

# REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Ecole Nationale Polytechnique



Département Génie Mécanique

Laboratoire de Génie Mécanique et de Développement

Mémoire de projet fin d'études

Pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en Génie Mécanique

Elaboration et caractérisation de matériaux composites pour l'aéronautique

Réalisé par :

Soumia KOUACHE

Présenté et soutenu publiquement le 23/06/2016

Composition du Jury :

Président	M. Brahim GUERGUEB	Professeur	ENP Alger
Promoteur	M. Saïd RECHAK	Professeur	ENP Alger
Co Promoteur	M. Djamel BESAIID	Doctorant,	AIR ALGERIE
Examineur	M. Hacene BELHANECHÉ,	MA A	ENP Alger
Examineur	M. Yassine BELKACEMI	MA A	ENP Alger

## **Remerciement**

*Tout d'abord je remercie dieu le tout puissant qui m'a donné la volonté, le courage et l'audace pour réaliser ce modeste travail.*

*Je remercie vivement, Monsieur le professeur Saïd RECHAK pour avoir assuré la direction de ce travail, et pour m'avoir apporté rigueur scientifique nécessaire à son bon déroulement.*

*Je remercie également monsieur le président de jury Brahim GUERGUEB et les examinateurs Monsieur Yacine BELKACEMI et Monsieur Hacene BELHANECHHE d'avoir acceptées d'examiner mon travail.*

*Je désire aussi adresser mes sincères remerciements à Djamel BENSALD, co-promoteur de ma mémoire à AIR ALGERIE, malgré leurs charges et ses responsabilités.*

*Je n'oublie pas de remercier énormément monsieur Chouaïb ARIBI maître-assistant et doctorant pour son soutien et son aide à Université M'Hamed Bougara de Boumerdès.*

*Je tiens aussi à remercier monsieur Rafik HALIMI et BADIDI pour leurs aides au sien de centre de recherche et soudage à cheraga.*

*J'exprime aussi ma profonde gratitude à monsieur Djamel KARI le doctorant à Université M'Hamed Bougara de Boumerdès pour Son aide.*

*Je remercie les enseignants de l'école nationale polytechnique d'Alger, et en particulier les enseignants de département de génie mécanique.*

*Mes vifs remerciements s'adressent également à toute personne qui a contribué à ma formation ou participé de près ou de loin à la réalisation de ce travail.*

## الملخص:

يشمل هذا المشروع التشخيص الميكانيكي لثلاثة أنواع مختلفة من المواد المركبة المستخدمة في الصيانة من قبل الشركة الجوية الجزائرية. هذه أنواع هي ألياف الكربون أحادي الاتجاه، نسيج الكربون والساتان الزجاجي و التشخيص يضم اختبارات الشد والانحناء.

أظهرت النتائج أن الخواص الميكانيكية للقماش الكربون أكبر من ذلك من الزجاج والحريز. تم تقييم الخواص الميكانيكية للمواد عن طريق تحليل الموجات فوق الصوتية. التوافق بين النتائج التي تم الحصول عليها بواسطة الموجات فوق الصوتية و التشخيص الميكانيكي مقبول.

الكلمات المفتاحية : المواد المركبة ، ألياف الكربون أحادي الاتجاه، نسيج الكربون والساتان الزجاجي ، الشد، والانحناء ، الموجات فوق الصوتية.

## Abstract:

This project involves the mechanical characterization of three different types of reinforcement laminated composites used in the maintenance by the company Air Algeria. The types are unidirectional carbon fiber, fabric of carbon fiber 'Taffeta' and fabric of fiber glass. The characterization includes the tensile and bending 3 points tests. The results show that the mechanical properties of the fabric of carbon fiber 'Taffetas' are superior than fabric of fiber glass. The mechanical properties of the materials were evaluated by ultrasound analysis. The concordance between the results obtained by ultrasound and the mechanical characterization is acceptable.

**Keywords:** composites, unidirectional carbon fiber, fabric of carbon fiber 'Taffetas', fabric of fiber glass, tensile, bending, ultrasonic.

## Résumé :

Le présent projet d'ingénieur consiste à la caractérisation mécanique de trois types de composites stratifiés de renfort différents utilisés dans la maintenance par l'entreprise Air Algérie. Les types sont la fibre de carbone unidirectionnelle, le tissu de carbone 'taffetas' et le satin de verre. La caractérisation comprend les essais de traction et de flexion 3 points. Les résultats montrent que les propriétés mécaniques du tissu de carbone soient supérieures à celle de satin de verre. Les propriétés mécaniques des matériaux ont été évaluées par une analyse ultrason. La concordance entre les résultats obtenus par ultrason et par la caractérisation mécanique est acceptable.

**Mots clés :** composites, fibre de carbone unidirectionnelle, satin de verre, tissu de carbone TAFFETAS, traction, flexion, ultra son.

## Sommaire

Liste des tableaux

Liste des figures

Nomenclature

Introduction générale.....	14
Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites. ....	16
I.1. Matériaux composites.....	16
I.1.1 Définition.....	16
I.1.2 Renforts et matrices .....	18
I.1.3 Classification des matériaux composites .....	25
I.1.4 Procédés de fabrication.....	29
I.2 Architecture des matériaux composites.....	35
I.2.1 Introduction.....	35
I.2.2 Structures composites stratifiées.....	36
I.2.3 Composites sandwiches .....	40
I.2.4 Autre architecture .....	41
I.3 Avantages des matériaux composites .....	42
I.4 Inconvénients des matériaux composites.....	42
Les techniques contrôle non destructif de structures composites (non destructive testing)	
NDT .....	42
I.5.1 les méthodes ultrasonores.....	42
I.5.2. Radiographie.....	44

I.5.3. La thermographie.....	45
Chapitre II : Elaboration du matériau d'étude.....	48
II.1 Introduction.....	48
II.2 Localisation des matériaux composites dans l'avion.....	48
II.3 Elaboration des différentes éprouvettes sous vide.....	50
II.3.1 Fabrication d'une plaque stratifiée résine EPOCASTE / fibre en tissu de verre.....	51
II.3.2 Fabrication d'une plaque stratifiée résine EPOCAST /tissu en fibres de carbone	59
II.2.1 Elaboration par infusion.....	60
II.2.3. Préparation des éprouvettes.....	64
Chapitre III : Caractérisation mécanique.....	66
III.1 Introduction.....	66
III.2 Essais de traction.....	66
III.2 .1 Essai sur éprouvette en composite stratifié en tissu de verre.....	68
III.2 .2 Essai sur éprouvette en composite stratifié en tissu de carbone.....	72
III.2 .3. Comparaison entre les trois stratifiées.....	79
III.3Essai de flexion 3 points.....	82
III.3.1. Essai de flexion sur éprouvette composite stratifiée en tissu de verre.....	83
III.3.2. Essai de flexion sur éprouvette composite stratifiée en tissu de carbone taffetas....	85
III.3.3. Comparaison entre les deux stratifiées.....	86
Chapitre IV : caractérisation par ultrason.....	91
IV.1. Introduction.....	91

IV.2. techniques de contrôle.....	92
IV.2.1. contrôle par contact.....	92
IV.2.2. Contrôle par immersion.....	93
IV.3.Partie expérimentale.....	94
IV.3.1. Composite stratifié EPOCAST 50-A1/tissu en verre.....	94
IV.3.2. Composite stratifié EPOCAST 50-A1/tissu en de carbone (taffetas).....	102
Conclusion générale.....	114
Bibliographie .....	115

## ***Liste des tableaux***

<b>Tableau I. 1 :</b> Exemple de matériaux composites, pris au sens large. ....	17
<b>Tableau I. 2 :</b> Caractéristique des résines thermodurcissable .....	19
<b>Tableau I. 3 :</b> caractéristique des résines thermoplastiques .....	20
<b>Tableau I. 4 :</b> Composition des verres de type E, D et R.....	22
<b>Tableau I. 5 :</b> caractéristiques mécaniques des fibres .....	25
<b>Tableau II. 1 :</b> Les caractéristiques de tissu de verre type D .....	51
<b>Tableau II. 2 :</b> Les propriétés physiques et mécaniques de EPOCAST 50 A1 .....	52
<b>Tableau II. 3 :</b> Les caractéristiques de durcisseur (HARDENER 946) .....	53
<b>Tableau II. 4 :</b> Les propriétés du mélange EPOCAST50 A1/HARDENER 946 .....	54
<b>Tableau II. 5 :</b> Les caractéristiques du tissu en fibres de carbone .....	59
<b>Tableau II. 6 :</b> taux volumique de renfort et la masse volumique verre et carbone .....	65
<b>Tableau III. 1 :</b> les caractéristiques élastiques calculées d'après les courbes. ....	68
<b>Tableau III. 2 :</b> Les caractéristiques élastiques expérimentaux et théoriques du stratifié à base de fibre de verre .....	70
<b>Tableau III. 3 :</b> caractéristiques calculées d'un stratifié en tissu de carbone (taffetas) .....	72
<b>Tableau III. 4 :</b> les caractéristiques élastiques expérimentaux et théoriques d'un stratifié en base de fibre de carbone taffetas. ....	73
<b>Tableau III. 5 :</b> les caractéristiques élastiques longitudinales calculée d'un stratifiée en tissu de carbone (UD). ....	74

<b>Tableau III. 6 :</b> les caractéristiques élastiques transversales calculées d'un stratifié en tissu de carbone (UD) .....	74
<b>Tableau III. 7 :</b> comparaison entre les caractéristiques par la macro analyse et micro analyse. ....	77
<b>Tableau III. 8 :</b> les caractéristiques élastiques expérimentaux et théoriques d'un stratifié en base de fibre de carbone unidirectionnel .....	78
<b>Tableau III. 9 :</b> caractéristiques mécaniques en traction des fibres. ....	80
<b>Tableau III. 10 :</b> les caractéristiques de stratifié en tissu de verre par essai de flexion ...	84
<b>Tableau III. 11 :</b> les caractéristiques de stratifié en tissu de carbone par essai de flexion..	86
<b>Tableau IV. 1 :</b> les paramètres calculés vitesse longitudinale. ....	95
<b>Tableau IV. 1 :</b> la vitesse longitudinale calculée après l'endommagement.....	98
<b>Tableau IV. 2 :</b> la vitesse longitudinale avant et après l'endommagement expérimentale...	98
<b>Tableau IV. 3 :</b> vitesse transversale après l'endommagement.....	100
<b>Tableau IV. 4 :</b> module de Young et module de poisson calculés de stratifié en tissu de verre...	101
<b>Tableau IV. 5:</b> la vitesse longitudinale avant l'endommagement.....	103
<b>Tableau IV. 6 :</b> la vitesse longitudinale après l'endommagement.....	106
<b>Tableau IV. 7 :</b> la vitesse longitudinale avant et après l'endommagement.....	107
<b>Tableau IV. 8 :</b> vitesse transversale calculée après l'endommagement.....	108
<b>Tableau IV. 11:</b> vitesse transversale et longitudinale après l'endommagement époxy/carbone .....	109
<b>Tableau IV. 11 :</b> les caractéristiques élastiques calculées de stratifié en fibres de carbone. ....	109

## *Liste des figures*

<b>Figure I. 1</b> : Schéma représentatif des éléments constitutifs d'un matériau composite à fibres continues [1].	16
<b>Figure I. 2</b> :Type de matrices	18
<b>Figure I. 3</b> : types de renforts	21
<b>Figure I. 4</b> : Schéma de principe du procédé d'étirage mécanique ou sillonne	23
<b>Figure I. 5</b> : Représentation schématique d'un matériau composite de type particule [15]	27
<b>Figure I. 6</b> :Moulage au contact	29
<b>Figure I. 7</b> :Moulage sous vide	31
<b>Figure I. 8</b> : Moulage par injection	32
<b>Figure I. 9</b> : Moulage par révolution centrifugation	33
<b>Figure I. 10</b> : (a)Enroulement circonférentiel, (b) Enroulements hélicoïdaux.	34
<b>Figure I. 11</b> : Moulage par pultrusion	35
<b>Figure I. 12</b> : Constituant d'un stratifié	36
<b>Figure I. 13</b> : Un stratifié	37
<b>Figure I. 14</b> : Désignation d'un stratifié	38
<b>Figure I. 15</b> :Poutre sollicitée en flexion	39
<b>Figure I. 16</b> : (a) plis unidirectionnels (b) plis à fibres courtes (c) plis tissées	39
<b>Figure I. 17</b> :composites sandwiches	41
<b>Figure I. 18</b> : contrôle ultrasonore par échographie ,gauche : zone saine ; droite : zone défectueuse.	43
<b>Figure I. 19</b> :contrôle par transmission[5]	44
<b>Figure I. 20</b> :Schéma de montage de la thermographie[13]	45

<b>Figure I. 21 :</b> Thermogrammes de structures en matériau composite monolithique avec lampe halogène (gauche) et lampe flash (droite).....	46
<b>Figure I. 22:</b> Image de phase en thermographie lock in sur matériau composite monolithique carbone/époxy à deux fréquence différentes .....	47
<b>Figure II. 1 :</b> évolution des matériaux composites dans la structure d'airbus.....	49
<b>Figure II. 2 :</b> B787 composite.....	49
<b>Figure II. 3 :</b> Composants en composite du Boeing 777.....	50
<b>Figure II. 4 :</b> image réelle d emplacement des sandwiches en fibre de verre .....	50
<b>Figure II. 5 :</b> Tissu de verre type D .....	51
<b>Figure II. 6 :</b> La résine EPOCAST 50 A1.....	52
<b>Figure II. 7 :</b> HARDENER 946 .....	53
<b>Figure II. 8 :</b> EPOCAST50 A1/HARDENER 946 .....	54
<b>Figure II. 9 :</b> Valise de polymérisation (console ANITA GMI).....	57
<b>Figure II. 10 :</b> plaque stratifié.....	59
<b>Figure II. 11 :</b> Tissu en fibre de carbone taffetas.....	60
<b>Figure II. 12 :</b> Mécanisme de l'infusion.....	61
<b>Figure II. 13 :</b> Remplissage complet du vide par la résine.....	64
<b>Figure II. 14 :</b> à droite éprouvette en tissu de verre ;à gauche en fibre de carbone.....	64
<b>Figure III. 1 :</b> Dimension des éprouvettes .....	66
<b>Figure III. 2 :</b> (a)Eprouvette en fibres de carbone, (b) Eprouvette en fibres de verre selon la norme ASTM D3039 .....	67
<b>Figure III. 3 :</b> Une machine universelle de type Zwick 250 .....	68

<b>Figure III. 5 :</b> Contrainte déformation de stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en fibre verre...	71
<b>Figure III. 6:</b> Contrainte déformation de stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en fibre de carbone taffetas (a)longitudinale, (b) transversale.....	74
<b>Figure III. 7 :</b> comparaison entre TEFATTS ET UD .....	79
<b>Figure III. 8 :</b> Comparaison de comportement à la traction des composite à base de fibre de verre, carbone, carbone UD. ....	79
<b>Figure III. 9 :</b> histogrammes comparaison entre les trois stratifiés .....	80
<b>Figure III. 10 :</b> Zone de rupture de l'éprouvette de traction. ....	81
<b>Figure III. 11 :</b> Une machine pour les essais de flexion de type Zwick 2.5 kN .....	82
<b>Figure III. 12 :</b> essai de flexion EPOCAST50 A1/tissu en fibre de verre .....	83
<b>Figure III. 13 :</b> Courbe (force déplacement) de comportement à la flexion des composite à base de fibre de verre. ....	84
<b>Figure III. 14 :</b> essai de flexion EPOCAST50 A1/tissu en fibre de carbone.....	85
<b>Figure III. 15 :</b> Courbe (force déplacement) de comportement à la flexion des composite à base de fibre de carbone bidirectionnel. ....	85
<b>Figure III. 16 :</b> Comparaison de comportement à la flexion des composite à base de fibre de verre, carbone.....	87
<b>Figure III. 17 :</b> histogrammes comparaison entre les trois stratifiés .....	88
<b>Figure IV. 1 :</b> Méthode par contact .....	90
<b>Figure IV. 2 :</b> Méthode par immersion .....	91
<b>Figure IV. 3:</b> à gauche stratifie en fibre de carbone ; à droite stratifie en fibre de verre ....	92

<b>Figure IV. 4 :</b> Transducteur type PanametricsV326 .....	92
<b>Figure IV. 5 :</b> Oscilloscope et un générateur .....	93
<b>Figure IV. 6 :</b> Contrôle ultrasonore par immersion d'éprouvette de composite stratifié en tissu de verre .....	93
<b>Figure IV. 7: a :</b> Position 1, <b>b :</b> Position , <b>c:</b> Position 3 .....	94
<b>Figure IV. 8 :</b> Comparaison de trois signaux .....	95
<b>Figure IV. 9: a :</b> Position 1, <b>b :</b> Position 2, <b>c:</b> Position 3 .....	97
<b>Figure IV. 10 :</b> Comparaison de trois signaux .....	98
<b>Figure IV. 11 :</b> comparaison vitesse longitudinale avant et après l'endommagement époxy/verre. ....	99
<b>Figure IV. 12 :</b> Signal temporel des échos enveloppées de l'onde transversale en immersion du verre /époxy .....	100
<b>Figure IV. 13 :</b> Contrôle ultrasonore par immersion d éprouvette de composite stratifié en tissu de carbone .....	101
Figure IV. 14 : <b>a :</b> Position 1, <b>b :</b> Position 2, <b>c:</b> Position 3 .....	102
<b>Figure IV. 15 :</b> Comparaison de trois positions .....	103
<b>Figure IV. 16 : a :</b> Position 1, <b>b :</b> Position 2, <b>c:</b> Position 3 .....	104
<b>Figure IV. 17 :</b> Comparaison des signaux de trois positions .....	105
<b>Figure IV. 18 :</b> comparaison vitesse longitudinale avant et après l'endommagement époxy/carbone .....	107
<b>Figure IV. 19 :</b> Signal temporel des échos enveloppées de l'onde transversale en immersion du carbone /époxy.....	108

### ***Abréviation:***

NDT : non destructif testing

PVC : polychlorures de vinyle

UD : Unidirectionnel

Echo : échographie.

HR: haute résistance

Epoxy: époxyde

### ***Nomenclature :***

Mf : Taux massique état fin (%)

Ma : Taux massique avant calcination (%)

$\sigma_{LL}$  : Contrainte longitudinale à la rupture traction (MPa)

$\sigma_{TT}$  : Contrainte transversale à la rupture traction (MPa)

$\epsilon_{LL}$  : Déformation longitudinale à la rupture traction (%)

$\epsilon_{TT}$  : Déformation transversale à la rupture traction (%)

$E_{LL}$  : Module de Young longitudinale à la rupture traction (GPa)

$E_{TT}$  : Module de Young transversale à la rupture traction (GPa)

$\sigma_{\text{expr}}$  : Contrainte expérimentale à la rupture de traction (MPa)

$\sigma_{\text{theo}}$  : Contrainte théorique à la rupture de traction (MPa)

$\epsilon_{\text{expr}}$  : Déformation expérimentale à la rupture de traction (%)

$\epsilon_{\text{theo}}$  : Déformation théorique à la rupture de traction (%)

$E_{\text{exp}}$  : Module de YOUNG expérimentale à la rupture de traction (GPa)

## ***Introduction générale***

Les exigences toujours sévères dans le milieu aéronautique, en termes de sécurité aussi bien qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs des aéronefs à développer des structures légères présentant une meilleure résistance mécanique. L'objectif est notamment d'alléger la structure tout en conservant une bonne rigidité.

Les matériaux composites sont très implantés dans tous les secteurs de l'industrie aéronautique, que ce soit dans la construction d'avions civils ou militaires. Ils sont obtenus par association de deux ou plusieurs matériaux d'aspect et de composition différente. La combinaison de ces constituants forme un produit aux propriétés et performances spécifiques élevées.

Les composites permettent la réalisation de pièces légères, présentant des caractères d'anti corrosion et d'isolation thermique et électrique (excepté pour les fibres de carbone). Ils offrent des propriétés mécaniques pouvant dépasser celles des meilleurs aciers. Ils autorisent enfin en une seule étape de fabrication, des formes complexes avec intégration de plusieurs fonctions et difficilement réalisables avec des matériaux traditionnels, cela permet de réduire les coûts d'assemblage de façon importante. Les composites stratifiés sont les plus utilisés dans les industries.

Cependant les matériaux composites de par leur fragilités sont très sensibles à certaines efforts dynamiques notamment les efforts d'impacts qui sont présents que ce soit en service ou en fonctionnement. Contrairement aux matériaux métalliques les fissures provenant de ces efforts sont partiellement invisibles. Le développement de méthodes non destructives pour la détection de ces défauts s'avère très important.

Parmi les techniques de caractérisation mécanique non destructives, on compte la technique d'évaluation non destructive basée sur la propagation des ondes ultrasonores, les essais par ultrasons, émission acoustique,...

Le présent projet entre dans le cadre des collaborations ENP Air Algérie, et traite de la caractérisation des matériaux composites de différentes configurations. En effet, les stratifiés EPOCAST 50 A1/tissu en fibres carbone (bidirectionnel et unidirectionnel) et EPOCAST 50 A1/tissu en fibres de verre (satin) sont utilisés dans la maintenance des avions de vol. Le projet va

de l'élaboration, la préparation des éprouvettes, à la caractérisation mécanique, et enfin à la détection des dommages par les essais 'NDT'. Les configurations utilisées sont le stratifié de fibres de carbone (0,90)4, et le satin en fibres de verres constitué de 8 plis.

Le manuscrit du projet est composé de cinq chapitres :

- Le premier chapitre est consacré aux généralités sur les matériaux composites.
- Le deuxième chapitre, quant à lui, présente les matériaux de l'étude, le procédé d'élaboration ainsi que les dispositifs expérimentaux utilisés.
- Le troisième chapitre traite de la caractérisation mécanique sur des éprouvettes préparées à partir des plaques élaborées. Au même chapitre on y retrouve les résultats expérimentaux ainsi que les discussions et interprétations.
- Le quatrième chapitre est consacré à la caractérisation mécanique par ultrason en utilisant la méthode par immersion.

On termine par des conclusions et des perspectives.

***Chapitre I : Généralités sur  
les matériaux composites***

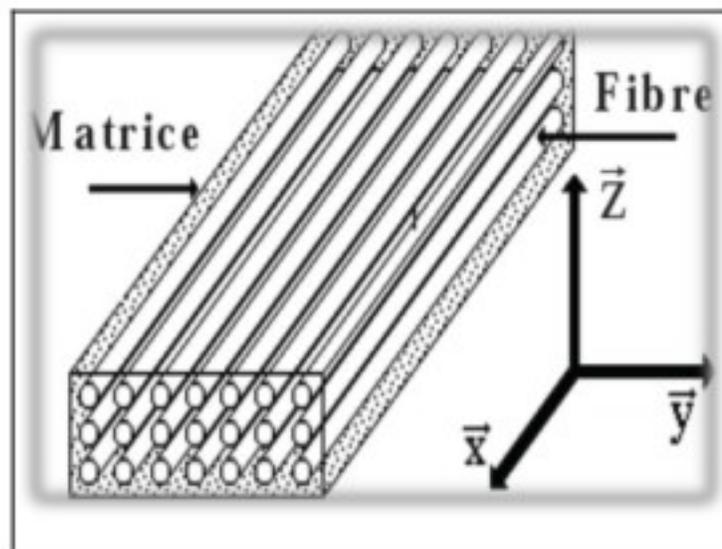
## *Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites.*

Ce chapitre est consacré à la description des matériaux composites, en particulier leur composition ainsi que la technique de leur élaboration, et enfin de l'architecture des matériaux composites.

### *I.1. Matériaux composites*

#### *I.1.1 Définition*

Les matériaux composites sont des systèmes dans lesquels au moins deux constituants sont assemblés selon une architecture particulière. Un des constituants a la fonction de matrice tandis que l'autre, immergé dans le premier, joue un rôle de renfort (figure I.1). Des exemples de matériaux composites pris au sens large sont donnés au tableau I.1. [1]



**Figure I. 1** : Schéma représentatif des éléments constitutifs d'un matériau composite à fibres continues [1].

**Tableau I. 1** : Exemple de matériaux composites, pris au sens large.

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
1. composites à matrice organique :		
Papier, carton	Résine/charges/fibres cellulosiques	Imprimerie, emballage.
Panneaux de particules	Résine/coupeaux de bois	Menuiserie
Panneaux de fibres	Résine/fibres de bois	Bâtiment
Toiles enduites	Résine souples/tissus	Sports, bâtiment
Matériaux d'étanchéité	Elastomères/bitume/textiles	Toiture terrasse
Pneumatique	Caoutchouc/toile/acier	Automobile
Stratifié	Résine/charge/fibres de verre, de carbone, etc.	Domaines multiples
2. composites à matrice minérale		
Béton	Ciment/sable/granulats	Génie civil
Composite carbone carbone	Carbone/fibres de carbone	Aviation, espace, sports,
Composite céramique	Céramique/fibres céramiques	

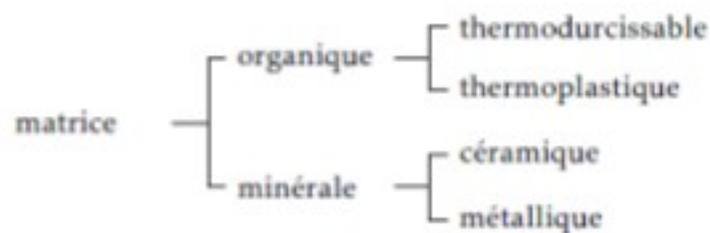
		Pièce thermomécanique
--	--	-----------------------

### ***1.1.2 Renforts et matrices***

La liaison entre renfort et matrice est créée pendant la phase d'élaboration du matériau composite.

