



République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la  
Recherche Scientifique Université A. M. OULHADJ –  
Bouira



Faculté des Sciences et des Sciences Appliquées  
Département de Génie civil

# Mémoire

Présenté par

**MEBARKI SOUAD**

Pour l'obtention du diplôme de

## MASTER 02

Filière : GENIE CIVIL

Spécialité : **Ingenieur des matériaux de construction**

Etude du l'effet de matrice sur le  
comportement des stratifiés carbone-epoxy

Soutenu le 13/07 / 2016

Devant le jury composé de :

KENNOUCHE	SALIM	MCB	Président
HAMI	Brahim	MAA	Examineur.
MESBOUA	Nouredine	MAA	Examineur
ARIBI	Chouaib	MAA	Promoteur

## DEDICACES

---

*Je dédie Mon travail:*

*A ma très chère mère qui n'a pas cessé de prier pour moi.*

*A mon très cher père qui m'a toujours encouragé.*

*A mes sœurs, Hanane et Sara.*

*A mon chère frère Mohammed Salah.*

*A la mémoire de mon oncle.*

*A mes enseignants sans exception pour leurs efforts afin de m'assurer  
une formation solide.*

*A tous mes amis.*

*Que Dieu vous préserve Santé, réussite et bonheur.*

*Mebarki Souad*

## REMERCIEMENTS

---

*Je remercie le tout puissant qui m'a donné la force et la patience pour l'accomplissement de ce travail. Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à monsieur ARIBI CHOUAIB qu'il m'a attribué pour ses orientations, ses précieux conseils et sa disponibilité.*

*Mes sincères remerciements au professeur KENNOUCHE pour avoir bien accepté d'être président de jury. Un grand merci au monsieur HAMI, pour avoir accepté d'être membre de jury, j'exprime mes remerciements au monsieur MESBOUA, pour avoir ainsi accepté d'être membre de jury.*

*J'adresse mes remerciements au monsieur BASAIDE directeur de base maintenance d'air Algérie ainsi que ses responsables pour m'avoir permis de réaliser mon projet de fin d'étude dans cette société.*

*Merci à ma famille qui m'a vraiment encouragé de bien et de mal, mes amis surtout mes proches amis Mustapha, Rima et Salwa pour leurs soutiens et leur encouragements et à tous ceux qui de près ou de loin m'ont aidé à l'aboutissement de ce modeste mémoire.*

## RESUME

### Résumé

Ce travail traite l'élaboration de plaques stratifiées en matériaux composites par deux méthodes sous vide et méthode de patch, en utilisant trois types de résines époxy : EPOCASTA50-1, résine sans dilution G50 et résine diluée G35. Afin de pouvoir faire une étude de l'influence de la matrice sur le comportement mécanique des matériaux composites stratifiés et comparer entre ces différentes variations.

La matrice utilisée pour l'aéronautique est complètement élastique de point de vue mécanique. La dilution de la matrice epoxy permet d'améliorer l'adhérence inter faciale, ce qui permet d'améliorer les paramètres mécanique (module de Young et contrainte max) par contre, les matrices élastiques présentent des contrainte et module inférieurs. Les résines qui existent actuellement dans le marché Algérien ne peuvent pas remplacer la résine destinée pour l'aéronautique sous les considérations de comportement au fluage.

**Mots clés :** matrice époxy, fibre de carbone, diluant, matériaux composites.

### Abstract

This work treats the preparation of laminated plates of composite materials by two methods, vacuo and method of patch, using three types of epoxy resins: EPOCASTA50-1, G50 resin and without dilution diluted resin G35. In order to make a study of the influence of the matrix on the mechanical behavior of laminated composites and compare between these variations.

The epoxy matrix used for aviation is completely elastic in mechanical standpoint. Diluting the epoxy matrix improves the interfacial adhesion, which improves the mechanical parameters (Young's modulus and maximum stress) against by the elastic matrices exhibit lower stress and modulus. The resin currently exist in the Algerian market cannot replace the resin intended for aeronautics under the creep behavior considerations.

**Keywords:** epoxy matrix, carbon fiber, thinner, composite materials.

### ملخص

يعالج هذا العمل كيفية انشاء صفائح من المواد المركبة باستعمال طريقتين الاولى تقنبة افراغ الهواء و الثانية استعمال جهاز بلمار يدعى انتاج هذه اللوحات من خلال تنويع نوعية الالياف (كربون) و نوعية الصمغ و هذا من اجل دراسة تاثير الصمغ على سلوك الميكانيكي للمواد المركبة ثم المقارنة بين هذه النوعيات المختلفة. الصمغ المستعمل في مجال الطيران ذو سلوك مرن من وجهة نظر ميكانيكي التأثير في نوعية الصمغ يسمح بانسجام الداخلي بين الصمغ و الالياف المستعملة و هذا من اجل تحسين الخصائص الميكانيكية (معامل المرونة...) على عكس الصمغ الغير المعالج له سلوك اقل من وجهة نظر ميكانيكية. الصمغ الموجود حاليا في الاسواق الجزائرية لا يمكن تعويضها او تبديلها دون اعتبار سلوكها امام تطبيق قوة تصل الى 80% من القوة القصوى للمادة مع مرور الزمن من اجل الحصول على الهدم الكلي للصمغ المستعمل. كلمات مفتاحية: صمغ، اليف الكربون، مضافات مواد مركبة.

# SOMMAIRE

## SOMMAIRE

1. INTRODUCTION GENERAL.....	1
I.1 INTRODUCTION.....	3
I.2 Constituants des matériaux composites .....	4
I.2.1 Matrice .....	4
I.2.1.1 Cas matrice époxy .....	7
I.2.1.1.1 Constituant de la résine époxy .....	7
I.2.1.1.1.1 Un monomère.....	7
I.2.1.1.1.2 DURCISSEUR.....	8
I.2.1.1.1.3 Additifs.....	9
I.2.1.1.2 Réticulation de la résine époxy.....	11
I.2.1.1.3 PROPRIETES DE résine époxy dans SON ETAT durci.....	12
I.2.1.1.4 CONCLUSION .....	13
I.2.2. RENFORT .....	15
I.2.2.1 Différentes Types DE RENFORT.....	16
I.2.2.1.1 Fibre de carbone .....	19
I.2.2.1.1.1 Procède de fabrication de fibre de carbone .....	20
I.2.2.1.1.2 Différentes classes de fibre de carbone .....	22
I.2.2.1.1.3 Propriétés mécaniques de fibre de carbone .....	22
2. STRATIFIE.....	24
2.1 Types des stratifiés .....	24
2.2 Pli unidirectionnel (monocouche).....	28
2.1.3. Homogénéisation simplifiée ‘bornes Voigt et Reuss’ .....	37
2.5 Essai de traction hors axes .....	39
2.6 Essai de cisaillement inter – laminaire .....	40
4. INTRODUCTION .....	47
4.1 Caractérisations mécaniques des matrices.....	48
4.1.1 Matrice Epocast 50-A1 .....	49
4.1.2 Matrice G50.....	51
4.1.3 Matrice G 35.....	52
4.2 Caractérisation du renfort utilise .....	53
4.2.1 Fibre de carbone unidirectionnel .....	53
4.2.2 Tissu de fibre de carbone.....	55
4.3 Elaboration des matériaux composites .....	57
4.3.1 Élaboration par sous vide.....	57
4.3.2 Elaboration par la méthode de patch (tapie chauffant) .....	59
4.4 Caractérisation des plaques composites élaborée.....	61
4.4.1 Caractérisation physique.....	61
4.4.1.1 Détermination de la masse volumique.....	61
4.4.1.2 Taux massique et volumique de renfort.....	62
4.4.2 Caractérisation mécanique des plaques stratifiées.....	62
4.4.2.1 Plaques unidirectionnelle.....	62
4.4.2.2 Plaques bidirectionnelles .....	65
4.4.2.3 Plaque d’adhérence.....	67
4.4.3 Essais de Fluage.....	73
4.4.3.1 Stratifiés carbone taffetas .....	73
4.4.3.2 Stratifié d’adhérence 1/1.....	76
5. Conclusion générale .....	80
6. Références bibliographiques... ..	81

## LISTE DES FIGURES

<b>Figure 1.</b> différentes bases pour classification des composites.....	3
<b>Figure 2.</b> Réticulation de résine styrène.....	5
<b>Figure 3.</b> Synthèse des résines à base de bisphénol A.....	8
<b>Figure 4.</b> différents états de la résine.....	11
<b>Figure 5.</b> Analyse thermique du durcissement d'une résine.....	14
<b>Figure 6:</b> différents types de renfort selon leur nature.....	16
<b>Figure 7:</b> Différentes formes de renforts continus.....	19
<b>Figure 8:</b> Structure de la fibre de carbone (d'après Phillips, 1989).....	19
<b>Figure 9.</b> Procède de fabrication de fibre de carbone à partir de (PAN).....	22
<b>Figure 10.</b> Structure d'un stratifié.....	24
<b>Figure 11.</b> Stratifié croisé.....	25
<b>Figure 12.</b> Stratifié quasi-isotrope.....	27
<b>Figure 13.</b> pli à renforcement unidirectionnel.....	28
<b>Figure 14.</b> Représentation d'un renfort unidirectionnel.....	28
<b>Figure 15.</b> Structure d'un matériau composite unidirectionnel.....	29
<b>Figure 16.</b> .essai de traction longitudinale.....	30
<b>Figure 17.</b> .orientation de stratifie dans le plan moyen.....	35
<b>Figure 18.</b> Traction longitudinale.....	39
<b>Figure 19.</b> Traction transversale.....	39
<b>Figure 20.</b> Traction hors axes.....	40
<b>Figure 21.</b> Flexion sur appuis rapprochés pour le cisaillement inter-laminaire.....	41
<b>Figure 22.</b> Mesure du cisaillement inter-laminaire par compression.....	42
<b>Figure 23.</b> Eprouvette de traction pour mesure du cisaillement inter-laminaire.....	42
<b>Figure 24.</b> Éprouvette « hors-taxes » 10° pour la mesure du cisaillement inter-laminaire.....	43
<b>Figure 25.</b> Principe de l'essai d'Iosipescu.....	43
<b>Figure 26.</b> Dimensions de l'éprouvette haltère.....	48
<b>Figure 27.</b> Essai de traction sur la machine Zwick.....	48
<b>Figure 28.</b> Matrice EPOCAST 50-A1.....	48
<b>Figure 29.</b> Durcisseur (HARDENER 9816).....	49
<b>Figure 30.</b> Comportement de résine EPOCAST50-A1 en traction.....	50
<b>Figure 31.</b> Comportement de résine G50 en traction.....	51
<b>Figure 32.</b> Comportement de résine G 35 en traction.....	52
<b>Figure 33.</b> Comportement en traction des matrices utilisée.....	53
<b>Figure 34.</b> Fibre de carbone Le SikaWrap®-230 C/45.....	54
<b>Figure 35.</b> Comportement en traction des mèches en carbone unidirectionnel.....	54
<b>Figure 36.</b> Tissu de fibre de carbone.....	55
<b>Figure 37.</b> Banc d'essai de traction sur tissu de carbone.....	56
<b>Figure 38.</b> Comportement en traction des fibres en carbone taffetas.....	56
<b>Figure 39.</b> Plaque de carbone UD/injecte 812 élabore.....	57
<b>Figure 40.</b> schéma des étapes du moulage sous vide.....	58
<b>Figure 41</b> Console ANITA NG 9201.....	59
<b>Figure 42.</b> schéma des étapes du moulage sous vide (methode de patch).....	60
<b>Figure 43.</b> Phase de pesage.....	61
<b>Figure 44.</b> éprouvettes découpées.....	63
<b>Figure 45.</b> éprouvettes talonnées.....	63
<b>Figure 46.</b> Banc d'essai de traction.....	63
<b>Figure 47.</b> Rupture d'éprouvette après traction.....	64
<b>Figure 48.</b> Comportement en traction des stratifiés en carbone unidirectionnel.....	64

## LISTE DES FIGURES

---

<b>Figure 49.</b> Comportement en traction des stratifiées Epocast/taffetas carbone .....	65
<b>Figure 50.</b> Comportement en traction des stratifiées G 35/taffetas carbone .....	66
<b>Figure 51.</b> Comportement en traction des stratifiées Ep,G 35/taffetas carbone .....	
<b>Figure 52.</b> Forme prismatique des éprouvettes d'adhérence.....	67
<b>Figure 53.</b> Eprouvette d'adhérence 1/1 après traction .....	67
<b>Figure 54.</b> Comportement en traction des stratifiées 1/1 Ep.....	68
<b>Figure 55.</b> Comportement en traction des stratifiées 1/1 G35 .....	68
<b>Figure 56.</b> Comportement en traction des stratifiées 1/1 G50 .....	69
<b>Figure 57.</b> Comportement en traction des stratifiées 1/1 Ep, 1/1 G35 et 1/1 G50.....	69
<b>Figure 58.</b> Eprouvette d'adhérence 4/4 après traction .....	70
<b>Figure 59.</b> Comportement en traction des stratifiées 4/4 G35 .....	71
<b>Figure 60.</b> Comportement en traction des stratifiées 4/4 G50 .....	71
<b>Figure 61.</b> Comportement en traction des stratifiées 4/4 G35 et 4/4 G35 .....	72
<b>Figure 62.</b> Comportement en fluage par traction	
<b>Figure 63.</b> Evolution de module de fluage.....	73
<b>Figure 64.</b> Evolution de la déformation par fluage	
<b>Figure 65.</b> Evolution de la contrainte de fluage.....	73
<b>Figure 66.</b> Evolution des paramètres de fluage des stratifiées taffetas carbone /Epocast.....	74
<b>Figure 67.</b> Evolution de la déformation par fluage	
<b>Figure 68.</b> Evolution de module de fluage.....	75
<b>Figure 69.</b> Evolution de la contrainte de fluage	
<b>Figure 70.</b> Comportement en fluage par traction.....	75
<b>Figure 71.</b> Evolution des paramètres de fluage des stratifiées taffetas carbone /G 35 .....	75
<b>Figure 72.</b> Evolution de module de fluage	
<b>Figure 73.</b> Evolution de la déformation par fluage.....	76
<b>Figure 74.</b> Evolution des paramètres de fluage des stratifiées 1/1 Epocast .....	76
<b>Figure 75.</b> Evolution de module de fluage	
<b>Figure 76.</b> Evolution de la déformation par fluage.....	77
<b>Figure 77.</b> Evolution des paramètres de fluage des stratifiées 1/1 G50.....	77
<b>Figure 78.</b> Evolution de module de fluage	
<b>Figure 79.</b> Evolution de la déformation par fluage.....	78
<b>Figure 80.</b> Evolution des paramètres de fluage des stratifiées 1/1 G35.....	78

## LISTE DES TABLEAUX

---

Tableau 1. Principales différences entre les thermodurcissables et les thermoplastiques.....	6
Tableau 2. Propriétés mécanique de résine époxy réticule.....	13
Tableau 3. Les propriétés de différentes fibres selon leurs natures.....	16
Tableau 4. Caractéristiques des fibres de carbone comparées à celles des fibres de verre E.....	23
Tableau 5. Propriétés d'une stratifié miroir.....	36
Tableau 6. Caractéristique technique de résine Epocast 50-A 1.....	49
Tableau 7. Paramètres mécaniques sont déterminés par traction.....	50
Tableau 8. Caractéristique technique de résine G50.....	51
Tableau 9. Paramètres mécaniques de résine G50.....	51
Tableau 10 : paramètre mécanique de résine G 35.....	52
Tableau 11 . Caractéristiques techniques de fibre de carbone unidirectionnel.....	53
Tableau 12. Paramètre mécanique des mèches de carbone par essai de traction.....	55
Tableau 13 : Caractéristique de fibre de verre D.....	55
Tableau 14 Propriétés de system tapie chauffante.....	59
Tableau 14. Résultats des masses volumiques obtenus.....	62
Tableau 16. Taux massique par essai de calcination.....	62
Tableau 17. Paramètres mécaniques de traction des éprouvettes unidirectionnels.....	64
Tableau 18. Paramètre mécanique de traction des éprouvettes en carbone taffetas.....	66
Tableau 19 : Paramètre mécanique des éprouvettes type 1/1.....	69
Tableau 20 : Propriétés mécaniques calculés des éprouvettes d'adhérence type 4/4.....	72

## I. INTRODUCTION GENERAL :

A l'heure actuel, les impacts environnementaux et les coûts économiques de l'industrie nécessitent à remplacer la forme massive des matériaux par leurs extraits sous forme filamentaire, ce qui permet d'augmenter la cadence de production, et d'aller vers la généralisation d'une famille des produits dites matériaux composites qui permet de réaliser des formes géométriques simples ou compliquées, très légère toute en assurant la performance mécanique nécessaire, de ces effets, le domaine aéronautique est fortement concerné par ces matériaux , actuellement plus de 50% de Boeing sont des composites, ce qui permet d'alléger la structure et par suite diminuer la consommation des carburants, donc minimiser l'émission de CO<sub>2</sub>.

Ces matériaux sont facilement utilisables et remplaçables, les compagnies aériennes comme Air Algérie, sont généralement équipées par des ateliers de maintenance dans lesquelles on remplace et on répare les parties endommagées des matériaux composites.

Le choix des éléments de constitution est un critère liée directement par le fabricant d'avion, dans ce cadre par exemple, Boeing exige pour la maintenance de ces avions, d'utiliser des résines et des renforts bien déterminer, et de provenance bien déterminée ! le problème qui se pose c'est que : *y-a-t-il une possibilité de remplacer ces produits par des produits semblables existant dans le marché local avec des couts inférieurs ?*

Le cadre général de notre travail s'articule sur ce problème, le manuscrit est divisé en trois partie, la première partie théorique commence par la présentation des éléments constituants de matériaux composites étudiées, à savoir : la matrice et le renfort.

Dans le cas de la matrice (précisément époxy) en discute sur leurs aspects chimiques et ces conséquences sur les propriétés mécaniques. Concernant le renfort (précisément carbone) en clarifier les étapes de fabrication, et les propriétés mécaniques de différents types.

La deuxième partie est une présentation générale de l'aspect mécanique de stratifié composite, et ces propriétés élastiques en fonction de leurs architectures, en détaille sur le cas de stratifie unidirectionnel, les essais de caractérisation expérimental pour calculer ces paramètres sont mentionnés à la fin de ce chapitre.

## INTRODUCTION GENERALE

---

En commence la partie expérimentale dans le troisième chapitre par caractérisation des éléments entrant dans l'élaboration des stratifiés unidirectionnels et bidirectionnels en fibre de carbone de différentes résines époxy, ensuite, ces matériaux sont caractérisés par différents technique, afin de comprendre le rôle de la matrice, et de discuter les critères de choix.

L'ensemble de ce travail se termine par une conclusion générale sur les résultats trouvés, et des Recommandations qui permettent de clarifie de plus en plus ces axes de recherche.

## I.1. INTRODUCTION :

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont les performances sont supérieures à celles des composants pris séparément [1]. La classification des composites se fait selon la nature de ces deux phases constituants qui généralement sont des résultats de l'association entre : polymère, métal ou céramique et des renforts (architecture, nature différentes) (comme représente ci-dessous ),arrangées et orientées en sens différent d'une couche à l'autre afin d'obtenir un matériau hétérogène et anisotrope permet d'avoir des propriétés fortement optimal, l'incorporation des charges et des additifs modifier la structure et la nature de matériau permet d'améliorer la qualité de matériau face à des certaines utilisations (légèreté, rigidité à un effort ...), et explique l'utilisation croissante des matériaux composites dans différents secteurs industriels. Néanmoins, la description fine des composites restes complexe du point de vue mécanique.

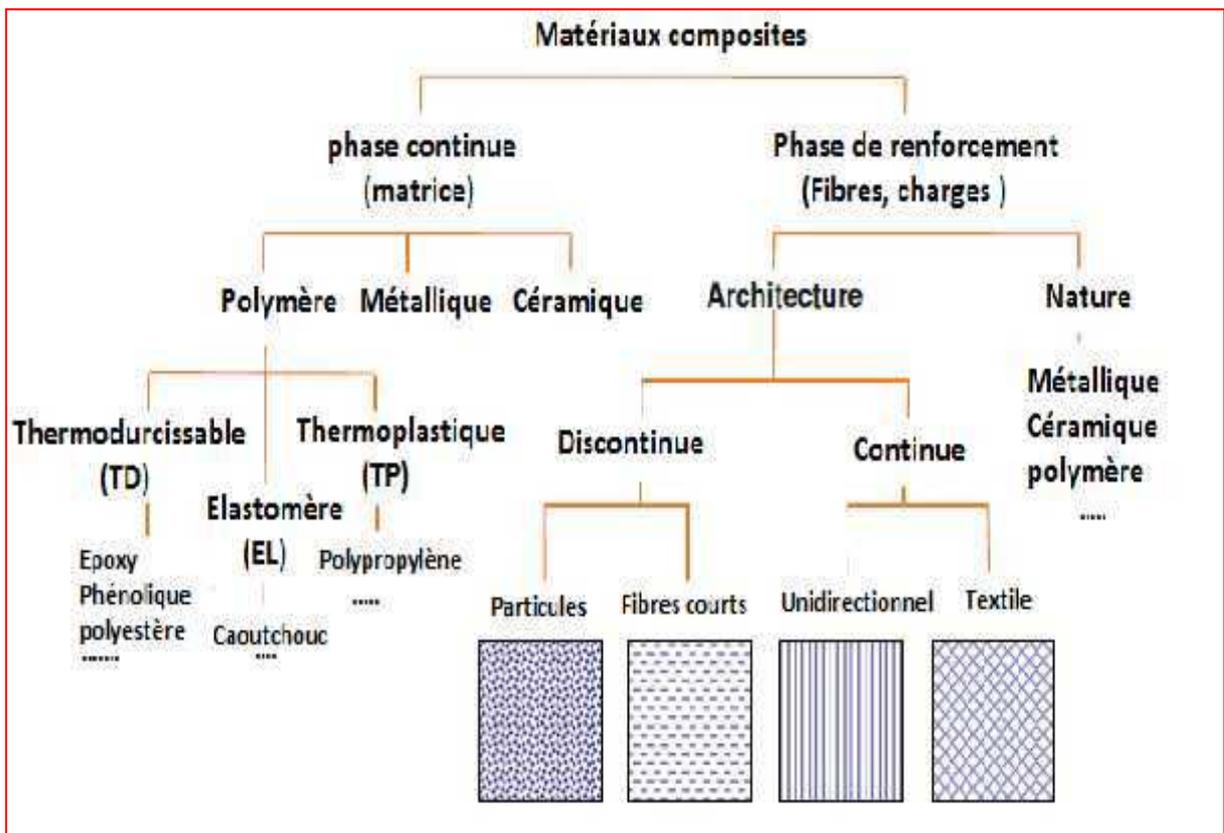


Figure 1: différentes bases pour classification des composites [2].

### **I.2. CONSTITUANTS DES MATERIAUX COMPOSITES :**

En général les constituants principaux d'un matériau composite sont : la matrice, le renfort et l'interface. D'autres cas des charges et des additifs peuvent être utilisés suivant les domaines d'utilisations [3].

#### **I.2.1 MATRICE:**

Dans un matériau composite, le terme matrice désigne la matière solide qui entoure les Renforts pour former une masse compacte. Le premier rôle de la matrice est de maintenir les Renforts dans une forme compacte et de donner la forme voulue au produit final. Elle sert Également à protéger les fibres contre l'abrasion et un environnement agressif, contrôler le Fini de surface et assurer le transfert de charges entre les fibres. Le solide formant la matrice Peut être d'origine métallique, céramique ou polymère. La performance générale du composite (matrice/renfort) est très dépendante du choix de la matrice Et de leur nature :

Les Matériaux composites sont classés en trois catégories :

- Les composites à matrice polymère ou organique.
- Les composites à matrice métallique.
- Les composites à matrice céramique [3].

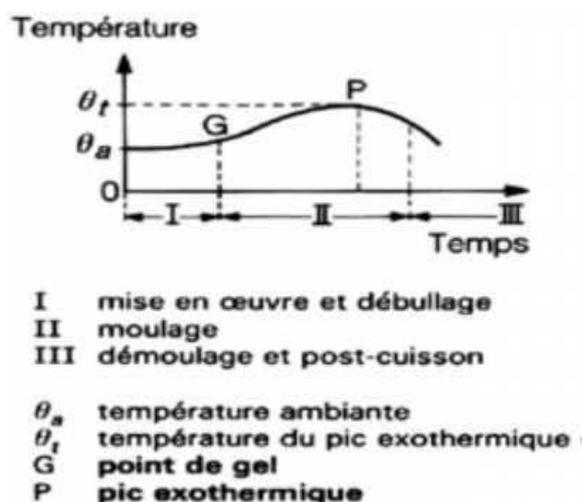
Dans le domaine des composites à matrice organique, on considère généralement deux Grandes catégories de polymères : les thermoplastiques (TP) et les thermodurcissables (TD). Pour les rendre utilisables comme matériaux industriels, certains additifs sont rajoutés aux Polymères et le semi-produit obtenu et appelé plastique, pour répondre aux certaines exigences économiques tell que le cout, cadence (capacité de production), mise en œuvre. Etc.

#### ○ **Les thermodurcissables :**

Présentent une structure tridimensionnelle. La polymérisation induit un pontage des macromolécules et cette structure se solidifie de façon définitive lors du chauffage selon la forme souhaitée. Pour le matériau obtenu après mise en œuvre, les liaisons entre macromolécules sont des liaisons chimiques fortes : cette transformation est irréversible. Tels que Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation phénolique, et les résines époxy, Les résines polyamides [3].

### ➤ **Polyesters insaturés :**

C'est la résine la plus utilisée dans l'application composite de grande distribution. Contenant un monomère (généralement le styrène) est réticulée à température ambiante par addition d'un catalyseur de type peroxyde organique et d'un accélérateur. Elle passe successivement de l'état liquide visqueux initial à l'état de gel, puis à l'état de solide infusible, La réaction est exothermique et la température de la résine augmente progressivement depuis le gel jusqu'à un maximum pour redescendre ensuite lentement à la température ambiante comme représente ci-dessous. La réaction de durcissement dépend de la réactivité de la résine, de la forme de l'objet fabriqué (épaisseur, etc.), de la nature et du dosage du système catalytique.



**Figure 2.** Réticulation de résine styrène-ce l'effet de température et de temps de gel [4].

### ➤ **Phénoliques :**

Elles sont issues de la polycondensation du phénol et du formol et se caractérisent par une bonne tenue au feu, sans fumée. Elles restent fragiles, sensibles à l'humidité, difficiles à colorer et à mettre en œuvre.

