

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB – BLIDA  
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE



# Mémoire

En vue de l'obtention du  
diplôme de :

**MASTER EN AERONAUTIQUE**

Option : *STRUCTURE*

---

**Présenté et soutenu par :**

*Mr. MOSTEFAI Med Ismail*

*Mr. ALLAL Halim*

*Le 24 octobre 2012*

**Titre :** *Elaboration et caractérisation d'un nouveau matériau composite à  
fibre de carbone et à matrice époxy à inclusion de grain de fer cobalt*

---

**Encadré Par :**

*Mr. BERGHEUL Said*

*Mme. BENKHEDDA Amina*

**Promotion 2012**

:

هذا العمل يهتم بتطوير مادة مركبة جديدة. الهدف هو أن نرى تأثير  
النانوية. لهذا منهج يتضمن كل من ( ) تعزيز  
التوصيف. في تقييم الخصائص الميكانيكية اجريت اختبارات الشد لتحديد  
أيضا تأثير حبوب الحديد . الحديد  
العديدية و التصنيع و تنفيذ التجارب و

#### مفاتيح:

المواد النانوية الايبوكسي المحاكاة العددية.

#### SUMMARY:

This work relate to the development of a new composite material. The object is to see the effect reinforcement of the matrix additives in the form of nanomaterials iron cobalt. For this, we use an approach that includes integrated both calculated and numerical simulation, implementation and fabrication, testing and characterization. Specimens reinforced carbon bidirectional were produced. The study of these specimens subjected to longitudinal tensile testing was used to determine the tensile strength, elongation and modulus of elasticity of the material. The effects of grain iron cobalt were also observed.

**Keywords:** Nanomaterials, carbon, epoxy, Numerical Simulation.

#### RESUME :

Ce travail porte sur l'élaboration d'un nouveau matériau composite. Le but est de voir l'effet du renforcement de la matrice par les additifs sous forme de nanomatériaux à base de fer cobalt. Pour cela, on a utilisé une démarche intégré qui inclut à la fois le calcul et la simulation numérique, la mise en Œuvre et la fabrication, les essais et la caractérisation. Des éprouvettes à renfort bidirectionnel en carbone qui ont été fabriquées. L'étude de ces éprouvettes soumises à des essais de traction longitudinale a permis de déterminer la résistance à la rupture, l'allongement, le module d'élasticité longitudinal du matériau et L'effet du grain de fer cobalt.

**Mots-clés :** Nanomatériaux, Carbone, époxy, Simulation numérique.

# TABLE DES MATIERES

Introduction générale.....	01
<b>CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES</b>	
I.1. Du composite au nanocomposite .....	03
1. Définition des composites.....	03
a. Composites à particules .....	04
b. Composites à fibres.....	04
I.2. Constitution d'un matériau composite .....	05
1. Le renfort.....	05
1.1. Diverses formes de renforts .....	05
a. Formes linéiques.....	06
b. Formes Surfaciques.....	06
c. Structures tissées multidirectionnelles.....	07
1.2. Principales fibres.....	08
a. Fibres de verre .....	09
b. Fibres de carbone .....	09
c. Fibres aramides .....	10
d. Fibres céramique.....	10
2. La matrice.....	10
2.1. Résines thermodurcissables.....	11
2.2. Résines thermoplastiques.....	11
2.3. Résine thermostables.....	11
2.4. Elastomère thermoplastique.....	12
I.3. Architecture des matériaux composites.....	12
1. Les stratifiés.....	12
1.1 Types des stratifiés.....	13
2. Les stratifiés hybrides.....	15
3. Les composites sandwichs .....	15
I.4. Types des matériaux composites .....	18
1. Matériaux composites unidirectionnels.....	18
2. Matériaux composites bidirectionnels .....	18

3. Matériaux composites multidirectionnels.....	18
I.5. La micro-analyse.....	18
1. Fraction de fibre en volume .....	18
2. Fraction de matrice en volume.....	19
3. Module d'élasticité longitudinale $E_L$ .....	19
4. Module d'élasticité transversale $E_T$ .....	19
5. Module de cisaillement ou glissement.....	19
6. Coefficient de poisson $\nu_{LT}$ .....	20
I.6. Les nanocomposites.....	21
1. Classification des renforts.....	21
a. Les matériaux nanorenforcés.....	21
b. Les matériaux nanostructurés en surface .....	21
c. Les matériaux nanostructurés en volume.....	22
1.1. Nanoparticules à trois dimensions nanométriques .....	22
1.2. Nanoparticules à deux dimensions nanométriques : nanofibre .....	22
1.3. Nanoparticules à une dimension nanométrique : feuillets.....	23
2. Description de la matrice.....	23
I.7. Evolution des composites en aéronautique.....	24
I.8. Les technologies de mise en œuvre.....	27
1. Moulage au contact.....	27
2. Moulage par projection simultanée .....	28
3. Moulage sous vide.....	29
4. Moulage par enroulement filamentaire .....	29
5. Moulage par injection basse pression de résine.....	29
6. Moulage à la presse à froid 'voie humide' basse pression.....	29
I.9. Avantage des matériaux composites.....	30
I.10. Inconvénients des matériaux composites .....	30

## **CHAPITRE II : ELABORATION ET MISE EN ŒUVRE DES STRATIFIES**

II.1. Etape avant la fabrication.....	31
1. Définition des fonctions de la pièce .....	31
2. Représentation de la pièce.....	32
3. Problèmes rencontrés lors de la réalisation.....	32

