomètre. Cette machine est pilotée par un ordinateur avec logiciel test expert version 9.0



Figure 47.Eprouvettes de fibre de verre



Figure 48.Rupture de fibre après essai de traction



Figure 49. Essai de traction de fibre de verre

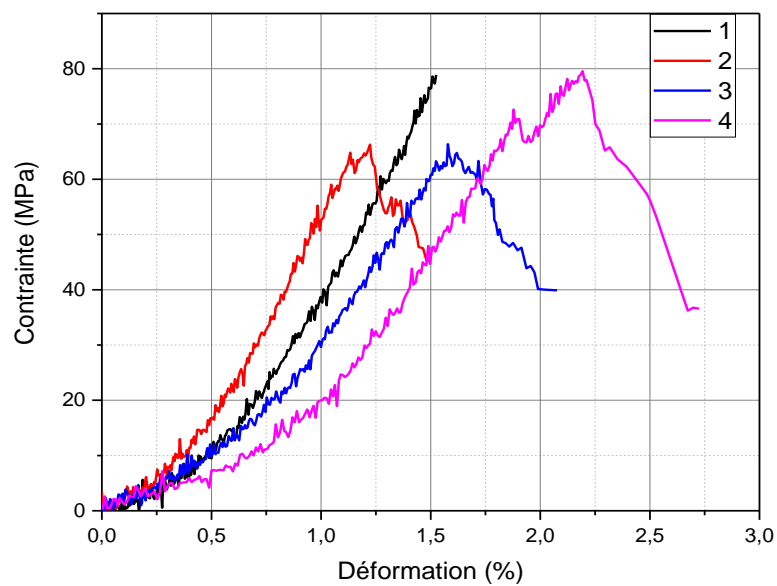


Figure 50. Comportement traction de fibre de verre type D

A partir de ces courbes, nous avons déterminé les paramètres mécaniques, à savoir : le module, la déformation et la contrainte, les résultats sont mentionnés dans le tableau ci-après.

Tableau 8 .Propriétés mécaniques de traction

	E (GPa)	ε (%)	σ (N/mm ²)
Eprouvette 1	6,514	1,223437	66.27
Eprouvette 2	8,227	1,51418	77,98778
Eprouvette 3	5,801	1,578724	66,33784
Eprouvette4	5,792	2,185406	78,95358

Sachant qu'à l'échelle micro le module et la contrainte de rupture de verre D est de l'ordre supérieur (E), les résultats obtenus permettent d'expliquer le scénario de traction comme suit : Cet essai dit comportement de l'écheveau sec des fibres ou bien le comportement d'un composites sans transfert de charge, dans ce cas, le module d'élasticité est très faible, et le comportement de système est gouverné par les ruptures successives des fibres dont les résistances sont décrites par une statistique de Weibul, la résistance ultime de ce système est donnée par

$$\sigma_E^{max}(L) = \frac{\sigma_0}{m^{1/m} L^{1/m} e^{1/m}}$$

M et σ_0 sont les paramètres de Weibul des fibres et L la longueur de l'écheveau.

D'autre part, si l'on considère que le système est constitué de N fibre équitendue, la longueur L, dans ce cas, pour les fibres rompues, la contrainte est nulle sur toute la longueur donc il n'y a pas de transfert de charge via les interfaces, la déformation des fibres ϵ_f est équivalent à celle de l'écheveau

La contrainte nominale de l'écheveau est

$$\sigma_E = \frac{F_E}{N \pi R^2}$$

3.2.3. Tissu de fibre de carbone

Le tissu de fibre de carbone utilisé est d'architecture taffetas qui obéi à la norme de BMS (Boeing Matériels Spécification) 9-8 type 1 classe 2. Ses caractéristiques sont mentionnées dans le tableau ci-après

Tableau 9 : Caractéristique de fibre de carbone

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-8
Architecture	Taffetas
Géométrie des fibres	Rectangulaire
Epaisseur (mm)	0.2
Densité (g/cm ³)	1.8
Résistance à la traction (N/mm ²)	330
Elongation(%)	1.9
Poids spécifique (g/m ²)	193



Figure 51. Tissue de fibre de carbone.

Les essais sont effectués sur une machine universelle Zwick/Z010 piloté par le logiciel test Xpert version 12.0 comme indique la figure 52

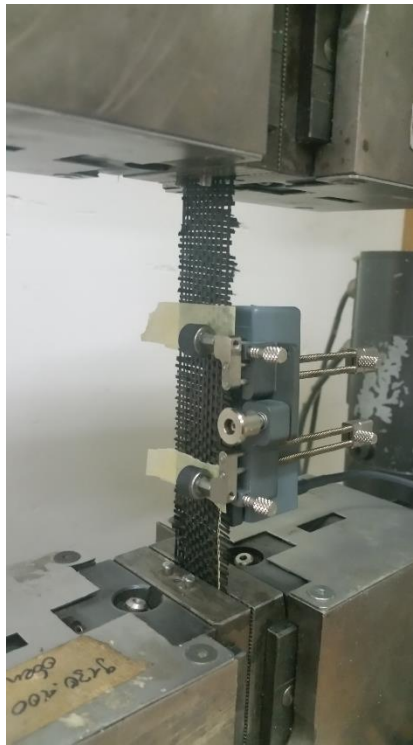


Figure 52. Banc d'essai de traction sur tissu de carbone

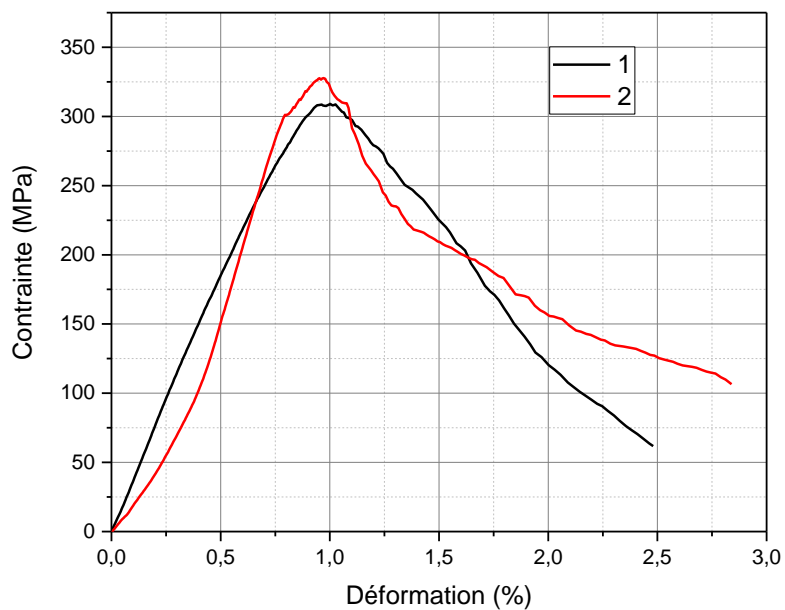


Figure 53. Comportement en traction des fibres en carbone taffetas.

Les propriétés mécaniques des renforts sont divisées en deux parties micro et macro comme indiqué dans le cas précédent.

3.2.4. Tissu de jute

Tableau 10 : caractéristiques du tissu de jute.

caractéristiques	Valeurs
Norme	ISO 5079
Nature de fibre	Jute
% de la cellulose	61 – 71
Angle micro fibrillaire(degrés)	8
Poids au m2 (g/m2)	418
Densité en chaîne (fil/10cm)	60
Densité en trame (fil/10cm)	60



Figure 54. Fibre de jute utilisé pour la conception des éprouvettes

3.3.Définition des fonctions de la pièce

Les pièces sont réalisées pour une utilisation expérimentale qui est l'étude des caractéristiques mécaniques des éprouvettes stratifiées et hybrides qui vont subir Des contraintes de traction avec le spectre des charges de contraintes longitudinales. Sachant que chaque essai a une éprouvette spécifique.

