

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE BLIDA 1

Institut d'Aéronautique et des études spatiales

Département : construction Aéronautique



MEMOIRE

Présenté en vue de l'obtention du diplôme de master en Aéronautique

Option : structures Aéronautiques

THEME :

Etude et simulation d'un composite Aéronautique à base de fibre de carbone et matrice époxy

*Présenté par :

SEMSARI _BILLEL

*Encadré par :

Mr : BASAID Djamel

Remercîments

Je remercie Dieu le tout puissant qui m'a donné la santé et la volonté d'entamer et de terminer cet mémoire de fin d'étude.

Tout d'abord, ce travail ne sera ni riche ni possible sans l'aide et l'encadrement de monsieur **BASAI**D DJAMEL . Son expérience à joué un rôle important dans la conception de ce projet. Nous le remercions pour la qualité de son encadrement exceptionnel ainsi que pour sa patience, sa présence et sa disponibilité lors de la préparation de cet mémoire.

Sans oublier le co promoteur monsieur **LAZAB SEBAA** qui m'a aidé pour compléter ce projet.

Je remercie également le personnel de l'institut d'aéronautique et des études spatiales, pour avoir accordé sa confiance pour la réalisation de ce travail pour ces précieux conseils et pour avoir guidés tout au long de nos cursus universitaires .

Je n'oublie pas évidemment de présenter mes remercîments à mes collègues de travail à l'institut d'aéronautique.

Merci à tous les membres de jury de notre mémoire et professeurs de l'institut d'aéronautique et des études spatiales de Blida pour leurs générosités et la grande patience dont ils ont su faire preuve malgré leurs charges académiques et professionnelles.

Merci à vous tous

Dédicaces

Je dédie ce Modest travail : à mes parents qui étaient si proches de moi au cours de mes études ,je souhaite que dieu donnera le bonheur et la santé et une longue vie..

Je dédie également ce travail à ma famille et à mes amis, ainsi qu'à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce projet, je vous dis merci .

.

SEMSARI BILLEL

RESUME

L'objectif principal de ce projet est de mieux comprendre les phénomènes relatifs à la mise en œuvre et l'utilisation des matériaux composites à base de fibre de carbone et matrice époxy. Les essais mécaniques sur les stratifiés ont montré que les paramètres de mise en œuvre d'un composite ont un effet significatif sur les paramètres de rupture de tels matériaux, on a utilisé pour les simulations et la modélisation numérique le logiciel ANSYS Workbench. (Modèle matériaux composites) en cas de traction, compression et flexion

ABSTRACT

The main objective of this project is to better understand the phenomena related to the implementation and use of composite materials based on carbon fiber and epoxy matrix.

The mechanical tests on laminates have shown that the parameters of implementation Composite work has a significant effect on the fracture parameters of such materials, the ANSYS Workbench software is used for simulations and numerical modeling. (Composite material model) in case of traction, compression and bending

ملخص

الهدف الرئيسي من هذا المشروع هو فهم أفضل للظواهر المتعلقة بتنفيذ واستخدام المواد المركبة على أساس ألياف الكربون ومصفوفة الايبوكسي ، وقد أظهرت الاختبارات الميكانيكية على الشرائح أن معايير تنفيذ العمل المركب له تأثير كبير على معايير كسر هذه المواد ، وتم استخدام محاكاة برمجيات والنمذجة الرقمية. (المواد المركبة النمذجية) ANSYS Workbench في حالة الجر والضغط والانثناء

Mots clés : composites, fibre de carbone unidirectionnelle, tissu de carbone , traction, flexion ,compression

Abréviation:

UD : Unidirectionnel

HR: haute

résistance

GD: Grande

diffusion

Epoxy: époxyd

Liste des tableaux :

Tableau III. 1: Les caractéristiques de stratifié en tissu de carbone en flexion.	45
Tableau IV.1. résultat de calcul essai de traction(0/90) ₄	54
Tableau IV.2. résultat de calcul essai de traction(0/45) ₄	56
Tableau IV.3. résultat de calcul essai de flexion(0/90) ₄	60
Tableau IV.4. résultat de calcul essai de flexion (0/45) ₄	62
Tableau IV.5. résultat de calcul essai de flexion(0/90) ₄	65
Tableau IV.6. résultat de calcul essai de flexion (0/45) ₄	67
Tableau IV.7. résultat de calcul essai de compression (0/90) ₄	70
Tableau IV.8. résultat de calcul essai de compression (0/45) ₄	72

Liste des figures :

Figure I-1 : Matériau composite	14
Figure .I .2 : Constitution d'un matériau composite	15
Figure I.3 :Déférentes familles de matrice .	16
Figure I.4 :Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites	18
Figure I. 5 : types de renforts	19
Figure I.6 : Principales orientations des fibres	20
Figure I.7 : Composite stratifié	26
Figure II. 1 : Les différentes sections dans une éprouvette endommagée	29
Figure II. 2 : Contrainte effective et le principe d'équivalence en déformations	31
Figure II. 3 : Quatre modes de rupture du critère Hashin	34
Figure : III.1 :Observation à différentes échelles de matériaux	39
Figure III.2 : Eprouvettes destinées aux essais de traction (fibre de carbone)	.42
FigureIII.3: Comportement en traction des composites à base de fibres de carbone	42
Figure III.4: Zone de rupture de l'éprouvette de traction	43
Figure III.5 : Essai de flexion.	43
Figure III. 6 : La flexion des composite à base de fibre de carbone bidirectionnel	44

Figure III.7 : Eprouvettes pour essai de compression, Fibre de carbone	45
Figure III.8 : Comportement à la compression des composites à base de fibres de verre	46
Figure IV. 1. Architecture de stratifié à 8 plis.	48
Figure IV. 2 : Eprouvettes de traction normalisées	48
Figure. IV. 3 Propriétés mécanique des matériaux	50
Figure IV.4 Géométrie de l'éprouvette	50
Figure IV. 5 :maillage de l'éprouvette	51
Figure IV. 6 critères de qualité des éléments	51
Figure IV.7 Déclaration des couches	52
FigureIV. 8 Application de la charge sur l'éprouvette	53
Figure IV.9 Cartographie de la distribution des contraintes (essai de traction)	53
Figure IV10 .Cartographie de la distribution de la déformation (essai de traction)	54
Figure IV.11: Comportement en traction	54
Figure IV.12. Déclaration des couche	55
Figure IV. 13. Cartographie de la distribution des contraintes (essai de traction)	56
Figure IV.14.Cartographie de la distribution de la déformation (essai de traction)	56
Figure IV .15.Comportement en traction (2)	57
Figure IV .16.comportement des deux résultats	57
Figure IV. 17 . Emplacement du point d'appuis sur l'éprouvette	58
Figure V.18. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 1)	59
Figure IV.19 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette. (essai de flexion 1)	59
Figure IV .20.comportement en flexion 1	60
Figure V.21. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 1)	61
Figure IV.22 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette(essai de flexion 1)	61
Figure IV .23.comportement en flexion 1	62
Figure IV .24.comportement des deux résultats	63
Figure IV. 25 . Emplacement du point d'appuis sur l'éprouvette	64
Figure V.26. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 2)	64
Figure IV.27 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette. (essai de flexion 2)	65
Figure IV .28.comportement en flexion 2	65

Figure V.29. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 2)	66
Figure IV.30 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette(essai de flexion 2)	66
Figure IV .31.comportement en flexion 2	67
Figure IV .32.comportement des deux résultats	68
Figure IV.33: Modélisation de l'éprouvette sous ANSYS (essai de compression)	69
Figure IV. 34: Cartographie des déformations sur l'éprouvette (essai de compression)	69
Figure IV. 35: Cartographie des contraintes sur l'éprouvette (essai de compression)	70
Figure IV .36.comportement en compression 1	70
Figure IV.37 : Cartographie des déformations sur l'éprouvette (essai de compression)	71
Figure IV. 38: Cartographie des contraintes sur l'éprouvette (essai de compression)	71
Figure IV .39.comportement en compression 2	72
Figure IV .40.comportement des deux résultats	72

Table des matières

Introduction générale	12
Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites	14
I.1.Introduction	14
I.2 Constituants des matériaux composites	15
I.2.1La matrice	15
I.2.1.1 Les résines thermodurcissables	16
I.2.1.2 Les résines thermoplastiques	17
I.2.1.3 Les résines thermostables	17
I.2.2 Les additifs	17
I.2.3 Les interface	18
I.3Les renforts	19
I.3.1Architecture des renforts	19
I.3.2 Les principales fibres	21
I.3.2.1 Les fibres de verre	21
I.3.2.2 Les fibres de carbone	21
I.3.2.3 Les fibres aramides	21
I.3.2.4 Les fibres céramiques	22
I.3.2.5 Les autres fibres	22
I.4 Caractéristiques générales	23
I.5 Classification des Matériaux Composites	23
I.5.1 Classification selon l'utilité	23
I.5.1.1 Les composites à grande diffusion GD	24
I.5.1.2 Les composites à hautes performances HP	24
I.5.2 Classification selon la forme des constituants	24
I.5.2.1 Les Composites à fibres	24
I.5.2.2 Les composites à Particules	25
I.5.3 Classification selon la nature des constituants	25
I.5.3.1 Composites à matrice organique	25
I.5.3.2 Composites à matrice minérale	25
I.5.3.3 Composite à matrice métallique	26

I.6 Les stratifiées	26
Chapitre II : Modélisation des comportements mécaniques des matériaux composites	27
II.1 INTRODUCTION	27
II.2 Principes fondamentaux de la modélisation des stratifiés composites	27
II.2.Mécanique d'endommagement	27
II.2.1 Variable d'endommagement	29
II. 2. 2 Contrainte effective	30
II. 2. 3. Principe d'équivalence en déformation	31
II.3. Approches fragiles de la modélisation de l'endommagement	32
II. 3. 1 Critère de la contrainte	32
II. 3. 2 Critère de la déformation maximale	33
II. 3. 3 Les critères énergétiques	33
II.4 Approches progressives de la modélisation de l'endommagement	35
II. 4. 1 Modélisations micromécaniques	35
II. 4. 2 Champ de contrainte	36
Chapitre III : formulation mathématique	37
III.1 Introduction	37
III.2 Matériaux composites unidirectionnels	37
III.2.1 Propriétés mécaniques des matériaux composites	37
III.2.2 Relation contrainte-déformation d'un composite unidirectionnel	37
III.3 Matrice de rigidité et de souplesse	38
III.4. étude des Matériaux composites	38
III.5. Caractérisation mécanique	39
III.5.1 Essai de traction	40
III.5.2. Essai de flexion 'trois point'	43
III.5.3.Essai de compression	45
CHAPITRE IV : Résultats et discussion de la simulation de comportement des composites	
IV.1. Introduction	47
IV.2. Modélisation sous ANSYS	47

IV.3.Description des éprouvettes	48
IV.4.les Etapes de simulation	49
IV.4. 1.Propriétés mécanique des matériaux composites	49
IV.4.2.Géométrie	50
IV .4.3.Validation de maillage	51
IV .4.4.Critères de quantité	51
IV. 4.5.Déclaration des couches	52
IV.5. Essai de traction(0/90) ₄	52
IV.5.1. Application de la charge sur l'éprouvette	52
IV.5.2. Solution	53
IV.6. Essai de traction(0/45) ₄	55
IV.6.1. Interprétation des résultats	58
IV.7. Essai de flexion 1(0/90) ₄	58
IV.8.Essai de flexion 1(0/45) ₄	61
IV.8.1. Interprétation des résultats	63
IV.9. Essai de flexion 2 (0/90) ₄	64
IV.10.Essai de flexion 2 (0/45) ₄	66
IV.10.1. Interprétation des résultats	68
IV.11. Essai de compression(0/90) ₄	69
IV.12. Essai de compression (0/45) ₄	71
IV.12.1. Interprétation des résultats	73
Conclusion Générale	74
REFERENCES BIBLIOGRAPHIE	75

Introduction générale

Les besoins toujours sévères dans le milieu aéronautique, aussi bien en termes de sécurité qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs des aéronefs à développer des structures légères présentant une meilleure résistance mécanique et une bonne rigidité. Les matériaux composites, grâce à leurs excellentes propriétés mécaniques, leur légèreté, la bonne résistance chimique, la meilleure tenue en fatigue et la souplesse de mise en forme offrent les meilleurs compromis dans le secteur aéronautique.

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

Les composites permettent la réalisation de pièces légères, présentant des caractères d'anti corrosion et d'isolation thermique et électrique. Cependant les matériaux composites de par leur fragilités sont très sensibles à certaines efforts dynamiques notamment les efforts d'impacts qui sont présents que ce soit en service ou en fonctionnement. Contrairement aux matériaux métalliques les fissures provenant de ces efforts sont partiellement invisibles. Le développement de méthodes non destructives pour la détection de ces défauts s'avère très important.

En effet, parmi les difficultés associées à l'usage des matériaux composites, la mesure des propriétés mécaniques (modules élastiques et résistances ultimes dans toutes les directions) est certainement la plus fondamentale. Ces données sont employées aussi bien dans les calculs d'éléments finis que dans les critères de rupture. Plus spécifiquement, la mesure des propriétés mécaniques en tension dans le sens des fibres est souvent la donnée sur laquelle le designer détermine l'épaisseur d'une pièce. En effet, les pièces fabriquées de matériaux composites sont souvent élaborées de manière à ce que les fibres soient orientées selon les directions les plus sollicitées. Par conséquent, les méthodes permettant la mesure de ces propriétés doivent être les plus justes et fidèles possible pour permettre un design efficace.

Comprendre les phénomènes liés à l'endommagement et pouvoir identifier les mécanismes du comportement mécanique des fibres de carbone liés à la résine époxy sont essentiels pour la conception et le développement des structures composites multifonctionnelles soumises aux différents types de sollicitation et cela pendant toute leur durée de vie.

C'est dans ce contexte d'exploitation que nous nous proposons de réaliser et caractériser deux types de matériaux composites à renfort fibre en carbone. Les pièces structurelles sont réalisées par empilement de nappes en optimisant les directions des renforts en fonction des charges qu'elles doivent subir. La nature de la résine ou du renfort est choisie selon les normes des constructeurs (Airbus et Boeing).

Notre travail consiste à caractériser les matériaux élaborés mécaniquement à travers des tests normalisés (traction, compression, flexion,) de déduire les propriétés mécaniques et de simuler leurs comportements sous un logiciel de simulation numérique appelé ANSYS. Des essais de comparaison entre les composites utilisés (carbone/époxy) sont proposés pour mettre en évidence les conditions souhaitables d'utilisation

Chapitre I

Généralité sur les matériaux composites

I.1.Introduction

Un matériau composite est un assemblage constitué au minimum de deux matériaux qui ne fusionnent pas mais qui ont une forte capacité d'adhésion. Ils sont assemblés en une structure particulière qui lui donne ses caractéristiques (**Figure I.1**). Plusieurs structures de matériaux composites sont de plus en plus adaptées, dans des domaines très variés, tels que l'aéronautique pour améliorer la tenue en service et par conséquent la durée de vie.

Matériau composite est constitué dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice [3]. Une interphase se crée entre les deux constituants et aura pour rôle de transmettre les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement d'où l'établissement d'une bonne adhérence.

Dans certain cas, l'identification des composants du matériau composite peut être identifiée à l'œil nu, comme les poutres de béton armé renforcé par les barres métalliques. Mais il existe différents matériaux qui sont combinés à l'échelle microscopique, telle que les alliages des métaux [1]. Le matériau qui résulte est en pratique homogène macroscopiquement, et ces composants ne peuvent être considérés qu'un seul élément.

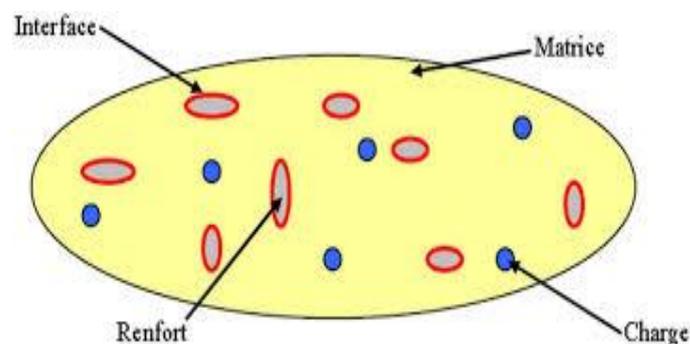


Figure I-1 : Matériau composite [1]

I.2 Constituants des matériaux composites

Les matériaux composites sont constitués principalement par les renforts et la matrice (la résine). Les renforts se présentent sous plusieurs formes : armature, squelette, fibres continues ou discontinues. Le rôle du renfort est d'assurer la tenue mécanique aux efforts ainsi, la résistance à la traction et à la rigidité. La matrice assure quant à elle la cohésion entre les renforts, la répartition des efforts, la résistance à la compression ou à la flexion et assure la protection chimique.

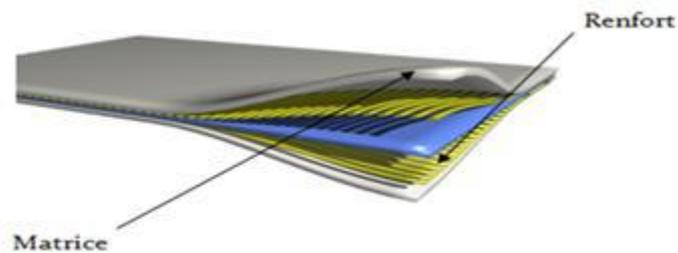


Figure .I.2 : Constitution d'un matériau composite

I.2.1 La matrice

La matrice réunit les fibres par ses caractéristiques cohésive et adhésive. Elle maintient les fibres dans leur orientation et leur position prévues pour les charges appliquées. Ses autres rôles consiste à distribuer les efforts entre les fibres, fournir une résistance à la propagation de fissure, et fournir toutes les résistances en cisaillement du composite. La matrice détermine en général la limite de la température d'utilisation et l'environnement de service du matériau.

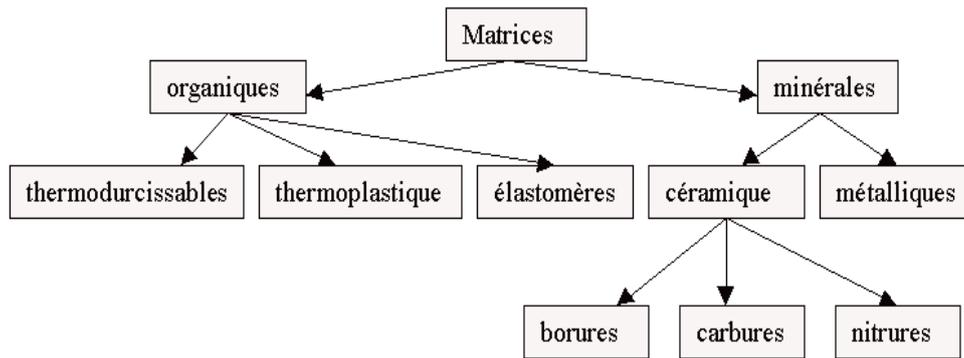


Figure I.3 :Déférentes familles de matrice [3].

Les résines constituent la matrice et occupent une partie importante de fraction volumique dans plusieurs cas, elles servent à maintenir les fibres ensemble et transférer les sollicitations à ces derniers et les protéger de l'environnement extérieur [1]. Les résines doivent donc avoir des très bonnes propriétés afin de conserver celle du matériau composite, c'est donc en fonction de ces propriétés et composants qu'on distingue plusieurs types de résines qui ont la faculté de pouvoir être mise en forme pour donner un matériau fini ou semi fini [1].

I.2.1.1 Les résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables possèdent la propriété qu'elles ne peuvent être mise en forme qu'une seule fois car leur mise en forme par polymérisation en présence de chaleur ne peut être détruite que par une importante énergie thermique. Ceci qui leur confère des propriétés mécaniques très élevées et sont donc les plus utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites [1]. On distingue alors :

- **Les résines polyesters** : Ces résines sont les plus utilisés dans le monde des matériaux composites à cause de leur faible cout de production, diversités de multiples choix, adaptation aux simples procédés de fabrication. Les résines polyesters ont de très bonnes propriétés mécaniques traduites par leur bonne rigidité et stabilité dimensionnelle, leur bonne tenue chimique et leur facilité de mise en œuvre mais présentent quelques inconvénients comme la médiocre tenue en température, la dégradation par effet de rayons ultraviolets et les défauts liés aux retraits.

- **Les résines de condensation** : Les résines de condensation sont des anciennes résines thermodurcissables utilisées dans le cas des pièces nécessitant une bonne résistance aux

agents chimiques et une tenue élevée en température. Elles ont des bonnes propriétés exprimées par leur stabilité dimensionnelle, leur faible retrait et leur bonne résistance aux agents chimiques, or elles présentent quelques défauts comme la non- adaptation aux produits alimentaires et la difficulté de production. Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les résines aminoplastes et les résines uraniques.

- *Les résines époxydes* : Après les résines polyesters, les résines époxydes sont les plus utilisées à cause de leurs propriétés mécaniques excellentes ce qui leur confère la faculté de pouvoir être utilisées sans le rajout des charges. Les résines époxydes sont donc chères au marché et sont désignées pour les composites à hautes performances notamment l'industrie spatiale et aéronautique. Parmi les avantages de ces résines on peut citer leur bonne résistance à la traction, à la flexion et aux agents chimiques, la facilité de mise en forme et le très faible retrait cependant elles sont coûteuses et, sensibles à la fissuration.

I.2.1.2 Les résines thermoplastiques

Les résines thermoplastique possèdent la singularité de pouvoir être mise en forme et reformées plusieurs fois seulement par chauffages et refroidissement, elles sont donc recyclables ce qui les rend de faible coût et offrent la possibilité d'élaboration avec la majorité des procédés, cependant cela leur donne des caractéristiques médiocres. Les résines thermoplastiques présentent une très grande famille et peuvent être classées en deux grandes catégories majeures qui sont les résines thermoplastiques en grande diffusion et les résines thermoplastiques techniques.

I.2.1.3 Les résines thermostables

Les résines thermostables sont quasiment identiques aux résines thermodurcissables, elles diffèrent avec ces dernières seulement dans la tenue à la température et sont donc utilisées pour la fabrication des pièces à hautes performances résistant à des hautes températures. Ces résines sont donc ainsi destinées pour l'industrie aéronautique et de l'espace. Parmi les résines thermostable, on peut citer les résines bismaléimides et les résines polyimides.

I.2.2 Les additifs

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçant, ex : charges sphériques creuses 5 à 150 μm). Des charges non renforçant peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites.