## **Partie A : Réalisation des éprouvettes type 1 à matrice Epoxy et a fibre de carbone**

1. Les constituants.....	33
a. Le renfort.....	34
b. La matrice.....	35
c. Caractéristique des Epocast 50-A1/946.....	35
2. Orientation des fibres.....	36
3. Technique d'élaboration.....	37
II.3. Procédé de fabrication.....	37
1. Le perforé.....	37
2. Tissu d'arrachage.....	38
3. Tissu absorbant.....	38
II.4. Les constituants .....	38
II.5. Procédures de fabrication.....	39
II.6. Cycle de polymérisation.....	42
II.7. Fabrication et emplacement des talons .....	42

## **Partie B : Réalisation des éprouvettes type 2 avec inclusion de grains de Fer-Cobalt**

II.8. Procédure de mélange.....	44
1. Orientation des fibres .....	44
II.9. Procédure de fabrication.....	44

## **CHAPITRE III : ANALYSE EXPERIMENTALE**

III.1. But de la manipulation.....	49
III.2. Principe de la manipulation .....	49
1. Conditions d'essais .....	49
2. Appareillage.....	50
III.3. Procédure d'essai.....	52
III.4. Essai de traction sur l'éprouvette type 1 .....	53

III.5. Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 1 .....	57
1. Calcul de la déformation $\epsilon_l$ .....	58
2. Calcul du module d'Young E à la rupture .....	59
3. Calcul du module de young logitudinal .....	60
4. Calcul du module de Young transversale.....	60
5. Module de cisaillement.....	60
6. Coefficient de Poison.....	61
III.6. Essai de traction sur l'éprouvette type 2 .....	62
III.7. Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 2.....	68
1. Calcul du module d'Young E à la rupture .....	68

## CHAPITRE IV : SIMULATION NUMERIQUE

IV.1. Introduction a Nastran/Patran .....	69
1. Le maillage .....	69
2. Choix du type de maillage .....	70
a. Maillage structuré (quadra/hexa).....	70
b. Maillage non structuré .....	70
c. Maillage hybride.....	71
3. Technique de génération du maillage .....	72
4. Qualité d'un maillage.....	72
IV.2. MSC/Patran-Nastran.....	72
1. Nastran .....	72
a. Compatibilité avec l'univers Nastran .....	73
b. Performance .....	73
c. Composite.....	73
1.1 Caractéristique de Nastran.....	74
2. Patran.....	76
IV.3 Essai de Simulation et résultat .....	79
1. Etapes de simulation.....	80
2. Résultat Obtenu .....	81

Conclusion générale..... 82

**REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES**

## Liste des figures

### Chapitre I

Figure I.1 : Matériau Composite .....	03
Figure I.2 : Chaîne et trame d'un tissu .....	06
Figure I.3 : Tissages cylindrique et conique.....	07
Figure I.4 : Tissage 3D orthogonal .....	08
Figure I.5: Tissage 4D .....	08
Figure I.6 : Constitution d'un Stratifié.....	12
Figure I.7 : Poutre Sollicitée en Flexion.....	13
Figure I.8 : Matériaux sandwichs à âmes pleines .....	17
Figure I.9 : Matériaux Sandwichs à âmes Creuses .....	17
Figure I.10 : Plaque Stratifiée.....	19
Figure I.11 : Représentation schématique des différents renforts .....	22
Figure I.12 : Introduction des pièces composites de structure sur avions Airbus.....	25
Figure I.13 : Pièces de structure en composite sur avion Airbus A320.....	26
Figure I.14: Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de la gamme Airbus.....	27
Figure I.15 : Moulage au contact .....	28
Figure I.16 : Moulage par projection simultanée .....	28

### Chapitre II

Figure II.1 : Dimensions des éprouvettes.....	33
Figure II.2 : Fibre de carbone utilisé pour la conception des éprouvettes .....	35
Figure II.3 : Stratifié à 0°,45° et 90°.....	36
Figure II.4 : Tissu de carbone découpé à 45° et 90°.....	40
Figure II.5 : Résine étalée sur le nylon.....	40
Figure II.6 : Résine coulée sur le tissu à l'aide d'un rouleau.....	40
Figure II.7: Stratifié recouvrir avec le tissu d'arrachage ainsi que du nylon spécial pochète	41
Figure II.8: Stratifié branché avec une pompe à vide .....	41
Figure II.9 : Plaque finale obtenue.....	42
Figure II.10 : Etalon troué est chanfreiné avec une machine de fraisage .....	43

Figure II.11 : Les différentes étapes d'élaboration des éprouvettes Type 2.....	45
Figure II.12 : Eprouvettes finales type 1.....	46
Figure II.13 : Eprouvettes finales type 2.....	47
Figure II.14 : Organigramme pour la technologie de fabrication des stratifiés.....	48

## Chapitre III

Figure III.1 : Efforts exercés sur l'éprouvette.....	50
Figure III.2 : Machine de traction ; compression <i>Zwick/Roell</i> .....	51
Figure III.3 : Zone de rupture de l'éprouvette .....	52
Figure III.4 : 1 <sup>er</sup> essai sur l'éprouvette type 1.....	53
Figure III.5 : 2 <sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 1.....	54
Figure III.6 : 3 <sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 1.....	55
Figure III.7 : 4 <sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 1.....	56
Figure III.8 : 1 <sup>er</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 2g de FeCo .....	62
Figure III.9 : 2 <sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 2g de FeCo .....	63
Figure III.10 : 3 <sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 4g de FeCo .....	64
Figure III.11 : 4 <sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 4g de FeCo.....	65
Figure III.12 : Différentiation des éprouvettes par leur couleur .....	67
Figure III.13 : L'évolution de la contrainte en fonction la quantité de fer cobalt .....	69