#### ***1.1.2.1 Matrices***

Dans un grand nombre de cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymère. Les résines polymères existent en grand nombre et chacune à un domaine particulier d'utilisation. Dans les applications où une tenue de la structure aux très hautes températures est requise, des matériaux composites à matrice métallique, céramique ou carbone sont utilisés. Dans le cas des matériaux en carbone des températures de 2 200°C peuvent être atteintes. La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure I.2. [1]



**Figure I. 2 :** Type de matrices

### ***1.1.2.1.1. Résines thermodurcissables***

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, aminoplastes, furaniques) et les résines époxy sont des résines thermodurcissables. Les exemples de résines thermodurcissables classiquement rencontrées sont 914, 5208, 70, LY556. Les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau I.2. [3]

**Tableau I. 2 :** Caractéristique des résines thermodurcissable.

Résines	T <sub>f</sub> (°C)	ρ (Kg/m <sup>3</sup> )	ε <sub>t</sub> <sup>R</sup> (%)	σ <sub>t</sub> <sup>R</sup> (MPa)	σ <sub>c</sub> <sup>R</sup> (MPa)	E (GPa)
Polyesters	60 à 100	1140	2 à 5	50 à 85	90 à 200	2.8 à 03.6
Phénoliques	120	1200	2.5	40	250	3 à 5
époxydes	290	1100 à 1500	2 à 5	60 à 80	250	3 à 5

### ***1.1.2.1.2. Résines thermoplastiques***

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. Les résines thermoplastiques classiquement rencontrées sont PEEK, K3B. De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible : ces dernières sont présentées dans le tableau I.3. [3]

**Tableau I. 3 :** caractéristique des résines thermoplastiques.

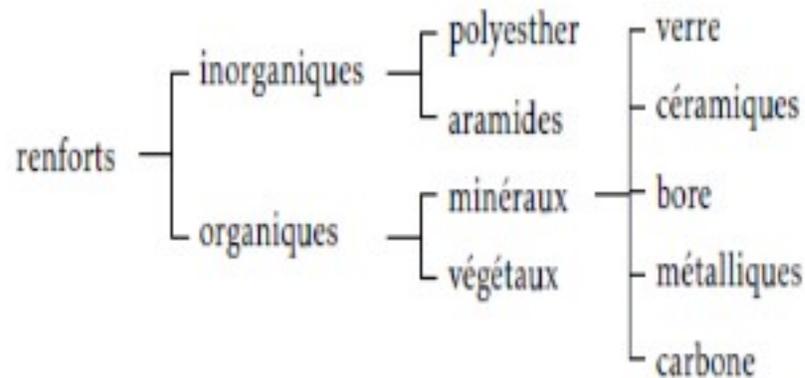
Résines	$T_f$ (°C)	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	$\epsilon_t^R$ (%)	$\sigma_t^R$ (MPa)	$\sigma_c^R$ (MPa)	E (GPa)
polyamide	65 à 100	1140	/	60 à 85	/	1.2 à 2.5
polypropylène	900	1200	/	20 à 35	/	1.1 à 1.4

### ***1.1.2.2 Additifs***

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (Charges renforçâtes, ex : charges sphériques creuses 5 à 150  $\mu\text{m}$ ). Des charges non renforçâtes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites. [3]

### ***1.1.2.3 Renforts***

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus). La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure I.3. [3]



**Figure I. 3 :** types de renforts

#### ***I.1.2.3.1. Fibres de verre :***

Les fibres de verre ont un excellent rapport performance prix qui les placent de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans la construction de structures composites. [3]

##### ***I.1.2.3.1.1. Elaboration des fibres de verre :***

Les fibres de verre sont élaborées par fibrage du verre fondu (figure I.4) à travers des filières, sortes de bacs réalisés en alliage platine rhodium, et percés à leurs bases d'orifices calibres d'environ 2 mm de diamètre. Le verre fondu est maintenu dans les filières, chauffées par effet Joule, aux environs de 1250 °C. A cette température, la viscosité de verre permet un écoulement par gravitation à travers les orifices, sous forme de fibres quelques dixième de millimètres. A la sortie de la filière, le verre en phase plastique est simultanément étiré à grande vitesse et refroidi. Les conditions de refroidissement et de vitesse d'étirage permettent d'obtenir des fibres discontinues de diamètres différents (généralement de 5 à 15 µm). [2]

**Tableau I. 4 :** Composition des verres de type E, D et R.

Constituants		Composition en masse (%)		
		Verre E	Verre D	Verre R
Silice	SiO <sub>2</sub>	53 54	73 74	60
Alumine	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	14 15,5		25
Chaux	CaO	} 20 24	} 0,5 0,6	9
Magnésie	MgO			6
Oxyde de bore	B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	6.5 9		
Fluor	F	0 0,7	22 23	
Oxyde de fer	Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	} <1		
Oxyde de titane	TiO <sub>2</sub>		0,1 0,2	
Oxyde de sodium	Na <sub>2</sub> O	} <1	1,3	
Oxyde de potassium	K <sub>2</sub> O		1,5	

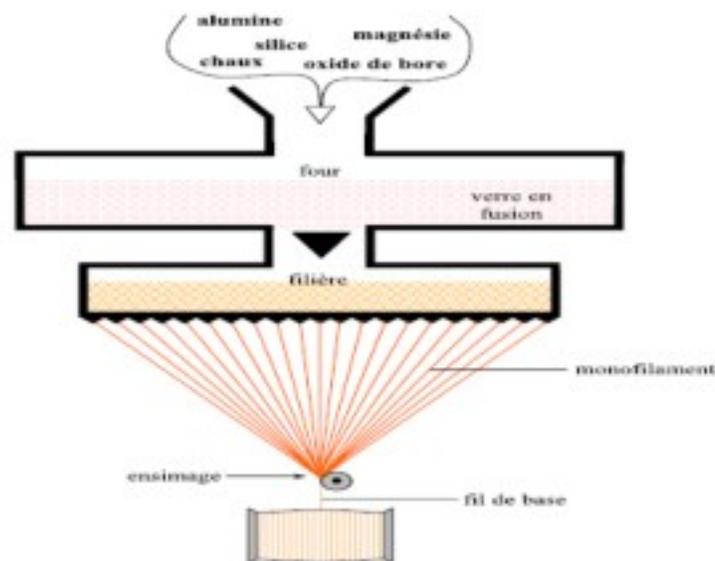


Figure I. 4 : Schéma de principe du procédé d'étirage mécanique ou sillonne

### ***1.1.2.3.2 Fabrication fibre de carbone***

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base appelé précurseur. Actuellement, les fibres précurseur utilisées sont des fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). La qualité des fibres de carbone finales dépend fortement des qualités du précurseur. Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion des fibres aboutissant à une graphitisation. Le brai qui est un résidu de raffinerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone.

Quelques exemples de fibres de carbone classiquement rencontrées : T300, T800, MR40, TR50, IM6, IM7, GY, M55J. [3]

- **A partir des fibres acryliques :**

Les fibres de carbone sont élaborées à partir d'un polymère de base appelé précurseur, se présentant lui même sous forme de fibres orientées et réticulées .Actuellement les fibres utilisées sont les fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PNA).Ces fibres acryliques sont connues sous divers noms commerciaux : crylor, courtelle, dralon, orlon, etc.la qualité des fibres de carbone finales dépend des qualités du précurseur.

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique, sans fusion des fibres, aboutissant à une graphytation dans laquelle on retrouve la structure initiale des fibres. Les procédés actuels utilisent des mèches de filaments acryliques assembles sans torsion(généralement 500,1000,6000,10000,etc . , filaments),et leur font subir quatre traitements successifs :une oxydation, une carbonisation, une graphitiation et un traitement de surface.[2]

#### **A partir du précurseur brai :**

Depuis les années 1970, des procédés d'élaboration de fibres de carbone ont été développés à partir du brai, qui est un résidu de raffinerie issu du pétrole ou de la houille. Dans ce procédé, le brai est chauffé à 350 450 °C pour obtenir une mésophase (intermédiaire entre liquide et cristal), puis file pour améliorer l'orientation. Comme dans le cas de procédé PAN, les filaments sont oxydés et carbonisés, et enfin pyrolysés à des températures supérieures à 2000 °C pour obtenir des fibres haut module.

Les fibres de carbone produites par ce processus ont divers avantages :

un rendement massique filament/précurseur élevé de l'ordre de 75 à 90% (50% pour le procédé PAN)

une vitesse de graphitiation plus élevée

une matière première bonne marche

Le développement de cette technique devrait permettre aux fibres de carbone d'atteindre les grandes marches industrielles. [2]

#### ***1.1.2.4 Caractéristiques mécaniques des fibres***

Il existe différents types de fibres. Elles peuvent être scindées en deux groupes, les fibres à haut module et les fibres à haute résistance. Les fibres à haut module ont une résistance faible et celles à forte résistance ont un module faible. Tableau I.5. [3]

**Tableau I. 5 :** caractéristiques mécaniques des fibres

renforts	$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	$\sigma_t^R$ (MPa)	$\sigma_c^R$ (MPa)	E (GPa)
AS4	1 800		3 599	235
T300	1700	1,2	3 654	231
IM6		0,88	1 460	
IM8	1 800		5 171	310
kevlar 49	1 440	2,5	3 620	124
verre E	2 580	3,5	3 450	69

#### ***1.1.3 Classification des matériaux composites***

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants [2]

##### ***1.1.3.1 Classification suivant la forme des constituants***

En fonction de la forme des constituants les composites sont classés en deux grandes classes : les matériaux composites à particules et les matériaux composites à fibres. Figure (I.5)

### ***1.1.3.1.1.composites à fibre***

Un matériau composite est un composite à fibre si le renfort se trouve sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. l'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotrope à des matériaux isotropique dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécaniques et physique en jouent sur :

la nature des constituants ;

la proportion des constituants ;

l'orientation des fibres ;

L'importance des matériaux composites à fibres justifie une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques. En conséquence, le présent ouvrage sera essentiellement consacré par la suite à l'étude de ce type de matériaux. [2]

### ***1.1.3.1.2.composites à particules***

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

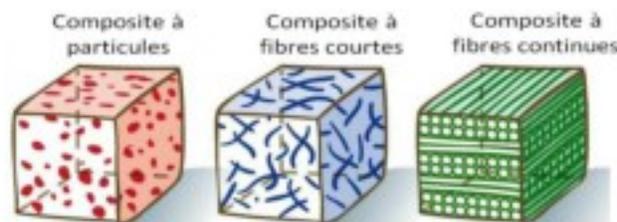
Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices. Comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire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

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

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

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

Ainsi, les composites à particules recouvrent un domaine étendu dont le développement s'accroît sans cesse. Toutefois, compte tenu de leurs diversités. [2]



**Figure I. 5:** Représentation schématique d'un matériau composite de type particule [15]

### ***1.1.3.2 Classification suivant la nature des constituants***

Selon la nature de la matière, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale .Divers renforts sont associés à ces matrices. Seules certains couples d'association ont actuellement un usage industriel .D'autres

faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi ces composites, nous pouvons citer :

- composites à matrice organique (résine, charges), avec
  - des fibres minérales : verre, carbone
  - des fibres organique : Kevlar, polyamides
  - des fibres métalliques : bore, aluminium
  
- composites à matrice métallique (alliages légers et ultralégers d'aluminium ; de magnésium), avec :
  - des fibres minérales : carbone, carbure de silicium(SiC)
  - des fibres métalliques : bore
  - des fibres métallo minérale : fibre de bore revêtue de carbure de silicium(BorSiC)
  
- composites à matrice minérale :
  - des fibres métalliques : bore
  - des particules métalliques : cermets
  - des particules minérales : carbure.nitrure

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassent pas 200 à 300 °C, alors que les matériaux composites à matrices métalliques ou minérales sont utilisés au delà ;jusqu' à 600°C pour une matrice métallique jusqu' à 1000°C pour un matrice céramique. [2]

### ***1.1.4 Procédés de fabrication***

Le mélange renfort/résine ne devient un véritable matériau composite résistant qu'au terme de la dernière phase de la fabrication est à dire le durcissement de la matrice.

Il sera alors impossible de le modifier ultérieurement, comme on peut modifier la structure d'un alliage métallique, par traitement thermique par exemple

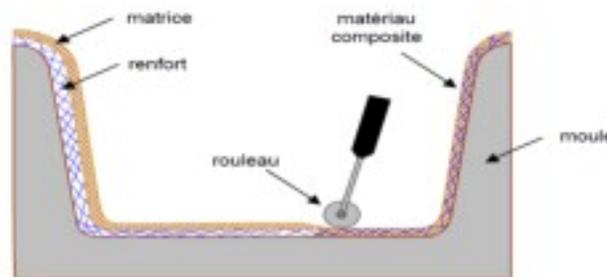
Dans le cas des composites à matrice résineuse, cette dernière doit être polymérisée. [2]

### ***1.1.4.1 le formage par moulage***

Les procédés de formage par moulage varient en fonction de la nature des pièces, de l'importance des séries ; du prix de revient .les formes et moules sont en matériaux divers : métal, résine, bois, plâtre

#### ➤ Moulage par contact (figure I.6)

Le moule est revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface, souvent colorée, dénommée 'gel coat'



**Figure I. 6 : Moulage au contact**

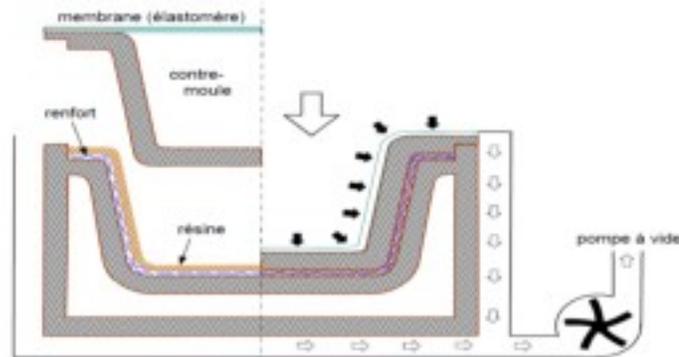
Le moulage est ensuite effectué selon les opérations suivantes :

- Le moule est enduit avec de la résine catalysée et accélérée, au pinceau ou au rouleau
- Le renfort : mat, tissu, etc...est disposé dans le moule. Divers types de renforts peuvent être utilisés suivant les différentes parties de la pièce. Les renforts doivent alors se superposer.

- Le renfort est ensuite imprégné avec la matrice, puis un ébullage est effectué avec un rouleau cannelé.
  - Après gélification de la première couche, les couches suivantes sont appliquées, en utilisant la même technique. Des inserts peuvent être mis entre ces couches : tubes, vis, écrous, armatures, etc.
  - Le démoulage est ensuite effectué après un temps qui dépend de la résine et de la température (de l'ordre de 10 heures).
  - La polymérisation est ensuite effectuée en milieu ambiant pendant plusieurs semaines. Cette polymérisation peut éventuellement être accélérée par étuvage (par exemple à 10 heures, aux environs de 80°C).
  - Après polymérisation on procède à la finition de la pièce : ébarbage, ponçage, éventuellement peinture, etc.
- Moulage sous vide (figure I.7)

Le moulage sous vide consiste à utiliser simultanément le vide et la pression atmosphérique. Après enduction de gel coat, on dispose le renfort sur un moule rigide, puis on coule la matrice. Le contre moule, recouvert d'une membrane assurant l'étanchéité (feuille de caoutchouc, nylon, etc.). Une pompe à vide crée une dépression à travers le moule et le contre moule poreux débulle la résine. Le contre moule peut éventuellement être limité à la seule membrane d'étanchéité.

Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries. Il permet d'obtenir de bonnes qualités mécaniques, grâce à une proportion de résine uniforme et à une diminution des inclusions d'air. Dans le cas de l'utilisation d'un contre moule rigide, un bel aspect de surface est obtenu sur les deux faces. Les cadences de production sont toutefois assez lentes.



**Figure I. 7 : Moulage sous vide**

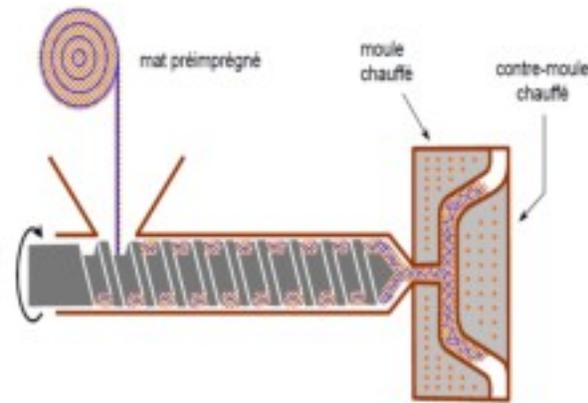
➤ Moulage par injection (figure I.8)

La méthode de moulage par injection est la méthode la plus répandue des méthodes de mise en œuvre des thermoplastiques armés (les autres méthodes étant l'extrusion, l'extrusion soufflée, le thermoformage, etc.).

Le moulage par injection est sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques.

Des granules comportant la résine et le renfort (fibres courtes, billes, etc.) ou des mats pré imprégnés sont extrudés par une vis d'Archimède. La matrice est fluidifiée par chauffage et injectée sous pression élevée dans un moule chauffé, où a lieu la polymérisation.

Le type de matériaux obtenus est plus généralement appelé 'plastiques renforcés' que matériaux composites. En effet, compte tenu de la nature des renforts (fibres courtes, sphères, etc.), la contrainte à la rupture et le module d'Young des résines sont multipliés par un facteur de l'ordre de 2 à 4. Cette technique est adaptée à la production de pièces en très grandes séries.



**Figure I. 8 :** Moulage par injection.

- Moulage de pièce par révolution (centrifugation, enroulement filamentaire)
- centrifugation (figure I.9)

Cette technique est réservée au moulage de pièces de révolution, en particulier tubes, tuyaux, cuves, etc. Elle est une extrapolation de la technique de fabrication des tuyaux en fonte ou en béton centrifuge

Le moule de révolution, enduit d'argent de démoulage, est mis en rotation (à environ 2000 tours/min). après dépôt éventuel de gel coat, on introduit simultanément en continu :

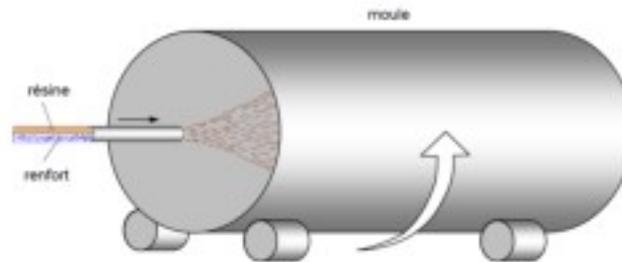
le renfort : fibres coupées ou stratifié coupe ;

l' résine catalysée et accélérée (résine époxydes, polyesters, etc.) Durcissant à froid.

L'imprégnation du renfort par la résine est réalisée sous l'effet de la centrifugation. la stratification s'effectue par passages successifs de la buse d'alimentation en résine et renfort. la polymérisation est effectuée) température ambiante, ou éventuellement accélérée dans une étuve.

Un renfort sous forme de rouleau (mat, tissu, etc) peut être introduit éventuellement en discontinu avant rotation du moule. la résine est introduite ensuite lors de la centrifugation.

Après polymérisation la pièce cylindrique est extraite du moule, le retrait des résines permettant de démouler. Cette technique permet d'obtenir un bel aspect de surface à l'extérieur, avec un diamètre et un matériel de grande précision et un très bon équilibrage du moule.



**Figure I. 9:** Moulage par révolution centrifugation

➤ Enroulement filamentaire (figure I.a.10, figure I.b.10)

Le renfort (fil continu, ruban, etc.) imprègne de résine catalysée est enroulé avec une légère tension, sur un mandrin cylindrique ou de révolution en rotation.

Ce type de moulage est bien adapté aux surfaces cylindriques et sphériques, et permet une conception avancée des pièces. Les stratifiés obtenus peuvent comporter des proportions élevées de renfort (jusqu'à 80 % en volume), permettant donc d'obtenir de hautes caractéristiques mécaniques. L'investissement en matériel est très important.

Suivant les mouvements relatifs du mandrin et du système d'approvisionnement en renfort, divers types d'enroulement (et par conséquent de stratifications) sont obtenus. On distingue : l'enroulement circonférentiel, l'enroulement hélicoïdal, l'enroulement polaire.



**Figure I. 10 :** (a)Enroulement circonférentiel, (b) Enroulements hélicoïdaux

### ***1.1.4.2 Autres procédés de formage***

#### ➤ Moulage par pultrusion (figure I.11)

Le procédé de moulage par pultrusion sert pour la fabrication de profils rectilignes ou courbes, à section constante, hautement renforcés dans la direction principales.

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

Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques et thermodurcissables. Les profils obtenus ont des caractéristiques mécaniques élevées, compte tenu de la possibilité d'obtenir des proportions de renfort élevées jusqu'à 80% en volume .le procédé est adapté aux productions d'assez grandes séries (vitesse de défilement jusqu'à 20 m/h).il nécessite un investissement important de matériel. [2]

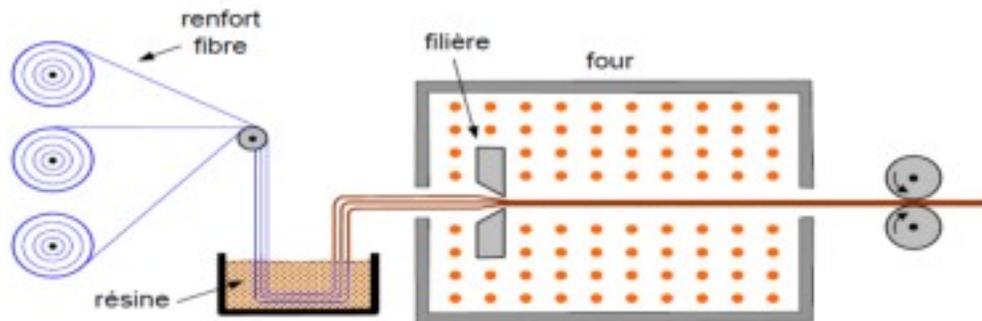


Figure I. 11 : Moulage par pultrusion

## ***1.2 Architecture des matériaux composites***

### ***1.2.1 Introduction***

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

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

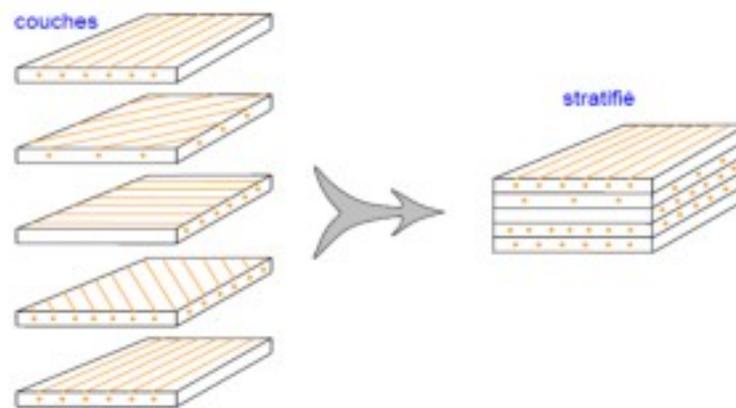
Ce concept justifie l'importance qui sera donnée par la suite à l'étude des matériaux composites considérés sous la forme de plaques ou de couques peuvent être modélisées comme un ensemble de plaques, et leur étude déduite de l'étude des plaques.