3.6.Problèmes rencontrés lors de la réalisation

C'est au niveau des structures de la maintenance de la compagnie d'Air Algérie que la réalisation de ces éprouvettes s'est faite. En effet, durant notre passage, nous avons rencontré certains problèmes, par exemple :

- Indisponibilité de la matrice polymérique durant une période ;
- Dimensionnement du nombre de couches dans les éprouvettes sachant que les épaisseurs des éprouvettes définies doivent être respectées.

3.7.Présentations des matériaux utilisés

3.7.1. La surface de travail

La réalisation des matériaux nécessite une surface de travail plane, dans notre cas il s'agit d'une table de travail en sandwich nid d'abeille fibre de carbone (Fig.55).

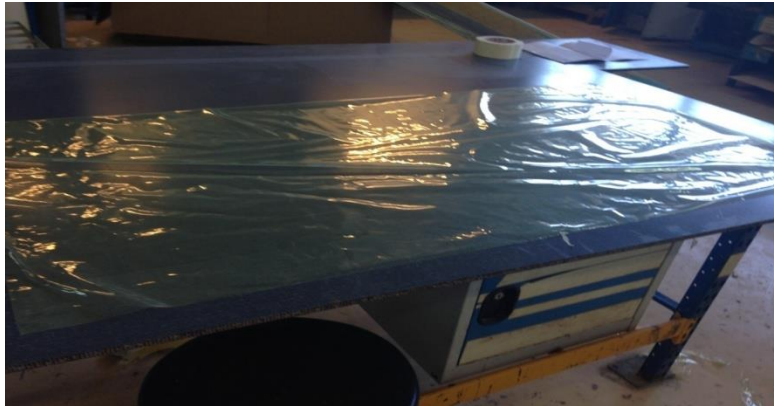


Figure 55. Table de travail

3.7.2. Les moyennes de mise en forme

a. Le perforer

Comme son nom l'indique ; c'est un tissu qui contient de minuscules perforations qui ont pour rôle de laisser passer à travers ce nylon le surplus de résine contenu dans l'éprouvette.

b. Tissu d'arrachage

Le tissu d'arrachage présente plusieurs avantages lors d'une utilisation sous vide. Ce tissu est connu pour l'état de surface qu'il donne à la pièce. Il permet aussi d'éviter le collage de l'éprouvette avec l'ensemble des tissus lors de la séparation.



Figure 56. Tissu d'arrachage

c. Feutre de drainage

Son rôle est d'absorber la quantité de résine supplémentaire et de la piéger pour qu'il n'y ait pas de débordement, et aussi il assure la bonne répartition de l'aspiration de l'air (figure 57).

Tableau 11 : caractéristiques du feutre de drainage

Caractéristiques	Valeurs
Référence	AB 100-60
Matière	Fibres 100% polyester
Epaisseur (mm ²)	4
poids nominal (g/m ²)	150
Température d'utilisation (°C)	205
Température de fusion (°C)	250

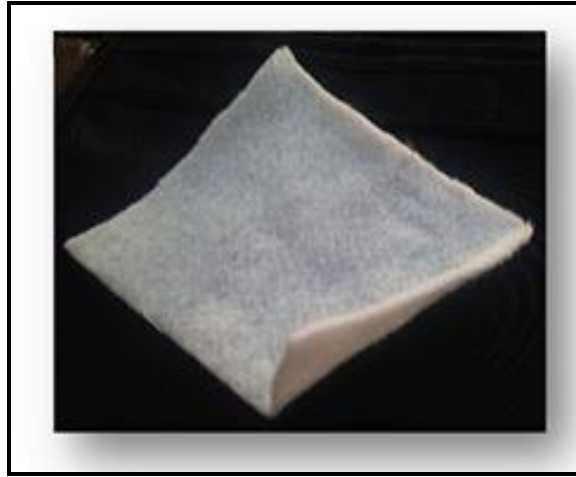


Figure 57. Feutre de drainage

3.8.Procédure de fabrication

L'élaboration du stratifié et hybride consiste à mettre un composite fibre/époxy (sous forme des plaques constitué des couches en tissu de différent type de renfort. Cette opération s'effectue en plusieurs étapes.

Etape 1

On pose un film de mise sous vide qui et un nylon vert spécial pochète (résistant à une température de 205°C) sur la plaque plane et on le fixe à l'aide d'un ruban adhésif pour ne pas qu'il se dérobe lors du travail. (Figure 58). L'intérêt de ce film est de recouvrir l'ensemble du dispositif de travail pour la préparation de la plaque afin d'en extraire l'air à la fin.

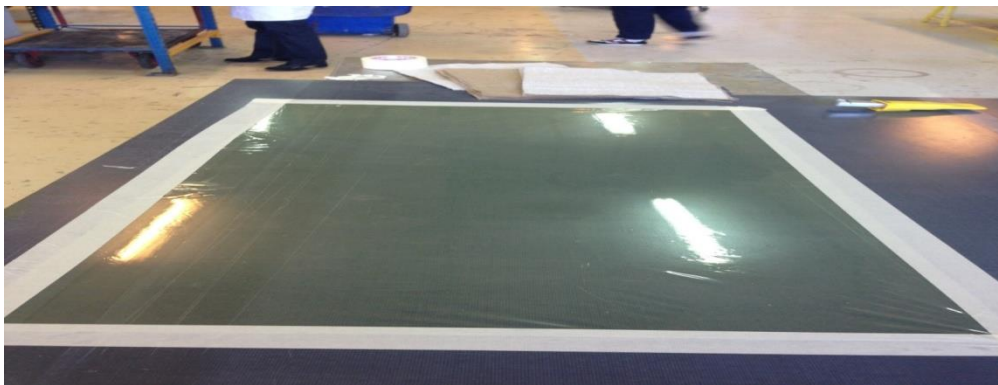


Figure 58. Fixation du film de mise sous vide

Etape 2

Après la fixation du film de mise sous vide on pose un tissu appeler tissu d'arrachage qui facilite l'arrachage de la plaque une fois terminer et pour obtenir des surfaces rude (Fig.59), Et on étale la résine sur le tissu d'arrachage pour poser le premier pli de chaque plaque.

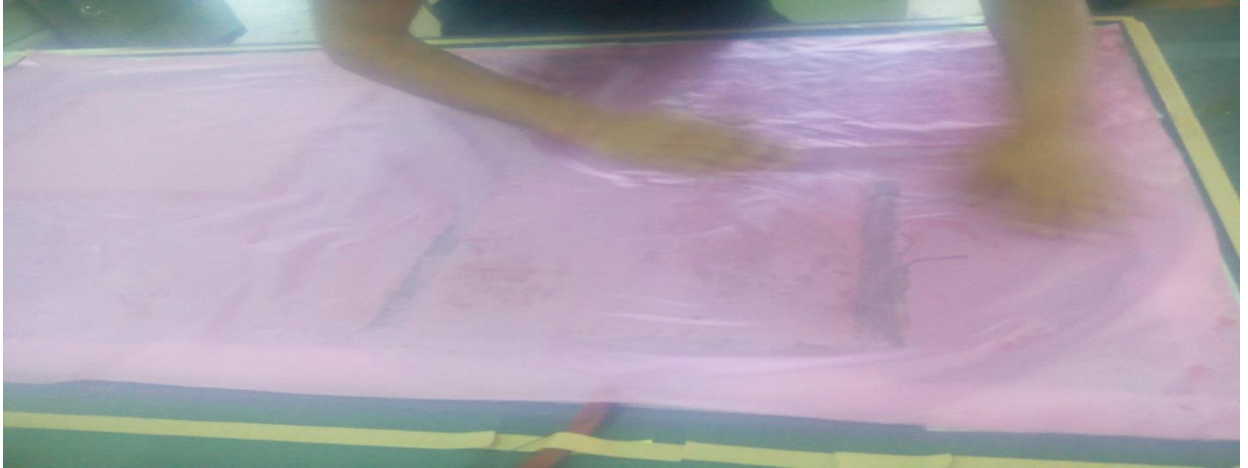


Figure 59. Dépôt du tissu d'arrachage

Etape 3

- 1) On dépose sur le plan de travail des feuilles en fibres de verre et fibre de jute afin de préparer deux plaques en stratifiés qu'on découpe ensuite en panneaux avec des dimensions supérieures à celles souhaitées, ceci afin de pouvoir à la fin découper les chutes tout en long des bords de la plaque et obtenir une plaque finie selon les dimensions exigées. Dans nôtres cas c'est une plaque de (30 x30) cm, (Fig.60).et (Fig.61)



Figure 60. Pose de feuilles de tissu en verre



Figure 61. Pose de feuilles de tissu en jute

- 2) On dépose sur le plan de travail des feuilles de différents types en fibres de verre et fibre de jute et fibre de carbone afin de préparer plusieurs plaques en hybride qu'on découpe ensuite en panneaux avec des dimensions supérieures à celles souhaitées, ceci

afin de pouvoir à la fin découper les chutes tout en long des bords de la plaque et obtenir une plaque finie selon les dimensions exigées. Dans notre cas c'est une plaque de (30 x30) cm.