## Chapitre IV

Figure IV.1 : Types des éléments de maillage .....	69
Figure IV.2 : Géométrie mono-bloc .....	70
Figure IV.3 : Géométrie Multi-bloc .....	70
Figure IV.4 : Maillage non structure .....	71
Figure IV.5 : Fenêtre de PATRAN .....	77
Figure IV.6 : Le menu principal .....	78
Figure IV.7 : Maillage d'éléments .....	80
Figure IV.8 : Restrictions de déplacement .....	80
Figure IV.9 : Forces dans le modèle .....	80
Figure IV.10 : La répartition des contraintes dans le modèle .....	81

## Liste des tableaux

### Chapitre I

Tableau I.1 : Propriétés comparées des composites à base de résine époxyde.....	09
---	----

### Chapitre II

Tableau II.1 : tableau de synthèse de l'utilisation des résines et renforts.....	33
Tableau II.2 : Propriétés générales de la fibre de carbone .....	34
Tableau II.3 : Caractéristiques des Epocast 50-A1/946.....	37
Tableau II.4 : Éprouvettes obtenues.....	46

### Chapitre III

Tableau III.1 : Résultats d'allongement d'éprouvettes type 1.....	57
Tableau III.2 : Résultats des tests de traction pour les éprouvettes type 1.....	57
Tableau III.3 : Tableau d'élasticité de la fibre de carbone et de la matrice époxy.....	58
Tableau III.4 : Résultats d'allongement d'éprouvettes type 2.....	66
Tableau III.5 : Résultat des tests de traction pour les éprouvettes de type 2.....	66
Tableau III.6 : Tableau comparatif des résultats finale.....	69

### Chapitre IV

Tableau IV.1 : Les propriétés mécaniques du matériau composite Carbone-Epoxy.....	79
---	----

Les nanosciences se développent dans de nombreux secteurs, car elles peuvent repousser certaines limites technologiques. Aujourd'hui, la difficulté et la maîtrise des forces et des lois qui s'appliquent sur des composés de la taille du milliardième de mètre. L'enjeu est l'exploitation des nouvelles propriétés du monde nanométrique. Une part importante de ces activités concerne les nanomatériaux, structures dont au moins une des phases possède une dimension inférieure à 100 nanomètres. Ils constituent une étape élémentaire vers la réalisation de nouveaux produits industriels issus des nanotechnologies.

Les industries automobile, aéronautique et spatiale recherchent des matériaux de plus en plus performants, multifonctionnels, exploitant plusieurs caractéristiques (mécanique, résistance à la chaleur, électrique...). Cela aboutit souvent à l'utilisation des composites, car ils possèdent de meilleurs jeux de propriétés que les composés pris séparément. L'utilisation de renforts de taille nanométrique aboutit à l'appellation nanocomposite. Si l'appellation est nouvelle, les matériaux eux ne le sont pas nécessairement, par exemple l'utilisation du noir de carbone dans la fabrication des pneumatiques comme agent de renfort date du début du XXe siècle.

Notre objectif consiste d'abord à l'élaboration d'un composite à matrice époxy et fibre de carbone à l'élaboration ensuite d'un nouveau matériau composite à fibre de carbone et à matrice renforcée par des nanomatériaux sous forme de poudre fer-cobalt.

Des tests de caractérisation seront réalisés sur les deux types de matériaux afin de déterminer leurs propriétés ( $E_L$ ,  $E_T$ ,  $G_{LT}$ ,  $NU_{LT}$ ) et les propriétés à la rupture. On conclut nous pouvons établir une comparaison entre les deux matériaux.

Ce mémoire comprend 4 chapitres. Dans le premier, une description générale des composites et des nanocomposites et de leurs propriétés mécaniques habituelles, leur utilisations en général et en particulier, leurs avantages et leurs inconvénients. Dans le deuxième chapitre, nous présenterons l'élaboration et les étapes de conception au niveau de la base technique d'Air Algérie des deux matériaux à étudier et leurs caractéristiques. Dans le troisième chapitre, nous spécifierons leurs caractéristiques et leurs propriétés à la rupture, et les dispositifs expérimentaux employés pour leurs études, en mettant l'accent sur le rôle des poudres de fer cobalt, cette partie est

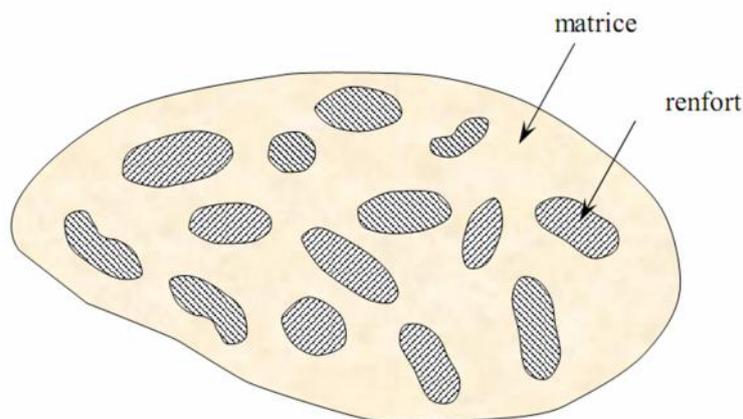
réalisée au niveau de l'école militaire polytechnique. Dans le quatrième chapitre, nous présenterons une simulation numérique du même stratifié (carbone/époxy) avec un logiciel conçu spécialement pour étudier le comportement mécanique de toute structure, afin de déterminer la contrainte maximale et la comparer avec l'expérimental.