I.2.3 Les interface

Les composites étant des matériaux hétérogènes, ils possèdent des interfaces, c'est-à-dire des surfaces de contact entre la matrice et le renfort. Tant que le composite est intact, les deux constituants adhèrent parfaitement l'un à l'autre, et l'interface ne joue donc aucun rôle particulier. Cependant, l'interface joue un rôle important lorsque le composite subit des dégradations mécaniques et commence à se fissurer suite à une surcharge, à la fatigue, etc. En effet, les interfaces ont la propriété de dévier les fissures : lorsqu'une fissure se propage dans la matrice et atteint l'interface (figure I.4 a), elle ne traverse généralement pas cette dernière et les renforts ne sont donc pas endommagés. Au lieu de cela, la fissure change de direction et suit l'interface (figure I.4 b).

En d'autres termes, au lieu d'une rupture brutale, on observe plutôt une décohésion, c'est-à-dire un décollement progressif entre les renforts et la matrice. L'interface joue donc le rôle de fusible et rend les composites plus ductiles et plus tenaces, c'est-à-dire plus résistants à la rupture, que leurs constituants élémentaires.

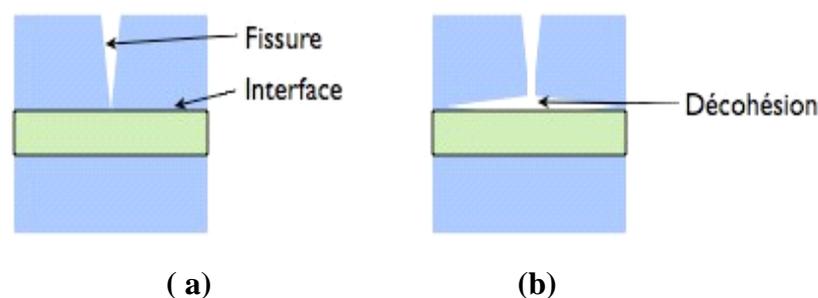


Figure I.4 :Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites ; (a) lorsqu'une fissure atteint l'interface, (b) elle est déviée

I.3 Les renforts

Un renfort présente des arrangements particuliers selon l'échelle d'observation. Si on l'examine d'abord à une échelle microscopique, on observe des fibres d'un diamètre de l'ordre de 10 μm constituées de verre, de carbone ou d'aramide. En passant à l'échelle mésoscopique (ordre de grandeur de 1 mm), les fibres sont groupées par paquets de 1 000 à 10 000 pour former des torons ou mèches. Ce sont ces torons qui sont ensuite utilisés pour tisser les renforts.

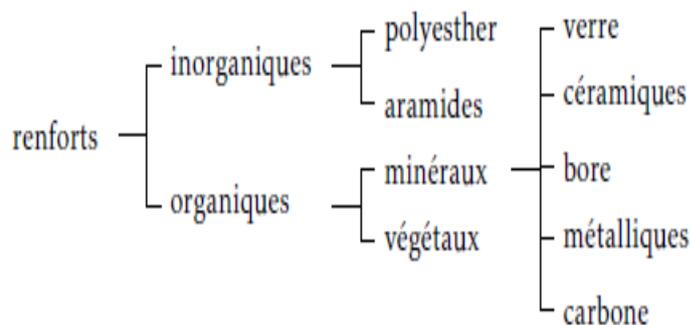


Figure I. 5 : types de renforts

I.3.1 Architecture des renforts

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 :

- **Unidirectionnelle**

Les fibres sont orientées dans une même direction ; elles sont parallèles et peuvent se présenter sous deux formes :

- Sans liaison particulière (roving).
- Reliées par un fil (nappes).

- **Multidirectionnelle aléatoire**

La rigidité et la résistance des fibres sont de l'ordre de 50 à 100 fois supérieures à celles des résines. Elles peuvent se présenter sous les formes :

- Fibres coupées et broyées, sans arrangement particulier,
- Feutre de fibres agglomérées par un liant : le mat peut être à fibres courtes. (Longueur inférieure à 50 mm), sans orientation particulière ou à fibres continues.

- **Orientée**

Le tissu comporte des fils de chaîne ou de trame (fibres bidirectionnelles) ; suivant le mode de croisement de la trame et de la chaîne, le tissu sera une toile, un sergé ou un satin. On réalise également, pour des applications particulières (aérospatiale, défense), des armatures de renforcements bi-ou tridimensionnelles. On réalise aussi des plaques ou coques dont la raideur et la résistance varient avec la direction de la sollicitation (figure I.6).

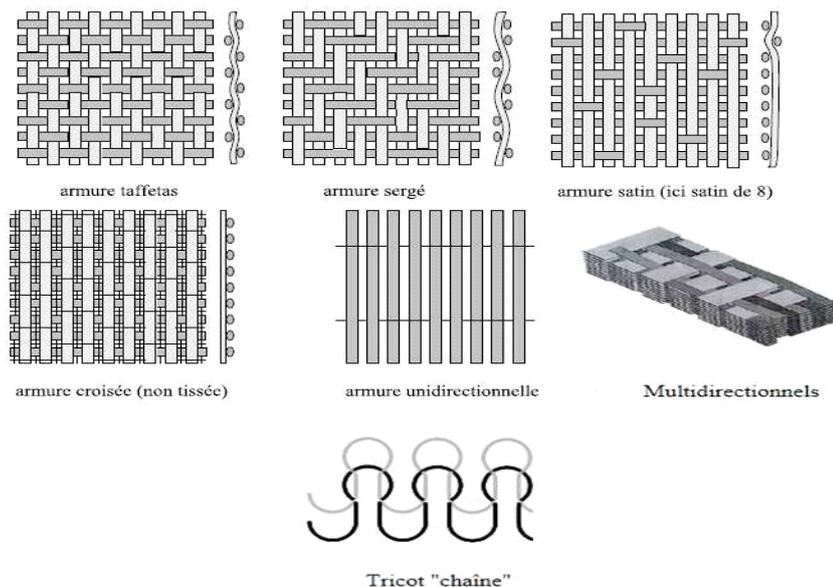


Figure I.6 : Principales orientations des fibres.

I.3.2 Les principales fibres

On distingue plusieurs types de fibres utilisés dans plusieurs domaines, on trouve parmi ces types :

I.3.2.1 Les fibres de verre

Parmi les différents types de fibres, celles du verre sont les plus utilisées dans la construction de structures composites à cause de leur excellent rapport performances-prix. L'appellation fibres de verre est un nom générique comme fibre de carbone, acier ou Aluminium. Tout comme différentes compositions d'aciers ou d'alliages d'aluminium sont disponibles, de nombreuses compositions chimiques de fibres de verre sont disponibles dans le commerce.

Les fibres de verre courantes sont à base de silice (environ 50 à 60% de SiO₂) et contiennent une foule d'autres oxydes de calcium, de bore, de sodium, d'aluminium et de fer, par exemple. Ces fibres sont caractérisées par un module de Young élevé, une forte résistance et une densité quasiment faible. Cependant ces propriétés sont bien inférieures à celles des autres types destinés à la construction des composites à hautes performances.

I.3.2.2 Les fibres de carbone

Le carbone est un élément très léger et peut exister sous diverses formes cristallines. Les fibres de ce dernier ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur qui se trouve sous forme de fibres acryliques élaborées à partir du Polyacrylonitrile (PAN) dont dépend la qualité des fibres de carbone finales. Ces derniers sont caractérisés par leurs hautes performances notamment la faible densité, très haute résistance à la rupture et à la flexion et leur grand module.

On trouve les fibres de carbone dans de nombreuses applications dans l'aéronautique, le spatial ainsi que les sports et loisirs de compétitions (Formule 1, mâts de bateaux). Le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production.

I.3.2.3 Les fibres aramides

La fibre d'aramide est un terme générique désignant une classe de fibres organiques synthétiques appelées fibres de polyamide aromatiques qui est une fibre fabriquée dans laquelle la substance formant la fibre est un polyamide synthétique à longue chaîne dans lequel au moins 85% des liaisons amides sont directement attachées à deux cycles aromatiques". Les noms commerciaux bien connus de fibres d'aramide incluent Kevlar et

Nomex (Du Pont) et Twaron (TeijinAramid). La fibre d'aramide est très légère et présente une variété en performances selon le type de fibre utilisé mais les plus utilisés ont une rigidité et une résistance en traction très élevées, il a environ la moitié du module mais le double de la résistance à la rupture et à la flexion ce qui la rend la plus utilisée pour la fabrication des tenus anti bales.

I.3.2.4 Les fibres céramiques

Ces fibres sont élaborées à partir de matériaux céramiques par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Elles sont destinées principalement aux applications où la température est très élevée (entre 500 et 2000° C) notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avion et des navettes, et dans les applications nucléaires. Parmi les fibres céramiques on trouve les fibres de Bore, les fibres de carbures de Silicium et les fibres de Bore de carbure de Silicium. Les fibres céramiques continues présentent un ensemble attrayant de propriétés. Ils combinent une résistance élevée et un module d'élasticité avec une capacité de température élevée et une absence générale d'attaque environnementale. Ces caractéristiques les rendent attractifs en tant que renforts dans les matériaux de structure à haute température.

I.3.2.5 Les autres fibres

Généralement ces fibres sont utilisées pour des applications spécifiques (papiers spéciaux, pour une bonne conductivité électrique...). Elles possèdent des modules d'élasticité très faibles comparés aux autres fibres. Ces fibres sont appréciées à cause de leur prix de revient assez bas pour la plupart d'entre elles et la haute capacité d'isolation thermique pour certaines d'entre elles. Parmi ces autres types, On peut citer :

- les fibres d'origine végétale (cellulose, lin, chanvre,... etc.).
- les fibres d'origine minérale (amiante, silice).
- les fibres synthétiques (tergal, dacron, etc.) issus des polyesters, de polypropylène ou de polyéthylène
- les fibres métalliques (acier, cuivre, aluminium) qui sont utilisées souvent avec des matrices métalliques.

I.4 Caractéristiques générales

Les matériaux composites offrent une combinaison de caractéristiques générales comparable ou supérieure à celle de nombreux matériaux métalliques ou traditionnels. En effet, en raison de leur faible densité, les rapports résistance / poids et module-poids de ces matériaux composites sont nettement supérieurs à ceux des matériaux métalliques. La phase discontinue (le renfort) est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue (la matrice). En outre, la résistance à la fatigue et la tolérance à la fatigue de nombreux stratifiés composites sont excellentes.

Les propriétés des matériaux composites dépendent de beaucoup de facteurs et sont différentes selon les divers types de matériaux composites, ces propriétés résultent de :

- Des propriétés, de la nature et de la quantité des matériaux constitutifs.
- Des constituants, de la géométrie et de la distribution du renfort.
- De leurs interactions, de la nature de l'interface matrice-renfort, etc.

Les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- La légèreté et le gain de masse.
- La bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée).
- L'absence de corrosion.
- L'absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture).
- Le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la chaleur.
- L'insensibilité à certains produits chimiques courants (solvants, peinture, huiles, Pétroles,...).
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyenne.
- Très forte anisotropie

I.5 Classification des Matériaux Composites

I.5.1 Classification selon l'utilité

Selon leur taux d'utilisation qui a augmenté remarquablement au cours des dernières décennies, les composites sont classés en deux grandes catégories : les composites à grande diffusion et les composites à haute performance.

I.5.1.1 Les composites à grande diffusion GD

Les matériaux composites à grande diffusion occupent une portion de 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort est de 30%. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters avec des fibres de verre avec la simplicité du principe d'élaboration des matériaux (moulage par contact, SMC et injection), ce qui rend leurs coûts voisins.

I.5.1.2 Les composites à hautes performances HP

Les matériaux composites dits "hautes performances HP", présentant des propriétés mécaniques spécifiques élevées et un coût unitaire important. Ce sont les plus employés en aéronautique et dans le spatial. On peut créer toutes sortes de matériaux différents qui peuvent être utilisés dans des applications bien différentes. En aéronautique, plusieurs types de matériaux composites sont utilisés dans les différentes structures d'un avion, car aucun ne peut présenter toutes les caractéristiques indispensables au fonctionnement de l'élément considéré.

Le développement effectif de tels matériaux a débuté en 1975 pour servir dans l'aviation militaire, mais s'est peu à peu étendu dans le domaine de l'aviation civile. Aujourd'hui ; il peut couvrir plus de 50% de la structure d'un aéronef,

I.5.2 Classification selon la forme des constituants

Les matériaux composites dépendent des constituants (renforts et matrice) qui leur forment. En effet, suivant ces composants peuvent être classés les composites en deux grandes classes : les matériaux composites à fibres et les matériaux composites à particules.

I.5.2.1 Les Composites à fibres

Les renforts sont généralement plus durs que les matrices. Ils contribuent à améliorer la résistance mécanique à la traction et la rigidité des matériaux composites et se présentent sous forme filamentaire dans ce cas. Les fibres utilisés se présentent soit sous une forme continues,

soit sous une forme discontinue (coupés, courtes...). Leurs arrangement et orientations permettent d'aboutir à des propriétés mécaniques précises des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Parmi les fibres les plus connus, on en trouve les fibres de verre qui ont un bon rapport de prix/qualité et sont largement utilisés, et les fibres de carbone qui sont généralement conçus pour les composites à hautes performances.

I.5.2.2 Les composites à Particules

Un composite est dit à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules, qui par opposition aux fibres ne possède pas une dimension privilégiées. Les composites à particules sont généralement utilisés pour améliorer certain propriétés mécaniques des matériaux ou de matrice comme la rigidité, la tenue à la température et la résistance à l'abrasion.

I.5.3 Classification selon la nature des constituants

Il est évident que la nature de chaque chose influe directement sur son apparition et sur son comportement que nous traduisons en propriétés mécaniques, et encore beaucoup plus dans le cas des matériaux composites, parce que ces derniers sont constitués d'éléments de natures distinctes, ce qui rajoute de la diversification à cela. On distingue essentiellement selon la nature de la matrice 3 catégories de composites :

I.5.3.1 Composites à matrice organique

Peuvent contenir des fibres :

- Minérales : verre, carbone.
- Organiques : kevlar, Polyamides
- Métalliques : bore, aluminium

I.5.3.2 Composites à matrice minérale

Peuvent être combinés à partir des alliages légers d'aluminium, de magnésium et de Titane avec des fibres :

- Minérales : carbone, carbone de silicium.
- Métalliques : bore.
- Métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BSiC).

I.5.3 Composite à matrice métallique

Peuvent contenir :

- Des fibres métalliques (bore).
- Des particules métalliques comme les cermets.
- Des particules minérales comme les carbures et les nitrates.

I.6 Les stratifiées

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

- Equilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+θ$ que de couches orientées suivant la direction $-θ$.
- Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen.
- Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à $0°$ que de couches à $90°$.

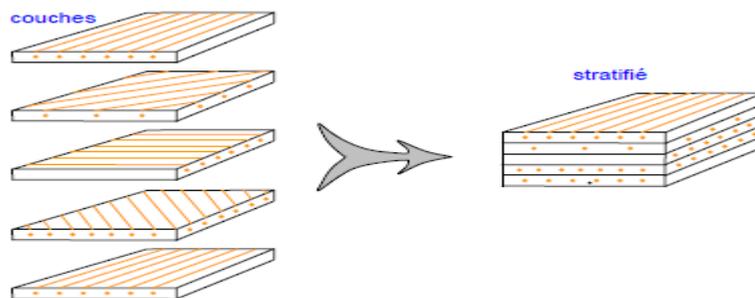


Figure I.7 : Composite stratifié.

Chapitre II

Modélisation des comportements mécaniques des matériaux composites

II.1 INTRODUCTION

Nous proposons dans ce chapitre de passer une revue bibliographique des différentes approches de la modélisation des mécanismes de dégradation des composites stratifiés. La variété des approches existantes reflète la complexité de l'architecture du matériau. On distingue deux types d'approches, des approches fragiles qui reposent sur des critères de rupture à l'échelle macro, et des approches progressives qui reposent sur les lois d'initiation et d'évolution de l'endommagement distinguées à l'échelle micro et méso.

De manière générale, les dégradations ont tendance à être modélisées à l'échelle macro, les dégradations dans notre travail seront prises en compte aux échelles micro ou méso. Cependant, deux visions sont généralement adoptées pour modéliser les dégradations intervenant au sein des stratifiés. La vision micro va prendre en compte de manière directe la dégradation considérée alors, que la vision méso prendra en compte de manière homogénéisée les dégradations par l'intermédiaire des paramètres des matériaux évolutifs. Un pont micro-méso a été établi pour faire le lien entre une variable d'endommagement à l'échelle mésoscopique et la dégradation micromécanique sous-jacente.

II.2 Principes fondamentaux de la modélisation des stratifiés composites

La démarche classique d'analyse de la tenue structurale repose sur une approche "fragile" de la rupture. L'approche la plus ancienne et la plus utilisée dans les bureaux d'étude, de par sa simplicité, consiste à employer un critère de rupture macroscopique (par exemple les critères de contraintes ou de déformations maximales, ou le critère de Tsai-Wu).

L'amélioration de ces critères a fait l'objet d'un concours de publication, appelé "World Wild Failure Exercise" (WWFE) où les auteurs étaient invités à tester leur critère de manière normalisée sur des données expérimentales de référence (enveloppe de rupture en sollicitations couplées), à partir de caractéristiques matériaux fournies. Ces critères de rupture ont pour objectif de définir le domaine de résistance d'un stratifié donné, pour les chargements

complexes, à partir d'essais simples à rupture, le plus souvent uniaxiaux, effectués sur ce stratifié. Ils n'ont donc aucun caractère prédictif en cas de changement d'empilement ou de nuance de matériau.

L'identification expérimentale d'un tel critère s'avère ainsi d'autant plus coûteuse qu'elle doit être répétée pour chaque stratification envisagée, tandis que des approches progressives prennent en considération le caractère progressif et prédictif de l'endommagement du stratifié. Deux approches progressives sont généralement adoptées pour modéliser les dégradations intervenant au sein des stratifiés.

Les approches micromécaniques visent à prévoir à partir des propriétés des constituants la rupture des plis, voire du stratifié, où les simulations sont directement traitées à l'échelle des fibres et de la matrice (souvent intégrées dans des approches multi échelles pour traiter des problèmes de taille. Dans le cas des approches mésomécaniques, il s'agit de prévoir la rupture du stratifié à partir des propriétés des plis. Cependant, l'un des problèmes de ces approches progressives est qu'elle ne fait pas nécessairement le lien entre une variable d'endommagement à l'échelle mésoscopique et la dégradation micromécanique sous-jacente.

Par exemple, lorsqu'un pli à 90° est sollicité en traction, on voit apparaître d'abord des décohésions fibres- matrice et de la microfissuration, puis des fissures discrètes qui traversent à travers toute l'épaisseur du pli. Ce phénomène restant assez diffus, la mécanique de l'endommagement permet de le représenter, mais les variables ne font pas la différence entre décohésions/microfissuration et fissures discrètes. Par conséquent, elles ne permettent pas de remonter au taux de fissuration du pli défini par ρ ($\rho = h_{\text{pli}} / L_f$) où h_{pli} est l'épaisseur du pli et L_f la distance moyenne entre deux fissures, valeur plus facilement mesurable par les constructeurs et organismes de certification.

C'est pour redonner confiance dans cette vision mésomécanique de la modélisation des stratifiés qu'un pont micro-méso a été établi au LMT-Cachan depuis quelques années. Le principe est d'établir une équivalence énergétique entre des modèles micromécaniques et le méso modèle d'endommagement par l'intermédiaire d'une technique d'homogénéisation. Sous certaines hypothèses, notamment de chargement et de mécanismes de dégradation, cette équivalence permet d'extraire des lois de comportement méso basées sur la réponse micro.

II.2.Mécanique d'endommagement

II.2.1Variable d'endommagement

Considérons une section d'une éprouvette sollicitée en traction (voir figure II. 1). Soit S une section prise de l'éprouvette. Dans cette dernière, on suppose l'existence de microfissures qui la traversent, constituant le dommage. Sa section, qui est capable de transmettre des efforts, est dite section effective S_{eff} ($S_{eff} < S$). Soit S_D la différence : $S_D = S - S_{eff}$. Pour décrire l'état de cette section, la mécanique de l'endommagement propose de définir une variable interne appelée variable d'endommagement. Cette variable est notée D et est donnée par la relation :

$$D = S_D / S$$

II. 1

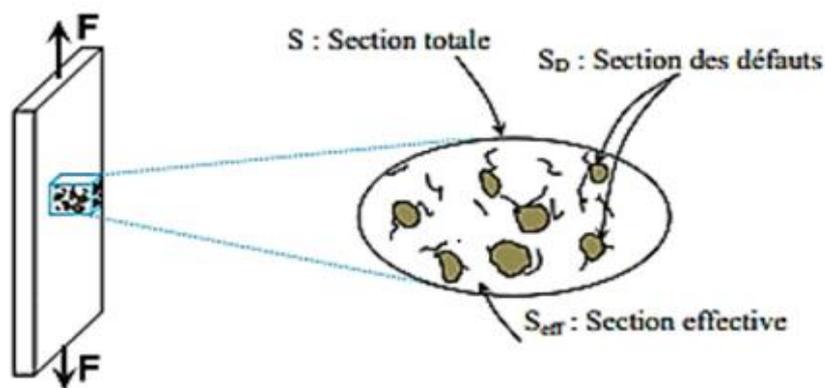


Figure II. 1 : Les différentes sections dans une éprouvette endommagée

La variable interne D varie de 0 à 1, lorsque $D=0$, la section est à l'état non endommagée ou vierge, et lorsque $D=1$, l'élément est complètement endommagé. D compris entre 0 et 1, caractérise l'état d'endommagement de l'éprouvette. En général, cette définition est adaptée pour des sollicitations multiaxiales. On peut supposer par exemple, le cas où toutes les microfissures sont distribuées uniformément dans toutes les directions de l'espace (endommagement isotrope). On peut retrouver également l'endommagement anisotrope, constitué de fissures d'orientation privilégiée, et c'est ainsi que la variable d'endommagement peut être représentée par une variable tensorielle de 2ème et de 4ème ordre.

II. 2. 2 Contrainte effective

La contrainte effective est utilisée pour modéliser l'état mécanique réel de l'élément de l'éprouvette sans décrire explicitement les "micro – fissures" qu'ils contiennent. Dans le cas unidirectionnel (1D), nous supposons, par exemple, que l'on applique une force F sur l'éprouvette. A l'échelle de la structure, on considère que la section n'a pas changé, et on définit ainsi la contrainte apparente σ par :

$$\sigma = f/s \quad \text{II. 2}$$

En présence d'un endommagement isotrope de mesure interne D , la section résistance effective est défini par :

$$S_{\text{eff}} = S - SD = (1-D) S \quad \text{II. 3}$$

Cependant, à l'échelle microscopique, l'équation III.1 ne tint pas compte de la présence des "microfissures". La contrainte effective σ_{eff} est donnée par :

$$\sigma_{\text{eff}} = f/s_{\text{eff}} \quad \text{II. 4}$$

En introduisant la mesure interne D dans la formulation, celle-ci permet de relier la contrainte moyenne réellement appliquée à la section et la contrainte effective. Cette dernière est donnée par:

$$\sigma_{\text{eff}} = \sigma / (1-D) \quad \text{II. 5}$$

La charge appliquée à l'éprouvette n'est sûrement pas homogène à cause des concentrations de contraintes autour des "microfissures", mais on suppose que cela n'a que peu d'influence sur son comportement.

