



Département de Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

En vue de l'obtention du diplôme de :

MASTER

En Génie Mécanique

Option : Génie des Matériaux

Présenté par :

ROUAG Ammar & CHENANE Fouad

Thème

*Modélisation par élément fini d'un comportement
mécanique d'un matériau composite*

Devant le jury composé de :

NOM et Prénom	Grade	Qualité
ROKBI Mansour	MCA	Président
LATRACHE Mohamed	DOC	Encadreur
GHOUSS Haoues	MCB	Examineur

Année Universitaire : 2019 / 2020

N° d'ordre : GM/20/9/2020

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Remerciements

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

Je remercie vivement, Mon encadreur Doctor

***LATRACHE Mohamed** pour avoir assuré la direction de ce travail, et pour m'avoir apporté rigueur scientifique nécessaire à son bon déroulement, Ses compétences et ses bonnes directives*

m'ont aidé à achever ce mémoire de master. Merci aussi pour son attention et ses exigences pendant la période de rédaction du mémoire

Je remercie également monsieur le président de jury

***ROKBI Mansour** et le examinateur Monsieur **GHOUSS Haoues** d'avoir acceptées d'examiner mon travail.*

Je remercie les enseignants de la faculté de technologie de M'sila, et en particulier les enseignants de département de génie mécanique.

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

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.

Liste des Figures

Chapitre I

Figure I.1 : Matériau composite

Figure I.2 : Constitution d'un matériau composite

Figure I.3 : Différentes familles de matrice .

Figure I.4 : Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites

Figure I.5 : types de renforts

Figure I.6 : Principales orientations des fibres

Figure I.7 : Composite stratifié

Chapitre II

Figure II.1 : Dimension de l'échantillon pour l'essai de traction

Figure II.2 : évaluation des caractéristiques d'un cordon de soudure

Figure II.3 : Schéma d'une éprouvette de traction cylindrique et de son évolution en cours d'essai

Figure II.4 : Courbes conventionnelles typiques de traction

Figure II.5 : Détail pour le calcul de E (pente de la partie élastique) et $R_{p0.2}$

Figure II.6 : Exploitation des résultats de traction

Figure II.7 : Le module d'Young E décrit le comportement en traction et en compression

Figure II.8: Schéma des déformations élastiques provoquées par différentes sollicitations. a) Contrainte de traction uni-axiale σ_x . b) Contrainte de cisailure τ_{xy} dans le plan

Figure II.9 : Machine de flexion rotative et courbe contrainte-temps

Figure II.10 : Deux types d'essais de fatigue par flexion rotative

Figure II.11 : Courbe de Wöhler

Figure II.12 : Rupture ductile

Figure II.13 : Quatre modes de rupture fragile(a) cisaillement en extension, (b) fracture normale et séparation en extension,(c) cisaillement en compression, (d) fracture axiale

Figure II.14 : Courbes rationnelles typiques de différents matériaux

Figure II.15 : Barres de Hopkinson

Figure II.16 : Impact de plaques

Figure II.17 : Courbe de traction typique avec sauts de vitesse

Figure II.18 : Schématisation de l'essai de traction-compression

Figure II.19 : Schématisation de l'essai de compression

Figure II.20 : Schématisation de l'essai de torsion

Figure II.21 : Essai de flexion

Figure.II.22:Schématisation de l'essai de flexion quatre points

Chapitre III

Figure III.1 : L'interface du ANSYS Workbench

Figure III.2 : Passage à l'environnement du ANSYS Workbench ACP

Figure III.3 : Outils d'environnement du ANSYS Workbench ACP

Figure III.4 : Géométrie d'éprouvette normalisée

Figure III.5 : choix et propriétés des matériaux d'éprouvette

Figure III.6 : Maillage de l'éprouvette

Figure III.7.a,b : Condition aux limites appliquées sur l'éprouvette

Figure III.8 : Application des charges (F(N)) sur l'extrême droite d'éprouvette

Figure III.9 : Déformation totale correspondante a la force $F=10000N$

Figure III.10 : Eprouvette en matériaux composite sous traction dans la phase élastique.

Figure III.11 : Phase élastique d'essai de traction (Force (N) en fonction de Déplacement (m)).

Figure III.12 : Plaque en matériaux sandwich

Figure III.13 : Présentation ANSYS Workbench de composition de sandwich simulée

Figure III.14 : Matériaux et composition de la plaque sandwich en ANSYS Workbench

Figure III.15 : Eprouvette Sandwich sous traction dans la phase élastique.

Figure III.16 : Déformation totale correspondante a la force $F=10000N$.

Liste des tableaux :

Chapitre II :

Tableau II.1: Valeur typique du module d'élasticité pour différent métaux

Tableau II.2: Lois d'écroissage usuelles

Tableau II.3: éléments de volumes macroscopiques

Tableau II.4: Temps caractéristiques et types d'essais

Sommaire

Introduction générale01

Chapitre I

Généralité sur les matériaux composites

I.1. Introduction03

I.2. Constituants des matériaux composites04

I.2.1. La matrice04

I. 2. 1.1 Les résines thermodurcissables05

I. 2. 1.1.1. Les résines polyesters05

I.2.1.1.2. Les résines de condensation05

I.2.1.1.3. Les résines époxydes06

I.2.1.2. Les résines thermoplastiques06

I.2.1.3. Les résines thermostables06

I.2.2. Les additifs06

I.2.3. Les interface07

I.2.4. Les renforts07

I.2.4.1. Architecture des renforts08

I.2.4.1.1. Unidirectionnelle08

I.2.4.1.2. Multidirectionnelle aléatoire08

I.2.4.1.3. Orientée09

I.2.4.2. Les principales fibres09

I.2.4.2.1. Les fibres de verre10

I.2.4.2.2. Les fibres de carbone10

I.2.4.2.3. Les fibres aramides10

I.2.4.2.4. Les fibres céramiques	11
I.2.4.2.5. Les autres fibres	11
I.3. Caractéristiques générales	12
I.4. Classification des Matériaux Composites	12
I.4.1. Classification selon l'utilité	13
I.4.1.1. Les composites à grande diffusion GD	13
I.4.1.2. Les composites à hautes performances HP	13
I.4.2. Classification selon la forme des constituants	13
I.4.2.1. Les Composites à fibres	14
I.4.2.2. Les composites à Particules	14
I.4.3. Classification selon la nature des constituants	14
I.4.3.1. Composites à matrice organique	14
I.4.3.2. Composites à matrice minérale	15
I.4.3.3. Composite à matrice métallique	15
I.5. Les stratifiées	15

Chapitre II

Méthodes de caractérisation Mécanique des matériaux

II.1. Les composites	17
II.2. Essais mécaniques	17
II.2.1. Essai de traction	17
II.2.1.1. Eprouvette	18
II.2.1.2. Exécution de l'essai	19
II.2.1.3. Exploitation des résultats de l'essai	20
II.2.1.4. Déformation élastique et rigidité	23
II.2.1.5. Déformation plastique et écrouissage	26
II.2.2. Essai de dureté	27
II.2.2.1. Principe de l'essai de dureté	27
II.2.2.2. Dureté Brinell (symbole HB)	27
II.2.2.3. Dureté Vickers (symbole HV)	28

II.2.2.4 Dureté Rockwell (symbole HR)	28
II.2.3. Essais de fatigue	28
II.2.3.1. Principe de fatigue en flexion rotative	28
II.2.3.2. Courbes de résistance à la fatigue	29
II.2.3.3. Rupture selon le type de matériau	30
II.2.3.4. Fractographie	31
II.2.4. Paramètres importants	32
II.2.4.1. élément de volume représentatif	32
II.2.4.2. Vitesse de déformation et température	33
II.2.4.3. Direction de sollicitation	36

Chapitre III

Simulation numérique de l'essai de traction par ANSYS Workbench ACP

III.1 ANSYS Workbench	40
III.2 ANSYS Workbench ACP (ANSYS Composite PrepPost)	42
III.3 Simulation de l'essai de traction d'une éprouvette en matériaux composite	44
III.3.1 Géométrie de l'éprouvette normalisée	44
III.3.2 propriétés des matériaux	44
III.3.3 Maillage de l'éprouvette normalisée	45
III.3.4 Conditions aux limites de l'éprouvette normalisée	47
III.3.5 Application des charges sur l'éprouvette normalisée	48
III.3.6 Solution et obtention des résultats	48
III.4 Simulation de l'essai de traction d'une éprouvette sandwich	51

Notation et symbole

S₀ : section initiale

L₀ : longueur initiale entre repères

L_C : longueur de la partie calibrée

L_u : Longueur ultime après rupture

S_u : section minimale après rupture

σ_C : la contrainte conventionnelle

ε_C : la déformation conventionnelle

E = R_e/ε_e: module de Young

R_m : la résistance à la traction

σ: contrainte

HV :Dureté Vickers

HR : Dureté Rockwell

Introduction générale

Par définition, les composites sont des matériaux structuraux qui se composent de deux ou plusieurs constituants non miscibles combinés au niveau macroscopique. Le but de ce mélange est d'avoir un matériau dont les performances sont meilleures que celles de ces composants pris séparément. L'un des constituants est appelé " phase de renfort" et celui qui l'enveloppe est appelé "matrice". La phase de renfort fournit la majorité de la résistance et de la rigidité du composite, elle peut être en forme de fibres, de particules ou d'écaillage. La matrice représente, en général, la matière de liaison, qui soutient et protège la phase de renfort.

Depuis les 50 dernières années, les matériaux composites unidirectionnels à fibres continues connaissent une popularité grandissante au sein de plusieurs industries de pointe. Dans l'industrie aéronautique, par exemple, de plus en plus de composantes structurales (ailes, fuselage, etc.) ou utilitaires (sièges, etc.) normalement fabriquées en aluminium sont remplacées par leurs équivalents en matériaux composites. Cette tendance est principalement motivée par les propriétés spécifiques (Les propriété divisée par la masse volumique) élevées de ces matériaux et leur impact direct sur la masse, et par conséquent, sur le rendement économique des structures entières.

Par exemple. Il est estimé (Gikhrst et Lévesque, 1999) que si un composite carbone / époxy, au lieu de l'aluminium. Est utilisé pour certaines sections d'un siège de passager, le rendement économique global d'un avion de ligne de 300 passagers peut être augmenté de 1 million de dollars canadiens.

Le but de ce travail est donc d'analyser l'essai de traction afin de comprendre les différents mécanismes entraînant des ruptures prématurées et d'élaborer une éprouvette permettant d'obtenir des mesures acceptables. Il est à noter que l'étude porte exclusivement sur les matériaux composites stratifiés fabriqués à partir de plis dont les fibres sont longues et alignées dans la même direction.

Introduction générale

Le travail est divisé en trois chapitres :

Le premier chapitre est un commencement bibliographique touchant des généralités sur les matériaux composites tels que ses différents constituants et leurs architectures ainsi que les différents procédés de mise en œuvre et les domaines d'application des matériaux composites.

Le deuxième chapitre sera consacré à la littérature et les mécanismes des essais mécaniques afin de déterminer les caractéristiques mécaniques des matériaux composites.

Dans le **dernier chapitre** on présente une simulation numérique sur les plaques composites (Eprouvette normalisée). Premièrement, une analyse statique sur une éprouvette en matériaux composites est chargée par des différentes valeurs des forces. Une deuxième analyse afin de simuler une éprouvette sandwich.

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 [2]. 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.

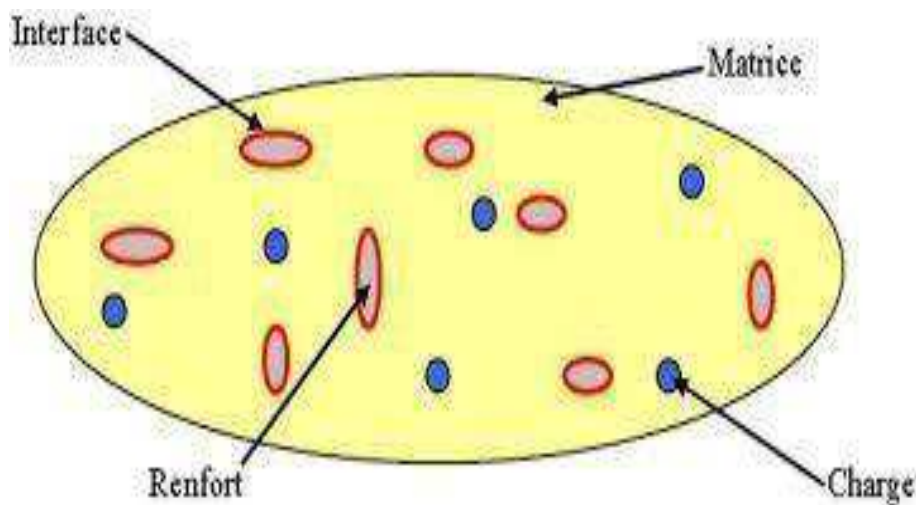


Figure I-1 : Matériau composite [1]

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.

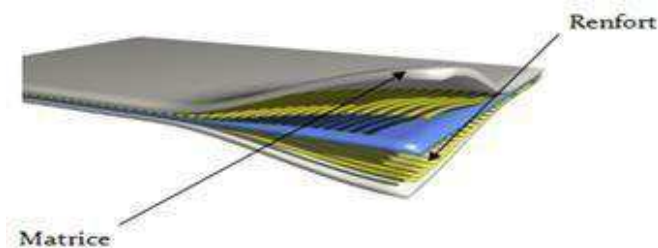


Figure .I .2 : Constitution d'un matériau composite

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.

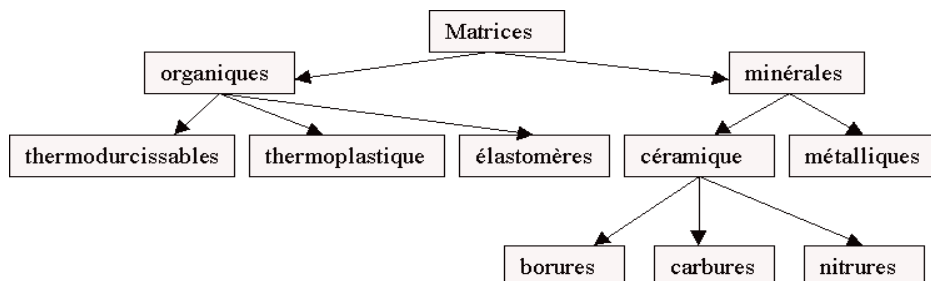


Figure I.3 :Déférentes familles de matrice [2].

Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites

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 :

I.2.1.1.1. 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.

I.2.1.1.2. 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 élevé 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.

I.2.1.1.3. Les résines époxydes :

Après les résines polyesters, les résines époxydes sont les plus utilisés 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 thermoplastiques 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 résistantes à des hautes températures. Ces résines sont donc ainsi destinées pour l'industrie aéronautique et de l'espace. Parmi les résines thermostables, on peut citer les résines bismaléimides et les résines polymides.

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.

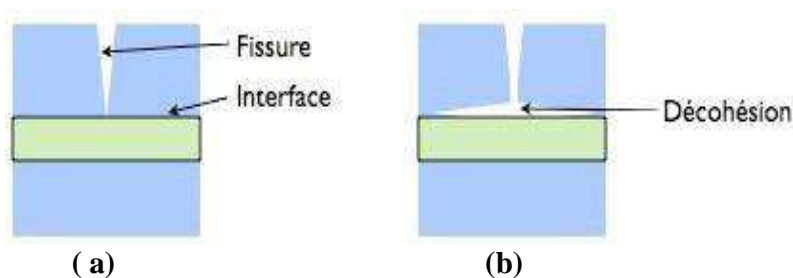


Figure I.4 :Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites ; (a) lorsqu'une fissure atteint l'interface, (b) elle est déviée

I.2.1. 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.

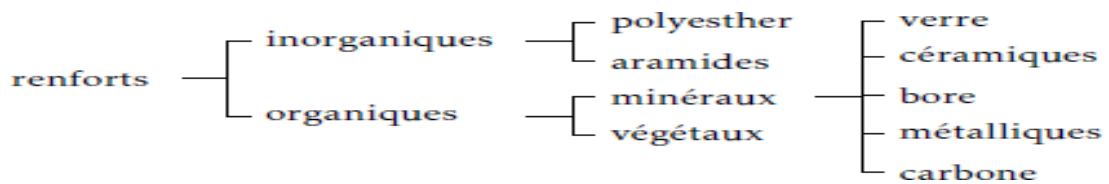


Figure I. 5 : types de renforts

I.2.3.1. 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 :

I.2.3.1.1. 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).

I.2.3.1.2. 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.