Dans ce chapitre nous allons décrire en détail les composites et leurs classifications. Nous verrons qu'ils se séparent entre différentes classes selon le type de renfort et de dispersion. Leurs propriétés dépendent directement de ces caractéristiques et des matériaux constituants. Nous décrirons aussi les nanocomposites et leurs propriétés, ainsi que leurs utilisation en aéronautique, et on terminera par quelques procédés de fabrication des structures composites.

## I.1. Du composite au nanocomposite

### 1. Définition des composites

Tout matériau hétérogène pourrait être qualifié de matériau composite [1]. Néanmoins, on donne généralement une définition plus restrictive. En effet, un composite est un matériau constitué de deux phases (ou plus) non miscibles ayant des propriétés et des rôles différents. L'une, continue est appelée matrice et l'autre, discontinue appelée renfort (Figure I.1). Les composants doivent être physiquement identifiés : il doit exister une interface distincte entre eux. Ce mélange possède des propriétés nouvelles et on recherche en les associant un ensemble de performances supérieures aux composants pris séparément. Le renfort assure souvent la tenue mécanique et la matrice, la cohésion et le transfert des efforts vers le renfort. Les matériaux de renfort confèrent aux composites leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, dureté...etc., Ils permettent également de modifier certaines propriétés physiques comme le comportement thermique, la résistance à l'abrasion ou les propriétés électriques.



**Figure I.1 : Matériau Composite**

Les propriétés des matériaux composites dépendent de trois facteurs [2]:

- ✚ De la nature et des propriétés des matériaux constituants ;
- ✚ De la géométrie et de la distribution du renfort ;
- ✚ Des interactions entre constituants et de la nature de l'interface matrice-renfort.

Le renfort sera caractérisé par sa forme, sa taille, sa concentration et son orientation. La concentration en renfort est définie par la fraction volumique ou massique. Il s'agit d'un paramètre déterminant des propriétés du composite. Sa distribution dans le volume l'est aussi car de nombreuses propriétés en dépendent comme le montre par exemple, la théorie de la percolation. Si elle est uniforme, les mesures ne dépendront pas du point de mesure.

Selon la géométrie et l'orientation du renfort, il est possible de contrôler l'anisotropie des caractéristiques souhaitées du composite.

Suivant la forme et la nature des constituants il est possible de classer les matériaux composites. En effet, en fonction de la forme nous trouvons deux grandes classes : les composites à particules et à fibres [2].

### **a. Composites à particules**

Un matériau composite est dit à particules quand son renfort se trouve sous forme de particules ne possédant pas de dimension privilégiée. Elles sont généralement utilisées pour améliorer des caractéristiques telles que la rigidité de la matrice, la résistance à l'abrasion ou la tenue en température. Elles sont aussi souvent employées pour diminuer le coût du matériau.

### **b. Composites à fibres**

Un composite est dit à fibres quand son renfort est sous forme de fibres, c'est à dire qu'il possède une direction privilégiée. L'arrangement des fibres, leur orientation définissent les propriétés souhaitées et peuvent rendre le matériau fortement

anisotrope ou fortement isotrope dans un plan. C'est le renfort le plus fréquent. Il en existe différents types :

- ✚ Fibres minérales (verre, carbone, carbure de silicium) ;
- ✚ Fibres métalliques (bore, aluminium) ;
- ✚ Fibres organiques (Kevlar, polyamides).

## **I.2. Constitution d'un matériau composite :**

Un matériau composite est constitué d'une ossature appelée renfort qui assure la tenue mécanique et d'une protection appelée matrice qui est généralement une matière plastique (résine thermoplastique ou thermodurcissable) et qui assure la cohésion de la structure et la retransmission des efforts vers le renfort.

### **1. Le renfort :**

Les matériaux de renfort confèrent aux composites leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc. Ces renforts permettent également d'améliorer certaines des propriétés physiques : comportement thermique, tenue en température, tenue au feu, résistance à l'abrasion, propriétés électriques, etc. Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont : des caractéristiques mécaniques élevées, une masse volumique faible, une bonne compatibilité avec les résines, une bonne facilité de mise en œuvre, un faible coût, etc. En fonction des utilisations, les renforts peuvent être d'origines diverses : végétale, minérale, artificielle, synthétique, etc. Toutefois, les renforts les plus utilisés se présentent sous forme de fibres ou formes dérivées, et constituent une fraction volumique du matériau composite généralement comprise entre 0,3 et 0,7.

#### **1.1. Diverses formes de renforts :**

Les renforts fibreux se présentent sous diverses formes commerciales:

- ✚ Sous forme linéique (fils, mèches,...);
- ✚ Sous forme de tissus surfaciques (tissus simples, mats,...);
- ✚ Sous forme multidirectionnelle: (tresses, tissus complexes,...).

Il existe également des fibres courtes particulières, les Whiskers; qui sont des petits filaments monocristallins de diamètre micrométrique et de longueurs comprises entre quelques dizaines et quelques centaines de micromètres. Les Whiskers ont des propriétés mécaniques exceptionnelles et voisines des caractéristiques théoriques de liaisons entre atomes mais leur utilisation est encore limitée en raison des difficultés de fabrication.