II. 2. 3. Principe d'équivalence en déformation

La notion de contraintes effectives offre un moyen simple d'intégrer les effets de l'endommagement dans les modèles de comportement donnés. Elle offre éventuellement la possibilité de coupler l'endommagement à d'autres comportements comme l'élasticité, l'élasto-plastique ou l'élasto-visco-plastique. Pour ce faire, on suppose que le modèle de comportement "non endommagé" fournit en réalité la contrainte effective. Par exemple, dans

le cas d'un comportement élastique linéaire, la contrainte effective est liée à la déformation par :

$$\sigma_{eff} = E \varepsilon \quad \text{II. 6}$$

A partir de la relation ci-dessus, on peut retrouver le modèle de comportement élastique endommagé apparent, donné par :

$$\sigma = E (1-D) \varepsilon \quad \text{II. 7}$$

Pour un chargement monotone, l'évolution d'endommagement traduite par $D > 0$ implique une augmentation de la contrainte effective. Dans le même temps, la quantité $E (1-D)$ est appelée module de Young endommagé de la section. On a donc défini le comportement endommagé qui s'applique pour l'éprouvette. Ce comportement "endommagé" sous l'effet de σ , donne la même déformation que le comportement "intact" sous l'effet de σ_{eff} . Cette définition est appelée le principe d'équivalence en déformations et a été proposée par Lemaitre, voir figure II. 2.

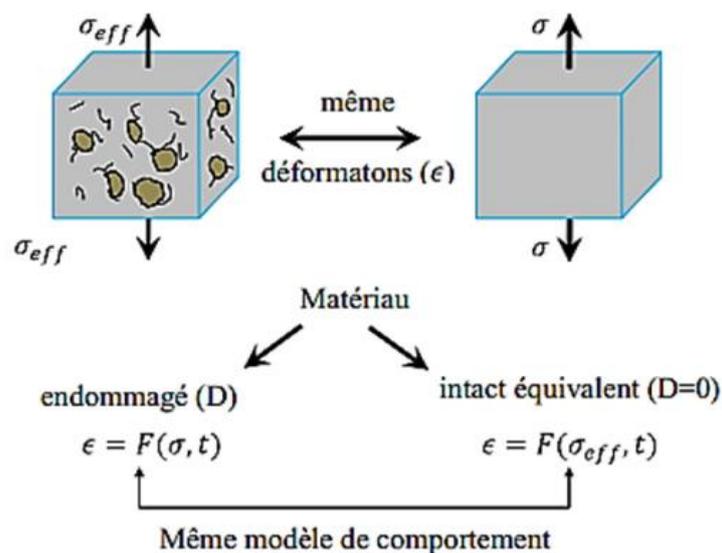


Figure II. 2 : Contrainte effective et le principe d'équivalence en déformations

Il est possible d'ajouter de la même façon l'endommagement continu aux différents comportements (viscosité, plasticité,...). Toutefois, cette approche ne permet pas de modéliser tous les comportements en dommageables rencontrés dans la réalité ; on observe parfois des

interactions complexes entre les phénomènes physiques demandant des modèles fortement couplés. Par contre, le principe d'équivalence en déformations conduit à des modèles faiblement couplés car l'endommagement est supposé ne pas influencer directement les autres phénomènes.

II.3. Approches fragiles de la modélisation de l'endommagement

Les approches fragiles sont des approches macroscopiques, qui consistent à rechercher soit une loi, soit un critère permettant de situer la résistance ultime du matériau pour un état de contraintes complexes. Le critère est une expression mathématique reliant les contraintes effectives régnant dans le matériau aux contraintes ultimes pouvant être supportées par ce dernier. Lorsque le critère est atteint, la propriété d'intégrité du matériau n'existe plus et il y a une ruine locale du milieu. Les critères de rupture existant peuvent être classés comme suit:

- Le critère de la contrainte,
- La déformation maximale,
- Les critères énergétiques.

II. 3. 1 Critère de la contrainte

Critère relativement rustique mais qui reste très utilisé pour la recherche des premières solutions technologiques dans la conception d'une pièce composite.

$\sigma_{11}/x_t \leq 1$	si	$\sigma_{11} \geq 0$	
$\sigma_{11}/x_c \leq 1$	si	$\sigma_{11} \geq 0$	
$\sigma_{11}/Y_t \leq 1$	si	$\sigma_{22} \geq 0$	II. 8
$\sigma_{11}/Y_c \leq 1$	si	$\sigma_{22} \geq 0$	
$\sigma_{12}/s \leq 1$			

Avec : σ_{ij} : termes du tenseur des contraintes

X_t : Résistance à la traction dans la direction 1

X_c : Résistance à la compression dans la direction 1

Y_t : Résistance à la traction dans la direction 2

Y_c : Résistance à la compression dans la direction 2

S : résistance au cisaillement (supposée identique dans toutes les directions)

La connaissance des contraintes aux limites (σ_{ij} , X_t , X_c , Y_t , Y_c , S) dans les différentes directions implique la détermination rapide de l'état de contraintes limites. Ce critère de la contrainte maximale est un critère qui ne prend pas en compte les interactions possibles entre les différents mécanismes de rupture.

II. 3. 2 Critère de la déformation maximale

Le critère de la déformation maximale est peu utilisé car en bureau d'études, les concepteurs raisonnent plutôt en contraintes. Le critère de la déformation maximale est comme celui de la contrainte maximale, à la seule différence que dans ce cas les limites sont posées sur les déformations.

II. 3. 3 Les critères énergétiques

Il existe de nombreuses expressions de ces critères, les plus connues étant celles de Tsai-Hill, Hill, Tsai-Wu, ...etc.

1. Critère de Hashin L'initiation de rupture dans les composites à matrice thermoplastique est définie en utilisant le critère de rupture de Hashin, exprimé en fonction du tenseur de déformations (ϵ_{ij}) et la déformation à la rupture est mesurée expérimentalement. Ces valeurs de déformation peuvent être obtenues à partir du produit de la composante de contraintes et du tenseur de compliance. Ce modèle est implanté dans de nombreux logiciels industriels de calcul, notamment dans Abaqus. Il est couramment utilisé chez Airbus dans les simulations de choc sur des stratifiés. Le critère Hashin permet de déterminer quatre modes d'endommagement, qui sont illustrés sur la figure II. 3. Chaque mode est représenté par sa propre variable de rupture.

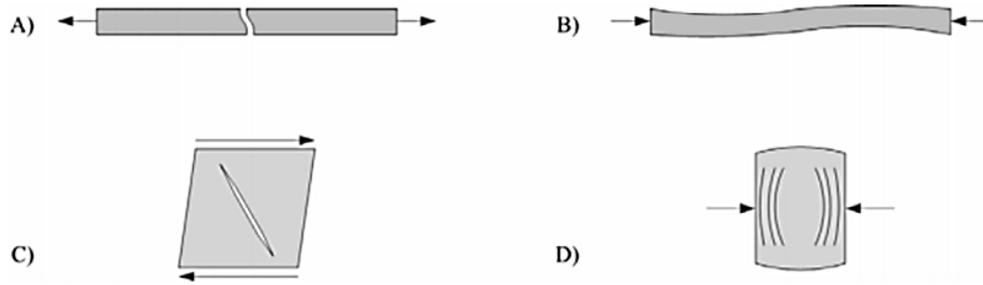


Figure II. 3 : Quatre modes de rupture du critère Hashin
 (A) Traction des fibres, (B) Compression des fibres, (C) Traction/cisaillement de la matrice et (D) Compression de la matrice

II.4 Approches progressives de la modélisation de l'endommagement

La modélisation de l'endommagement et de son évolution ne peut pas être retracée par ce genre de critères décrits précédemment. En effet, le matériau est considéré soit en un état parfaitement sain, soit en ruine, et l'influence de l'apparition d'une dégradation n'est absolument pas prise en compte dans le modèle de comportement.

Aussi, l'interprétation physique des résultats au-delà du critère de ruine du matériau n'est tout simplement pas possible. De manière générale, l'endommagement est défini comme un ensemble de changements microstructuraux au sein du matériau qui occasionne une détérioration irréversible plus ou moins importante. Notons également que l'endommagement présente un caractère unilatéral, les microfissures pouvant se refermer sous l'action du chargement.

Par exemple, quand une structure est sollicitée, la dégradation de ses propriétés est effective bien avant sa rupture finale. En outre pour les matériaux composites, notamment ceux à forte anisotropie, la géométrie de la dégradation dépend, non pas du mode de chargement comme pour les matériaux métalliques, mais de l'arrangement géométrique des constituants du composites.

D'après P. Costa, le premier dommage dans le composite se produit dans la matrice. En effet d'après et Chaboche- Lemaitre l'endommagement est dû :

- Au niveau micro :

- Microfissuration de la matrice parallèlement aux fibres ;
- Décohésion fibres/matrice ;
- Rupture de fibres.
- Au niveau méso :
 - Rupture transverse ;
 - Rupture longitudinale ;
 - Endommagement qui provoque la redistribution des contraintes et des déformations.
- Au niveau macro : Ruine totale du matériau

Par conséquent, on voit clairement le lien qu'il peut exister entre les mécanismes se produisant à l'échelle microscopique et ceux à l'échelle mésoscopique et macroscopique. L'endommagement est donc le résultat d'un processus de dégradation plus ou moins lent dont l'origine se trouve dans des mécanismes de détérioration se produisant à une échelle plus fine et s'accroissent à l'échelle mésoscopique.

A partir de ce résultat, deux principales approches ont été distinguées pour modéliser l'endommagement : l'approche microscopique et l'approche mésoscopique. On se propose dans ce qui de réaliser un éclairage des travaux existants (micromécaniques et mésoscopiques) au travers de certains points qui nous semblent cruciaux dans la représentation du comportement des matériaux composites stratifiés.

II. 4. 1 Modélisations micromécaniques

La caractéristique principale des visions micromécaniques est de se placer à l'échelle de la dégradation, en représentant la géométrie de celle-ci. De fait, cette vision possède un contenu physique très fort. Pour des raisons de simplicité, ce sont généralement les stratifiés de type [0n/90m]s qui sont pris en compte.

En effet, les premières méthodes présentées ici étant analytiques, des stratifications complexes ne permettraient pas une détermination correcte du champ de contrainte. De nombreux modèles proposent donc de prédire les évolutions de la densité de fissure et du module de rigidité longitudinal du stratifié en fonction du chargement de traction et de comparer avec des résultats expérimentaux sur éprouvette simple de traction.

Les études sur l'évolution de rigidité en cisaillement sont moins nombreuses. Les travaux de micromécanique nécessitent deux étapes :

- la description du champ de contrainte en présence de dégradation
- application des critères d'initiation et d'évolution

II. 4. 2 Champ de contrainte

Les premières méthodes qui apparaissent sont unidirectionnelles et basées sur les hypothèses de type "shearlag" ont été les plus répandues. Cette théorie néglige la variation des contraintes et de la déformation suivant l'épaisseur de stratifié. Le principe est de calculer la contrainte dans la couche fissurée à l'aide de la contrainte de cisaillement τ dans l'interface dénommée "zone de cisaillement". Si on décrit cette bande comme une couche d'épaisseur h_a et de module G , le résultat de cette approche dépend du paramètre (G/h_a) qui doit être recalé expérimentalement.

En pratique, il s'avère difficile d'obtenir des résultats satisfaisants avec des paramètres t_a et G de l'ordre de grandeur de leurs significations physiques. La contrainte de cisaillement à l'interface est définie à partir de la différence de déplacement entre les plis à 0° . Dans quelque modèle initial de shearlag l'épaisseur de la zone de cisaillement est remplacé par l'épaisseur de la couche à 90° h_{90} , tandis que dans d'autre travaux, est considéré comme une zone riche en résine entre les couches $0^\circ/90^\circ$. Par utilisation des équations constitutives et d'équilibres d'une cellule, on obtient l'équation différentielle du second ordre de la contrainte de cisaillement , et de la contrainte dans les couches endommagées à 90° .

Chapitre III

Formulation mathématique

III.1 Introduction :

Dans ce chapitre, nous trouvons une étude théorique des comportement mécanique de matériau composite dans le cas des essais mécaniques en traction ,compression et flexion à travers les exemples de données pour les trois essais en plus de fournir des formulation mathématiques qui nous intéressent pour comprendre et connaître tous les détails de ce projet

III.2 Matériaux composites unidirectionnels :

III.2.1 Propriétés mécaniques des matériaux composites

L'analyse d'une structure composite est plus complexe que celle d'un matériau traditionnel, métallique par exemple. Cela est dû au caractère hautement anisotrope des propriétés mécaniques du matériau de base, aussi bien en raideur qu'en résistance, assurées par les fibres. Les propriétés transverses peuvent être d'un ordre de grandeur plus faible. Or, si l'on excepte quelques cas particuliers tels les câbles ou les tirants, une structure doit supporter des efforts dans plusieurs directions, et le matériau constitutif correspondant doit être obtenu par la mise en oeuvre d'arrangements de couches soigneusement dimensionnées et orientées .

III.2.2 Relation contrainte-déformation d'un composite unidirectionnel

Les déformations sont des fonctions linéaires et homogènes des contraintes. la relation d'élasticité peut s'écrire à partir de loi de Hooke généralisée comme :

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \dots\dots\dots(III.1)$$

Avec C : est la matrice de rigidité du matériau
Ou sous forme matricielle

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (III.2)$$

La matrice inverse de la matrice [C] nous permet d'obtenir la matrice de souplesse [S].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & s_{14} & s_{15} & s_{16} \\ s_{12} & s_{22} & s_{23} & s_{24} & s_{25} & s_{26} \\ s_{13} & s_{23} & s_{33} & s_{34} & s_{35} & s_{36} \\ s_{14} & s_{24} & s_{34} & s_{44} & s_{45} & s_{46} \\ s_{15} & s_{25} & s_{35} & s_{45} & s_{55} & s_{56} \\ s_{16} & s_{26} & s_{36} & s_{46} & s_{56} & s_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \quad (\text{III.3}).$$

III.3 Matrice de rigidité et de souplesse

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope est décrit en introduisant soit les constantes de rigidité C_{ij} , soit les constantes de souplesse S_{ij} ($i \neq j$). La loi de Hooke s'écrit suivant l'une des formes matricielles :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (\text{III.4})$$

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope est donc caractérisé par 9 coefficients indépendants : $C_{11}, C_{12}, C_{13}, C_{22}, C_{23}, C_{33}, C_{44}, C_{55}, C_{66}$

Ou:

$S_{11}, S_{12}, S_{13}, S_{22}, S_{23}, S_{33}, S_{44}, S_{55}, S_{66}$

III.4. étude des Matériaux composites :

Pour l'étude de ces matériaux trois échelles peuvent se présenter à savoir :

1. **Étude microscopique** : étude à l'échelle de fibre ;
2. **Étude mésoscopique** : étude à l'échelle de mèche ;
3. **Étude macroscopique** : étude à l'échelle du composite.

L'échelle microscopique ou l'échelle locale nous donne une description des distributions, des orientations, interactions entre les particules, cette description est nécessaire pour expliquer les propriétés qui apparaissent à une échelle supérieure ce qui peut nous emmener à utiliser des outils classiques de la mécanique des milieux continus , le passage d'une échelle à une autre justement demande des hypothèses différentes, les moyens d'essai et d'observation sont généralement différents, et de ces différents résultats découlent des hypothèses d'homogénéisation des matériaux utilisés. Ces différentes échelles sont visualisées sur les différents schémas suivants (3 schémas) :

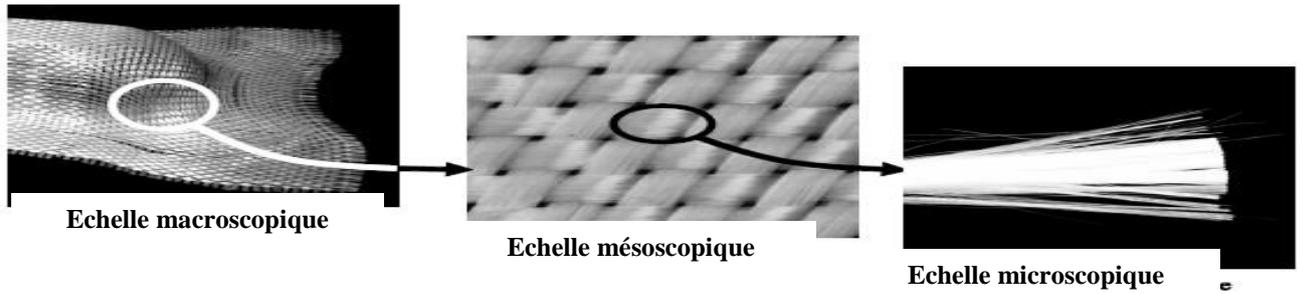


Figure : III.1 :Observation à différentes échelles de matériaux.[37]

Une éprouvette après avoir subi des essais est mise en observation microscopique et nous révèle les différentes conséquences de ces essais grâce aux images prises à une échelle poussée.

La contrainte nominale sur l'ensemble de ces fibres est donnée par

$$\sigma_{rup} = F/S \quad (III.5)$$

$$\sigma_E = \frac{F_E}{N\pi R^2} \quad (III.6)$$

Considérons « n » fibres rompues et ont le même diamètre, la contrainte effective devient :

$$\sigma_E = \sigma_{ef} \left(1 - \frac{n}{N} \right) \quad (III.7)$$

Et la probabilité de rupture est donnée par le rapport n/N :

$$\frac{n}{N} = P_R(\sigma_{ef}) = 1 - \exp\left(-L \left(\frac{\sigma_{ef}}{\sigma_0}\right)^m\right) \quad (III.8)$$

Ce qui nous donne une contrainte de :

$$\sigma_E = \sigma_{ef} \exp\left(-L \left(\frac{\sigma_{ef}}{\sigma_0}\right)^m\right) \quad (III.9)$$

III.5. Caractérisation mécanique

La connaissance des caractéristiques mécaniques d'un matériau composite et sa structure permettent de comprendre, voir, prédire son comportement en service. Afin de caractériser son comportement dans des conditions spécifiques, nous avons recours à un certain nombre d'essais statiques (essai de traction, de flexion, de compression) et d'essais dynamiques

(fluage, fatigue). Nous exposons dans ce qui suit, les dispositions prises pour effectuer les tests mécaniques selon les normes en vigueur.

III.5.1 Essai de traction

La contrainte à la rupture en traction est donnée par la formule (III.1) suivante :

$$\sigma_{\text{rup}} = F/S$$

F et S sont respectivement la force appliquée à l'éprouvette au moment de la rupture et la section de l'éprouvette.

Le module d'élasticité est déterminé à partir de la loi de HOOKE, cette dernière est exprimée par la relation suivante :

$$\sigma_{\text{rup}} = E \cdot \varepsilon$$

Où : ε : la déformation, $\varepsilon = \Delta l / L_0$;

Δl : le déplacement ;

L_0 : la longueur initiale.

L'hypothèse de contrainte plane est bien justifiée. Dans le plan d'orthotrope, les équations constitutives 2D s'écrivent :

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} & \\ & E \\ & \end{pmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} & \\ & S \\ & \end{pmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau \end{bmatrix} \quad (\text{III.10})$$

E : matrice d'élasticité ;

S = E⁻¹ : matrice de souplesse

- Sens L : $\sigma_L = E_L \varepsilon_L$
- Sens T : $\sigma_T = E_T \varepsilon_T$
- Cisaillement : $\tau = G \gamma$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{TL}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix}}_{\underline{S}} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau \end{bmatrix} \quad (\text{III.11})$$

On inverse S, on aura la matrice suivante :

$$\begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{E_L}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & \frac{\nu_{TL}E_L}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & 0 \\ \frac{\nu_{LT}E_T}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & \frac{E_T}{1-\nu_{LT}\nu_{TL}} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix}}_{\underline{E}} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma \end{bmatrix} \quad (\text{III.12})$$

la loi de Hooke introduite pour un matériau isotrope. Elle s'écrit classiquement en fonction du module d'Young et du coefficient de Poisson.

Avec les conditions de test (traction longitudinale pure):

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

Ce qui nous permet d'arriver à évaluer le coefficient de poisson et de cisaillement par des formules ci-dessous en utilisant des valeurs expérimentales

$$S_{11} = \frac{\varepsilon_{ll}}{\sigma_{ll}} = \frac{1}{E} \quad S_{12} = \frac{-\nu}{E} \quad G = \frac{E}{2(1+\nu)}$$

b) Comportement en traction des éprouvettes élaborées.

Suite aux essais effectués séparément sur les fibres et les matrices pour connaître leurs performances, on réalise des essais combinés des composite (renfort avec résine), ci-dessous on a pris quelques images des fibres avec la résine aéronautique (Epoicast 50-A).

La figure III.2 présente l'aspect macroscopique des éprouvettes après l'essai de traction. Les éprouvettes en fibres de carbone en taffetas montrent une cassure franche correspondant à un mode de rupture par cisaillement, par contre les éprouvettes en fibres de carbone unidirectionnelle montrent une rupture par fragmentation, ces mécanismes de rupture sont liés à la distribution et la concentration des contraintes au cours de sollicitation mécanique.



Figure III.2 : Eprouvettes destinées aux essais de traction (fibre de carbone).

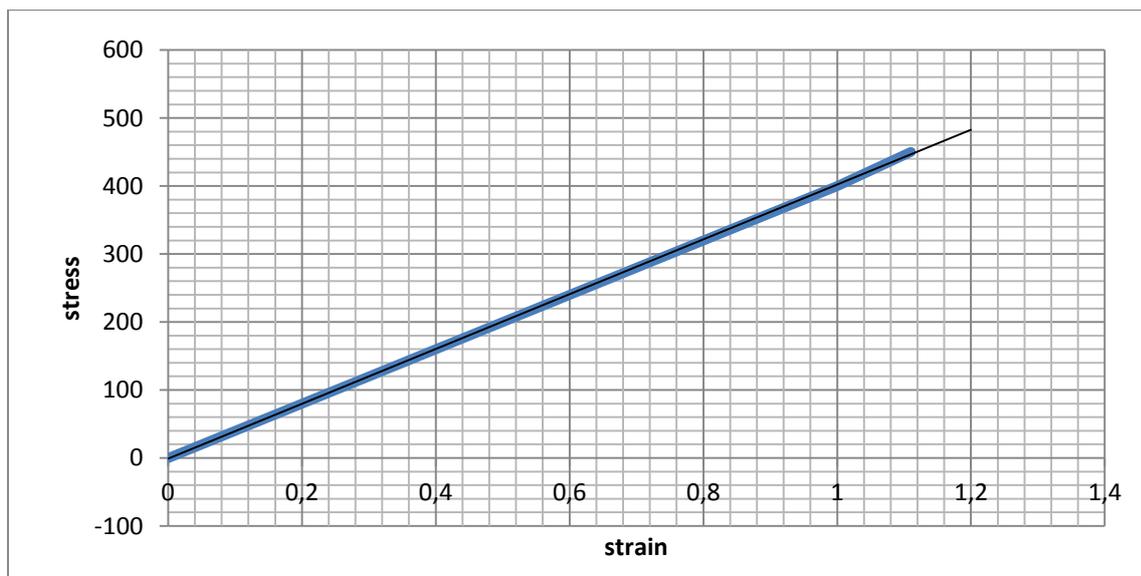


Figure III.3: Comportement en traction des composites à base de fibres de carbone [37].