Figure 62. Pose de feuilles du tissu de différentes fibres

Etape 4

Un bon étalement de la résine sur les tissu de stratifiés et hybrides est nécessaire pour que ces dernières soient imprégnées d'une façon homogène sur toute la surface du tissu (Fig. 63), ensuite on procède à l'empilement des 5 couches une par une, pour obtenir à la fin des plaques de 2 mm d'épaisseur.



Figure 63. Dépôt de la résine sur les tissus

Etape 5

Après avoir empilé les cinq 5 couches du tissu de différent de types de fibres, on pose dessus un tissu d'arrachage qui facilite l'arrachage de la plaque une fois terminé (Fig. 64).



Figure 64 : Dépôt du tissu d'arrachage

Etape 6

Le feutre de drainage appelé aussi tissu de pompage, est une sorte de couverture pliée en deux permettant d'obtenir un tissu épais capable d'absorber le surplus de résine (Figure 65).



Figure 65. Dépôt du feutre de drainage

Etape 7

L'ensemble est ensuite couvert par un sac à vide. Un tuyau de pompage est mis entre le sac à vide et le tissu de pompage (Fig. 66 et 67), sur le côté de la plaque de manière à ne pas déformer la surface de la plaque à la fin du travail.



Figure 66. Mis en place le tuyau de pompage



Figure 67. Appareil de pompage

Etape 8

Cette étape consiste à fermer hermétiquement le sac à vide avec un mastic d'étanchéité sous forme d'un ruban adhésif souple et pâteux (Fig. 68). Après avoir placé le joint on s'assure de sa bonne étanchéité avec le sac à vide (Fig. 69 et 70).



Figure 68. Ruban adhésif



Figure 69. Fermeture hermétique du sac à vide

Etape 9

L'opération de mise sous vide est lancée, elle consiste à pomper l'air et récupérer le surplus de résine qui va attirer dans le tissu de pompage (Fig.70).

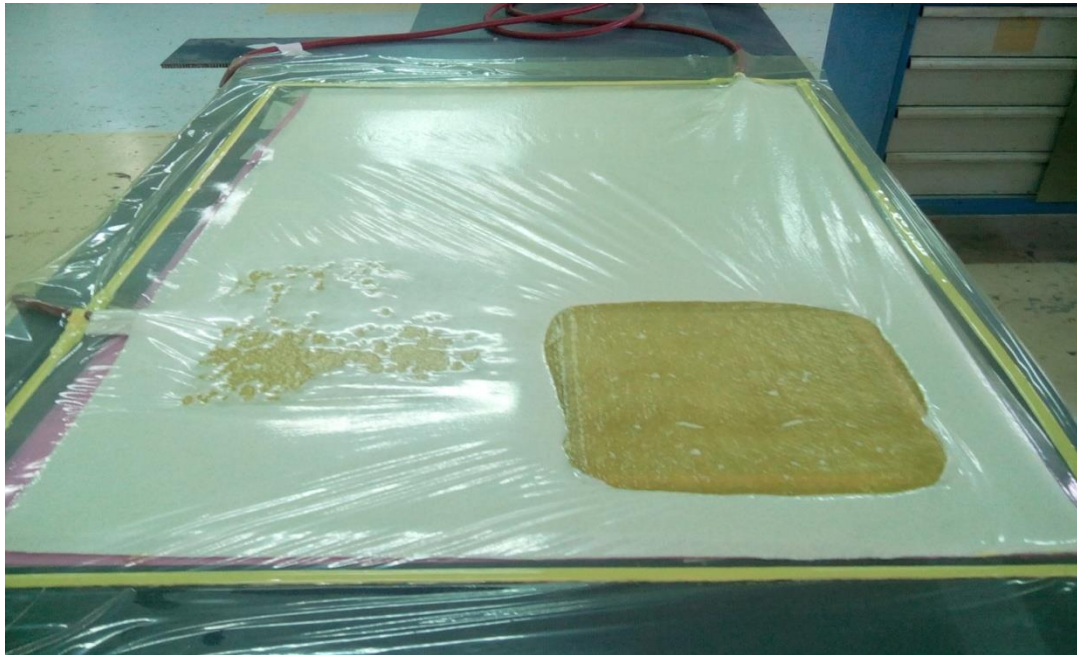


Figure 70. Début du processus de pompage

3.9.La pompe à vide

Anita est une console de polymérisation, c'est une machine qui destinée pour le composite et elle permet de fabriquer, de réparer et cuire des structures composites et de procédé métal / métal (figure ci-dessous). En effet, elle procède des pièces en utilisant le système sous vide, et à l'aide de ses tapis chauffants elle permet de réduire le temps de polymérisation pour les types des résines très visqueuses (ex : Epocast) et d'avoir des meilleurs résultats. Ces systèmes sont conçus pour répondre aux spécifications actuelles de réparation. Ils sont dotés d'un écran de couleur TFT qui comporte des menus qui contiennent les différentes commandes de programmation, d'utilisation et mise à jour. Ses caractéristiques sont mentionnées ci-après.

TABLEAU 12. Propriétés de system tapie chauffant

Type	Double voies NG9201
Langueur du câble	3 mètre
Nombre de thermocouple	12 mètres
Nombre de tuyau	2 renforcé d'une langueur de 3 mètres
Câble d'alimentation	32 A (intensité)
Câble de convertisseur	110 V
Type de tapis chauffant	2 tapis de 15* 15 2 tapis de 25*25 2 tapis de 35*35



Figure 71. Console ANITA NG 9201

Les différentes étapes d'élaboration par méthode de patches sont mentionnées dans l'organigramme ci-après