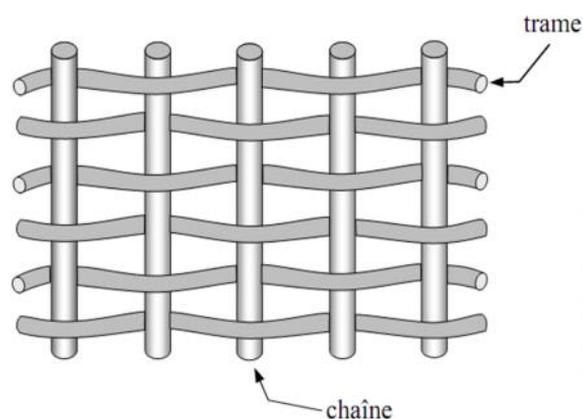
**a. Formes linéiques :**

Dans ces matériaux, les fibres sont toutes alignées dans une même direction. Ils présentent d'excellentes propriétés mécaniques dans la direction des fibres. Cette structure trop anisotrope, présente peu d'intérêt pratique [3].

**b. Formes surfaciques :**

La forme surfacique, dite aussi structure bidirectionnelle (2D), est la structure typique pour des pièces en formes de plaques ou de coques. Il s'agit d'un assemblage de fibres sous forme de mèches, orientées suivant deux directions généralement perpendiculaires, soit par couches successives, soit par tissage. Les tissus peuvent être superposés avec des désorientations entre les directions principales, ce qui confère à la structure des propriétés axisymétriques [3].

Dans certains cas l'introduction de fibres perpendiculaires (picots), par exemple par aiguilletage, améliore la tenue de la plaque au délaminage. Les tissus sont définis par le poids par unité de surface, la gamme s'étend de 50 à 1250 g/m<sup>2</sup> [4].



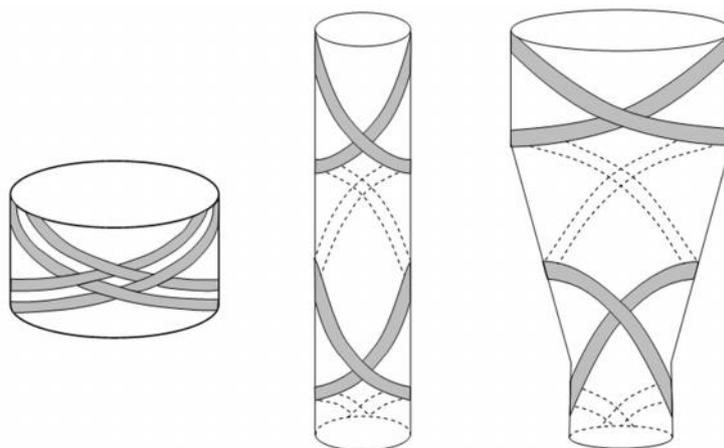
**Figure I.2 :** Chaîne et trame d'un tissu [3].

**c. Structures tissées multidirectionnelles :****➤ Tresses et préformes**

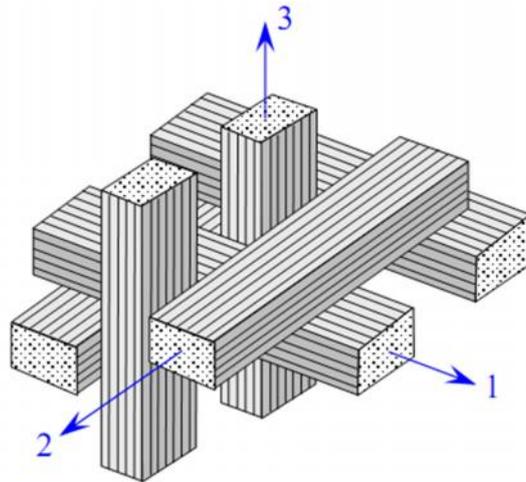
Il est possible de réaliser des tresses ou préformes par tissage cylindrique ou conique d'un tissu tubulaire. Les fils s'entrecroisent en hélice, dont la variation du pas (figure I.3) permet d'ajuster la tresse à la forme qu'elle doit recouvrir. Il est ainsi possible de réaliser une pièce de révolution ayant un diamètre variable le long de son arc. Par ce procédé, divers tissus peuvent être obtenus en forme de "chaussettes" coniques, ogivales ou hémisphériques, utilisées pour satisfaire aux besoins de la construction aéronautique (cône de rentrée, tuyères, etc.).

**➤ Tissus multidirectionnels**

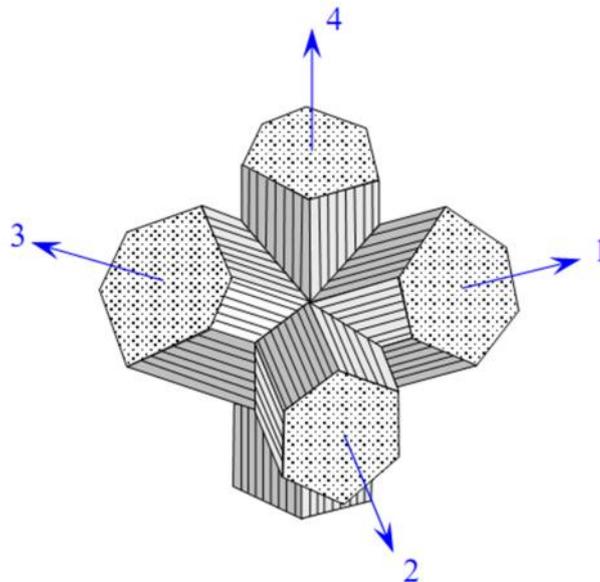
Des tissages volumiques sont également utilisés, et caractérisés par le nombre de directions de tissage : 3D, 4D, etc. La structure la plus simple est celle du tissage 3D, où les fils sont disposés suivant 3 directions orthogonales (figure I.4). Dans un tissage 4D, les fils sont disposés suivant 4 directions (figure I.5). L'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotropes [5].