I.2.3.1.3. 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)

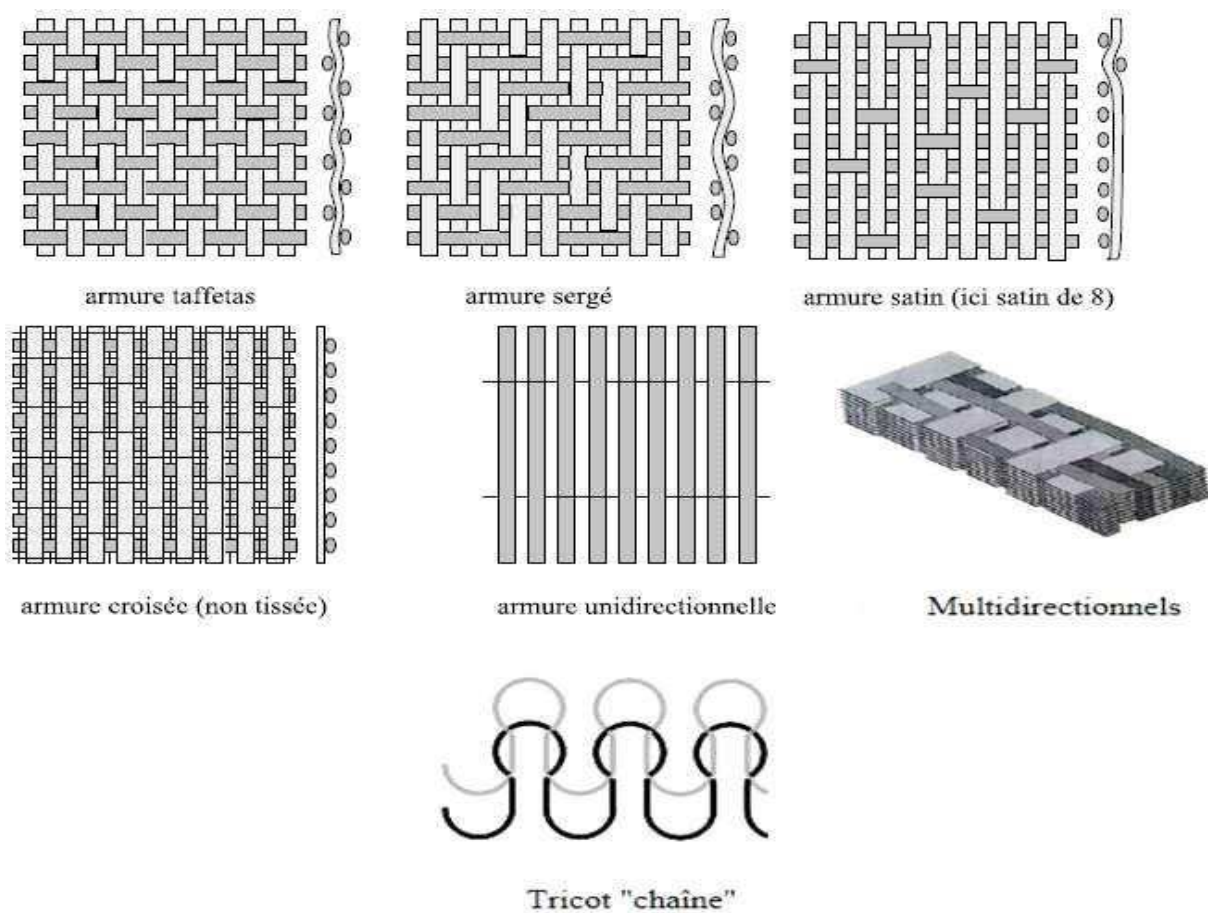


Figure I.6 : Principales orientations des fibres.

I.2.3.2. Les principales fibres :

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

I.2.3.2.1. Les fibres de verre :

Parmi les différents types de fibres, celles du verre sont les plus utilisés 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.2.3.2.2. 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.2.3.2.3. 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 tenues anti balles.

I.2.3.2.4. 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.2.3.2.5. 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.3. 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.4. Classification des Matériaux Composites :

I.4.1. 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.4.1.1. 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.4.1.2. 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.4.2. 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.4.2.1. 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.4.2.2. 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.4.3. 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.4.3.1. Composites à matrice organique :

Peuvent contenir des fibres :

- Minérales : verre, carbone.

- Organiques : kevlar, Polyamides
- Métalliques : bore, aluminium

I.4.3.2. 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.4.3.3. 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.5. 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 $+\theta$ que de couches orientées suivant la direction $-\theta$.
- 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° .

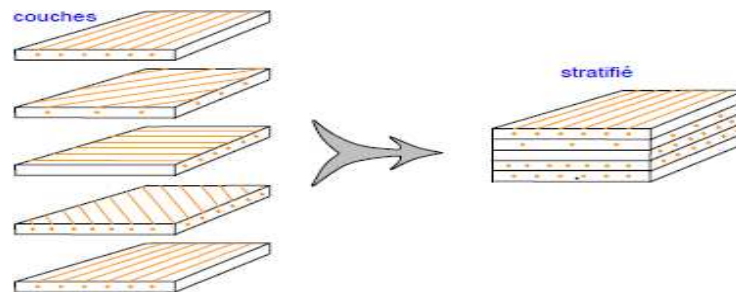


Figure I.7 : Composite stratifié.

Chapitre II

Méthodes de caractérisation Mécanique des matériaux

II.1. Les composites :

Ces matériaux combinent des propriétés intéressantes des autres familles sans en avoir leurs inconvénients. Ils sont légers, rigides et résistants et peuvent être tenace. La majorité des composites disponibles aujourd'hui sont à matrice polymère (en général époxyde ou polyester) renforcés des fibres de verre, carbone, ou kevlar (Le Kevlar est une fibre synthétique qui possède de très bonnes propriétés mécaniques en traction (résistance à rupture, de 3100 MPa et module entre 70 et 125 GPa) mais ils ne peuvent pas être utilisés au-dessus de 250°C à cause de la matrice en polymère mais leurs performance à température ambiante sont exceptionnelle. Les pièces en composite coutent chères et difficiles à mettre en forme et à assembler c'est pourquoi le concepteur ne les utilisera que lorsque le surcroit de la performance justifie le surcoût[3].

II.2. Essais mécaniques :

Les essais mécaniques sont l'étape indispensable pour accéder aux grandeurs caractéristiques des matériaux, du module d'Young à la limite d'élasticité, en passant par la ténacité ou la résistance à la fatigue, et ce dans des conditions variables, par exemple de température ou de vitesse de sollicitation. Le propos de ce chapitre est de présenter les techniques expérimentales les plus couramment utilisées, aussi bien dans les laboratoires universitaires qu'industriels, pour caractériser le comportement mécanique des matériaux. Les techniques abordées seront : les essais uniaxiaux (quasi statique set dynamiques), les essais multiaxiaux, les mesures d'indentation, les essais de fatigue et les techniques gravitant autour du phénomène de rupture [4].

II.2.1. Essai de traction:

Parmi tous les essais mécaniques, l'essai de traction est certainement l'essai le plus fondamental. Il sert à déterminer les principales caractéristiques mécaniques telles que le module d'élasticité, le coefficient de Poisson, la limite d'élasticité, la résistance à la rupture, l'allongement après rupture et le coefficient de striction. Son exécution est facile et les résultats obtenus servent à dimensionner toutes sortes des pièces allant d'un pignon microscopique jusqu'à la structure métallique d'un grand hall. Dans la recherche on l'applique pour la caractérisation de nouveaux matériaux et dans industrie pour les contrôles périodiques servant à surveiller la qualité des alliages, des polymères et des céramiques[5].

Cet essai a comme objectif :

- ▶ de faire connaître le fonctionnement d'une machine de traction et des capteurs qui y sont appliqués;
- ▶ de mesurer des courbes de traction sur des alliages d'aluminium, de cuivre et des aciers;
- ▶ d'interpréter les résultats obtenus: déterminer la limite élastique, l'allongement à rupture, etc...
- ▶ d'estimer la précision de mesure.

II.2.1.1.Eprouvette[6]:

La forme et les dimensions des éprouvettes dépendent de la forme et des dimensions des produits métalliques dont on veut déterminer les caractéristiques mécaniques. L'éprouvette est généralement obtenue par usinage d'un prélèvement d'un produit ou d'une ébauche moulée. Cependant, les produits de la section constante (profilés, barres, files, etc.), ainsi que les Eprouvettes brutes de fonderie (par exemples : fontes, alliages non ferreux) peuvent être soumises à l'essai sans être usinées.

Les éprouvettes usinées doivent comporter un congé de raccordement entre les têtes de fixation et la partie calibrée lorsque celles-ci sont de dimensions différentes. Les dimensions de ce congé peuvent être importantes et il est recommandé pour qu'elles soient définies dans la spécification du matériau. Les têtes de fixation peuvent être de toute forme adaptée aux dispositifs de fixation de la machine. Les éprouvettes non usinées (par exemple celles brutes fonderie) doivent comporter un congé de raccordement entre les têtes de fixation et la partie calibrée. Les dimensions de ce congé sont importantes et il est recommandé pour qu'elles soient définies dans la norme de produit [5].

On note :

S₀ : section initiale en mm² **S_u** : section minimale après rupture

L₀ : longueur initiale entre repères **L_u** : Longueur ultime après rupture

LC : longueur de la partie calibrée

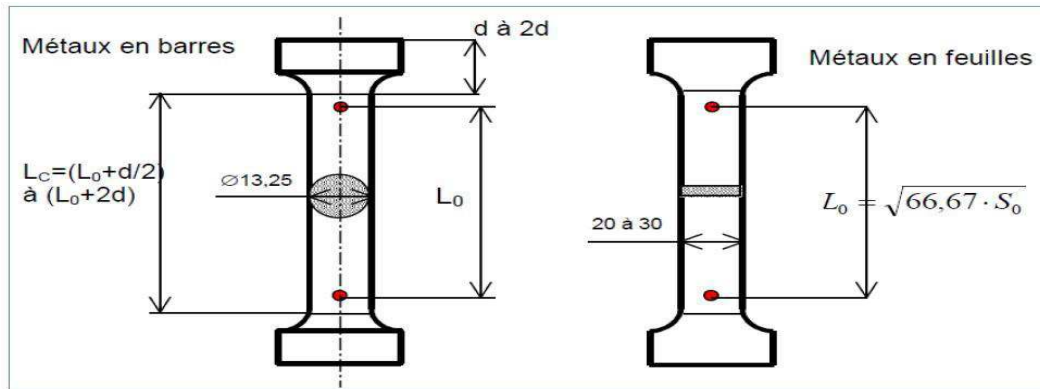


Figure II.1: Dimension de l'échantillon pour l'essai de traction [5]

Tous les paramètres qui sont déduits de l'essai de traction traduisent les propriétés du matériaux dans la direction de l'essai. Ces valeurs dépendent donc de la direction de prélèvement de l'éprouvette par rapport à d'éventuelles directions d'anisotropie (par exemple en carrosserie, la direction de laminage de la tôle mince). Pour les tôles laminées, la direction de prélèvement doit donc toujours être précisée :

- Sens long SL (repéré par l'indice 0°)
- Sens travers ST (repéré par l'indice 90°)
- Sens "oblique" (repéré par l'indice 45°).

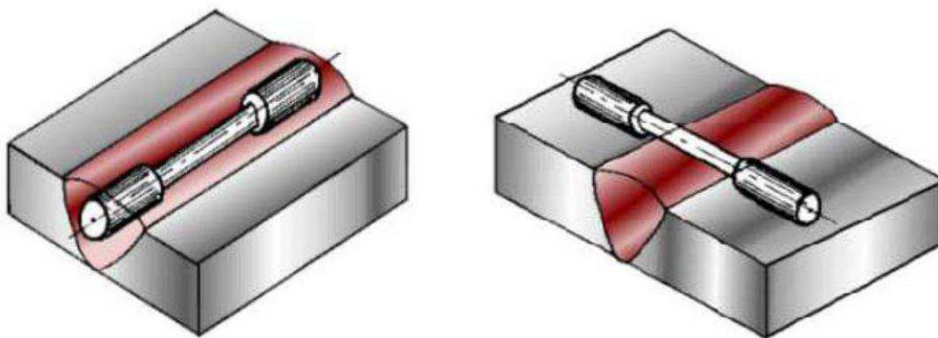


Figure II.2 :évaluation des caractéristiques d'un cordon de soudure

II.2.1.2. Exécution de l'essai:

Une machine de traction est constituée d'un bâti rigide équipé d'un travers fixe à laquelle est fixée l'une des têtes de l'éprouvette ; l'autre extrémité de l'éprouvette est fixée à une traverse mobile. Le mouvement de la traverse mobile est assuré soit par une commande hydraulique, soit des vis sans fin. La charge imposée à l'éprouvette est mesurée par un dynamomètre, et l'allongement par un extensomètre. Ceci, permettra d'aboutir à des résultats d'enregistrement de

la courbe brut de traction, $F=f(\Delta l)$, caractéristique de l'échantillon et de sa géométrie [3]:

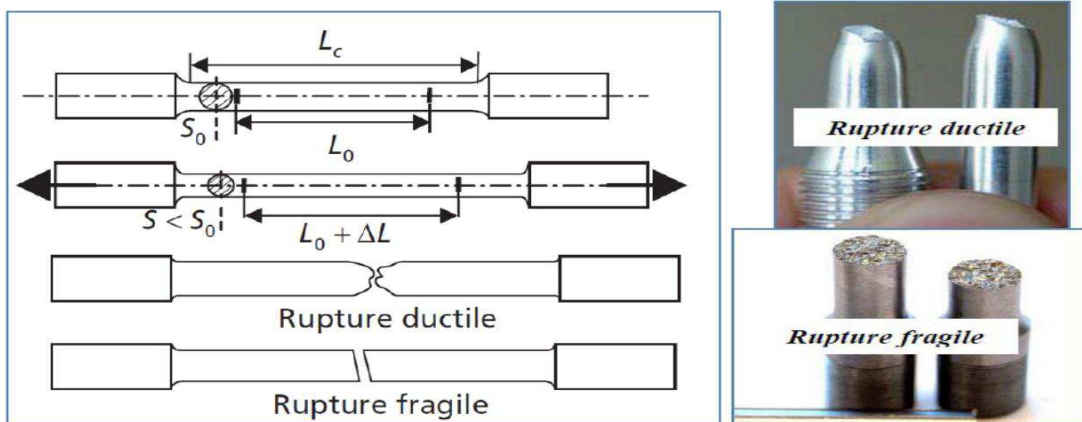


Figure. II.3: Schéma d'une éprouvette de traction cylindrique et de son évolution en cours d'essai.

II.2.1.3. Exploitation des résultats de l'essai:

A. Courbe conventionnelle:

Afin de pouvoir utiliser les courbes brutes de traction, on doit les modifier pour que les résultats obtenus soient fonction que de matériau étudié et non de la géométrie de l'éprouvette. Pour ce faire, on rapporte la charge $F(N)$ à la section initiale S_0 (mm²) de l'éprouvette en vue d'obtenir la contrainte conventionnelle σ_c (MPa). Et on rapporte l'allongement Δl (mm) à la longueur initiale, l_0 , pour obtenir la déformation conventionnelle (ϵ_c), soient :

$$\sigma_c = \frac{F}{S_0} [Mpa] \quad (2.1)$$

$$\epsilon_c = \frac{\Delta l}{\Delta l_0} [\%] \quad (2.2)$$

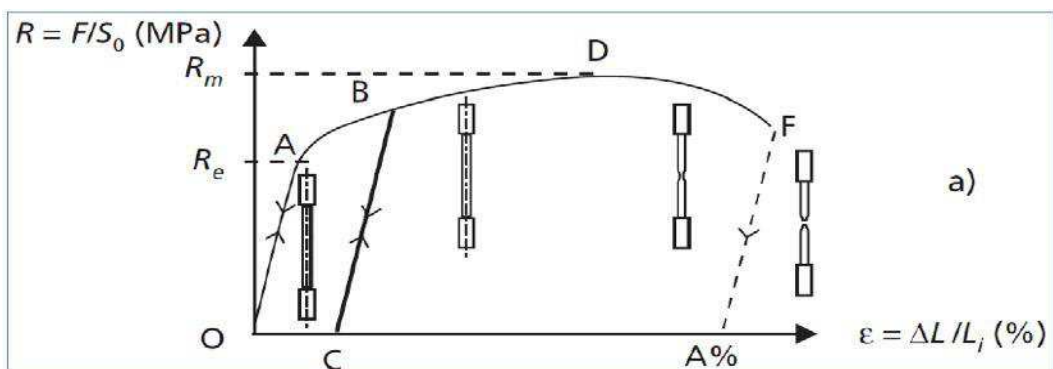


Figure.II.4: Courbes conventionnelles typiques de traction

OA : allongement élastique linéaire, réversible.

Au-delà de A : déformation plastique permanente + déformation élastique.

La suppression de la force appliquée (BC) laisse apparaître un allongement plastique rémanent (**OC**).

Une remise en charge conduit à une nouvelle limite d'élasticité (CB).). **Re = Fe/S0**: limite apparente d'élasticité (MPa) :

$$\mathbf{R_e = F_e/S_0 \quad (2.3)}$$

Rp0,2: limite conventionnelle d'élasticité à 0,2 % d'allongement plastique; sa détermination nécessite souvent l'usage d'un extensomètre.