L'objet de ce paragraphe est de dégager l'architecture générale des matériaux composites.  
[2]

### ***1.2.2 Structures composites stratifiées***

Les structures composites stratifiées sont constituées de couches successives de renforts imprégnés de résines (figure I.12). [2]. Les couches sont également nommées plis. Les structures

stratifiées réalisées à partir de matériaux composites sont constituées d'empilements de nappes unidirectionnelles ou bidirectionnelles. Ces nappes sont formées de renforts en fibres longues liées par de la résine. Le rôle du renfort est d'assurer la fonction de résistance mécanique aux efforts. La résine assure quant à elle la cohésion entre les renforts de manière à répartir les sollicitations mécaniques. Les pièces structurales sont réalisées par empilement de nappes en optimisant les directions des renforts en fonction des charges qu'elles doivent subir. [3]



**Figure I. 12 :** Constituant d'un stratifié

### ***1.2.2.1 stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels***

Les stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels constituent un type de stratifié de base au quel peut se ramener en théorie tout autre type de stratifié. Ces stratifiés sont constitués (figure I.13) de couche de fils ou de tissus unidirectionnels, dont la direction est décalée dans chaque couche.[2]

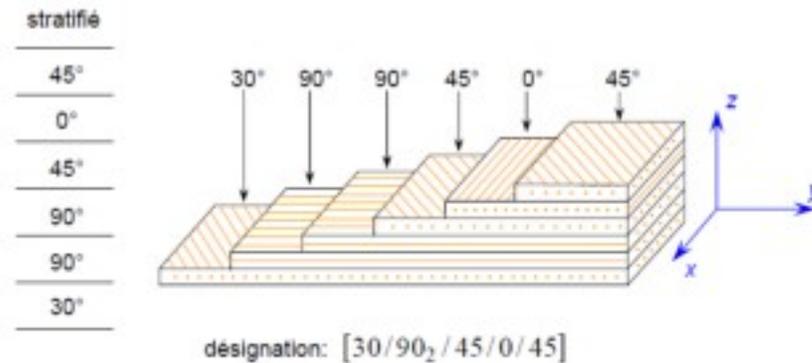


Figure I. 13 : Un stratifié

### I.2.2.1.1. Désignation des structures stratifiées

La désignation des structures stratifiées est délicate car il faut préciser les axes de référence

Un stratifié est codifié de la façon suivante :

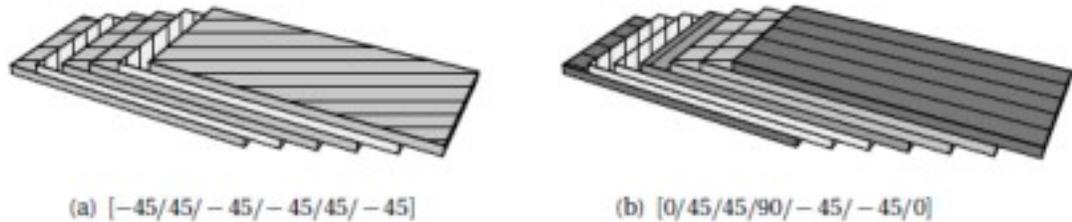
- Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degré de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe de référence  $x$ . Sur les figures I.14(a) et I.14(b), les couches sont représentées décalées les unes par rapport aux autres. La structure stratifiée est décrite de bas en haut ;

- Les couches sont nommées successivement entre crochet en allant de la face inférieure à la face supérieure. Les couches successives sont séparées par le symbole « / » comme l'exemple de la figure 1.4(a) :  $[-45/45/-45/-45/45/45]$  ;

- Les couches successives d'un même matériau et de même orientation sont désignées par un indice numérique, comme l'exemple de la figure I.14(b) :  $[0/45_2/90/-45_2/0]$  ;

- En cas de stratification hybride (différents matériaux dans un même stratifié), il faut préciser par un indice la nature de la couche ;

– Nn cas de structures symétriques, la moitié est codifiée et le symbole *s* indique la symétrie :  $[-45/45/-45/-45/45/-45]$  devient  $[-45/45/-45]_s$  et  $[0/45/45/90/-45/-45/0]$  devient  $[0/45_2/90/-45_2/0]$ . [3]



**Figure I. 14** : Désignation d'un stratifié.

### ***1.2.2 Structure générale d'un stratifié***

Dans le cas général ,le renfort de chaque couche sera de nature diverses :fils ,stratifils,mats,tissus,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 de fibres suivant le sens chaîne et trame.

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 imposent :

Les couches unidirectionnelles ont de bonnes performances mécaniques dans la direction des fibres

Les mats sont peu résistants en traction et devront être réserve aux zones comprimés : par exemple (figure I. 15) couches unidirectionnelles dans la zone de traction, mât dans la zone de compression d'une poutre sollicitée en flexions.

une stratification croisée sera sensible au délaminage interlaminaire.

une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire pour avoir une pseudo isotropie dans le plan du stratifié.

Enfin il est intéressant de noter qu'une stratification symétrique garantira généralement une bonne planéité du stratifié après démoulage. [2]

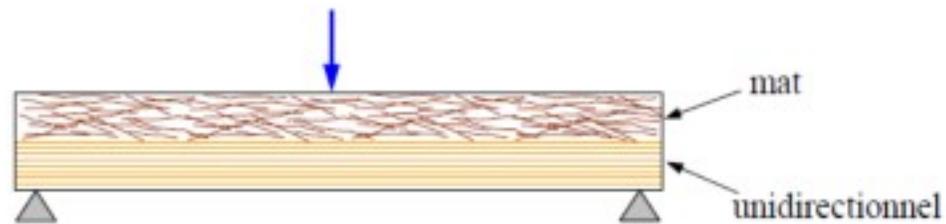


Figure I. 15 : Poutre sollicitée en flexion

### ***I.2.2.2.1. Monocouches***

Les monocouches, nommées plis, représentent l'élément de base de la structure composite Stratifiée. Selon la forme du renfort on distingue différents types de monocouches (unidirectionnelles UD), à fibres tissées, à fibres courtes (Figure I.16). [4].

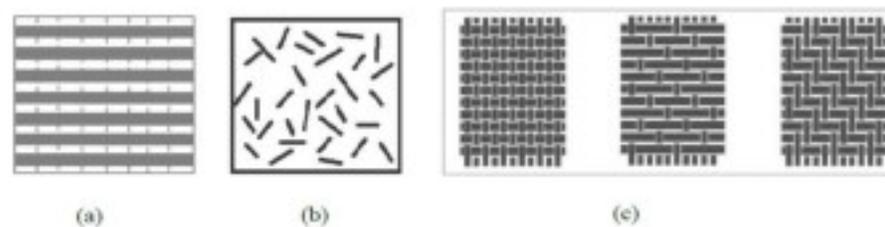


Figure I. 16 :(a) plis unidirectionnels (b) plis à fibres courtes (c) plis tissées

### ***1.2.2.2 Stratifié hybrides***

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

des hybrides intercouches, constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente.

des hybrides intracouches, constitués par une séquence de couches identiques, chaque couche étant constitué de renforts différents.

des couches métalliques peuvent également être intercalées les couches. [2]

### ***1.2.3 Composites sandwichs***

Les structures composites subissant des sollicitations de type flexion ou torsion sont généralement construites en matériaux sandwichs. Une structure sandwich est composée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites. L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux en présence. Les âmes les plus utilisées sont de type nid d'abeilles, âme ondulée (figure I.17(c) [2]) ou mousse (figure I.17 (a) [2]).

Les peaux sont généralement constituées de structures stratifiées. Une âme nid d'abeilles est présentée sur la (figure I.17(b) [2]). Ces structures ont une grande rigidité en flexion et torsion. L'âme de la structure sandwich résiste principalement aux contraintes de cisaillement et de compression hors plan, les peaux inférieures et supérieures supportent quant à elles les efforts dans leur plan. [3]

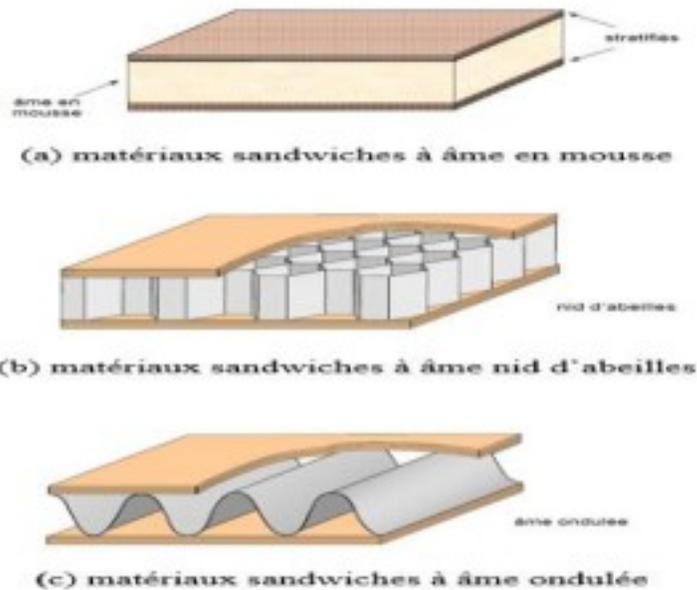


Figure I. 17 : composites sandwichs.

## ***1.2.4 Autre architecture***

### ***1.2.4.1 Plastiques renforcés***

Ces matériaux sont constitués de résines ou matrice dans lesquelles sont introduits des renforts de types :

Fibres courtes.

Billes pleines ou billes creuses.

Poudres : métallique, de graphie.

Les renforts permettent généralement d'augmenter le module d'élasticité d'un facteur 2 à 5 .Le comportement mécanique de ces matériaux peut être homogénéisé, et son étude est ramenée à celle d'un matériau usuel isotrope. [2]

### ***1.2.4.2. Composites volumiques***

Les composites volumiques ont été introduits pour des besoins spécifiques de l'aéronautique .Ils sont élaborés à partir de tissage volumiques. Ces matériaux sont très onéreux .outre des intérêts spécifiques, ils permettent d'obtenir des caractéristiques mécaniques très élevées avec un comportement sensiblement isotrope en volume. [2]

### ***1.3. Avantages des matériaux composites***

- ✓ Gain de masse.
- ✓ Mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques).
- ✓ Grande résistance à la fatigue.

### ***1.4 Inconvénients des matériaux composites***

- ✗ Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température
- ✗ Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes
- ✗ Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques
- ✗ Meilleure tenue au feu (classement M) que les alliages légers mais émission de fumées (classement F) parfois toxiques pour certaines matrices.
- ✗ Coût parfois prohibitifs (temps et coût études et mise en œuvre), le gain en coût est surtout valable pour des grandes séries.

### ***1.5. Les techniques contrôle non destructif de structures composites (non destructive testing) NDT***

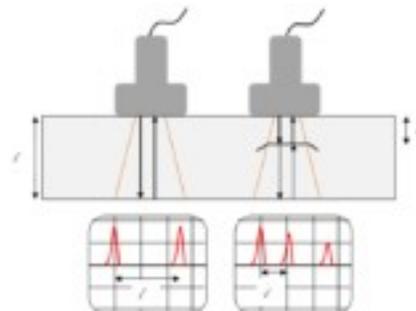
#### ***1.5.1 les méthodes ultrasonores***

Le contrôle ultrasonore est basé sur la propagation de faisceaux ultrasonores dans un matériau et sur l'évaluation des défauts provenant des perturbations du signal à la surface du défaut. La

méthode la plus classique pour effectuer un contrôle ultrasonore utilise des transducteurs mono élément.

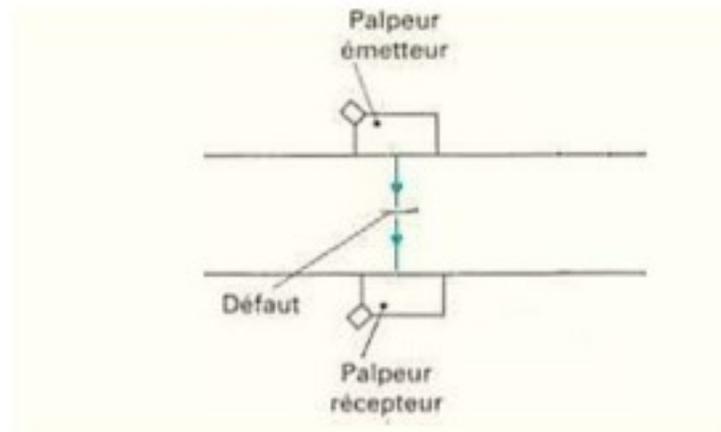
### ***1.5.1.1 La technologie mono élément***

Un système ultrasonore typique est constitué d'un poste ultrasonore qui émet et reçoit des impulsions électriques d'un transducteur piézo électrique qui convertit l'énergie acoustique en énergie électrique et inversement. Le contrôle ultrasonore mono élément peut être effectué selon deux techniques différentes, soit en échographie, soit par transmission. Dans le cas d'un contrôle ultrasonore par échographie (figure I.18), le transducteur émet et reçoit des ondes ultrasonores qui se réfléchissent soit sur le fond de la pièce, soit sur un défaut. En présence d'un défaut, une partie du faisceau ultrasonore est réfléchi sur le défaut et génère un signal électrique qui se traduit par l'apparition d'un écho supplémentaire.



**Figure I. 18:** contrôle ultrasonore par échographie, gauche : zone saine ; droite : zone défectueuse.

Dans le cas d'un contrôle par transmission (figure I.19), deux transducteurs sont utilisés, l'un en émetteur, l'autre en récepteur. Les deux transducteurs sont placés de part et d'autre de la pièce. La présence d'un défaut bloque la propagation des ondes ultrasonores et se traduit sur l'échogramme par l'atténuation de l'écho.



**Figure I. 19 : contrôle par transmission [5]**

Le contrôle de matériaux composites par la technique ultrasonore mono élément permet la détection de défauts de type délaminages, porosités ou inclusions [6].

### ***1.5.2. Radiographie***

La radiographie met en œuvre des sources émettrices de rayonnements ionisants. Ces rayonnements ont une énergie très grande qui leur permet de traverser la matière.

Le contrôle par radiographie est basé sur le principe de l'absorption différentielle des rayonnements électromagnétique de courte longueur d'onde, X ou gamma dans la matière.

Lors de la traversée de la matière, les éventuels défauts contenus dans celle-ci constituent des obstacles qui absorbent plus ou moins les rayonnements. Les différences d'absorption peuvent être soit visualisées sur un écran fluorescent, soit enregistrées sur un film spécial.

Le contrôle radiographie par rayons X ou par rayons gamma s'applique à toutes sortes de matériaux de nature très différente.

Les paramètres qui limitent ou favorisent l'application du procédé vis à vis de la détection des discontinuités géométriques de la matière sont principalement :

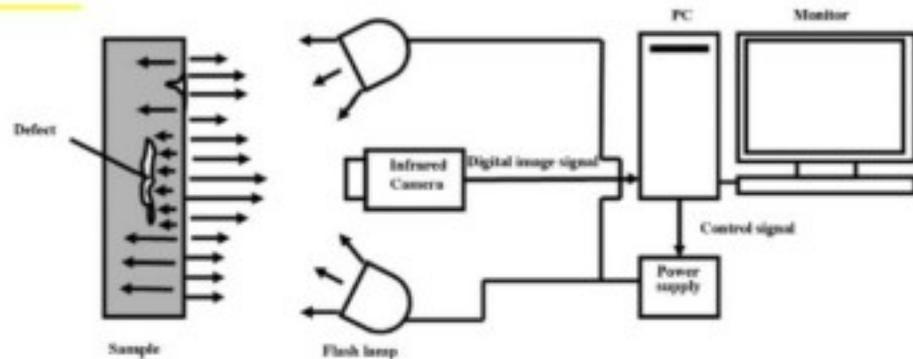
- L'épaisseur et la forme du matériau radiographique
- La nature de ce matériau
- La forme et la nature des discontinuités géométrique affectant le matériau
- La position de ces défauts dans l'épaisseur contrôlée
- L'énergie du rayonnement utilise

### ***1.5.3. La thermographie***

La thermographie infrarouge est basée sur la mesure du flux thermique ou rayonnement électromagnétique émis par une pièce dans l'infrarouge. Ce flux est directement proportionnel à la température de surface de la pièce au facteur d'émissivité près. Ainsi, à l'aide d'une caméra infrarouge, une représentation thermique de la pièce peut être reconstituée. La méthode thermographique la plus utilisée pour le contrôle de structures aéronautiques consiste à appliquer une impulsion thermique externe au matériau. Les défauts sont alors mis en évidence par l'étude de la propagation du flux thermique [11].

#### ***1.5.3.1. La thermographie pulsée***

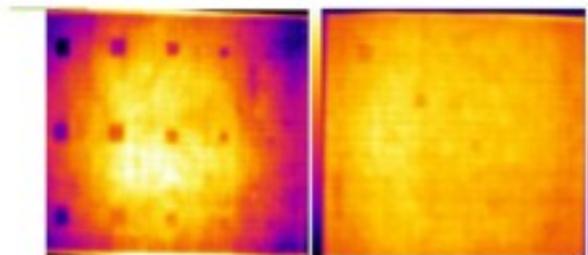
Dans le cas de la thermographie pulsée, une impulsion thermique est appliquée à la surface. En mode pulsée, les sources d'excitation couramment utilisées sont les lampes flash et halogènes ou le Laser. La durée de l'impulsion varie de la microseconde à la seconde en fonction de l'épaisseur du matériau et de ses propriétés thermiques (notamment la conductivité). Le système thermographique peut être appliqué en mode transmission ou en réflexion [12]. (Figure I.20)



**Figure I. 20** : Schéma de montage de la thermographie [13]

Après l'impulsion thermique émise, la variation de température est très rapide en raison de la propagation du front thermique par diffusion en dessous de la surface et à cause des pertes par radiation et convection. En présence de défauts, l'impédance thermique augmente. Concrètement, les défauts freinent le flux thermique dans la pièce et se traduit sur l'image thermique par l'apparition d'un gradient thermique. L'image de la surface du matériau est traitée à l'aide d'une caméra infrarouge.

Le contraste observé à la surface du matériau dépend de la taille du défaut, de sa distance par rapport à la surface et de la température appliquée. Un exemple de résultats fournis par le laboratoire TREFLE dans le cadre d'un projet collaboratif de R&D avec l'IS, est présenté ci dessous. Figure I.21.

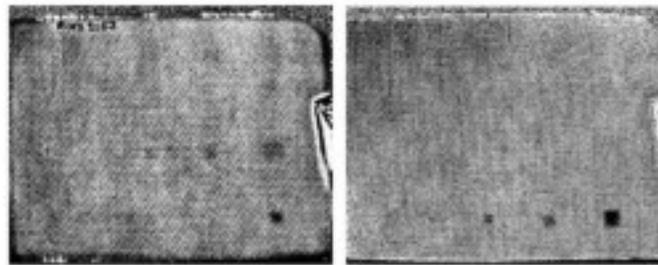


**Figure I. 21** : Thermogrammes de structures en matériau composite monolithique avec lampe halogène (gauche) et lampe flash (droite)

Le contrôle des matériaux composites avec la thermographie pulsée permet notamment de détecter dans les structures monolithique ou stratifié, les délaminages, les porosités, les décohésions fibre / matrice, les inclusions et les fissures. Pour les matériaux composites en structure sandwich, les délaminages, les fissures mousse et nid, les inclusions et la recherche d'eau sont détectables de cette manière.

***I.5.3.2. La thermographie lock in*** Les mesures en thermographie sont souvent influencées par les paramètres environnementaux du contrôle. Pour s'affranchir du bruit environnant qui pourrait perturber la mesure, la caméra infrarouge est équipée d'un module lock in qui va permettre de la synchroniser au signal thermique émis. Ce module n'existe pas en thermographie pulsée. Il permet d'obtenir une résolution inférieure à 0,1 K [14].

L'inconvénient de cette technique est qu'il est nécessaire de connaître au préalable les caractéristiques thermiques du matériau à tester afin de définir les fréquences du signal thermique émis. En effet, chacune de ces fréquences correspond à une et une seule profondeur d'inspection. La figure I.22 ci dessous illustre ce type de contrôle.



**Figure I. 22:** Image de phase en thermographie lock in sur matériau composite monolithique carbone/époxy à deux fréquence différentes

***Chapitre II : Elaboration du  
matériau d'étude***

## ***Chapitre II : Elaboration du matériau d'étude***

### ***II.1 Introduction***

Nous avons élaboré les plaques composites stratifiés au sein de la société nationale des transports aériens AIR ALGERIE

Cette entreprise nationale possède 52 avions dont 8 AIRBUS de type A330 200, 29 BOEING composé de 3 B767 300, 20 B737 800, 5 B737 600, 1 B737 700C ,18 avion de type ATR 72 500 ,72 600 et lockheed L 100 30T (avion cargo).

Tous ces appareils sont constitués de matériaux composites et pourquoi l'entreprise comprend dans sa division maintenances et réparation des aéronefs (base de maintenance) un service très compétent dans le domaine.

A la base maintenance on trouve deux grands bâtiments .Le premier est un hangar destiné à la révision et réparation des avions (check A ou C). Le deuxième bâtiment est partagé en ateliers est là où se trouve l'atelier peinture, cellule et structure, plastique et composite ... et c'est donc dans dernier que nous avons effectué notre stage pratique.

### ***II.2 Utilisation des matériaux composites dans l'aéronautique***

L'utilisation des matériaux composites dans le domaine aéronautique est évoluée avec le temps Actuellement la structure générale des avions est composée de plus que 50% de matériaux composites grâce à ces propriétés mécaniques élevées et sa légèreté.

La figure II.1. Nous permet d'illustrer l'évolution des matériaux composites au sein de deux grandes sociétés d'aéronautique, AIRBUS et BOEING.

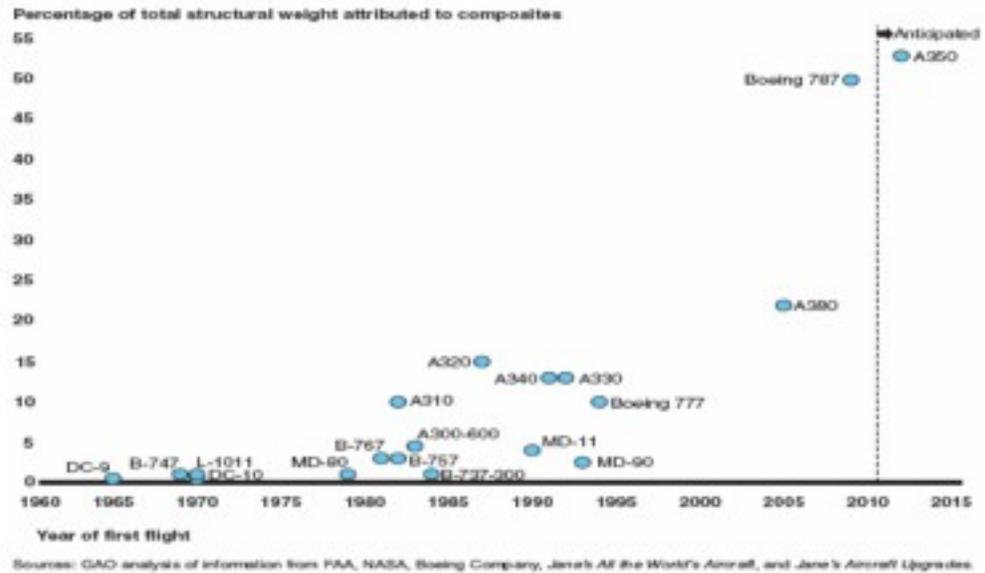


Figure II. 1 : évolution des matériaux composites dans la structure d'airbus.

A350 900 XWB est composée de 53% de matériaux composites.

B787 (Dream liner) 50% de composites en carbone (figure II.2 ).

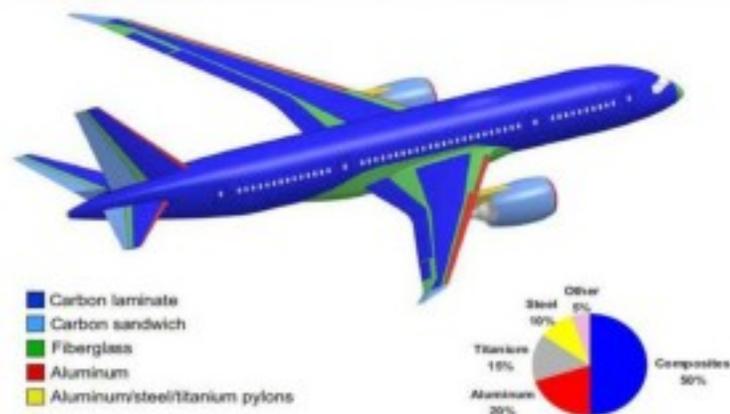
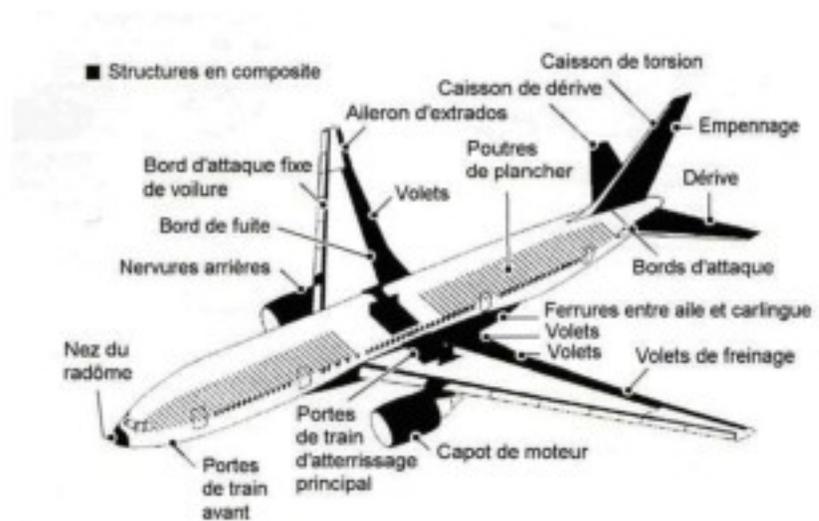


Figure II. 2 :B787 composite.