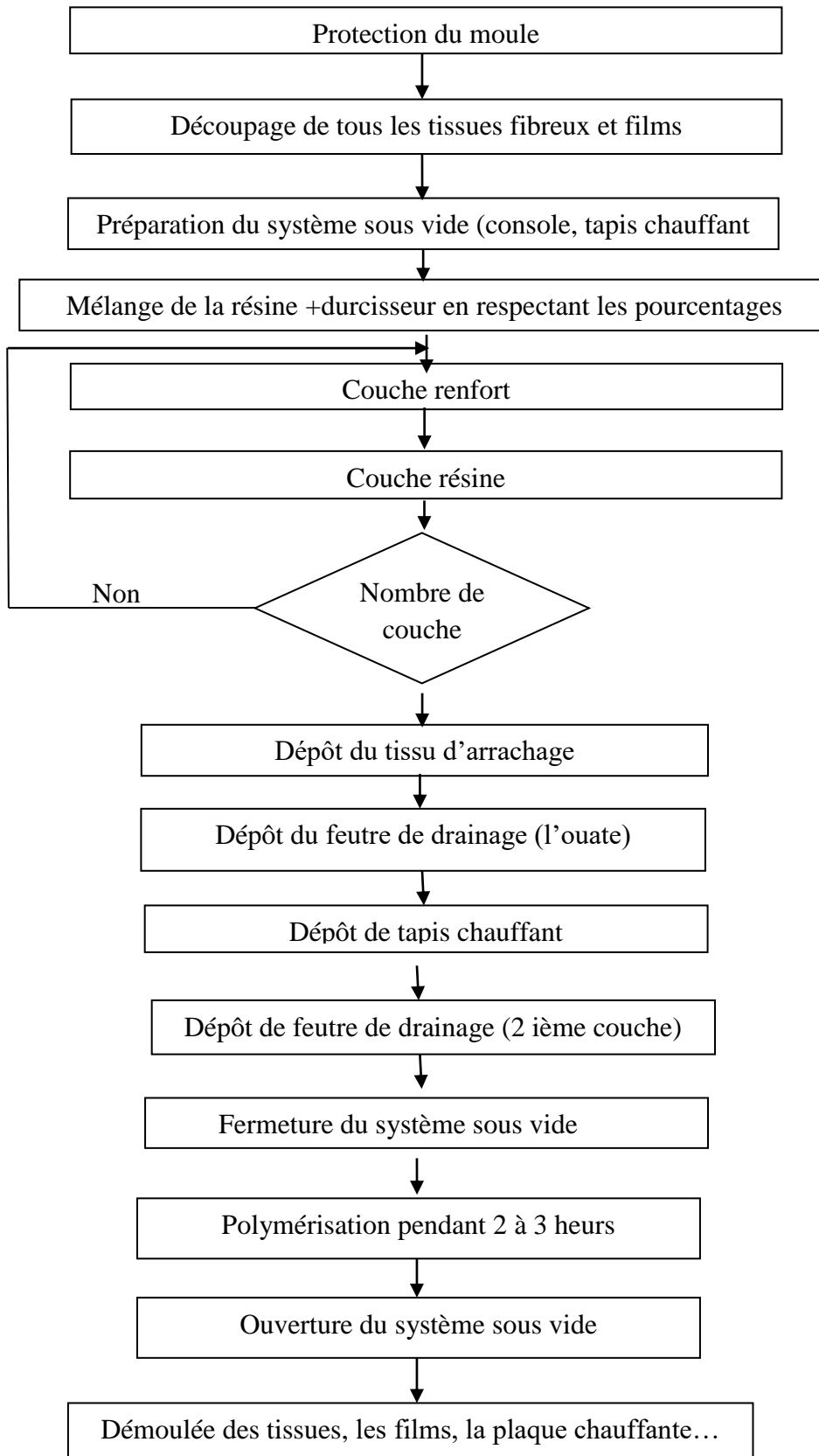


Figure 72. Organigramme des étapes d'élaboration sous vide (méthode de patch)

3.10. Préparation des éprouvettes pour l'essai de traction

Après polymérisation, on procède au démoulage (Fig.73) suivi de la découpe des bords de la plaque selon les dimensions souhaitées (Figure.74), à savoir (30x30) cm.

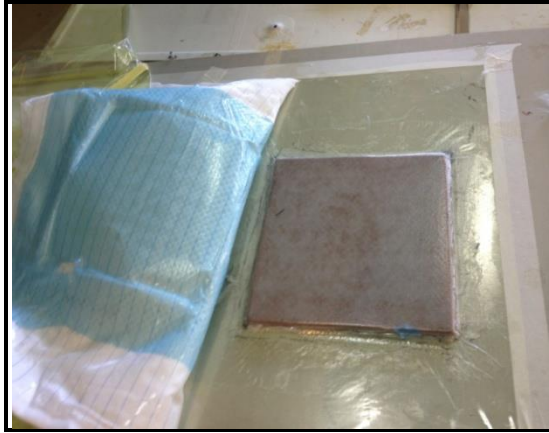


Figure 73. Démoulage de la plaque.



Figure 74. La plaque finie.

a. Découpe d'éprouvettes :

Les éprouvettes sont découpées à l'aide d'une scie à disque diamanté lubrifiée à l'eau (Fig.75).



Figure 75. Machine de découpage.



Figure 76. Éprouvette en fibre de carbone

Pour les essais de traction et de fluage les éprouvettes doivent subir un petit changement qui est l'emplacement des talons.

b. Emplacement des talons

Le rôle des talons en aluminium est de protéger des contraintes qui peuvent être causées par la machine d'essai. En effet, la machine est équipée de mors qui ont pour but de maintenir la pièce lors de l'essai, donc ces mors vont s'accrocher aux talons qui sont fixés à chaque extrémité de l'éprouvette.

Les éprouvettes subissent un léger polissage et les talons sont troués ou rayés sur la surface de collage (fig.77) afin d'avoir une bonne adhérence de la résine. Avant de les coller on a procédé à leur nettoyage avec un diluant pour enlever les impuretés qui peuvent être à l'origine d'un mauvais contact entre la colle et les surfaces à coller.



Figure 77. Talon troué et découpé



Figure 78. Éprouvette de traction fibre/époxy

3.11. Caractérisation mécanique des plaques stratifiées :

3.11.1. Stratifié bidirectionnel

Les plaques élaborées sont découpées sous forme des éprouvettes prismatiques de dimension 25 x 250 mm, ensuite ces éprouvettes sont collées aux extrémités avec des talons en aluminium selon la norme ASTM D 3039.



Figure 79. Eprouvettes découpées



Figure 80. Eprouvettes talonnées

Les essais de traction sont effectués à température ambiante sur une machine universelle de type ZWICK250 au niveau de l'unité de recherche UR-MPE, dotée d'un capteur de force de capacité 250 KN et d'un extensomètre. Cette machine est pilotée par ordinateur à l'aide du logiciel Test Xpert 9.0.

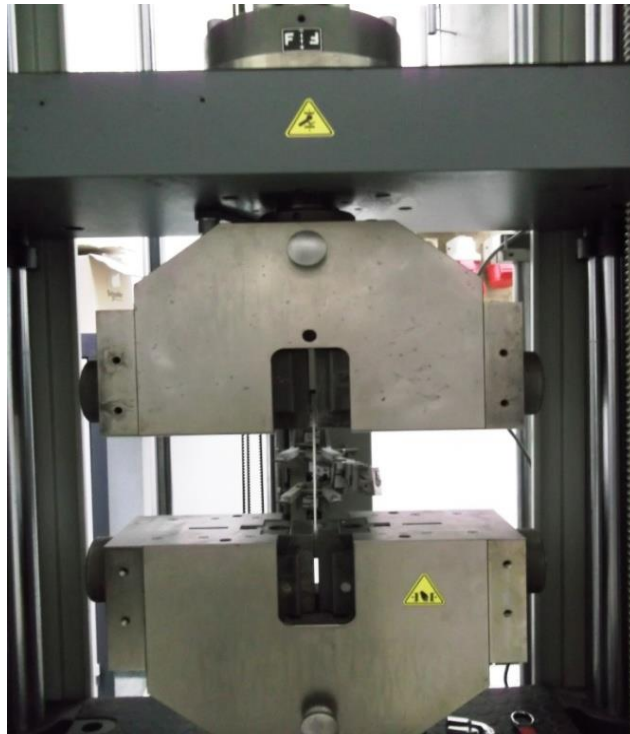


Figure 81. Banc d'essai de traction

Au cours de l'essai de traction, nous avons constatés que le mécanisme de rupture s'effectue par fragmentation de l'éprouvette comme indique la (figure 82).