AD : allongement élastique + allongement plastique réparti.

Rm = Fm/S0: résistance à la traction (MPa).

DF : apparition et progression d'une striction (réduction de section localisée) dans les matériaux ductiles. En F : la rupture de l'éprouvette.

Z% : Coefficient de Striction, Avec **Su** : la section à la rupture :

$$\mathbf{Z \% = 100 \cdot \frac{S_0 - S_u}{S_0} \quad (2.4)}$$

A % = ΔLu/Li : allongement pour cent après rupture (%) :

$$\mathbf{A \% = 100 \cdot \frac{L_u - L_0}{L_0} \quad (2.5)}$$

E = Re/εe: module de Young. En pratique, seule l'utilisation d'un dispositif extenso métrique très précis permet d'exploiter la pente de la montée élastique pour la mesure de E.

Cas d'un à comportement fragile : Dans le cas d'un matériau fragile, la rupture survient en fin de domaine élastique. L'allongement à la rupture est nul ou très faible. On ne peut déduire de la courbe que le module de Young E, et la résistance à la traction **Rm**

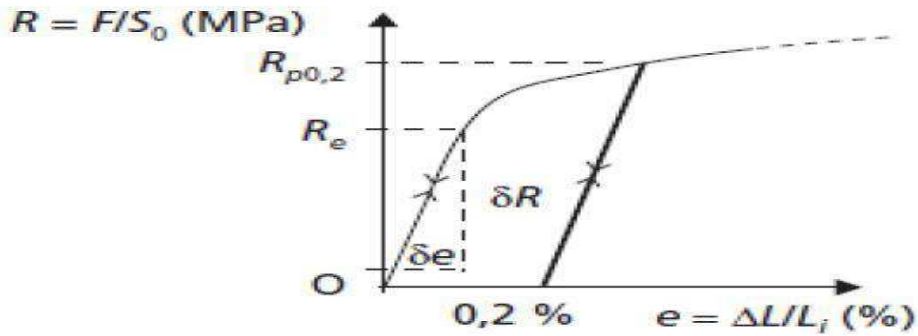


Figure. II.5: Détail pour le calcul de E (pente de la partie élastique) et Rp0.2

La courbe conventionnelle est donc obtenue à partir d'enregistrement F-Δl effectué lors de l'essai en rapportant la force à la section initiale pour raisonner en terme de contrainte, et en rapportant l'allongement à la longueur initiale pour raisonner en termes d'allongement relatif. On obtient ainsi une courbe intrinsèque au matériau, indépendante des dimensions de l'éprouvette utilisée[3].

B. Courbe rationnelle de traction:

C'est la courbe obtenue en rapportant la force à la section minimale instantanée S, pour raisonner en termes de contrainte vraie $\sigma = F/S$, et en rapportant l'allongement à la longueur instantanée pour raisonner en termes de déformation rationnelle $\epsilon = \delta l/l$. La courbe ainsi obtenue est croissante, même pendant la striction. Le volume de l'éprouvette restant constant et la déformation étant uniformément répartie de O à D, on a :

Contrainte vraie σ_v : Elle tient compte de la variation de section au cours de l'essai, et est égale à la charge rapportée à la section instantanée :

$$\sigma = \frac{F}{S} [MPa] \quad (2.6)$$

En admettant que le volume de la partie calibrée (de longueur utile) de l'éprouvette reste constant en raison d'une déformation plastique homogène avec conservation du volume, on a :

$$S_0 L_0 = S l = S (l_0 + \Delta l)$$

Ce qui permet d'écrire :

$$S = \frac{S_0}{1 + \frac{\Delta l}{l_0}} = \frac{S_0}{1 + e} \quad (2.7)$$

Portant l'expression de la section dans la relation de la contrainte vraie, nous obtenons :

$$\sigma_v = \frac{F}{S_0} (1 + e) = \sigma_c (1 + \varepsilon_c) \quad (2.8)$$

Déformation rationnelle ε_r : L'allongement instantané est égal à $d\mathbf{l}/\mathbf{l}$ et, au même instant, l'allongement depuis le début de l'essai est, en considérant des allongements infiniment petite $d\mathbf{l}$

$$\varepsilon_r = \int_{l_0}^l \frac{dl}{l} = \text{Ln}(1 + \varepsilon_c) \quad (2.9)$$

L'avantage de cette définition est la mise en évidence de la propriété d'additivité, utile pour les calculs de plasticité. La différence entre ε et ε_r devient important au-delà de 20% de déformation. Elle peut-être comme le travail nécessaire par unité de volume pour provoquer la rupture.

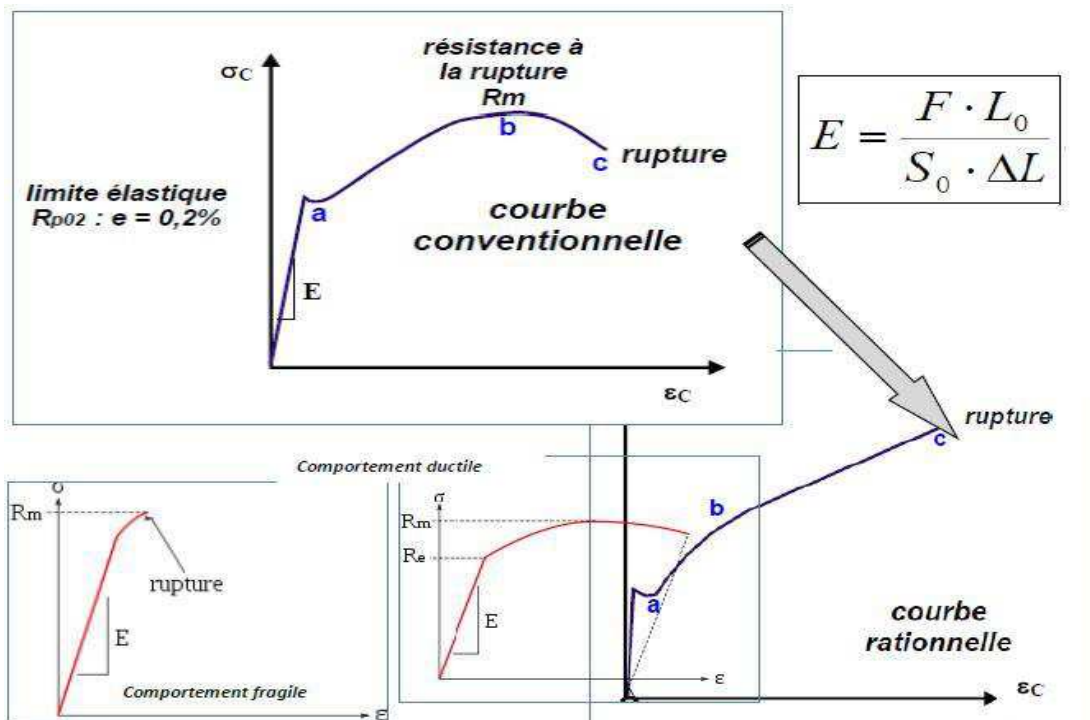


Figure.II.6: Exploitation des résultats de traction [6]

II.2.1.4. Déformation élastique et rigidité:

Le module de Young ou module d'élasticité (longitudinale) ou, noté « E », encore module de traction est la constante mesurable et qui relie la contrainte de traction (ou de compression) et le début de la

déformation d'un matériau élastique. Le module d'Young E décrit le comportement en traction et en compression[7].

Pour de faibles déplacements, la force de rappel peut être considérée comme proportionnelle au déplacement : $d-d_0$ (pour le cas d'une éprouvette cylindrique par exemple)

Matériaux	Module d'élasticité (GPa)
Acier Carbone	210
Fer	211
Alliage de cuivre	124
Cuivre	130
Alliage d'aluminium	72
Aluminium	70

Tableau II.1: Valeur typique du module d'élasticité pour différent métaux

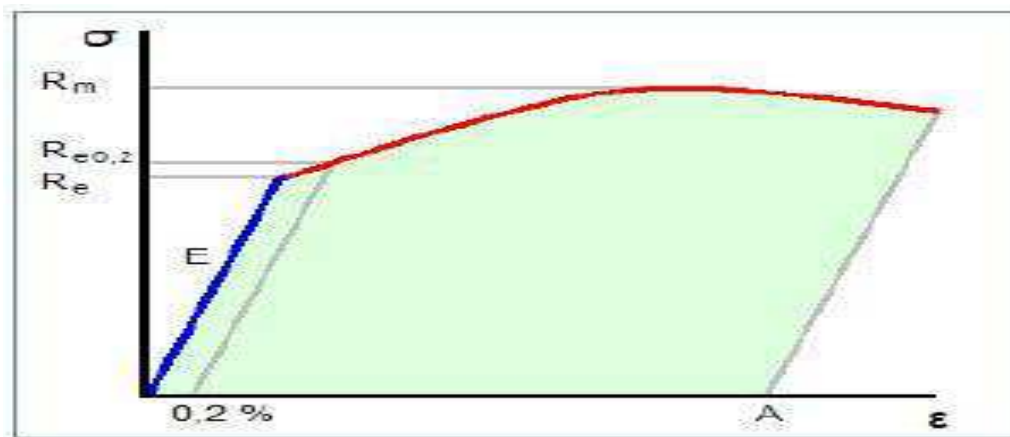


Figure.II.7:Le module d'Young E décrit le comportement en traction et en compression..

Les allongements (ou raccourcissements) relatifs ou déformations ϵ du solide (sans dimension), sont alors proportionnels à la densité surfacique de force, ou contrainte σ , ce qui traduit la loi de Hooke [7]:

$$\sigma = \frac{F}{S} = E \cdot \frac{d - d_0}{d} = E \epsilon \quad (2.10)$$

Les contraintes s'expriment en MPa (ou N/mm²) et les déformations étant sans dimensions, le coefficient E, appelé module d'élasticité à la traction ou module de Young du matériau, s'exprime en MPa. Simultanément à la déformation dans la direction d'application de la force, des déformations de signe opposé se produisent dans les directions orthogonales.

Dans les axes de la figure ci-dessous, les déformations élastiques peuvent toutes s'exprimer en fonction de la contrainte σ_x appliquée dans la direction x [7].

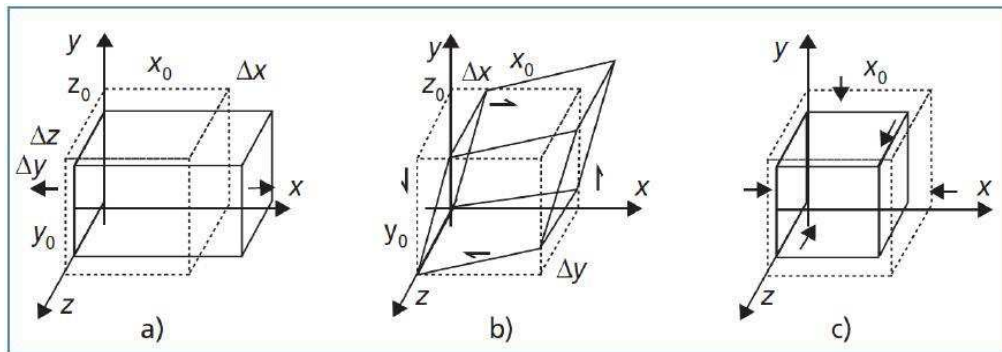


Fig. 2.8: Schéma des déformations élastiques provoquées par différentes sollicitations. a) Contrainte de traction uni-axiale σ_x . b) Contrainte de cession τ_{xy} dans le plan xy. c) Pression hydrostatique p[7].

$$\varepsilon_y = \frac{\Delta x}{x_0} = \frac{\sigma_x}{E} \text{ et } G = \frac{E}{2(1+\nu)} K = \frac{E}{3(1-2\nu)} G = \frac{3}{2} K \frac{(1-2\nu)}{(1+\nu)} E = \frac{9KG}{G+3K} \quad (2.11)$$

« ν », sans dimension, est ici le coefficient de Poisson, autre constante caractéristique du comportement élastique du matériau. Dans le cas d'une contrainte tangentielle de cession « τ », une déformation par distorsion « γ » apparaît, qui est approximativement proportionnelle à la cession appliquée.

$$\gamma = \frac{\Delta y}{x_0} = \frac{\Delta x}{y_0} = \frac{\tau}{2G} \quad (2.12)$$

La constante G (ou μ) est appelée module d'élasticité au cisaillement du matériau, en MPa. Par ailleurs, une compression hydrostatique sous une pression p permet de définir le module de compressibilité K (ou χ) du matériau, en MPa, à partir de la variation relative de volume :

$$\frac{\Delta V}{V_0} = -\frac{P}{K} \quad (2.13)$$

Dans le cas courant d'un matériau isotrope, deux constantes d'élasticité (E et ν par exemple) suffisent à caractériser son comportement élastique. Les constantes ν, E, G et K ne sont donc pas indépendantes, mais peuvent toutes s'exprimer en fonction de deux d'entre elles grâce aux relations :

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad K = \frac{E}{3(1-2\nu)} \quad G = \frac{3}{2} K \frac{(1-2\nu)}{(1+\nu)} \quad E = \frac{9KG}{G+3K} \quad (2.14)$$

II.2.1.5. Déformation plastique et écrouissage:

Le comportement élastique, caractérisé par la réversibilité des déformations lors de la suppression des contraintes, ne se manifeste seul que pour des contraintes inférieures à une valeur limite, appelée limite d'élasticité. Au-delà de cette valeur, des déformations permanentes s'ajoutent aux déformations élastiques ou bien la rupture se produit. Pour compléter la modélisation de la plasticité anisotrope dans le cadre des modèles d'écrouissage isotrope, il convient de préciser la loi d'écrouissage $\bar{\sigma} = \bar{\sigma}(\bar{\epsilon}^p)$ reliant la contrainte équivalente et la déformation plastique équivalente. Les lois empiriques usuelles sont récapitulées dans le tableau ci-dessous [6].

Loi d'écrouissage	$\bar{\sigma}(\bar{\epsilon}^p)$	$\gamma = \frac{1}{\bar{\sigma}} \frac{d\bar{\sigma}}{d\bar{\epsilon}^p}$	Remarques
Loi de Hollomon	$\bar{\sigma} = K(\bar{\epsilon}^p)^N$ <i>N exposant d'écrouissage</i>	$\gamma = \frac{N}{\bar{\epsilon}^p}$	Limite élastique nulle (La limite élastique doit être faible devant l'écrouissage)
Loi de Swift	$\bar{\sigma} = K(\epsilon_0 + \bar{\epsilon}^p)^N$ $K\epsilon_0^N$ limite élastique	$\gamma = \frac{N}{\epsilon_0 + \bar{\epsilon}^p}$	Bien adaptée aux aciers doux, aciers faiblement alliés
Loi de Ludwik	$\bar{\sigma} = \sigma_E + K(\bar{\epsilon}^p)^N$ σ_E limite élastique	$\gamma = \frac{N(\bar{\sigma} - \sigma_E)}{\bar{\sigma}\bar{\epsilon}^p}$	Fort écrouissage à faible déformation
Loi de Voce	$\sigma = \sigma_s(1 - a \exp(-\beta \bar{\epsilon}))$ σ_s contrainte de saturation $0 < \alpha < 1 \quad \beta < 0$	$\gamma = -\frac{\alpha\beta}{\exp(-\beta\bar{\epsilon}^p) - \alpha}$	Bien adaptée aux alliages d'aluminium Hautes température

Tableau.II.2: Lois d'écrouissage usuelles [8]

La modélisation de la partie élastique peut être établie selon les capacités de la matière à supporter les déformations plastiques avant de se rompre.

II.2.2.Essai de dureté:

La dureté, de symbole général H, caractérise la capacité d'un matériau à résister au marquage (empreintes, rayures. . .), à l'usure et à l'érosion. Elle peut être évaluée en mesurant une empreinte laissée en surface par un poinçon agissant sous l'action d'une force connue mais aussi par une hauteur de rebondissement d'un objet très dur sur la surface à tester (essai Shore pour élastomères et plastiques)

L'essai de dureté est relativement économique (pas d'éprouvettes à réaliser). On peut mesurer la dureté sur la pièce elle-même. Cet essai peut renseigner sur la résistance à l'usure par frottement, la capacité à s'usiner, l'homogénéité du matériau, l'efficacité des traitements thermiques. En soudage, les duretés sont mesurées dans des zones précises :

- dans la soudure,
- dans les zones de liaison,
- les zones thermiquement affectées (ZAT)
- les métaux de base.

II.2.2.1. Principe de l'essai de dureté:

L'essai de dureté a pour but de déterminer la dureté superficielle des métaux. Il consiste à enfoncer un pénétrateur, dont les formes et les dimensions varient en fonction du type d'essai, dans le métal à tester. La charge est constante et on mesure la surface ou la profondeur de l'empreinte laissée dans le matériau.