### ➤ **Polyamides :**

Ces résines sont surtout utilisées dans les composites HP, lorsque l'on cherche une bonne stabilité sous hautes températures ( $> 250\text{ }^{\circ}\text{C}$ ). Elles restent toutefois très onéreuses et difficiles à mettre en œuvre [4].

### ○ Les thermoplastiques :

Présentent une structure linéaire (ou légèrement ramifiée) enchevêtrée qui ne résulte pas d'une polymérisation. Lors de la mise en forme par chauffage, les macromolécules se replient puis se bloquent au cours d'un refroidissement d'où une solidification. Pour le matériau obtenu après mise en œuvre, les liaisons entre macromolécules sont des liaisons physiques faibles de type Van Der Waal : cette transformation est réversible [3]. Les principales matrices TP utilisées :

- Polyamide (PA) : tenue au choc, bonne résistance à la fatigue et aux hydrocarbures.
- Poly téréphtalate éthylénique et butylique (PET, PBT) : bonne rigidité, bonne ténacité.
- Polycarbonate (PC) : tenue au choc.
- Polysulfure de phénylène (PPS) : résistance à l'hydrolyse.
- Poly oxyméthylène (POM) : bonne tenue à la fatigue.
- Polysulfures (PSU et PPS) : bonne stabilité chimique et à l'hydrolyse, peu de fluage, tenue au chaud.
- Polypropylène (PP) : peu onéreux et assez stable en température, mais combustible.

De plus en plus, on utilise des thermoplastiques thermostables (tenue en température > 200°C et bonnes propriétés mécaniques), en particulier les suivants :

- Polyamide-imide (PAI)
- Polyéther-imide (PEI)
- Polyéther-sulfone (PES)
- Polyéther-éther-cétone (PEEK).

**Tableau 1.** Principales différences entre les thermodurcissables et les thermoplastiques [5].

<b>Matrice</b>	<b>thermodurcissable</b>	<b>thermoplastique</b>
état de base	liquide visqueux à polymériser	solide prêt à l'emploi
Stockage	réduit	illimité
mouillabilité des renfort	aisée	difficile
Moulage	chauffage continue	chauffage + refroidissement
Cycle	long (polymérisation)	court
tenue au choc	limitée	assez bonne
tenue thermique	bonne	réduite (sauf nouveau tp)
chutes et déchets	perdus ou utilisés en charges	recyclables
conditions de travail	émanations de solvants	propreté

### I.2.1.1.CAS MATRICE EPOXY:

Le terme époxyde désigne une grande variété de pré polymères comportant un ou plusieurs motifs époxydiques qui après polycondensation avec un durcisseur conduisant à des produits thermo durcis dont les principales applications concernent le collage et les matériaux composites (matrice époxyde avec des renforts en fibre de verre ou de carbone). Il s'agit de produits performants qui rentrent dans un très grand nombre d'applications [5].

#### I.2.1.1.1 CONSTITUANT DE LA RESINE EPOXY :

##### I.2.1.1.1.1 MONOMERE :

Est une molécule composée principalement de carbone et d'hydrogène. Le Terme macromolécule, désignant de grandes molécules, est souvent utilisé pour désigner un Enchaînement de monomères. Ainsi, un polymère peut être défini comme un enchaînement D'unités structurales répétitives, l'unité de répétition dans le polymère étant le monomère [3].  
Selon/

- **Le nombre n de degré de polymérisation :** il existe deux ou plusieurs fonctions époxy telles que :

Si  $0 < n < 1$  la résine époxyde est liquide.

Si  $1 < n < 1.5$  la résine époxyde est très visqueuse.

Si  $n > 1.5$  la résine époxyde est solide.

- **Degré de polymérisation :**

Est le nombre 'n' de molécules de monomère formant la macro molécule de polymère, les liaisons intermoléculaires sont covalentes et très résistantes et très rigides. Un polymère peut également être caractérisé par son degré de polymérisation moyen en poids :

$$D_n = \frac{M_n}{M_c}$$

$M_n$ : Poids moléculaire moyen de polymère.

$M_c$ : Poids moléculaire du monomère [6].

- **DGEBA (diglycidyléther du bisphénol A) :**

C'est de loin encore les plus répandues, elles constituent à elles seules 95% du tonnage mondiale [5].

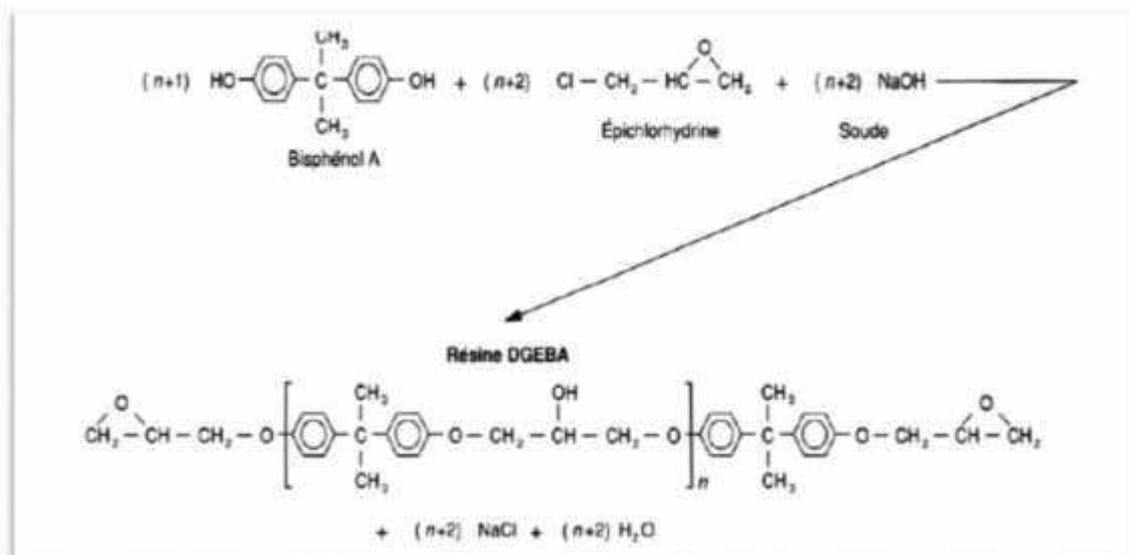


Figure 3: Synthèse des résines à base de bisphénol A [5].

- **Résines époxydes à base d'amines aromatiques** : il s'agit principalement du TGMDA (TetraGlycidyl MethylDiAniline). Ces résines ont d'excellentes propriétés thermiques [5].
- **Epoxyde phénolique** : obtenue par polycondensation d'un phénol et d'un aldéhyde en milieu alcalin. Après réaction, un réseau tridimensionnel se forme, constitué par des ponts méthylènes [5].

#### I.2.1.1.1.2. DURCISSEUR :

Ajout de réticulation réagit avec la résine choisie, relie les chaînes des monomères pour former un réseau tridimensionnel réticulé, existe de nature différente (amines, anhydride ...) se distinguent par leur fonctionnalité [5].

#### Principaux durcisseurs utilisés:

- **Polyamines aliphatiques.** : Un des plus célèbres est la **triéthylènetétramine, ou TETA**, qui confère des caractéristiques honorables, mais a l'inconvénient de donner des allergies de contact. D'autres durcisseurs amines présentent des propriétés très variées (du point de vue duré d'emploi, température et temps de durcissement) [5].

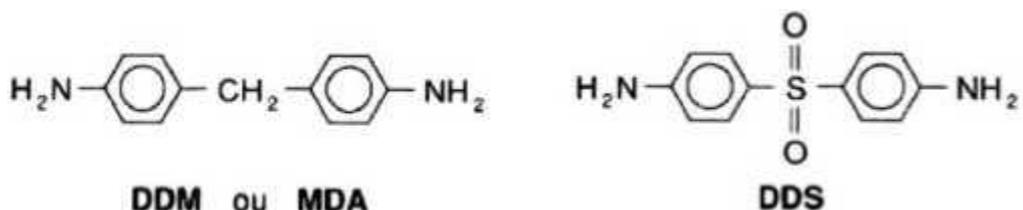
### □ Polyamino-amides (Vers amide de Shering) :

C'est une classe voisine de la précédente, mais présentant les différences suivantes : plus longue durée d'emploi, possibilité de couler de plus grosses masses (ce qui est mis à profit dans la confection des jonctions de câbles) et, surtout, plus grande flexibilité du produit fini en particulier, on les préfère aux polyamines aliphatiques pour l'enrobage de pièces fragiles en électronique (bobinages à fils très fins de quelques microns, en capsulage de composants

Électroniques supportant mal les contraintes dues à la résine d'enrobage...) [5].

### □ Polyamines aromatiques :

Contrairement aux polyamines alicycliques, ces durcisseurs comportent des noyaux non saturés. Les plus connus sont le **DDM** ou **MDA** (c'est-à-dire le diaminodiphénylméthane ou, ce qui revient au même, la méthylènedianiline) et le **DDS** (diaminodiphényl- sulfone) [5].



### Choix d'un durcisseur :

Est un compromis entre plusieurs caractéristiques :

- Viscosité du mélange réactif.
- Durée de vie en pot du mélange.
- Réactivité du système lors de la mise en œuvre.
- Propriétés finales : T<sub>g</sub>, module, reprise d'eau... etc. [2].

#### I.2.1.1.1.3 ADDITIFS :

Ce sont des éléments fragmentaires, de poudres ou liquide, modifient certaines propriétés de la résine lorsque on l'ajout pour renforcer les propriétés mécaniques, physiques et chimiques ces additifs sont incorporés dans un matériau composite pour répondre aux exigences technico-économiques tels que :

- Compatibilité avec la résine de base.
- Mouillabilité.
- Uniformité de qualité et de granulométrie.
- Faible action abrasive.
- Bas prix de revient ...etc. [4].

### ➤ **Flexibilisateurs et plastifiants :**

Sont des plastifiants permettent d'améliorer la résistance au choc (résilience). Mais les premiers possèdent des groupes époxydiques qui les font participer au réseau tridimensionnel, alors que les seconds, n'étant pas fixés, ont tendance à migrer : il y a donc risque de vieillissement plus rapide (par perte de plastifiant) [5].

### ➤ **Diluants réactifs :**

Employés modérément, c'est-à-dire à raison de quelques pour-cent dans une résine à base de bisphénol A pure, d'indice époxy de 5,2, ils font chuter la viscosité dans un rapport de 10 à 1 sans trop amoindrir les caractéristiques à chaud. La chute des propriétés est importante si l'on dépasse 10 % de diluant dans la résine [5].

### ➤ **Colorants :**

Ce sont soit des pigments minéraux comme le dioxyde de titane (blanc), soit des pigments organiques. Il est possible d'avoir à peu près tous les coloris, mais on ne peut pas obtenir des teintes vraiment claires avec les résines époxydes, surtout lorsqu'elles sont chargées de silice [5].

### ➤ **Solvants :**

Ils n'interviennent que pour des applications en couches minces, cette opération permet non seulement d'ajuster la viscosité du mélange des deux composants, mais encore d'allonger la durée de vie « en pot ». En effet, tant que le solvant n'est pas évaporé, il retarde la

Réticulation entre résine et durcisseur. Une fois la peinture (ou le vernis) étendue en couche mince, le solvant pourra s'éliminer par évaporation sans gêner le durcissement de la formule. Toutes sortes de solvants peuvent être utilisés (cétones, alcools, composés aromatiques...), mais ceux-ci ont un pouvoir de dissolution variable, ou parfois même ils jouent le rôle de simple diluant [5].

### I.2.1.1.2 RETICULATION DE LA RESINE EPOXY :

Désigne une réaction chimique irréversible en fonction du temps et de la température, la résine époxy réagit avec un durcisseur (obtenue soit par homopolymérisation ou par copolymérisation) [5]. Pour former une structure réticulée (solide) et tridimensionnel, Valable uniquement pour les thermodurcissables type époxy. La courbe ci-joint représenter les stades A, B et C qui désignent les différents états d'une résine réticulé.

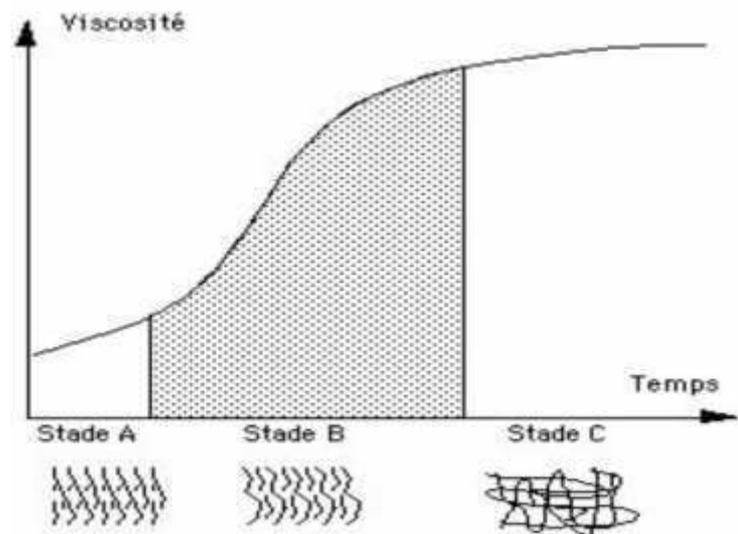


Figure 4: différents états de la résine [6].

#### Interprétation de courbe :

**Stade A** : la résine époxy et le durcisseur ne sont pas mélangés (ou mélangés ils n'ont pas encore réagit).il présentent une faible viscosité une faible masse moléculaire moyenne (monomères dans la résine) et une solubilité totale.

**Stade B** : le système (résine +durcisseur) a subi un démarrage de polymérisation (pré polymérisation) cet état correspond à l'état de gélification dans lequel se trouvent les prés imprégnés.

**Stade C** : le polymère est réticulé il se caractérise par une insolubilité et une infaillibilité totales [6].

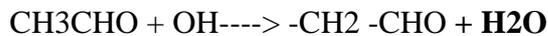
### **I.2.1.1.2.A. Procède de réticulation :**

Les deux procédés de base de la polymérisation (durcissement) sont les réactions par condensation et par addition.

#### **I.2.1.1.2. A.1.Polymérisation par condensation :**

La polymérisation est une réaction entre corps à plusieurs fonctions tendant à former des macromolécules **avec** élimination d'un sous-produit (l'eau). Comme la relation suivante :

Ex : les résines phénoliques :



#### **I.2.1.1.2. A.2.Polymérisation par addition :**

Cette réaction ne génère que des polymères de longueurs spécifiques **sans** aucun sous-produit. (Ex: les résines époxydes) [6].

### **I.2.1.1.3 PROPRIETES DE RESINE EPOXY DANS SON ETAT DURCI :**

- La résistance thermique est apportée par les noyaux aromatiques.
- La résistance à la corrosion et la rigidité par les noyaux de bisphénol A.
- Résistance exceptionnelle aux divers agents chimiques, alliée à l'adhérence sur de nombreux supports, explique pourquoi la protection anticorrosion est de loin le plus grand débouché des résines époxydes.
- Le maintien des performances électriques initiales, même après exposition à l'humidité, explique en partie leur emploi dans les applications électroniques et électriques (à moyenne et haute tension).
- La faible absorption d'eau et l'absence de post-retrait assurent à ces produits une exceptionnelle stabilité dimensionnelle, d'où leur emploi dans le domaine des outillages [5].

#### **Propriétés mécaniques :**

Elles dépendent du type de charges et de renforts utilisés. La présence de fibres (carbone) conduit à des matériaux offrant les meilleures propriétés des composites grâce, en particulier,

la présence des résines époxydes qui facilite l'adhérence des fibres pré imprégnées lors de la mise en œuvre [5].

**Tableau 2.** Propriétés mécanique de résine époxy réticule [5].

<b>Caractéristiques</b>	<b>Norme</b>	<b>Valeur moyenne pour la formule de référence</b>
Contrainte à la rupture en traction	ISO 527	70à 80 N/mm <sup>2</sup> ou MPa
Allongement à la rupture en traction	ISO527	1 à 1,5 %
Contrainte à la rupture en compression	ISO604	140 à 150 N/mm <sup>2</sup> Ou MPa
Contrainte à la rupture en flexion	ISO178	110 à 130N/ mm <sup>2</sup> ou MPa
Allongement maximal à la rupture en flexion	ISO178	1,2 à 1,7%
Module de Young en traction	DIN 53457	10 200 N/mm <sup>2</sup> ou MPa
Coefficient de poisson	.....	≈ 0,35
Charpy	ISO 179	7 à 10 KJ / m <sup>2</sup>

### **I.2.1.1.4. CONCLUSION:**

Dans le cas des résines époxydes, on a fait une réaction de polyaddition sans qu'il y ait départ d'eau ou d'un autre corps, ce qui explique la grande originalité de ces produits et aussi le faible retrait qu'ils présentent. Le mélange résine + durcisseur, on peut observer (par exemple, avec des amines agissant dès la température ambiante) une élévation de température telle que le mélange prend en masse sans que l'on ait le temps de l'utiliser. On a vu aussi des imprégnations de bobinages où la résine avait pris une couleur beaucoup plus foncée en des points de plus forte épaisseur, signe que la température avait atteint là 250 °c ou peut-être même 30 °c. L'effet de quantité de chaleur dégagée par le thermo durcissement de la résine doit être cédé en un temps suffisamment long. Sinon, il y aura un pic exothermique, d'où des tensions internes, des fissures... etc. à l'aide d'emploi de charges minérales évacuant bien la chaleur éviter d'avoir des pics exothermiques trop élevés. Il ne faut pas oublier d'ailleurs que ces charges diminuent, pour une même pièce, le volume de mélange réactif et que la quantité de chaleur dégagée, à évacuer, est donc beaucoup plus faible. On arrive à incorporer jusqu'à 60 à 65 % (en masse) de

silice dans un mélange complet et la quantité de chaleur est sensiblement divisée par trois par rapport au même mélange non chargé [5].

Le choix du durcisseur dépend aussi de la température à laquelle on met en œuvre. Les facteurs temps et température sont essentiels : à partir du moment où le seuil minimal de température nécessaire pour faire démarrer la réaction est assuré, on pourra durcir telle résine en 12 h à 120 °C plutôt qu'en 6 h à 130-140 °C [5], ce qui évitera un pic exothermique indésirable. Inversement, si cela est possible, on pourra durcir plus rapidement à température plus élevée comme représente sur la figure ci- dessous :

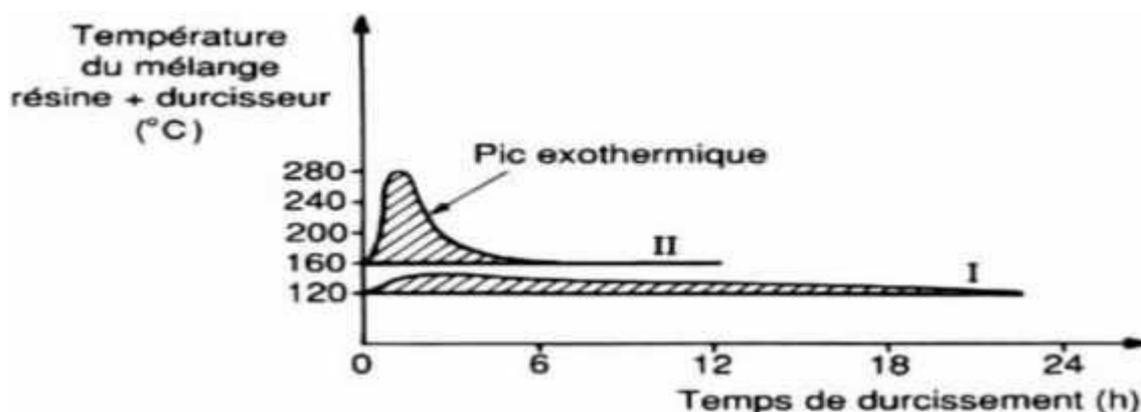


Figure 5: Analyse thermique du durcissement d'une résine [5].

Nous avons souligné précédemment l'un des principaux avantages des résines époxydes, à savoir leur **très faible retrait** par rapport à d'autres matières (seuls les polyuréthanes réticulés leur sont comparables à ce point de vue). Ce retrait permet aussi d'obtenir une bonne

Adhérence de la résine sur les bobinages des transformateurs et d'éviter la présence d'interfaces susceptibles d'engendrer des décharges. En distingue deux types de retrait:

### □ **Retrait chimique :**

Les réactions chimiques de thermo durcissement lorsque l'on passe de l'état liquide à l'état gélifié, puis à l'état durci, provoquent une augmentation de la densité du mélange, due à un réarrangement des chaînes macromoléculaires dans une configuration plus compacte, et uniquement pour cette raison, puisque le durcissement d'une résine époxyde est une polyaddition [5].

### □ **Retrait physique :**

Celui-ci est dû au refroidissement des pièces entre la température finale atteinte par la résine et la température ambiante (on peut négliger le retrait du moule métallique dans une première approximation). Temps de gélification joue un rôle important sur le mélange tel qu'il commence à faire sa prise à l'aide d'un accélérateur qui **permet** de choisir une température de gélification nettement plus basse qui diminue le retrait global [5]. L'approche du gel se caractérise par une augmentation très importante de la viscosité ; c'est pour cela que le temps de gélification est considéré comme une donnée primordiale puisqu'il définit la durée de vie (en pot), c'est-à-dire, le temps pendant lequel le mélange reste utilisable (pour la coulée, l'imprégnation ou le stockage). Cependant, l'augmentation de la viscosité peut également avoir comme origine la vitrification, quand celle-ci interfère avec la gélification [2].

### **I.2.2 RENFORT :**

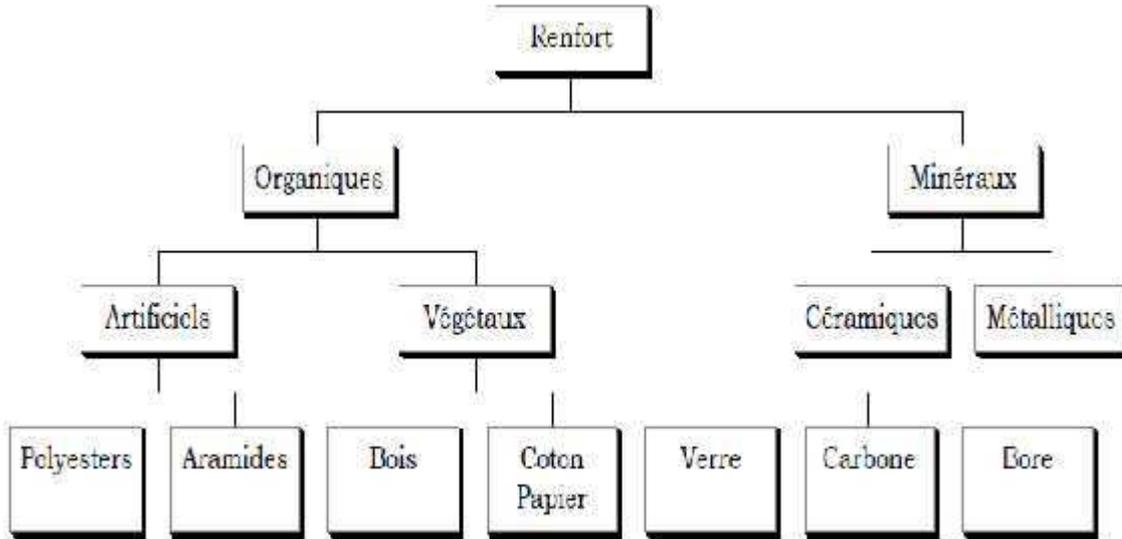
C'est un élément principal qui assure aux composites les performances mécaniques élevées (rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc.), du matériau composite et permettent également d'améliorer certaines des propriétés physique, thermiques et électrique, tenue au feu, résistance à l'abrasion etc. Les caractéristiques qui sont exigées pour les renforts sont:

- Les propriétés mécaniques élevées.
- Masse volumique faible.
- Bonne compatibilité avec la matrice.
- Facilité de mise en œuvre.
- Prix réduit, etc.

Selon les domaines d'application, les renforts peuvent être d'origines divers : végétale, minéral, artificielle, etc. (comme représente ci –dessous). Et les renforts les plus largement répandus sont sous formes des fibres ou formes dérivées et constituent une fraction volumique du matériau composite généralement comprise entre 0.3 et 0.7 $\mu$ m [8].

**I.2.2.1 DIFFERENTES TYPES DE RENFORT:**

**Selon leur nature :**



**Figure 6:** différents types de renfort selon leur nature [2].

**Tableau 3.** Les propriétés de différentes fibres selon leurs natures [4]

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

### **Selon leur architecture :**

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée. IL existe différentes géométries ET textures de renforts:

- Sous forme linéique (fils, mèches, ..., etc.).
- Sous forme de tissus surfacique (tissus simple, mats...etc.).
- Sous forme multi directionnelle (tresses, tissus complexe, etc.) [8].

#### ➤ **Forme linéique :**

Les fibres sont élaborées suivant un diamètre de quelques micromètres (une dizaine), et ne peuvent par conséquent pas être utilisées sous forme unitaire. Pour leur utilisation pratique sont réunis en fils ou en mèches de différentes formes. la fibre unitaire est généralement appelée filament élémentaire ou mono-filament. Les mono-filaments sont ensuite réunis en fils ou mèches, les fils continus ou discontinus sont caractérisés par leur masse linéique. Cette masse est une mesure de la finesse des fils et elle dépend du diamètre et du nombre de mono-filament, masse d'un fil est de longueur égal à 1000 m.

#### □ **Forme surfaciques :**

Les fils peuvent être utilisés pour réaliser des formes surfaciques de divers types : mats, tissus etc. [11].

#### □ **Mats :**

Sont des nappes de fils continus ou discontinus disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle, ils sont maintenus ensemble par liant soluble ou non dans les résines. Suivant la mise en œuvre. L'absence d'orientation préférentielle des fibres conduit à une isotrope des propriétés mécaniques du mat dans son plan [8].

#### □ **Tissus :**

Est ensemble surfacique de fils de mèches etc. réalisé sur un métier à tisser il est constitué :

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

Le tissu diffère par le type de fils utilisés donc par la masse linéique de fils, et par le mode d'entrecroisement ou armures des fils de chaîne et des fils de trame. Les armures classiques utilisées [8] :

- **Toile ou taffetas** : Chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement. Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques [4].
- **Serge** : Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au-dessus de (m) fils de chaîne. Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils [4].
- **Satin** : Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs (n-1) fils de trame et réciproquement. Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissu présente une forte masse spécifique [4].
- **Tissu à armure unidirectionnelle** : Dans un tissu unidirectionnel les fils sont parallèlement à la direction chaîne et ils sont réunis par un fil dans la direction trame ainsi le tissu est unidirectionnel avec des performances élevées dans la direction chaîne [8].