Pour la suite de nos essais, on a opté pour la résine époxy comme matrice associée aux fibres pour être conforme à la réglementation aéronautique internationale. Nous avons tenu à respecter dans nos réalisations les normes en vigueur dans le domaine de l'aéronautique, afin de mettre en évidence les conditions de réalisation des composites considérés sur la réponse mécanique des efforts de natures différentes.



Figure III.4: Zone de rupture de l'éprouvette de traction, (a) : Epreuve verre/époxy après rupture ; (b) : Epreuve carbone/époxy bidirectionnelle après rupture.

III.5.2. Essai de flexion 'trois point'

Le deuxième essai réalisé est celui de la flexion '*trois points*'. Ce dernier permet de mesurer le module d'Young, la résistance en flexion et la flèche maximale.

L'essai de flexion détermine l'aptitude à la déformation d'un matériau sur deux appuis avec une application de l'effort à mi-distance des appuis. Les contraintes varient de façon continue de part et d'autre de l'axe neutre, ou elles sont nulles. D'un côté, elles sont en compression (coté concave de l'éprouvette) et de l'autre, en tension.

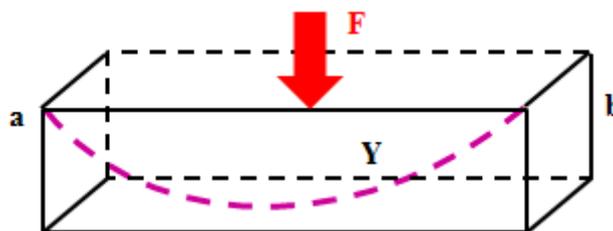


Figure III.5 : Essai de flexion

Durant cet essai, la charge supportée par l'éprouvette est mesurée. Les résultats obtenus déterminent le déplacement et la force à la rupture. La contrainte à la flexion σ_f et le module de Young E_f sont calculés respectivement selon les formules suivantes :

$$\sigma_f = \frac{3FL}{2be^2} \quad (\text{MPa})$$

$$E_f = \frac{FL^3}{4be^3Y} \quad (\text{MPa}) \quad (\text{III.13})$$

$$\varepsilon \% = \frac{6eY}{L_0^2} \times 100$$

Où :

σ_f , E_f sont respectivement la contrainte et le module à la flexion (MPa).

b : largeur de la section (mm).

e : épaisseur de la section (mm).

L : distance entre les appuis (mm).

Y : la flèche de l'éprouvette (mm)

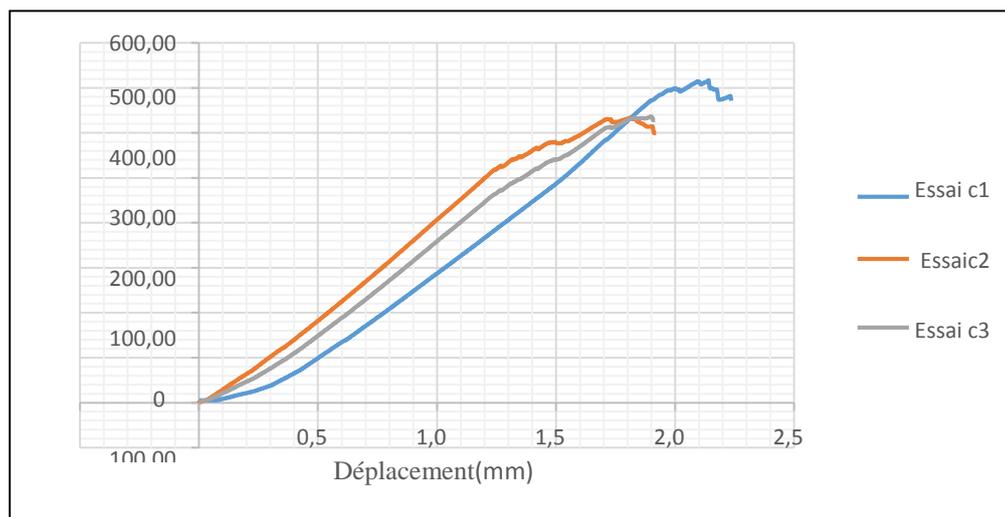
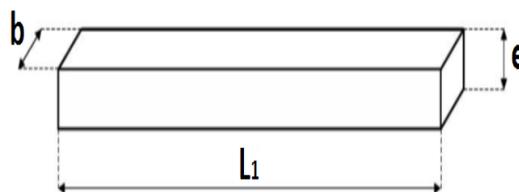


Figure III. 6 : La flexion des composite à base de fibre de carbone bidirectionnel [37]

Le tableau ci-dessous récapitule les valeurs remarquables tirées du graphe précédent :

Tableau III. 1: Les caractéristiques de stratifié en tissu de carbone en flexion.

Éprouvette	F (N)	Y (mm)	E (mm)	b (mm)	σ (MPa)	Ef (GPa)
1	716.60	2.24	2.2	15	503.39	19.68
2	633.31	1.92	2.0	14.98	539.03	27.04
3	636.62	1.92	2.2	15.02	441.32	20.13
Moyenne	662.18	2.03	2.13	15	494.58	22.28

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

III.5.3.Essai de compression

Ce test permet de déterminer le comportement d'un matériau (éprouvette) quand il est soumis à une contrainte de compression, on peut ainsi déterminer des caractéristiques telles que contraintes et déformations relatives aux points de rupture, ces derniers étant définis de la même manière qu'en traction.

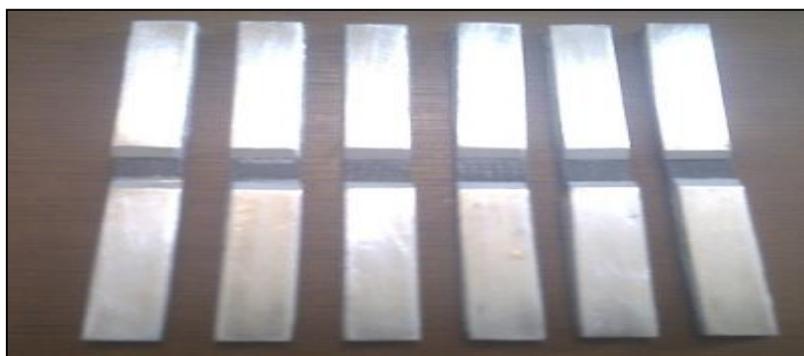


Figure III.7 : Eprouvettes pour essai de compression, Fibre de carbone,

a) Essais de compression sur les éprouvettes en fibre de carbone

La courbe relative au 2^{ème} essai est quasi-linéaire ; comportement normal jusqu'à la rupture. Cependant, les courbes des premiers et troisièmes essais présentent une hétérogénéité du comportement pour une contrainte avoisinant 15MPa. Ce comportement peut être dû au problème d'alignement et/ou mauvais serrage des mors de la machine.

Notons que la contrainte maximale des échantillons à base de fibres de carbone est presque deux fois plus importante que celle des échantillons à base de fibres de verre.

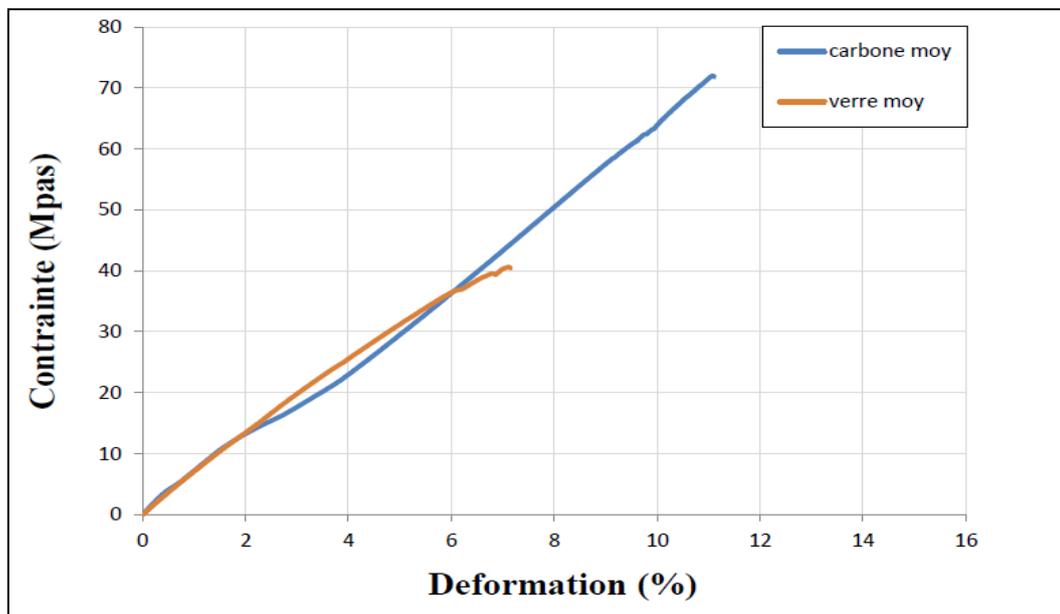


Figure III.8 : Comportement à la compression des composites à base de fibres de verre, carbone [37].

Les fibres de carbone résiste jusqu'à une valeur qui dépasse les 70 MPa, ce qui explique son existence dans la structure d'avion à des endroits soumis à des sollicitations de compressions extrêmement élevées.

CHAPITRE IV

Résultats et discussion de la simulation de comportement des composites

IV.1. Introduction

Dans ce chapitre on s'intéresse à la simulation numérique d'une plaque en composite par un logiciel conçu spécialement pour étudier le comportement mécanique. La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations, ainsi que pour minimiser le coût d'une étude avec un nombre d'essais optimisés. La simulation est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient lentes et fatigantes au banc d'essai mais encore élargit le champ d'action du constructeur en découplant des variables qui sont indissolublement liées dans les structures. Nos simulations seront réalisées sur des échantillons à base de fibre de carbone et matrice époxy

IV.2. Modélisation sous ANSYS

ANSYS, est l'un des plus grands développeurs et fournisseur de logiciels de simulation numérique au monde. Ses produits majeurs sont des logiciels qui mettent en œuvre la méthode des éléments finis, afin de résoudre des modèles discrétisés. Ce produit permet d'effectuer des simulations mécaniques. Ses principales capacités sont :

1. L'analyse statique.
2. L'analyse modale.
3. L'analyse harmonique (réponse forcée).
4. L'analyse temporelle ou transitoire.
5. La gestion de différentes situations non linéaires (contacts, plasticité des matériaux, grands déplacements ou grandes déformations).
6. Simulations en matière de mécanique des fluides.
7. Permet de résoudre des modélisations mettant en jeu des phénomènes électromagnétiques.

La mise en place de modèles de simulation et donc la détermination de lois de comportement nécessite une caractérisation expérimentale du matériau considéré. Il est à noter que les essais de caractérisation peuvent être complexes à mettre en place à l'échelle d'une mèche, de par la très faible rigidité dans le plan transverse. Chose qui a été remarquée durant les essais effectués, certains modes de déformation de la mèche sont alors caractérisés par l'étude du comportement du renfort à l'échelle macroscopique, sachant que l'objectif principal de notre travail consiste à la comparaison d'un composite stratifié croisé unidirectionnel $(0/90)_4$ en fibre de carbone dans la configuration est simulée sous ANSYS (Figure IV.1) et celle de l'expérience réalisée pour un stratifié tissu type Taffetas de 8 couches.

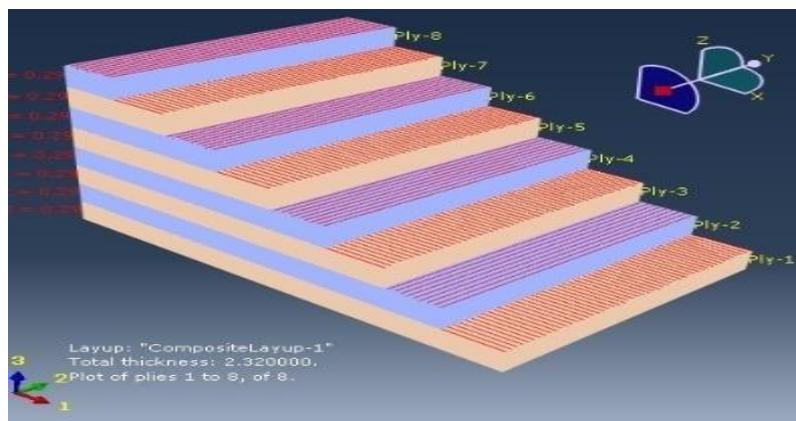


Figure IV. 2. Architecture de stratifie à 8 plis.

IV.3.Description des éprouvettes

Pour les essais mécaniques, trois types d'éprouvettes sont confectionnées.

- **Pour les essais de traction, l'essai Flexion , l'essai de compression**

un type d'éprouvette de longueur 250 mm, une largeur de 25 mm et une épaisseur de 2.1 mm (Figure IV. 2)

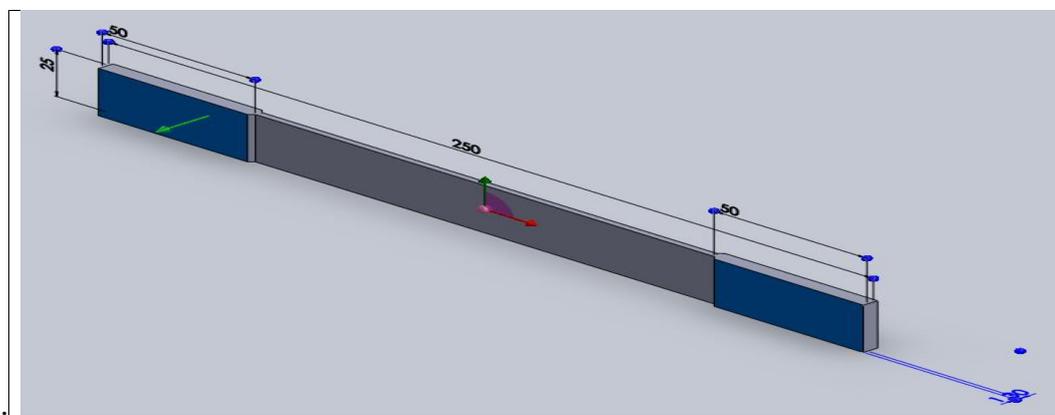
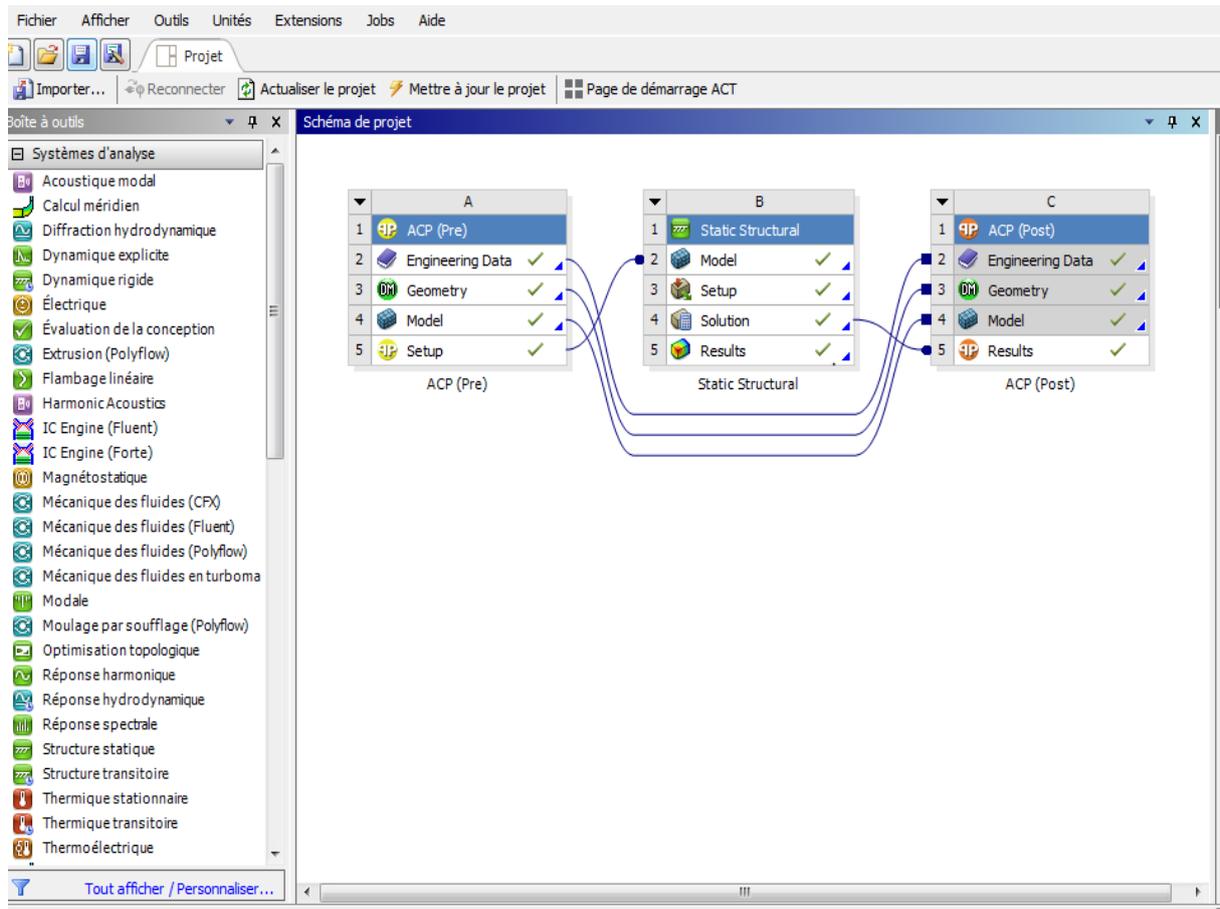


Figure IV. 2 : Eprouvettes de traction normalisées

IV.4.les Etapes de simulation :



IV.4. 1. Propriétés mécanique des matériaux composites

les commandes de la figure IV.3 insèrent les propriétés mécaniques des matériaux. le matériaux utilisé et époxy carbone tissu(pré-imprégné).

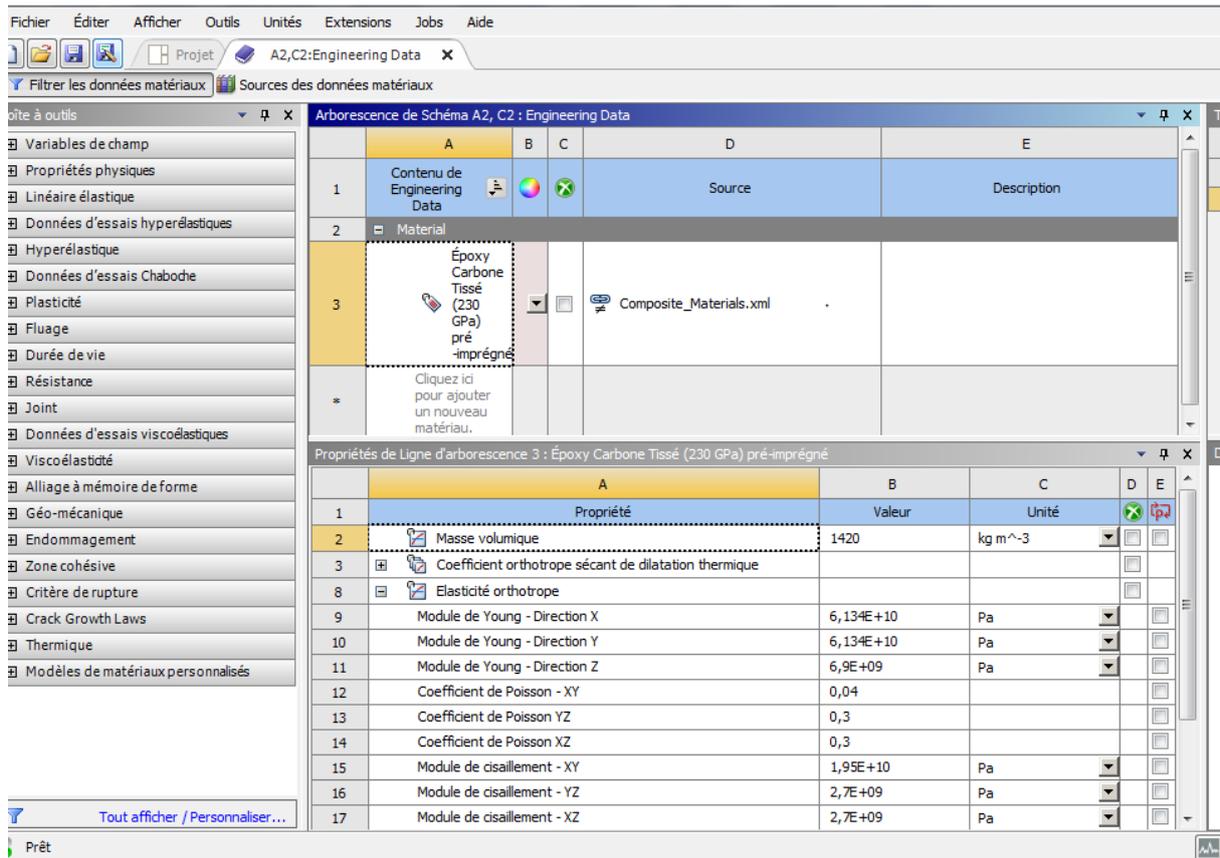


Figure. IV. 3 Propriétés mécanique des matériaux

IV.4.2.Géométrie

La figure suivante (IV.3) présente insertion de la géométrie de l'éprouvette modélisé.