L'empreinte sera d'autant plus importante que le matériau sera mou[8].

II.2.2.2. Dureté Brinell (symbole HB):

Elle est obtenue par calcul. Après essai, on mesure l'empreinte laissée par une bille polie (diamètre : 1-2,5-5-10 mm) et la valeur de la charge F appliquée pour obtenir cette empreinte (essai usuel : F = 3 000daN, d = 10 mm, pendant 15 à 60 secondes). Utilisation : tous métaux.

$$HB = \frac{F}{10\pi \cdot \left(5 - \sqrt{25 - \frac{d^2}{4}} \right)} \quad (2.15)$$

II.2.2.3. Dureté Vickers (symbole HV):

Elle est obtenue par calcul ; le principe est identique au précédent mais avec une Pyramide droite en diamant à base carrée dont l'angle au sommet est de 136°. Utilisation : tous métaux.

$$HV = \frac{0,189 \times F}{d^2} \quad (2.16)$$

Tel que $d=d_1+d_2$

Variante : essai Knoop (micro dureté, empreinte en forme de losange, matériaux durs pour petites pièces et pièces à sections fines).

II.2.2-4 Dureté Rockwell (symbole HR):

C'est l'essai de dureté le plus connu mondialement. Dans ce cas dureté, contrairement Brinell et Vickers, est obtenue par lecture directe d'une longueur d'enfoncement d'un pénétrateur bille acier ou cône diamant.

Une pré charge (F_0) permet de faire une empreinte initiale et, par là, d'éliminer les incertitudes propres aux défauts de la surface [8].

II.2.3. Essais de fatigue:

Différents types d'essais sont utilisés pour les biomatériaux dentaires tels que l'essai de Fatigue en flexion rotative, la fatigue par simulateur de mastication.

II.2.3.1. Principe de fatigue en flexion rotative:

Une illustration du phénomène de fatigue est fournie par l'un des essais les plus simples à mettre en œuvre, à savoir l'essai de flexion rotative. Cet essai consiste à encastrier un arbre à une extrémité, et à le soumettre simultanément à un effort de flexion à l'autre extrémité et à un mouvement de rotation de fréquence f . au temps $t=0$, le moment de flexion engendre pour une section droite une contrainte de traction sur la génératrice supérieure de l'arbre et une contrainte de signe opposé de compression sur la génératrice inférieure (figure 2.9). Au cours d'une période de rotation $T=1/f$, un élément de matière est soumis à une contrainte de traction et à une contrainte de compression

simultanément. Le point considéré sur cette génératrice subit donc une contrainte alternée sinusoïdale.

C'est cette variation de la contrainte au cours du temps qui conduit à la rupture de l'arbre au bout d'un certain nombre de cycle de rotation comme le montre la figure. 2.9et 2.10 [9].

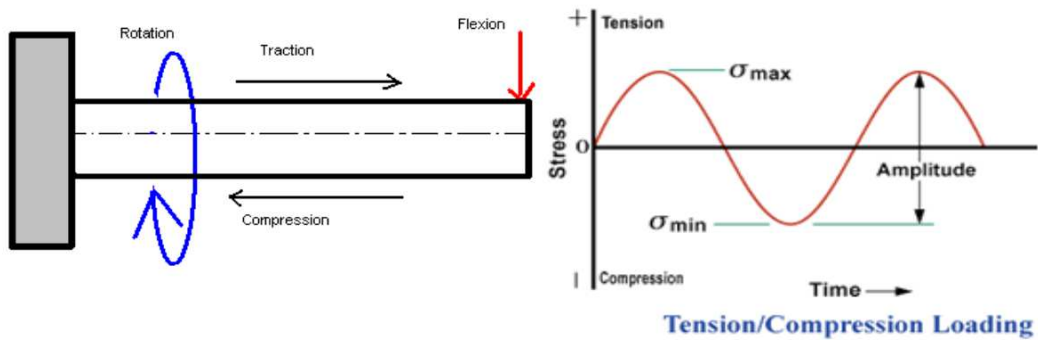


Figure. II.9 : Machine de flexion rotative et courbe contrainte-temps.

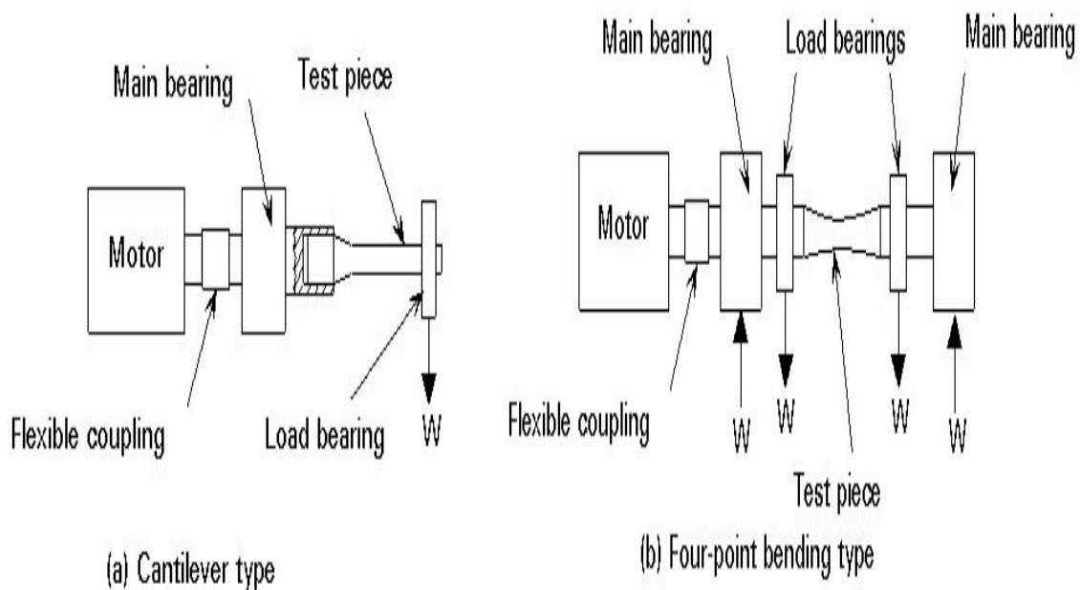


Figure. II.10: Deux types d'essais de fatigue par flexion rotative.

II.2.3.2. Courbes de résistance à la fatigue:

Les essais les plus simples consistent à imposer sur des séries d'éprouvettes (cylindriques ou rectangulaires) des cycles d'efforts périodiques sinusoïdaux soit par charge axiale soit par flexion

rotative. A chaque niveau de contrainte σ_{max} , le nombre de cycles à la rupture est déterminée. Le diagramme de Wöhler qui représente la relation expérimentale entre σ_{max} et N durée de vie de l'éprouvette est ainsi obtenu, voir Figure 2.11[9].

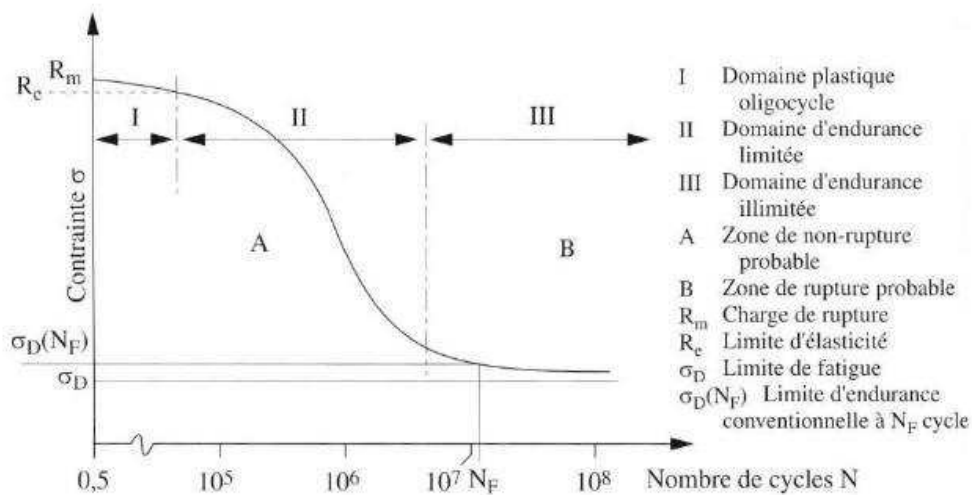


Figure.II.11: Courbe de Wöhler

II.2.3.3.Rupture selon le type de matériau :

Les matériaux peuvent être classés en deux catégories : ceux comme les alliages métalliques, les polymères, qui sont malléables, qui se déforment avant de se rompre, et ceux, comme les oxydes, les carbures, les sulfures, les matériaux cimentaires, les verres, qui sont au contraire fragiles.

A. La rupture ductile:

La ductilité est au sens macroscopique la capacité d'un matériau à se déformer plastiquement de façon relativement importante avant rupture et au sens microscopique, elle caractérise un matériau qui s'endommage par formation de cavités qui croissent par déformation plastique [9].

La rupture ductile, qui correspond à une très forte déformation, est obtenue par le développement, à l'intérieur du matériau, de cavités qui naissent autour des inclusions. La rupture apparaît au niveau des ligaments entre ces cavités internes, donnant une surface de rupture en cupules, comme indiqué sur la figure II.12.

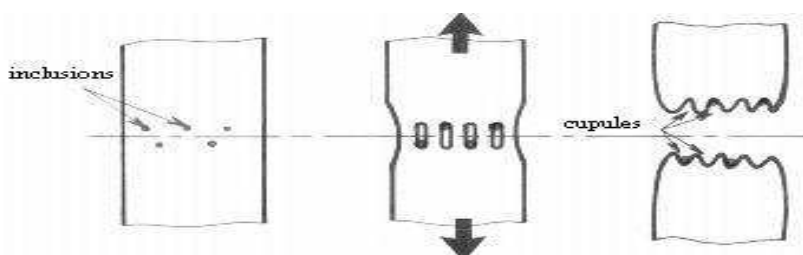


Figure.II.12: Rupture ductile [9].

B. La rupture fragile:

La fragilité au sens macroscopique l'incapacité d'un matériau à supporter des déformations plastiques (comportement mécanique tel qu'après relâchement des efforts, il subsiste une déformations résiduelle indépendante du temps) un peu importantes sans se rompre ; au sens microscopique, la fragilité caractérise un matériau qui s'endommage par clivage [9].

Les matériaux fragiles comme les verres, les céramiques et les aciers à basse température subissent une rupture brutale par la propagation d'une fissure venant 'déchirer' l'éprouvette. La rupture fragile est obtenue par clivage, mode de rupture dont le mécanisme principal est la séparation des plans atomiques pratiquement sans déformation.

Quatre modes de rupture fragile tels que le cisaillement en extension, la fracture normale et la séparation en extension, le cisaillement en compression et la fracture axiale sont illustrées dans la figure II.13.

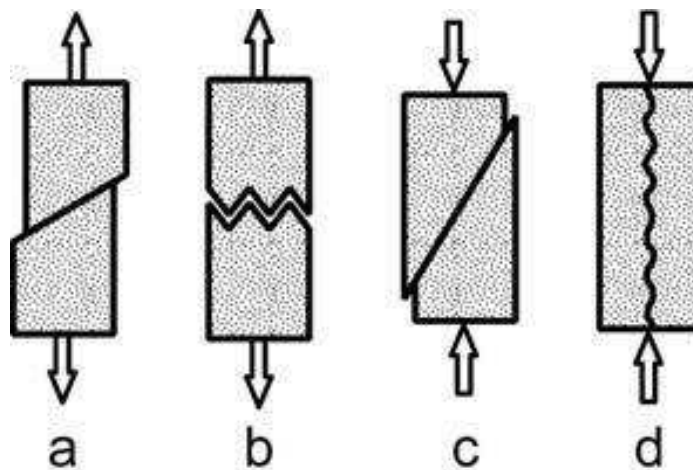


Figure.II.13: Quatre modes de rupture fragile(a) cisaillement en extension, (b) fracture normale et séparation en extension,(c) cisaillement en compression, (d) fracture axiale.

II.2.3.4.Fractographie:

La fractographie consiste à étudier la topographie d'une surface de fracture, d'identifier l'origine de la fissure et son cheminement de propagation. Une surface fracturée contiendra des informations sur les forces en action qui ont amené le matériau à se rompre. L'examen porte sur les particularités du faciès de rupture mis en évidence lors de l'analyse morphologique.

La fractographie a été utilisée en médecine dentaire pour déterminer la ténacité (K_{Ic}), la contrainte critique (σ_c) ou la longueur critique (a) de la fissure au niveau de matériaux céramiques.

En appliquant le protocole décrit par Thompson *et al.* pour calculer la longueur de la fissure en utilisant la ténacité déterminée pour les composites en question [10].

II.2.4. Paramètres importants:

II.2.4.1.élément de volume représentatif:

Pour réaliser un essai mécanique, un élément de volume "représentatif" du matériau doit être utilisé, afin que les hypothèses des milieux continus soient satisfaites. Le tableau 2.3 donne, en fonction du type de matériau, la taille caractéristique minimale de l'éprouvette qu'il conviendra d'utiliser[11].

Type de matériau	Type et taille des hétérogénéités	Elément de volume caractéristique
Métaux et alliages	Grain: 0,001 à 0,1mm	0,5X0,5 X 0,5mm
Polymères	Molécule: 0,01 à 0,05mm	1 X 1 X 1mm
Bois	Fibres: 0,1 à 1mm	10 X 10 X 10mm
Béton	Granulats : \approx 10mm	100 X 100 X 100mm

Tableau.II.3: éléments de volumes macroscopiques

Le dépouillement des essais consiste ensuite souvent à transformer les courbes "force-déplacement" obtenues en courbes "contrainte-déformation", appelées "courbes rationnelles". La figure 2.14 donne une courbe rationnelle typique obtenue pour différents types de matériaux. Il faut noter ici que la courbe rationnelle relie deux scalaires entre eux (une "contrainte" σ et une "déformation" ϵ), et non deux tenseurs.

Le choix de ces scalaires dépend du type d'essai et du type de matériau[11].

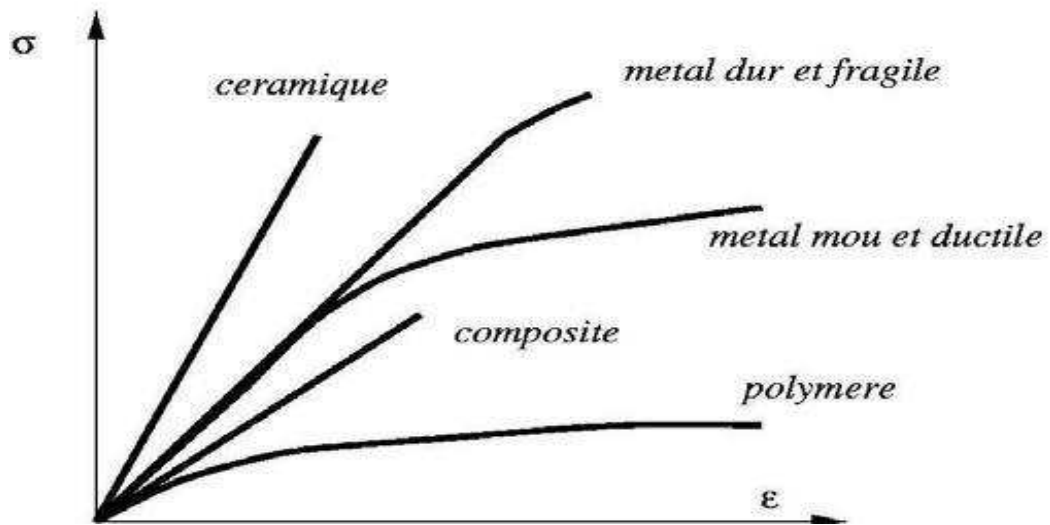


Figure.II.14: Courbes rationnelles typiques de différents matériaux

II.2.4.2. Vitesse de déformation et température:

La vitesse de déformation peut avoir une influence déterminante sur le comportement des matériaux. Lors de la réalisation d'un essai, on doit donc utiliser une vitesse aussi proche que possible de celle qui sera utilisée par la suite (e.g. lorsque l'on utilisera la loi de comportement obtenue dans un calcul de dimensionnement). Par exemple, si l'objectif est de valider la tenue en fluage d'une structure, sous l'effet de son propre poids, la vitesse de déformation à considérer sera très faible. Par contre, si l'objectif est de valider la tenue aux séismes de cette structure, alors cette même vitesse de déformation pour reprendre des valeurs beaucoup plus élevées, et la loi de comportement à utiliser ne sera sans doute pas la même. Ceci conduit à différents types d'essais, qui peuvent être classés en fonction de la vitesse de déformation mise en jeu (tableau 2.4) [11].