Figure 82. Rupture d'éprouvette après traction

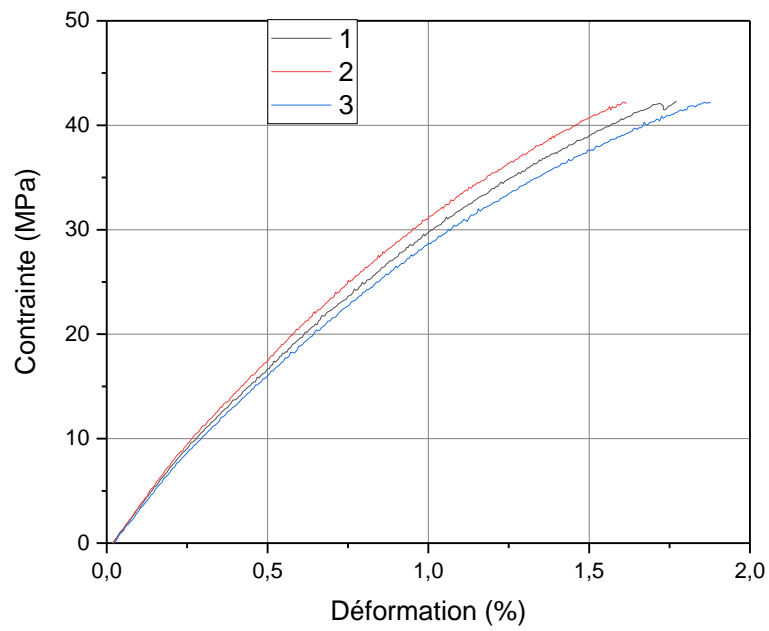


Figure 83. Comportement en traction des stratifiés 5 plis en jute

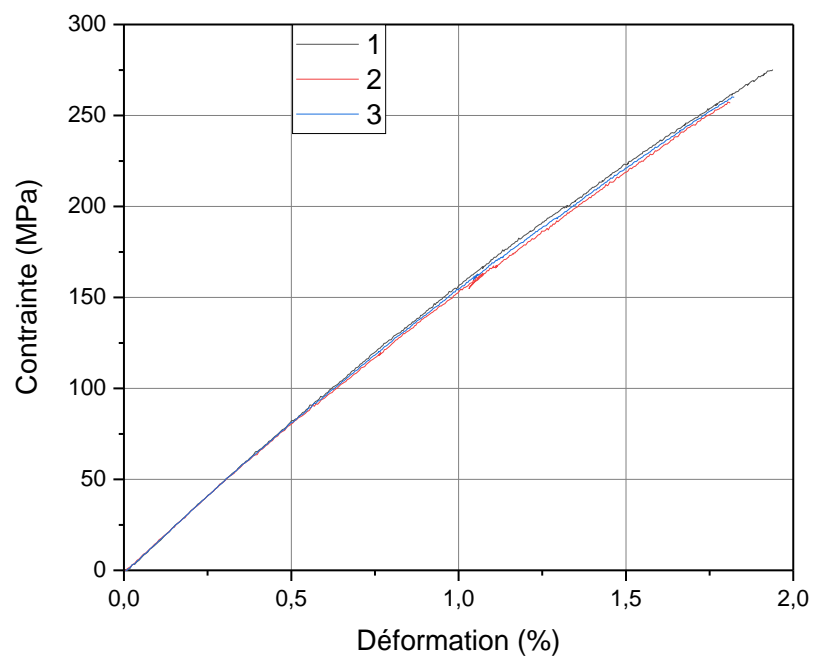


Figure 84. Comportement en traction des stratifiés 5 plis en verre

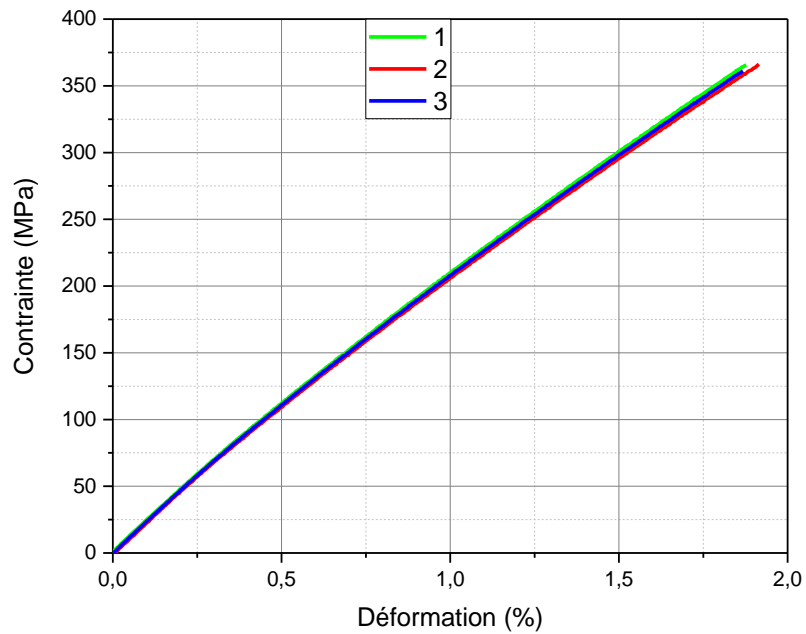


Figure 85. Comportement en traction des stratifiés 8 plis en fibre de verre

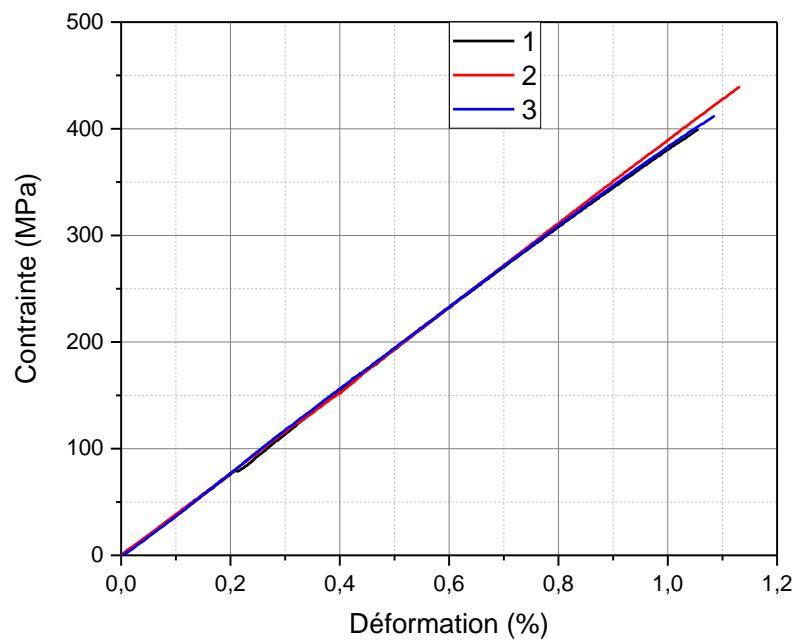


Figure 86. Comportement en traction des stratifiés 5 plis en fibre de carbone taffetas

Les paramètres de traction sont calculés et présentés dans le tableau ci-après

TABLEAU 13 : Propriétés mécaniques calculés des stratifiés testés

Stratifié		Module (GPa)		Contrainte (MPa)		Déformation (%)	
		Valeur	Moyenne	Valeur	Moyenne	Valeur	Moyenne
5 plis jute	1	4,12	4,13	42,21	42,24	1,6	1,75
	2	4,35		42,33		1,77	
	3	4,03		42,17		1,87	
5 plis Verre	1	16,96	16,81	274,65	263,81	1,94	1,86
	2	16,66		260,00		1,82	
	3	16,80		256,78		1,81	
8 plis Verre	1	23,17	23,29	365,53	364,28	1,88	1,89
	2	23,40		361,09		1,87	
	3	23,30		366,23		1,91	
5 plis Carbone	1	38,30	38,76	432,78	381,43	1,13	1,09
	2	38,27		312,10		1,08	
	3	39,71		399,41		1,05	

On constate que les stratifiés à base de fibre de jute présente un comportement quasi plastique avec un module faible et une déformation inférieure à celle de la résine, cela montre que les déformations irréversibles commencent dès le début de sollicitation, cela peut être traduit par la rupture des microfibrilles qui constituent la mèche du jute, cette opération ne provoque pas la rupture frontale de l'éprouvette de traction, mais des déformations permanentes jusqu'à la défaillance de l'échantillon qui fait l'objet de testes.

en ce qui concerne les stratifiés à base de fibre de verre du type D, nous remarquons que le comportement de traction est quasi-élastique, cette linéarité est plus claire dans le cas de cinq plis que dans l'autre cas, concernant la déformation de rupture, les valeurs mesurées sont du même ordre que celle de la matrice, et ne dépend pas le nombre de plis, ce qui nous permet de dire que le mécanisme de la ruine au cours de traction est engendrer par la fissuration matricielle, contrairement dans le cas des stratifiés à base de fibre de carbone qui se détruites à une déformation inférieurs à celle de la matrice (1% environ), donc nous pouvons dire que la ruine dans ce cas est initiée au niveau de fibre de carbone ou elle a causée par le décollement fibre-matrice.