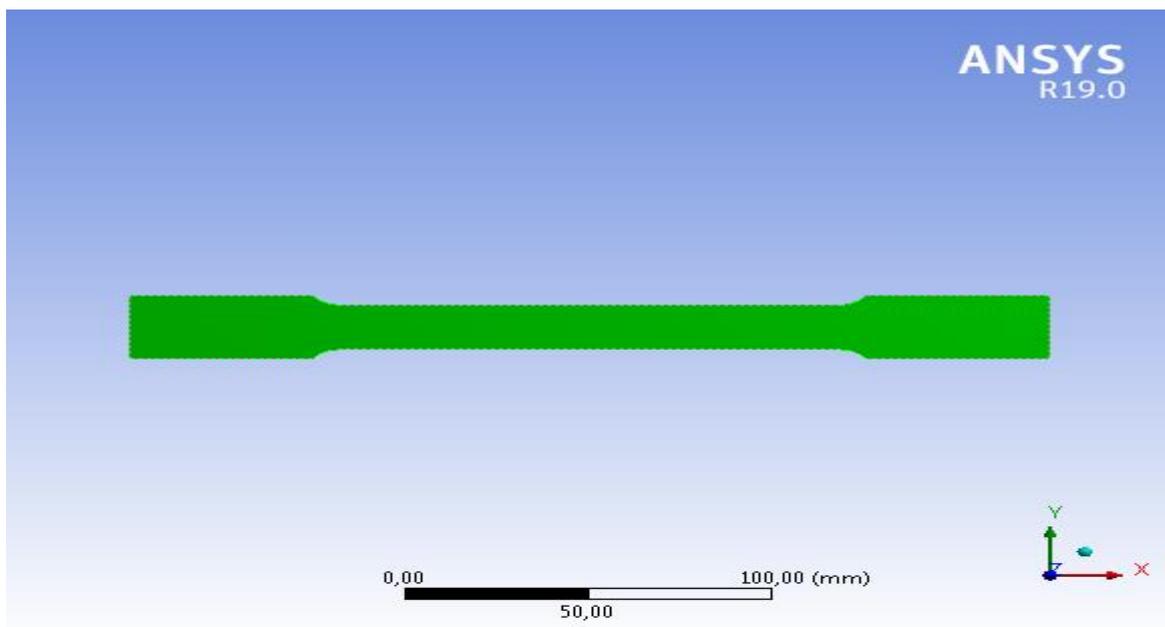


Figure IV.4 Géométrie de l'éprouvette

IV .4.3.Validation de maillage :

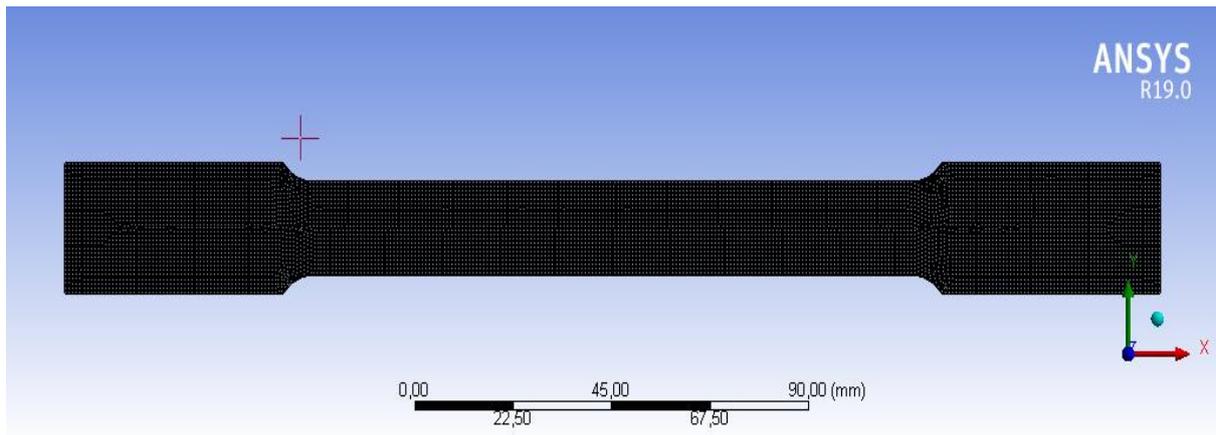


Figure IV. 5 :maillage de l'éprouvette

IV .4.4.Critères de quantité :

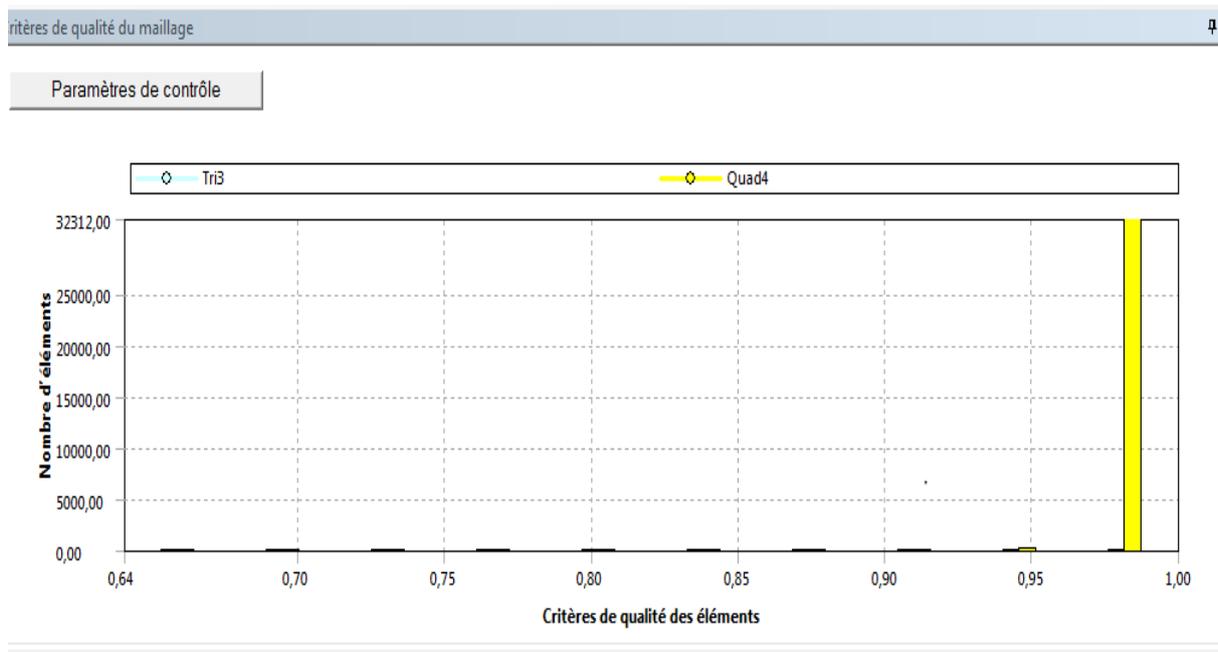


Figure IV. 6 critères de qualité des éléments

IV. 4.5. Déclaration des couches

Les commandes de la figure (VI.7) permettent d'insérer les huit couches de l'éprouvette.

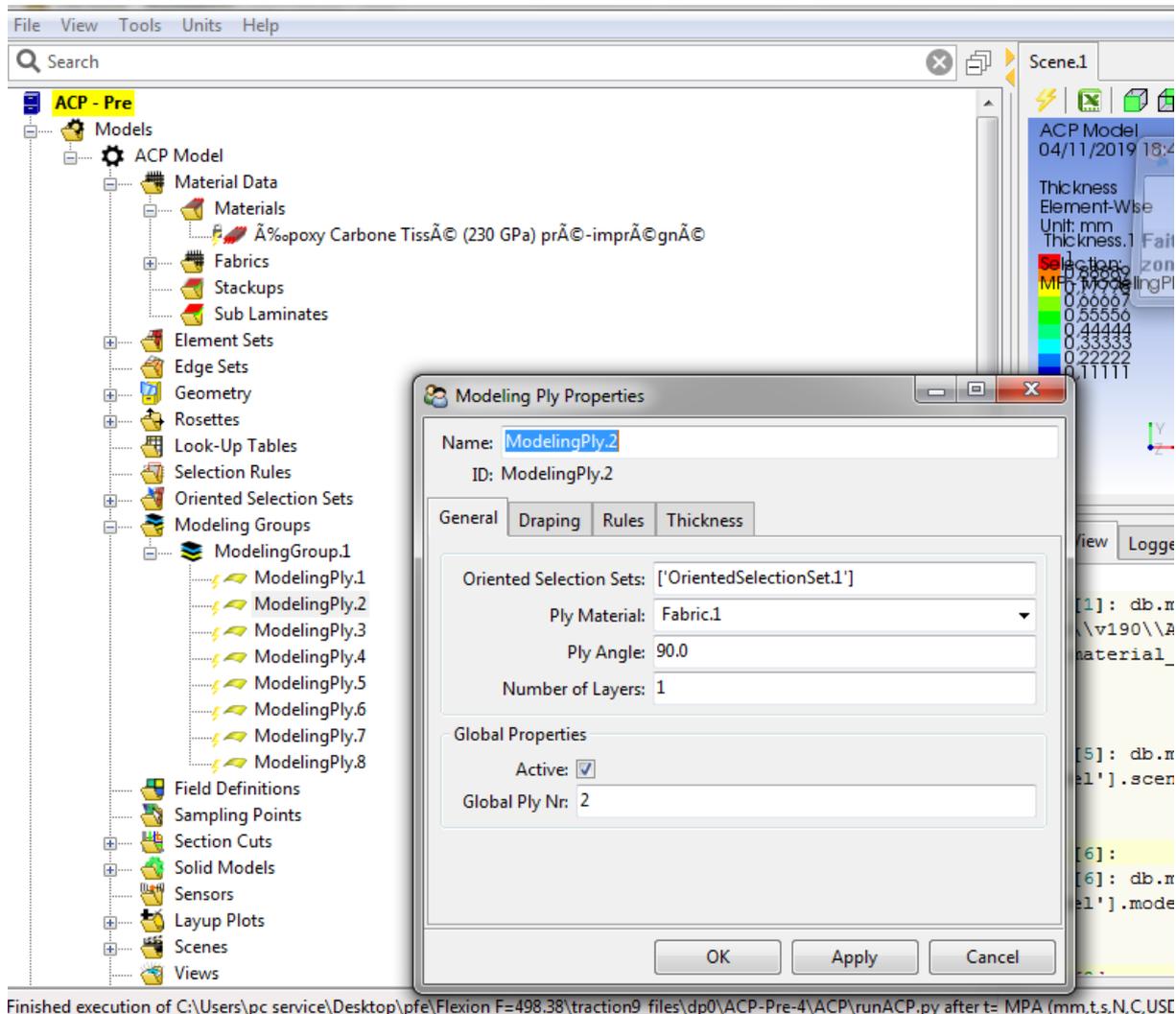


Figure IV.7 Déclaration des couches

IV.5. Essai de traction(0/90)₄

On simule un éprouvette en stratifié croisé unidirectionnel (0/90)₄ en fibre de carbone encastéré d'un coté et soumis à une force de traction F de l'autre (Voir figure IV.8)

On a : $\sigma = F/s$

Avec s : surface donc : $s = e * l$ (e=épaisseur et l= largeur)

Donc : $F_{max} = \sigma_{max} * s = 25 * 2,1 * 420 = 22050N$

IV.5.1. Application de la charge sur l'éprouvette

On applique une charge de 22050 N sur la zone de l'application

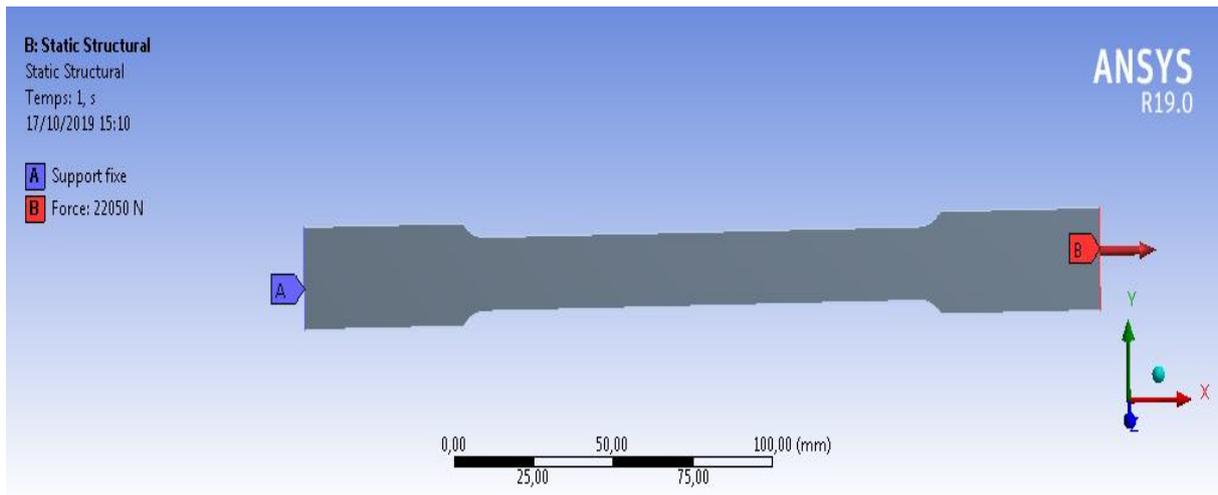


Figure IV. 8 Application de la charge sur l'éprouvette

IV.5.2. Solution

Contrainte équivalente

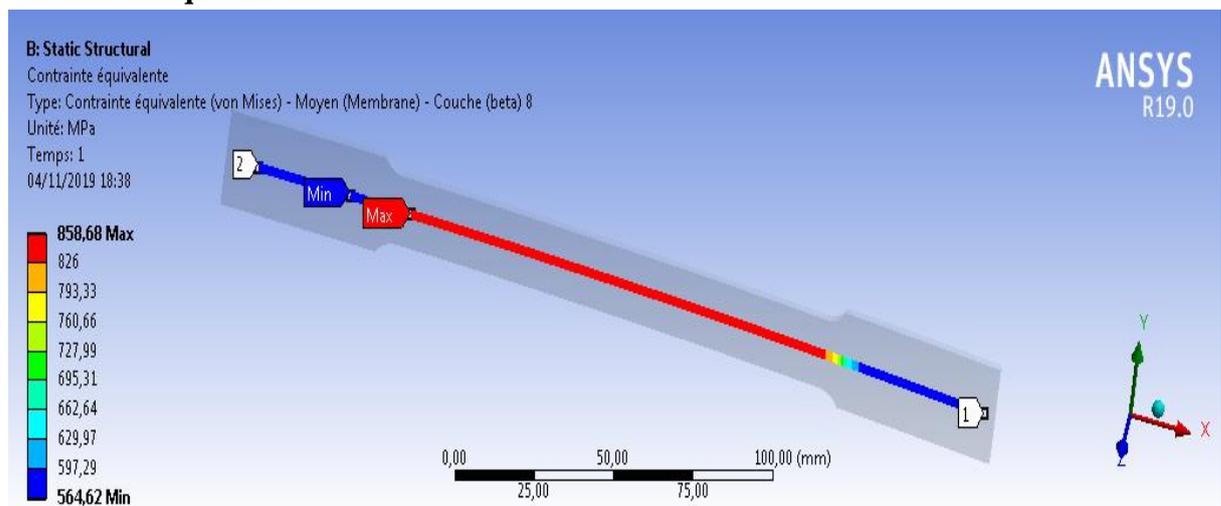


Figure IV.9 Cartographie de la distribution des contraintes (essai de traction)

Déformation totale

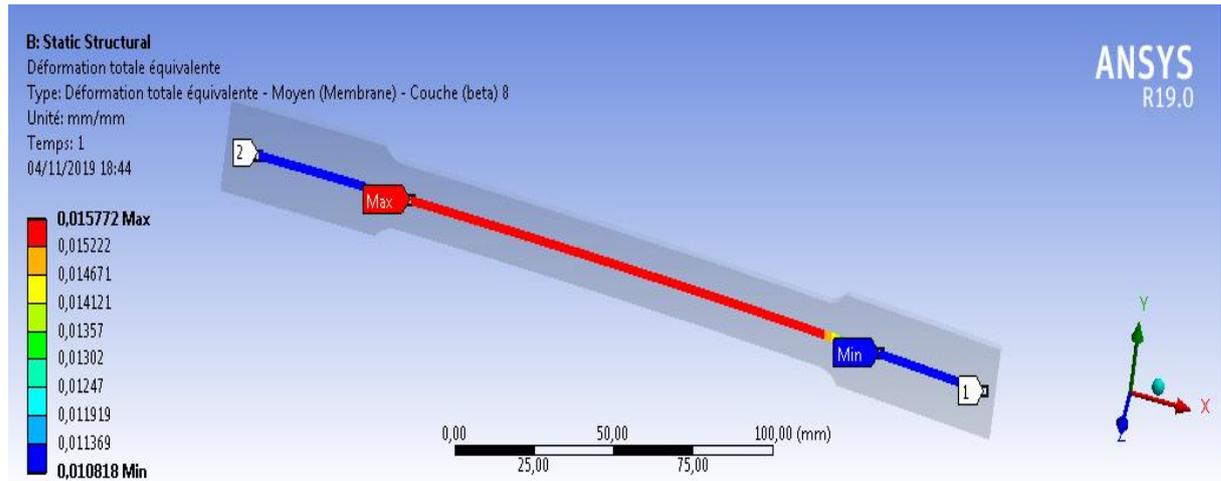


Figure IV.10 .Cartographie de la distribution de la déformation (essai de traction).

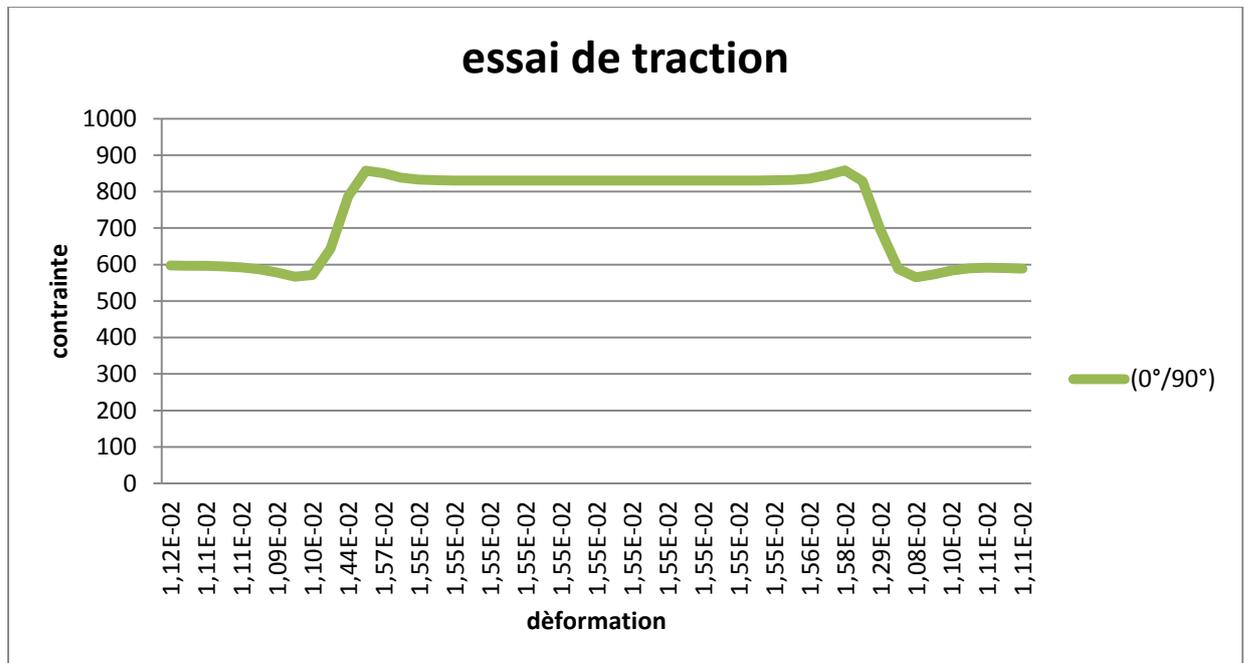


Figure IV.11: Comportement en traction

Calcul de module de Young ($E = \sigma / \epsilon$):

déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\epsilon = 0,50\%$	$\sigma = 294,1 \text{ MPA}$	E= 0,60GPA

Tableau IV.1.résultat de calcul essai de traction(0/90)₄

IV.6. Essai de traction(0/45)₄

Déclaration des couches

Les commandes de la figure (VI.12) permettent d'insérer les huit couches de l'éprouvette.