Par exemple, un essai quasi-statique de compression uniaxiale sera réalisé à l'aide d'une machine hydraulique ou mécanique. L'éprouvette est fixée d'un côté sur une traverse fixe, et de l'autre sur une traverse qui se déplacera à une vitesse donnée, relativement lente. Le dépouillement de l'essai se fera dans le régime "quasi-statique", c'est-à-dire sans prendre en compte les effets d'inertie dans les équations d'équilibre. Par contre, dans le régime dynamique, la machine classique ne suffira plus car la traverse ne pourra plus atteindre la vitesse requise. L'essai sera alors réalisé sur un système de barres de Hopkinson (figure 2.15), où l'éprouvette est sollicitée par l'onde élastique de compression arrivant de la barre incidente.

Temps Caractéristique (s)	Vitesse de déformation (s^{-1})	Régime mécanique	Régime thermique
10^6	10^{-6}	fluage	isotherme
10^4 à 10^2	10^{-4} à 10^{-2}	Quasi-statique	isotherme
1	1	intermédiaire	intermédiaire
10^{-2} à 10^{-4}	10^2 à 10^4	dynamique	intermédiaire
10^{-6}	10^6	impact	adiabatique

tableau II.4:Temps caractéristiques et types d'essais

Pour dépouiller l'essai, il faudra prendre en compte l'inertie mécanique du matériau, qui produit un "pic" de force au début de la sollicitation. Enfin, dans le régime d'impact, on utilisera par exemple un essai d'impact de plaques (figure 2.16).

Une plaque incidente vient impacter à 500m/s environ la plaque étudiée, qui est sollicitée directement en traction lors du croisement des ondes élastiques de traction issues de la réflexion des ondes de compression sur les faces libres avant et arrière.

Le dépouillement de ce type d'essais est relativement complexe, d'une part à cause de l'électronique nécessaire pour "capter" des phénomènes se produisant en quelques nanosecondes, et d'autre part à cause du comportement mécanique du matériau, qui s'approche ici plus d'une courbe pression volume(diagramme de Clapeyron) que d'une courbe classique contrainte déformation.

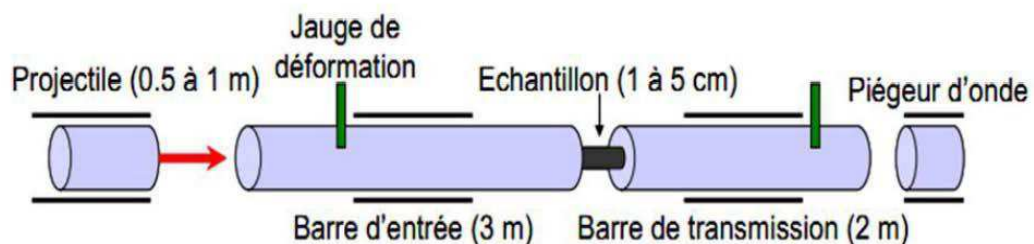


Figure.II.15: Barres de Hopkinson [10]

On se limitons aux régimes mécaniques de fluage quasi-statiques, c'est-à-dire à une vitesse de

déformation comprise en 10^{-6} et $102s^{-1}$. Cette plage de variation couvre la majorité des procédés de mise en forme actuels, bien que la tendance soit à l'augmentation des cadences, et donc de la vitesse de déformation. Par exemple, lors du laminage à froid d'une tôle d'acier, la vitesse de déformation peut parfois atteindre $100s^{-1}$. Dans ce type de régime, les effets d'inertie sont négligés dans le dépouillement de l'essai, et également lors de la simulation du procédé. Par contre, même à l'intérieur de ces régimes, la vitesse de déformation peut avoir une forte influence sur le comportement mécanique du matériau.

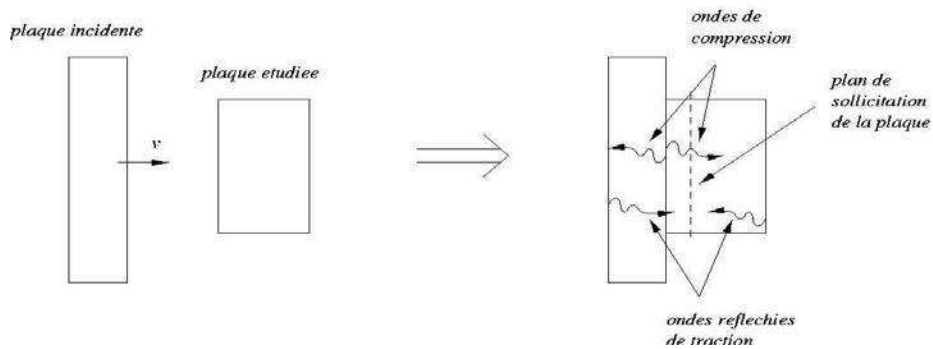


Figure.II.16: Impact de plaques

La figure II.17 illustre cette influence (résultat typique d'un essai de traction réalisé en changeant la vitesse de déformation). On dit alors que le matériau est "sensible à la vitesse de déformation". Cette sensibilité sera d'autant plus forte que les deux courbes en pointillés de la figure II.17 seront éloignées.

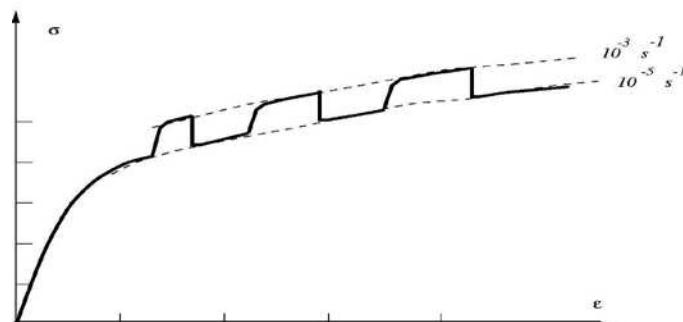


Figure.II.17: Courbe de traction typique avec sauts de vitesse

Dans le cadre thermodynamique général des milieux continus, les aspects mécaniques et thermiques sont "naturellement" couplés. Ceci met clairement en évidence

l'importance de la température de l'éprouvette lors de la réalisation d'un essai, et le couplage de cette influence avec la vitesse de déformation[10].

Dans le tableau 2.3, le régime thermique d'un essai est indiqué, en fonction de la vitesse de déformation mise en jeu. La puissance de déformation plastique $\sigma: \dot{\epsilon}^p$ est essentiellement dissipée en chaleur dans l'élément de volume considéré. Par exemple, il est aujourd'hui communément admis que, dans les métaux, environ 90% de la puissance de déformation plastique est dissipée en chaleur, le reste étant stocké dans le matériau. Cette chaleur doit donc être évacuée par conduction thermique. Lors d'essais "lents" (régimes mécaniques de fluage ou quasi-statiques), la chaleur a le temps de se dissiper, se sorte que l'on peut considérer que l'essai est isotherme. Dans un régime intermédiaire ou d'impact, l'éprouvettes chauffe vite, et la chaleur produite n'a pas le temps de se dissiper. Ceci a une conséquence sur le comportement du matériau, et sur l'évolution de sa structure.

Pour simuler un procédé de mise en forme, la loi de comportement du matériau est donc souvent donnée à différentes températures. Des essais à différentes températures sont donc réalisés. Ceci peut changer non seulement le niveau de contrainte (pour une déformation donnée), mais aussi la forme de la loi elle-même (présence ou non de recristallisation dynamique, . . .).

II.2.4.3. Direction de sollicitation:

Lors de la réalisation d'essais mécaniques, le choix de la direction de sollicitation peut s'avérer primordial. En effet, il conditionne souvent le domaine de validité de la loi de comportement obtenue. On peut classer les directions de sollicitation en deux grandes catégories : les sollicitations uniaxiales et les sollicitations multiaxiales. On parle alors d'essai "uniaxial" ou d'essai "multiaxial".

Les principaux essais uniaxiaux utilisés sont :

- la traction-compression
- la torsion
- la flexion

L'éprouvette est alors sollicitée dans une direction de l'espace des contraintes. La variation d'un paramètre de l'essai ne change pas cette direction. Les essais multiaxiaux sont nombreux et variés. Ils sont plus difficiles à interpréter. Ils consistent le plus souvent à combiner plusieurs sollicitations uniaxiales entre elles au cours du temps, de façon à tester l'influence de la direction de

sollicitation sur le comportement du matériau. L'essai multiaxial le plus courant est celui de "traction- torsion"[10].

A. Traction-Compression:

La traction-compression est l'essai le plus couramment utilisé sur les métaux (figure II.18). Toutefois, les déformations atteintes par ce type d'essai sont limitées par la rupture du matériau (en traction), et par le flambage de l'éprouvette (en compression). Ce type d'essai est donc principalement utilisé pour obtenir une loi de comportement simple et rapide en traction, ou pour solliciter cycliquement le matériau en traction-compression, à faibles déformations, et obtenir une loi de comportement en fatigue. II.18.

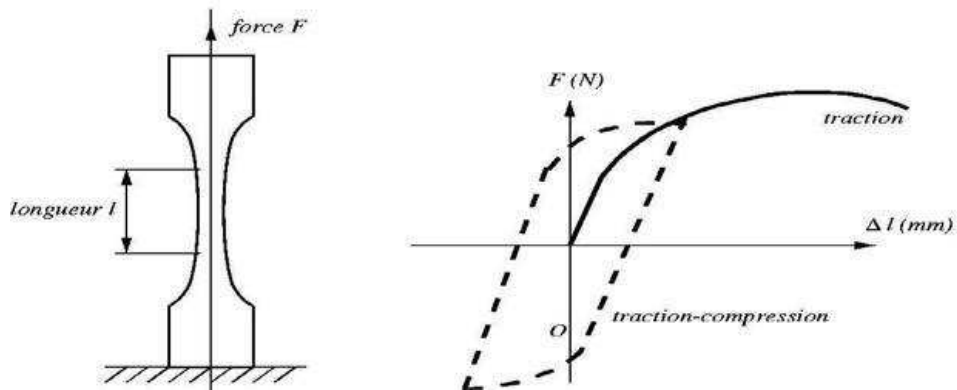


Figure.II.18: Schématisation de l'essai de traction-compression

Pour avoir accès à une loi de comportement valable pour de plus grandes déformations qu'en traction, on réalise donc des essais spécifiques de compression(figure II.19). Le dépouillement de l'essai est cependant rendu délicat par la présence de frottement à l'interface éprouvette-outil[11].

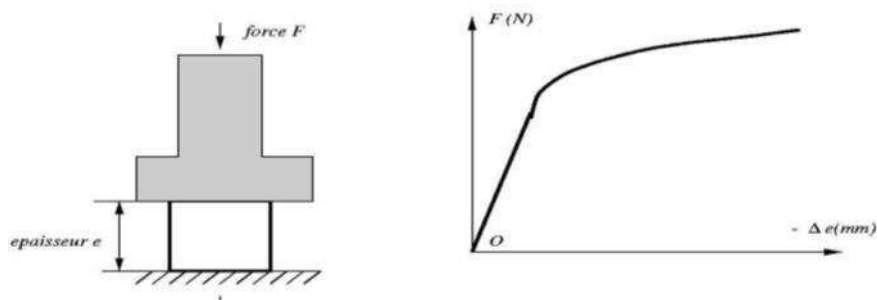


Figure.II.19: Schématisation de l'essai de compression

B. Torsion:

L'essai de torsion (figure II.20) permet d'avoir accès à une loi de comportement pour de grandes déformations, sans problèmes de frottement entre l'éprouvette et l'outil. Cependant, la déformation et la contrainte ne sont pas homogènes le long du rayon de l'éprouvette. On utilise donc parfois un cylindre à paroi mince comme éprouvette.

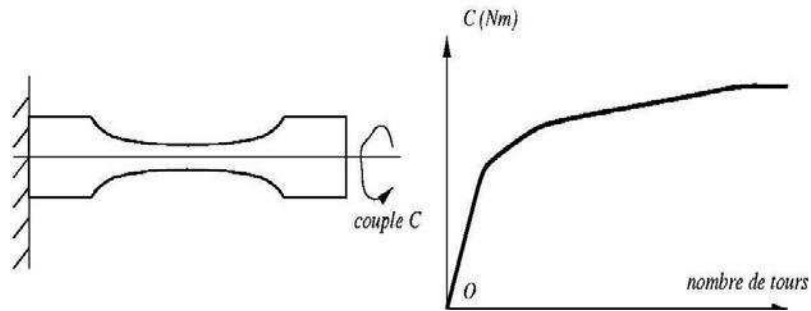


Figure.II.20:Schématisation de l'essai de torsion

C. Flexion:

-Essai de flexion (trois-points) :

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.

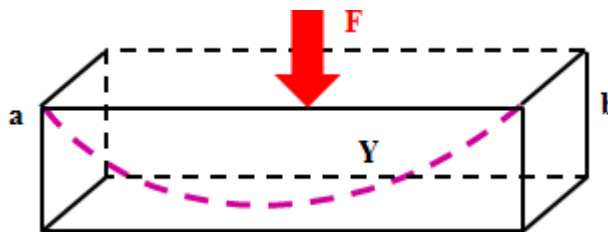


Figure II.21: Essai de flexion

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 :

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

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

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

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)

-Essai de flexion (quatre points) :

La flexion (figure II.22) est l'essai le plus couramment employé sur les céramiques La flexion quatre points permet de solliciter le matériau avec un moment constant entre les deux points d'application de la charge. Comme en torsion, la déformation et la contrainte ne sont pas constantes dans l'épaisseur de l'éprouvette.

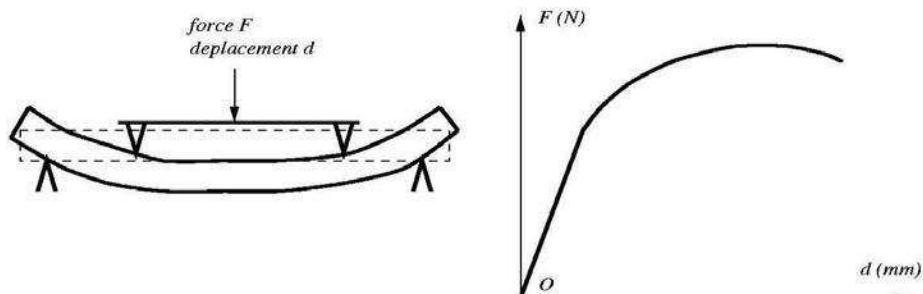


Figure.II.22:Schématization de l'essai de flexion quatre points

Chapitre III

Simulation numérique de l'essai de traction par ANSYS Workbench ACP

Chapitre III. Simulation numérique de l'essai de traction par ANSYS Workbench ACP () pour un matériau composite.

Une analyse de structure permet de prédire la réponse d'un milieu (solide ou fluide) soumis à des conditions imposées par l'environnement externe (force, déplacement, flux thermique,...). Le but d'une analyse structurale est de déterminer les contraintes et déformations d'un système ou un composant auquel on applique un chargement.

Les essais de traction sont largement utilisés dans les milieux industriels en raison de leur simplicité. Le logiciel de calcul des structures par la méthode des éléments finis ANSYS a été utilisé pour analyser le problème de simulation de l'essai de traction appliquée sur un matériau composite et sandwich.

III.1 ANSYS Workbench

Le logiciel ANSYS, dans sa version ANSYS Workbench, permet une gamme complète d'analyses structurales. Ainsi ANSYS gère trois types principaux d'analyse structurale mécanique, auxquelles il faut ajouter les analyses de chargement thermiques (traitées au cours des TP d'analyses thermiques et de couplages thermo mécanique), et les analyses des réponses propres de la structure (flambement et modes de résonance propres en particulier) :

- Les analyses statiques linéaires considèrent que les forces sont appliquées de façon statique (pas de variation au cours du temps (inertie), et aucun effet d'amortissement), sur des matériaux présentant un comportement élastique linéaire. Les forces appliquées peuvent être des forces ou des pressions (internes ou externes), des forces inertielles statiques (comme la gravité ou une vitesse de rotation), des déplacements imposés (non nuls) ou encore une température.
- Les analyses statiques transitoires permettent de déterminer la réponse d'une structure soumise à l'action de forces dépendantes du temps, c'est-à-dire ses déplacements, déformations et contraintes en fonction du temps. Ce type d'analyse

Chapitre III. Simulation numérique de l'essai de traction par ANSYS Workbench ACP

est utilisé pour des cas où les effets de l'inertie et de l'amortissement du système sont importants (si non, on procède à une analyse statique).

- Les analyses dynamiques sont utilisées pour déterminer la réponse dynamique d'une structure à une contrainte causée par la propagation d'une onde, un impact ou encore le changement rapide d'une force dépendante du temps, c'est-à-dire lorsqu'on a affaire à des échanges instantanés entre des corps en mouvements et des effets inertiels. Typiquement on utilise les analyses dynamiques pour des cas où les échelles de temps considérées sont inférieures à une seconde, typiquement de l'ordre de la milliseconde (pour des échelles de temps pour grandes, on considèrera une analyse structurale transitoire).