En terme de la rigidité les résultats enregistrées montrent qu'elle est proportionnelle avec le nombre de plis dans le cas des fibres de verre par exemple, la déformation de la rupture ne dépend pas le nombre de stratification.

3.11.2. Stratifiés hybrides

La stratification en hybride s'effectue en permutation entre les fibres utilisées précédemment, à savoir : fibre de verre, de jute et fibre de carbone, les stratifiés élaborés sont noté comme suite :

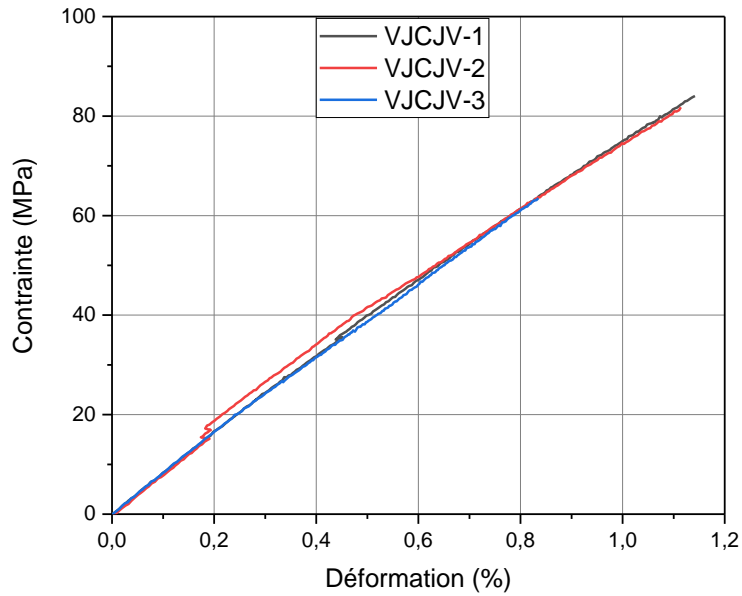


Figure 87. Comportement en traction des stratifiés hybrides VJCJV

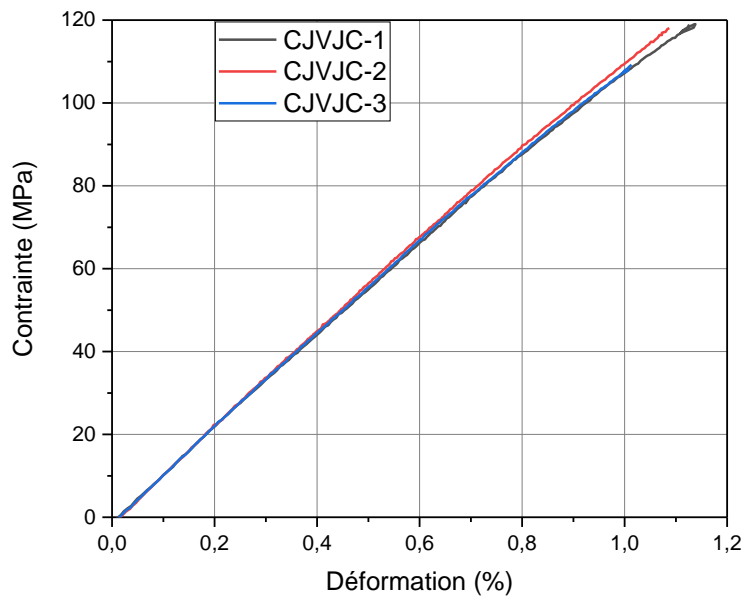


Figure 88. Comportement en traction des stratifiés hybrides CJVJC

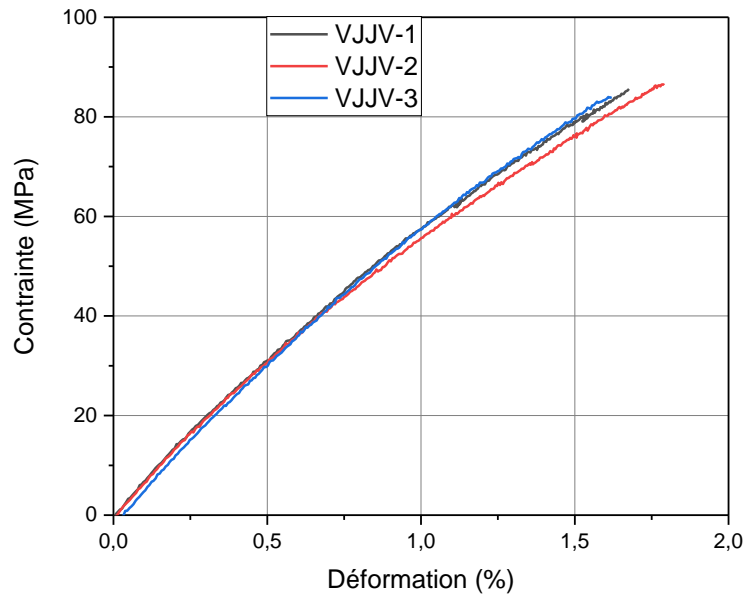


Figure 89. Comportement en traction des stratifiés hybrides VJJV

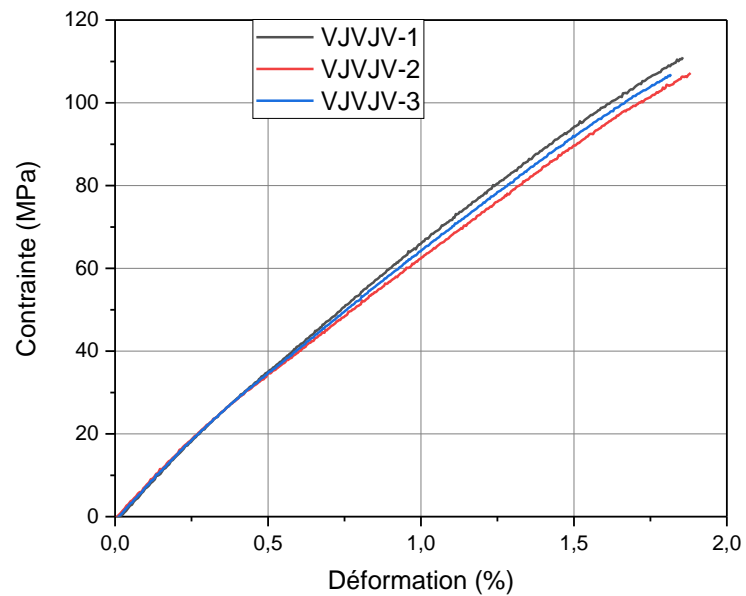


Figure 90. Comportement en traction des stratifiés hybrides VJVJV

Les paramètres mécaniques de traction sont calculés et montrés dans le tableau suivant :

TABLEAU 14 : Propriétés mécaniques calculés des stratifiés hybrides

Stratifié hybride		Module (GPa)		Contrainte (MPa)		Déformation (%)	
Type	N°	Valeur	Moyenne	Valeur	Moyenne	Valeur	Moyenne
VJVJV	1	8,21	7,99	111,02	108,36	1,86	1,85
	2	7,77		106,88		1,82	
	3	7,99		107,2		1,88	
CJVJC	1	11,74	11,88	118,07	115,44	1,09	1,07
	2	11,97		109,22		1,01	
	3	11,94		119,03		1,13	
VJJV	1	6,84	6,88	83,95	85,29	1,62	1,69
	2	6,84		85,58		1,68	
	3	6,96		86,35		1,79	
VJCJV	1	8,23	8,26	84,04	76,44	1,14	1,03
	2	8,21		81,79		1,11	
	3	8,34		63,50		0,83	

Les stratifiés hybrides qui composent de fibres du verre et du jute présentent des déformations permanentes claires au cours de traction, l'élongation à la rupture est proportionnelle au nombre de plis du tissu de verre, mais ne dépasse pas la valeur de la matrice, sans dire que l'hybride avec deux plis de jute enveloppés par deux plis de verre présente une déformation inférieure, ce qui explique par le fait que la rupture de fibre de jute provoque une zone faible qui s'accélère la ruine de l'éprouvette.