La figure II.3, II.4 montre localisation des matériaux composites dans les avions .



**Figure II. 3:** Composants en composite du Boeing 777.



**Figure II. 4 :** image réelle d'emplacement des sandwichs en fibre de verre.

### ***II.3 Elaboration des différentes éprouvettes sous vide***

C'est donc dans l'atelier plastique et composite, qu'on a entamé notre conception des plaques en matériaux composites, car c'est là que s'effectuent toutes les réparations des pièces endommagées.

### ***II.3.1 Fabrication d'une plaque stratifiée résine EPOCASTE / fibre en tissu de verre***

#### ***II.3.1.1. Les outils et matériaux utilisés***

➤ Tissu en fibre de verre

Le tissu de verre utilisée est un tissu de verre type D (diélectrique) classe 2 de référence BMS9 3 (figure II.5) dote d'une architecture en satin, utilisé beaucoup plus dans les radomes d'avions à cause de ces propriétés diélectrique, il offre aussi de très bonne propriétés mécaniques .Les caractéristiques de ce tissu sont mentionnées dans le tableau II.1

**Tableau II. 1 :** Les caractéristiques de tissu de verre type D

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



**Figure II. 5 :** Tissu de verre type D

➤ La résine

La résine utilisée dans le cadre ce projet est de type époxyde insaturée fabrique par la compagnie HUNTSMAN et commercialisée sous le nom de EPOCAST 50 A1 (figure II.6).C'est une résine de haute qualité et de très grande propriétés, facile à manipuler elle est utilisé pour la fabrication et les réparations de structure aéronautique .Ses propriétés physiques et mécaniques sont récapitulées dans le tableau II.2.

**Tableau II. 2** : Les propriétés physiques et mécaniques de EPOCAST 50 A1

Propriétés	Résine 50 A1
Couleur	Paille
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1.21
Viscosité à 25 C° (mg/cm s)	77.7
Temps de vie à 25 C° et sans ouverture du conteneur (mois)	12



**Figure II. 6** : La résine EPOCAST 50 A1

➤ Le durcisseur

Le durcisseur utilisé est livré dans kit EPOCAST 50 A1/HARDENER 946 (figure II.7) de HUNTSMAN, car il est très compatible avec la résine EPOCSAT 50 A1. Ses caractéristiques sont résumées dans le tableau II.3.

**Tableau II. 3 :** Les caractéristiques de durcisseur (HARDENER 946)

Propriétés	Durcisseur 946
Couleur	Orange doré
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1.05
Viscosité à 25C° (mg/cm s)	4000
Temps de vie à 25 C° et sans ouverture du conteneur (mois)	12



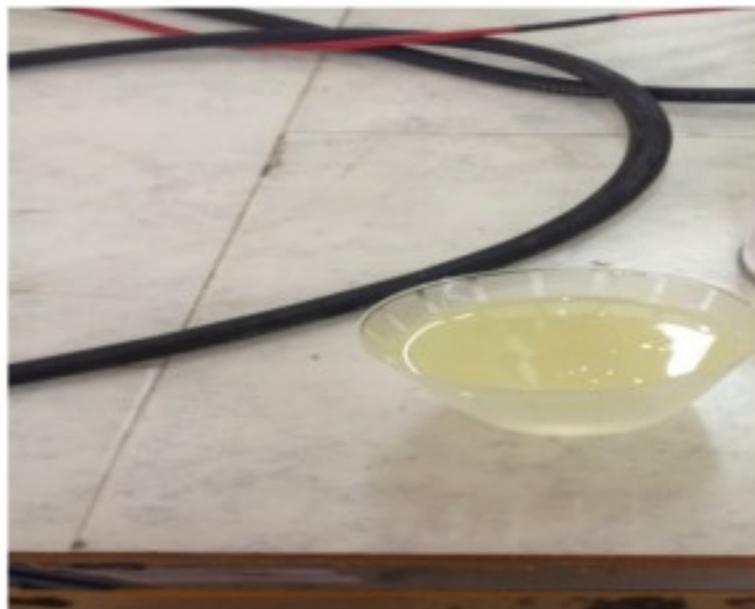
**Figure II. 7 :** HARDENER 946

- Propriété du kit EPOCAST50 A1/HARDENER 946 après polymérisation

Les propriétés du mélange de la résine 50 A1 avec son durcisseur (figure II.8) après sept jours de polymérisation à température ambiante sont résumées dans le tableau II.4

**Tableau II. 4 :** Les propriétés du mélange EPOCAST50 A1/HARDERNER 946

propriétés	Valeurs	Normes et test
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1.19	ASTM D 792
Résistance en compression (Mpa)	317	ASTM D 790
Module d'élasticité en compression (Mpa)	19.9	ASTM D 790
Résistance en flexion (Mpa)	120	ASTM D 790
Coefficient de dilatation thermique (K <sup>-1</sup> )	34	FAR 25.853A
Retrait linéaire (mm/m)	0.04	ASTM D 790

**Figure II. 8 :** EPOCAST50 A1/HARDERNER 946

Matériel utilise :

matériel	Rôle	Aspect général
Mastic d'étanchéité	Mastic performe pour l'étanchéité souple, facile à mettre en œuvre, il ne pollue pas l'outillage .il à une très bonne résistance chimique, et une compatibilité avec la plupart des outillages et des films	
Film de mise eus vide	Un film en nylon.il est imperméable et ne colle pas à la résine .il peut être considéré comme un agent démoulant.	
Ruban adhésif	Ruban en téflon (poly tétra fluor éthylène) PTFE, il résiste à des températures jusqu'à 220 C°	
Tissu d'arrachage	Il ne colle pas à la résine facilite le démoulage	

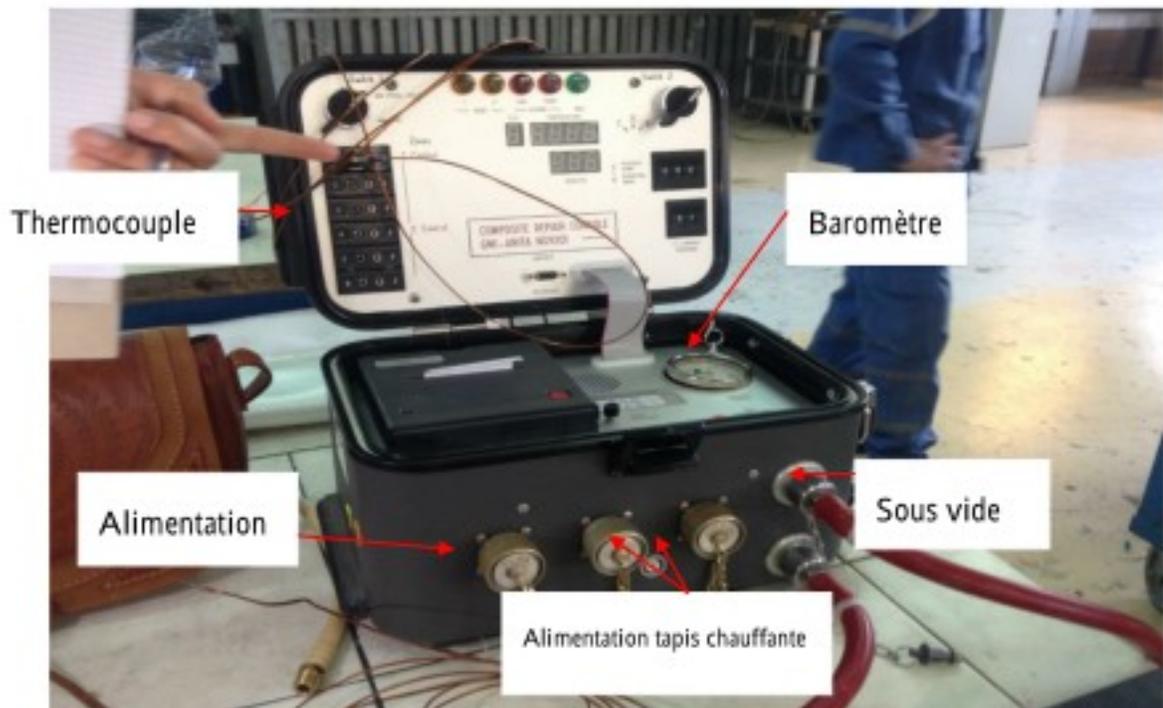
Feutre de drainage	Il 100% en polyester non tissés, sa structure poreuse permet la bonne circulation de l'air. Lors de la mise sous vide il assure une pression uniforme sur toute la surface de la pièce	
--------------------	--	---

### ***II.3.1.1 Moulage sous vide selon un cycle thermique***

La réalisation de plaques stratifiées par ces méthodes s'est déroulée de la même manière que dans le moulage à la température ambiante. Sauf dans ce cas nous avons utilisé le tissu d'arrachage pour faciliter le démoulage. Nous avons utilisé une valise de polymérisation (console ANITA GMI) (figure II.9) un modèle idéal pour des applications d'atelier ou sur avion. Autorise toutes les opérations classique du collage à chaud sous vide pour des réparations de taille modeste ou large puisque la puissance de la console peut assurer l'alimentation d'une couverture chauffante de 1 m<sup>2</sup>

#### ➤ Cycle de température et de pression

Pour atteindre l'état final de durcissement de la résine des composites, il est nécessaire que l'ensemble des deux constituants (matrice et renfort) subisse simultanément un cycle de pression et de température. Ce cycle de température est spécifique au système de résine et de durcisseur (accélérateur) donne par le fournisseur de résine .le cycle de pression permet par ailleurs le dégazage est à dire l'élimination des bulles d'air et de gaz volatiles, résultant de la réaction thermochimique, et dont la présence peut considérablement faire chuter les caractéristiques mécaniques du composite. Ce cycle préconise par le fournisseur de résine peut comporter un seul ou plusieurs paliers de température plus ou moins longs. Le cycle nous avons utilisé est présenté sur la figure pour une résine époxyde EPOCAST 50 A1 .la pression est maintenue constante de 0.8 bars.



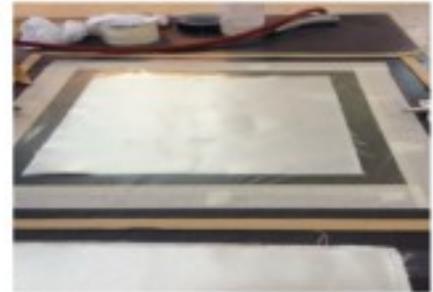
**Figure II. 9 :** Valise de polymérisation (console ANITA GMI)

Sous l'effet de la variation de température, la résine subit plusieurs transformations thermo-chimiques, qui la font passer successivement de l'état liquide, à l'état de gel, puis à l'état vitreux et enfin à l'état solide, la transition d'un état à l'autre se fait par des paliers de température imposés. Cette variation de température a pour but d'accélérer la réticulation de la résine. Contrairement à température ambiante qui se déroulerait de quelques heures à quelques jours.

Dans le cas des résines thermodurcissables (époxyde), la réaction de réticulation se produit par condensation ou par addition et s'accompagne de libération d'énergie. Cette source exothermique peut contribuer à la polymérisation de la résine cependant parfois elle n'est pas suffisante, c'est pourquoi pour l'achèvement de la solidification de la pièce on impose un autre palier. Ce dernier s'effectue dans notre cas à la même température à celle du palier gel.

### ***II.3.1.3 Les étapes de stratification***

Après le dépôt du film de mise sous vide après nous avons déposé le tissu de verre de dimension 35\*35



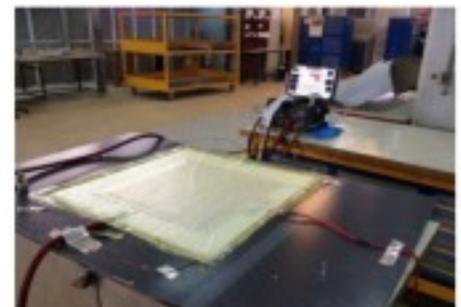
Ensuite nous avons mis la couche de résine puis couche de tissu de verre alternativement jusqu'à l'obtention de 8 plis.



Le tissu d'arrachage est déposé juste après la dernière couche. Le tissu de drainage est par suite posé sur le tissu d'arrachage. Il est noté que ce dernier ne doit ni toucher ni dépasser le mastic d'étanchéité. Le tapis chauffant est déposé, avec fixation des conduites de mise sous vide.



Cette étape d'élaboration consiste à déposer le tissu de drainage afin de le tapis chauffant et le film de mise sous vide puis le maintien de la pièce sous vide pendant 2 heures sous une pression de 0.8 bar et une température selon le cycle thermique.



A la fin nous avons obtenus la plaque figure (II.10)



**Figure II. 10 :** plaque stratifiée

### ***II.3.2 Fabrication d'une plaque stratifiée résine EPOCAST /tissu en fibres de carbone***

C'est au sein de la société nationale des transports aériens AIR ALGERIE que nous sommes passés à l'élaboration des composites stratifiés.

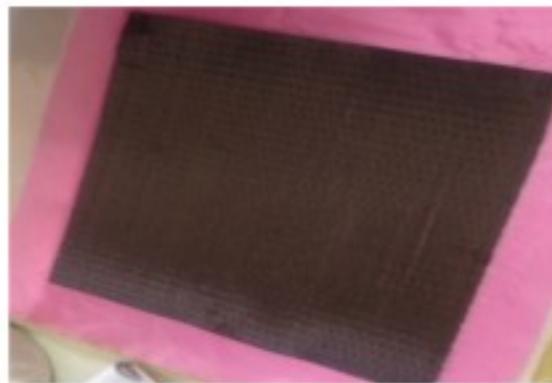
#### ➤ Tissu en fibre de carbone

Le renfort utilisé est un tissu en fibres de carbone taffetas T300 3K qui obéit à la norme BMS 9 8 type 1 classe 2 (figure II.11) avec une armure la plus simple, chaque fil de chaîne passe alternativement au dessus et en dessous de chaque fil de trame. C'est un tissu à haute résistance mécanique conseillé pour les pièces composites devant subir des contraintes mécaniques élevées avec un minimum de poids. Ses caractéristiques sont regroupées dans le tableau II.5. Ce tissu est commercialisé à la compagnie BGF industrie.

**Tableau II. 5 :** Les caractéristiques du tissu en fibres de carbone

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9 8
Architecture	TAFTAS
Géométrie des fibres	Rectangulaire

Epaisseur (mm)	0.2
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1.8
Résistance à la traction (N/mm <sup>2</sup> )	330
Elongation(%)	1.9
Poids spécifique (g/m <sup>2</sup> )	193

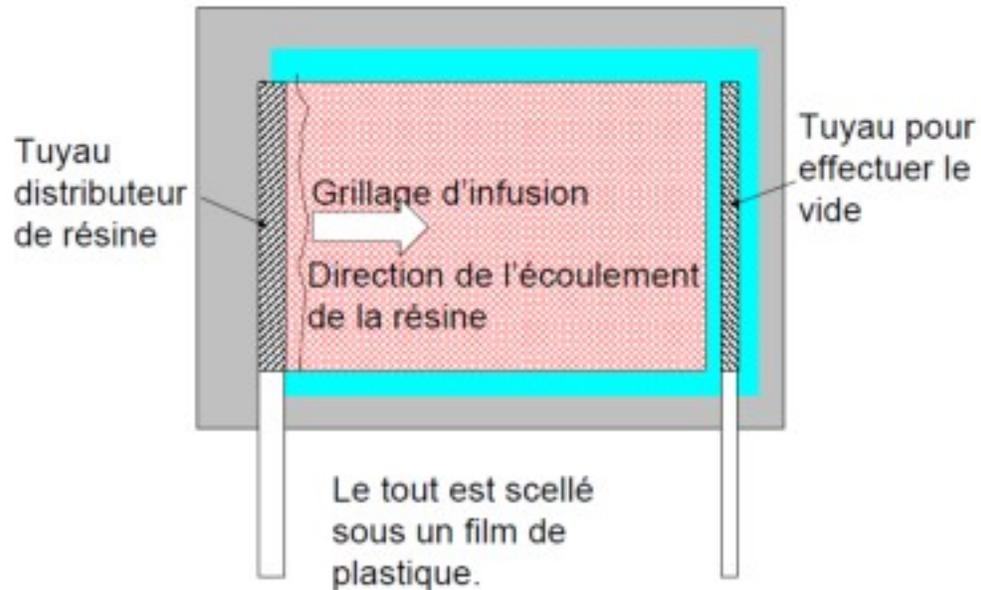


**Figure II. 11** : Tissu en fibres de carbone taffetas.

### ***II.2.1 Elaboration par infusion***

Cette technique est limitée par la viscosité de la résine et le début de réticulation (temps de gel), ainsi que par la forme et la perméabilité du renfort. Le mécanisme de l'infusion consiste à remplacer progressivement le vide par la résine, c'est pour cela que l'ensemble doit être scellé sous un film du plastique (figure II.12).

Après le remplacement complet du vide par la résine, la plaque reste sous dépression pompe jusqu'à la vitrification complète de la matrice ; ensuite, elle est mise dans une étuve à 80 °C pendant huit heures afin d'améliorer le taux de réticulation.( Figure II.13)



**Figure II. 12 :** Mécanisme de l'infusion

Le matériau utilisé dans l'élaboration par infusion est la fibre de carbone unidirectionnel. On juge donc nécessaire de donner les caractéristiques de celui ci.

Caractéristiques :

Aspect / Couleurs Tissu de fibres de carbone de couleur noire

Constitution/Orientation des fibres : Orientation des fibres :  $0^\circ$  (unidirectionnelle, dans le sens de la longueur du tissu). 99% fil de chaîne en fibres de carbone, 1% fil de trame en fibres thermoplastiques blanches assurant une bonne stabilité dimensionnelle (heat set process).

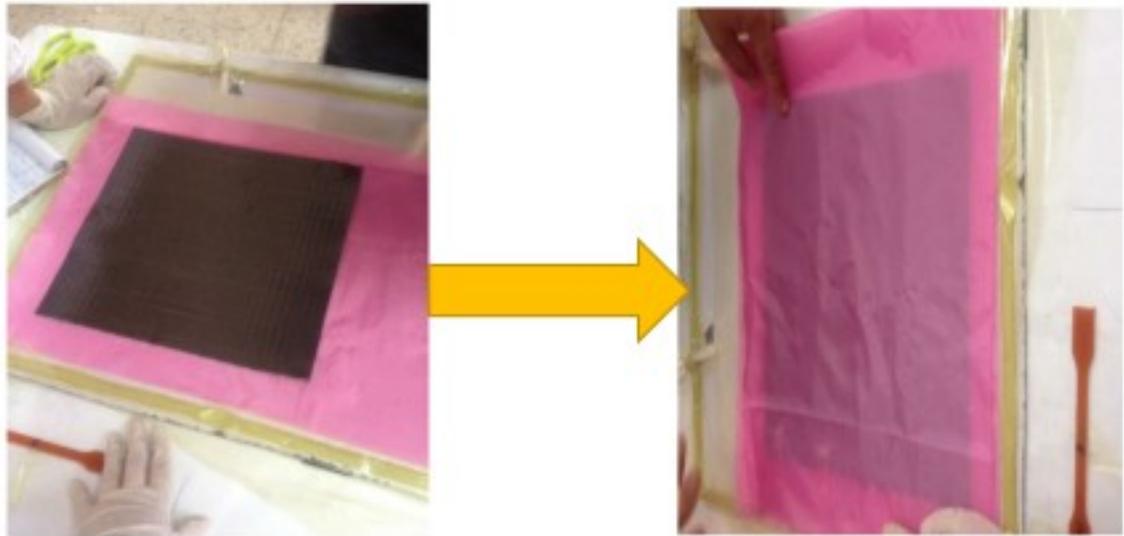
Caractéristiques des fibres

Valeur dans le sens longitudinal des fibres (selon la norme ISO 10618)

Résistance en traction :  $> 4\ 000\ \text{MPa}$

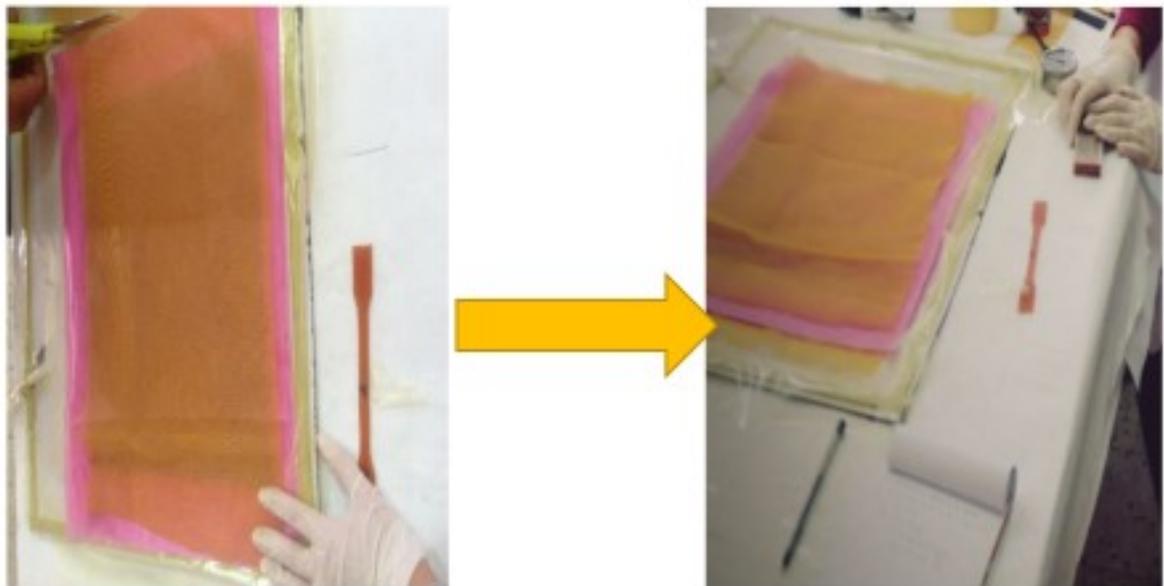
Module d'Elasticité en traction :  $> 230\ \text{GPa}$

### II.2.1.1 les étapes par infusion

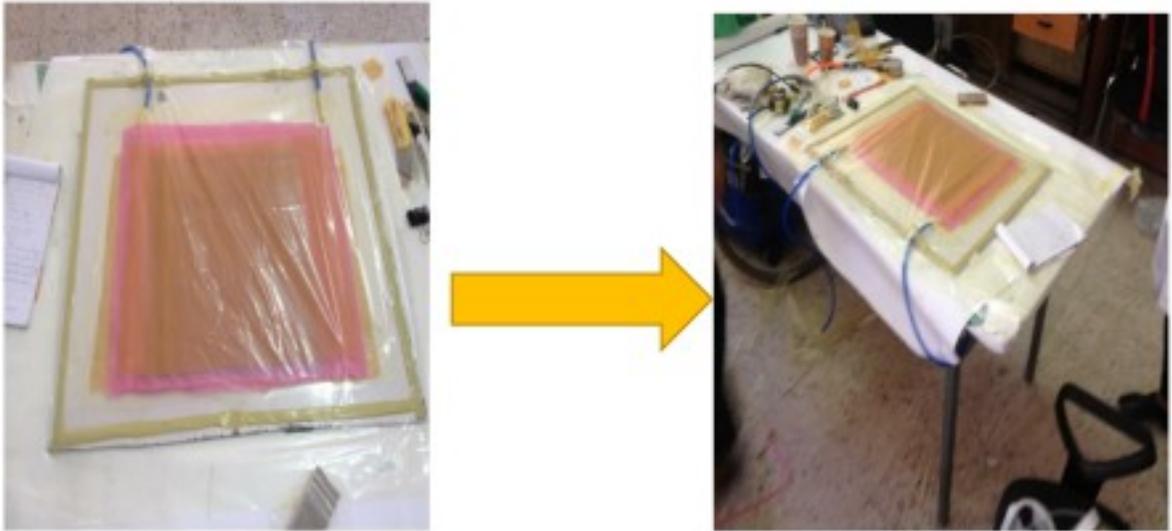


Après la préparation des plaques de renfort de carbone. Nous avons découpé le tissu d'arachage et le tissu de drainage de même dimension 35\*35

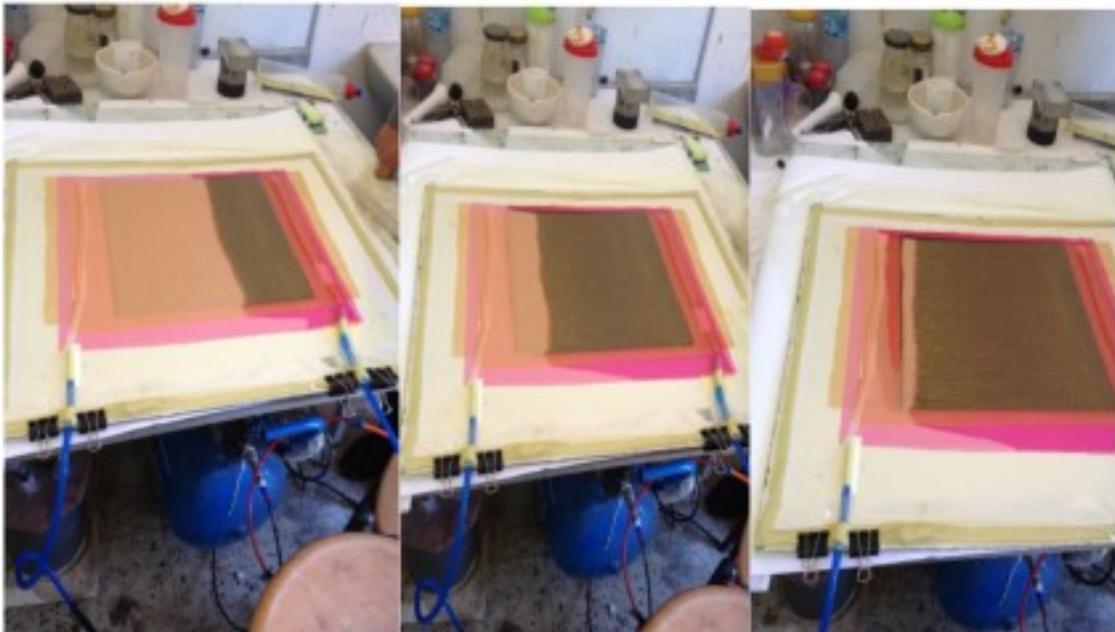
Nous avons déposé au premier lieu le film mise sous vide et le tissu d'arachage, ensuite le tissu en fibre de carbone 8 plis orienté 0°.