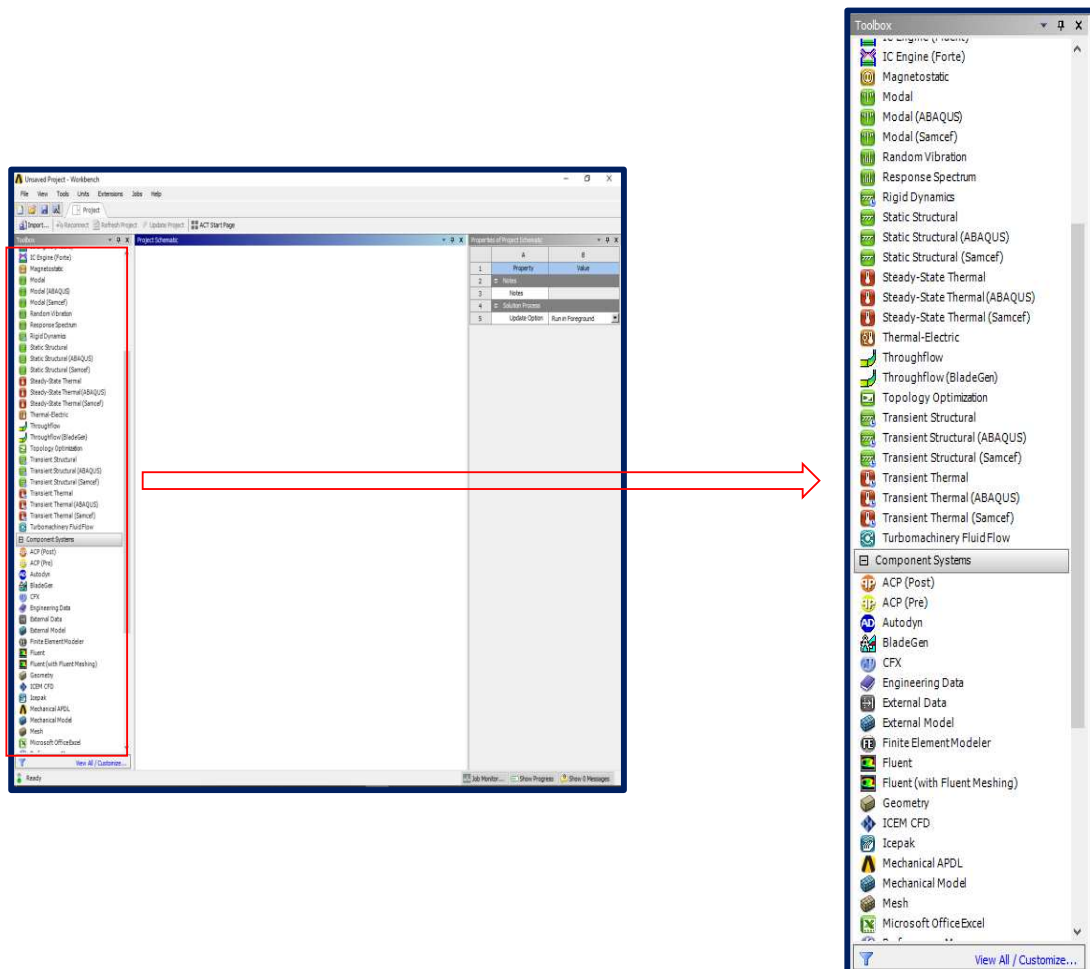


Figure III.1 : L'interface du ANSYS Workbench

III.2 ANSYS Workbench ACP (ANSYS Composite PrepPost)

L'environnement ANSYS Workbench ACP (ANSYS Composite PrepPost) (Figure III.2) permet avec ces outils de construire la structure composite et sandwich (Figure III.3)

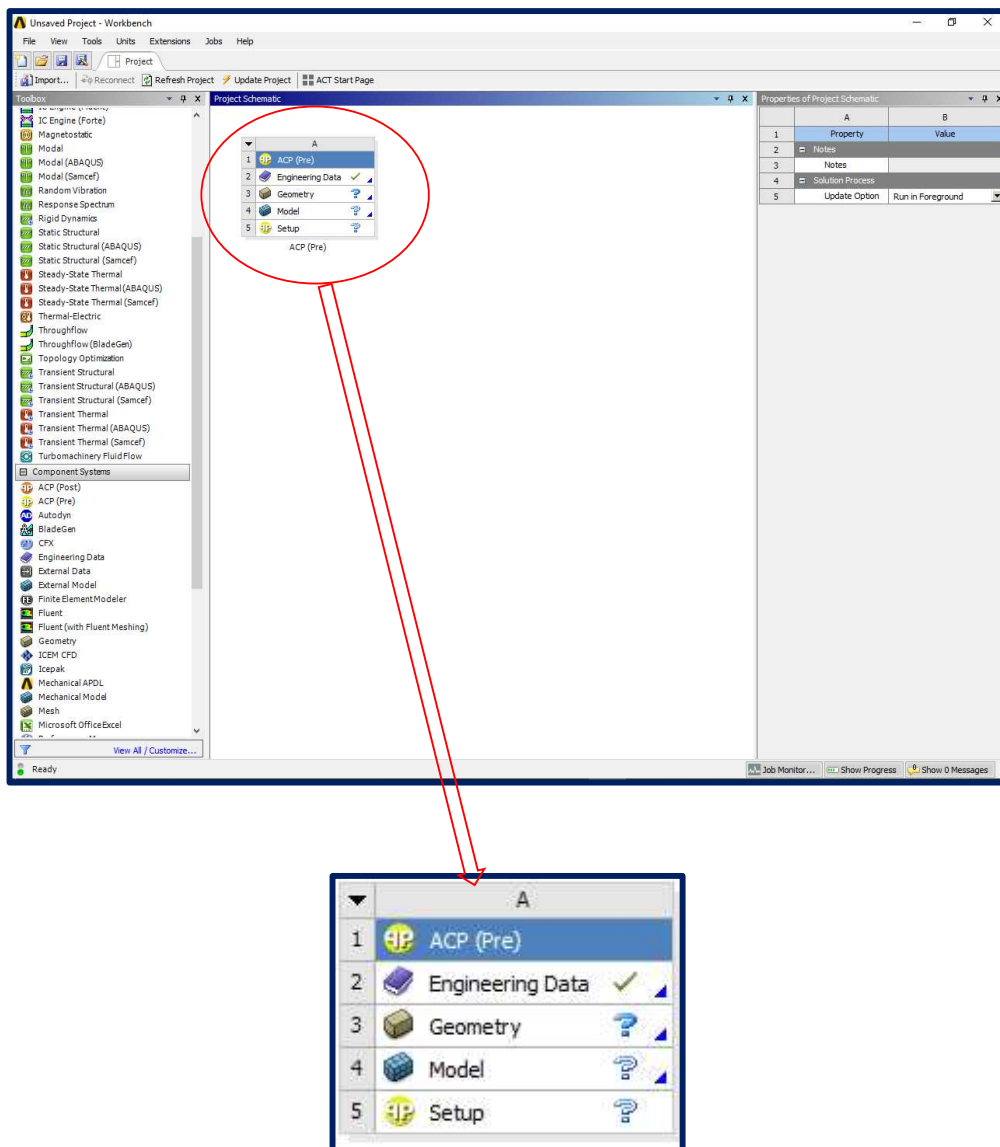


Figure III.2 : Passage à l'environnement du ANSYS Workbench ACP

Chapitre III. Simulation numérique de l'essai de traction par ANSYS Workbench ACP

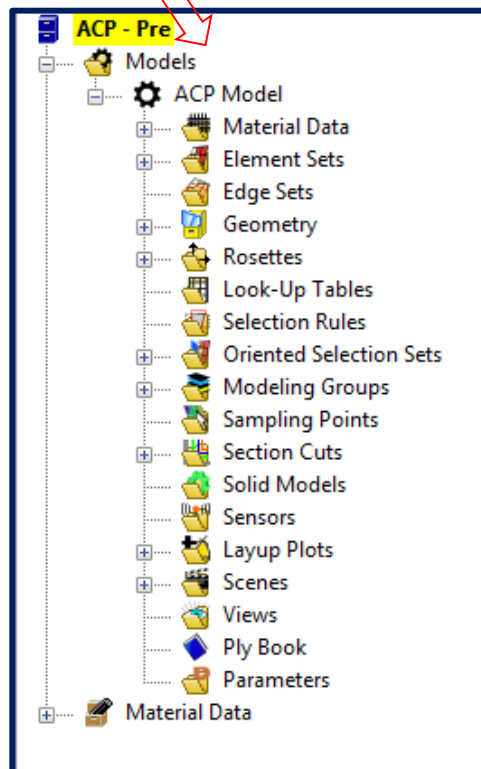
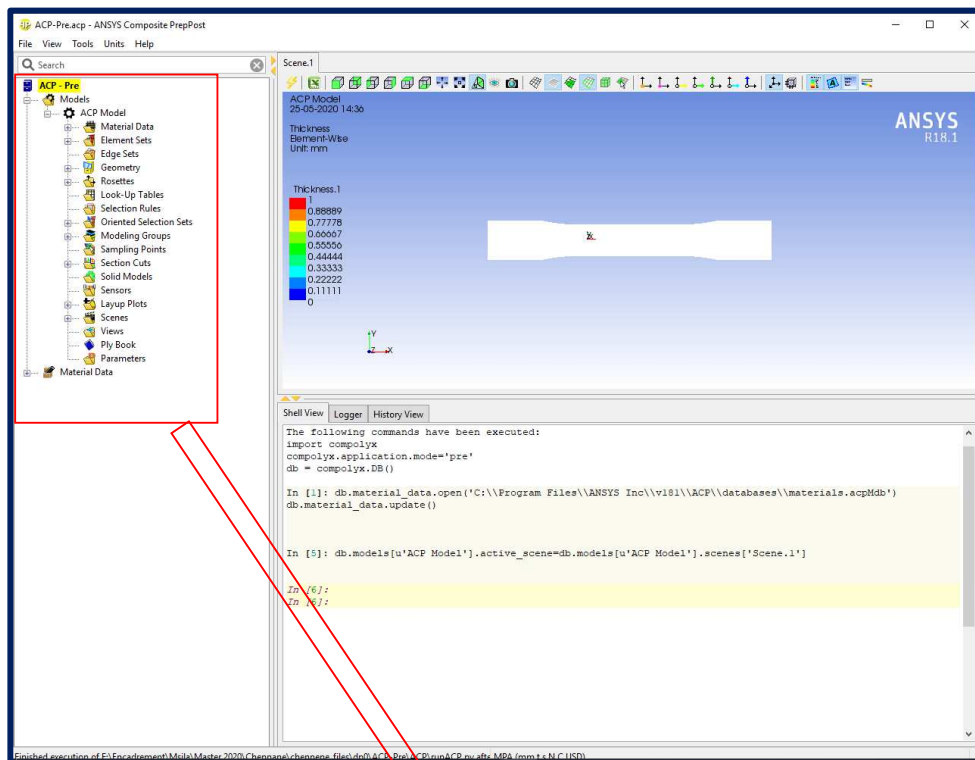


Figure III.3 : Outils d'environnement du ANSYS Workbench ACP

III.3 Simulation de l'essai de traction d'une éprouvette en matériaux composite

III.3.1 Géométrie de l'éprouvette normalisée

Les corps solides peuvent être représentés géométriquement et spatialement en 3D ou en 2D.

La géométrie en 2D de la structures (éprouvette) simulée est réalisé sur l'environnement **DesingMoeler** (Figure III.4).

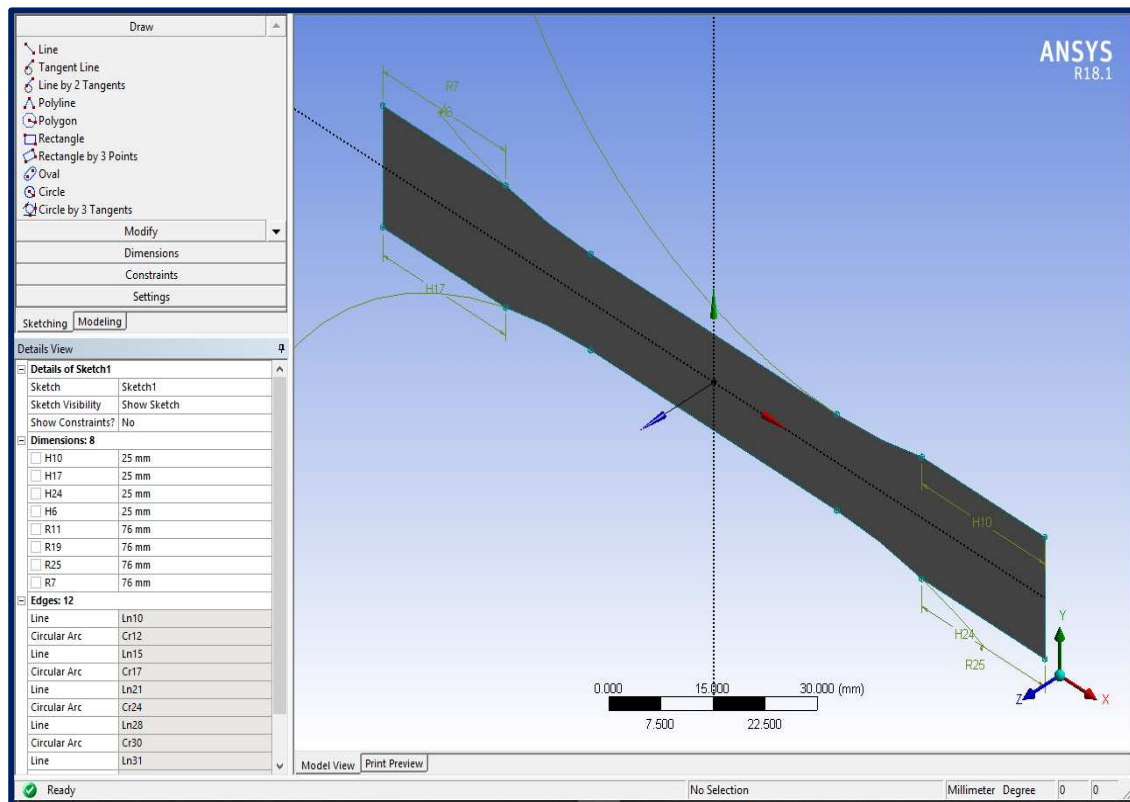


Figure III.4 : Géométrie d'éprouvette normalisée

III.3.1 propriétés des matériaux

L'insertion des caractéristiques mécaniques des matériaux composites est réalisée avec l'utilisation de la bibliothèque montrée sur la figure III.5.

The screenshot shows the ANSYS Workbench ACP interface. The main window displays the 'Properties of Outline Row 3: Epoxy Carbon UD (230 GPa) Prepreg'. The properties are listed in a table with columns for Property, Value, and Unit. The secondary window shows the 'Table of Properties Row 28: Orthotropic Strain Limits'.

Property	Value	Unit
Density	1.49E-09	mm^...
Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
Coefficient of Thermal Expansion		
Coefficient of Thermal Expansion X direction	-4.7E-07	C^-1
Coefficient of Thermal Expansion Y direction	3E-05	C^-1
Coefficient of Thermal Expansion Z direction	3E-05	C^-1
Orthotropic Elasticity		
Young's Modulus X direction	1.21E+05	MPa
Young's Modulus Y direction	8600	MPa
Young's Modulus Z direction	8600	MPa
Poisson's Ratio XY	0.27	
Poisson's Ratio YZ	0.4	
Poisson's Ratio XZ	0.27	
Shear Modulus XY	4700	MPa
Shear Modulus YZ	3100	MPa
Shear Modulus XZ	4700	MPa
Orthotropic Stress Limits		
Tensile X direction	2231	MPa
Tensile Y direction	29	MPa
Tensile Z direction	29	MPa
Compressive X direction	-1082	MPa
Compressive Y direction	-100	MPa
Compressive Z direction	-100	MPa
Shear XY	60	MPa
Shear YZ	32	MPa
Shear XZ	60	MPa
Orthotropic Strain Limits		
Tensile X direction	0.0167	
Tensile Y direction	0.0032	
Tensile Z direction	0.0032	
Compressive X direction	-0.0108	
Compressive Y direction	-0.0108	
Compressive Z direction	-0.0108	
Shear XY	0.0032	
Shear YZ	0.0032	
Shear XZ	0.0032	

Figure III.5 : choix et propriétés des matériaux d'éprouvette

III.3.2 Maillage de l'éprouvette normalisée

Les corps 2D sont par défaut maillés avec des éléments solides triangulaires ou quadratiques, présentant des fonctions de forme de type quadratiques. L'option « 2D » doit être choisie dès l'ouverture du projet, avant toute création ou importation de géométrie.

L'éprouvette en fibre de carbone **Epoxy Carbon UD (230 GPa) Prepreg** avec deux couches [0,0] a été maillé par une taille maximale d'élément quadratique global de 1 mm.