L'utilisation de fibre de carbone traduit par une fragilisation notable comme indiquent les résultats trouvés, cette conséquence ne dépend pas du nombre de plis de carbone, car les deux types d'hybridation testés avec un seul pli (VJCJV), et avec deux plis (CJVJC), en donnant la même valeur moyenne de déformation, qui est inférieure à celle de la matrice, cela peut être expliqué par le fait qu'au cours de traction, les sollicitations se transfèrent par la matrice verre le renfort le plus fragile (qui est le tissu de carbone dans ce cas), puisque ce dernier domine les autres renforts en termes de performance mécanique, leur contrainte de défaillance provoque la rupture brutale sans considération des autres renforts.

Les courbes de traction des hybrides qui contiennent deux couches de tissus de jute présentent des discontinuités au cours de l'essai, cela est peut-être traduit par la rupture de ces types de renfort, sans destruction de l'éprouvette qui contient soit du tissu de carbone, soit du tissu de verre, ou les deux.

3.11.3. Teste de l'adhérence

Les essais de traction sur les stratifiés en interférence sont réalisés de protocole des essais classique, cet essai nous permet de déterminer la contrainte max de l'adhérence sur la surface de (25x 50) mm. La déformation est calculée au niveau de cette zone (figure 91) par un extensomètre mécanique. L'objectif de cet essai s'articule sur le rôle du type du renfort et sur l'adhérence inter-faciale, deux types sont testés : le tissu du jute et tissu du carbone

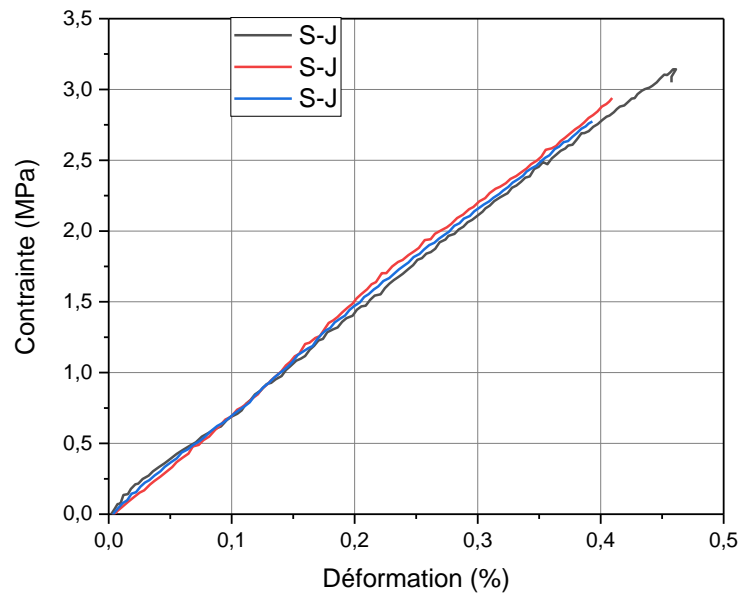


Figure 91.Comportement en traction des stratifiés superposée sur jute

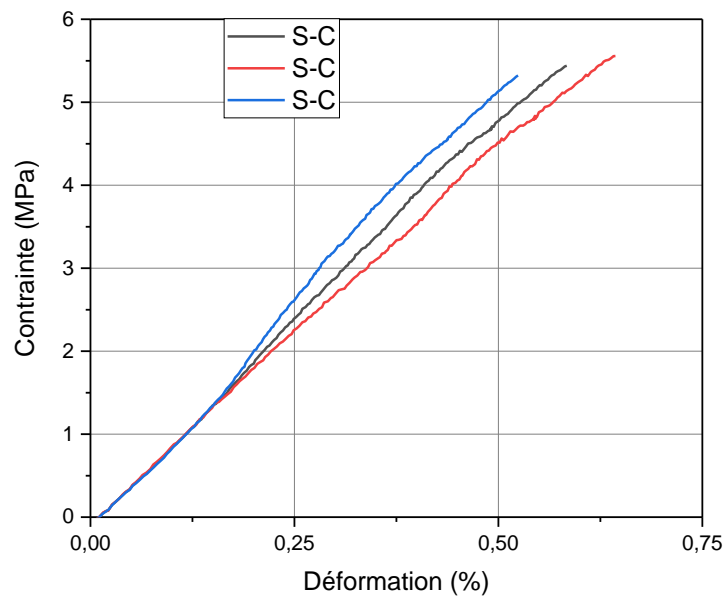


Figure 92.Comportement en traction des stratifiés superposée sur carbone

TABLEAU 15 : Propriétés mécaniques calculés des éprouvettes d'adhérence type 4/4.

Stratifié hybride		Module (GPa)		Contrainte (MPa)		Déformation (%)	
Type	N°	Valeur	Moyenne	Valeur	Moyenne	Valeur	Moyenne
S-J	1	0,92	0,92	5,32	5,44	0,52	0,58
	2	0,95		5,43		0,58	
	3	0,90		5,56		0,64	
S-C	1	6,46	6,81	2,94	2,95	0,41	0,42
	2	7,11		2,77		0,39	
	3	6,86		3,14		0,46	

Ces résultats nous ont permis de clarifier la performance mécanique des fibres de carbone par rapport aux fibres de jute en termes d'adhérence inter laminaire, les écarts entre les deux résultats reviennent à deux processus : l'adhérence entre deux couches adjacentes d'une part, et la compatibilité renfort-matrice d'autre part.

Conclusion générale

Les éprouvettes élaborées au niveau de l'atelier de maintenance Air Algérie sont testées et caractérisées au niveau de l'Unité de Recherche UR-MPE de l'université de Boumerdes, l'objectif général s'articule sur l'étude de l'influence de type du renfort sur le comportement mécanique des matériaux composites stratifiés, pour cela, nous avons élaboré des stratifiés à base de fibres de carbones bidirectionnel et fibres de verres de type D, les deux sont utilisés dans le domaine aéronautique, le tissu du jute est aussi utilisé dans cette étude, ainsi des stratifiés hybrides en permutation entre ces fibres sont élaborés et testés, la résine utilisée comme matrice est du type Epocast 50-A1 destinée pour les travaux aéronautiques

Les résultats obtenus permettent de tirer les conclusions suivantes :

- La matrice utilisée pour l'aéronautique doit être complètement élastique du point de vue mécanique.
- La déformation à la rupture des stratifiés à base du tissu de verre est égale à celle de la matrice, cette déformation ne dépend pas le nombre des plis utilisé, les plis de fibres de verre présentent une déformation de rupture plus élevée.
- Dans le cas des stratifiés à base de tissu de verre, le nombre de plis influe sur la rigidité, et par conséquence la contrainte de rupture.
- La déformation à la rupture des stratifiés à base de tissu de carbone est égale à celle du renfort, cette déformation ne dépend de la matrice qui présente une déformation plus élevée.
- La déformation à la rupture des stratifiés à base de tissu du jute est égale à celle de la matrice, avec une contrainte inférieure et plasticité remarquable, ce qui montre l'incompatibilité tissu de jute-matrice Epocast 50-A1 en terme des notions stratifiés composites.
- Cette incompatibilité se traduit par un faible module d'adhérence (inférieurs à celle de la matrice) comme indique les résultats des tests de traction des superposés.
- En ce qui concerne les stratifier hybride, la rupture des hybrides qui contient le tissu de carbone ne dépend que la rupture de ces derniers.