Nous avons déposé le tissu de drainage au-dessus des 8 plis de renforts en carbone.



Après le dépôt de tissu e drainage ,on les couvre par le film de mise sous vide.



Par suite les renforts secs sont imprégnés par l'arrivée de la résine par les tuyaux d'injection.  
On laisse la plaque 8 heures.



Figure II. 13 : Remplacement complet du vide par la résine.

### II.2.3. Préparation des éprouvettes

#### Découpage des éprouvettes

Après que la résine soit complètement polymérisée, on dessine des éprouvettes sur la plaque à l'aide d'un outil pointu. Les éprouvette de flexion (110 mm\*10mm) et les éprouvettes de traction standardisées (250mm \*25 mm). Le découpage se fait de la machine de coupe acier à ruban.(figure II.14)



Figure II. 14 :à droite éprouvette en tissu de verre ;à gauche en fibre de carbone.

Les taux volumiques de la résine et le renfort et les masse volumique utilisée sont indiqués dans le tableau II.6

**Tableau II. 6** : taux volumique de renfort et la masse volumique du verre et du carbone taffetas

Stratifiés	satin du verre	Carbone taffetas
Taux volumique (%)du renfort	47.47	53.37
La masse volumique $\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	2500	1750

# ***Chapitre III : Caractérisation mécanique***

## Chapitre III : Caractérisation mécanique.

### III.1 Introduction

La caractérisation mécanique sur éprouvettes des matériaux de l'étude ont été faites au niveau de l'unité de recherche matériaux, procédés et environnement (URMPE) d'Université M' Hamed Bougara de Boumerdès.

Celle ci comprend les essais de traction et flexion en trois points

### III.2 Essais de traction

Les éprouvettes sont préparées suivant la norme *ASTMD3039* ou nous avons utilisé des éprouvettes plates dont la longueur de la section utile est d'un ordre de grandeur (i.e. 10 fois) supérieure à la largeur (figure III.1) pour but d'éliminer le problème de l'initiation des ruptures au voisinage de la zone de transition. Les éprouvettes répondent aux exigences des conditions de l'essai de traction par l'utilisation des talons en aluminium (figure III.2), ce qui permet d'éviter l'effet des glissements entre les mors de serrage et l'éprouvette, qui bien souvent sont responsables de perturbations importantes dans les mesures effectuées.

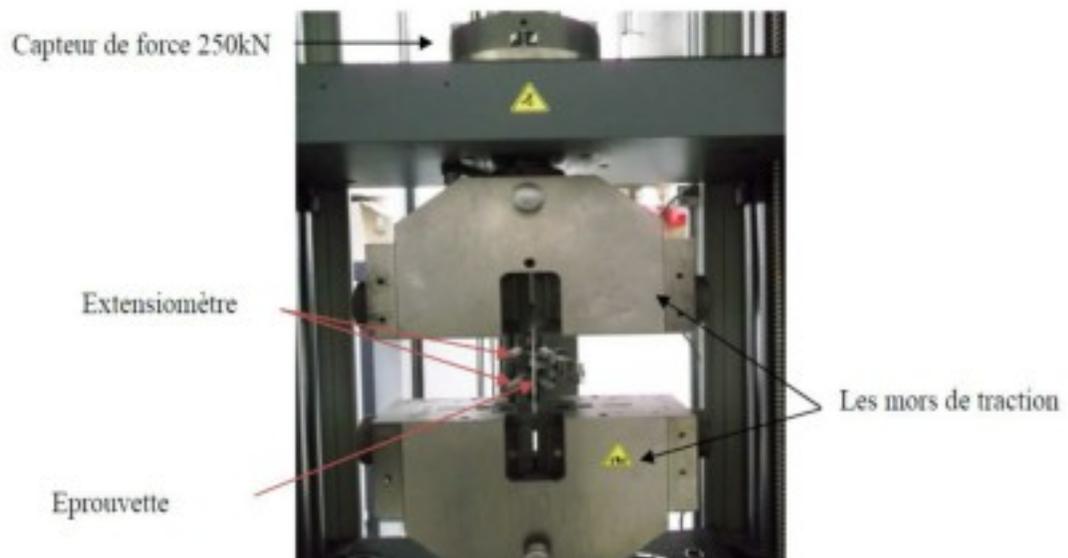


Figure III. 1 : Dimension des éprouvettes



**Figure III. 2 :** (a)Eprouvette en fibres de carbone, (b) Eprouvette en fibres de verre selon la norme ASTM D3039

Les essais de traction sont effectués à température ambiante sur une machine universelle de type Zwick 250, dotée d'un capteur de force de capacité 250 kN et d'un extensiomètre (figure III.3). Cette machine est pilotée par ordinateur à l'aide du logiciel



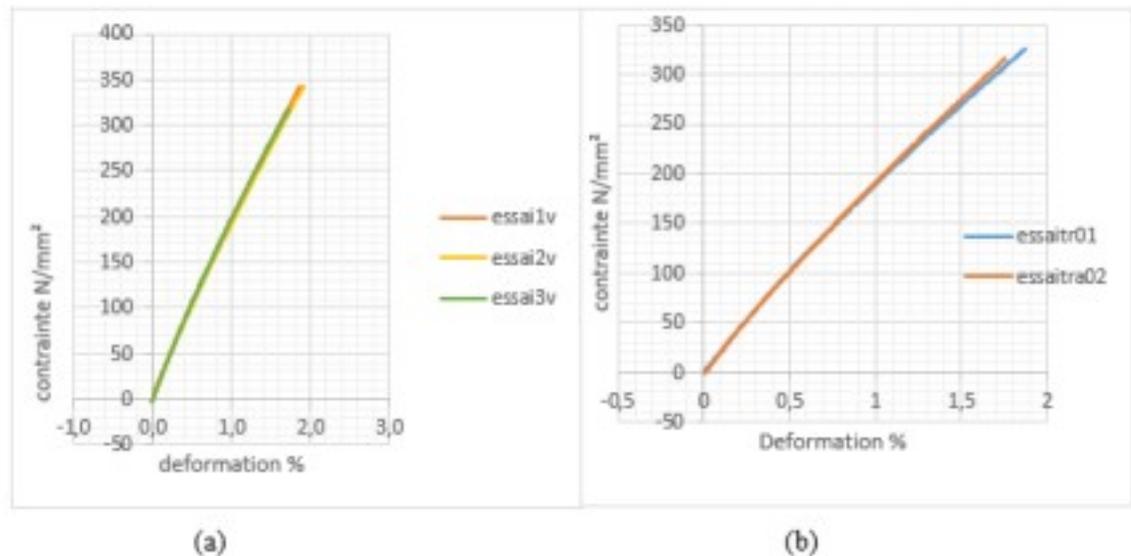
TextXpert 9.0.

**Figure III. 3 :** Une machine universelle de type Zwick 250

### III.2.1 Essai sur éprouvette en composite stratifié en tissu de verre

#### III.2.1.1 Essai de traction longitudinale et transversale

Les courbes contrainte déformation du stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en fibre verre sont représentées sur la figure III.4



**Figure III. 4 :** Contrainte déformation de stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en fibre verre

(a) longituidinale, (b) transversale

Ces courbes permettent de calculer le module de Young, la contrainte et la déformation à la rupture. Ces caractéristiques sont présentées au tableau III.1.

**Tableau III. 1 :** les caractéristiques élastiques calculées d'après les courbes.

Eprouvettes	$\sigma_{LL}$ (MPa)	$\sigma_{TT}$ (MPa)	$\epsilon_{LL}$ (%)	$\epsilon_{TT}$ (%)	$E_{LL}$ (GPa)	$E_{TT}$ (GPa)
1	343	325.05	1.88	1.87	17.9	17.22
2	343	315.44	1.99	1.76	17.7	17.81
3	319	/	1.73	/	18.2	/
moyenne	335	320.25	1.86	1.84	17.93	17.47

**Interprétation :**

Trois essais ont été effectués, et il est observé une très bonne répétitivité des résultats. Ce qui explique la bonne qualité des plaques réalisées par le procédé de moulage sous vide.

Le module de Young transversale  $E_T$  est approximativement égal au  $\approx E_L$  module de Young longitudinale. En effet, une déviation de 2% est observée. L'égalité des caractéristiques élastiques selon la chaîne et le trame revient à l'armure de tissu.

Les différentes éprouvettes étudiées ont un comportement similaire, une quasi linéarité jusqu'à la rupture, traduisant la nature purement fragile et le comportement viscoélastique de ces derniers, ce n'est pas une linéarité parfaite car la matrice commence à se plastifier et donne alors ce comportement. Cette opération est faite dans une durée de 150 secondes.

Le stratifié EPOCAST 50 Al/tissu en verre (satin) résiste jusqu'à 335 MPa avec une déformation de 1.86 %, sachant que la valeur théorique de la contrainte à la rupture est 400 MPa.

Le module de cisaillement et le coefficient de poisson sont déterminés à partir des relations constitutives.

Le matériau composite en question est orthotrope, et du fait que la plaque est mince, l'hypothèse de contrainte plane est bien justifiée. Dans le plan d'orthotropie, les équations constitutives 2D s'écrivent :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{LL} \\ \varepsilon_{TT} \\ \delta_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{11} & 0 \\ 0 & 0 & S_{11} - S_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{LL} \\ \sigma_{TT} \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} \dots \dots \dots (III.1)$$

Avec les conditions de test (traction longitudinale pure):

$$\sigma_{LL} \neq 0, \sigma_{TT} = \tau_{LT} = 0$$

Les équations (III.1) donnent:

$$S_{11} = \frac{\varepsilon_{LL}}{\sigma_{LL}} = \frac{1}{E} \dots \dots \dots (III.2)$$

$$S_{12} = \frac{\varepsilon_{TT}}{\sigma_{LL}} = \frac{-\vartheta}{E} \dots \dots \dots (III.3)$$

AN :

$$S_{11} = \left( \frac{335 \cdot 10^6}{0.0186} \right)^{-1} = 5.55 \cdot 10^{-11}$$

$$S_{12} = \frac{0.0025}{335 \cdot 10^6} = 7.46 \cdot 10^{-11}$$

On obtient:

$$E = \frac{1}{5.55 \cdot 10^{-11}} = 18.01 \text{ GPa}$$

$$\vartheta = 7.46 \cdot 10^{-11} \cdot 18.01 \cdot 10^9 = 0.23$$

$$G = \frac{E}{2(1 + \vartheta)} = 7.89 \text{ GPa}$$

**Tableau III. 2 :** Les caractéristiques élastiques expérimentaux et théoriques du stratifié à base de fibre de verre

$\sigma_{\text{expr}}$ (MPa)	$\sigma_{\text{theo}}$ (MPa)	$\varepsilon_{\text{expr}}$ (%)	$\varepsilon_{\text{theo}}$ (%)	$E_{\text{expr}}$ (GPa)	$E_{\text{theo}}$ (GPa)	$\nu_{\text{expr}}$	$\nu_{\text{theo}}$	$G_{\text{expr}}$ (GPa)	$G_{\text{theo}}$ (GPa)
335	400	1.86	2.4 4.8	18.01	15.35	0.23	0.3	7.89	9

**Commentaire:**

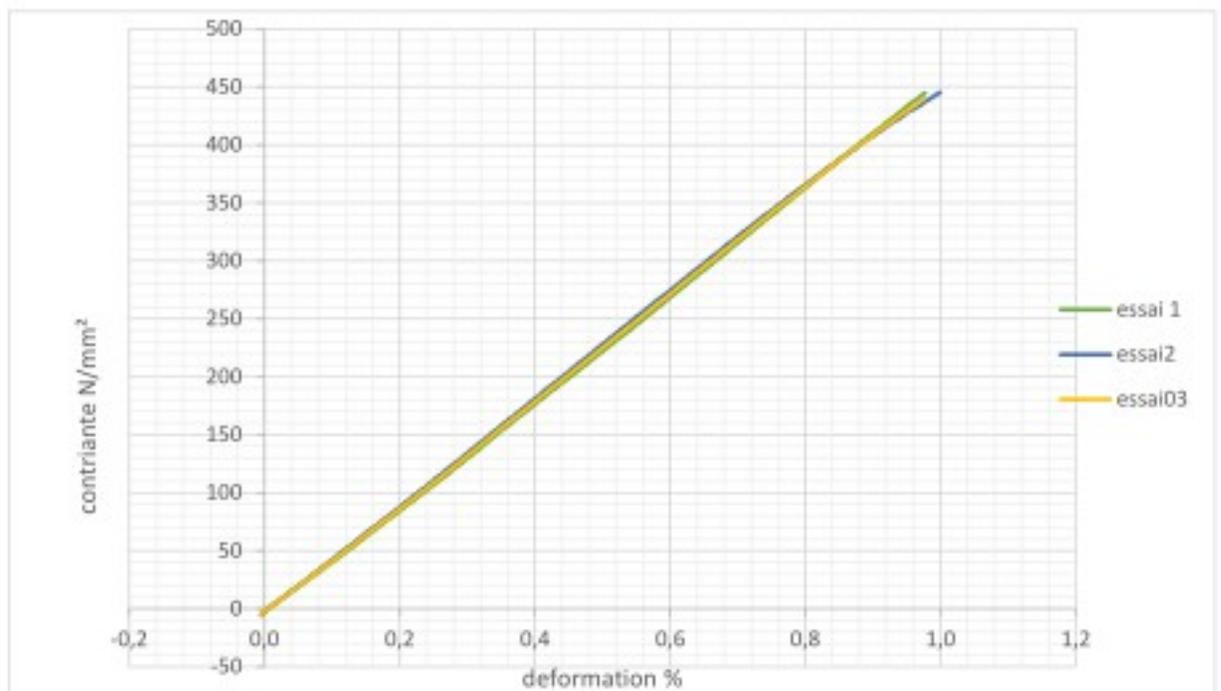
Un comparatif entre les résultats expérimentaux et théoriques donne les pourcentages d'erreur suivant:

16.25% pour la contrainte, 22.5 % pour la déformation, 20.06 % pour le module de Young, et 12.33% pour le module de cisaillement.

### III.2.2 Essai sur éprouvette en composite stratifié en tissu de carbone

Les courbes contraintes déformations de stratifiés EPOCAST 50 –A1/tissu en fibre de carbone taffetas et EPOCAST 50 –A1/ fibre de carbone UD sont représentées dans les figures III.5 et III.6 respectivement.

#### III.2.2.1 Essai sur éprouvette composite stratifiée en tissu de carbone taffetas



**Figure III. 5 :** Contrainte déformation de stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en fibre de carbone taffetas

Cette courbe (Fig. III.5) permet de calculer le module de Young, la contrainte et la déformation à la rupture. Ces caractéristiques sont présentées au tableau III.3

**Tableau III. 3 :** caractéristiques calculées d'un stratifié en tissu de carbone (taffetas)

Eprouvettes	$\sigma_{\text{expr}}(\text{MPa})$	$\epsilon_{\text{expr}} (\%)$	$E_{\text{expr}}(\text{GPa})$
1	444.04	0.98	46.23
2	445.19	0.99	45.77
3	440.12	0.98	45.99
Moyenne	443.12	0.98	45.99

**Interprétation :**

Jusqu'à 443.12 MPa on constate un comportement purement linéaire, les trois courbes sont superposées, la déformation est environ 0.98%, ce qui montre la fragilité élevée de ces fibres par rapport aux fibres de verre utilisées. Le stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en fibre de carbone (taffetas) a une symétrie donc le module d'élasticité selon la chaîne et le trame sont identique car on a orientation de fibres (0,90)°.

Le module de cisaillement et le coefficient de poisson sont déterminés à partir des relations constitutives, en utilisant les équations constitutives 2D (III.1)

AN :

$$S_{11} = \left( \frac{443.12 \cdot 10^6}{0.0098} \right)^{-1} = 2.21 \cdot 10^{-11}$$

$$S_{12} = \frac{0.0025}{443.12 \cdot 10^6} = 5.64 \cdot 10^{-12}$$

On obtient :

$$E = \frac{1}{2.21 \cdot 10^{-11}} = 45.23 \text{ GPa}$$

$$\nu = 5.64 \cdot 10^{-12} \cdot 45.23 \cdot 10^9 = 0.26$$

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} = 17.94 \text{ GPa}$$

**Tableau III. 4** : les caractéristiques élastiques expérimentaux et théoriques d'un stratifié en base de fibre d carbone taffetas

$\sigma_{\text{expr}}$ (MPa)	$\sigma_{\text{theo}}$ (MPa)	$\epsilon_{\text{expr}}$ (%)	$\epsilon_{\text{theo}}$ (%)	$E_{\text{expr}}$ (GPa)	$E_{\text{theo}}$ (GPa)	$\nu_{\text{expr}}$	$\nu_{\text{theo}}$	$G_{\text{expr}}$ (GPa)	$G_{\text{theo}}$ (GPa)
443.12	500	0.98	1	45.23	50	0.26	0.28	17.94	22

**Commentaire :**

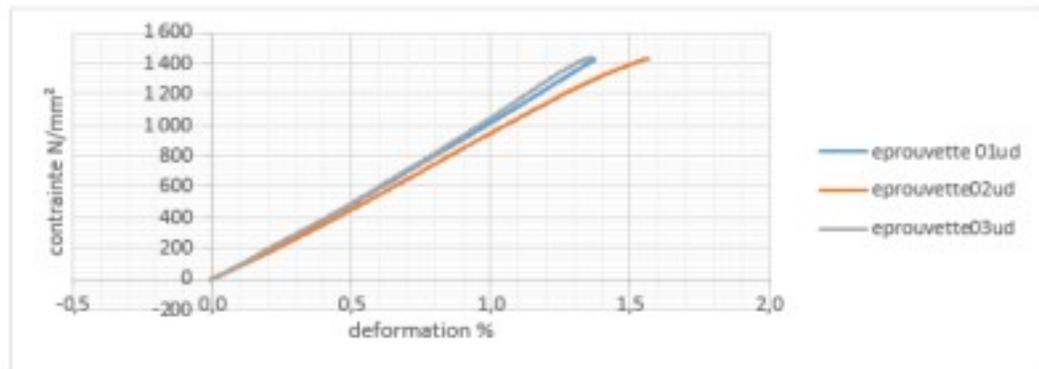
Un comparatif entre les résultats expérimentaux et théoriques donne les pourcentages d'erreur suivant :

11.38% pour la contrainte , 2% pour la déformation, 9.54% pour le module de Young, et 18.45 % pour le module de cisaillement.

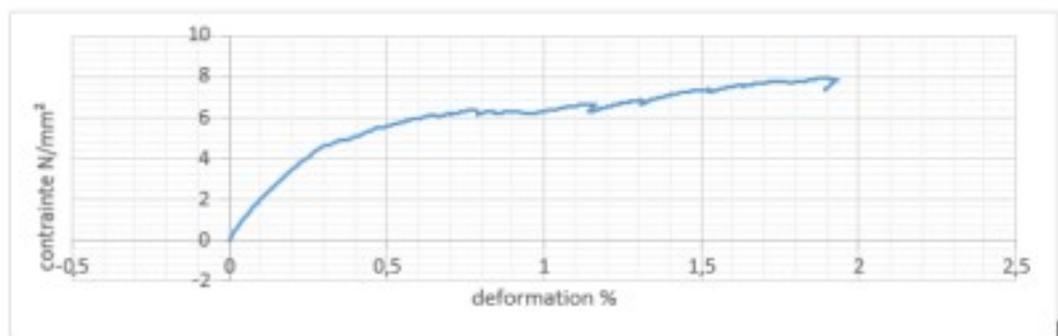
### ***III.2 .2 Essai sur éprouvettes composites stratifiées en fibres de carbone unidirectionnel***

#### ***III.2.2.1 Essai de traction longitudinale et transversale***

Les courbes contraintes déformations longitudinale et transversale de stratifiés EPOCAST 50 –A1/ fibre de carbone unidirectionnel sont représentées dans la figures III.6



(a)



(b)

**Figure III. 6 :** Contrainte déformation de stratifié EPOCAST 50 A1/ fibre de carbone UD

(a) longitudinale, (b) transversale.

Les résultats sont regroupés dans le tableau III.5.

**Tableau III. 5 :** les caractéristiques élastiques longitudinales calculée d'un stratifiée en fibres de carbone (UD).

Eprouvettes	$\sigma_{\text{expr}}(\text{MPa})$	$\epsilon_{\text{expr}}(\%)$	$E_{\text{expr}}(\text{GPa})$
1	1426.47	1.37	108.68
2	1427.65	1.56	95.16
3	1441.38	1.36	104.99

Moyenne	1431.83	1.43	102.94
---------	---------	------	--------

**Tableau III. 6** : les caractéristiques élastiques transversales calculées d'un stratifié en tissu de carbone (UD)

$\sigma_{TT}$ (N/mm <sup>2</sup> )	7,96
$\epsilon_{TT}$ %	1,91
$E_{TT}$ ( GP)	1,01

#### Discussion :

La contrainte et la déformation transversale sont presque négligeables. On observe un comportement presque linéaire (comportement naturel des composites), viscoélastique.

Les contraintes maximales à la rupture de ce composite sont très importantes environ 1431.83 MPa représente quatre fois plus par rapport aux comportements du composite à base de fibre de carbone bidirectionnel.

#### Analyse micro structurelle:

Le module de cisaillement et le coefficient de poisson sont déterminés à partir de la micro analyse par des relations de la loi d'homogénéisation.

L'analyse des matériaux composites à l'échelle microscopique, met en cause les caractéristiques élémentaires des constituants (fibre et matrice). Stratifiés unidirectionnels, le comportement élastique de ce dernier est donc caractérisé par 5 coefficients indépendants [11].

Fraction de fibre en volume :

$$V_m = \frac{\text{masse de l'enfort}}{\text{volume total}} \dots \dots \dots (III. 2)$$

Pour la fraction volumique du renfort, les essais de calcination donnent les résultats suivant

Le taux massique est déterminé par la méthode de la perte au feu, selon la norme *NF T 57-571*

$$T_m = (M_f / M_a).$$

Valeurs des taux massiques des renforts de Carbone UD utilisés dans les plaques.