### Structures tissés multidirectionnelles:

- **Tresses et préformes** :

Il est possible de réaliser des tresses ou préformes par tissage cylindrique ou conique d'un tissu tubulaire. Les fils s'entrecroisent en hélice dont la variation du pas permet d'ajuster la tresse à la forme qu'elle doit recouvrir. Il est ainsi possible de réaliser une pièce de révolution ayant un diamètre variable le long de son arc. Par ce procédé. Divers tissus peuvent être obtenus en forme de chaussettes coniques, ogivales ou hémisphériques, utilisées pour satisfaire aux besoins de la construction aéronautique (cône de rentrée, tuyères, etc.)

- **Tissus multidirectionnels** :

Des tissages volumiques sont également utilisés et caractérisés par le nombre de directions de tissage : 3D, 4D, etc. la structure la plus simple est celle de 3D. Ou les fils sont disposés suivant 3D orthogonales. Dans un tissage 4D, les fils sont disposés suivant 4D. L'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotropes [8].

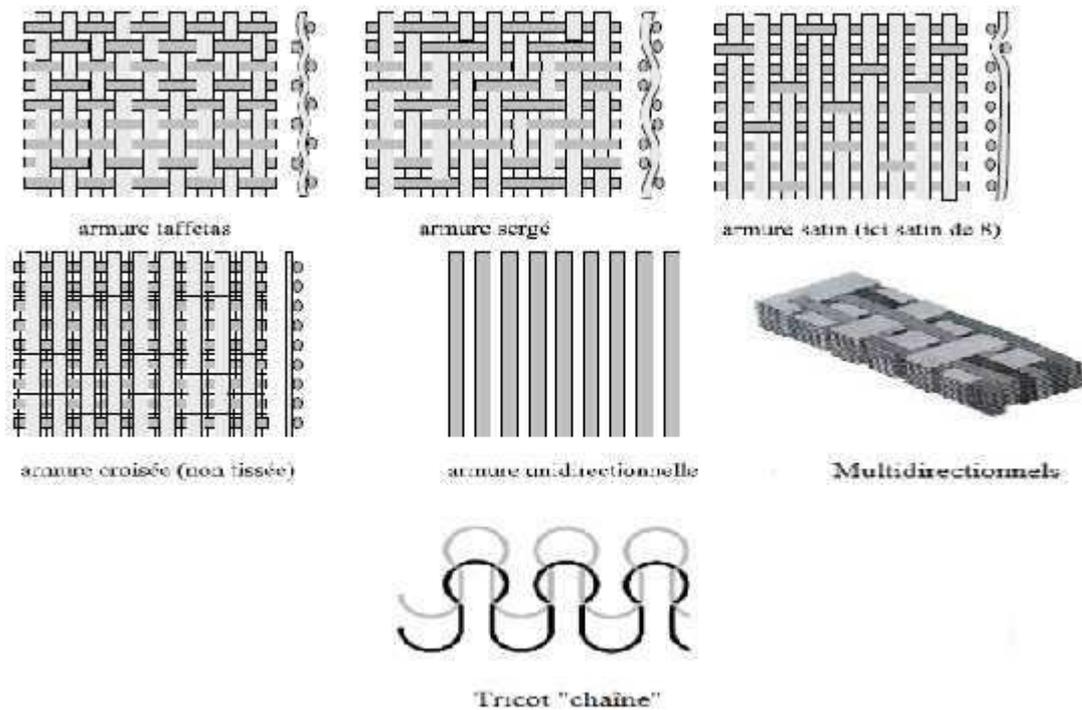


Figure 7: Différentes formes de renforts continus [2].

## I.2.2.1.1. FIBRE DE CARBONE :

Sont largement utilisées depuis maintenant plus de 30 ans, et leur coût ne cesse de diminuer même s'il reste élevé par rapport aux autres fibres [1]. 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. Quelques exemples de fibres de carbone classiquement rencontrées : T300, T800, MR40, TR50, IM6, IM7, GY, M55J [7].

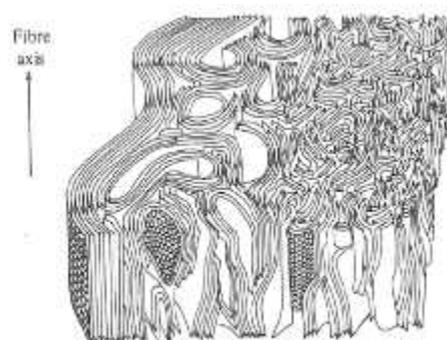


Figure 8: Structure de la fibre de carbone (d'après Phillips, 1989) : plans d'arrangement Hexagonal compact noyés dans une 'matrice' carbone amorphe [1].

### **I.2.2.1.1.1. PROCÉDE DE FABRICATION DE FIBRE DE CARBONE :**

Les fibres de carbone sont des fibres ayant des propriétés mécaniques élevées obtenues à partir de l'un de trois matériaux précurseurs qui sont :

- La rayonne (cellulose régénérée).
- Les brais (issus de résidus de houille de pétrole).
- Le poly acrylonitrile  $[(CH_2-CH-CH)_n]$  (PAN), la plus grande partie de la production avec la réduction de diamètre de 7 à 5  $\mu m$  a permis de créer une nouvelle famille de fibres de résistance plus élevée [17].

Les fibres de carbone ainsi obtenues sont composées de 90 à 70% de carbone, moins de 10% d'azote, environ de 1% d'oxygène et moins de 1% d'hydrogène. 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 et de la température de pyrolyse [17]. Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion, aboutissant à une graphitisation dans laquelle on retrouve la structure initiale des fibres. Les procédés actuels utilisent des mèches de filament acryliques assemblables sans torsion (généralement 500, 6000, 10000, etc. filaments) et leur font subir des traitements successifs : Oxydation, une carbonation, une graphitisation et un traitement de surface [8], ensimage [7].

- **L'oxydation :**

Les fibres acryliques étant fusibles la phase d'oxydation a pour but de supprimer artificiellement le point de la fusion, cette opération est effectuée en chauffant les fibres à environ 300 °C en atmosphère d'oxygène. Il se produit alors une oxydation conduisant à une réticulation des chaînes moléculaires et à la création d'un réseau tridimensionnel.

- **La carbonation :**

Consiste à chauffer progressivement les fibres réticulées de 300°C à 1100 °C environ, en atmosphère inerte. Il y a alors élimination de l'eau et l'acide cyanhydrique, seuls les carbones étant conservés dans la chaîne. Les fibres obtenues après cette phase ont de bonnes caractéristiques mécaniques et peuvent être utilisées après traitement des surfaces, les fibres sont alors dénommées fibres HR (haut résistance) ou fibres HT (haut ténacité).

- **Graphitisation :**

La phase est utilisée lorsque l'on souhaite obtenir des fibres à module de Young élevé, cette phase consiste à effectuer à la suite de la carbonation, une pyrolyse des fibres en atmosphères

inerte, jusqu'à 2600°C ou à des températures supérieures, la graphitisation provoque une réorientation des réseaux hexagonaux de carbone suivant l'axe des fibres ce qui aboutit à une augmentation du module de Young, toute fois, simultanément, à cette réorientation des défauts se créent dans la structure, entraînant une diminution de la contrainte à la rupture, suivant le taux de graphitisation, on obtient des fibres HM (fibres à haut module) ou des fibres THM (à très haut module).

□ **Traitement de surface :**

Consiste en un traitement de surface, par oxydation ménagée en milieu acide (nitrique ou sulfurique) cette phase a pour objet d'accroître la rugosité des filaments ainsi que la liaison fibre –résine.

□ **Ensimage :**

Est une dispersion aqueuse spécifique comportant un agent collant, un agent antistatique, permettant d'assurer différents rôles :

- Compatibilité de la liaison fibre – matrice.
  - Cohésion inter filamentaire (raideur du fil) pour qu'il soit manipulable.
  - Protection contre l'abrasion générée par la mise en œuvre (frottement contre pièces Métalliques).
  - Élimination des charges électrostatiques dues aux frottements.
  - Augmentation du mouillage de la fibre au cours de l'imprégnation.
- L'ensimage est spécifique pour une résine et un procédé donné. Ces étapes sont résumées par ce schéma :

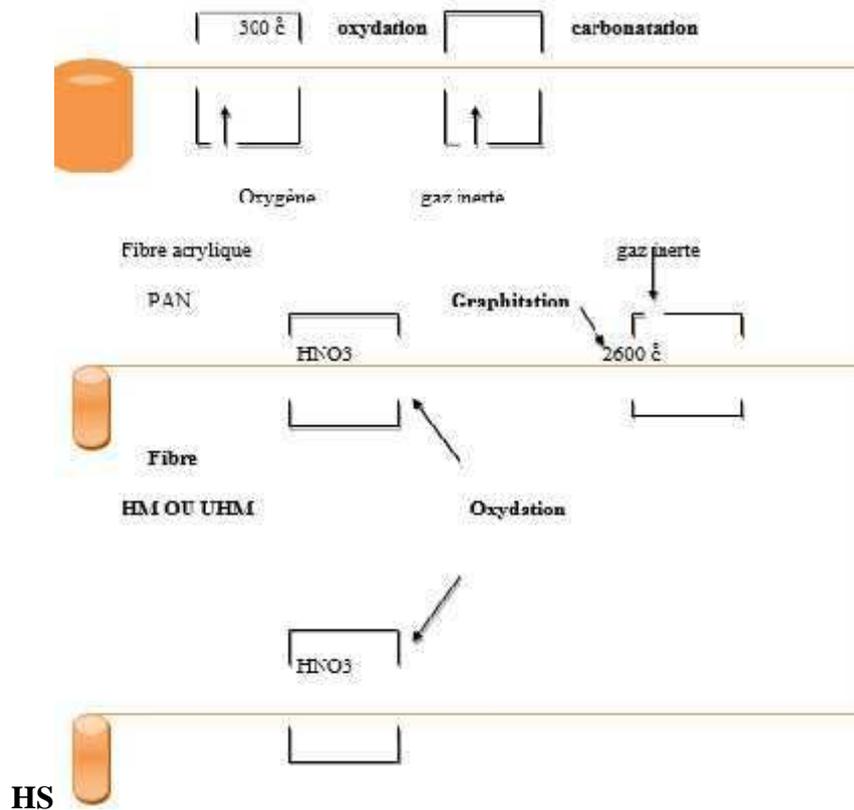


Figure 9. Procède de fabrication de fibre de carbone à partir de (PAN) [8].

### I.2.2.1.1.2 DIFFERENTES CLASSES DE FIBRE DE CARBONE :

Selon la température de combustion on distingue deux types de fibres : fibres haute résistance (HR) pour une combustion de 1000 à 1500 °C, et les fibres haute module (HM) pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C [9].

### I.2.2.1.1.3 PROPRIETES MECANQUES DE FIBRE DE CARBONE :

Les fibres de carbone possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques d'autant plus leur masse volumique est faible (généralement inférieure à 2000 kg /m<sup>3</sup>), le tableau ci-dessous compare les caractéristiques des fibres de carbone à celles de fibre de verre E, en outre, il faut noter que les fibres de carbone ont une excellentes mécaniques sont maintenues jusqu'à 1500 °C environ, cette propriété a conduit à développer des composites fibre de carbone /matrice de carbone, à haute tenue thermique, utilisés dans les tuyères de fusée, les plaquettes de freins (camion, formule, l'avion), les éléments de fours etc. ces matériaux revêtus d'une couche protectrice anti-oxydante, trouvent également des applications en atmosphère oxydante dans le domaine spatial : bords d'attaque, tuiles etc.[8].

**Tableau 4.** Caractéristiques des fibres de carbone comparées à celles des fibres de verre E [8].

Caractéristiques mécaniques	verre E	carbone HR	Carbone HM	Carbone THM	Carbone HM (BRAI)
Masse volumique $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	2600	1750	1810	1950	2000
Diamètre	10 à 20	5 à 7	5 à 7	5 à 7	12
Module de Young $E_f$ (GPa)	73	230	400	600	280
Module spécifique $E_f/\rho$ (MNm /kg)	28	130	210	310	140
Contrainte à la rupture $\sigma_{fu}$ (KNm/Kg)	3400	3000-5000	2800	2000	1000-2400
Contrainte spécifique $\sigma_{fu}/\rho$ (KNm/Kg)	1300	1710-2290	1550	1030	1000-1200
Prix de revient rapporté aux fibres de verre E	1*	10-15	30-50	200-400	50-100

1\* = 4€ / kg en 2009, HM (brai), fibre élaborées à partir du brai.

## 2. STRATIFIÉ :

On appelle stratifié un matériau composé d'un ensemble ordonné de couches d'orientation et d'épaisseur données. Une couche d'un stratifié est souvent appelée une strate ou pli. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement. L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure [10].

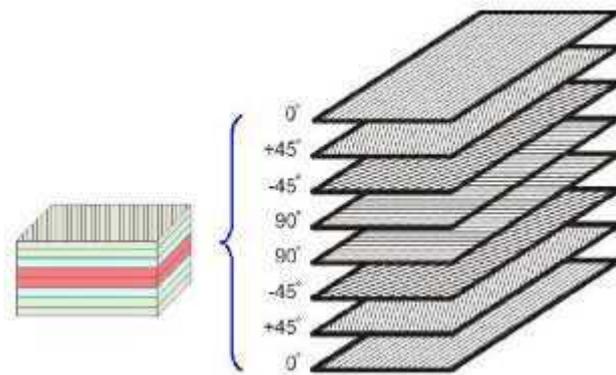


Figure 10. Structure d'un stratifié [11].

### 2.1 TYPES DES STRATIFIÉS:

✓ **Stratifiés symétriques :**

Un stratifié est symétrique si le plan moyen est le plan de symétrie. Deux couches symétriques ont:

- La même matrice de rigidité  $[Q_{ij}]_k$
- La même épaisseur  $e_k$
- Des cotes opposées  $z_{k+1}$  et  $z_{k-1}$ .
- les coefficients  $[Q_{ij}]$  de la matrice de rigidité du stratifié sont nuls [12].

D'où l'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ T_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & 0 & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & 0 & 0 & 0 \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ 0 & 0 & 0 & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

✓ **Stratifiés antisymétriques :**

Constitué des couches en nombres pairs, dont la répartition des épaisseurs est symétrique, et celle des orientations des axes antisymétriques par rapport Au plan moyen. Deux couches des cotes antisymétriques ont donc:

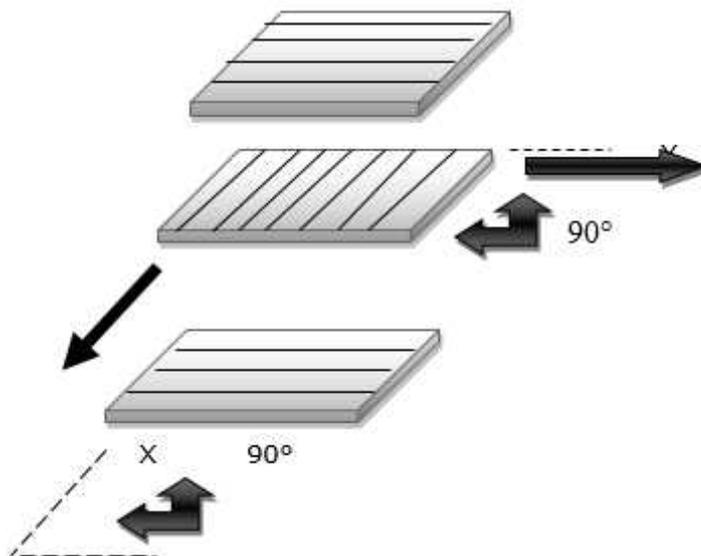
- ✓ Des cotes opposées  $z_{i1}$  et  $z_{i1-1}$ .
- ✓ La même épaisseur  $t_{i1}$ .
- ✓ Des orientations  $\theta$  et  $-\theta$  par rapport aux axes de référence du stratifié [12].

D'où l'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ T_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 & 0 & B_{26} \\ 0 & 0 & A_{66} & B_{16} & B_{26} & 0 \\ 0 & 0 & B_{16} & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & B_{26} & D_{12} & D_{22} & 0 \\ B_{16} & B_{26} & 0 & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{XY} \\ K_X \\ K_Y \\ K_{XY} \end{bmatrix}$$

✓ **Stratifiés croisés:**

Constitués de couches dont les directions principales sont orientées alternativement à  $0^\circ$  ou  $90^\circ$  des directions de référence du stratifié [12].



**Figure 11.** Stratifié croisé [12]

L'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_X \\ N_Y \\ T_{XY} \\ M_X \\ M_Y \\ M_{XY} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & B_{11} & B_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & B_{12} & B_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} & 0 & 0 & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ B_{12} & B_{22} & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & B_{66} & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{XY} \\ K_X \\ K_Y \\ K_{XY} \end{bmatrix}$$

✓ **Stratifiés croisés anti symétriques :**

C'est un Stratifiés croisés dont le nombre de couches est paire [12].

✓ **Stratifiés équilibrés:**

Un stratifié est équilibré s'il comporte autant de couches orientées suivant un angle  $\theta$  que de couches orientées suivant un angle  $-\theta$ . Un stratifié équilibré peut être quelconque, symétrique ou antisymétrique [12].

✓ **Stratifiés alternés :**

Un stratifié alterné est constitué de couches orientées alternativement suivant les directions  $+\theta$  et  $-\theta$ , relativement aux axes de référence du stratifié [12].

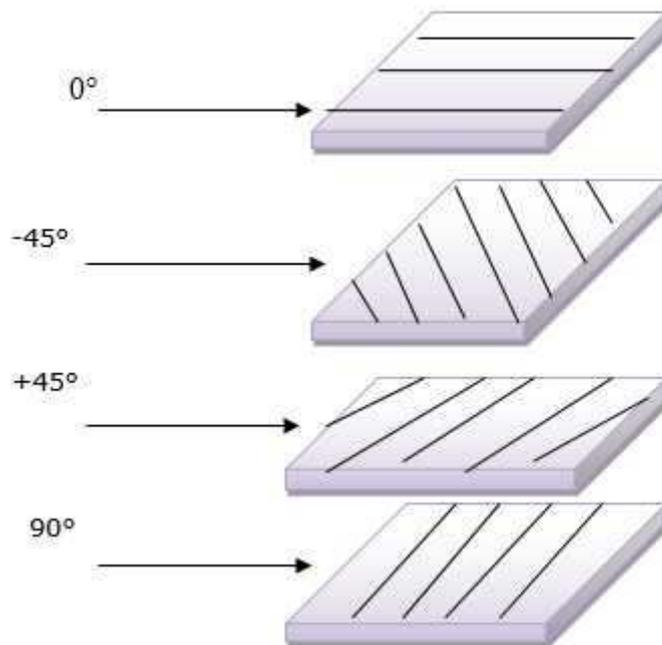
✓ **Stratifiés à couches isotropes :**

Les stratifiés isotropes constitués des couches isotropes où l'orientation des plis n'influe pas sur le comportement du stratifié. La matrice de rigidité d'une couche isotrope est [12] :

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \nu \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ \nu \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{E}{2(1+\nu)} \end{bmatrix}$$

✓ **Stratifiés quasi-isotropes:**

Un stratifié est dite quasi-isotrope s'il constitué des couches dont les directions principales sont orientées alternativement à :  $(0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 90^\circ)$  [12].



**Figure 12.** Stratifié quasi-isotrope [12].

## 2.2 . Pli UNIDIRECTIONNEL (MONOCOUCHE) :

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort :

- À fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement).
- À fibres tissées, à fibres courtes [13].

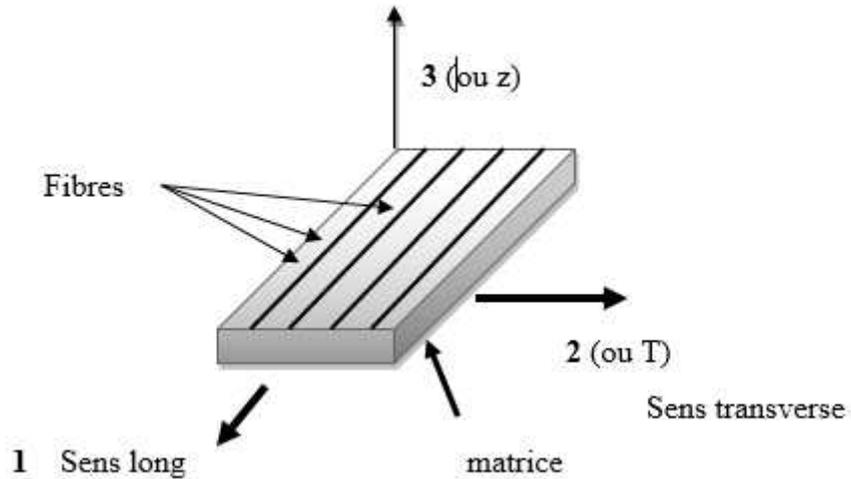


Figure 13. pli à renforcement unidirectionnel [14].

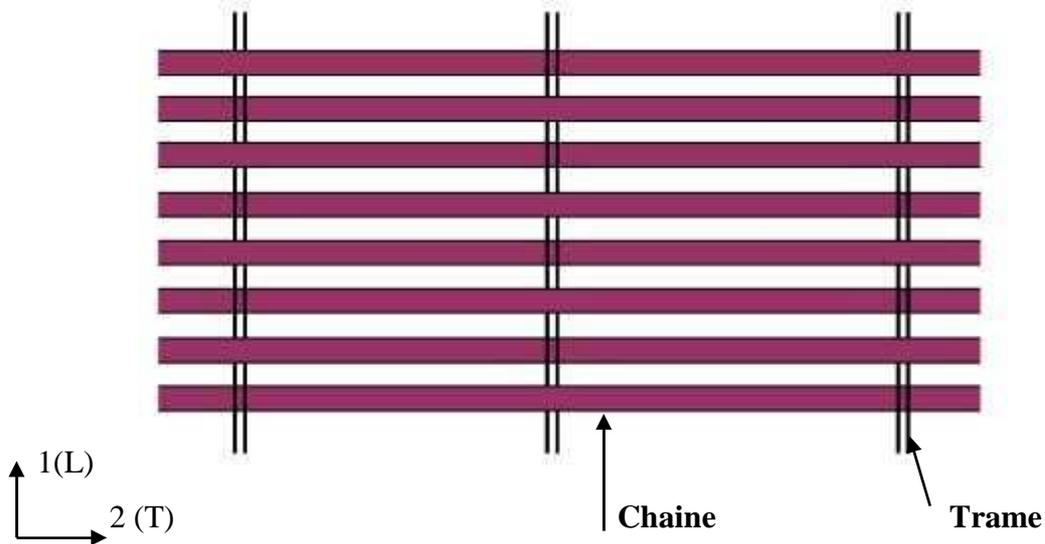
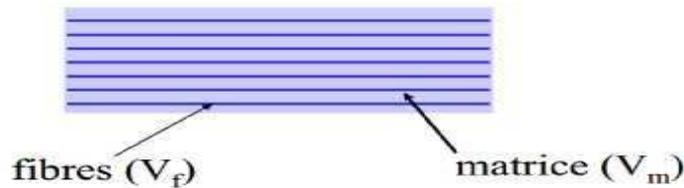


Figure 14. Représentation d'un renfort unidirectionnel [11]

**Calculs d'un pli cas unidirectionnel:**

Les composites sont composés de l'ensemble « matrice + renfort ». L'ajout du renfort augmente les propriétés mécaniques de la matrice renforcée. Considérons le composite unidirectionnelle suivant [15] :



**Figure 15.** Structure d'un matériau composite unidirectionnel [15].

Ce matériau est non homogène et ses diverses propriétés dépendent de celles des fibres et de la matrice qui les constituent. Cependant, ce dernier, peut être supposé comme homogène en considérant ses propriétés moyennes vis-à-vis des charges externes appliquées. Le composite unidirectionnelle est supposé se comporte comme un matériau dont les propriétés mécaniques varient d'une direction à une autre mais semblable le long de ce matériau. Des expressions simplifiées et pratiques de ces composites peuvent être obtenus en adoptant une approche très simple du comportement mécanique d'un élément de volume de ce matériau [15] :

**Fraction volumique:**

Considérons un volume  $v_c$  du matériau composite, composé d'un volume de la fibre  $v_f$  et d'un volume de la matrice  $v_m$ . On définit:

I. La fraction volumique des fibres :  $v_f = \frac{v_f}{v_c}$

II. fraction massique des matrices :  $v_m = \frac{v_m}{v_c}$

Sachant que :

- $v_m = 1 - v_f$ .
- $v_c = v_m + v_f$ .

**Fraction massique:**

Considérons la masse  $W_c$  du matériau composite, composé d'une masse  $W_f$  la fibre et une masse  $W_m$  de la matrice [15]. Les fractions massiques des fibres et de la matrice sont :

$$P_f = \frac{W_f}{W_c}$$

$$P_m = \frac{W_m}{W_c}$$

Avec  $P_m + P_f = 1$

$$W_c = W_f + W_m$$

La relation entre fraction volumique et massique est comme suite :

ou  $w_m = W_m + W_f$

$$\begin{cases} \rho_f V_f + \rho_m V_m = W_c \\ \rho_f \frac{V_f}{V_c} + \rho_m \frac{V_m}{V_c} = \rho_c \frac{V_c}{V_c} \end{cases}$$

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

$$\rho_c = \rho_f V_f + (1 - V_f) \rho_m$$

De plus :

$$V_c = V_f + V_m$$

$$\frac{W_c}{\rho_c} = \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m}$$

$$\frac{W_c}{\rho_c} = \frac{W_f W_m + W_m \rho_f}{\rho_m \rho_f}$$

Ce qui donne :

$$\rho_c = \frac{\rho_m \rho_f W_c}{W_f \rho_m + W_m \rho_f}$$

$$= \frac{1}{\frac{W_f \rho_m}{W_c \rho_m \rho_f} + \frac{W_m \rho_f}{W_c \rho_f \rho_m}}$$

Finalemnt :  $\rho_c = \frac{1}{\frac{P_f + P_m}{\rho_f + \rho_m}}$

$$P_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \text{ et } P_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m \text{ Donc :}$$

$$V_f = \frac{\rho_c}{\rho_f} \cdot P_f$$

$$V_m = \frac{\rho_c}{\rho_m} \cdot P_m$$

**Evaluation des constants élastiques d'un composite unidirectionnelle :**

**Module d'Young longitudinal : forces parallèles à la direction de la charge :**

Par essai de traction, le composite s'allonge d'une quantité  $\Delta l$ , donc on définit une

déformation  $\epsilon_f = \frac{\Delta l}{l}$ . L'identité de la déformation dans la fibre et dans la matrice [15]:

$$\epsilon_f = \epsilon_m = \epsilon_l$$

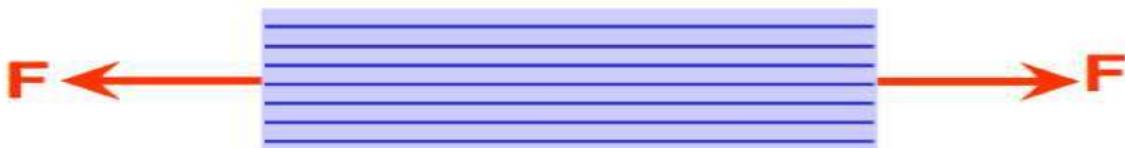


Figure 16 .essai de traction longitudinale [15].