BIBLIOGRAPHIE

- [1]. **BERREUR, Louis, DE MAILLARD Bertrand, NÖSPERGER Stanislas**, L'industrie Française des matériaux composites, Rapport de synthèse, France, mai 2002,47p.
- [2]. **CHERMANEANU, Raducu**. Représentation de la variabilité des propriétés mécaniques d'un CMO à l'échelle microscopique. Méthodes de construction des distributions statistiques. Thèse de doctorat en Mécanique et Ingénierie. Université de Bordeaux 1. Février 2012,145 p.
- [3]. **ETIENNE, Serge. LAURENT, David. GEUDRY, Emilie. LAGRANGE, Phy lippe. LEDIEU, Julian. STEINMETZ, Jean**. Les matériaux de A à Z. Belgique : Dunoud, Août 2008, 308 p.
- [4]. **R.M. Jones**. Mechanics of composite materials, Mc Graw-Hill Company, 1975.
- [5]. **BAHLOULI Nadia**. Cours Matériaux Composites. DESS Mécanique Avancée et Stratégie industrielle. Fichier PDF, 120 p.
- [6]. **Centre d'animation régional en matériaux avancés, glossaire des matériaux Composite, 2004, 106 p .**
- [7]. **F.Dalmaso et J. Mézières**, Calcul des propriétés élastiques des tissus utilisés dans les matériaux composites, Institut Français du Pétrole. 1998. 153 p .
- [8].**C.BATHIAS**, Matériaux composites, 2ème ed. Paris: L'Usine nouvelle: Dunod, 2009.98 p
- [9]. **BOUROUIS, Fairouz**. Etude du comportement mécanique de structures sandwiches à différents matériaux de revêtements. Diplôme de magister en génie mécanique. Constantine, université Mentouri, 114 p.
- [10]. **LAURIN Frédéric**. Introduction générale sur les matériaux composites. Retour sur innovation, Edition Onera, 2011, 82p.
- [11]. **CHRETIE, Gilbert**. Matériaux composites à matrice organique. Paris. Technique et Documentation, 1986, 508 p,
- [12] **Ph. Zinck**, De la caractérisation micromécanique au vieillissement hygrothermique de l'interphase poly époxyde fibre de verre, thèse de doctorat, N d'ordre 99ISAL0108, INSA LYON.1999. 207 p
- [13] **Johnson, W., L.N. Phillips, and W. Watt**, The Production of Carbon Fibres. GB110791- 24 avril 1964, National Research Development Corporation: England.
- [14] **Dupupet, G.**, Fibres de carbone. Techniques de l'ingénieur, 2008. **AM5134**. 306 p .
- [15]. **GORNET Laurent**. Généralités sur les Matériaux Composites. Ecole Centrale de Nantes, 19 Mai 2011,51 p.

BIBLIOGRAPHIE

- [16]. **HADDADI, Manel.** Etude numérique avec comparaison expérimentale des propriétés thermophysiques des matériaux composites à matrice polymère. Master en Physique énergétique. Batna. Université El hadj Lakhdar. 2011, 98 P.
- [17] **Vavilov V.** Non destructive Testing Handbook. Volume 5: Thermal/Infrared Testing Electrical testing, Ed. Spektr, Moscow, 2009, 102 p.
- [18] **Falzon B.G,** Grandeur AG-28: Impact damage and Repair of Composite Structures, Imperial College of London, TP-155, 2006.176p P.
- [19] **OlssonR.** Masscritereion for wave controlle dimpactresponse of composite plates, Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 2000.96 P
- [20] **Renault M,** Compression après impact d'une plaque stratifié: étude expérimentale et modélisation éléments finis associé, Thèse de doctorat, Ecole Centrale de Nantes, Université de Nantes, 17-6-1994. 288p
- [21] **Fressinet M.** Tenue Résiduelle en compression après impact des structures min ces composites, Rapport d'expertise DGA and DGA Techniques Aéronautiques, 2008. 405 P
- [22]. **BEL, Sylvain.** Analyse et simulation de la mise en forme des renforts de composites NCF. Thèse de doctorat en Sciences Appliquées spécialité : Mécanique, Institut National de Lyon, 22 Novembre 2011, 174 p.
- [23] **Berthelot J. M.,** "Matériaux composites: Comportement mécanique et analyse structures", 4^{ème} édition, 1996.
- [24] **Trotignon J.-P, Verdu J, Dobracginsky A., Piperaud M.** "Précis de Matières plastiques : Structures-propriétés, mise en oeuvre, normalisation". Edition NATHAN, AFNOR. 1996. 177 P.
- [25] **Progelhof R. C, Throne J. L.,** "Polymer Engineering Principles". Edition Hanser. 1993. 198 P.
- [26] **Schmitt Y.,** "Approches rhéologiques et mécaniques des matériaux composites à fibres courtes" Thèse de l'université de Metz, 1999. 121 P.
- [27] **P. Calin Georgel,** Résine époxyde renforcée avec des fibres naturelles, thèse da maitre de recherches, université Laval QUEBEC, 2009 , 240 P

BIBLIOGRAPHIE

- [28] **F. Benard**, Etude de l'influence des charges de silice sur le vieillissement des résines
- [29] **X. Colin**, Modélisation cinétique de la thermo-oxydation de matériaux polymères et composites à hautes performances thermomécaniques, thèse de doctorat soutenue à l'université du Maine Déc. 2000 N° d'ordre 2000-36, p. 37-40.
- [30] **R.M. Kumykov, M.T.Bezhdugova1, A.K.Ittiev1, A.K. Mikitaev and A. L. Rusanov**, Synthesis and study of properties of aromatic polyether-imides on the basis of derivative of chloral and DDT with use of polynitroreplacement processes, Nova Science Publishers, Inc. New York 2006. 37-40. P
- [31] **E. M. Petrie**, Epoxy Adhesive Formulations, McGraw-Hill Professional Publisher DIO: 10.1036/0071455442 , 2005, ISBN 0071455442 ,88 P.
- [32] **Gillham J.K.Curing**, Encyclopedia of Polymer Science and Engineering 4, Wiley-Interscience 2nd edition 1986.
- [33] **A. Bergeret and Krawczak P**, Liaison renfort/matrice - Définition et caractérisation, Plastiques et composites, Techniques de l'ingénieur, Paris2006, p 19.
- [34] **D. Wang et F.R. Jones, Tof-SIMS and XPS**, Studies of the interaction of silanes and matrix resins with glass surfaces. Surface and Interface Analysis, 1993, p. 457-467
- [35] **N. J. Mills**, Plastics: Microstructure and Applications, Third edition 2005, Library of Congress Cataloguing in Publication Data, ISBN-13: 978-0-7506-5148-6, p. 156-172.
- [36] **Y. LEDRU**, Etude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés aéronautiques, thèse de doctorats, déc. 2009, l'université de Toulouse, p. 11.
- [37] **J.WEISS, C. BORD** «Les matériaux composites, Tome I: Structure, constituants, fabrication», Ed. L'Usine nouvelle, Paris, 1983, Partie: A-B-C.
- [38] **F. Laurin. ONERA**, INTRODUCTION GENERALE SUR LES MATERIAUX COMPOSITES, 2011.
- [39] **Jacques CINQUIN** «Techniques de l'Ingénieur», traité Plastiques et Composites.
- [40] **Après Modification J.M. Berthelot**, «Mécanique des matériaux et structure composites», ISMANS, le Mans, 2010.321 P
- [41] **GLOSSAIRE DES MATERIAUX COMPOSITES – CARMA –** Octobre 2006.
- [42] **R. Pal**, "On the Lewis-Nielson model for thermal/electrical conductivity of Composites," Composites Part A: applied science and manufacturing, vol. 39, pp. 718-726, 2008.
- [43] **Techniques de l'ingéniere** : présentation des matériaux composites A7790. 678 P.

BIBLIOGRAPHIE