**Figure I.3 :** Tissages cylindrique et conique.



**Figure I.4 :** Tissage 3D orthogonal.



**Figure I.5 :** Tissage 4D [5].

## 1.2. Principales fibres :

On distingue deux grandes catégories:

- Les fibres à hautes performances comme nous montre le tableau ci-dessus sont les fibres de verre, de carbone, de bore ou aramide, notamment qui ont une fonction prépondérante. Il y a également quelques fibres synthétiques qui ont une excellente résistance thermique.

- Les fibres à utilisation particulière, qui sont celles utilisées comme renfort mécanique.

Actuellement ces dernières sont utilisées pour des applications très spéciales, revêtement thermique, isolant électrique.

**Tableau I.1:** Propriétés comparées des composites à base de résine époxyde renforcés par différentes fibres (HR: Haute Résistance. HM: Haut Module).

Fibres	Masse volumique (g/cm <sup>3</sup> )	Contrainte à la rupture(Mpa)	Module d'Young en traction(Mpa)	Resistance en compression(Mpa)
Carbone HR	1.56	2840	150	1570
Carbone HM	1.54	1860	340	780
Verre E	2.04	1400	46	910
Verre R	2.01	1900	52	970
Bore	2.01	1700	220	2400

#### a. Fibres de verre :

Si le filage du verre était déjà pratiqué par les Egyptiens bien avant notre ère, ce n'est que vers la première moitié du XVIIIème siècle que l'on utilise du fil de verre comme matériau textile. Le début d'une véritable production industrielle se situe vers 1930 et les premières applications furent l'isolation des conducteurs électriques.

Quelques années plus tard, on commence à l'utiliser pour le renforcement de résines thermodurcissables [6].

#### b. Fibres de carbone :

La fibre de carbone possède un arrangement atomique défini par la structure hexagonale. Les atomes de carbone sont ainsi disposés en réseaux hexagonaux situés sur les plans parallèles [3].

**c. Fibres aramides :**

Les fibres aramides à caractéristiques mécaniques élevées sont généralement connues sous le nom de (Kevlar), nom commercial de la fibre mise au point par Dupont Nemours (U.S.A), et commercialisées en 1972. Les fibres aramides sont des fibres polyaramides ou polyamides aromatiques de synthèse dont la structure, est constituée de noyaux benzéniques reliées par des groupes CO et HN [3]:

**d. Fibres céramiques :**

Diverses fibres de matériaux réfractaires ou céramiques peuvent être élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Actuellement, les fibres obtenues par ce procédé, et faisant l'objet d'une production, sont [7] :

- ✚ Les fibres de bore (B);
- ✚ Les fibres de bore (B)-carbure de bore (B<sub>4</sub>C);
- ✚ Les fibres de carbure de silicium (SiC);
- ✚ Les fibres de bore-carbure de silicium, appelées BorSiC.

**2. La matrice :**

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

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

## 2.1. Résines thermodurcissables :

Un polymère thermodurcissable est constitué d'un réseau tridimensionnel de macromolécules qui ne peut pas être déformé par chauffage tel que les thermoplastiques.

Leur mise en œuvre se fait par réaction chimique. Les composants de base peuvent être liquides, en poudre, plus ou moins fine, ou en pâte [8].

Les principales résines thermodurcissables utilisées pour la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage [3, 6, 9]:

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

## 2.2. Résines thermoplastiques :

Les thermoplastiques sont constitués de macromolécules linéaires qui peuvent devenir mobiles entre elles lorsqu'on élève la température. La mise en œuvre se fait avec un apport d'énergie par chauffage ou par frottement, la matrice passe d'un état solide à un état plastique ou fondu [10].

Parmi les résines thermoplastiques, nous citons [3]:

- ✚ Le polychlorure de vinyle (PVC);
- ✚ Le polyéthylène;
- ✚ Le polypropylène;
- ✚ Le polystyrène.

## 2.3. Résines thermostables :

Les résines thermostables se distinguent essentiellement des autres résines par leurs performances thermiques, puisque dans ces résines nous retrouvons les deux grandes familles des résines thermoplastiques et thermodurcissables. Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de

l'espace, où les laboratoires cherchent à mettre au point de nouvelles résines. Parmi les résines thermostables, nous citons: les résines polyamides [3].

#### 2.4. Elastomère thermoplastique (polymère fortement élastique)

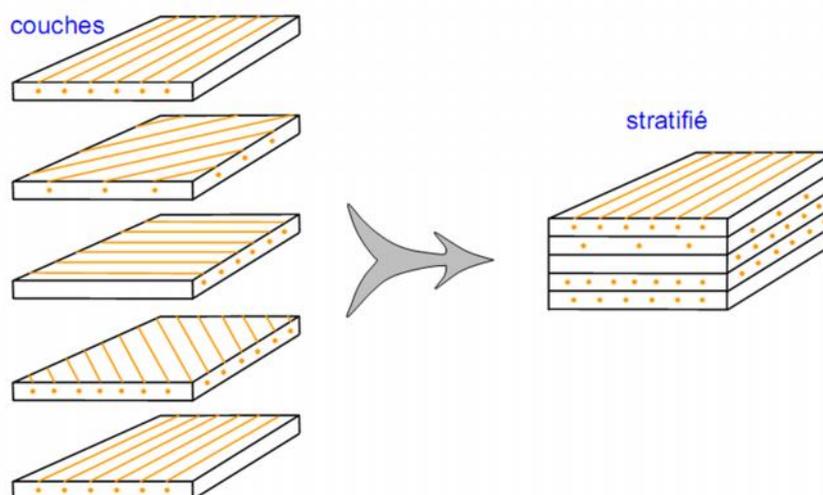
Avant la mise en œuvre, les résines époxydes se présentent sous la forme de plusieurs ingrédients à mélanger : une résine principale, un diluant, un flexibilisant, et un durcisseur.