De plus on a :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_f = E_f \varepsilon_l \text{ et } \sigma_m = E_m \varepsilon_m = E_m \varepsilon_l$$

Avec  $S_m$  et  $S_f$  représentent les aires des sections droites de la fibre et de la matrice.

Sachant que  $F_1 = F_f + F_m$  ce qui donne  $F_1 = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m$

Soit  $S$  l'aire de la section droite du composite, donc :  $\sigma_1 = \frac{F_1}{S}$

Et par conséquent l'équation (A) nous donne :

$$\frac{F_1}{S} = \sigma_f \frac{S_f}{S} + \sigma_m \frac{S_m}{S}$$

Ainsi,  $\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m$  ou encore  $\sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)$  (b)

Sachant que :

$$\sigma_1 = E_1 \varepsilon_1$$

(b)  $\implies E_1 \varepsilon_1 = E_f V_f \varepsilon_1 + E_m \varepsilon_1 (1 - V_f)$

$$E_1 = E_f V_f + E_m (1 - V_f)$$

Cette expression est connue sous le nom de 'loi des mélanges' pour le module d'Young dans La direction des fibres.

**Module d'Young transversal:**

C'est la force perpendiculaire la direction des fibres. Le module d'Young transversal est déterminé dans un essai de traction transversal où le composite est chargé suivant la direction normal de la fibre [15]. On définit :

$$V_f = \frac{h_f}{h_t + h_m}, V_m = (1 - V_f)$$

Dans ce cas on a :  $\sigma_2 = \sigma_m = \sigma_f$

Donc,  $\varepsilon_m = \frac{\sigma_f}{E_f} = \frac{\sigma_2}{E_f}$ ,  $\varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} = \frac{\sigma_2}{E_m}$

Sachant que l'allongement du composite et définit par :

$\Delta l_2 = \Delta l_f + \Delta l_m$  Ce qui donne :

$\Delta l_2 = \varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m$  Et la déformation du composite est donné par  $\varepsilon_2 = \frac{\Delta l_2}{h_t}$

Ainsi :

$$\frac{\Delta l_2}{h_t} = \frac{\Delta l_2}{h_t + h_m}$$

$$\varepsilon_2 = \frac{h_f}{h_t + h_m} \varepsilon_f + \frac{h_m}{h_t + h_m} \varepsilon_m$$

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

Si:  $\sigma_2 = E_2 \varepsilon_2 \implies \varepsilon_2 = \frac{\sigma_f}{E_2}$

$\varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m}, \varepsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f}$

$\frac{\sigma_2}{E_f} V_f + \frac{\sigma_2}{E_m} (1 - V_f)$

Et finalement on obtient :

$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f T} + \frac{1-V_f}{E_m}$

Donc on a :  $E_T = \frac{E_f T \cdot E_m}{E_f T (1-V_f) + E_m V_f}$

**Coefficient de poisson longitudinal:**

Par essai de traction, l'allongement du composite sera  $\Delta l$  et sa déformation sera  $\varepsilon_c = \frac{\Delta l}{l}$

- Pour la fibre :  $\varepsilon_{2f} = -\gamma_f \varepsilon_1$
- Pour la matrice :  $\varepsilon_{2m} = -\gamma_m \varepsilon_2$

L'allongement transversal du composite est  $\Delta_h = \Delta_{hf} = \Delta_{hm}$

L'allongement transversal du composite est :  $\Delta_h = \varepsilon_{2f} h_f + \varepsilon_{2m} h_m$

Et la déformation totale du composite :

$\varepsilon_2 = \frac{\Delta h}{h_m - h_f}$

$\varepsilon_2 = \frac{-\gamma_f h_f \varepsilon_1 - \gamma_m \varepsilon_1 h_m}{h_m + h_f}$

$-\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = \gamma_f V_f + \gamma_m (1-V_f) \quad [15].$

Dans le cas den sens quelconque On a  $\sigma = \frac{F}{S}$

$\sigma_l = \sigma \sin^2 \theta$ ,  $\sigma_l$  contrainte longitudinal (sur les fibres).

$\sigma_T = \sigma \sin^2 \theta$ ,  $\sigma_T$  contrainte transverse (sur la matrice).

- Cisaillement :  $\tau = \frac{FL}{ST} = \frac{FT}{ST} = \frac{F \sin \theta \cos \theta}{S}$
- Calcul de module de cisaillement : Même contrainte de cisaillement sur fibre et matrice

$\tau = \sigma_m \gamma_m = G_f \gamma_f = G_\gamma$

$\gamma = \frac{f_m \cdot \gamma_m + f_f \cdot \gamma_f}{1}$

$\tau = G_\gamma = G \left( f_m \frac{\tau}{G_m} + f_f \frac{\tau}{G_f} \right) \frac{1}{G} = \frac{f_m}{G_m} + \frac{f_f}{G_f} \quad G = \frac{G_m \cdot G_f}{f_m \cdot G_f + f_f \cdot G_m}$

**Module de Young dans la direction quelconque :**

$$\text{La contrainte } \underline{\sigma} = \sigma \theta. \quad \left| \begin{array}{l} \sin^2_{\theta} \\ \cos^2_{\theta} \\ \sin\theta \cos\theta \end{array} \right.$$

$$\sigma \theta = \frac{F}{S}$$

$$\underline{S} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix}$$

D'où la déformation :

$$\underline{\varepsilon} = \underline{\sigma} \underline{S}, \quad \varepsilon = \sigma \theta$$

$$\left| \begin{array}{l} S_{11}\cos^2_{(\theta)} + S_{12}\sin^2_{(\theta)} \\ S_{12} \cos^2_{(\theta)} + S_{22} \sin^2_{(\theta)} \\ S_{33}\sin_{(\theta)} \cos_{(\theta)} \end{array} \right.$$

La déformation dans la direction ( $\theta$ ) est donnée par le produit scalaire suivant :

$$\varepsilon_{(\theta)} = \underline{\varepsilon} \cdot \left| \begin{array}{l} \cos^2_{(\theta)} \\ \sin^2_{(\theta)} \\ \sin_{(\theta)} \cos_{(\theta)} \end{array} \right.$$

$$\varepsilon_{\theta} = \sigma \theta (S_{11} \cos^4_{(\theta)} + S_{22} \sin^4_{(\theta)} + 2 (S_{12} + S_{13}) \sin^2_{(\theta)} \cos^2_{(\theta)})$$

Donc, le module de Young dans la direction de:  $E_{\theta} : = \frac{\sigma_{\theta}}{\varepsilon_{\theta}}$

$$= \text{Tel que } \varepsilon_{\theta} = \frac{\Delta L}{L_0}$$

$$E_{\theta} = \frac{1}{\frac{1}{S_{11} \cos^4_{\theta}} + \frac{1}{S_{22} \sin^4_{\theta} + 2 (S_{12} + S_{13}) \sin^2_{\theta} \cos^2_{\theta}}} \quad [16].$$

**Matrices de souplesse et de rigidité dans le repère du pli (1,2) :**

**Matrice de souplesse  $S_{ij}$ :** La matrice de souplesse du  $k$ -ième pli est définie par la relation entre les déformations et les contraintes. Les coefficients caractérisent la souplesse du matériau [11] :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix}_k \left\{ \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}_k \right.$$

(1)

Les coefficients de souplesse sont définis par :

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad S_{12} = S_{21} = -\frac{\nu_{21}}{E_2} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad S_{13} = S_{31} = 0 \quad \rightarrow \text{montre qu'il n'y a pas de couplage plan entre}$$

$$S_{33} = \frac{1}{G_{12}} \quad S_{23} = S_{32} = 0 \quad \text{contraintes normales et contraintes de cisaillements}$$

(1) Peut aussi être écrite sous la forme matricielle compacte :

$$[\varepsilon]_{1,2}^{(k)} = [S]_{1,2}^{(k)} \{\sigma\}_{1,2}^{(k)} \quad (2)$$

La  $S_{ij}$  est appelée matrice de souplesse, elle possède une symétrie  $S_{ij} = S_{ji}$  [11].

Les termes nuls ( $S_{16} = S_{61} = S_{26} = S_{62} = 0$ ) montrent qu'il ne peut avoir de couplage plan entre les contraintes normales et les contraintes de cisaillement; car, pour un pli, le matériau est considéré comme orthotrope dans son repère principal (1,2) [11].

**Matrice de rigidité [Qij] :**

La matrice de rigidité du  $k$ -ième pli est définie par la relation entre les contraintes et les déformations. Autrement dit, c'est l'inverse de la relation (1) [11] ; c'est-à-dire :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}_k \quad (3)$$

Les coefficients  $Q_{ij}$  caractérisent la rigidité du matériau; ces derniers sont définis par :

$$Q_{11} = mE_1 \quad Q_{12} = Q_{21} = m\nu_{12} E_2 = m\nu_{21} E_1$$

$$Q_{22} = m E_2 \quad Q_{16} = Q_{61} = 0$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad Q_{26} = Q_{62} = 0$$

$$\text{Avec : } m = \frac{1}{1 - \nu_{12} \nu_{21}}$$

La matrice  $[Q_{ij}^{(k)}]$  est appelée matrice de rigidité, elle est symétrique  $Q_{ij} = Q_{ji}$

= La relation (3) peut aussi être écrite sous la forme matricielle compacte

$$\{\sigma\}_{1,2}^{(k)} = [Q_{ij}]_{1,2}^{(k)} \{\varepsilon\}_{1,2}^{(k)} \quad (i,j = 1,2,6) \quad (4)$$

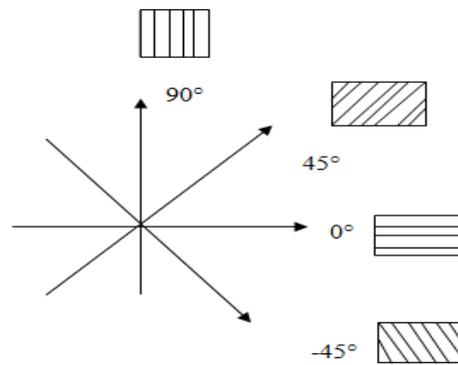
Les termes nuls ( $Q_{16} = Q_{61} = Q_{26} = Q_{62} = 0$ ) montrent qu'il ne peut avoir de couplage plan entre les déformations normales et angulaires; car, pour un pli, le matériau est considéré comme orthotrope dans son repère principal (1,2).

On remarquera que les matrices  $S_{ij}$  et  $Q_{ij}$  sont inverses l'une de l'autre, c.-à-d.:

$$Q_{ij} = S_{ij}^{-1}$$

**Code de représentation d'un stratifié :**

Les orientations les plus fréquemment utilisées sont représentées comme suit :



La direction dite « à 0° » correspond à la direction d'application de l'effort prépondérant, ou à une direction privilégiée de la pièce considérée, ou à l'axe des abscisses du repère choisi.

**Plan moyen :** c'est par définition le plan qui sépare en deux moitiés l'épaisseur du stratifié. Sur la figure ci-après, c'est le plan x, y .il a pour cote, par convention  $z = 0$  [19].

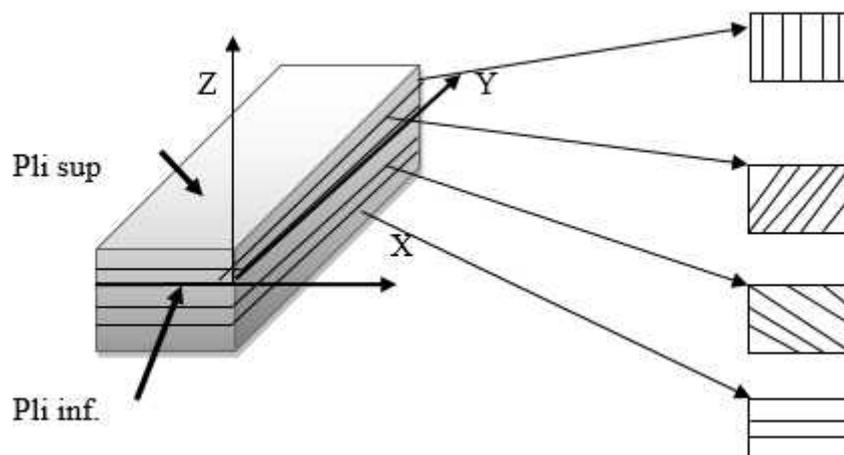


Figure 17 .orientation de stratifie dans le plan moyen [19].

Jusqu'au pli extrême  $Z > 0$ .

Chaque pli est repéré par son orientation. Les plis successifs sont séparés par un « 1 ».

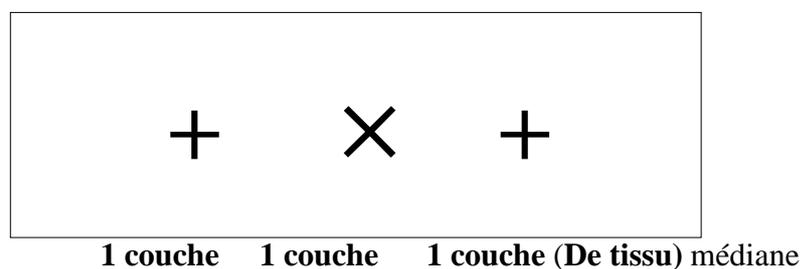
Il faut éviter de grouper un trop grand nombre de plis contigus dans une même direction (afin de limiter les contraintes inter-pli, dites » inter-laminaire) : néanmoins lorsque cela se produit, un chiffre en indice indique le nombre des plis identiques.

**Symétrie miroir** : on dit qu'une pièce stratifiée est dotée de la « symétrie miroir » lorsque les empilements de plis de part et d'autre du plan moyen sont identiques. Lors de la symétrie miroir est réalisée, la pièce stratifiée entraîne la symétrie de ces contraintes et empêche ainsi l'apparition des déformations d'ensemble de la pièce : voilement, gauchissement [19]. Par exemple :

**Tableau 5.** Représente les propriétés d'une stratifiée miroir :

Numéro de pli	Orientation	Notation conventionnelle	Symbole
10	90°	[90/0 <sub>z</sub> /- 45/+45] s	
9	0°		
8	0°		
7	-45°		
6 plans	+45°		
5 moyens	+45°		
4	-45°		
3	0°		
2	0°		
1	90°		

**Cas particulier des tissus équilibrés** : certains stratifiés sont constitués partiellement ou totalement de couche de tissu équilibré. On fait alors figurer sur le dessin un schéma décrivant la composition du stratifié [19] :



Ce stratifié constitué de 3 couches de tissus équilibrés pourvu de la symétrie miroir : on considère en effet qu'une couche tissée est équivalente à deux séries de plis unidirectionnel croisés +90° et donc est elle-même pourvue de la symétrie miroir (vérifiée une toile, un taffetas) :

- ✓ Chaque couche de tissu est remplacée par 2 séries de plis unidirectionnels identique, croisés à  $90^\circ$ , d'épaisseur moitié de l'épaisseur  $e$  de la couche de tissu, et dont on connaît les propriétés élastiques. Cette représentation est commode pour la détermination des propriétés élastiques du stratifié.
- ✓ Une couche de tissu est remplacée par un seul pli anisotrope d'épaisseur  $e$  dont on connaît les propriétés élastiques et limites de rupture. Cette représentation est utile pour la détermination des contraintes de rupture du stratifié.
- ✓ On prévoit en général une proportion minimum de plis (de 5 à 10 %) suivant chaque direction :  $0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ$ . Prennent en compte les sollicitations mécanique qui s'exercent sur le stratifié dans la zone considérée. un cas courant consiste à solliciter le stratifié dans son plan. On dit alors qu'il travaille en membrane (c.-à-d. le stratifié travaille à la flexion). les sollicitation mécanique prennent la forme la forme de contrainte  $(\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy})$  ou de flux d'efforts  $(N_x, N_y, T_{xy})$ , le flux d'effort étant le produit de la contrainte par l'épaisseur  $h$  du stratifié.
- ✓ L'épaisseur minimum d'un stratifié doit être de l'ordre du millimètre par exemple, 8 Plis unidirectionnels ou 3 à 4 couches de tissu équilibré carbone/époxyde [19].

### 2.1.3. HOMOGENEISATION SIMPLIFIEE 'BORNES VOIGT ET REUSS' :

Soit un matériau composite UD de repère d'orthotrope  $(l, t)$ , constitué de fibres noyées dans une matrice polymère. Soit une cellule élémentaire de fraction volumique  $V = 1$

Constituée de fibres et de matrice avec [13] :

$v_m$  : Fraction volumique de matrice

$v_f$  : Fraction volumique de fibre ( $V = v_m + v_f = 1$ )

A l'échelle locale, on a les hypothèses suivantes :

- Fibres: comportement élastique linéaire fragile isotrope de coefficients  $E_f$  et  $\nu_f$ .
- Matrice: comportement élastique non-linéaire, isotrope de coefficients  $E_m$  et  $\nu_m$ .

Les modèles à bornes donnent un encadrement du comportement mécanique du matériau composite par des comportements mécaniques limites (bornes). Les modèles que nous allons voir maintenant sont applicables à des mélanges de polymères (matériaux composés) et à des composites chargés par des particules diverses. Nous remplacerons donc les termes fibres et matrices par des phases. Les bornes correspondent aux associations série des deux phases (REUSS, équivalent au modèle du module transverse équivalent de la loi des mélanges) et

Parallèle (VOIGT, équivalent au modèle du module longitudinal équivalent de la loi des mélanges). Il est simplement admis que pour le modèle de REUSS, la contrainte est homogène dans les deux phases (continuité de la contrainte) et pour le modèle de VOIGT, la déformation est constante (continuité de la déformation) dans tout le composite. L'intérêt est limité dès que l'écart des caractéristiques des deux phases est important [13] c.-à-d. :

- On suppose que le travail est élastique linéaire.
- On suppose que la liaison fibres/matrices est parfaite :  $V_m + V_f = 1$  et  $0 \leq V_f \leq 100\%$ .
- Localement, on a :  $\sigma_f = E_f \epsilon_f$  et  $\sigma_m = E_m \epsilon_m$ 
  - El évolue linéairement:  $E_c = V_f E_f + V_m E_m$ .
  - ET évolue hyperboliquement:  $E_c = \frac{E_f E_m}{V_m E_f + V_f E_m}$  [13].

**Détermination des caractéristiques pour un pli unidirectionnel**

Si l'on considère la matrice de souplesse comme présenté précédemment, Le comportement isotrope transverse d'un pli unidirectionnel est déterminé par modules  $E_l$ ,  $E_T$ ,  $G_T$ ,  $\nu_{LT}$ . Des essais simples permettent de mesurer ces Caractéristiques. Les chargements utilisés, sauf pour  $G_T$ , permettent de placer En état de contraintes planes [17].

✓ **Essai de traction longitudinale :**

On applique un chargement  $F$  dans la direction \*L\* des fibres. On est dans le repère D'orthotrope du matériau. Si  $S$  est l'aire de la section, l'état de contrainte associé est [17] :

$$\sigma_1 = \frac{F}{S}, \quad \sigma_2 = \sigma_3 = \sigma_4 = \sigma_5 = \sigma_6 = 0$$

On mesure les allongements longitudinaux (direction 1)  $L_1$  et transversaux (direction 2)  $\Delta L$

Les déformations associées sont :

$$\epsilon_1 = \frac{\Delta L_1}{L_1}, \quad \epsilon_2 = \frac{\Delta L}{L_2}$$

Ou  $L_1$  est la longueur de la partie utile de l'éprouvette et  $L_2$  la largeur. La loi de comportement définie par la matrice de souplesse conduit à :

$$E_l = \frac{\sigma_1}{\epsilon_1}, \quad \nu_T = \frac{\epsilon_2}{\epsilon_1}$$

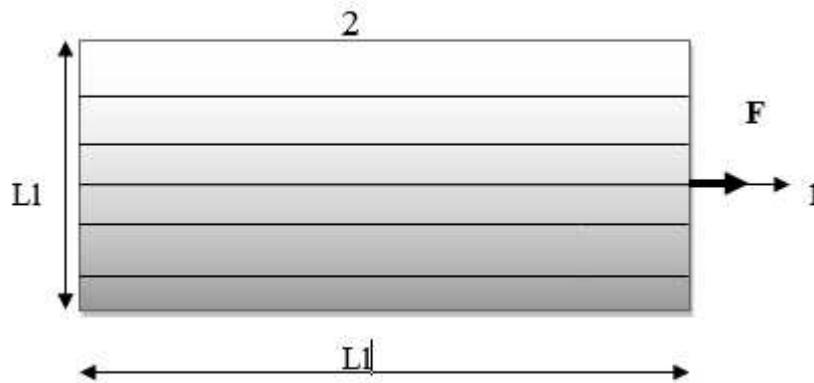


Figure 18. Traction longitudinale [17].

**Essai de traction transversale :**

Cette fois-ci, on applique un chargement F dans la direction transversale \*T\* perpendiculaire aux fibres dans ce cas [17] :

$$\epsilon_2 = \frac{F}{S}, \quad \epsilon_1 = \epsilon_3 = \epsilon_4 = \epsilon_5 = \epsilon_6 = 0$$

En utilisant les mesures de déformations longitudinale et transversale, on obtient de la même

Manière:

$$\nu_{12} = \frac{\epsilon_1}{\epsilon_2}, \quad \nu_{21} = \frac{\epsilon_2}{\epsilon_1}$$

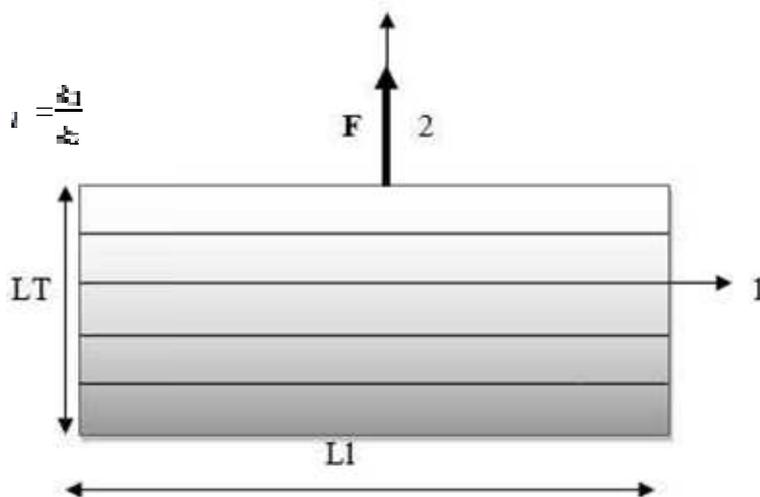


Figure 19. Traction transversale [17].

**2.5 ESSAI DE TRACTION HORS AXES :**

On utilise ici une éprouvette soumise à un chargement F qui fait un angle de 45° avec l'orientation des fibres. Nous ne sommes plus dans les axes d'orthotrope et on utilise alors la relation de comportement définie par (figure 20) et (figure 21) et  $\theta = 45^\circ$  [17].

L'état de contrainte associé est :

$$\sigma_1' = \frac{F}{S} \quad , \quad \sigma_2' = \nu_{12} \sigma_1' = \sigma_4' = \sigma_5' = \sigma_6' = 0$$

La mesure de la déformation longitudinale  $\epsilon_1'$  donne :  $\Delta_1' = \frac{1}{4}(\Delta_1 + \Delta_2 + 2\Delta_3 + \Delta_4)$   $\frac{\epsilon_1'}{\sigma_1'}$

= On en déduit que :  $\frac{1}{G_T} = 4 \frac{\epsilon_1'}{\sigma_1'} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} + \frac{2\nu_{12}}{E_1}$

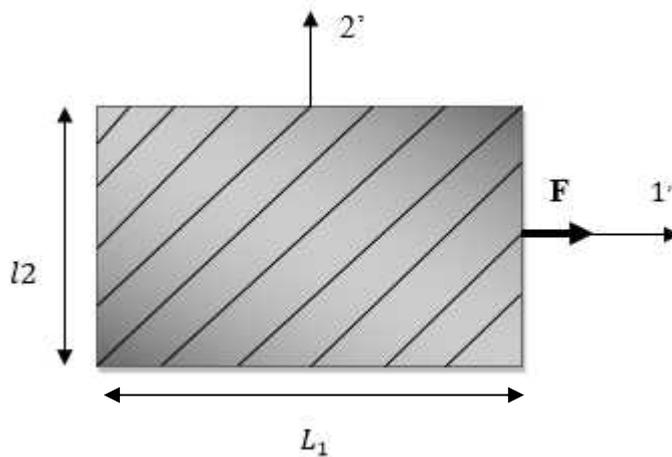


Figure 20. Traction hors axes [17].

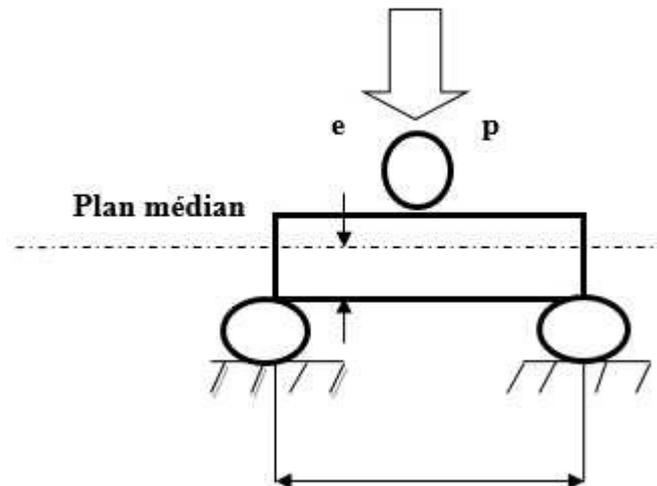
En résumé de ces essais, le tableau 4. Ci-dessous donne certains résultats expérimentaux [17] :

Composite	$E_1$ (GPa)	$E_2$ (GPa)	$\nu_{12}$	$G_T$ (GPa)	$G_T$ (GPa)
Epoxy/fibre de verre	46	10	0,31	4,7	4
Epoxy/fibre de carbone	159	14	0,32	4,8	4,3
Epoxy/fibre de kevlar	84	5,6	0,34	2,1	2,1

Tableau 4 : comparaison de différents composites [17].