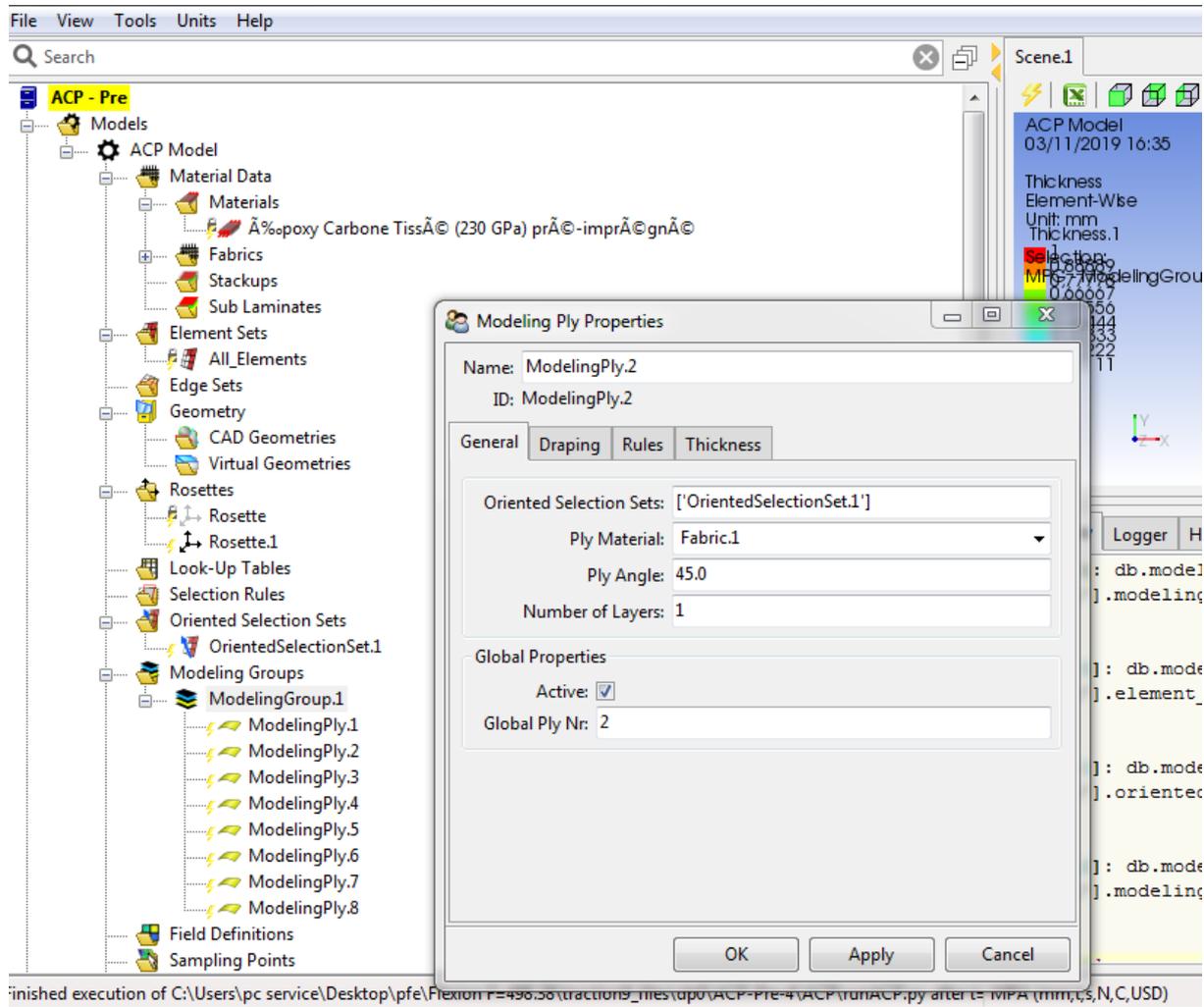


Figure IV.12. Déclaration des couche

Contrainte équivalente

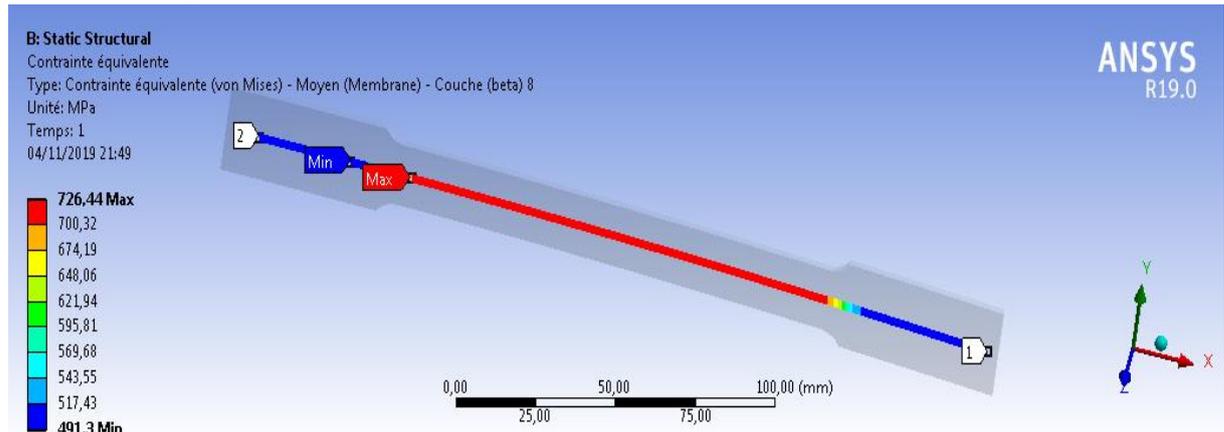


Figure IV. 13. Cartographie de la distribution des contraintes (essai de traction)

Déformation totale

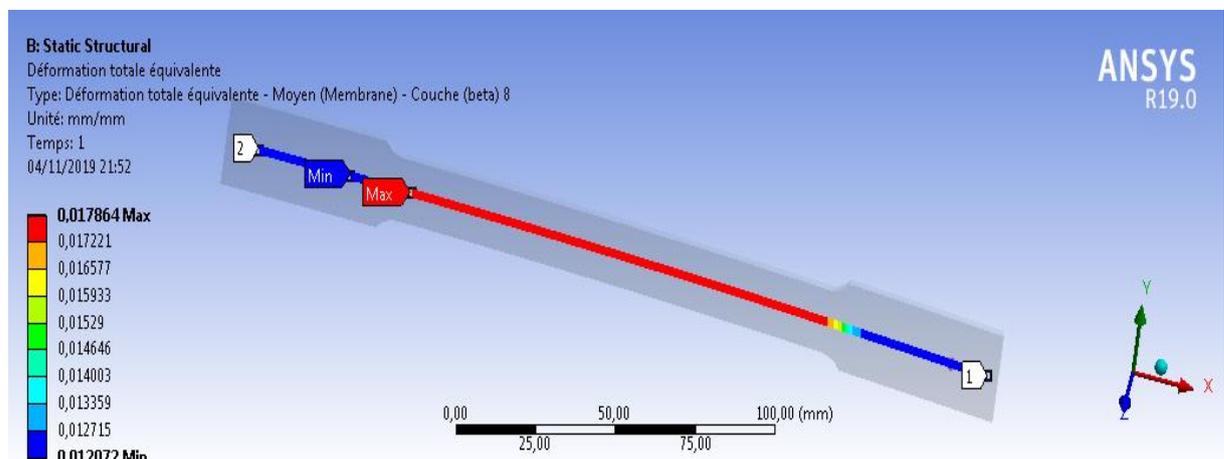


Figure IV.14. Cartographie de la distribution de la déformation (essai de traction).

Calcul de module de Young $E = \sigma / \varepsilon$:

Déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\varepsilon = 0,60\%$	$\sigma = 235,1 \text{ MPA}$	$E = 0,40 \text{ GPA}$

Tableau IV.2. résultat de calcul essai de traction(0/45)₄

IV.6.1. Interprétation des résultats :

Le stratifié croisé unidirectionnel (0/90)₄ est caractérisé par une grande contrainte à la rupture par rapport au stratifié au stratifié croisé unidirectionnel (0/45)₄ et il a une déformation très petite et cela dans l'essai de traction.

IV.7. Essai de flexion(0/90)₄

Type 1 :

Cette partie présente une étude de la sensibilité des résultats vis-à-vis de l'application du chargement de flexion, modélisée par l'intermédiaire d'une force ponctuelle. Des simulations sont donc réalisées sur un modelé représentant l'intégralité de l'éprouvette. La modélisation adoptée pour cette étude est considérée dans une échelle macroscopique.

On considère que le chargement de flexion est appliqué suivant une direction parfaitement perpendiculaire à la fibre moyenne de l'éprouvette avec un chargement $F = 660$ N.

Ci-dessous la présentation des localisations des appuis et forces appliquées sur l'axe (Z) (FigureIV.17)

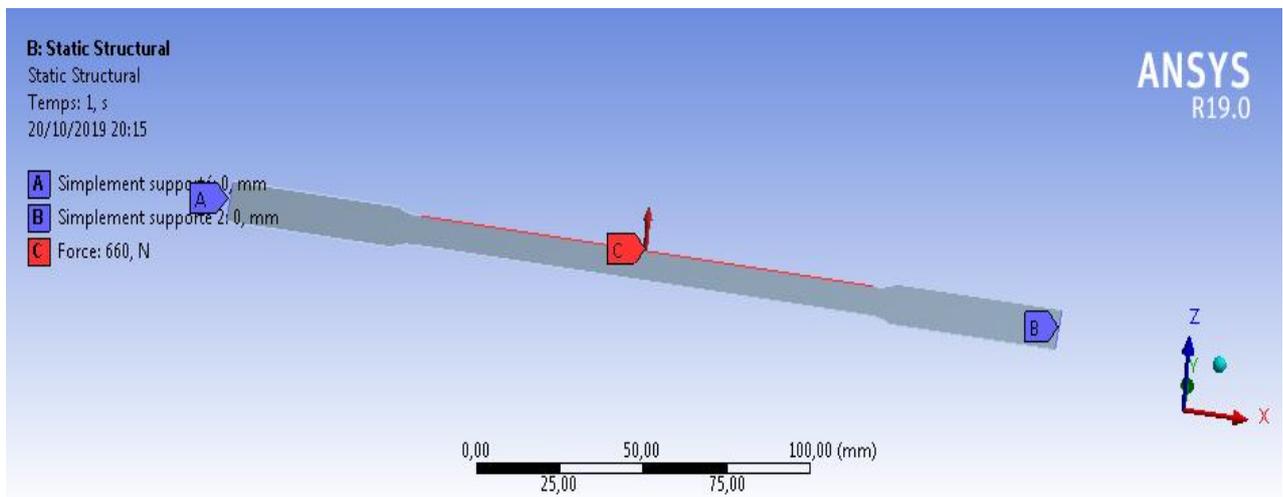


Figure IV. 17 . Emplacement du point d'appuis sur l'éprouvette

a) Déformation totale

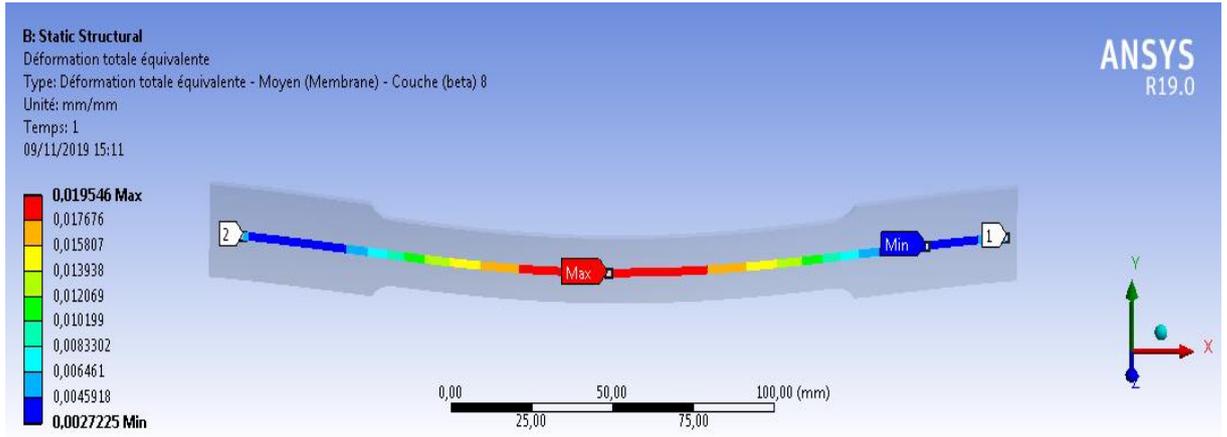


Figure V.18. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 1).

L'application de cette force au centre nous révèle la répartition des contraintes tout au long de cette éprouvette, selon la cartographie de la Figure. (IV.19) ci-dessous.

b) Contrainte équivalente

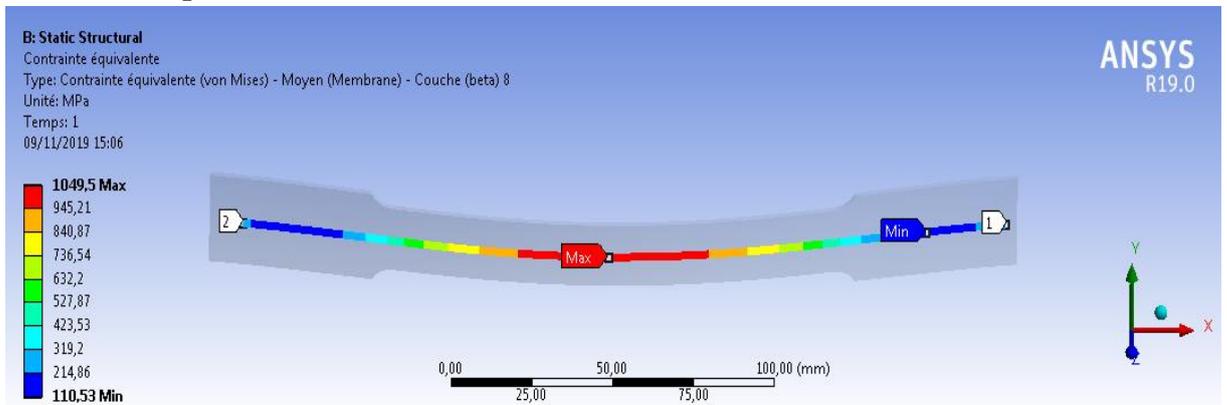


Figure IV.19 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette. (essai de flexion 1).

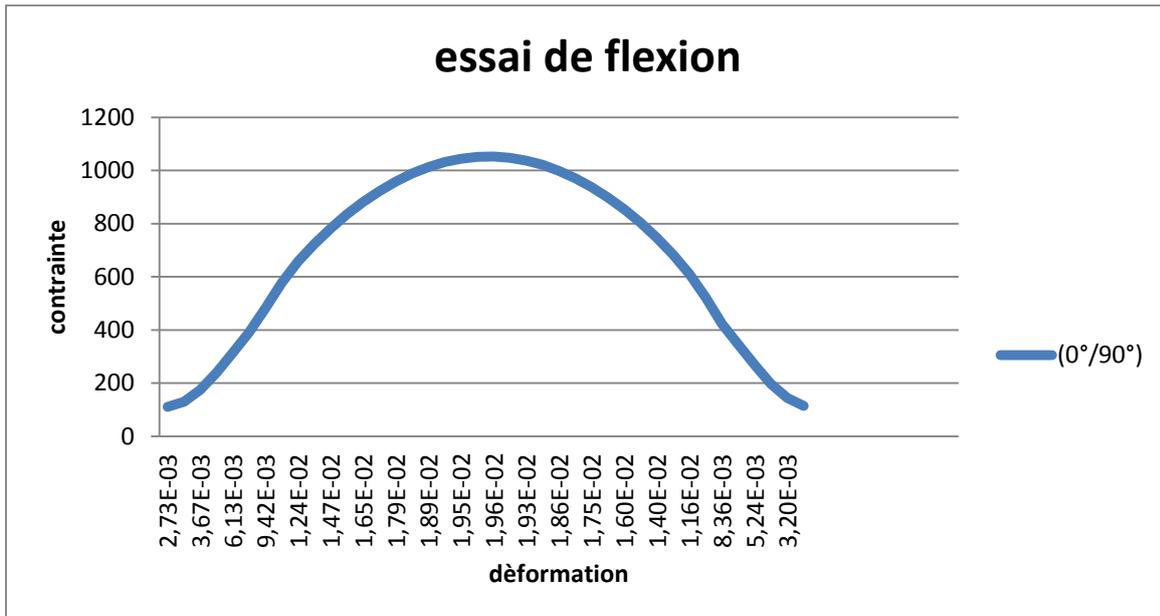


Figure IV .20.comportement en flexion 1

Calcul de module de Young $E = \frac{FL^3}{4be^3Y}$

Déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\varepsilon = 1,68\%$	$\sigma = 938,97 \text{ MPA}$	$E = 198,79 \text{ GPA}$

Tableau IV.3.résultat de calcul essai de flexion(0/90)₄

IV.8.Essai de flexion(0/45)₄

a) Déformation totale

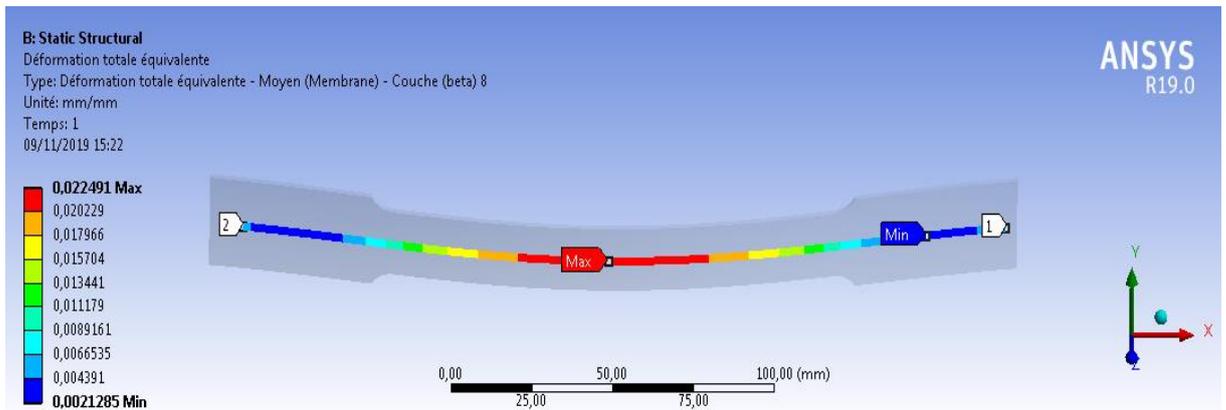


Figure V.21. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 1).

b) Contrainte équivalente

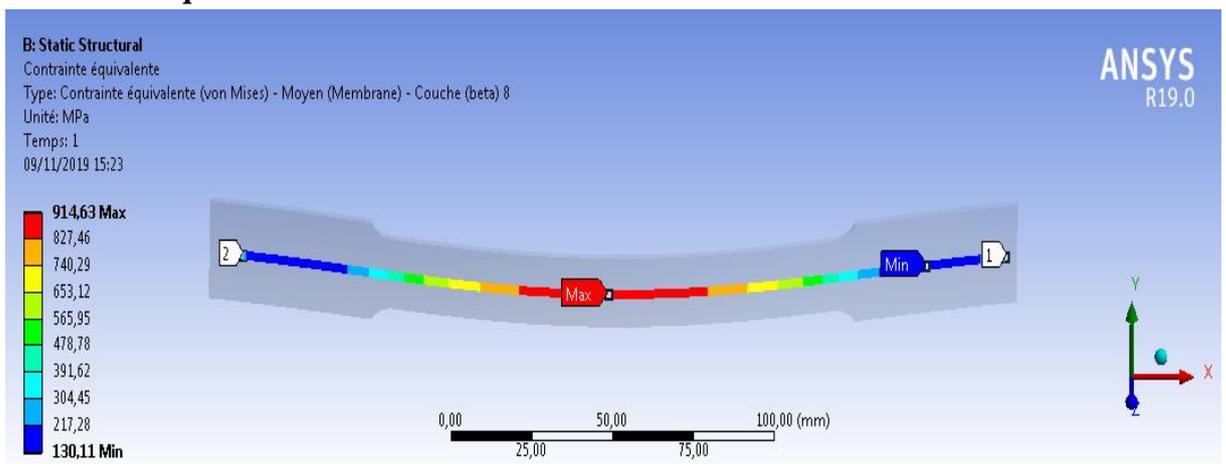


Figure IV.22 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette(essai de flexion 1).

$$\text{Calcul de module de Young } E = \frac{FL^3}{4be^3Y}$$

Déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\varepsilon = 2,03\%$	$\sigma = 784,5 \text{ MPA}$	E= 177,28 GPA

Tableau IV.4.résultat de calcul essai de flexion (0/45)₄

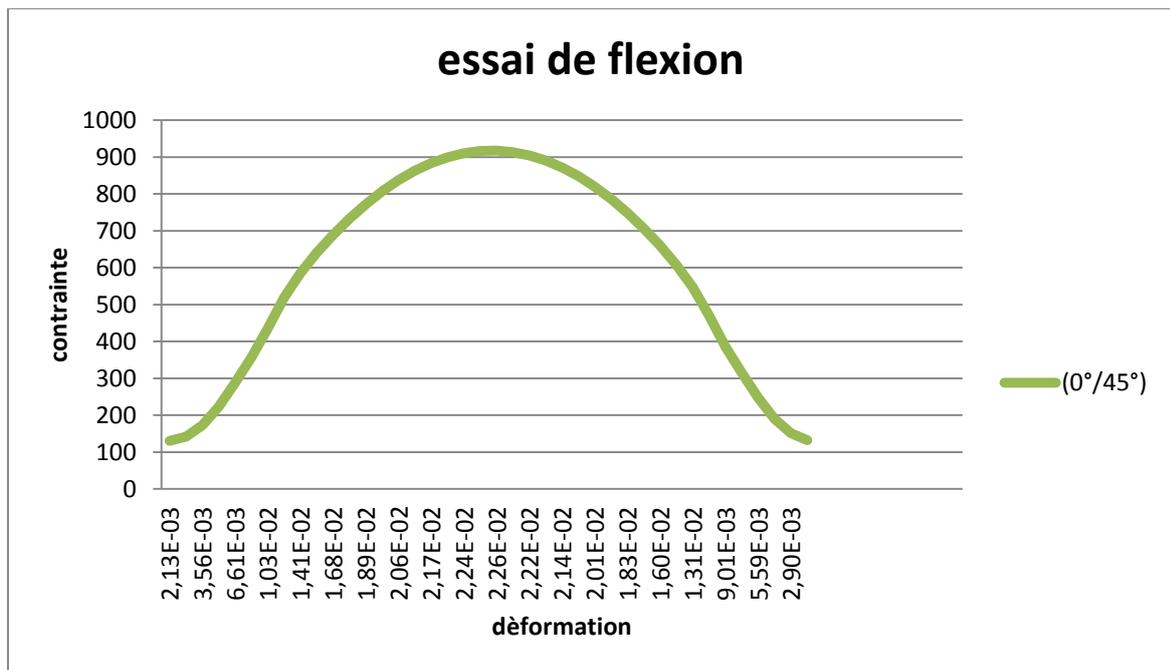


Figure IV .23.comportement en flexion 1

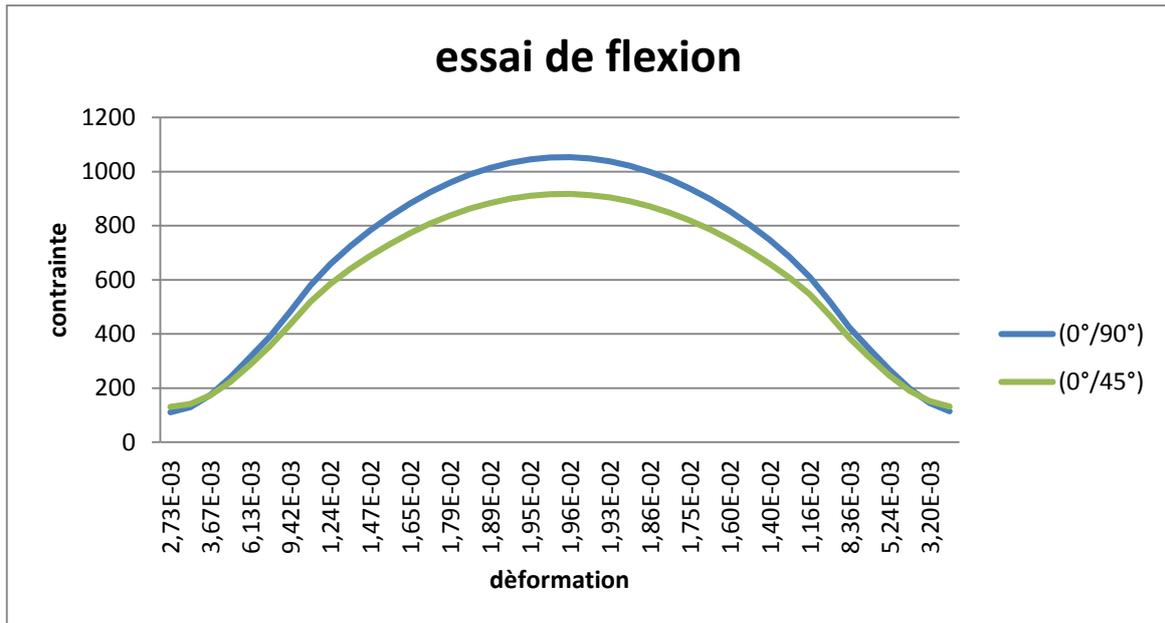


Figure IV .24.comportement des deux résultats

IV.8.1. Interprétation des résultats

Pour l'essai de flexion, le stratifié croisé unidirectionnel **(0/90)** est caractérisé par une grande contrainte maximale par rapport au stratifié croisé unidirectionnel **(0/45)** par contre il a une déformation très importante.