### I.3. Architecture des Matériaux Composites :

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

#### 1. Les Stratifiés :

Les stratifiés sont constitués de couches successives (appelées parfois plis) de renfort (fils, mats, tissus, etc.) imprégnés de résines, comme représente la figure I.6 ci-dessus.

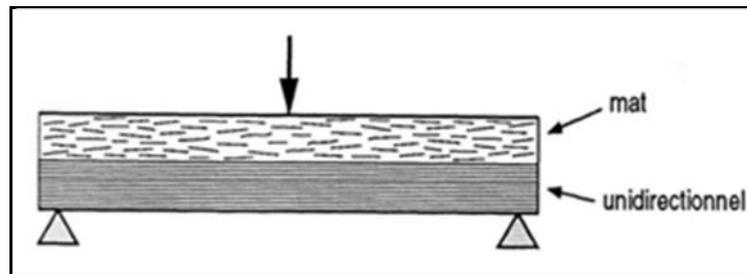


**Figure I.6 :** Constitution d'un Stratifié.

Dans le cas général, le renfort de chaque couche sera de natures diverses : fils, stratifiés, mats, issus, fibres de verre, fibres de carbone, etc. Chaque couche doit alors être désignée par l'indication de la nature des fibres, du type de renfort :

fil, mat, tissu avec indication de la proportion de fibres suivant le sens chaîne et trame [5].

- Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation du matériau composite, en l'adaptant au mieux au champ des contraintes imposées ;
- Les couches unidirectionnelles ont de bonnes performances mécaniques dans la direction des fibres ;
- Les mats sont peu résistants en traction et devront être réservés aux zones comprimées : par exemple (figure I.7) couches unidirectionnelles dans la zone de traction, mat dans la zone de compression d'une poutre sollicitée en flexion ;
- Une stratification croisée sera sensible au délaminage inter laminaire ;
- Une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire pour garantir généralement une bonne planéité du stratifié après démoulage.



**Figure I.7 :** Poutre Sollicitée en Flexion.

### 1.1. Types des stratifiés :

La rigidité d'un composite est conditionnée par l'empilement des couches, leur nature, leur orientation, leur séquence d'empilement, etc. Un stratifié est constitué de l'empilement de deux ou plusieurs couches (appelées également plis) entrecroisées successivement et se comportant comme une seule entité structurale. Chaque couche est formée de fibres unidirectionnelles de faible section (d'environ 10 à 20  $\mu\text{m}$  de diamètre), imprégnées de résine.

Chaque couche est désignée par son orientation, qui est l'angle que fait la direction des fibres avec la direction de référence (qui est généralement la direction des fibres unidirectionnelles orientées à 0°).

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

#### **Symétrique :**

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

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

#### **Equilibré :**

Stratifiés comportant autant de couches orientées suivant la direction + que de couches orientés suivant la direction – .

#### **Orthogonal :**

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

#### **Orthotrope :**

S'il possède trois plans de symétrie mutuellement perpendiculaires, dont les intersections définissent les axes principaux. Cependant, il existe une classe spéciale

de matériaux orthotropes appelée quasi-isotrope, pour laquelle les propriétés élastiques sont indépendantes de l'orientation.

## 2. Les Stratifiés Hybrides :

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de natures différentes. Il sera alors nécessaire de les mentionner dans la désignation. Par exemple, pour des stratifiés avec la même résine :

$$\begin{array}{c} \hline 0^\circ \quad V \\ \hline 45^\circ \quad C \\ \hline -45^\circ \quad C \\ \hline 90^\circ \quad C \\ \hline 90^\circ \quad C \\ \hline -45^\circ \quad C \\ \hline 45^\circ \quad C \\ \hline 0^\circ \quad V \\ \hline \end{array} \quad [0_V / \pm 45_C / 90_C]_s$$

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

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

## 3. Les Composites Sandwichs :

Les structures dites « Sandwichs » occupent un large créneau dans la construction des pièces composites. Elles apparaissent dans quasiment tous les domaines d'applications. Historiquement, ce sont les premières structures

composites allégées et performantes. Dans la majorité des cas, on doit les confectionner dans un but bien spécifique ; cependant, certains matériaux sandwichs sont disponibles dans le commerce sous forme de semi-produits. On s'attache à mettre en évidence les principales propriétés et précautions d'emploi des matériaux sandwichs.

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux feuilles ou peaux (possédant de bonnes caractéristiques en traction). L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité. Généralement, le choix du matériau a pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.).