### 2.6 Essai de cisaillement inter – laminaire :

IL s'agit du cisaillement dans un plan perpendiculaire aux strates (plis) de type 1,3 ou X, Z. L'essai consiste à réaliser une flexion 3 points sur appuis rapprochés ( $L/e = 5$ , ci-dessous) suivant les normes ISO 4585, ASTM D 2344, EN 2377) [18].



**Figure 21.** Flexion sur appuis rapprochés pour le cisaillement inter-laminaire [18].

On exploite les efforts tranchant qui génèrent une contrainte  $\tau_L$  qui maximale dans le plan médian, la contrainte ultime en cisaillement inter-laminaire (délaminage) est alors donnée

$$\text{Par : } S = \frac{3p \max}{4 B e}$$

**Remarque :** ce type d'essai est aussi utilisé sur les composites unidirectionnels pour estimer la qualité de l'adhésion inter faciale. Il conduit cependant à des résultats qualitatifs. Un essai plus direct est schématisé (ci –dessous) deux entailles opposées délimitent un ligament d'aire  $H e$ . Il est alors possible de mesurer la contrainte ultime de rupture de se ligament en cisaillement soit particulièrement soigné, avec éventuellement guidage.

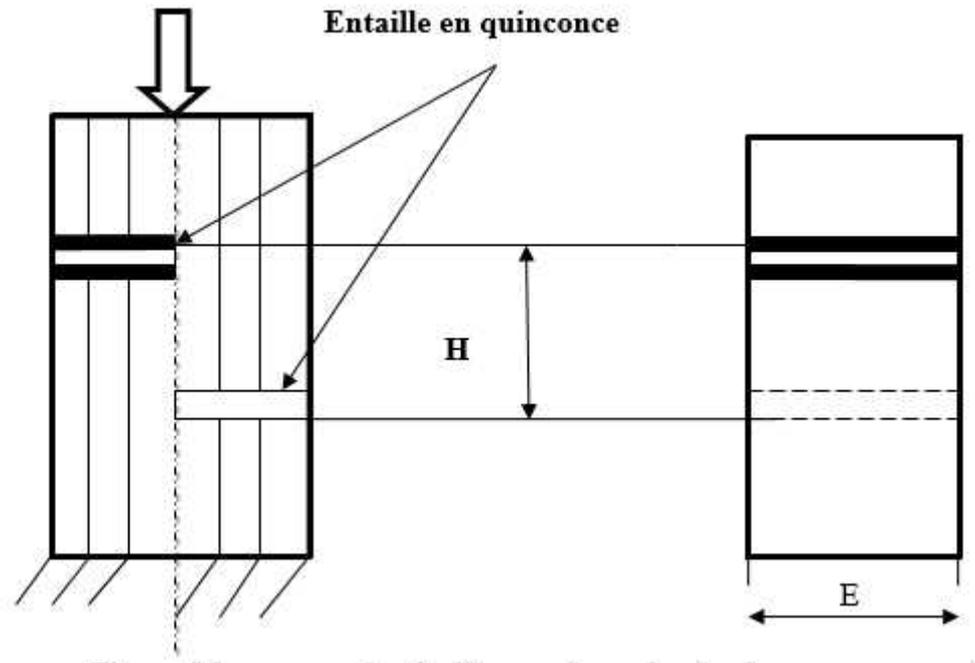


Figure 22. Mesure du cisaillement inter-laminaire par compression [18].

✓ **Cisaillement inter-laminaire de l'unidirectionnel**

On exploite la forte anisotropie des composites à matrice organique, en se basant sur la théorie des stratifiés. La première méthode consiste à utiliser une éprouvette de traction d'un stratifié [ ±45 ] S (norme ASTM D 3518-76) [18]

Comme décrit sur la figure (ci -dessous) à partir de la courbe de traction, généralement non-linéaire en cisaillement, on peut obtenir la loi de comportement en cisaillement de l'unidirectionnel [21] :

$$\sigma_s = \frac{\sigma_1}{2}, \text{ et } \epsilon_s = \epsilon_{longitudinal} - \epsilon_{transversal} .$$

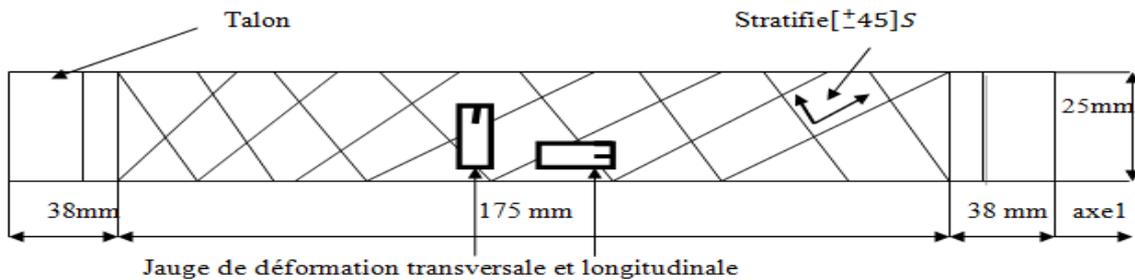


Figure 23. Eprouvette de traction pour mesure du cisaillement inter-laminaire (ASTM D 3518-75) [18].

La seconde méthode est basée sur un essai de traction « hors-taxes » sur une éprouvette orientée à 10°, assez longue et instrumentée par une rosette de gauge à 0°, 45°, 90° (figure ci-dessous). Tels que : A= 90°, B= +45°, C= 0°.

$$\sigma_s = 0,171 \sigma_1 \quad , \quad \text{et} \quad \varepsilon_s = 1282 \varepsilon_A + 1,897 \varepsilon_B - 0,598 \varepsilon_C$$

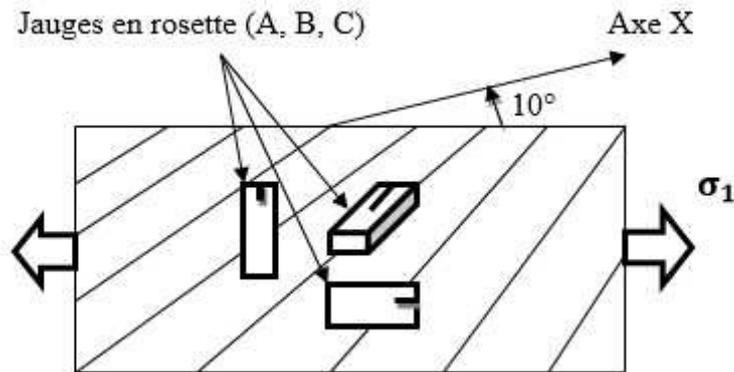


Figure 24. Éprouvette « hors-taxes » 10° pour la mesure du cisaillement inter-laminaire [18].

✓ **Cisaillement inter-laminaire des stratifiés :**

De nombreuses méthodes ont été mises en point, on peut décrire que les plus courantes :

Essai d'Iosipescu (norme ASTM D 5379) et Rail shear Test (norme ASTM D 4255) [18].

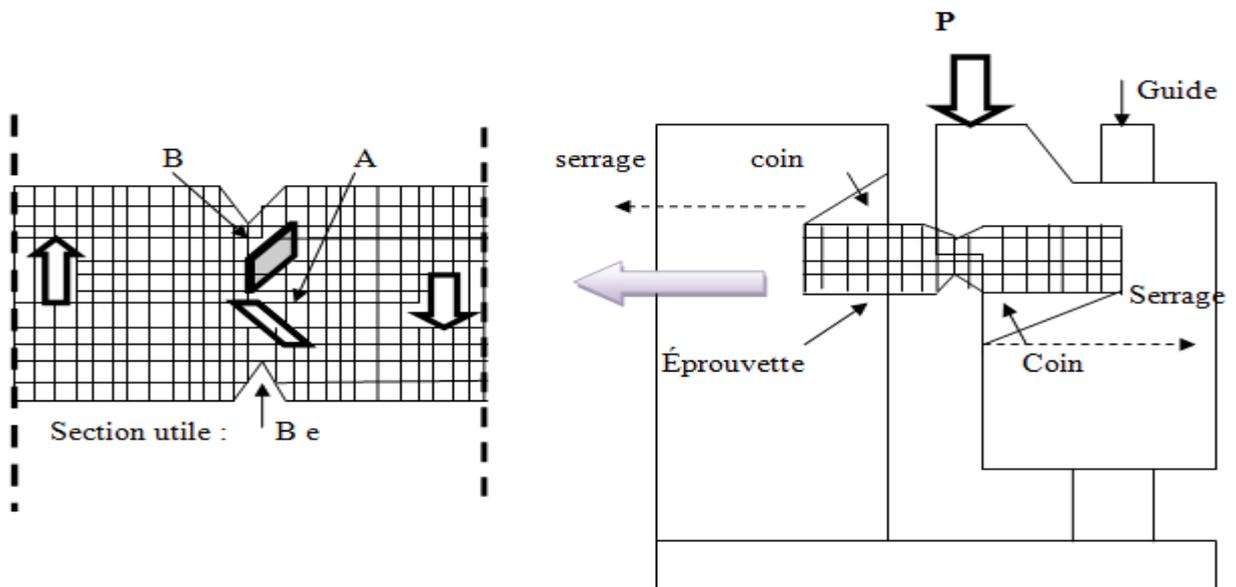


Figure 25. Principe de l'essai d'Iosipescu [18].

L'éprouvette est un barreau muni d'entailles à 90°, encastrée aux deux bouts, sous l'effet de l'effort de compression, l'un des encastrement se déplace parallèlement à lui-même grâce à un guidage soigné. Dans la zone centrale, le cisaillement peut être comme uniforme et il est mesuré par des gauges en rosette à 45°. La géométrie de l'encastrement doit être optimisée avec soin, car elle détermine l'uniformité du cisaillement dans la zone centrale entre les deux entailles. On a alors:

$$\sigma_{45} = \frac{P}{B e} \quad \text{et} \quad \epsilon_{45} = \epsilon_A - \epsilon_B.$$

Cet essai permet en principe d'accéder au cisaillement dans les trois plans principaux si le composite est suffisamment massif, il donne accès à la loi de comportement mais la mesure de la contrainte ultime pose des difficultés car les flexions et torsion parasite ne peuvent être totalement éliminées et il y a toujours les concentrations dues aux entailles [18].

### 3. Etude actuelle sur les stratifiés composites :

Les recherches actuelles basées sur l'état de comportement mécanique des matériaux composites à matrice thermodurcissable de haut performance destinées au domaine aéronautique par rapport aux autres domaines, en première lieu nous verrons le comportement des stratifiés carbone/époxy par essai de fluage. D'après les études de **WK Goertzen, M. Kessler** la rupture d'une pièce stratifiée a été observée dans une courte durée moins de 1600h (comportement de fluage par traction) avec une température ambiante selon des charges allant jusqu'à 77% pour fibre de carbone, d'autre part par essai de flexion avec faible contrainte confirme que avec température élevée (30°C-75°C) dans un diagramme isotherme (temps/température) a été rétablie tel que les calculs obtenus manuellement peut être transformés à l'aide d'utilisation de l'énergie d'activation constante pour estimer les facteurs de décalage. Cette dernière soit constante ou bien travailler avec une température inférieure à celle de T<sub>g</sub> (T° transition vitreuse) pour assurer la rigidité de la structure composite. et les prédictions ce qui concerne les niveaux de fluage la fin d'une durée de vie de 50 ans tel que les niveaux d'application des contraintes pour avoir l'échec à 50 ans variaient de 84% à 30 ° C à 42% à 50 ° C. la réduction correspondant le module sur la période de 50 ans se situaient entre une réduction de 18% plus de 50 ans à 30 ° C à une réduction de 58% pour les 50 ans à 50 ° C. les essais de fluage à court terme ou long terme tester la durabilité des composites surtout avec des contraintes à long terme peut avoir de défaillance (déformation à temps prolonger) et les caractéristiques mécaniques sont importantes au raison de leur comportement viscoélastique (

Lorsque se charger et sensible aux conditions environnementale ( $T^\circ$ , l'humidité etc.) soit constantes. d'après **Mijia Yang , Yiming Zhao ,Nong Zhang** les études de performance à long terme de résine époxy EBAS ce l'effet de leur comportement viscoélastique de la couche adhésive par deux model(théorique et numérique calculer par logiciel dite ABQUS) le modèle théorique explique le comportement de EBAS suivant l'essai de traction et de cisaillement et la déformation est tester selon la durée de chargement (durant 5 ans) pour avoir des solutions proche de celle de logiciel ( $\approx 92\%$  ) sur la viscoélastique du matériau en 3D si ce dernier caractérisé comme un solide ayant un comportement linéaire.

D'autre part une étude base sur la modélisation de l'effet de l'oxydation sur la tenue en fatigue de fibre de carbone unidirectionnel avec une température élevée. D'après **Li Longbiao**

Le mode de vie à la fatigue d'une matrice céramique type Sic renforce de fibre de carbone unidirectionnel soumis une température élevée et sous air est effectué .le model de cisaillement Budiansky-Hutchinson – Evans à utilise pour décrire les champs de l'échec des fibres endommagée en prend à considération les micro-contraintes et model de l'interface fibre-matrice et model de décollement statistique et critère de la rupture mécanique par multi fissure ont été utilisées pour déterminer l'espacement de fissure de l'interface et la longueur de décollement. Le modèle de propagation de la contrainte de cisaillement et le modèle de dégradation de la résistance de la fibre et de la région d'oxydation ont été adoptées pour analyser les fatigues et les effets d'oxydation sur la vie de la fatigue du composite qui est contrôlé par un glissement de friction interface et la diffusion de l'oxygène gazeux à travers multi fissuration de la matrice et La vie de fatigue par courbe S-N des composites unidirectionnel, à plis croisés ont été prédit. D'après **Roberto Brighenti, Andrea Carpinteri, Daniela Scorza** l'étude basée sur l'approche mécanique de la rupture pour décrire le décollement de la fibre, une approche fondée sur les taux de croissance de la fissure est appliquée pour évaluer le comportement en fatigue des composites renforcés de fibres, et une approche Wöhler est utilisé pour quantifier l'endommagement dans la matrice. Cette étude basée sur les paramètres de l'endommagement de l'interaction fibre-matrice pour quantifier la sévérité de décollement pendant le processus de fatigue. Les résultats de simulations numériques sont comparés avec les certains résultats de la littérature, pour évaluer l'effet fatigue de différentes variables mécaniques et conditions renforcement par fibres sur le comportement en fatigue de ces matériaux. Le modèle actuel, basé sur la description des phénomènes mécaniques qui ont lieu au niveau microscopique et mésoscopique, permet de décrire quantitativement les principaux effets de dégradation

---

produites par chargement cyclique sur les composites stratifiés. D'après **Thomas Bru, Peter Hellström Renaud Gutkin, Dimitra Ramantani, Göran Peterson**, une étude base sur les propriétés mécanique d'un polymère époxy renforce de fibre de carbone unidirectionnel tissu non tissu de sertissage (NCF) est établie.les composites étudiés sont des stratifiés unidirectionnels soumis à des charges normal et de cisaillement cyclique caractérise de leur rigidité ,force ,épaisseur,... etc.et ne oublier pas les résultats de chargement par exemple la défaillance, le taux de restitution d'énergie critique associée aux différentes mode de défaillance mesure d'après les essaie de ténacité interlaménaire et translaminaire.

---

#### 4. INTRODUCTION:

Le présent chapitre est une étude expérimentale commence par caractérisation des éléments constituant des matériaux composites à élaborés, les matrices époxydes sont moulés sous forme des éprouvettes en haltère conformément aux modalités de la norme ISO 527, afin de déterminer les paramètres mécaniques de chaque type, des essais mécaniques à l'échelle macro sont déjà effectuées sur les deux renforts de carbone.

Les étapes suivies pour l'élaboration des différentes plaques composites, soit par infusion, ou soit par patch, sont clairement présentées, les stratifiés obtenus sont découpés et équipés par des talons en aluminium selon les normes en vigueur.

Les essais de caractérisation mécanique commencent par les essais de traction simple, afin de déterminer les paramètres sur lesquelles, nous avons précisé le protocole de fluage, où la contrainte d'exercice est de l'ordre de 80% de résistance ultime de traction. Cette valeur qui présente la contrainte max de service permet de suivre l'évolution de la déformation et le module en fonction de temps, jusqu'à la rupture.

Les essais de fluage sont réalisés sur trois types de stratifiés, des stratifiés en fibre de carbone taffetas et deux variantes de résine époxy, à savoir : Epocast 50-A 1 et G35.

Le deuxième type de stratifiés sont réalisées sous forme de quatre plis unidirectionnels sur une autre quatre plis en interférence de 50 mm, en utilise trois types de résine : Epocast, G 50 et G35.

Le troisième type sont des stratifiés unidirectionnels réalisées par superposer des plis, l'un sur l'autre sur une zone de 50mm, les éprouvettes sont notées 4/4\_type de résine

#### 4.1. Caractérisations mécaniques des matrices :

Dans cette partie on s'intéresse par l'effet de dilution sur les propriétés mécaniques des matrices, pour cela nous avons élaborés des éprouvettes de traction sous forme haltère (Fig. 26) selon la modalité de la norme NF EN ISO 527-4type B. nous avons utilisés trois pourcentage de dilution 5,10 et 15%. Les essais sont effectués sur une machine universelle Zwick/Z010 piloté par le logicielle testXpert version 12.0 (Fig. 27).

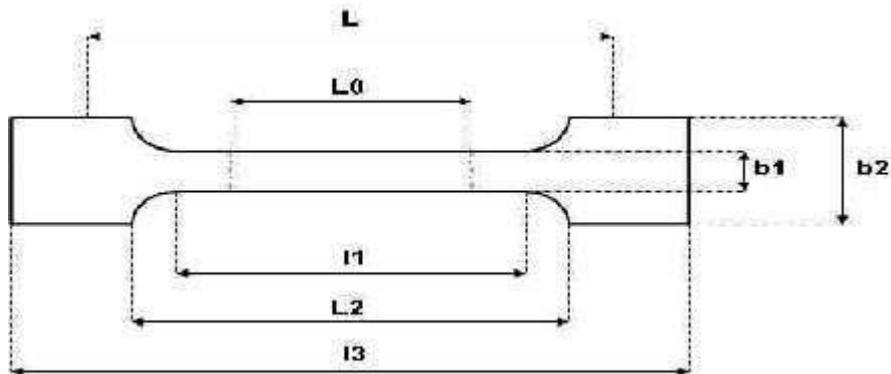


Figure 26. Dimensions de l'éprouvette haltère

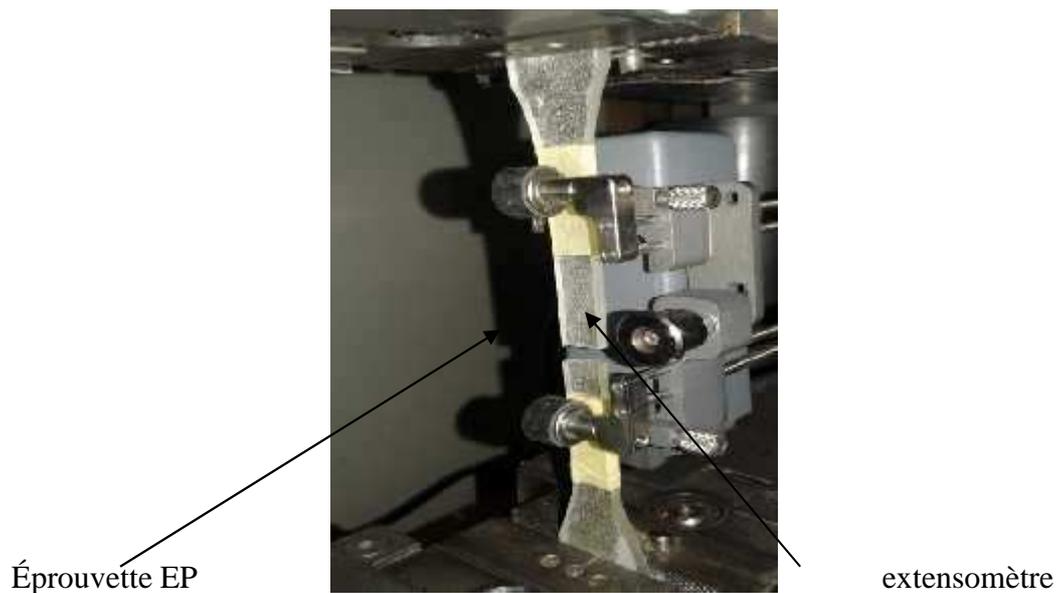


Figure 27. Essai de traction sur la machine Zwick.

#### 4.1.1. Matrice Epocast 50-A1:

Epocast 50-A1 est une résine de stratification de manipulation facile. Ce système peut être employé pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautiques. Le produit est agréé par la norme BMS 8-201(Boeing Matériels Spécification).

Cette résine présentée sous forme d'un mélange homogène de résine (EPOCAST 50-A1) et de durcisseur (HARDENER 9816) tous deux de marque HUNTSMAN. Les proportions ont été prises selon des normes imposées par le fabricant, qui exige comme mélange : 100 g de résine pour 15 g de durcisseur.

Les spécifications techniques de cette résine sont mentionnées dans la fiche technique fourni par le fournisseur.

Tableau 6. Caractéristique technique de résine Epocast 50-A 1

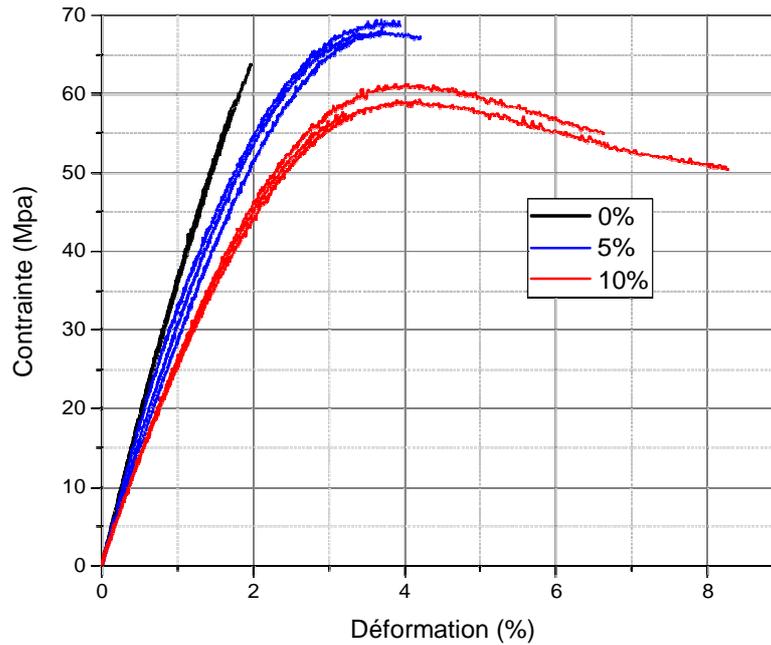
Propriétés	Résine 50-A1
Couleur	Paille
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1.21
Viscosité à 25 C° (mg/cm s)	77.7
Temps de vie à 25 C° et sans ouverture du conteneur (mois)	12
Propriétés	Durcisseur 946
Couleur	Orange-dore
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1.05
Viscosité à 25C° (mg/cm s)	4000
Temps de vie à 25 C° et sans ouverture du conteneur (mois)	12



Figure 28. Matrice EPOCAST 50-A1



Figure 29. Durcisseur (HARDENER 9816)



**Figure 30.** Comportement de résine EPOCAST50-A1 en traction

La déformation est augmentée en fonction de la teneur de dilution ce qui met en évidence la relation inverse entre la rigidité et la dilution. La contrainte de rupture est maximum pour la résine diluée par 5%, cela est expliqué par l'aspect rhéologique au cours de mise en forme, la dilution permet de diminuer la viscosité et les bulles d'air formées au cours de malaxage et prisonnier dans le cas de résine visqueuse, après la réticulation, ces pores forment des défauts qui engendrent une cassure brutale au cours des efforts de traction.

On ce qui concerne les matrices diluées par 10% de diluant, nous avons constatées que la contrainte max de rupture est inférieure à celle de témoin, et la déformation est supérieure à 6%, ce qui montre qu'il y a des molécules qui ne sont pas réticulées et provoquent (un écoulement) à partir de certaines valeurs de traction. ce phénomène est lié par les monomères non réticulés. Ces résultats montrent que la formulation de résine diluée pour des valeurs supérieures à 5% ne doit pas procéder par la même formulation des résines diluées au maximum de 5%.

Tableau 7. Paramètres mécaniques sont déterminés par traction

Résine	Epocast 50-A1			Epocast 50-A1 +5%			Epocast 50-A1 +10%		
Module (GPa)	3,49	3,44	3,47	2,91	2,82	2,62	2,21	2,14	2,27
Contrainte (MPa)	63,69	58,95	58,30	68,53	69,28	67,6	61,13	58,10	58,94
Déformation pour $\sigma_{max}$	1,97	1,75	1,72	3,7	3,6	3,44	4,0	3,16	4,07
Déformation Max	1,97	1,75	1,72	3,91	4,19	3,44	6,63	3,16	8,27

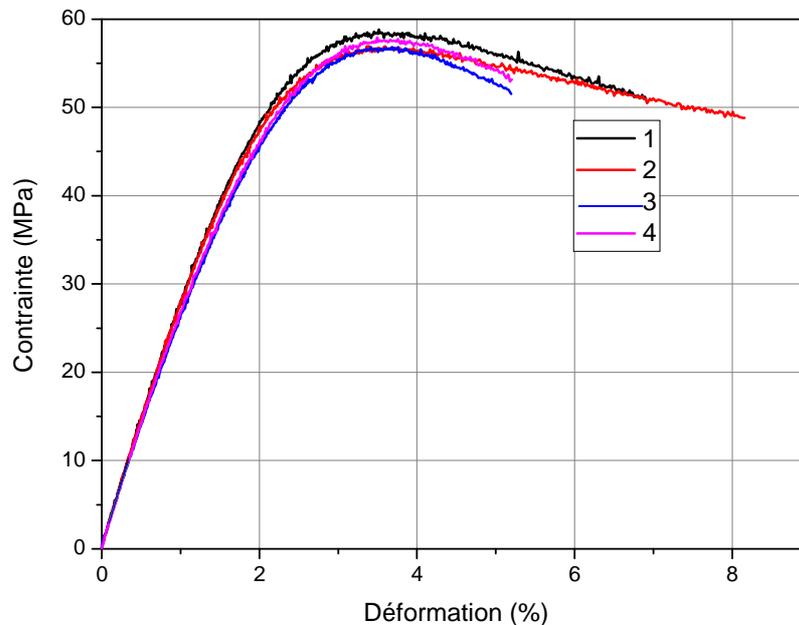
### 4.1.2. Matrice G50:

Cette résine est commercialisée par l'entreprise LORN CHIMICAL, fabriquée par IMEXFA SA (Brussel-Belgaum), sans dilution, destinée pour formulation des systèmes époxy sans solvant, pour le moulage, pour les composite et d'autres utilisation. Ces propriétés techniques sont données par le fabriquant.