Fibre		
Ma	M <sub>f</sub>	T <sub>m</sub>
7,2147	5,6527	78,35
5,7451	4,5179	78,64
6,3221	4,9413	78,16
T <sub>m</sub> moyen = 78,38		

$$V_f = \frac{78,38}{\left(\frac{1,5}{1,8}\right)} = 65,27 \%$$

Fraction de matrice en volume :

$$V_m = \frac{\text{masse de la matrice}}{\text{volume total}} \dots \dots \dots \text{(III. 3)}$$

Ainsi, on aura :

$$V_f + V_m = 1 \dots \dots \dots (III. 4)$$

$$V_m = 1 - 0.6527 = 0.3473$$

Module d'élasticité Longitudinal  $E_L$  :

$$E_L = E_m V_m + E_f V_f \dots \dots \dots (III. 5)$$

$$E_L = 4.3(0.3473) + 0.6527(230) = 151.61 \text{ GPa}$$

Module d'élasticité Transversal  $E_T$  :

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \dots \dots \dots (III. 6)$$

$$E_T = \left( \frac{0.6527}{230} + \frac{0.3473}{4.3} \right)^{-1} = 11.96 \text{ GPa}$$

Module de Cisaillement ou Glissement  $G_{LT}$  :

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{V_m}{G_m} + \frac{V_f}{G_f} \dots \dots \dots (III. 7)$$

$$G_{LT} = \left( \frac{0.3473}{1.65} + \frac{0.6527}{53.19} \right)^{-1} = 4.48 \text{ GPa}$$

Coefficient de Poisson  $\nu_{LT}$  :

$$\nu_{LT} = \nu_m V_m + \nu_f V_f \dots \dots \dots (III. 8)$$

$$\nu_{LT} = 0.3473 * 0.3 + 0.6527 * 0.28 = 0.29$$

**Tableau III. 7 :** comparaison entre les caractéristiques par la macro analyse et micro analyse.

	Macro	Micro
<b><math>E_L</math> (GPa)</b>	102.94	151.61

$E_T$ (GPa)	1.01	9.3
-------------	------	-----

**Tableau III. 8 :** les caractéristiques élastiques expérimentaux et théoriques d'un stratifié en base de fibre de carbone unidirectionnel

$\sigma_{L\text{expr}}$ (MPa)	$\sigma_{L\text{theo}}$ (MPa)	$\epsilon_{\text{expr}}$ (%)	$\epsilon_{\text{theo}}$ (%)	$E_{L\text{expr}}$ (GPa)	$E_{L\text{theo}}$ (GPa)	$\nu_{LT\text{expr}}$	$\nu_{LT\text{theo}}$	$G_{LT\text{expr}}$ (GPa)	$G_{LT\text{theo}}$ (GPa)
1431.83	1380	1.43	1	151.61	159	0.29	0.32	4.48	4.8

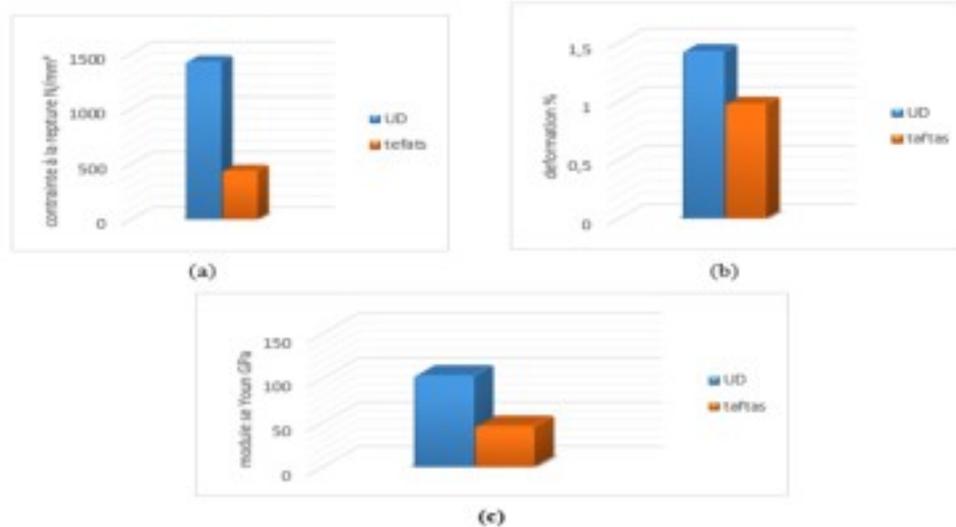
**Commentaire :**

Un comparatif entre les résultats expérimentaux et théoriques donne les pourcentages d'erreur suivant :

3.76% pour la contrainte, 0.43% pour la déformation, 4.6% pour le module de Young, et 6.67% pour le module de cisaillement.

***III.2.2.3 Comparaison entre stratifié EPOCAST 50 A1 / fibre de carbone UD et EPOCAST 50 A1/ tissu en fibre de carbone taffetas***

Des histogrammes représentent la comparaison entre les deux stratifiées



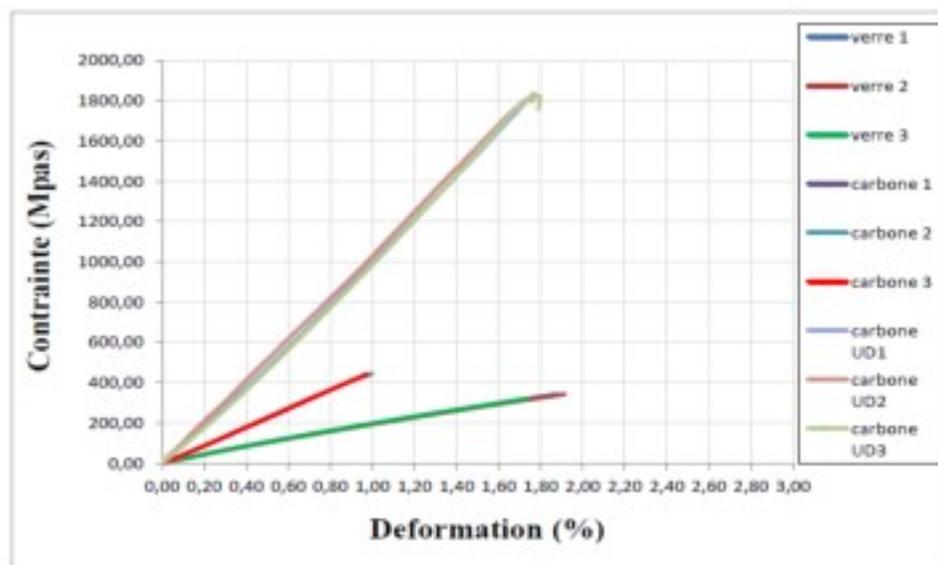
**Figure III. 7 : comparaison entre TEFATTS ET UD**

(a) Contrainte ;(b) déformation ;(c) module de Young

**Interprétation :**

Le stratifié en fibres de carbone UD résiste plus que le stratifié en tissu de carbone 'TAFETAS'.

**III.2.3. Comparaison entre les trois stratifiées**



**Figure III. 8 : Comparaison de comportement à la traction des composite à base de fibre de verre, carbone, carbone UD.**

Les caractéristiques calculées en traction sont récapitulées dans un tableau III.9.

Tableau III. 9 : caractéristiques mécaniques en traction des fibres.

	Tissu du verre satin			Tissu de carbone taffetas			Fibre de carbone UD		
	$\epsilon_{reg}(\%)$	$\sigma_{rup}$ (MPa)	E (GPa)	$\epsilon_{reg}(\%)$	$\sigma_{rup}$ (MPa)	E (GPa)	$\epsilon_{reg}(\%)$	$\sigma_{rup}$ (MPa)	E (GPa)
moyenne	1.86	335	17.93	0.98	443.12	45.99	1431.83	1.43	102.94

Des histogrammes représentent la comparaison entre trois stratifiés.

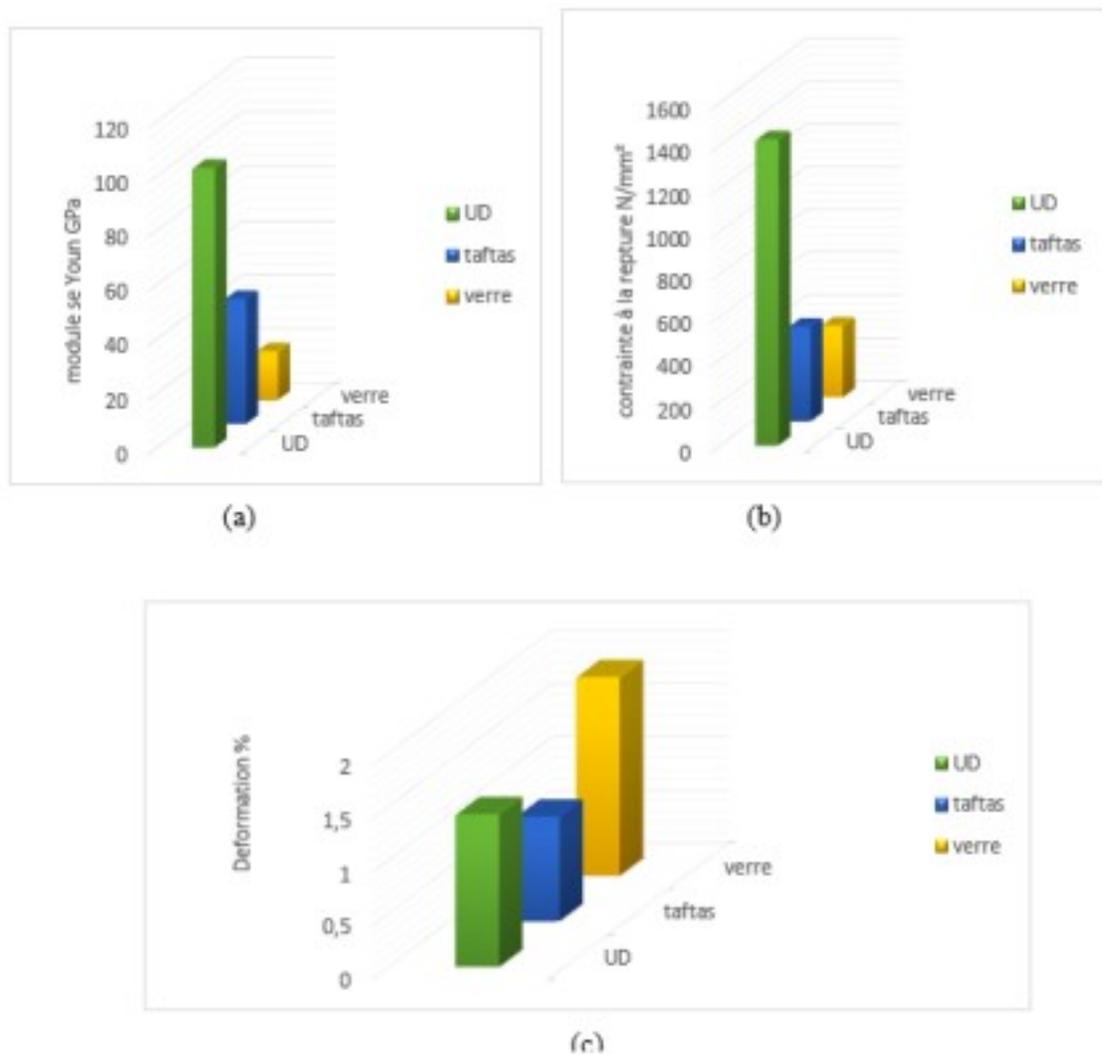


Figure III. 9 : histogrammes comparaison entre les trois stratifiés

(a) Contrainte ;(b) déformation ;(c) module de Young

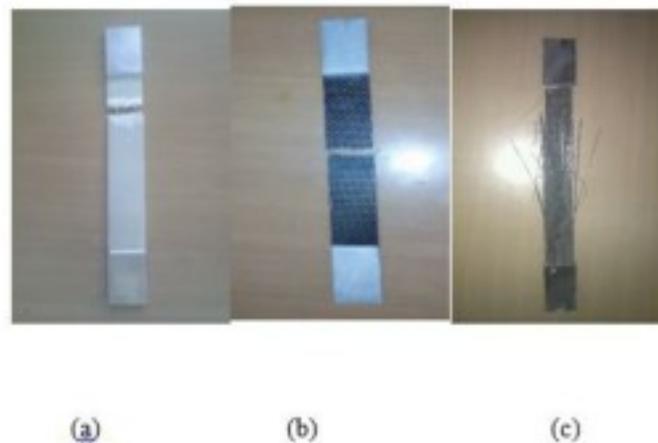
**Discussion :**

Nous venons de voir que la limite de déformation maximale en traction pour les renforts, est de 1,86%. Cette valeur correspond à la limite élastique des composites à base tissu de verre. La plus grande valeur de la contrainte à la rupture est celle des stratifiés à base de fibre de carbone UD.

Les stratifiés à base de fibre de carbone UD se distinguent par un module de Young plus élevé, tandis que les plaques élaborées à base des autres fibres sont caractérisées par des modules d'élasticité inférieurs.

***III.1. 2.4. Comportement en traction des éprouvettes élaborées***

La figure (III.11) présente les images des éprouvettes après l'essai de traction. Les éprouvettes en tissu de carbone taffetas et tissu de verre montrent une cassure franche (mode de rupture par cisaillement), par contre les éprouvettes en fibre de carbone unidirectionnel montrent une rupture par fragmentation, ces mécanismes de rupture sont liée par la distribution et la concentration des contraintes au cours de sollicitation mécanique.



**Figure III. 10 :** Zone de rupture de l'éprouvette de traction.

(a) : éprouvette verre/époxy après rupture. (b) : éprouvette carbone/époxy bidirectionnelle après rupture. (c) éprouvette carbone/époxy unidirectionnelle après rupture.

### III.3 Essai de flexion 3 points

Les essais de flexion sont effectués à température ambiante sur des échantillons élaborés suivant la norme *ASTMD3039* qui précise les dimensions de l'éprouvette, la distance *L* entre les appuis. Les essais sont effectués sur une machine de type Zwick équipée d'un capteur de force de 2.5 kN et piloté par le logiciel TextXpert 9.0. (Figure III.12).



**Figure III. 11 :** Une machine pour les essais de flexion de type Zwick 2.5 kN

Les résultats obtenus déterminent le déplacement et la force à la rupture. La contrainte à la Flexion  $\sigma_f$  et le module de Young  $E_{ef}$  sont calculés respectivement selon les formules suivantes :

$$\sigma_f = \frac{3FL}{2ab^2} \dots \dots \dots (III.9)$$

$$E_f = \frac{FL^3}{4 ab^3Y} \dots \dots \dots (III. 10)$$

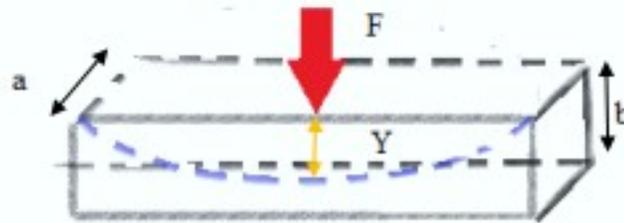
$\sigma_f$  : la contrainte à la flexion (MPA) ;

$E_f$  : le module à la flexion (MPa) ;

$a$  et  $b$  : largeur et épaisseur de la section (mm);

$L$  : distance entre les appuis (mm);

$Y$  : la flèche de l'éprouvette (mm).



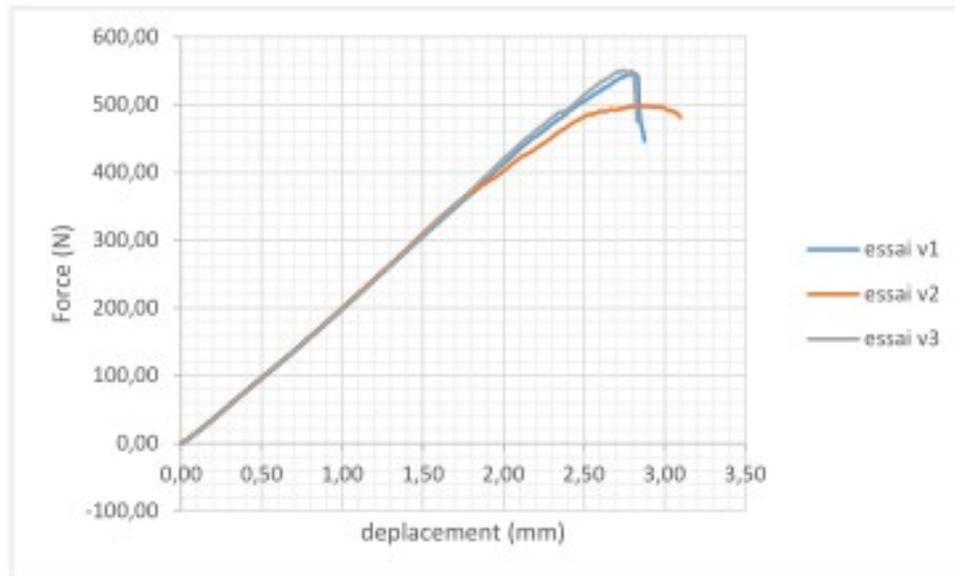
### *III.3.1 Essai de flexion sur éprouvette composite stratifiée en tissu de verre*

Le stratifiée en tissu de verre soumis à la flexion (figure III.12)



**Figure III. 12** : essai de flexion EPOCAST50 A1/tissu en fibre de verre.

La courbe (force –déplacement) obtenus par l'essai est représentée dans la figure III.13.



**Figure III. 13 :** Courbe (force déplacement) de comportement à la flexion des composite à base de fibre de verre.

Les résultats de l'essai sont présentés dans le tableau III.10

On a :  $L = 34\text{mm}$

**Tableau III. 10 :** les caractéristiques de stratifié en tissu de verre par essai de flexion

Eprouvettes	F(N)	Y (mm)	b (mm)	a (mm)	$\sigma_f(\text{MPa})$	$E_f(\text{GPa})$
1	546.08	2.88	1.9	10	771.47	27.16
2	498.38	3.10	1.89	10.02	710.13	23.36
3	550.83	2.83	1.9	10.01	777.40	27.86
Moyenne	531.76	2.94	1.896	10.01	753	26.12

**Interprétation :** Le comportement des éprouvettes à base de fibre de verre est quasiment linéaire, le comportement est toujours de type fragile.

### III.3.2. Essai de flexion sur éprouvette composite stratifiée en tissu de carbone taffetas

Le stratifiée en tissu du carbone soumis à la flexion (figure III.12)



Figure III. 14 : essai de flexion EPOCAST50 A1/tissu en fibre de carbone

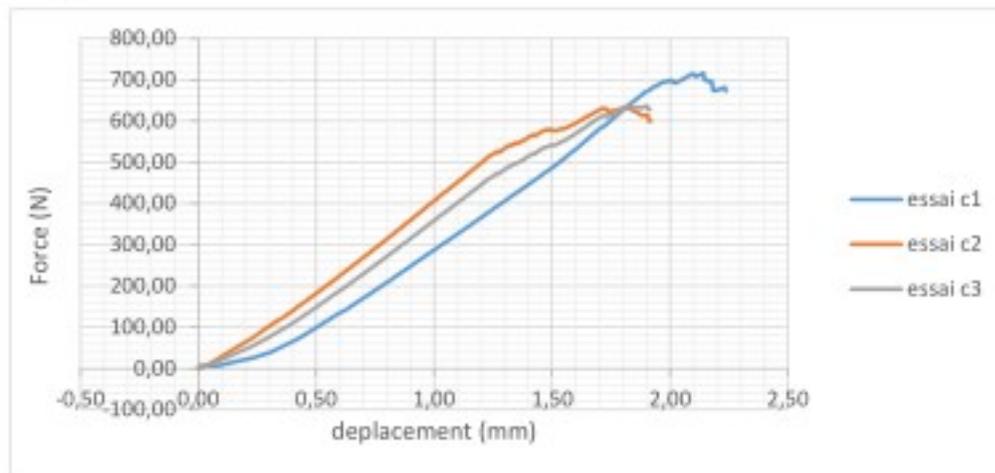


Figure III. 15 : Courbe (force déplacement) de comportement à la flexion des composite à base de fibre de carbone bidirectionnel.

Les résultats de l'essai sont présentés dans le tableau III.11

On a :  $L = 34\text{mm}$

**Tableau III. 11 :** les caractéristiques de stratifié en tissu de carbone par essai de flexion

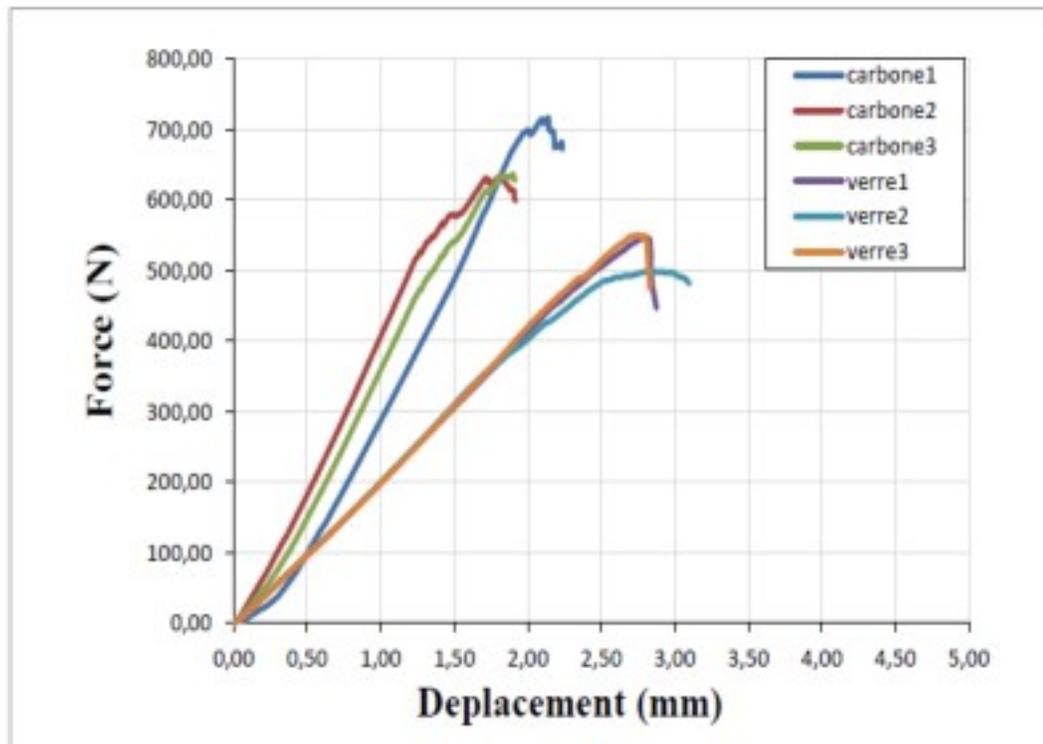
Eprouvettes	F(N)	Y (mm)	b (mm)	a (mm)	$\sigma_f(\text{MPa})$	$E_f(\text{GPa})$
1	716.60	2.24	2.2	15	755.10	29.52
2	633.31	1.92	2.0	14.98	735.40	36.90
3	636.62	1.92	2.2	15.02	669.48	30.53
Moyenne	662.18	2.03	2.13	15	719.99	32.32

#### Discussion :

Les courbes obtenues sur stratifiés à base de fibre de carbone mettent en évidence une non linéarité très prononcée, nous avons noté que la non linéarité pouvait être attribuée soit à un écoulement irréversible de la matrice (déformation plastique), soit à la formation d'endommagements au sein du matériau. La rupture des éprouvettes se produit pour des faibles valeurs de déformation.

### *III.3.3. Comparaison entre les deux stratifiées*

La Courbe (force déplacement) de comportement à la flexion des composite à base de fibre de carbone bidirectionnel et de fibre de verre est présente sur la figure III.17 .

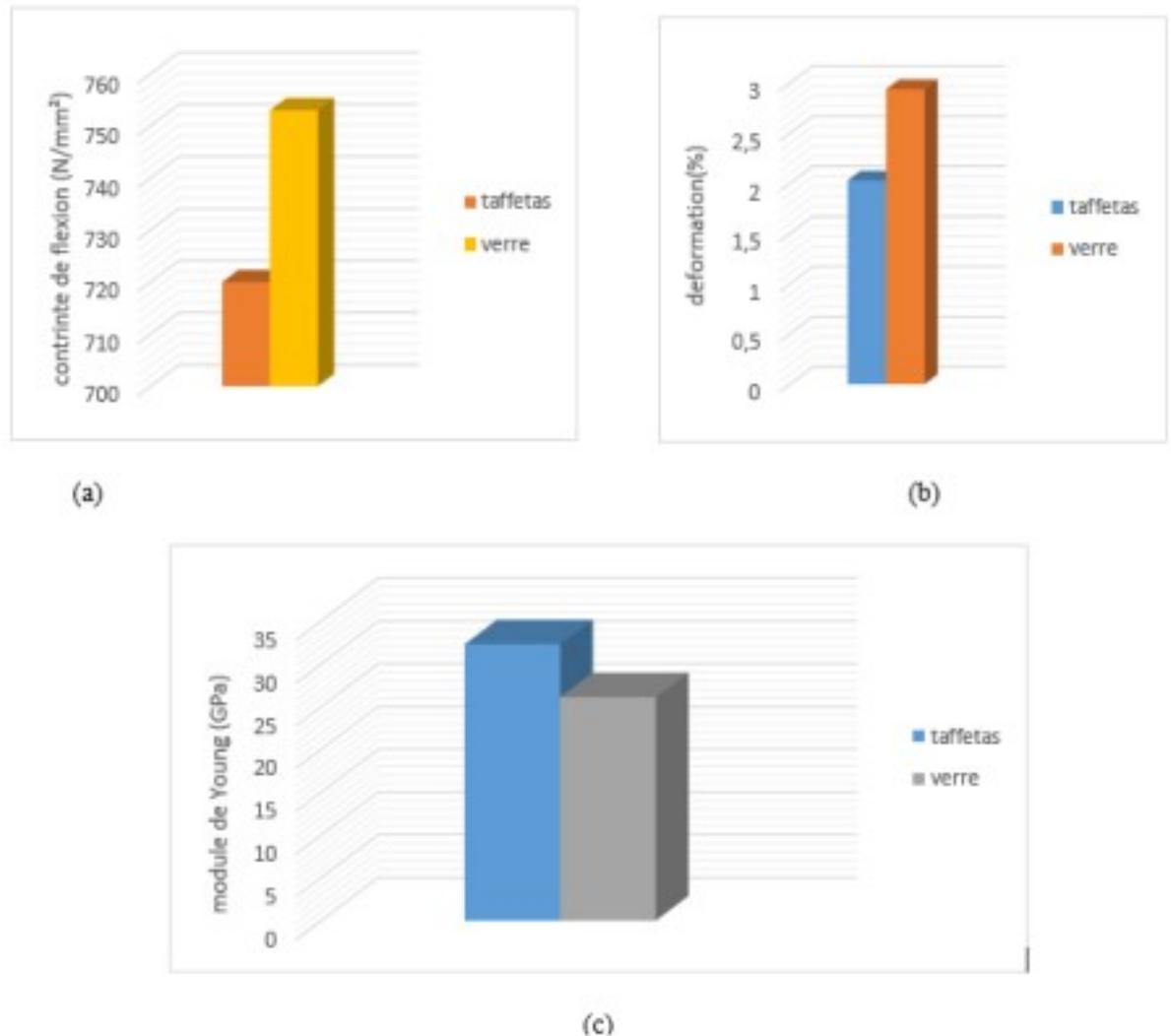


**Figure III. 16 :** Comparaison de comportement à la flexion des composite à base de fibre de verre, carbone.

#### Discussion :

Nous venons de voir sur la figure (Figure III.16) que la plus grande valeur de la charge de rupture est celle des stratifiés à base de fibre de carbone. Ces courbes sont des droites, ce qui montre la fragilité de ces éprouvettes sur un intervalle de déplacement très court par rapport au domaine des éprouvettes à base de fibre de verre.