La valeur de module de Young est très élevée dans les deux stratifié, donc il présente également une bonne résistance au matériau.

IV.9. Essai de flexion(0/90)₄

Ci-dessous la présentation des localisations des appuis et forces appliquées sur l'axe (Y) (FigureIV.25)

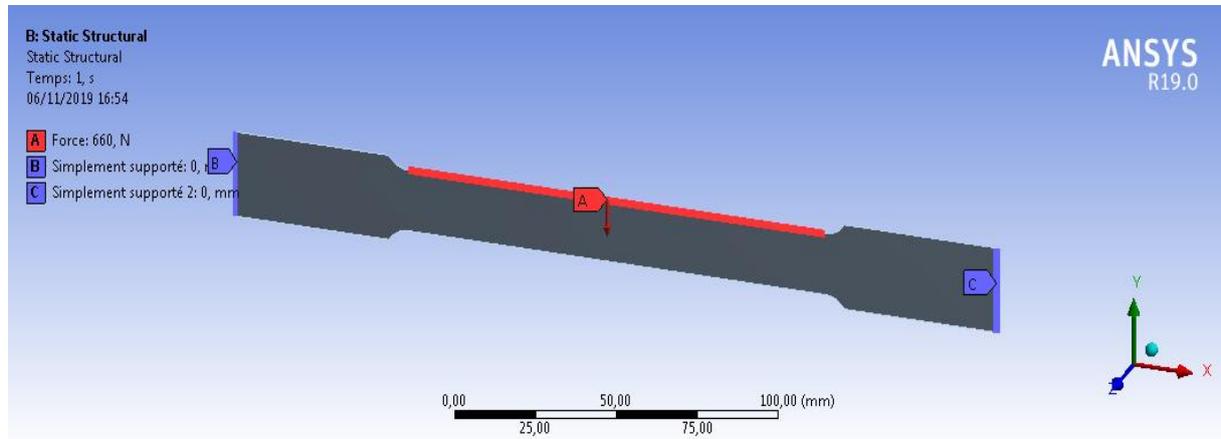


Figure IV. 25 . Emplacement du point d'appuis sur l'éprouvette

c) Déformation totale

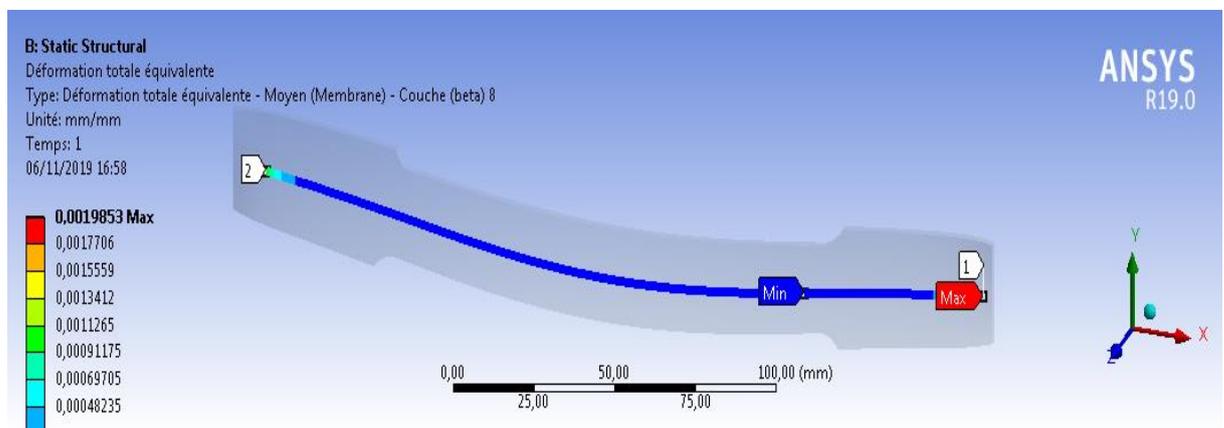


Figure V.26. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 2).

L'application de cette force au centre nous révèle la répartition des contraintes tout au long de cette éprouvette, selon la cartographie de la Figure. (IV.27) ci-dessous.

Contrainte équivalente

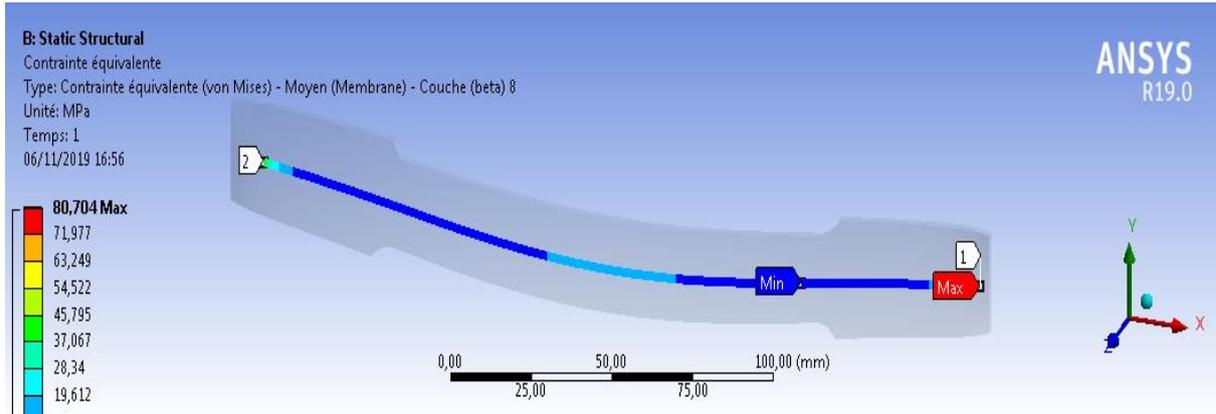


Figure IV.27 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette. (essai de flexion 2).

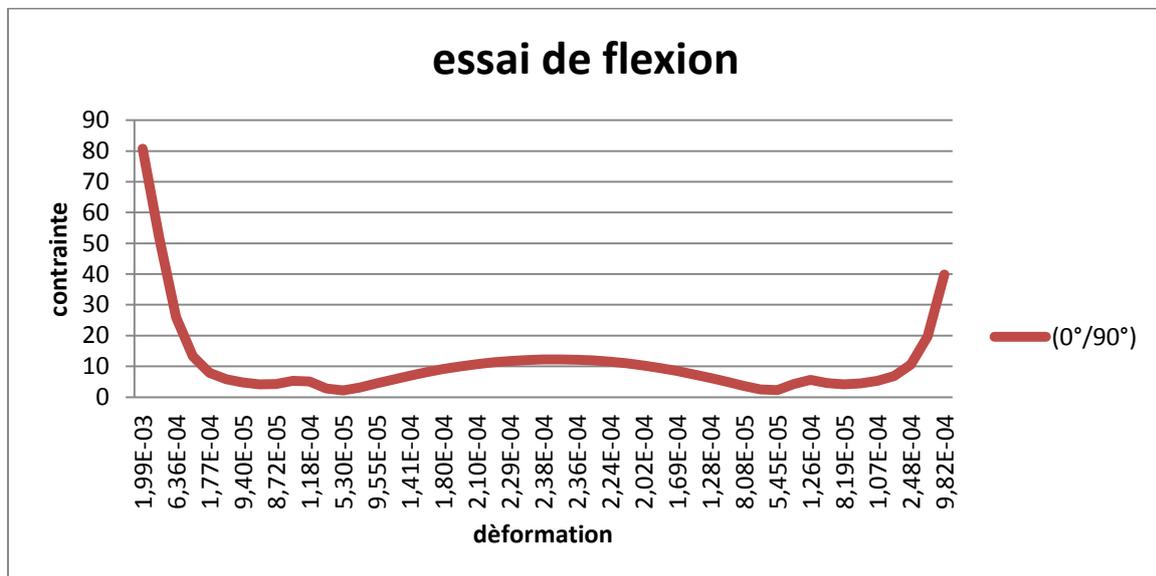


Figure IV .28.comportement en flexion 2

Calcul de module de Young E =
$$\frac{FL^3}{4be^3Y}$$

Déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\varepsilon = 0,2\%$	$\sigma = 80,2 \text{ MPA}$	E= 1825,476GPA

Tableau IV.5.résultat de calcul essai de flexion(0/90)₄

IV.10.Essai de flexion(0/45)₄

Type 2 :

c) Déformation totale

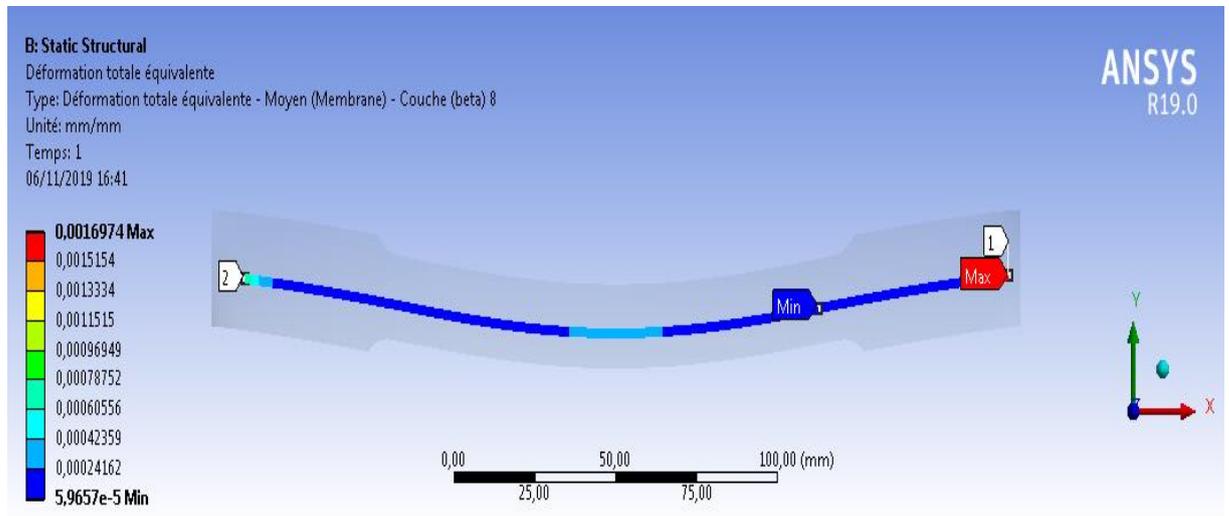


Figure V.29. Cartographie de la distribution de la déformation(essai de flexion 2).

d) Contrainte équivalente

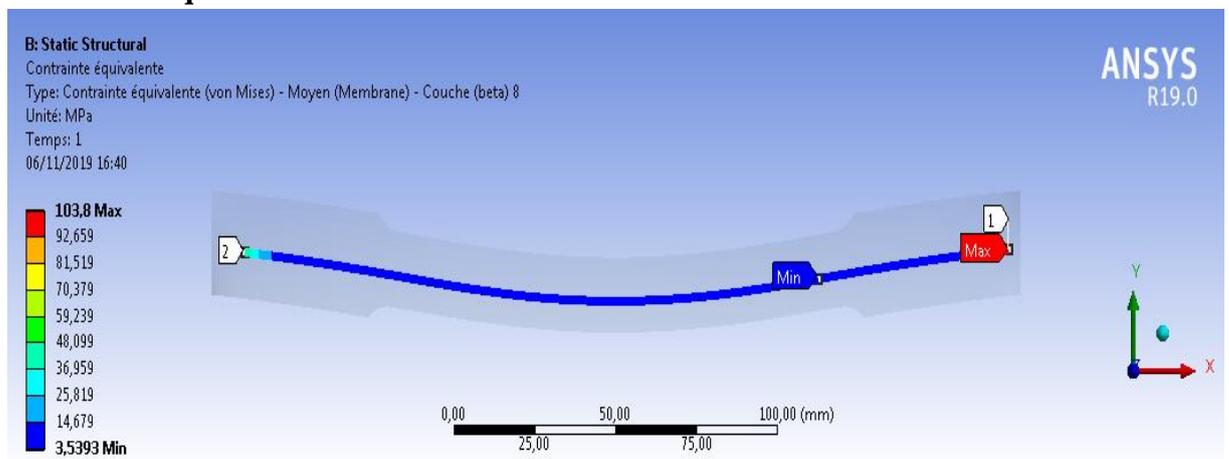


Figure IV.30 : Cartographie des contraintes sur l'éprouvette(essai de flexion 2).

Calcul de module de Young $E = \frac{FL^3}{4be^3Y}$

Déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\varepsilon = 0,2\%$	$\sigma = 101 \text{ MPA}$	$E = 1767,52 \text{ GPA}$

Tableau IV.6.résultat de calcul essai de flexion (0/45)₄

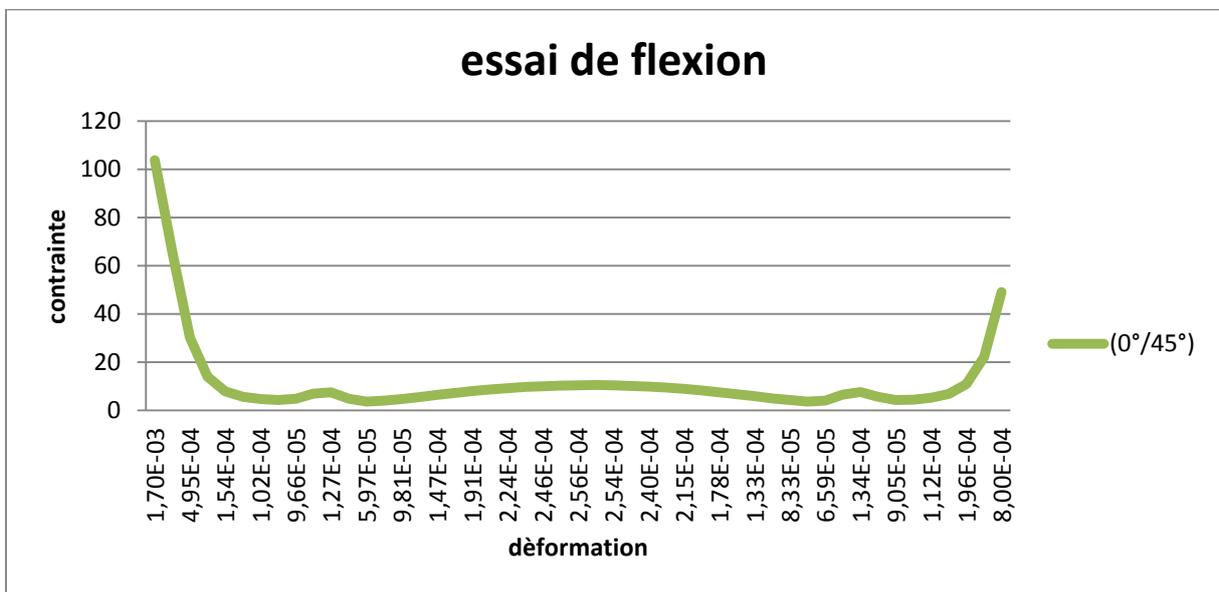


Figure IV .31.comportement en flexion 2

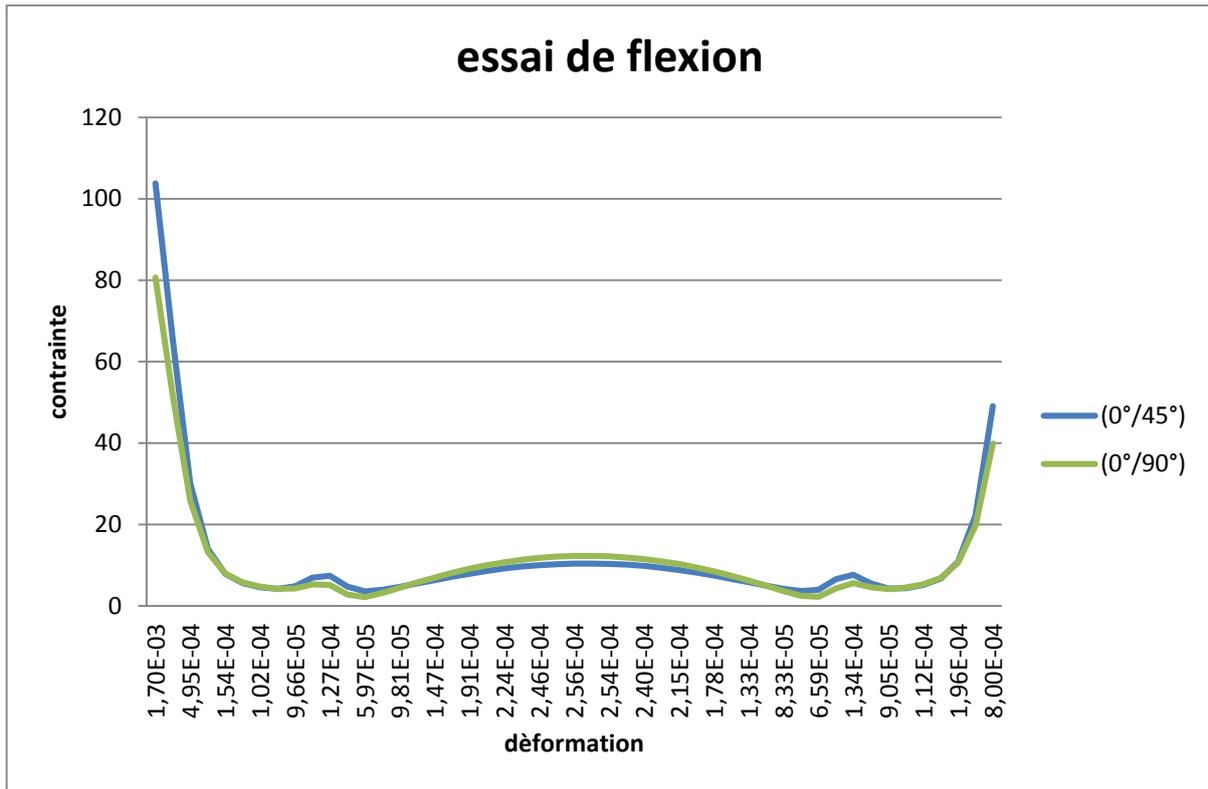


Figure IV .32.comportement des deux résultats

IV.10.1. Interprétation des résultats

Pour l'essai de flexion, les stratifié croisé unidirectionnel $(0/90)_4$ est $(0/45)_4$ caractérisé par une grande module de Young et des contrainte très importante , par contre il a une déformation très petite .

IV.11. Essai de compression(0/90)₄

IV. 11.1.Application de la charge sur l'éprouvette

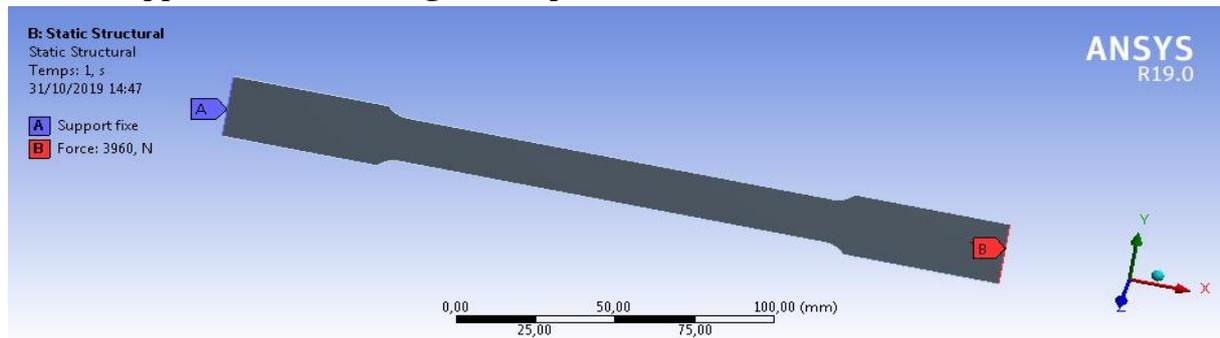


Figure IV.33: Modélisation de l'éprouvette sous ANSYS (essai de compression)

On a : $\sigma=f/s$

Avec s :surface donc : $s=e*l$ (e=épaisseur et l= largeur)

Donc : $f_{max}= \sigma_{max}*s=25*2,2*72=3960N$

a) Déformation totale

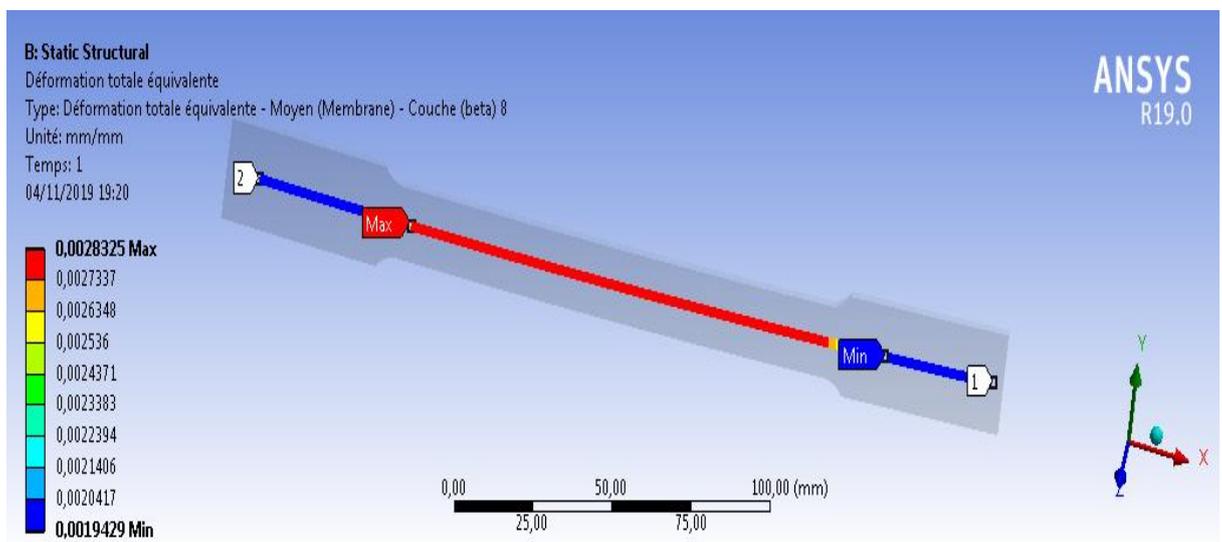


Figure IV. 34: Cartographie des déformations sur l'éprouvette (essai de compression)

b) Contrainte équivalente

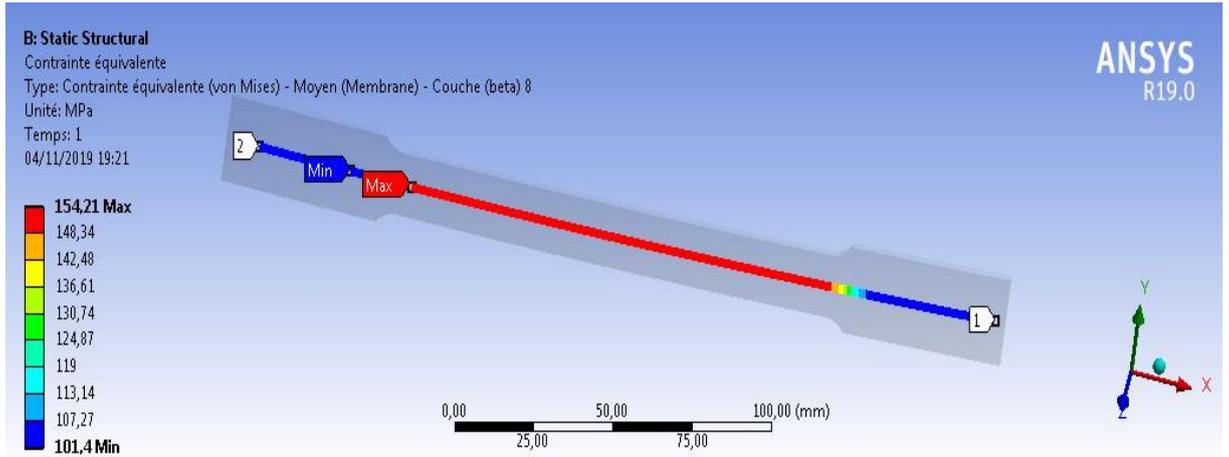


Figure IV. 35: Cartographie des contraintes sur l'éprouvette (essai de compression).