**Tableau 8.** Caractéristique technique de résine G50

Equivalent époxy	182-190
Viscosité à 25°C	8000-12000 MPa .s
Densité à 20°C	1,17
Point Eclair	> 150°C

Les essais de tractions sont effectués sur la machine Zwick /Roel 10 KN comme indique la figure ci-après.



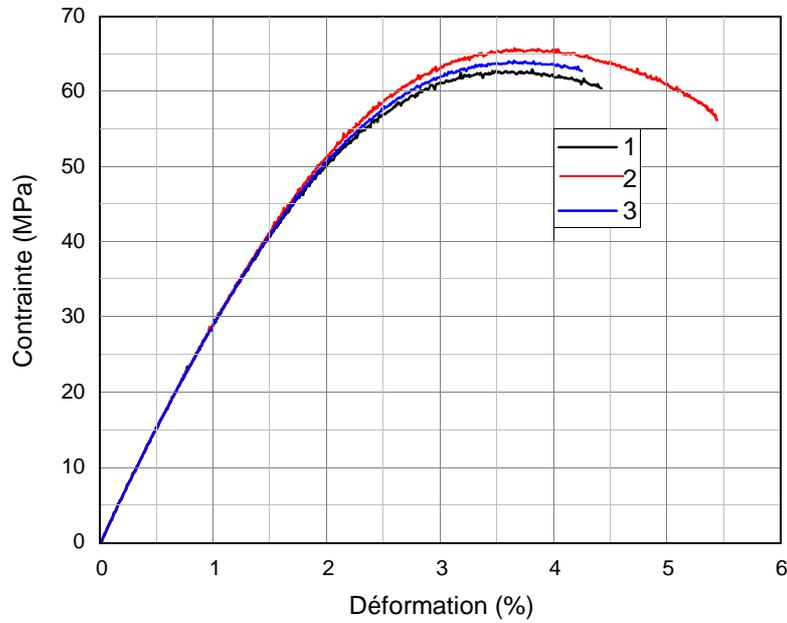
**Figure 31.** Comportement de résine G50 en traction.

**Tableau 9.** Paramètres mécaniques de résine G50

Paramètre	Module de Young GPa	Contrainte max
Essai 01	2,86	58,48
Essai 01	2,96	57,87
Essai 01	2,76	56,54
Essai 01	2,86	56,54

### 4.1.3. Matrice G 35:

Cette résine est une formule diluée de la résine G0, fabriquée par la société IMEXFA SA (Brussel-Belgaum), destinée pour les systèmes d'injection, pour les composites RTM et sous vide et d'autres utilisations. Les essais de traction sont présentés sur la figure ci-après

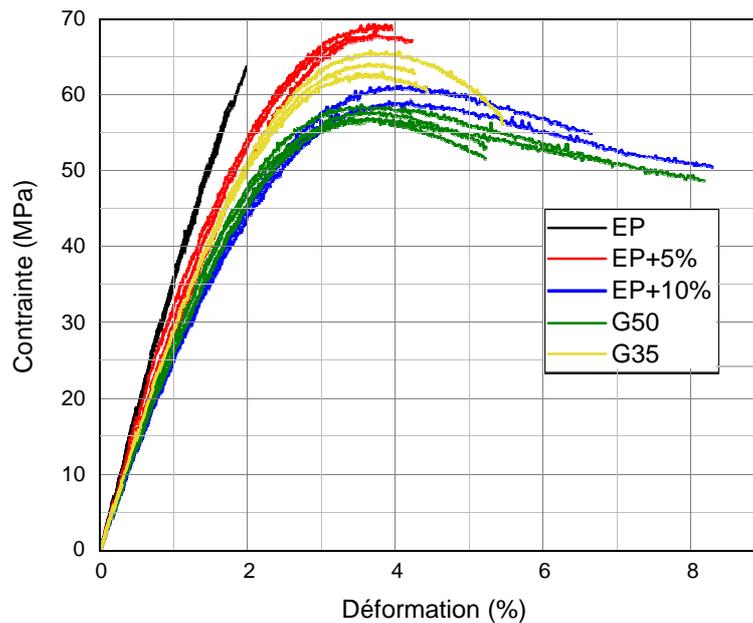


**Figure 32.** Comportement de résine G 35 en traction.

Tableau 10 : paramètres mécaniques de résine G 35

Paramètre	Module de Young GPa	Contrainte max
Essai 01	2,84	65,67
Essai 01	2,85	63,87
Essai 01	2,84	62,97
Moyen	2,84	64,17

La figure ci-après présente le comportement en traction des différentes matrices qui font l'objet d'étude



**Figure 33.** Comportement en traction des matrices utilisées.

A partir de ces résultats on remarque bien la performance de résine EPOCAST, cette résine est destinée pour l'aéronautique, la dilution de cette résine diminue leur rigidité, par contre la dilution de la résine G50 n'influe pas sur ces paramètres élastiques, ce qui montre que la formulation de dilution doit prendre en considération les paramètres chimiques de résine et de durcisseur tel que l'indice et l'équivalent époxy pour la matrice, et l'équivalent et l'indice amine pour le durcisseur.

## 4.2 Caractérisation du renfort utilisé :

### 4.2.1. Fibre de carbone unidirectionnel :

La fibre de carbone unidirectionnel utilisée est fournie par la société SiKa sous le nom commercial SikaWrap®-230 C/45, présentée sous forme d'un tissu unidirectionnel de renforcement de structures, à base de fibres de carbone, applicable « à sec » (sans imprégnation préalable).

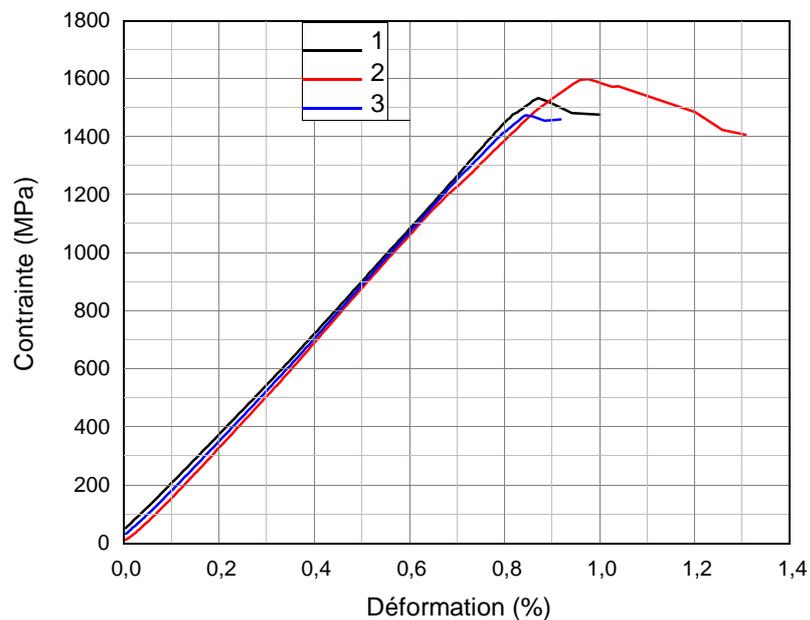
Tableau 11. Caractéristiques techniques de fibre de carbone unidirectionnel

Grammage	230 g/m <sup>2</sup> + 10 g/m <sup>2</sup>
Épaisseur du tissu	0,13 mm
Densité des fibres	1,76 g/cm <sup>3</sup>
Résistance en traction	4 300 MPa
Module d'Elasticité en traction	234 000 MPa
Elongation à rupture	1,8 %



**Figure 34.** Fibre de carbone Le SikaWrap®-230 C/45

La caractérisation à l'échelle macro s'effectue par essai de traction sur des mèches, les résultats obtenus sont présentés dans la figure suivante :



**Figure 35.** Comportement en traction des mèches en carbone unidirectionnel.

A partir de ces courbes, nous avons déterminé les paramètres mécaniques, comme indiqué le tableau ci-après, le module de Young est calculé entre les fourchettes de déformation 0,45 et 0,65 %, l'essai de traction est arrêté lorsque on atteint une chute de contrainte de 80% par rapport la contrainte maximum.

Tableau 12. Paramètre mécanique des mèches de carbone par essai de traction.

Paramètre	Module de Young GPa	Contrainte max	Déformation
Mèche 01	181,04	1535,10	1,00
Mèche 02	184,50	1599,00	1,30
Mèche 03	183,40	1473,50	0,92
Moyen	182,98	1535,866	1,073

D'après ces résultats, nous avons remarqué que le module calculé à l'échelle macroscopique et la contrainte ultime sont inférieurs aux module et contrainte données par le fournisseur, cet écart est expliqué par la différence entre les paramètres mécaniques à l'échelle micro (détermination des paramètres mécanique au niveau d'un seul fibre) et les paramètres mécaniques à l'échelle macro (déterminés par essai classique)

#### 4.2.2. Tissu de fibre de carbone :

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

Tableau 13 : Caractéristique de fibre de carbone .

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-6
Architecture	Taffetas
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

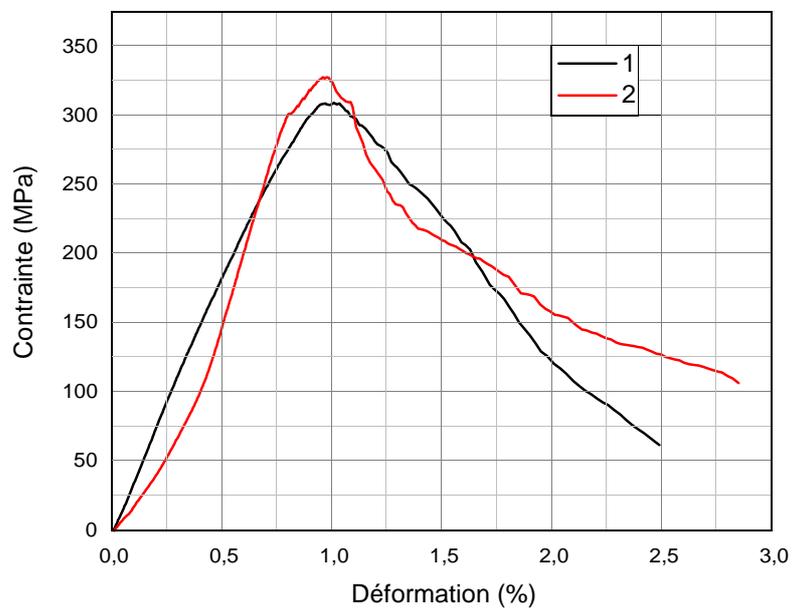


Figure 36. Tissu de fibre de carbone.

Les essais sont effectués sur une machine universelle Zwick/Z010 piloté par le logiciel test Xpert version 12.0 comme indique la figure 37



**Figure 37.** Banc d'essai de traction sur tissu de carbone



**Figure 38.** Comportement en traction des fibres en carbone taffetas.

### 4.3.Élaboration des matériaux composites:

Deux procédés sont utilisés pour l'élaboration des stratifiés carbone/époxy en fonction de la viscosité de résine, les stratifiés à base de la résine Epocast sont élaborés par méthode de patch, les autres sont procédés par méthode d'injection sous vides, les stratifiés pour mesure de l'adhérence sont élaborés par injection, le premier type noté 4/4 sont disposées en quatre plis de dimension 300 x 300 mm de tissu unidirectionnel positionnée sur une surface de 50 mm d'autres quatre plis, le deuxième type noté 1/1x4 sont des plaques de carbone unidirectionnel de même dimension, positionnée en interférence de 50 mm jusqu'à huit plis sur cette zone commune.

#### 4.3.1.Élaboration par sous vide :

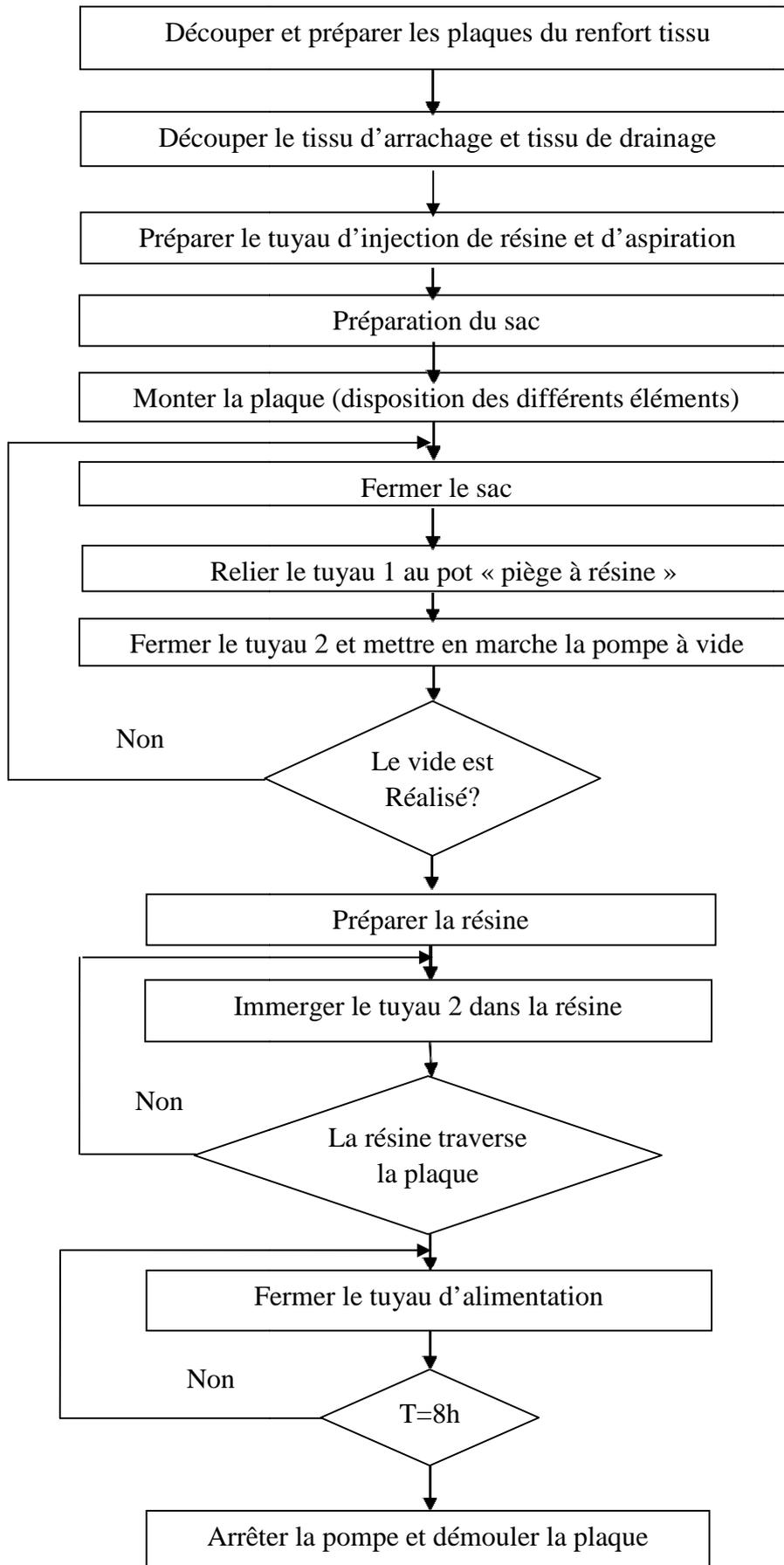
L'élaboration d'une plaque stratifiée carbone par injection sous vide s'effectue à l'aide d'une pompe à vide reliée à travers un piège de résine par un film en plastique bien scellée et contient le tissu découpée et préparée, ce film est relié par une source d'alimentation en résine, le fonctionnement de la pompe permet de remplace le vide par la résine à l'intérieurs du film.

Lorsque la résine enrobe le dispositif de stratification, on ferme la source d'alimentation, puis la pompe reste en marche jusqu'à la réticulation complète de résine (pendant huit heures)

Les différentes étapes suivies pour cette technique sont mentionnées ci-après comme suivant [40] :



**Figure 39.** Plaque de carbone UD/injecte 812 élaborée.



#### 4.3.2. Elaboration par la méthode de patch (tapie chauffant) :

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

**TABLEAU 14.** Propriétés de système tapis chauffant .

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



**Figure 41 : Console ANITA NG 9201.**

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

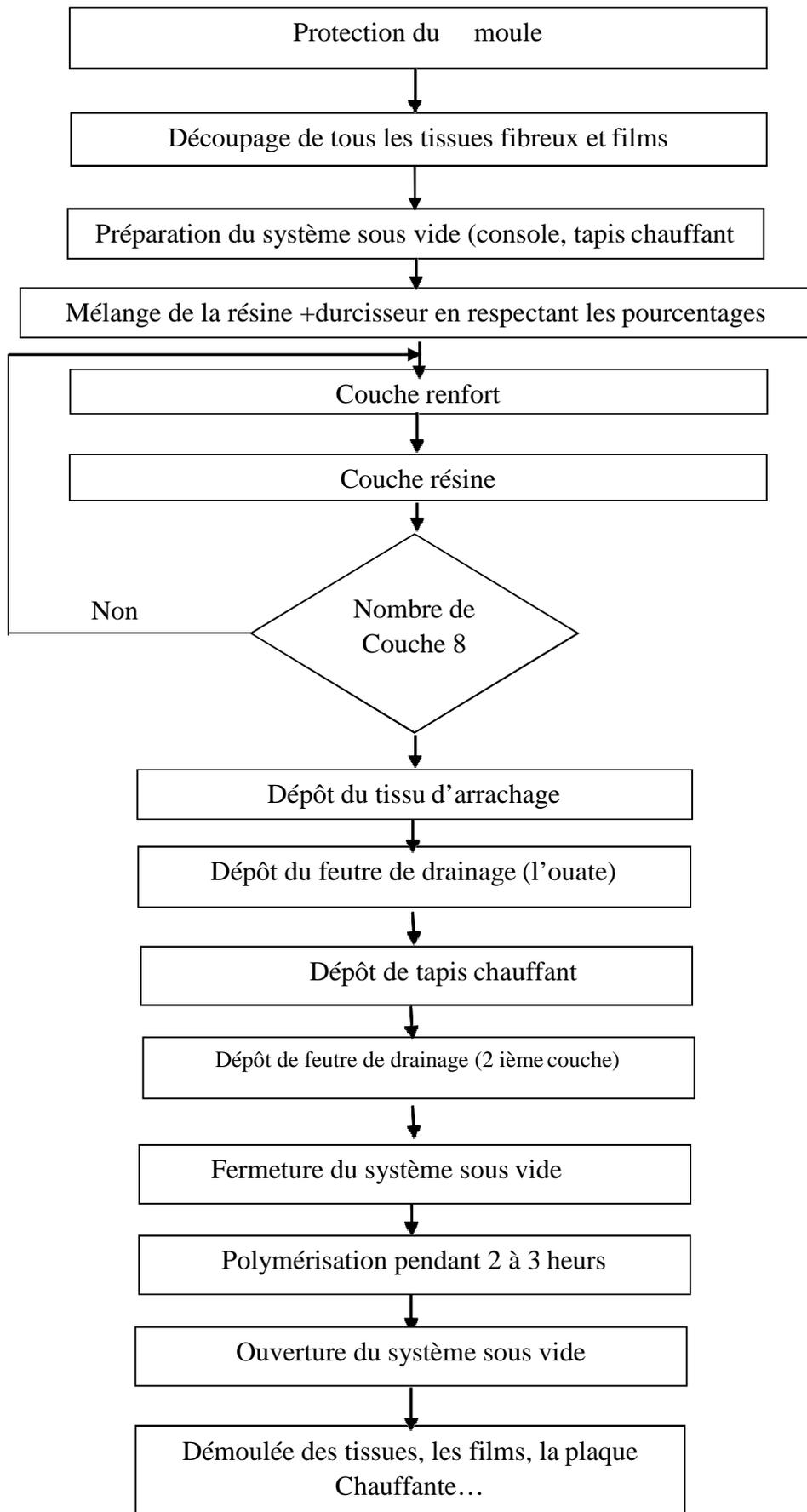


Figure 42. Schéma des étapes du moulage sous vide (méthode de patch)

#### 4.4 Caractérisation des plaques composites élaborée :

##### 4.4.1. Caractérisation physique :

##### 4.4.1.1 Détermination de la masse volumique :

La masse volumique réelle (pour les matériaux à l'état compact, comme le cas des composites stratifiés) est déterminée suivant la méthode A (par immersion dite à la balance hydrostatique) selon la norme NF T 51-561 ; cette méthode, basée sur le principe d'Archimède, est plus précise qu'un simple rapport masse sur volume. Les masses volumiques des résines réticulées sont déterminées sur une moyenne de cinq échantillons, par double pesée à 23°C. Les échantillons sont plongés dans un liquide ayant un bon pouvoir mouillant et une densité connue comme l'eau ( $\rho_e = 0,998 \text{ g/cm}^3$  à 23°C et 1 atm). On utilise l'équation suivante :

$$\rho_r = \frac{\rho_e \times m_r}{M_f - (m_f - m_p)}$$

Avec :

$\rho_r, \rho_e$  En  $\text{g/cm}^3$ , sont respectivement la masse volumique de l'échantillon et du liquide d'immersion. Comme liquide d'immersion, on utilise l'eau à 23 °C dont  $\rho_e \approx 1 \text{ g/cm}^3$ ;

$m_r, m_f, m_p$  (en g), sont respectivement la masse de l'échantillon à l'air libre, la masse de l'ensemble port-éprouvette et éprouvette dans le liquide d'immersion (à l'issue du temps de séjour), et la masse du porte-éprouvette dans le liquide d'immersion. La balance utilisée est une balance analytique équipée des dispositifs de mesure et d'un logiciel qui permet de donner directement la masse volumique de l'échantillon, en introduisant les valeurs massiques à l'air libre et sous l'eau.



Figure 43. Phase de pesage.

Les résultats expérimentaux sont présentés par le tableau suivant :

**TABLEAU 15.** Résultats des masses volumiques obtenus.

$\rho_r$	UD/ Ep	UD/G50	UD/G35	Taffetas/Ep	Taffetas/G35
<b>1</b>	1,5078	1,4621	1,4088	1,5810	1,4564
<b>2</b>	1,5203	1,4423	1,5308	1,6215	1,4362
<b>3</b>	1,5185	1,4088	1,4878	1,5613	1,4412
$\rho_r$	<b>1,515</b>	<b>1,437</b>	<b>1,475</b>	<b>1,581</b>	<b>1,443</b>

#### 4.4.1.2. Taux massique et volumique de renfort :

Le taux massique est déterminé par la méthode de la perte au feu, selon la norme *NF T 57-571* (applicable aux nappes, fils et stratifiés de verre. L'éprouvette est de forme prismatique ; cette dernière est pesée une première fois à la température ambiante ( $M_a$ ). Puis, elle est placée dans un four à 600 °C pendant 1 heure afin de brûler la résine. Le renfort restant est alors pesé ( $M_f$ ). Le taux massique de renfort est déterminé par la formule suivante :

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

Le taux volumique peut être déterminé par la relation suivante :  $T_v = (\rho_c / \rho_v) T_m$  comme mentionné dans le tableau ci-après.

Tableau 16. Taux massique par essai de calcination

Matrice Epocast A50_1				Matrice G50				Matrice G35			
$M_a$	$M_m$	$M_f$	$T_m$	$M_a$	$M_m$	$M_f$	$T_m$	$M_a$	$M_m$	$M_f$	$T_m$
2,589	1,013	1,576	<b>60,8</b>	2,985	0,950	2,035	68,1	1,739	0,622	1,117	<b>64,2</b>
2,796	1,122	1,674	<b>59,8</b>	3,168	0,997	2,170	68,4	1,799	0,711	1,088	<b>60,4</b>
2,742	0,942	1,800	<b>65,6</b>	2,933	0,895	2,038	69,4	2,212	0,409	1,803	<b>81,5</b>
<b><math>T_m</math> moyen = 62,12</b>				<b><math>T_m</math> moyen = 68,63</b>				<b><math>T_m</math> moyen = 68,7</b>			

- Matrice EPOCASTA50-1 :  $T_v = 36,76\%$
- Matrice G50 :  $T_v = 38,50\%$
- Matrice G35 :  $T_v = 39,58\%$

#### 4.4.2. Caractérisation mécanique des plaques stratifiées :

##### 4.4.2.1. Plaques unidirectionnelle

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



**Figure 44.**épreuves découpées.



**Figure 45.**épreuves talonnées.

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



**Figure 46.** Banc d'essai de traction

Au cours de l'essai de traction, nous avons constatés que le mécanisme de rupture s'effectue par fragmentation de l'éprouvette comme indique la figure 45.



Figure 47. Rupture d'éprouvette après traction

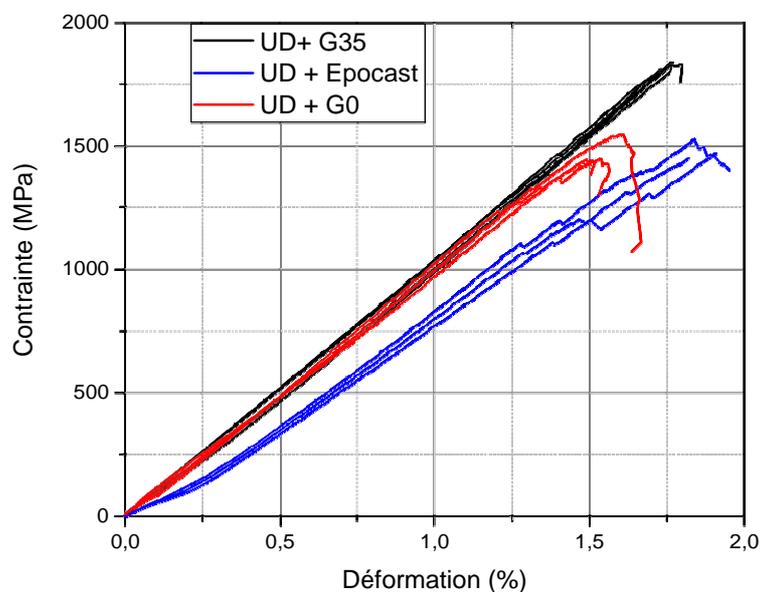


Figure 48. Comportement en traction des stratifiés en carbone unidirectionnel

A partir de ces résultats donnés par la machine de traction, nous avons calculées les paramètres mécaniques de chaque type des stratifiés,

Tableau 17. Paramètres mécaniques de traction des éprouvettes unidirectionnels

Stratifié	UD + G 35			UD + Epocast 50-A1			UD + GO		
	Module (GPa)	105,28	101,7	104,61	87,18	93,02	90,16	101,55	107,88
Valeur Moyenne	<b>104,61</b>			<b>90,16</b>			<b>102,78</b>		
Contrainte (MPa)	1829	1796,6	1826	1525	1446	1443,5	1537,9	1435,6	1443,5
Valeur Moyenne	<b>1826</b>			<b>1446</b>			<b>1443,5</b>		

La contrainte de traction des éprouvettes présentes des valeurs élevée pour les stratifiées à base de la matrice G35, comme indique l'histogramme ci-après, par contre les stratifié à base de matrice EPOCAST présente des valeurs inférieures, cette bifurcation se traduit par la méthode de mise en forme qui provoque une fraction volumique plus grande de la résine Epocast ce qui diminue le module de Young selon la loi de mélange.