On a représenté la comparaison de module de Young, la contrainte à la flexion et le déplacement sous forme des histogrammes sur la figure III.17.



**Figure III. 17** : histogrammes comparaison entre les trois stratifiés

Contrainte ;(b) déformation ;(c) module de Young

#### Discussion :

Le composite à base de fibre de verre résiste à 753 MPa avec une déformation de 2.94 % par contre le composite en fibre de carbone bidirectionnel est plus rigide que en fibre de verre.

# ***Chapitre IV : Caractérisation par ultrason***

## Chapitre IV : caractérisation par ultrason

### IV.1. Introduction

Le contrôle non destructif est utilisé pour détection de défauts de toutes sortes (fissures, inclusions, porosités), pour mesure de profondeur ou épaisseur (par exemple : pièce dont un seul côté est accessible, sondage des fonds marins etc.), et pour mesure des constants élastiques par l'intermédiaire d'une mesure de la vitesse du son.

Lors de propagation de la vitesse du son dans les milieux solides ne dépend pratiquement pas de la fréquence en dessous de quelques MHz, il est possible de déterminer les constants élastiques par l'intermédiaire du temps de transmission d'une impulsion.

Pour le mesurer, un signal électrique est transformé en onde de déformation par un transducteur piézoélectrique. Cette onde se propage dans l'échantillon puis se réfléchit et refait le chemin inverse. On mesure le temps  $\tau$  entre deux échos successifs sur l'oscilloscope et on en déduit la vitesse des ondes ultrasonores :

$$V = 2e/\tau \dots \dots \dots (IV.1)$$

L'utilisation de transducteurs qui génèrent des ondes longitudinales ou transversales permet de remonter aux caractéristiques d'un matériau élastique linéaire et isotrope par les deux vitesses associées  $V_L$  et  $V_T$

Les propriétés mécaniques sont en relation avec la vitesse et la masse volumique comme suit :

$$V_L = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \dots \dots \dots (IV.2)$$

$$V_T = \sqrt{\frac{E}{2\rho(1+\nu)}} \dots \dots \dots (IV.3)$$

Avec :

- **$V_L$**  : vitesse de propagation de l'onde longitudinale ;

- **VT** : la vitesse de propagation de l'onde transversale ;
- **$\rho$** : masse volumique du matériau;
- **E** : module de Young ;
- **$\nu$**  : coefficient de poisson ;

A partir de ces formules, on déduit les propriétés d'élasticité comme suit :

$$E = \rho V_L^2 \dots \dots \dots (IV.4)$$

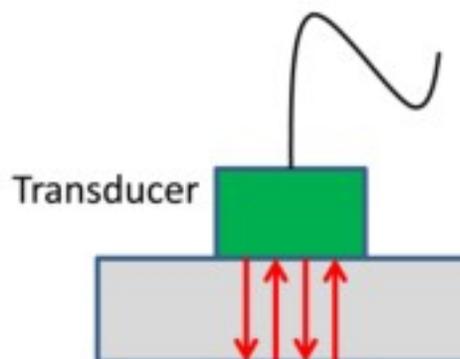
$$\nu = \frac{1}{2} \frac{V_L^2 - 2V_T^2}{V_L^2 - V_T^2} \dots \dots \dots (IV.5)$$

## ***IV.2. techniques de contrôle***

### ***IV.2.1. contrôle par contact***

Le transducteur est directement placé sur la pièce à contrôler. La liaison acoustique est assurée par une **couche d'agent de couplage** : graisse, huile, colle cellulosique, gels spéciaux dont l'épaisseur est de l'ordre du dixième de millimètre.

Cette technique, dite palpage, est surtout employée lors de contrôles manuels. Elle nécessite l'intervention d'un opérateur (figure IV.1)



**Figure IV. 1** : Méthode par contact

### IV.2.2. Contrôle par immersion

Les transducteurs, piézoélectriques, peuvent être plus ou moins éloignés de la pièce, le dispositif étant plongé dans l'eau afin de permettre une meilleure propagation des ondes ultrasonores. (Figure IV.2).

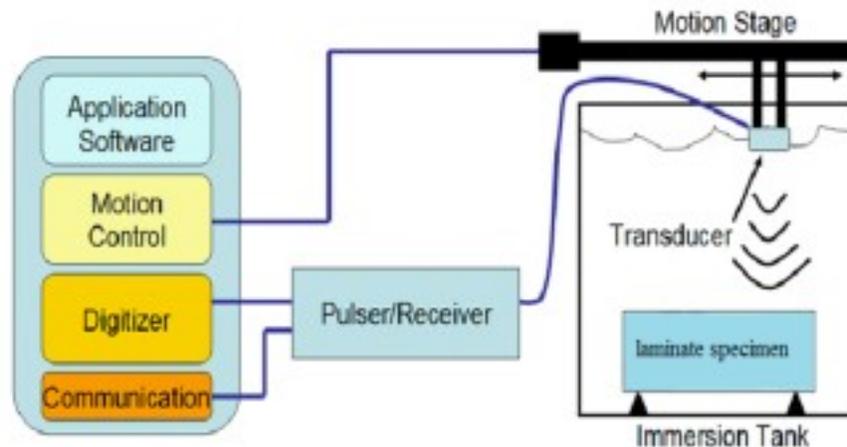


Figure IV. 2 : Méthode par immersion

## IV.3. Partie expérimentale

### Description du protocole expérimental

Notre objectif dans cette partie s'articule sur le contrôle des stratifiés composites par ultrason, pour cela nous avons procédé des mesures sur des éprouvettes stratifiés en carbone /époxy et en verre/époxy, afin de déterminer les paramètres élastiques, à savoir : module de Young et coefficient de poisson.

L'étape suivante consiste à endommager ces éprouvettes, en appliquant un essai de relaxation qui correspond à une contrainte de 80% de contrainte max. Ensuite, ces éprouvettes sont contrôlées par ultrason afin de déterminer les nouveaux paramètres élastiques

Nous avons deux éprouvettes de composite stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en fibre de verre et EPOCAST 50 A1 /tissu en fibre de carbone (teffats) figure IV.3



**Figure IV. 3:** à gauche stratifié en tissu de carbone ; à droite stratifié en tissu de verre

❖ Instrumentation

**Panametrics V326**

Caractéristique:

Fréquence (MHz)	5
Dimension (mm)	Φ 9.5
Bande passante a 3dB(MHz)	3.05 6.65



**Figure IV. 4:** Transducteur type Panametrics V326

Un générateur d'impulsion conventionnel de type OLYMPUS, Modèle 5800Pr  
Oscilloscope numérique Tektronix TDS3054, comme la (figure IV.5) indique :



**Figure IV. 5 :** Oscilloscope et un générateur

**Le procédé**

- Méthode : par immersion
- Technique : parécho

### ***IV.3.1. Composite stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en verre***

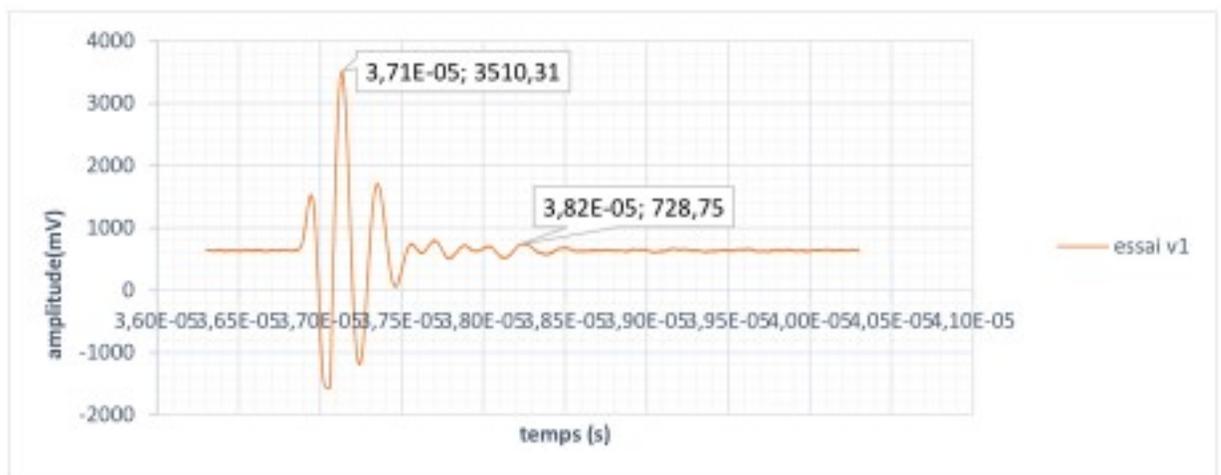
#### ***IV.3.1.1 Etat saine (avant l'endommagement)***

Nous avons repéré trois positions 1,2 et 3 puis nous avons immergé l'éprouvette dans le bain pour quelques minutes (2 à 3 min) en utilisant l'onde longitudinale (figure IV .6)

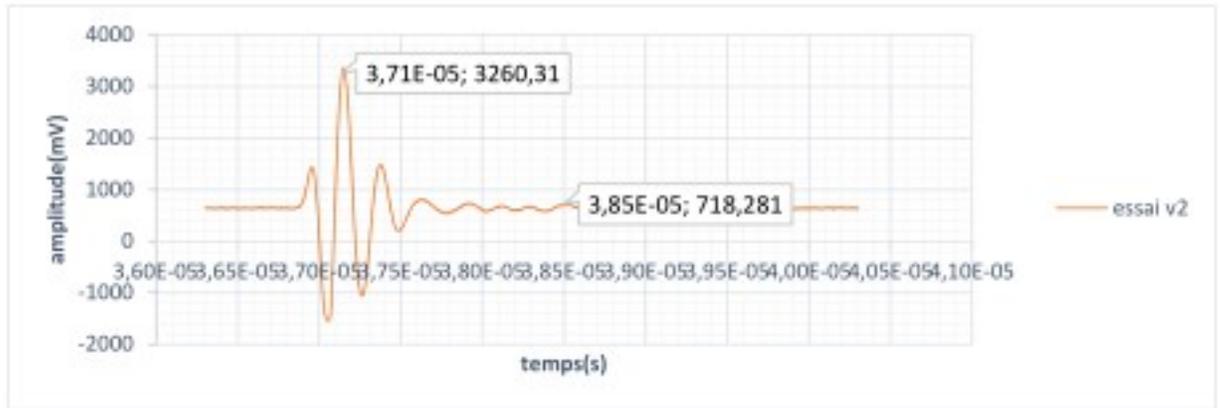


**Figure IV. 6 :** Contrôle ultrasonore par immersion d'éprouvette de composite stratifié en tissu de verre

Puis nous avons mesuré le temps de transmission d'après les signaux (figures IV.7.a ; IV.7.b ; IV.7.c)



**a: Position 1**

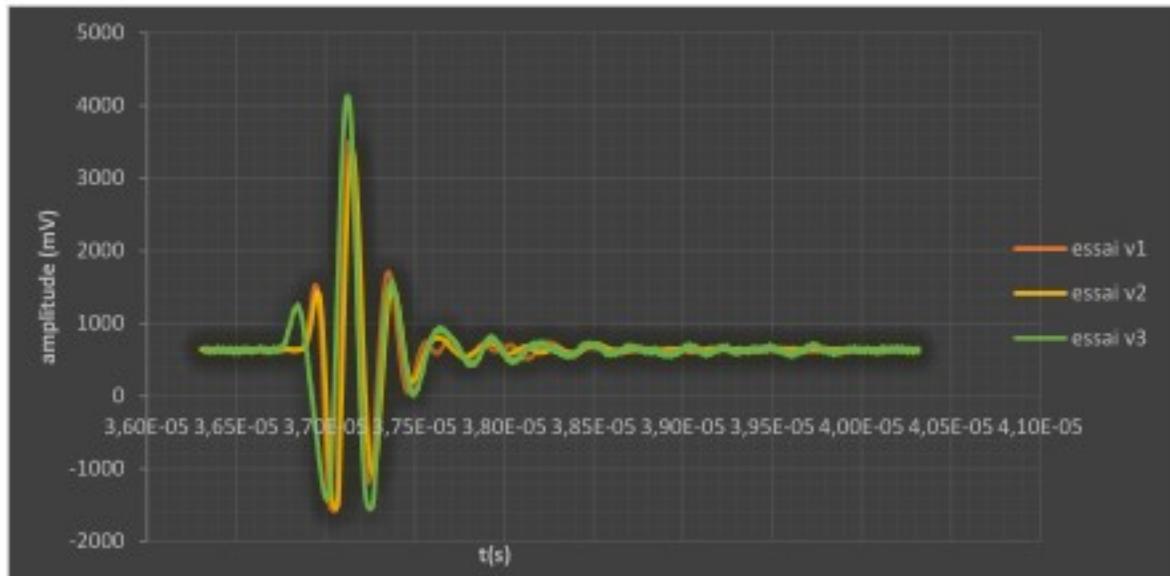


**b: Position 2**



**Figure IV. 7: a :Position 1,b :Position 2,c: Position 3**

Comparaison de trois signaux de la même éprouvette pour différentes positions (figure IV.8).



**Figure IV. 8 :** Comparaison de trois signaux

**Discussion :**

Les trois signaux sont confondus, une légère différence entre les trois positions.

L'amplitude atteinte est environ 4 V.

Les résultats de la vitesse longitudinale sont indiqués dans le tableau IV.1 d'après l'utilisation de la formule (IV.1).

**Tableau IV. 1 :** les paramètres calculés vitesse longitudinale

position	1	2	3	Moyenne
Epaisseur (mm)	2.1	2.1	2.1	2.1
$\Delta t(\mu s)$	1.1	1.4	1.4	1.3
Vitesse (m/s)	3818.18	3000	3000	3272.73

**Discussion :**

La vitesse longitudinale avant l'endommagement est environ de 3272.73 m/s avec un temps de 1.3  $\mu s$ . Les trois positions ont la même vitesse presque une petite différence si on

peut l'expliquer que lorsque nous étions élaborée la plaque il y a des défauts surfaciques comme des bulles d'air pour cela il y a une petite différence.

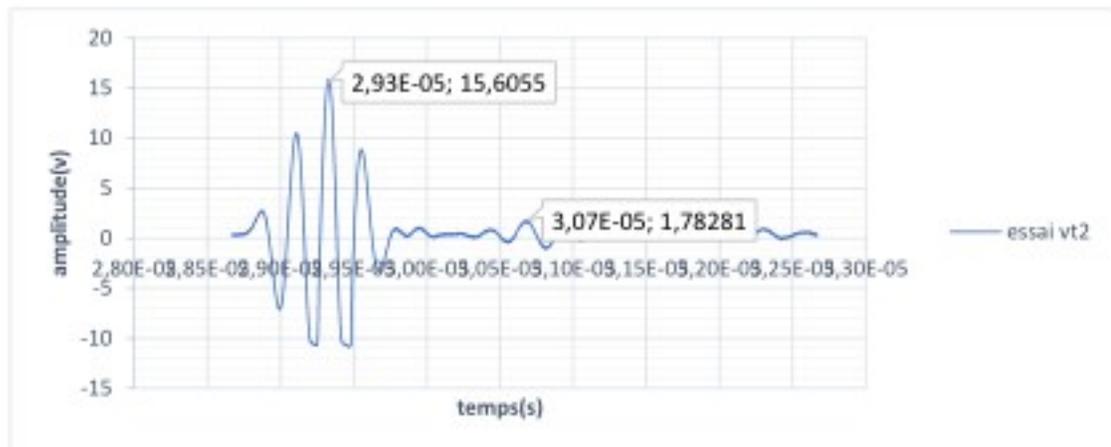
#### ***IV.3.1.2. Etat endommagé***

Nous avons entamé le même procédé que l'état saine.

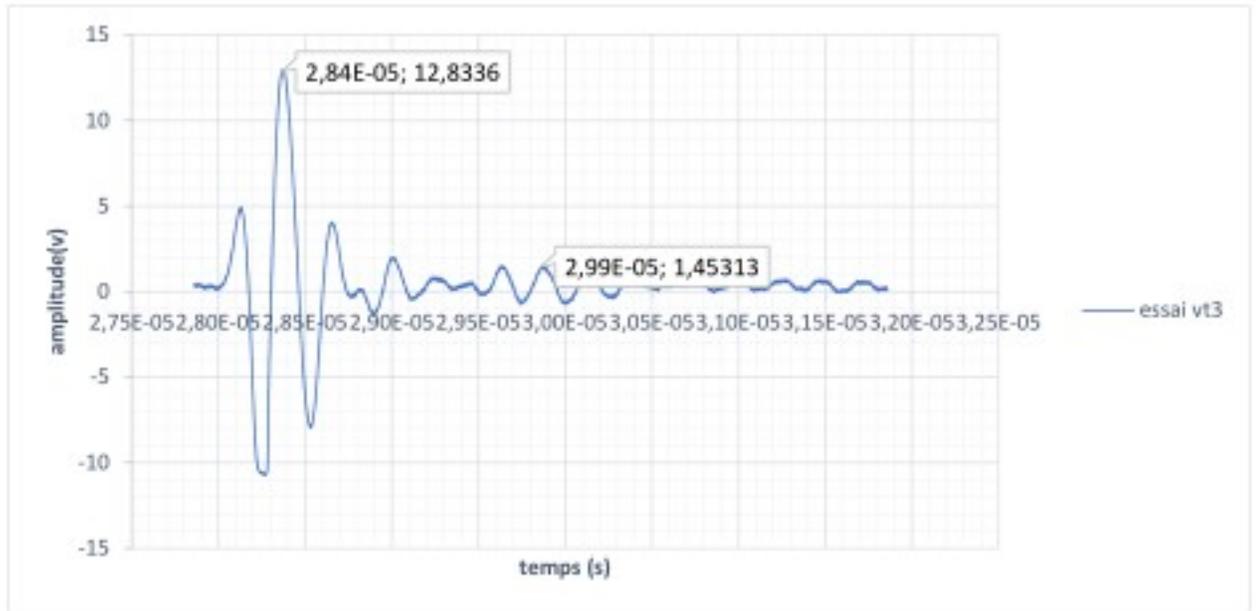
On applique une onde longitudinale pour déterminer la vitesse longitudinale, les signaux de trois positions apparaissent dans les figures (IV.9.a ; IV.9.B ; IV.9.c)



**a: Position 1**

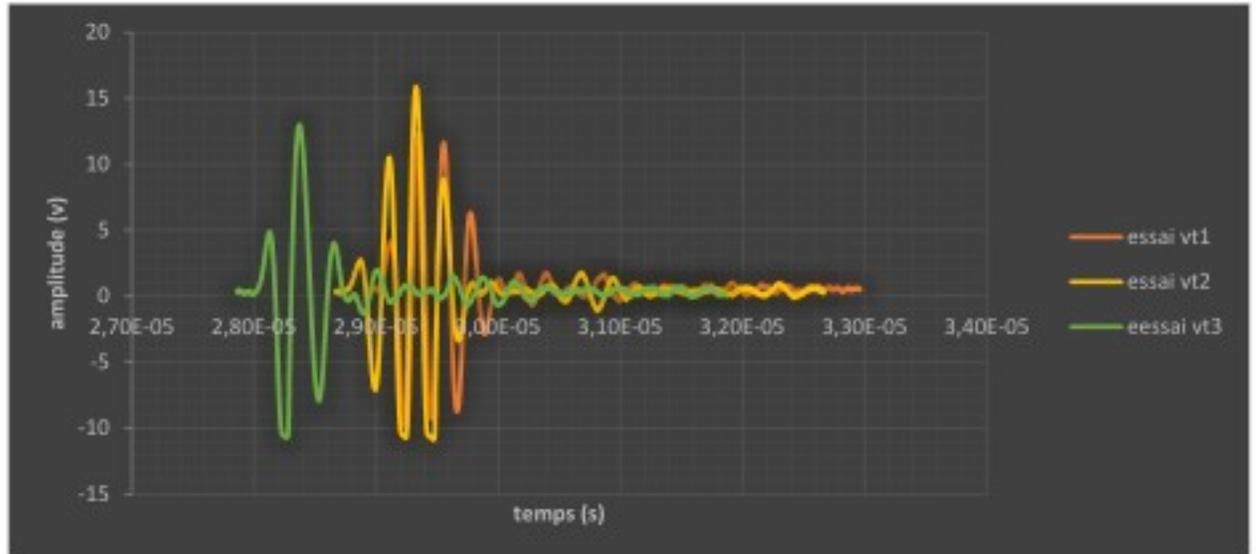


**b: Position 2**



**Figure IV. 9:** a : Position 1, b : Position 2, c: Position 3

Comparaison de trois signaux de même éprouvette pour différentes positions (figure IV.10)



**Figure IV. 10:** Comparaison de trois signaux

**Discussion :**

Il y a un décalage des signaux de trois positions avec une augmentation d'amplitude 15 V .et on remarque de l'apparition des pics secondaires.

Les résultats de la vitesse longitudinale après l'endommagement sont indiqués dans le tableau IV.2.

**Tableau IV. 2 :** la vitesse longitudinale calculée après l'endommagement.

position	1	2	3	moyenne
Epaisseur (mm)	2.08	2.07	2.07	2.07
$\Delta t(\mu s)$	1.57	1.5	1.56	1.47
Vitesse (m/s)	2649.68	2760.00	2653.85	2687.84

#### Discussion :

La vitesse longitudinale après l'endommagement est environ 2687.84 m/s avec un temps de 1.47  $\mu s$ . Il y a une différence entre la position 2 et les autres positions (1 et 3) qui sont les extrémités de l'éprouvette tel que la vitesse plus petite que le milieu et cela signifie que l'endommagement est plus prononcé aux positions 1 et 3. L'éprouvette se rompt à l'extrémité. Il a été observé lors de la caractérisation mécanique (chapitre III) ce qui renforce les résultats obtenus par ultrason.

#### *IV.3.1.3 Comparaison après et avant l'endommagement*

Le tableau IV.3 regroupe les deux états « état sain et état endommagé »

**Tableau IV. 3 :** la vitesse longitudinale avant et après l'endommagement expérimentale

	Valeur expérimentale
Vitesse longitudinale (état sain) <sub>moy</sub>	3272.73
Vitesse longitudinale (après l'endommagement) <sub>moy</sub>	2687.84
Différence %	17.87%

L'histogramme représente la comparaison entre la vitesse longitudinale avant et après l'endommagement.



**Figure IV. 11 :** comparaison vitesse longitudinale avant et après l'endommagement époxy/verre.

**Discussion :**

La vitesse après l'endommagement est diminuée ce qui signifie la présence des défauts. Ces derniers ralentissent la propagation des ondes et par conséquent font augmenter le temps.

***IV.3.1.4 Détermination des caractéristiques élastiques  $E$  et  $\nu$  après l'endommagement***

On applique une onde transversale pour déterminer la vitesse transversale, le signal apparaît dans la (figure IV.12).



**Figure IV. 12 :** Signal temporel des échos enveloppées de l'onde transversale en immersion du verre /époxy

On mesure le temps de vol dans l'échantillon et on déduit facilement la vitesse de propagation de l'onde dans notre matériau est représenté dans le tableau IV.4.