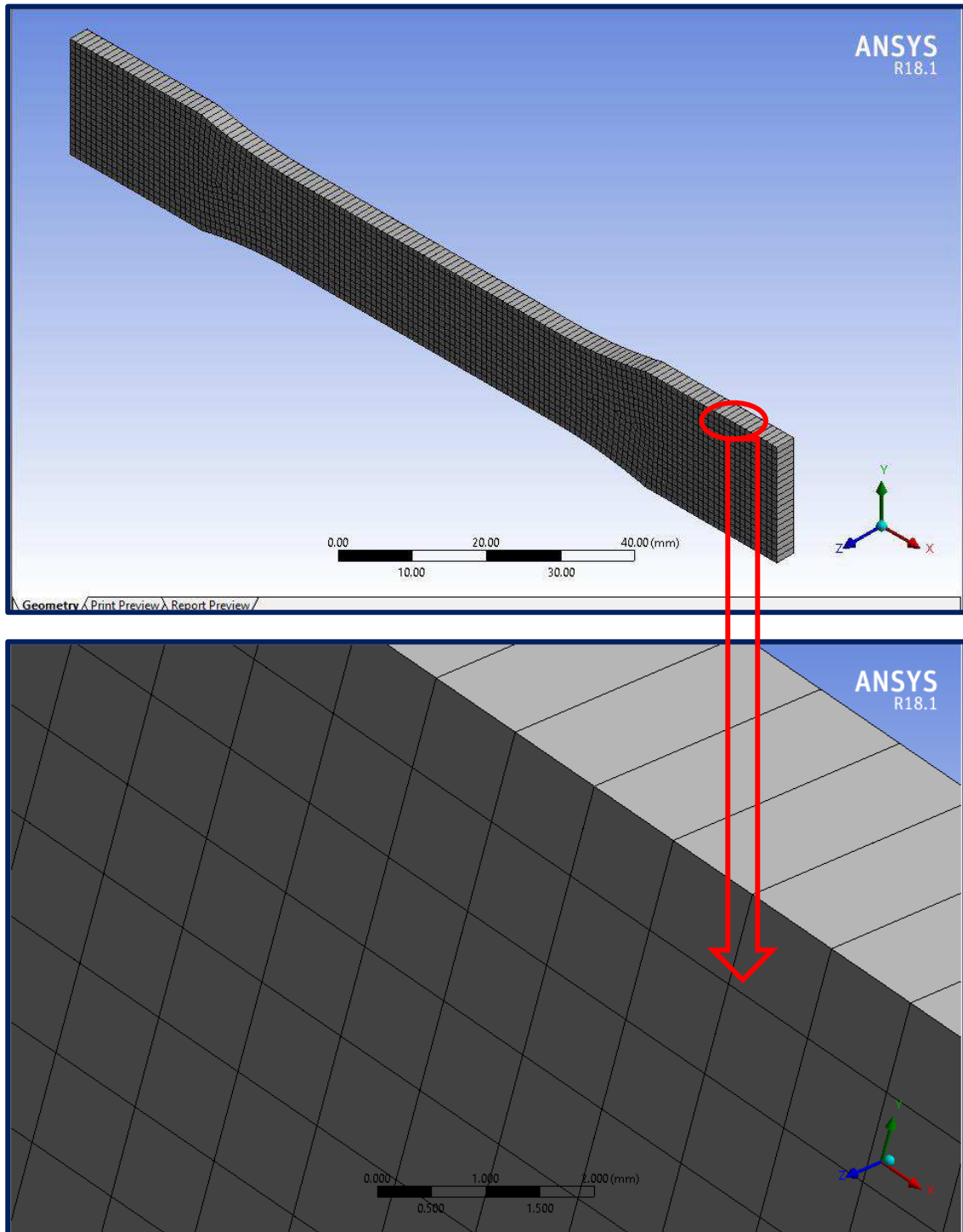


Figure III.6 : Maillage de l'éprouvette

III.3.3 Conditions aux limites de l'éprouvette normalisée

Les types de conditions aux limites utilisées dans ce chapitre sont donnés comme suit :

Fixation de l'extrême gauche d'éprouvette, libération de de l'autre extrême (Figure bIII.7.a) et une déplacement seulement sur (OX) (Figure bIII.7.b).

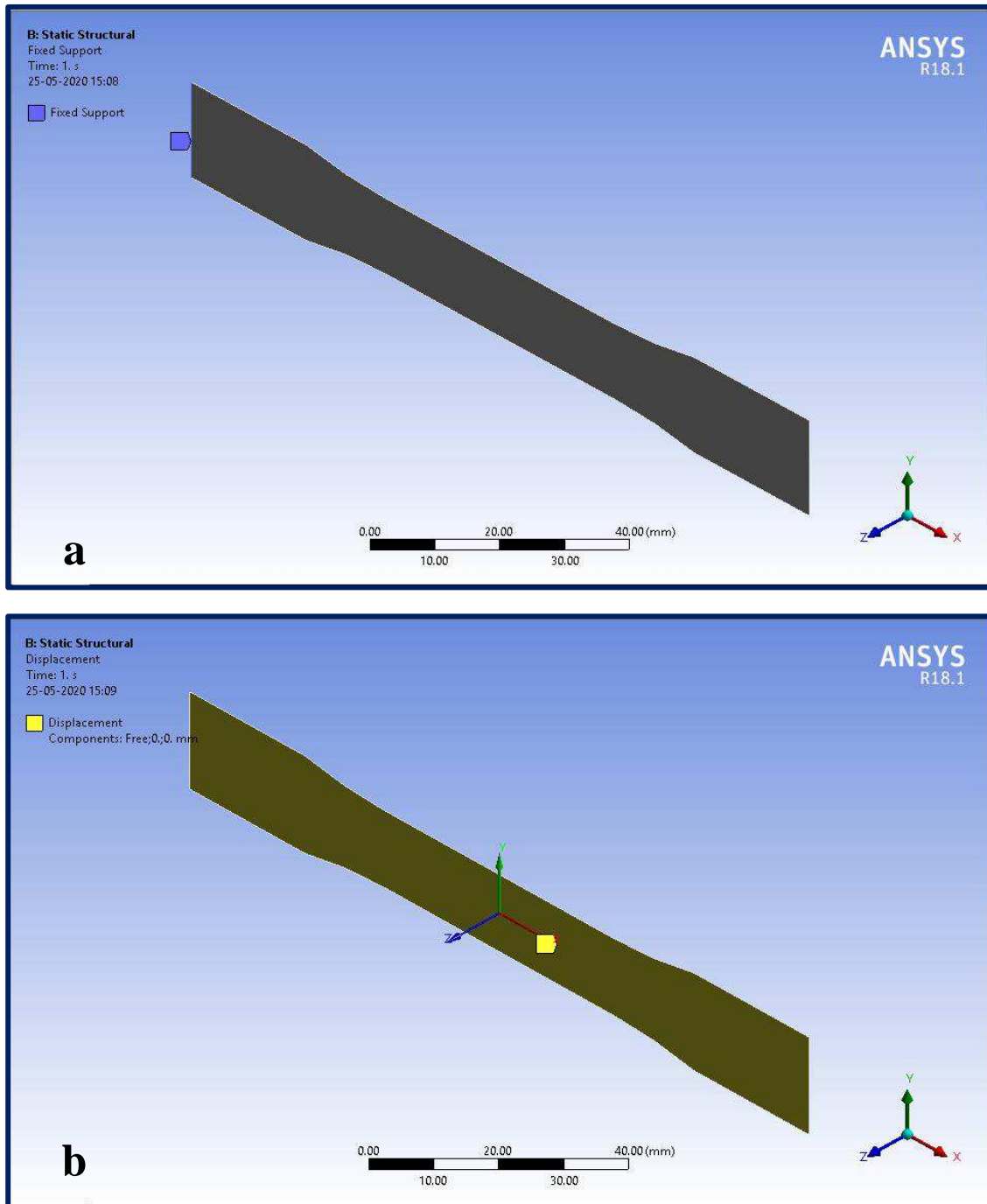


Figure III.7.a,b : Condition aux limites appliquées sur l'éprouvette

III.3.4 Application des charges sur l'éprouvette normalisée

Les charges (Force F en N) appliquées sur le côté droit d'éprouvette (Figure III.8).

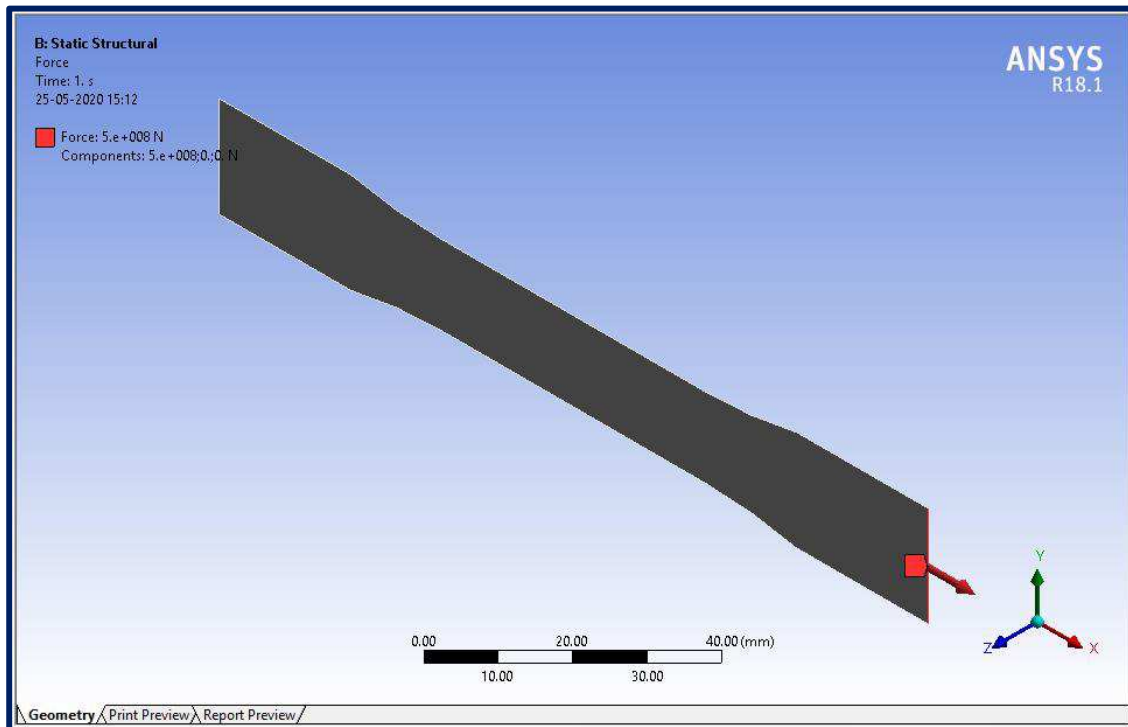


Figure III.8 : Application des charges (F(N)) sur l'extrême droite d'éprouvette

III.3.5 Solution et obtention des résultats

L'analyse permet de déterminer le champ des contraintes dans la plaque à partir du champ des déformations déduit du champ de déplacement (Figures III.9 et Figure III.10).

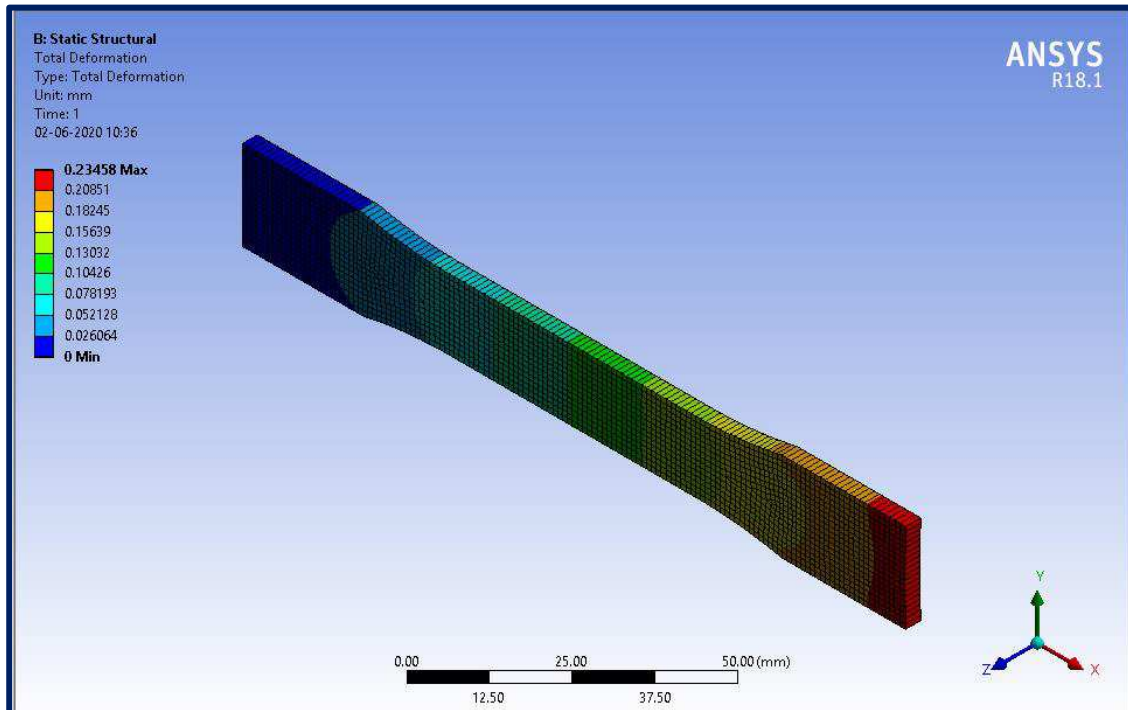


Figure III.9 : Déformation totale correspondante a la force $F=10000N$.

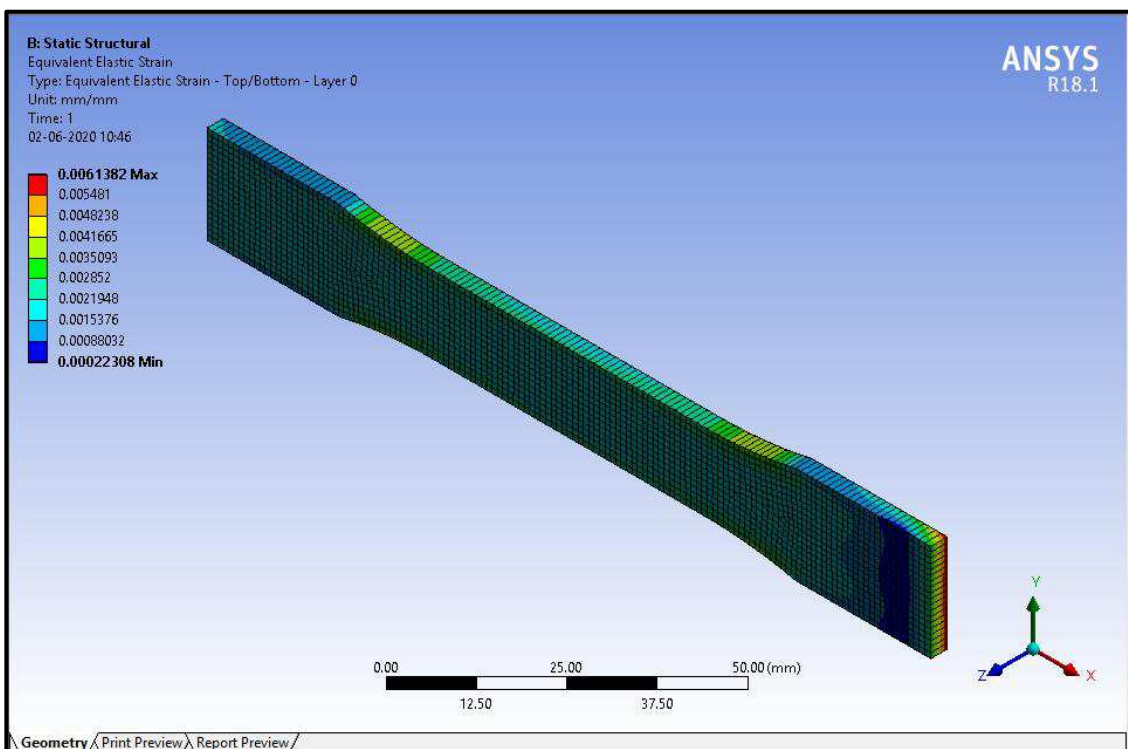


Figure III.10 : Eprouvette en matériaux composite sous traction dans la phase élastique.

La figure (III.11) présente la courbe de des forces appliquée sur l'éprouvette en fonction de déplacement obtenue par la simulation ASYS workbench.