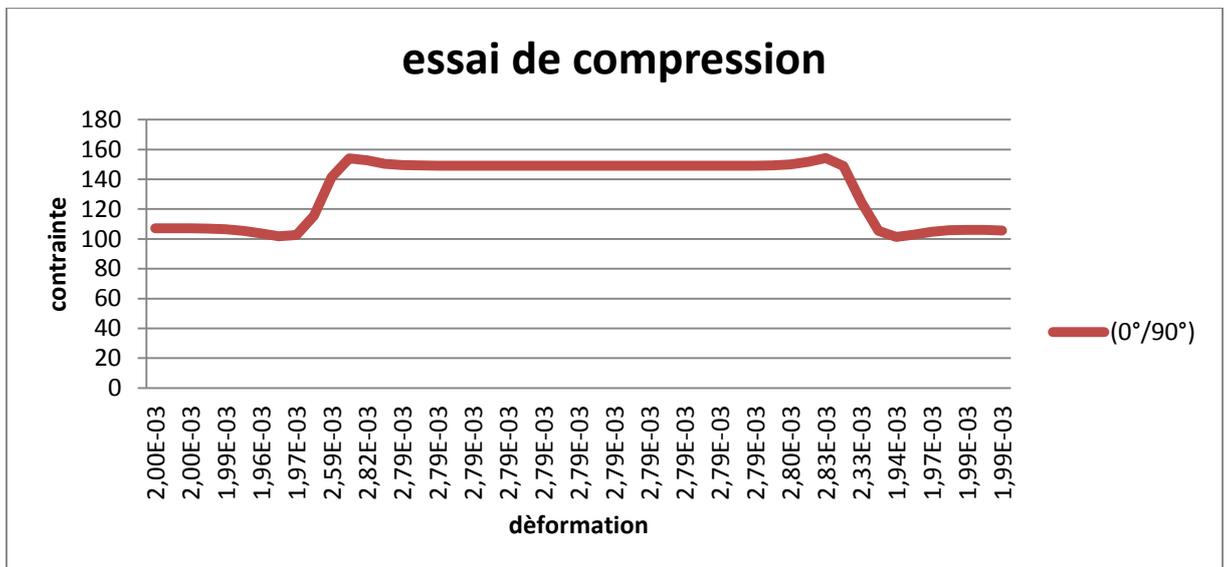


Figure IV .36.comportement en compression 1

Calcul de module de Young ($E = \sigma / \epsilon$) :

déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\epsilon = 0,10 \%$	$\sigma = 52,8 \text{ MPA}$	$E = 0,5 \text{ GPA}$

Tableau IV.7.résultat de calcul essai de compression (0/90)₄

IV.12. Essai de compression (0/45)₄

a) Déformation totale

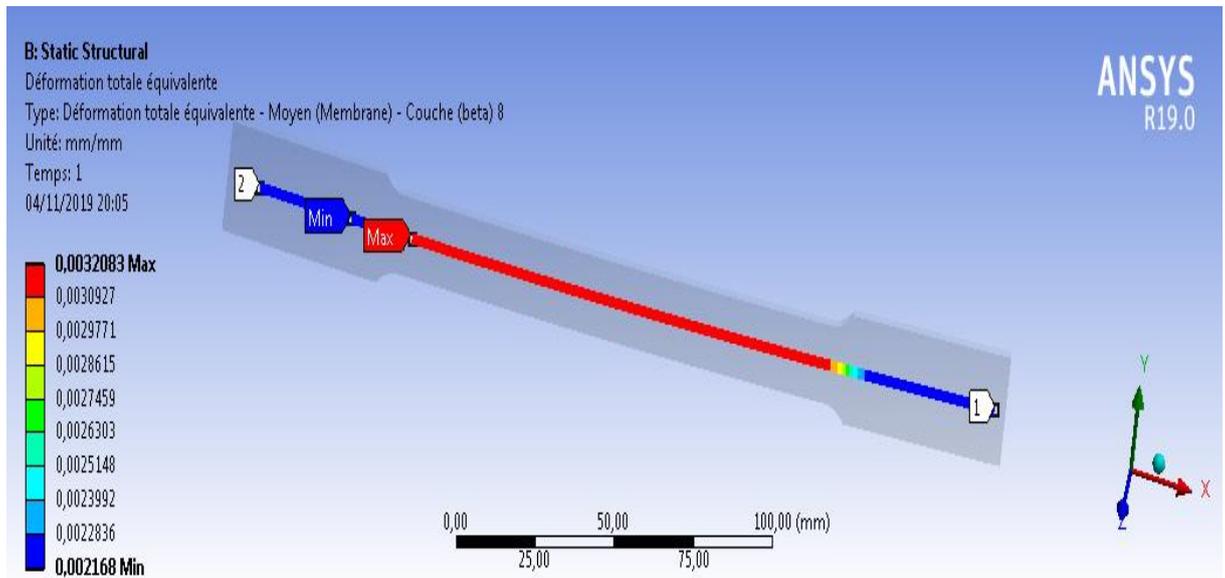


Figure IV.37 : Cartographie des déformations sur l'éprouvette (essai de compression)

b) Contrainte équivalente

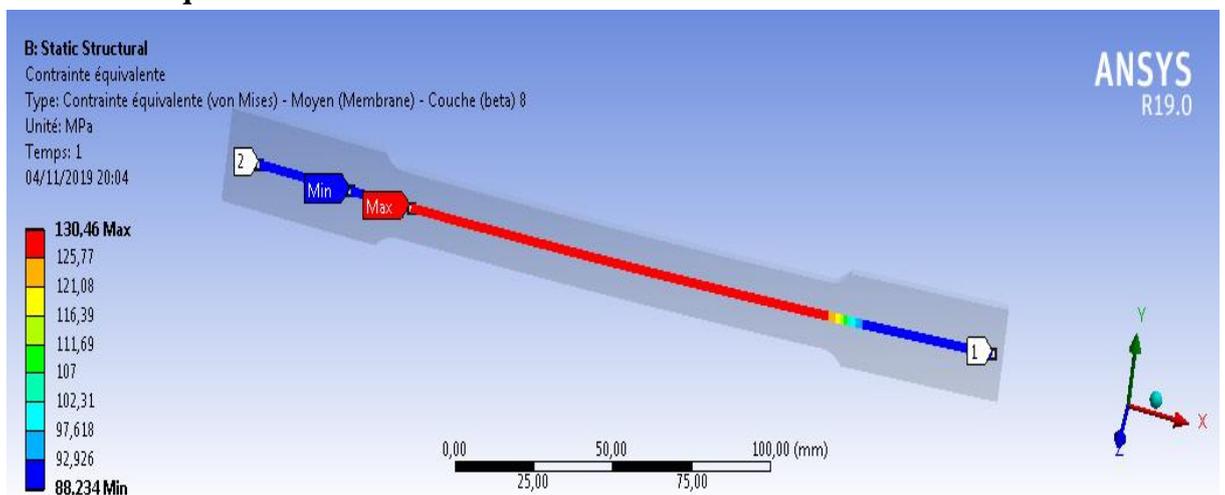


Figure IV. 38: Cartographie des contraintes sur l'éprouvette (essai de compression).

Calcul de module de Young ($E = \sigma / \epsilon$) :

Déformation	Contrainte(MPA)	Module de Young (GPA)
$\epsilon = 0,10\%$	$\sigma=42,2 \text{ MPA}$	$E= 0,42 \text{ GPA}$

Tableau IV.8.résultat de calcul essai de compression (0/45)₄

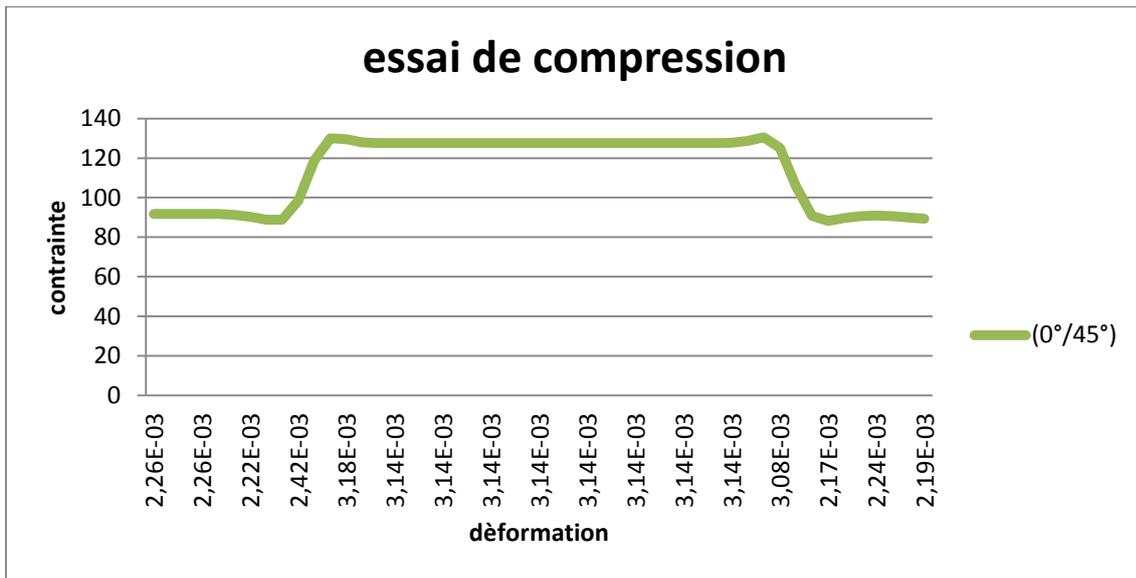


Figure IV .39.comportement en compression 2

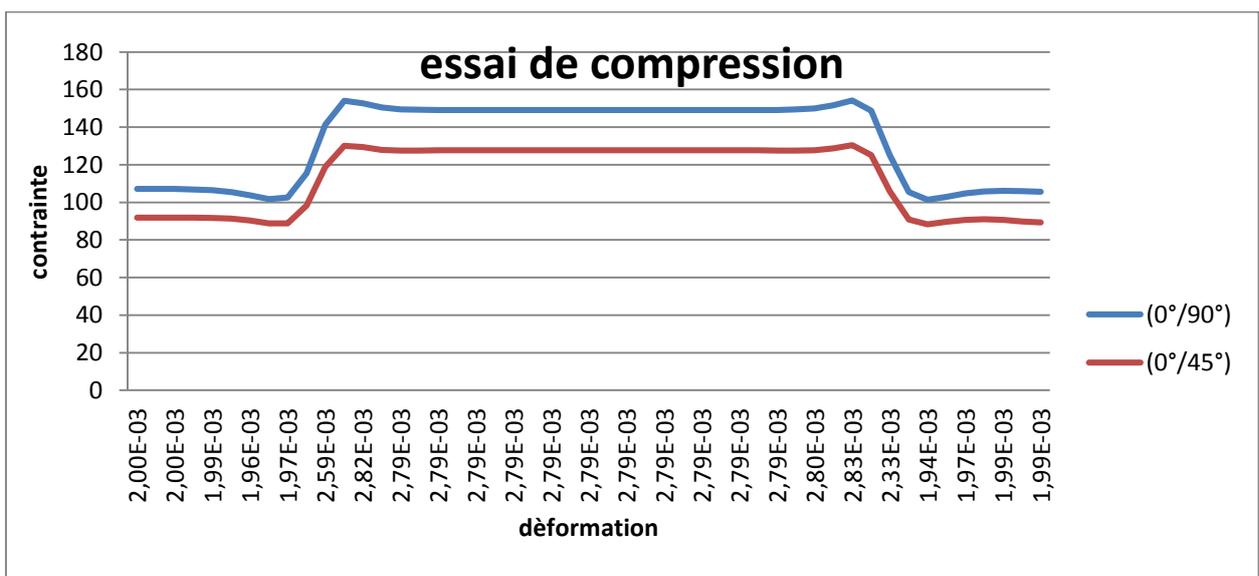


Figure IV .40.comportement des deux résultats

IV.12.1. Interprétation des résultats

Dans l'essai de compression, le stratifié croisé(0/90)₄ est toujours caractérisé par une contrainte maximale élevés par rapport au stratifié croisé(0/45)₄ par contre il donne une déformation de compression et de module de Young très petite pour les deux stratifiés .

Conclusion Générale

Cette étude consiste à la simulation du comportement d'un composite Aéronautique à base de fibre de carbone et matrice époxy ; dans le but de déployer une stratégie de reconvention des anciennes structures métalliques en matériaux nouveaux tel que les composites époxy/carbone

Ces résultats ont été un point de départ pour lancer une simulation numérique avec le logiciel ANSYS (modèle matériaux composites) et pouvoir comparé deux différentes orientations des fibres d'un matériau pour avoir une conception aéronautique optimale avec un coût faible.

Les résultats obtenus dans notre étude, nous ont montré une variation du comportement mécanique des matériaux composites (stratifié), permettant de considérer les différents types de renfort. La résistance de tels types de matériau est assurée par le bon choix des constituants et la disposition adéquate des fibres. De cette façon, on peut modifier le degré d'anisotropie du matériau, selon la nature du composite utilisé du point de vue type de renforcement et l'orientation des fibres .

Les résultats de la simulation numérique nous ont bien guidé à savoir le comportement du Stratifié dans des essais de traction ,compression et de flexion.

Les résultats de l'essai de mécanique(traction, compression, et flexion) sur les stratifiés $[0/45]_4$, $[0/90]_4$ et montrent que le comportement des différents stratifiés est identique .

Alors que du côté performances, **le stratifié $[0/90]_4$** est plus rigide, par rapport au stratifiés $[0/45]_4$ Surtout dans l'essai de flexion .

le stratifiés **$[0/90]_4$** à la contrainte la plus élevée dans les trois essais, .Alors que, La réduction de l'allongement à la rupture est due à l'effet d'orientation. Les deux stratifiés $[0/45]_4$ et $[0/90]_4$ favorisent de bons allongements à la rupture

Références bibliographie

- [1] Matériaux composite, Daniel GAY, 6^{ème} édition
- [2] Minéralité sur les matériaux composites, Laurent GORNET ,école d'ingénieur 2008
- [3]-élaboration et caractérisation de matériaux composites pour l'aéronautique,soumia koudache,enp2016
- [4]-modélisation et simulation du comportement mécanique des matériaux composites bidimensionnelle, université Mohamed boudiaf.m'silla,2016-2017
- [5] Mécanique de matériaux et structure composite,Jean MARIE BERTHELORT ,
Comportement mécanique et analyse des structures. 5^{eme} édition. Paris
- [6] Cours matériaux composites ,Mr. KHODJET Mohamed ,institut d'aéronautique et d'études spatiales
- [7]- Chap. 4 Comportement des matériaux composites, Technologies de mise en œuvre, Caractérisation mécanique des composites
- [8]- Technique de l'ingénieur, Pierre BARDONNET, Ingénieur ECAM.
- [9]- BOUVET, Christophe. Mechanics of Aeronautical Composite Materials, 2017.London : ISTE, 1988.293 p. Wiley.ISBN : 978-1-78630-114-7.
- [10]- YI Xiao-su. DU, Shanyi. ZHANG, Litong. Composite Materials Engineering.Volume 1, Fundamentals of Composite Materials. Harbin, Heilongjiang China :Springer, 2006. 765 p. ChemicalIndustryPress. ISBN : 978-981-10-5695-6.

[11]- CENTEXBEL-VKC, composites renforcés de fibres, analyses et caractérisation, Paris : 2013, [consulté le 25/04/2019], disponible sur : <https://www.centexbel.be/fr/essais/materiauxcomposites>.

[12]- GAY, Daniel Composite materials design and Applications, Third Edition, CRC PRESS, London : 2015. 624 p. ISBN : 978-1-4665-8488-4.

[13]- LEIF A, Carlsson. F. ADAMS, Donald. PIPES, R. Byron, Experimental Characterization Of Advanced Composite Materials, Fourth Edition, CRC PRESS, New York :2014. ISBN : 978-1-4398-4859-3.

[14]- MALLICK P.K., Fiber reinforced Composites Materials, Manufacturing and Design, Third Edition, Taylor & Francis Group, an informa business, New York : 2008. 616 p. ISBN : 978-0-8493-4205-9.

[15] -AUTAR K. Kaw, Mechanics of Composite Materilas, second edition, the academic division of T&F Informa P.L.C. London : 2006. 473 p. ISBN : 10: 0-8493-1343-0.

[16]- YI Xiao-su. DU, Shanyi.ZHANG, Litong. Composite Materials Engineering. Volume 1, Fundamentals of Composite Materials. Harbin, Heilongjiang China :Spriger, 2006. 765 p. Chemical Industry Press. ISBN : 978-981-10-5695-6.

[17]- BOUVET, Christophe. Mechanics of Aeronautical Composite Materials, 2017. London : ISTE, 1988. 293 p. Wiley. ISBN : 978-1-78630-114-7.

[18]- K. CHAWLA, Krishan. Composite Materials Science and Engineering, Third Edition. New York : Springer, 2012. 533 p. Library of Congress. ISBN : 978-0-387-74364-6.

[19]- VANNUCCI, Paolo. Matériaux composites structuraux : Méthodes d'analyse et de conception. Master Dimensionnement des Structures Mécaniques dans leur Environnement (DSME). Université de Versailles et Saint-Quentin-en-Yvelines, France : 2007.

[20]- GAY, Daniel. V. HOA, Suong. W. TSAI, Stephen. Composite materials : Design and

applications. CRC Press LLC, New York : 2003. 518 p. CRC Press LLC. ISBN : 1-58716-084-

[21]- ACHOUR, Toufik. Etude des techniques de réparation des structures composites endommagées. 117 p. Mémoire de magister. Département de génie mécanique, faculté des sciences de l'ingénieur, université Mentouri, Constantine : 2011.

[22] -TECHNOMIC PUBLISHING COMPANY INC, The Composite Materials Handbook MII17 volume 2, Polymer Matrix Composites : Materials Properties. Lancaster P.A United State. , 1999. 457 p. J, ANCASTER BASET. ISBN : 1-56676-970-1.

[23]- SANJAY, K, Mazumdar. Composites Manufacturing Materials : Product, and Process Engineering, Washington D.C, CRC PRESS, 2002. 396 p. ISBN : 0-8493-0585-3.

[24] -REID, S. R. ZHOU, G. Impact behaviour of fibre-reinforced composite materials and structures, Washington D.C, CRC PRESS, 2000. 318 p. ISBN : 0-8493-0847-X.

[25]- P. BARDONNET, "Résines époxydes (EP)," Techniques de l'Ingénieur, vol. A346.

[26]- GORNET Laurent, Les matériaux composites, centrale de Nantes, ENCn Nantes France, 2008. 47 p.

[27] -TRABELSI, Walid. Vieillissement De Materiaux Composites Carbone/Epoxy Pour Applications Aéronautiques, Thèse de doctorat Mécanique et matériaux, l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, Paris : 2011.

[28]- DJEBLOUN, Yousef. Etude de l'influence du type de la matrice sur les matériaux composites : essai de flexion 3 point. Magister, Université de Biskra, Algérie : 2004.

[29]-Thèse de doctorat, Mohamad Darwiche, Apprentissage statistique pour l'évaluation et le contrôle non destructifs : application à l'estimation de la durée de vie restante des matériaux par émission acoustique sous fluage, 04 Juin 2013, l'université du Maine.

[30]- Thèse de doctorat, Laarej Merad, Etude par spectroscopie Raman et modélisation d'une résine composite RTM, 31 janvier 2010 à l'université Abou Bakr BLKAID de Tlemcen.

[31]- Thèse de doctorat, Pongtorn PROMBUT, caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels, le 27 septembre 2007, université Toulouse III Paul Sabatier.

[32]- Mémoire de Magister, ARIBI Chouaib, Etude comparative du comportement des différents matériaux composites (différentes matrices), université M'Hamed BOUGARABoummerdes, 2011/2012.

[33]- Technique de l'ingénieur, Pierre BARDONNET, Ingénieur ECAM.

[34]- Mémoire de Magister, kherbouche laaziz, introduction aux modélisation et aux méthodes de calcul des matériaux composites, université mouloud Mammeri Tizi-Ouzou.2010

[35]- Nadia BAHLOULI, Cours Matériaux Composites / DESS Mécanique avancée et Stratégie industrielle, IPST-ULP.

[36]- Thèse de doctorat, Isabelle Giraud, élaboration d'ensimage thermoplastiques thermostables : influence sur le comportement mécanique des composites PEEK/fibres de carbone, L'université de Toulouse, Le 21 juillet 2011

[37]- Mr. Basaïde djamel, Thèse de doctorat 2019, étude expérimentale, UNIVERSITE boummerdes,

[38]- Chap. 4 Comportement des matériaux composites, Technologies de mise en œuvre, Caractérisation mécanique des composites.

[39]- Mémoire de fin d'étude d'ingénieur d'état en Aéronautique, Mr. ANTRI Abdallah et Mr. BENKHEDIMALLAH Mehdi, Analyse de la densité de fissuration dans les matériaux composites stratifiés croisés [0m,90n]s, UNIVERSITE SAAD DAHLEB –BLIDA, 2009/2010.