**Tableau IV. 4 :** vitesse transversale après l'endommagement.

Epaisseur (mm)	Temps( $\mu$ s)	Vitesse (m/s)
2.07	3.88	1067.01

**Commentaire :**

L'amplitude à l'état endommagement d'onde transversale est 1.5 V.

La vitesse transversale est plus petite que la vitesse longitudinale avec un temps élevé.

- ❖ Comparaison entre vitesse transversale et longitudinale

**Tableau IV. 5:** vitesse transversale et longitudinale époxy/verre

Vitesse transversale $V_T$ (m/s)	1067.01
Vitesse longitudinale $V_L$ (m/s)	2687.84

**Discussion :**

La vitesse transversale est presque la moitié de la vitesse longitudinale.

Les propriétés mécaniques sont en relation avec la vitesse et la masse volumique sont calculées en utilisant la formule (IV.4).

**Tableau IV.6:** module de Young et module de poisson calculée de stratifié en tissu de verre.

masse volumique $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	1888.99
Vitesse transversale $V_T$ (m/s)	1067.01
Vitesse longitudinale $V_L$ (m/s)	2687.84
Module de Young $E$ (GPa)	13.65
Module de poisson $\nu$	0.34

### *IV.3.2. Composite stratifié EPOCAST 50 A1/tissu en de carbone (taffetas)*

#### *IV.3.2.1 Etat saine (avant l'endommagement)*

o

n  
suit  
le  
mê  
mep  
ro  
céd  
e  
que



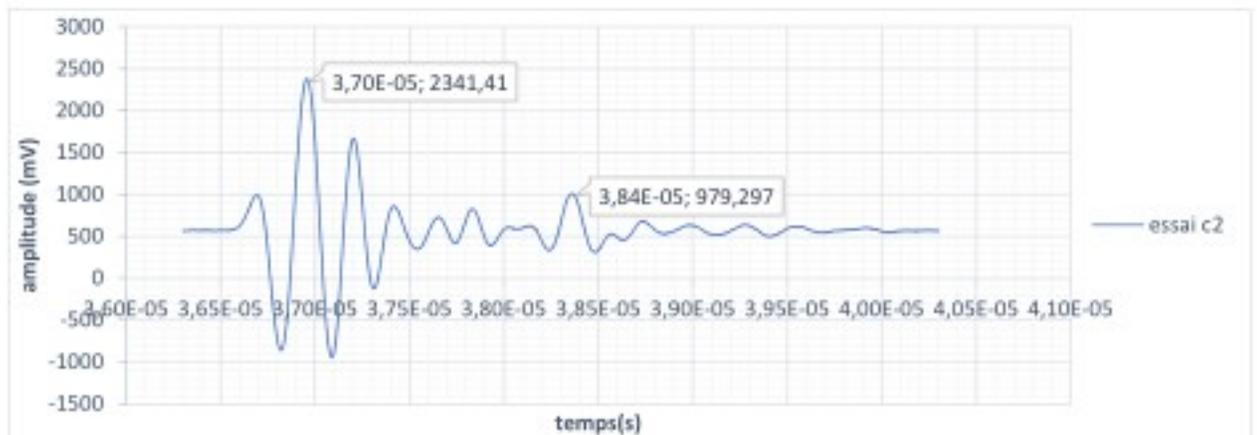
le stratifié en tissu de verre (figure IV.13)

**Figure IV. 13 :** *Contrôle ultrasonore par immersion d'éprouvette de composite stratifiée en tissu de carbone*

Les signaux obtenus sont présentés sur les figures (IV.14.a ; IV.14.b ; IV.14.c)



**a :** Position 1



**b :** Position 2

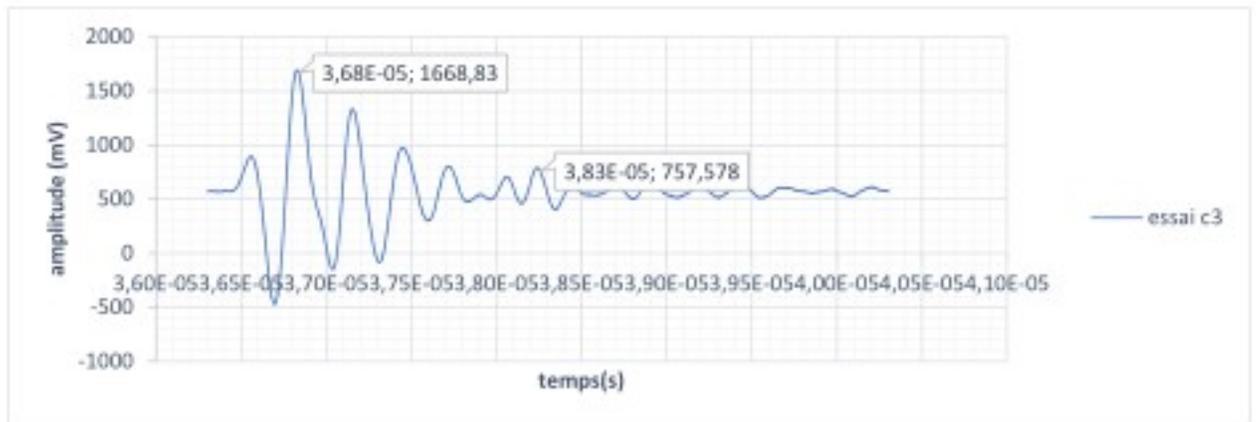


Figure IV. 14: a : Position 1, b : Position 2, c: Position 3

Comparaison de trois signaux de la même éprouvette pour différentes positions (figure IV.15)

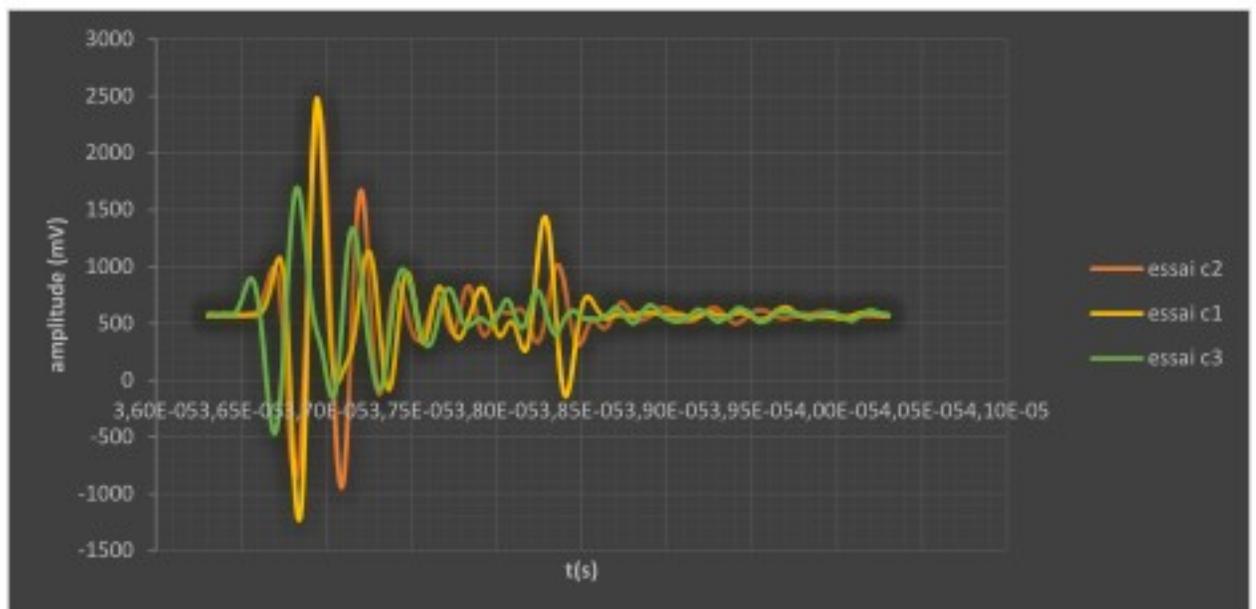


Figure IV. 15: Comparaison de trois positions

**Discussion :**

Les trois signaux sont confondus, une légère différence avec une amplitude maximale de 2.5 V

A partir de ces échos, on mesure le temps puis on détermine la vitesse longitudinale selon la formule (1), Tableau IV.7

**Tableau IV.7:** la vitesse longitudinale avant l'endommagement

position	1	2	3	moyenne
Epaisseur (mm)	2.1	2.1	2.1	2.1
$\Delta t(\mu s)$	1.3	1.4	1.5	1.4
Vitesse (m/s)	3230.77	3000	2800	3010.26

**Discussion:**

La vitesse longitudinale de stratifié en fibre de carbone avant l'endommagement est environ 3010.26 m/s .mais il y a une petite différence entre la vitesse de trois positions.

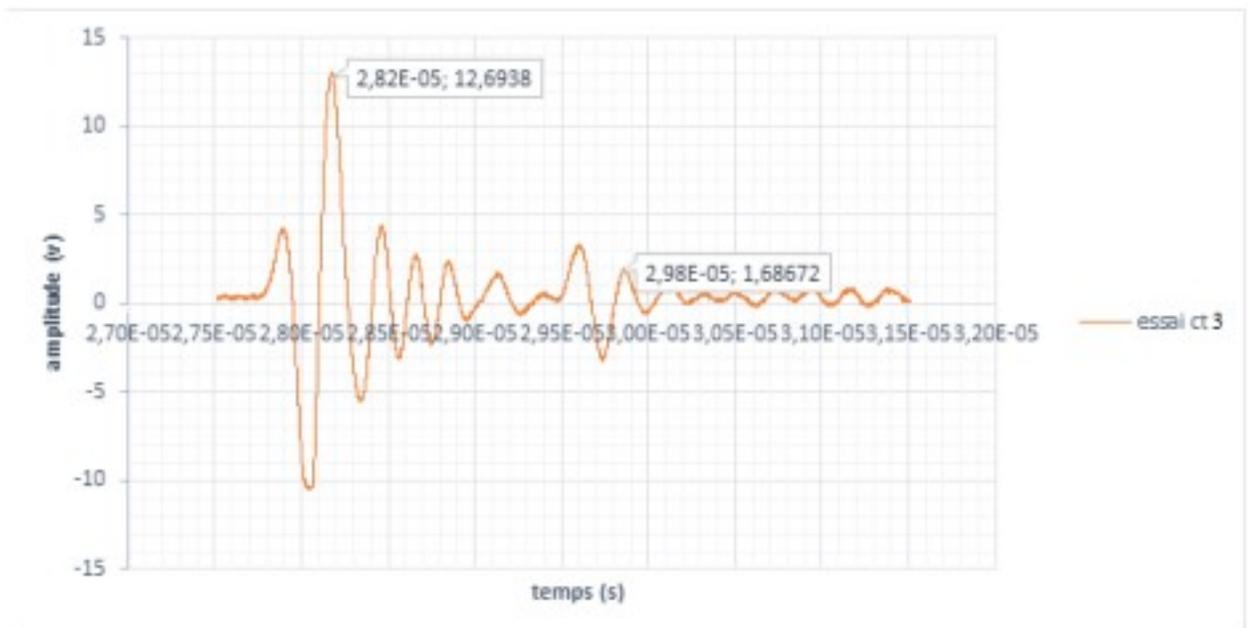
**IV.3.2.2. Etat endommagé**

Nous avons entamé le même procédé que l'état saine. Les signaux obtenus sont présentés sur les figures (IV.16.a ;IV.16.b ; IV.16.c)

**a : Position 1**

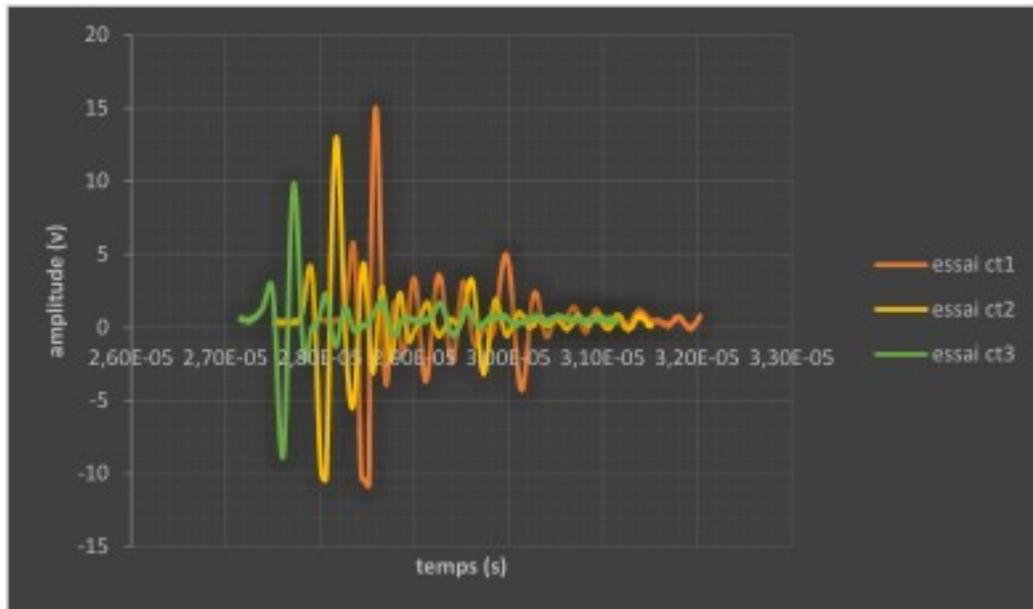


**b : Position 2**



**Figure IV. 16 : a : Position 1, b : Position 2, c: Position 3**

La comparaison des signaux de trois positions est présenté sur la (figure IV.17).



**Figure IV. 17 :** Comparaison des signaux de trois positions

**Discussion :**

La figure IV.17 montre bien que les amplitudes caractérisent chaque position. Il est observé que dans l'état endommagé les amplitudes augmentent jusqu'à 15 V.

A partir de ces échos, on mesure le temps puis on détermine la vitesse longitudinale en utilisant la formule (1), Tableau IV .8

**Tableau IV. 8 :** la vitesse longitudinale après l'endommagement

position	1	2	3	moyenne
Epaisseur (mm)	2.06	2.07	2.07	2.1
$\Delta t(\mu s)$	1.3	1.9	1.6	1.6
Vitesse (m/s)	3169.23	2178.94	2587.50	2645.22

**Discussion:**

La vitesse longitudinale après l'endommagement est environ 2645.22m/s. la vitesse en position 2 (milieu) est plus petite avec un temps élevé par rapport aux autres positions (1 et 3) et cela signifie que l'endommagement est plus au milieu. L'éprouvette se rompt à

l'extrémité. Il a été observé lors de la caractérisation mécanique (chapitre III) ce que renforce les résultats obtenus par ultrason.

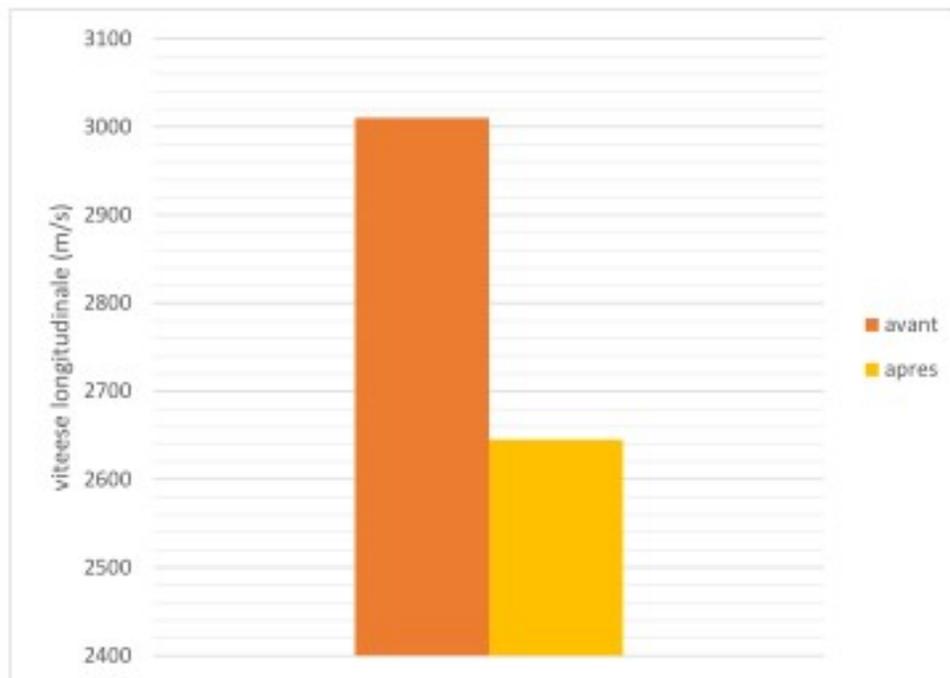
#### IV.3.1.3 Comparaison après et avant l'endommagement

Le tableau IV.9 regroupe la vitesse longitudinale avant et après l'endommagement.

**Tableau IV. 9 :** la vitesse longitudinale avant et après l'endommagement

	Valeur expérimentale
Vitesse longitudinale (état sain) <sub> moy</sub>	3010.26
Vitesse longitudinale (après la traction) <sub> moy</sub>	2645.22
Différence %	12.13

L'historgramme représente la comparaison entre la vitesse longitudinale avant et après l'endommagement.



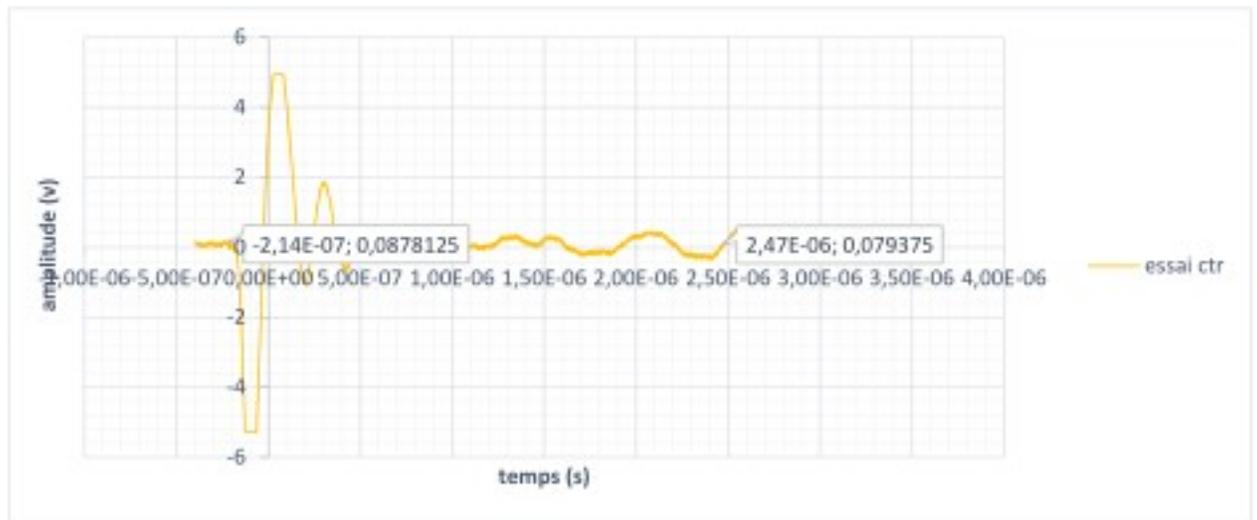
**Figure IV. 18 :** comparaison vitesse longitudinale avant et après l'endommagement époxy/carbone

**Discussion :**

La vitesse après l'endommagement diminue, cela signifie la présence des fissures qui ralentissent la propagation des ondes et par conséquent fait augmenter le temps.

**IV.3.1.4 Détermination des paramètres élastique  $E$  et  $\nu$** 

On applique une onde transversale pour déterminer la vitesse transversale, le signal apparaît dans la figure IV.19



**Figure IV. 19 :** Signal temporel des échos enveloppés de l'onde transversale en immersion du carbone /époxy.

Le résultat de la vitesse transversale est obtenu par l'utilisation de la formule (IV.1) est présenté dans le tableau IV.10.

**Tableau IV. 10 :** vitesse transversale calculée après l'endommagement.

Epaisseur (mm)	Temps ( $\mu$ s)	Vitesse (m/s)
2.07	2.68	1544.78

**Discussion:**

La vitesse transversale est 1544.78m/s avec un temps de l'ordre 2.68  $\mu$ s et une amplitude de 5V

❖ Comparaison entre vitesse transversale et longitudinale après l'endommagement

**Tableau IV. 11:** vitesse transversale et longitudinale après l'endommagement époxy/carbone

Vitesse transversale $V_T$ (m/s)	1544.78
Vitesse longitudinale $V_L$ (m/s)	2645.22

**Discussion :**

La vitesse transversale est presque la moitié de la vitesse longitudinale.

On détermine Les propriétés mécaniques en utilisant la formule IV.3 les résultats sont présenté dans le tableau IV.12

**Tableau IV. 12:** les caractéristiques élastiques calculées de stratifié en tissu de carbone.

masse volumique $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	1478.61
Vitesse transversale $V_T$ (m/s)	1567.16
Vitesse longitudinale $V_L$ (m/s)	2645.22
Module e Young E (GPa)	10.68
Module de poisson $\nu$	0.24

## ***Conclusion générale***

### *Conclusion générale*

Actuellement l'aéronautique utilise de plus en plus de matériaux composites en déployant une stratégie de reconvention des anciennes structures métalliques en matériaux nouveaux tel que les composites stratifiés époxy/verre –carbone

Dans le cadre de ce projet d'ingénieur, nous avons caractérisé trois types de composites à savoir : époxy/tissu de verre, époxy/tissu de carbone et époxy/fibre de carbone ces composites utilisées dans la maintenance de la flotte d'air Algérie. La caractérisation consiste à effectuer des tests mécaniques de traction et flexion en 3 points sur éprouvettes produites à partir de plaques élaborées.

Après analyse, on tire les conclusions suivantes :

- Les éprouvettes en composite stratifié en fibres de carbone est plus rigide que les fibres en verre. ce résultat est attendu.
- Les stratifiés en fibres de carbone UD sont plus résistants et plus rigides que les stratifiés en tissu de carbone TAFFETAS.
- Les échantillons époxy/verre et époxy/carbone ont une grande résistance à la flexion
- Le module de Young calculé après endommagement par contrôles non destructifs(CND) diffère du module Calculé par essai de traction cela montre que l'atténuation des ultrasons est très élevée, causé par le phénomène d'endommagement à savoir : le délaminage et cisaillement inter laminaire.
- la technique d'ultra-son permet de prédire les dommages et les fissures dans les structures endommagées. La diminution de la vitesse longitudinale signifié l'existence des défauts et des défaillances plus

Une étude approfondie aussi bien de point vue expérimentale, que modélisation numérique permettre une meilleure appréciation de ces composites.

## ***bibliographie***

- [1] Matériaux composite ,Daniel GAY,6 eme édition
- [2] Mécanique de matériaux et structure composite ,Jean MARIE BERTHELORT ,page 55
- [3] Ménéralité sur les matériaux composites,Laurent GORNET ,ecole d'ingenieur 2008
- [4]Contrôle Non-Destructif, par la Technique Ultrasonore,Des Matériaux Composites,ABIDASATOUR
- [5] Contrôle non destructif, Technique de l'ingénieur, traité Mesures et Contrôle, 1996, pp. 34-41. Dumont-Fillon J.,
- [6] Introduction to NDT of Composites, LaRiviere S.G.,
- [7] Avances in phased array ultrasonic technology application, Olympus, Chapitre 1, 2007.
- [8] Industrial inspection of composite and metallic aerospace structures using Laser ultrasonics, Honlet Optical Systems GmbH.
- [9] NDT of free formed CFRP composites with laser ultrasonic, Focke O., Kalms M., Kopylow C., Asia Pacific Conference on NDT, 2006.
- [10] Review of advanced ultrasonic techniques for aerospace structures, NDT.net, Trétout H., Vol. 3, n°9, 1998.
- [11] La thermographie infrarouge stimulée, une nouvelle technique de contrôle sur les lignes de production Maillard S., Cadith J., Walaszek H., et alii, , 2004.
- [12] Pulse Phase Infrared Thermography, Electrical and Computing Engineering Dept, Maldague X., Marinetti S., Canada.
- [13] Review and comparison of shearography and active thermography for nondestructive evaluation, Hung Y.Y., Chen Y.S., S.P. Ng, et al., Materials Science and Engineering R, 2009, pp. 73-112.
- [14] Measurement of thermal stress and prediction of fatigue for sts using lock-in thermography, Won-Tae Kim, Dr Main-Yong Choi, Dr Yong Hak Huh, 12th-PCNDT 2006 – Asia-Pacific Conference on NDT, New Zealand, 2006.
- [15] Analyse des propriétés mécaniques de composites taffetas verre/matrice acrylique en relation avec les propriétés d'adhésion des fibres sur la matrice .Zakariya BOUFAIDA.2015
- [16] Standard :BMS9-3 Rev : (T) 25-AUG-2006