#### 4.4.2.2. Plaques bidirectionnelles :

Les stratifiés bidirectionnels sont élaborée à partir de fibre de carbone taffetas et deux résine EPOCAST et G35, les stratifié EPOCAST/carbone sont élaborée par méthode de patches, tandis que les stratifiés G35/carbone sont élaborée par injection sous vide.

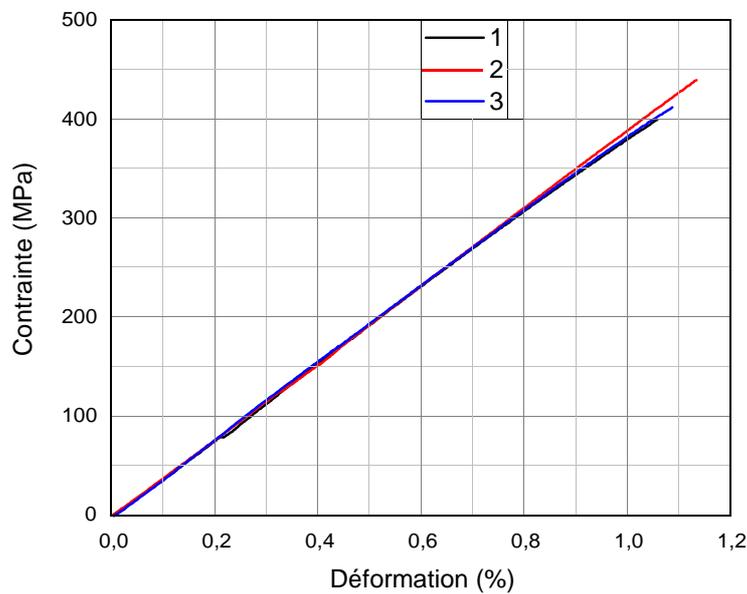


Figure 49. Comportement en traction des stratifiées Epocast/taffetas carbone

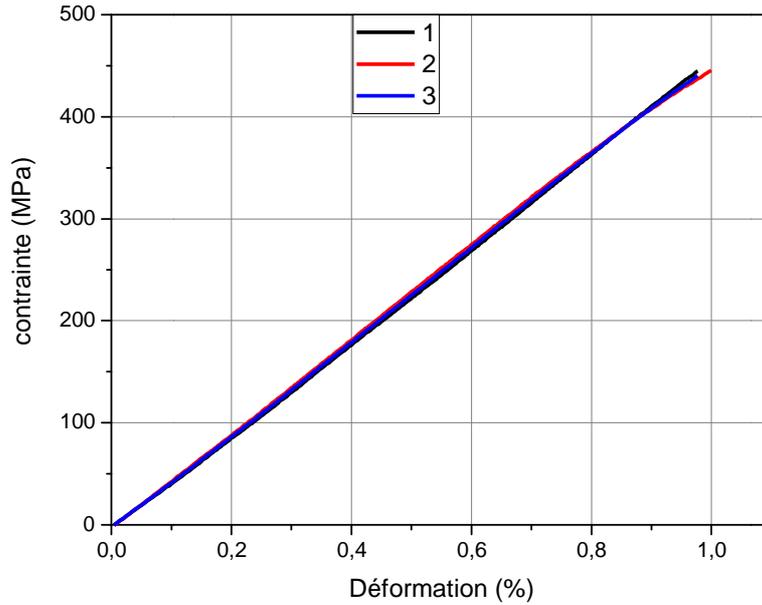


Figure 50. Comportement en traction des stratifiées G 35/taffetas carbone

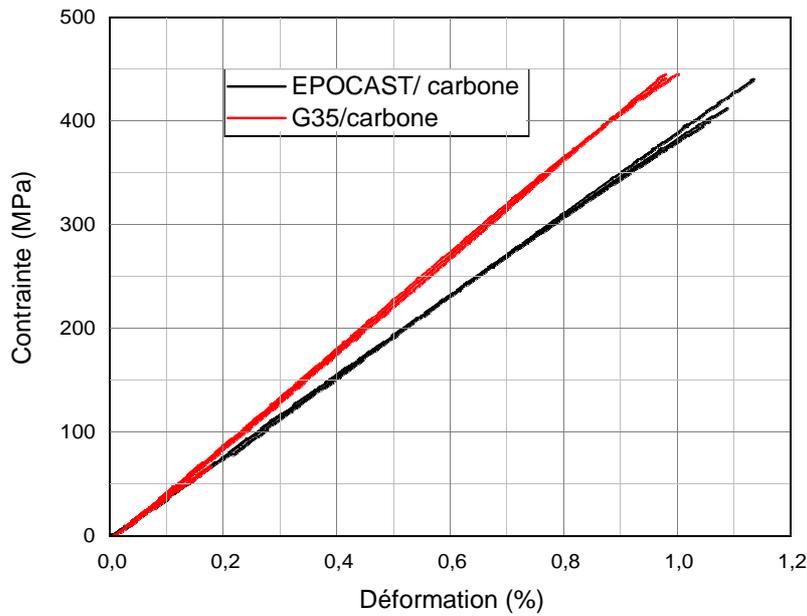


Figure 51. Comportement en traction des stratifiées Epocast, G 35/taffetas carbone

Tableau 18. Paramètre mécanique de traction des éprouvettes en carbone taffetas

Stratifié	EPOCAST /Carbone			G 35/Carbone		
	Module (GPa)	38,30	38,27	39,71	43,11	45,44
Valeur Moyenne	<b>38,76</b>			<b>44,26</b>		
Contrainte (MPa)	438,78	412,10	399,41	439,46	410,91	399,41
Valeur Moyenne	<b>416,763</b>			<b>416,593</b>		

Les résultats trouvés montrent que la contrainte maximum et le module de Young des stratifiés à base de résine G 35 sont supérieurs à celles des stratifiés à base de résine Epocast. Sachant que cette dernière est utilisée dans l'aéronautique et l'autre résine est utilisée en général dans les travaux de génie civil, cette bifurcation est expliquée d'une part par la loi de mélange, et mouillabilité de résine diluée avec les fibres de carbone d'autre part.

#### 4.4.2.3. PLAQUE D'ADHERENCE :

Les de traction sur les stratifiés en interférence sont réalisée de protocole des essais classique, cette essai permet de déterminer la contrainte max de l'adhérence sur une surface de 25x50cm. La déformation est calculée au niveau de cette zone par un extensomètre mécanique.



Figure 52. Forme prismatique des éprouvettes d'adhérence.

#### Eprouvette de type 1/1:

La rupture de ces éprouvettes se manifeste par défaillance des plis plus que le décollement entre eux, comme indique la figure ci-après :



Figure 53. Eprouvette d'adhérence 1/1 après traction.

Les résultats des essais de traction sont présentés dans les figures :

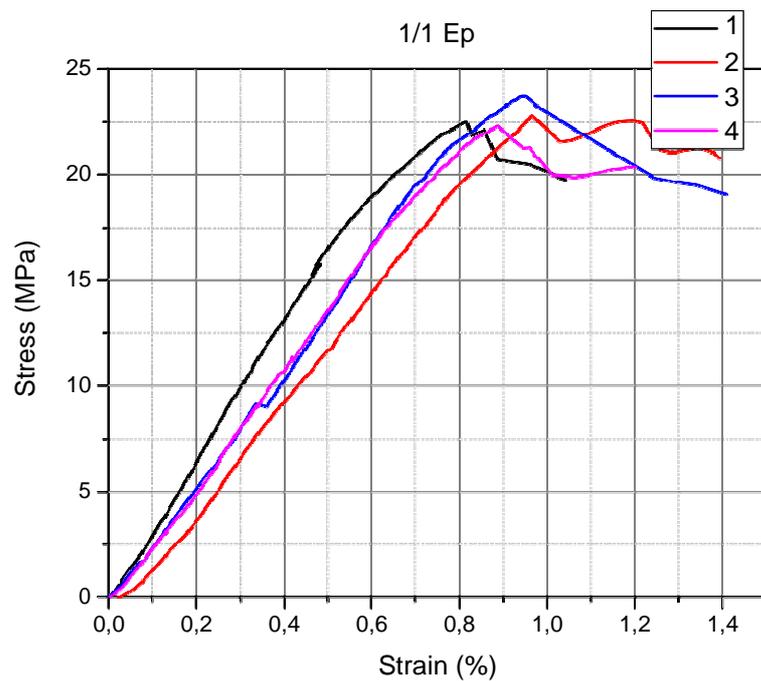


Figure 54. Comportement en traction des stratifiées 1/1 Ep.

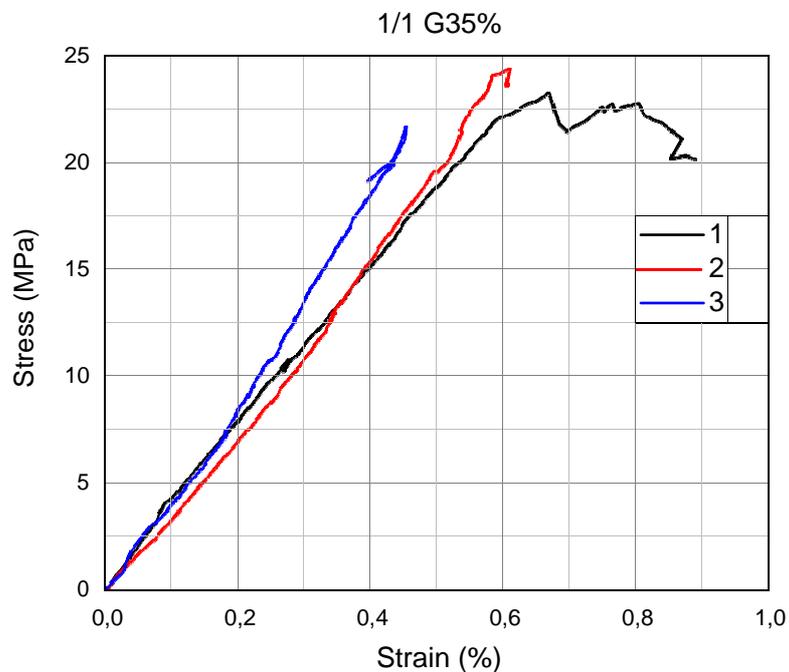
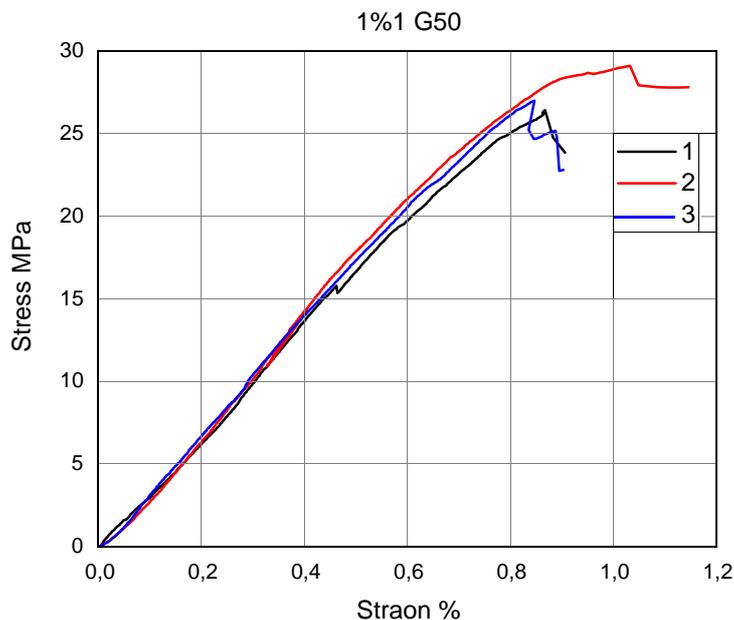
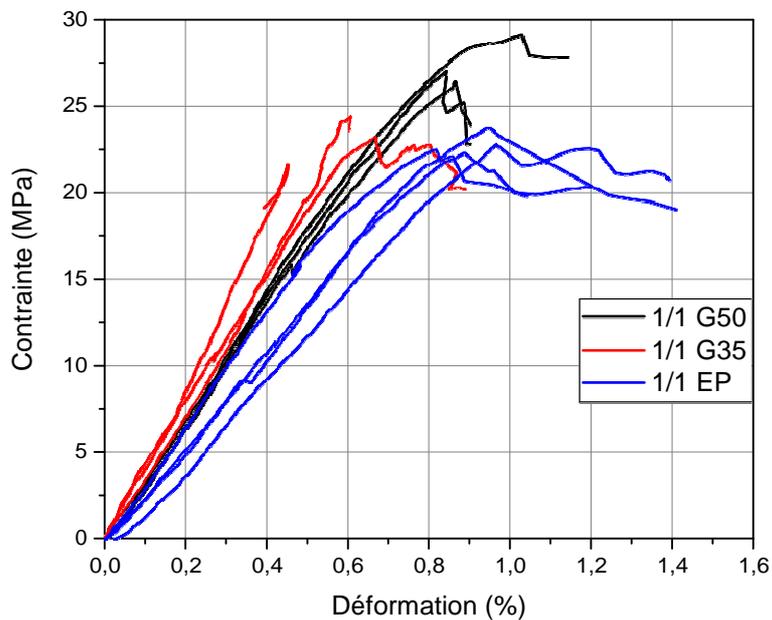


Figure 55. Comportement en traction des stratifiées 1/1G35.



**Figure 56.** Comportement en traction des stratifiées 1/1 G50.



**Figure 57.** Comportement en traction des stratifiées 1/1 Ep, 1/1 G35 et 1/1 G50.

A partir de ces résultats nous avons déterminé les paramètres mécaniques, à savoir : le module dans la partie linéaire et la contrainte max d'adhérence.

**TABLEAU 19.** Paramètre mécanique des éprouvettes type 1/1.

TYPE	1/1 G50			1/1 G35			1/1 EP			
Module	3,75	3,46	2,96	4,43	3,55	3,45	2,29	3,27	2,78	2,55
	<b>3,39</b>			<b>3,81</b>			<b>2,722</b>			
Contrainte	29,13	27,03	26,43	21,55	24,35	23,14	22,78	23,73	22,48	22,30
	<b>26,73</b>			<b>23,013</b>			<b>22,822</b>			

Le module d'adhérence est supérieur pour les stratifié 1/1 G35, par contre, la contrainte est meilleure pour les éprouvettes 1/1 G50, les performances des stratifiés 1/1 Ep sont inférieurs par rapport aux autres.

#### **Eprouvette de type 4/4 :**

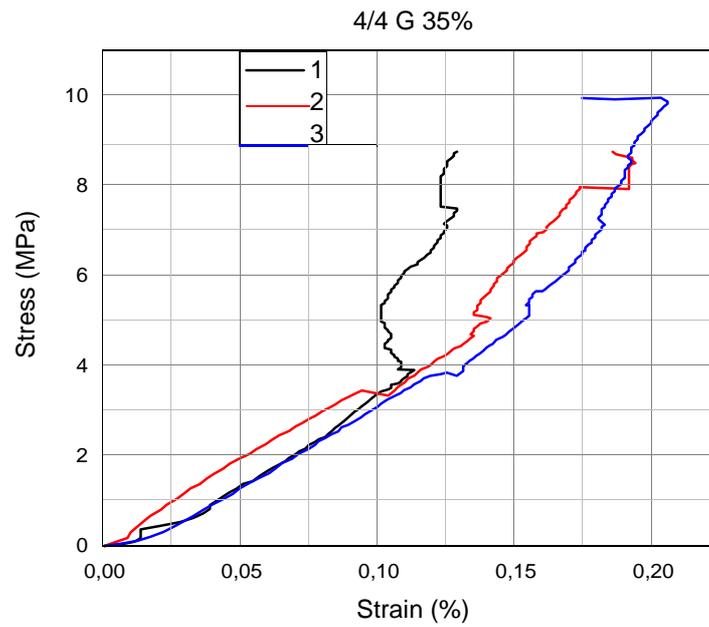
Le protocole de l'essai de traction est classique, appliqué sur la zone d'interférence, qui est Prend en considération pour déterminer la déformation.

Le mode de rupture de ces epreuvee provoque le décollement au niveau de la zone D'interférence entre des deux partie sans les endommagés comme indique la figure ci-après :

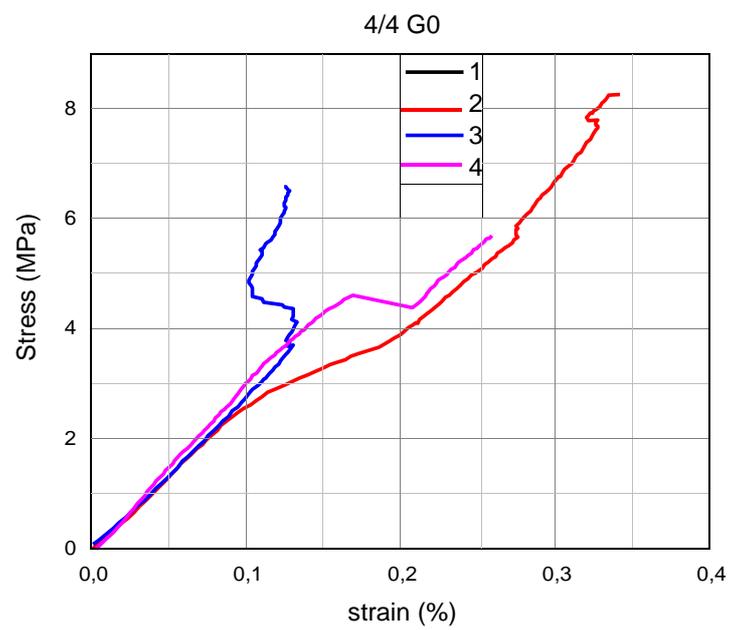


**Figure 58.** Eprouvette d'adhérence 4/4 après traction.

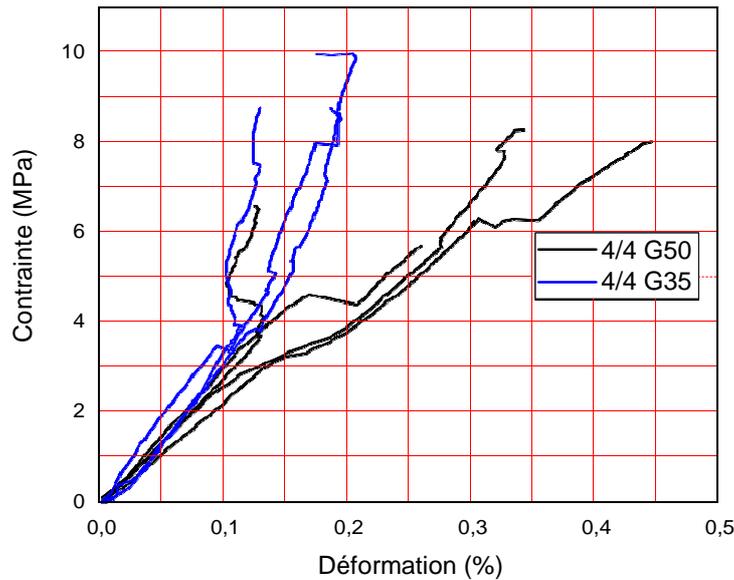
Les résultats des essais de traction sont présentés dans les figures suivantes :



**Figure 59.** Comportement en traction des stratifiées 4/4 G35.



**Figure 60.** Comportement en traction des stratifiées 4/4 G50.



**Figure 61.** Comportement en traction des stratifiées 4/4 G35 et 4/4 G50.

D'après ces courbes, on remarque que, à partir de certaine valeur de contrainte la déformation s'incline vers l'axe vertical surtout pour les éprouvettes 4/4 G35, cette phénomène est créé lors de traction, le décollement brutal des deux parties exerce une répulsion instantanée des deux parties de l'extensomètre vers le sens opposé de traction, de plus en peut remarquer que cette phénomène est mentionnée pour les éprouvette à base de résine diluée G35.

**TABLEAU 20 :** Propriétés mécaniques calculés des éprouvettes d'adhérence type 4/4.

Stratifié	4/4 G 35			4/4 G 50			
Module (GPa)	2,38	3,0	2,68	3,30	3,03	4,15	3,47
Moyenne	<b>2,686</b>			<b>3,555</b>			
Contrainte (MPa)	8,76	8,75	9,96	8,26	8,01	5,69	6,58
Moyenne	<b>9,156</b>			<b>4,077</b>			

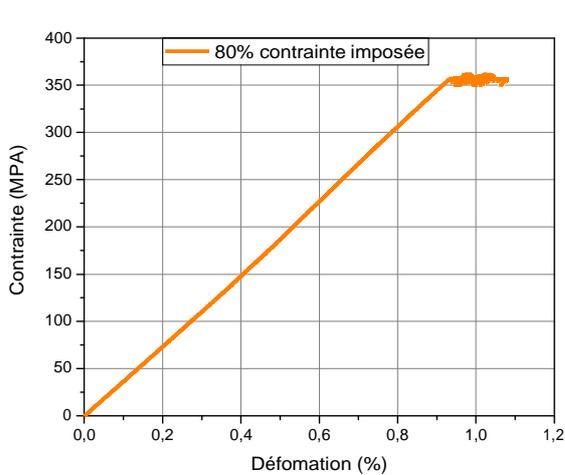
**4.3.3. Essais de Fluage:**

**4.3.3.1. Stratifiés carbone taffetas:**

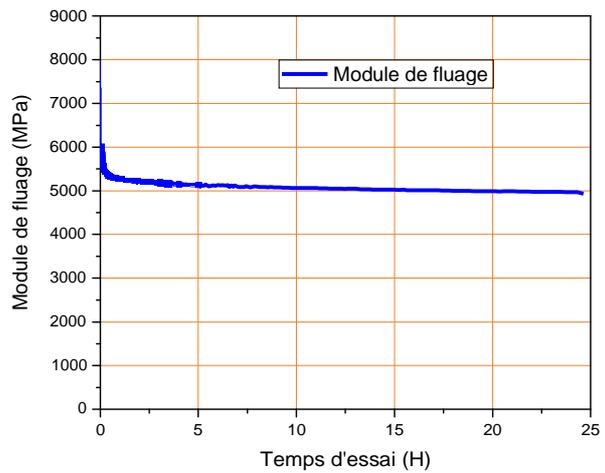
L'objectif de ces essais basés sur l'observation de la déformation lente sous l'action de contrainte de l'ordre de 80 % de la contrainte maximum en traction (environ 356 MPa), ces essais sont réalisés sur la machine universelle Zwick/Roell 250 KN.

Ces essais nous a permet de contrôler l'évolution de la déformation et module de fluage en fonction de temps comme indique les figures ci-après.

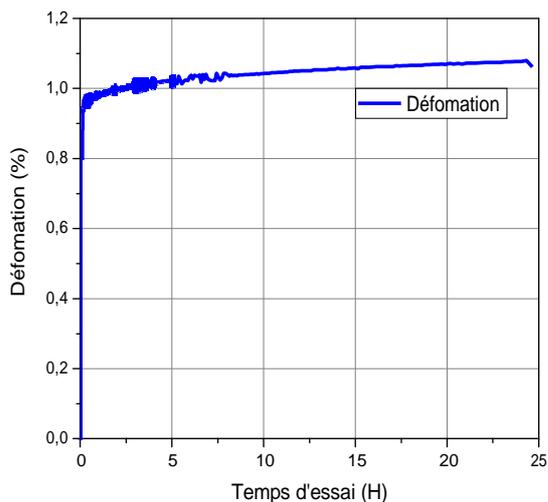
**Stratifiés carbone taffetas/Epocast :**



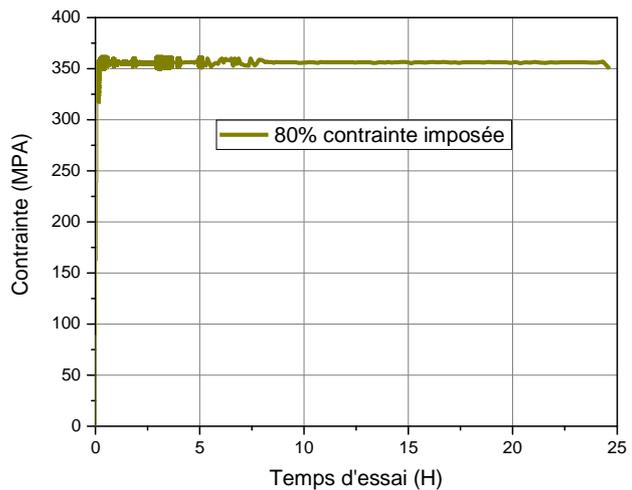
**Figure 62.**Comportement en fluage par traction



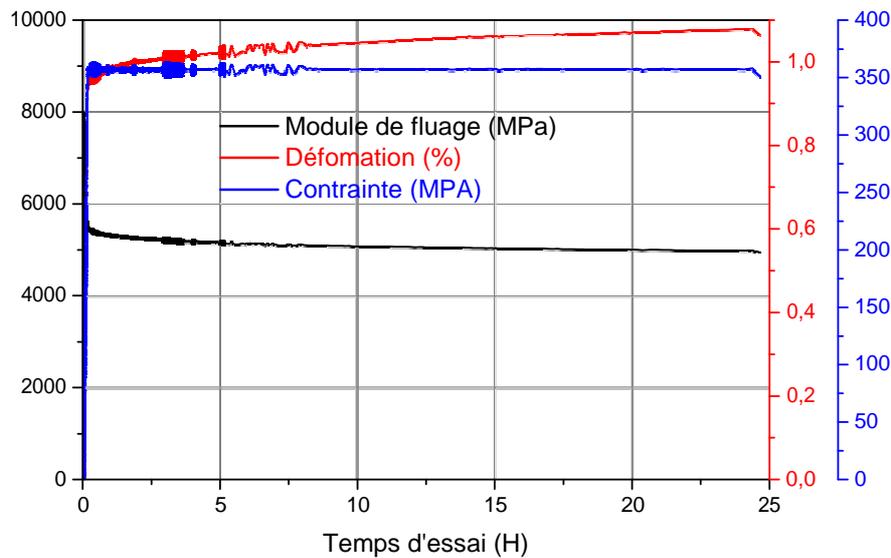
**Figure 63.**Evolution de module de fluage



**Figure 64.**Evolution de la déformation par fluage



**Figure 65.**Evolution de la contrainte de fluage



**Figure 66.** Evolution des paramètres de fluage des stratifiées taffetas carbone /Epoxy

Ces essais de fluage sont réalisés pour un niveau de sollicitation de 80% de la contrainte ultime, ce niveau représente la valeur maximum de service, la durée est attendue 24 heures, le module de fluage varie entre 55 et 50 GPa en deux stades, le troisième stade qui est dû à la déformation plastique n'apparaît pas car le comportement de ces matériaux est quasi élastique.