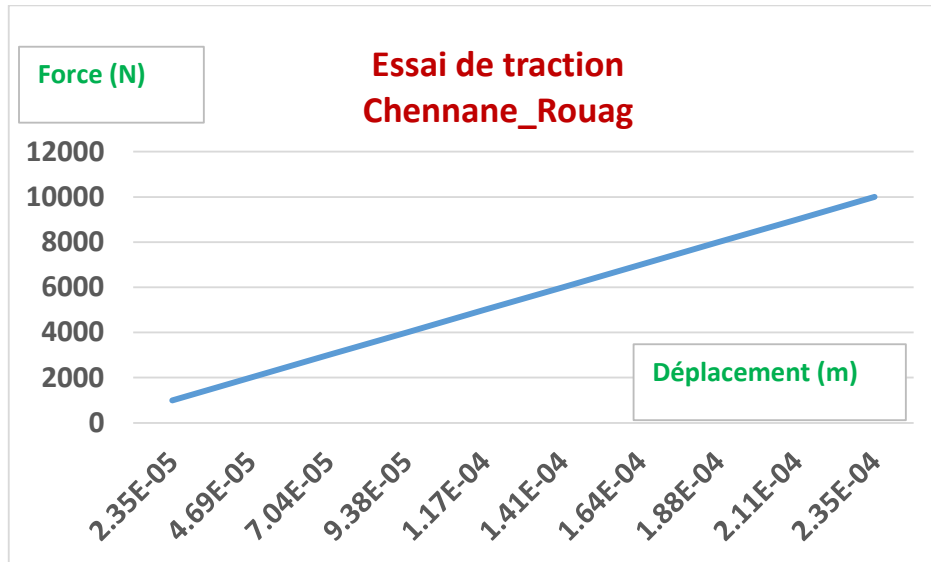


Figure III.11 : Phase élastique d'essai de traction (Force (N) en fonction de Déplacement (m)).

Les résultats obtenus viendront confirmer une bonne coïncidence entre les valeurs expérimentale et numériques obtenu par la méthode des éléments finis.

$$E = a/s$$

$$\begin{array}{l} \sigma = E * \epsilon \dots\dots\dots \textcircled{1} \\ \sigma = F/s \dots\dots\dots \textcircled{2} \end{array} \quad \longrightarrow \quad E = F/S * \epsilon \dots\dots\dots \textcircled{3}$$

avec $S = 13 * 3 = 39 \text{ mm}^2$

$$a = \Delta y / \Delta x \Rightarrow a = (F_2 - F_1) / (\epsilon_2 - \epsilon_1) = (10000 - 3000) / (2.35 * 10^{-4} - 7.04E-05) = 4.25 * 10^7 \text{ N}$$

on a

$$F_{\max} = 10000 \text{ N}, \quad \epsilon_{\max} = 2.35 * 10^{-4}$$

$$E = a/s = 4.25 * 10^7 / 39$$

$$E = 1.0917 * 10^6 \text{ N/mm}^2$$

III.4 Simulation de l'essai de traction d'une éprouvette sandwich

Un matériau sandwich est formé d'un matériau de faible masse volumique (l'âme) sur lequel sont collées des feuilles ou plaques (les peaux). La fonction essentielle de l'âme du sandwich est de transmettre, par cisaillement, les actions mécaniques d'une peau à l'autre. Dans le cas général, les peaux sont des stratifiés d'épaisseur h_1 (peau inférieure) et d'épaisseur h_2 (peau supérieure) (figure III.12). L'épaisseur de l'âme sera notée h . Le système de coordonnées est choisi de manière que le plan (x, y) soit le plan moyen.

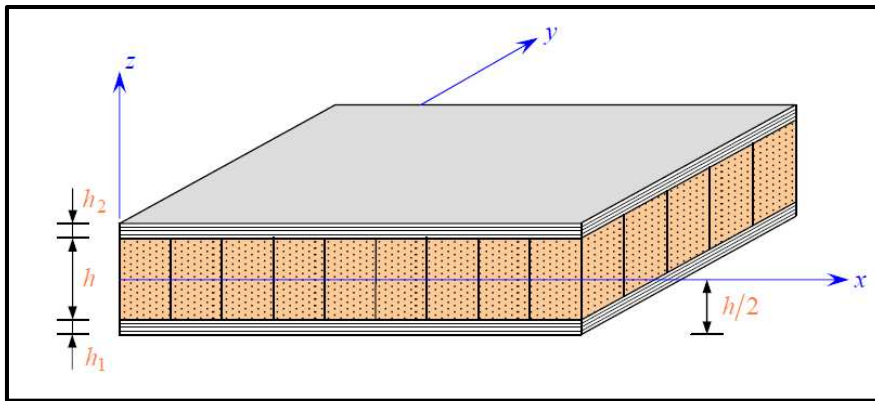


Figure III.12 : Plaque en matériaux sandwich

Dans la partie suivante de simulation, nous considérons une plaque sandwich ($400*400*3.2$ mm), la plaque est constituée d'âme d'**Honeycomb** d'épaisseur $h=3$ mm et de peau d'**Epoxy Carbon UD (230 GPa) Prepreg** d'épaisseur $h_1=0.1$ mm.

La peau supérieur est composée de quatre couches d'orientation $[-45,45,-45,45]$ et la peau inférieure est aussi est composée de quatre couches d'orientation $[0,90,0,90]$ (Figure III.13.)

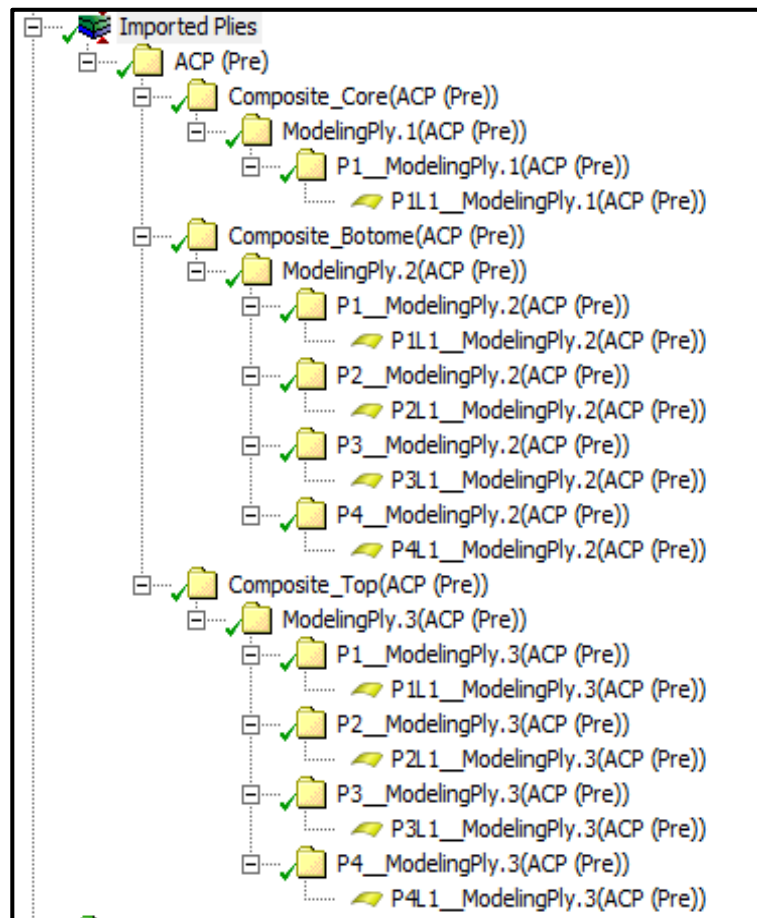


Figure III.13 : Présentation ANSYS Workbench de composition de sandwich simulée

La figure III.14 présente la simulation des matériaux et composition de la plaque sandwich.

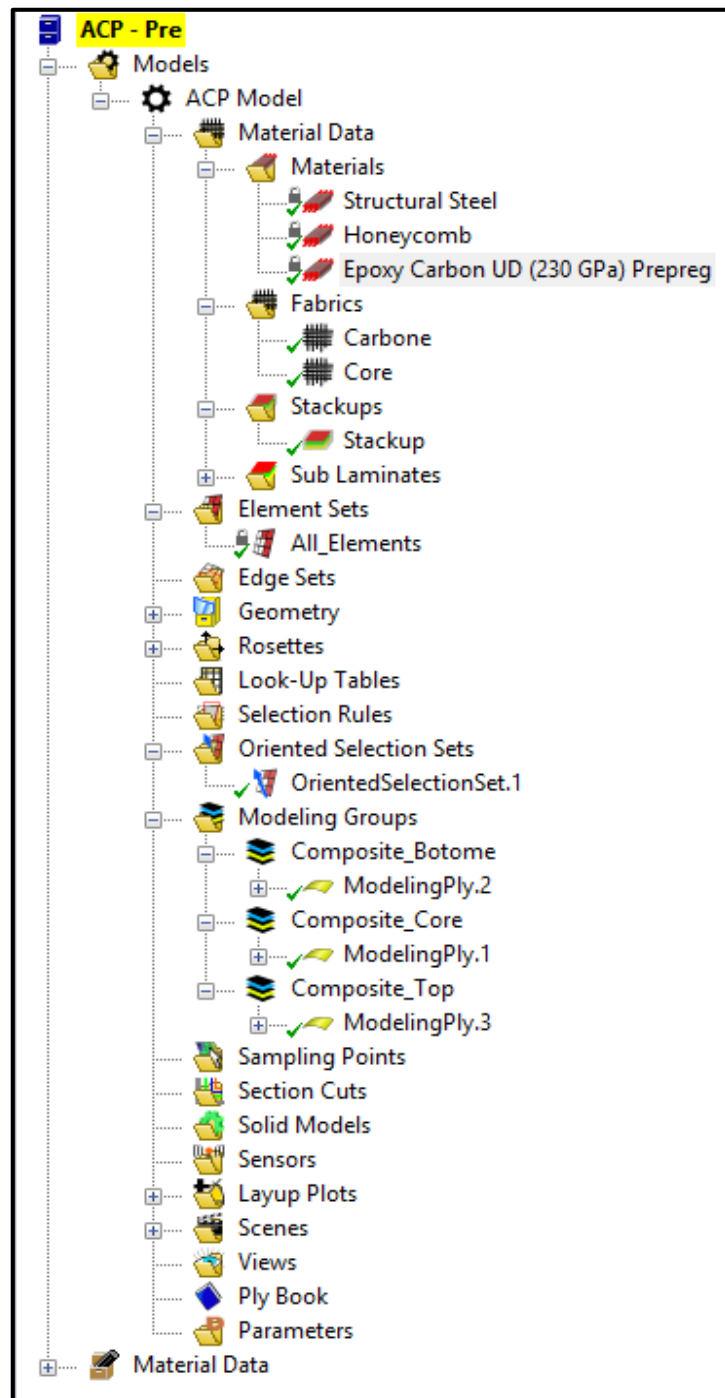


Figure III.14 : Matériaux et composition de la plaque sandwich en ANSYS Workbench ACP.

Figure III.15 : Eprouvette Sandwiché sous traction dans la phase élastique.

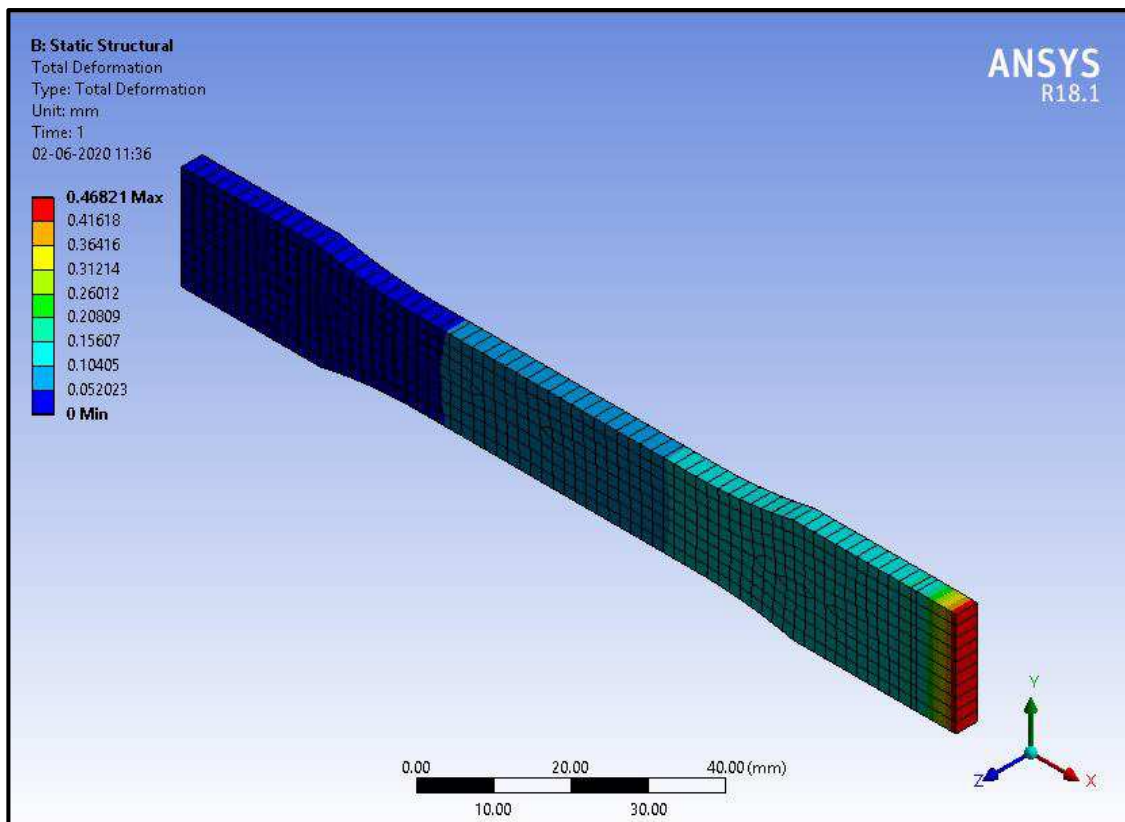


Figure III.16 : Déformation totale correspondante a la force $F=10000\text{N}$.

Conclusion

Aujourd'hui la méthode des éléments finis est une technique récente à caractère pluridisciplinaire, car elle met en œuvre les connaissances de trois disciplines de base, la mécanique des structures, l'analyse numérique et l'informatique appliquée. Notre objet est représenté par des fonctions définies sur chaque élément, qui ont l'avantage d'être plus simples que celles que l'on pourrait éventuellement utiliser pour représenter la totalité de l'objet.

Les essais mécaniques sur les éprouvettes composites ont été effectués afin de déterminer leurs comportements élastiques.

Les résultats obtenus par les modèles de simulation développés dans ce travail nous encouragent à proposer l'extension de ces modèles à l'analyse des plaques stratifiées en matériaux composites à d'autres comportements, à savoir le comportement dynamique (vibration) des plaques multicouches.

Références bibliographie

- [1] : Matériaux composite, Daniel GAY, 6 éme édition
- [2] : élaboration et caractérisation de matériaux composites pour l'aéronautique, soumai Koudach, enp2016
- [3] : pdf dernier mise à jour (20.05.2017). chap. 1 méthodes de caractérisation des matériaux.
- [4] : Blétry, M. (2006). Méthodes de caractérisation mécanique des matériaux.
- [5] : Dieter, G. E., & Bacon, D. J. (1986). Mechanical métallurgie (Vol. 3). New York: McGraw-Hill.
- [6] : Martin Lévesque, (2000). l'essai de tractions de matériaux Composites unidirectionnels à fibres continues, école polytechnique de Montréal.
- [7] : j. Michel baes max B. Christian. (mai 2004).la goutte essai de tractions. institut des techniques d'ingénieur de l'industrie.
- [8] : Rocdacier,(29/11/2010). Essai de dureté - Brinell - Vickers -Rockwell ! Cours technologie
- [9] : kamel,b.(2012). caractérisation optique des biomatériaux soumis a la fatigue (Doctoral dissertation, Université Ferhat Abbas de Sétif 1).
- [10] : Gary, G. (2002). Comportement des métaux à grande vitesse de déformation: modélisation. Techniques de l'ingénieur. Matériaux métalliques, (M3036), M3036-1.
- [11] : Fortunier, R. (2001). Comportement mécanique des matériaux. cours, ENS des Mines de Saint-Etienne, 214.

Résumé

Les matériaux composites multicouches sont devenus très utilisés dans plusieurs domaines industriels, en l'occurrence: l'aéronautique, l'automobile, les constructions navals et le génie civil. L'utilisation de ce type de matériaux nécessite des études approfondis afin de mieux comprendre leur comportement. A cet effet, il est indispensable de mettre en place des outils de modélisations numériques performants, tel que, la méthode des éléments finis, où dans les dernières décennies elle s'est montrée comme étant un outil numérique très robuste.

Le travail présenté dans ce document a été réalisé dans le cadre d'une étude de recherche visant à simuler le comportement mécanique d'un matériaux composites carbone / époxy et un sandwich d'âme d'Honeycomb de peau d'Epoxy Carbon UD (230 GPa) Prepreg. Afin d'obtenir les données nécessaires à la modélisation par éléments finis, un essai de traction essais visant à déterminer les propriétés mécaniques.