Ces résultats montrent la performance de cette résine vis-à-vis l'action des contraintes continues dans le temps.

#### **Stratifiés carbone taffetas/G 35 :**

L'essai de fluage est réalisé selon le protocole cité précédemment : en appliquant une contrainte stable de valeurs de 80% de la contrainte ultime et en enregistrant l'évolution des paramètres mécaniques dans le temps, jusqu'à la rupture.

L'évolution de ces paramètres est présentée dans les figures 65, 66, 67 et 68.

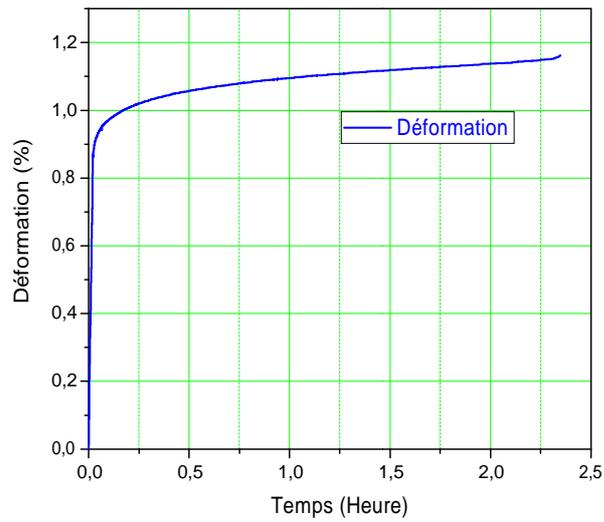


Figure 67. Evolution de la déformation par fluage

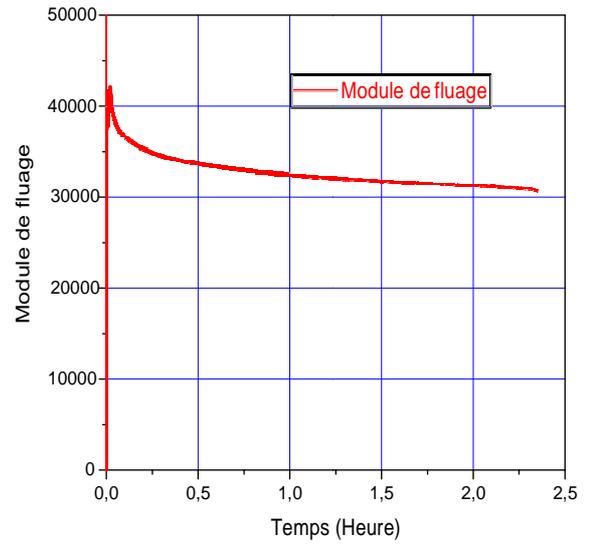


Figure 68. Evolution de module de fluage

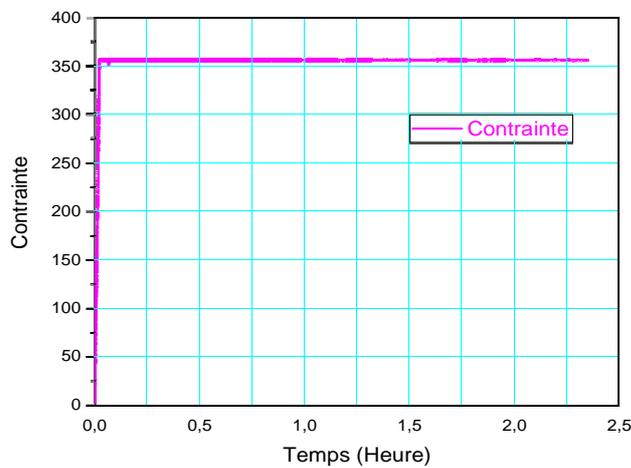


Figure 69. Evolution de la contrainte de fluage

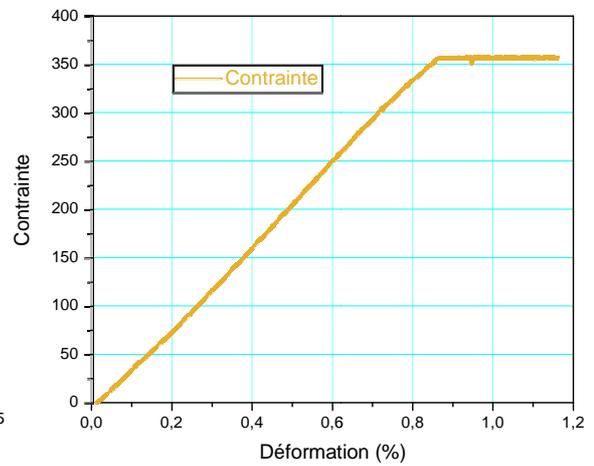


Figure 70. Comportement en fluage par traction

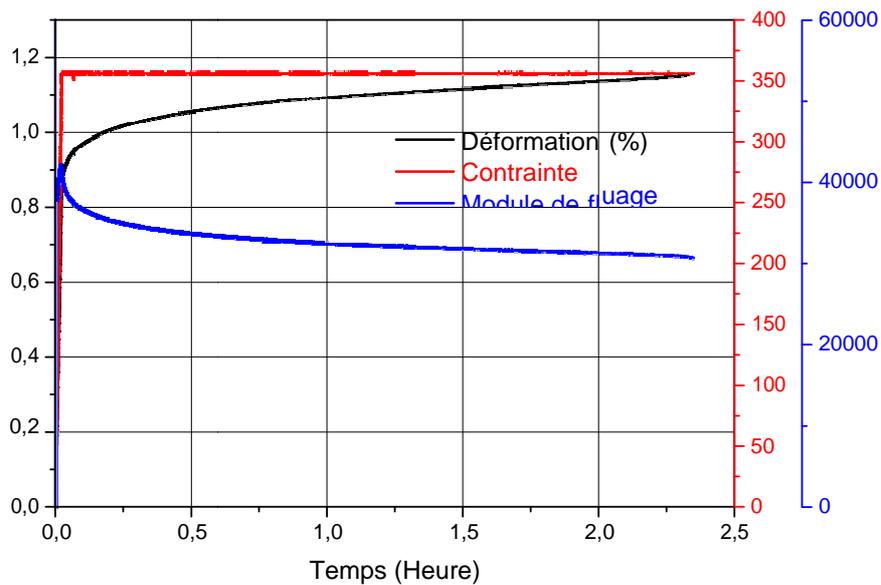


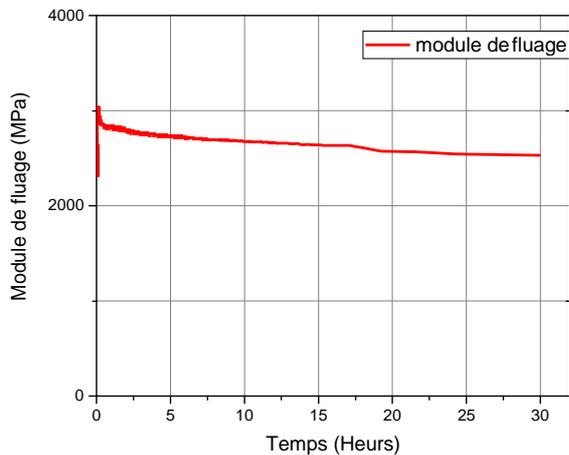
Figure 71. Evolution des paramètres de fluage des stratifiées taffetas carbone /G 35

Ces résultats montrent que la résistance au fluage à 80 % de contrainte max des stratifiés taffetas/ G35 est très limité par rapport à celle de stratifie taffetas/Epocast qui présente un module de fluage varie entre 60 et 50 GPa, alors que le module de fluage de l'éprouvette à base de résine diluée G35 est varié entre 35 et 45 GPa, le temps de fluage jusqu' à la rupture est de l'ordre de 35 heures pour éprouvette à base de résine Epocast, par contre, ne dépasse pas 2,5 heures pour l'autre éprouvette. On note ici que les différents stades de fluage ne sont pas remarquable car ces matériaux sont considérés élastiques et à faible déformation.

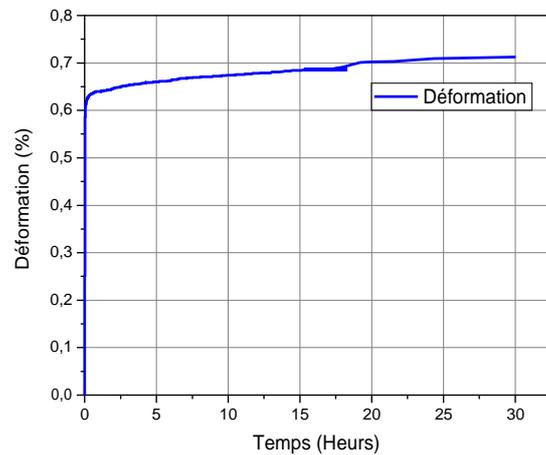
**4.3.3.2 Stratifié d'adhérence 1/1:**

**Eprouvettes 1/1 EP:**

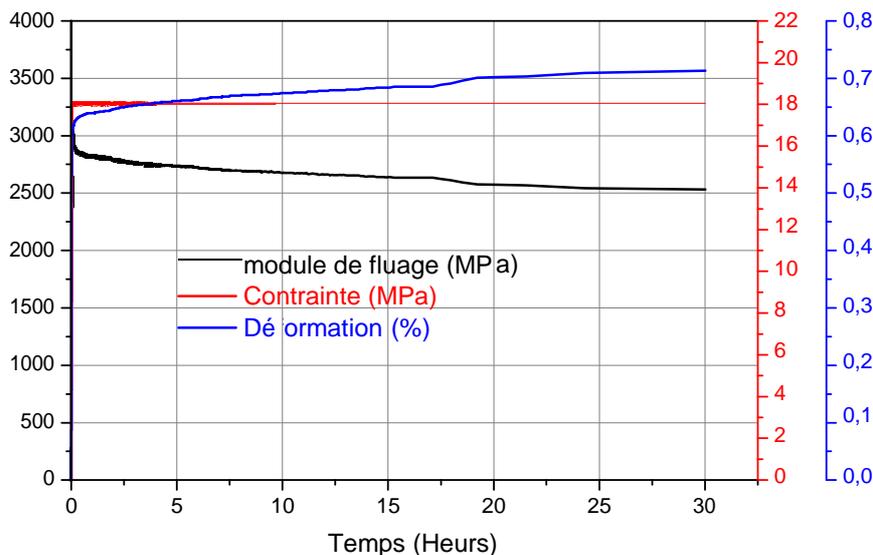
Le protocole d'essai consiste à appliquer une charge de 80% de la contrainte max d'adhérence, cette charge est reste constante jusqu'à la rupture, en s'intéresse au module de fluage et la déformation en fonction de temps.



**Figure 72.**Evolution de module de fluage



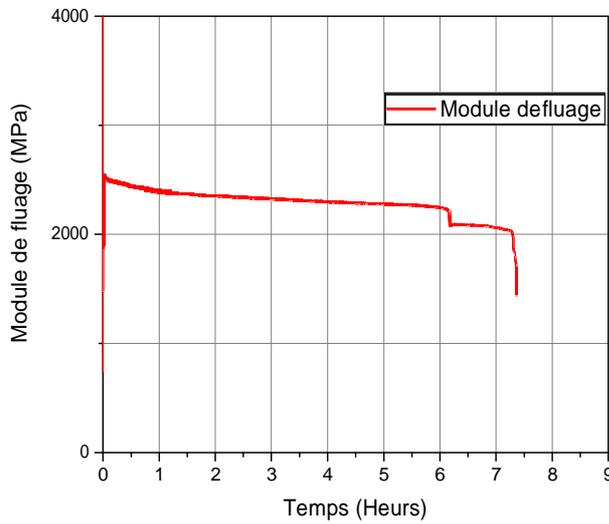
**Figure 73**Evolution de la déformation par fluage



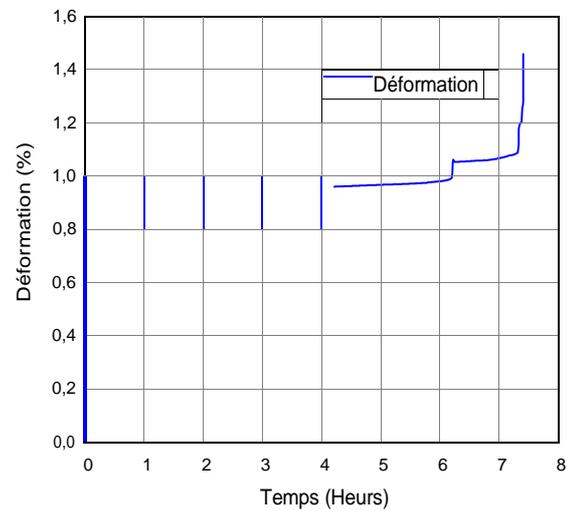
**Figure 74.**Evolution des paramètres de fluage des stratifiées 1/1 Epocast

Le temps de fluage est atteint 30 heures, le module est varié entre 2500 et 3000 MPa, la déformation est augmentée graduellement entre 0,6 et 0,72 %

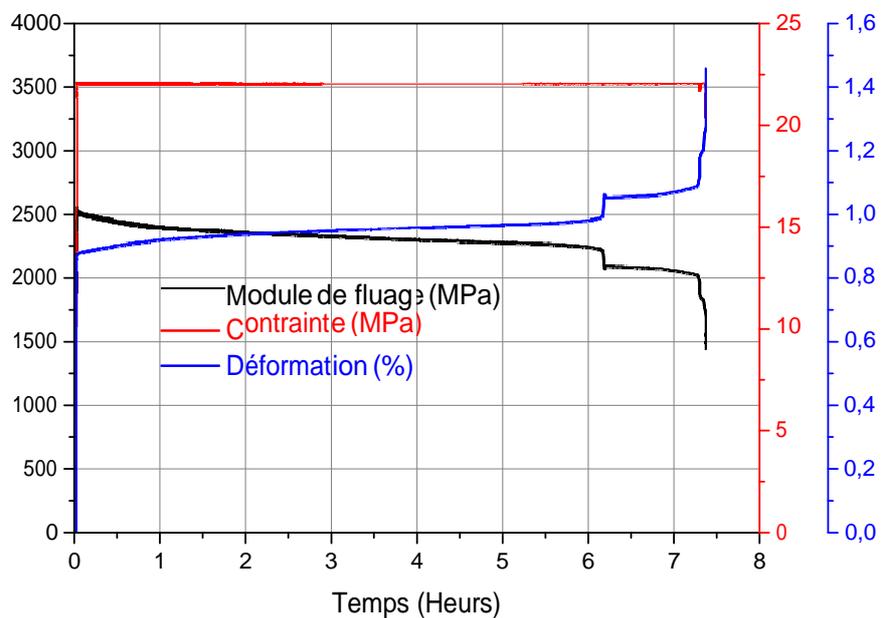
**Eprouvettes 1/1 G0 :**



**Figure 75.** Evolution de module de fluage



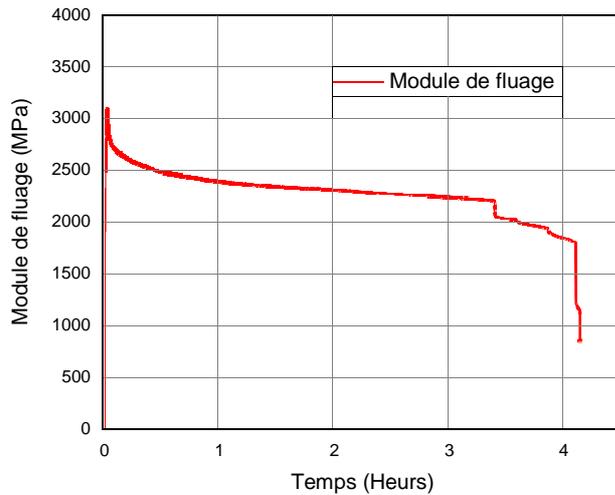
**Figure 76** Evolution de la déformation par fluage



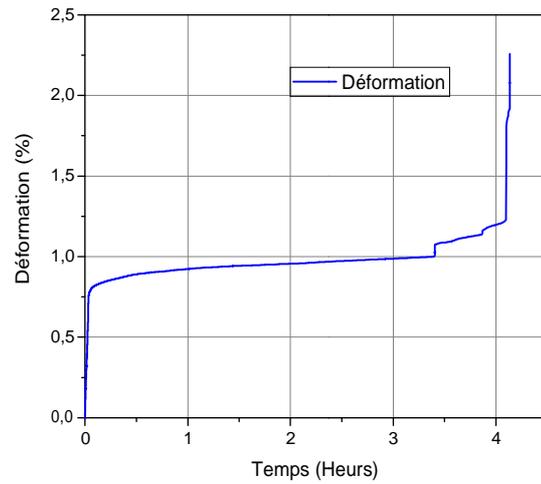
**Figure 77** Evolution des paramètres de fluage des stratifiées 1/1 G50

Le temps de fluage est atteint 7,5 heures, le module varie entre 2500 et 1500 MPa, la déformation est entre 0,8 et 1,4%, une chute instantanée de module est correspondue par augmentation partiel de déformation est mentionnée au niveau du temps de 7,4 heures.

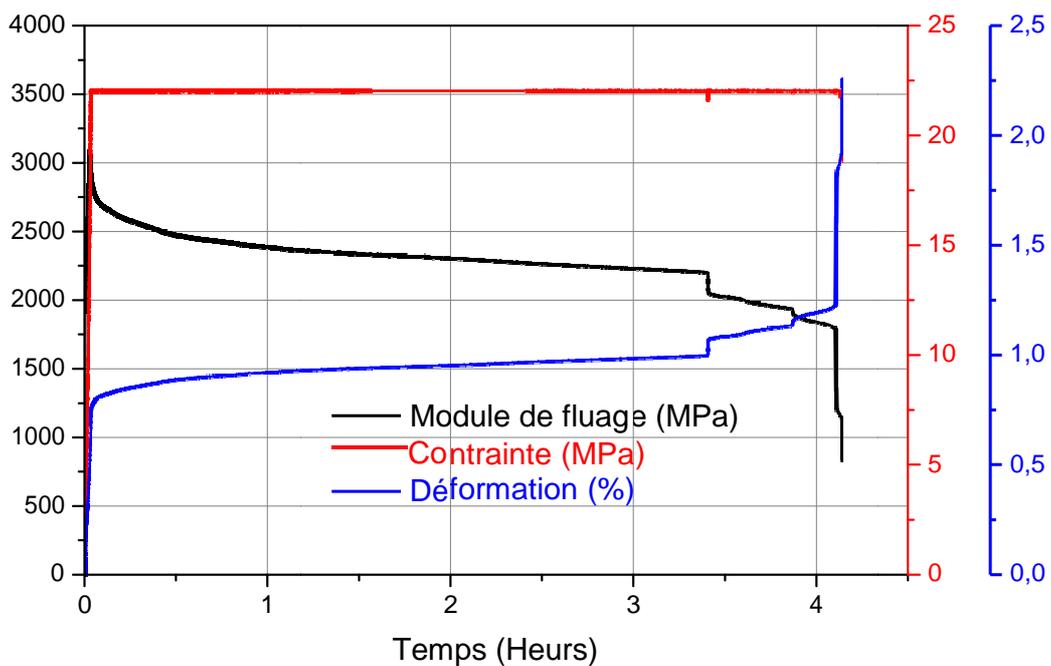
**Eprouvettes 1/1 G35 :**



**Figure 78.** Evolution de module de fluage



**Figure 79** Evolution de la déformation par fluage



**Figure 80.** Evolution des paramètres de fluage des stratifiées 1/1 G35

Le temps de fluage pour les éprouvettes 1/1 G 35 ne dépasse pas 4,5 heures, le module de fluage est diminué de 3000 à 800 MPa suivant trois stades : le premier stade entre 0 et 3,4 heures, la diminution s’effectue en continue.

Le deuxième stade de diminution est comprise entre 3,4 et 4,2 heures, la diminution est rapide et présente des discontinuités au niveau de point 3,8 heures. Le stade final entre 4,2 et 4,4 heures se manifeste par une chute de module de 2700 à 800 MPa.

En ce qui concerne la déformation, leur augmentation est inversement proportionnelle avec le module.

### 5. Conclusion générale:

Cette étude est réalisée au niveau de l'atelier de maintenance de l'entreprise Air Algérie et l'Unité de Recherche UR-MPE de l'université de Boumerdes, l'objectif général basé sur l'étude de l'influence de la matrice sur le comportement mécanique des matériaux composites stratifiés à base des fibres de carbone unidirectionnel et bidirectionnel utilisé dans le domaine aéronautique.

Pour ce but, des plaques stratifiées ont été élaborés en fonction de différents types de résine époxy, toute en gardant le même renfort, les essais réalisés permettent de tirer les conclusions suivantes :

- La matrice utilisée pour l'aéronautique doit être complètement élastique de point de vue mécanique.
- La dilution des matrices époxyde provoque une phase de comportement plastique traduite par la réticulation incomplète qui provoque l'existence des monomères libre.
- Le comportement instantané vis-à-vis l'effort de traction des stratifié carbone à base de résine plus rigide, comme le cas de l'Epocast 50-A 1, présente des paramètres mécanique inférieurs par rapport aux stratifiés à base des matrices dilués et présente un comportement élasto-plastique.
- Le taux volumique ou massique de la matrice est en fonction du procédé de mise en forme.
- La dilution de la matrice époxy permet d'améliorer l'adhérence inter faciale, ce qui permet d'améliorer les paramètres mécanique (module de Young et contrainte max) par contre, les matrices élastiques présentent des contrainte et module inférieurs.
- Le comportement en fluage des stratifiés à base de résine Epocast 50-A 1, avec des niveaux de sollicitation de 80 % est très élevés par rapport autres résine.
- En conséquence, les critères de la résistance statique sont insuffisants, par contre, les critères de la résistance vis-à-vis le fluage sont indispensables.
- Les résine existant actuellement dans le marché Algérien ne peuvent pas remplacer la résine destinée pour l'aéronautique sous les considérations de comportement au fluage.

### 6. Références bibliographiques:

- [1]: **S. DRAPIER**. Mécanique des Composites Hautes Performances, **Version 2**, Département Mécanique et Procédés d'Elaboration Centre Science des Matériaux et des Structures & LCG UMR CNRS 5146 École Nationale Supérieure des Mines de Saint-Étienne158, cours Fauriel42023 Saint-Étienne Cedex 2 bureau J3-15, tél : 00-79.page 3,8, 17.
- [2]: **ARIBI CHOUAIB**. Etude comparative du comportement des différents matériaux composites (différentes matrices), université M'Hamed bougera-boumerdes N° Ordre ...../FSI/UMBB/2011, Magistère **2011/2012**.
- [3]: **JEREMIE AUCHER**, Etude comparative du comportement de composites à matrice thermoplastique ou thermodurcissable. Thèse Doctorat, Universités à l'INSA de Rouen, **Le 8 décembre 2009**
- [4]: **Glossaire des matériaux composites**. **C.A.R.M.A** centre d'animation régional en matériaux avances actualisation octobre **2006**.pages 5, 10, 11, 12,13
- [5]: **PIERRE BARDONNET**, Résines époxydes (EP). Composants et propriétés, Techniques de l'Ingénieur, traité Plastiques et Composites **A 3465- 3, 6, 7, 8, 9, 10,11**
- [6]: **SAFIA SAHRI** .étude comportement mécanique d'un matériau composite thermoplastique pp/verre Effet de différents milieux, mémoire de magister, université de mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou, le **26/01/2012**.
- [7]: **LAURENT GORNET**. Généralité sur les matériaux composites. Ecole d'ingénieur. **28/09/2008**. <cel-00470296v1>Submitted on 6 Apr **2010** (v1), last revised 19 Jan **2011** (v2).
- [8]: **JEAN-MARIE BERTHELOT**, mécaniques des matériaux et structures composites, Institute Supérieur des matériaux et mécanique avances. Le mans, France, novembre **2010**.page 24, 25, 26, 27,28.
- [9]: **MR.HOUIDEG.ABDELLAH**. Transfert de charge et frottement fibre/matrice d'un matériau composite (T300/914), université des sciences et de la technologie d'Oran \*Mohamed Boudiaf\*, mémoire de magister ,**2011/2012**.page 26.
- [10]: **Khedidja HACINI**, étude du comportement mécanique en flexion 3 points d'un matériau composite par les éléments finis, mémoire de magistère, université badji mokhtar-annaba. **Année 2009**.page **17**.
- [11]: **DR. BRAHIM ATTAF**, matériaux composite de l'échelle de la macro au nano, **2015**, page 99.
- [12]: **ABDERREZAK GHARBI**, analyse des fissurations des matériaux composites et détermination de leur délaminage utilisant des capteurs piézo –électriques, Mémoire magister **2005**, universite mentouri-constantine, page 51-55.
- [13]: **NADIA BAHLOULI**, matériaux composites / DESS mécanique avancée et stratégie industrielle, IPST-ULP, page 9, 40,43.mécanique de poutre composite, mémoire de magister **29-04-2010**, université Mentouri-constantine, page 13.
- [14]: **DR. BRAHIM ATTAF**, matériaux composite de l'échelle de la macro au nano, **2015**, page 99.
- [15]: **www.technologue** pro.com, **ISET**, cours comportement des matériaux composites chapitre 4 page 74-78. 22, 24, 33,34. **2016**
- [16]: **marc François**, modul 227matériaux non métalliques, universite paris-sud 11, IUT de chachan page : 22, 24, 33,34
- [17]: **CLAUDE BATHIAS ET COLL**, matériaux composites, architecture, mise en œuvre, propriétés et application industrielles 2<sup>e</sup> édition dunod, l'usine nouvelle, **ISBN 978-2-10-059697-3**, page 205-210.janvier **2013**.
- [18]: **D. ROUBY**.propriete mécanique des composites dans la pratique des essais, introduction aux matériaux composites, novembre **2006** page 5, 6,7.
- [19]: **Daniel Gay**, matériaux composites 5<sup>e</sup> édition révisée hermes-science, Lavoisier **2005**, **ISBN 2-7462-1098-3**, page 107-113