Les matériaux les plus couramment utilisés pour les âmes pleines sont :

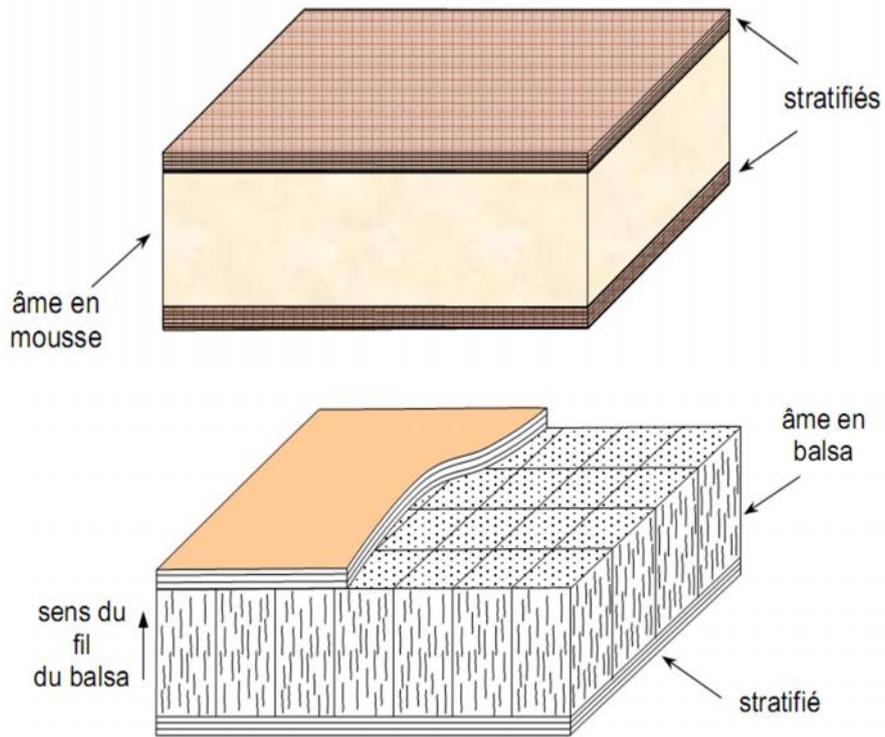
Pour les *âmes pleines* (figure I.8) :

- le balsa ou bois cellulaire ;
- diverses mousses cellulaires ;
- des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses Syntactiques ;
- etc. ;

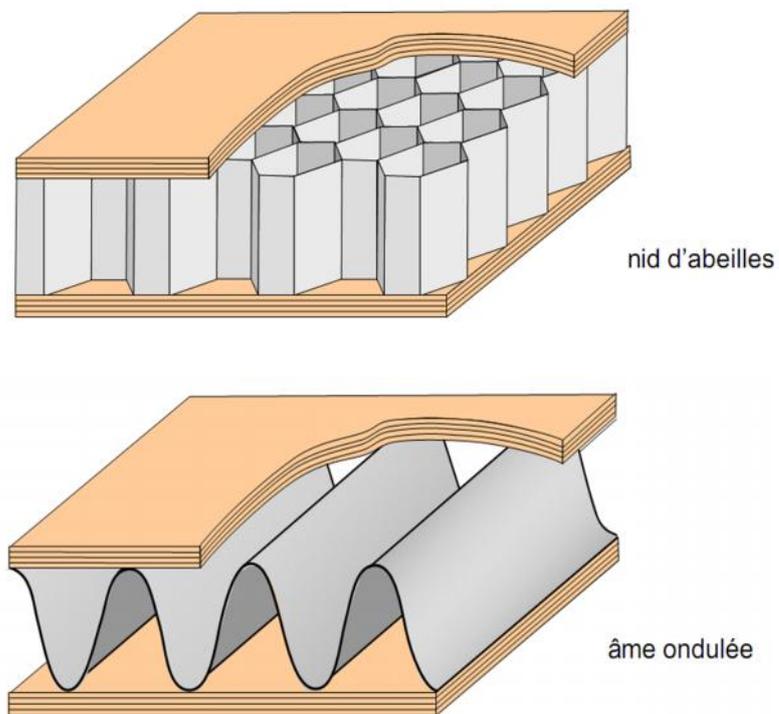
Pour les *âmes creuses* (figure I.9), essentiellement nid d'abeilles et profilés :

- des alliages métalliques légers ;
- du papier kraft (enduit ou non de résine) ;
- du papier polyamide, type papier Nomex ;
- etc.;

Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme-peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence [5].



**Figure I.8 :** Matériaux sandwichs à âmes pleines.



**Figure I.9 :** Matériaux Sandwichs à âmes Creuses [5].

#### **I.4. Types des matériaux composites :**

Les matériaux composites se différencient selon les trois types suivants :

##### **1. Matériaux composites unidirectionnels :**

Si l'angle entre deux couches consécutives est nul, c.à.d. toutes les fibres sont alignées selon une seule direction.

Dans un tissu unidirectionnel, les fils sont alignés parallèlement à la direction chaîne, et ils sont réunis par un fil fin dans la direction trame. Ainsi, le tissu est unidirectionnel avec des performances élevées dans la direction chaîne.

##### **2. Matériaux composites bidirectionnels :**

C'est un composite orthotrope, où les stratifiés sont constitués de couches de matériaux dont le renfort est à base de tissus. Ces derniers sont généralement constitués de fils unidirectionnels croisés à  $90^\circ$  : l'un dans le sens chaîne, l'autre dans le sens trame. Ces couches possèdent trois plans de symétrie, les directions principales L et T seront prises respectivement suivant la direction chaîne et la direction trame. La direction T est orthogonale au plan.

##### **3. Matériaux composites multidirectionnels :**

Si les couches successives sont orientées les unes par rapport aux autres à des angles autres que  $0^\circ$ . À titre d'exemple, les stratifiés à 8 plis le multidirectionnel suivant  $[0/+45/-45/90/90/+45/-45/0]$ .

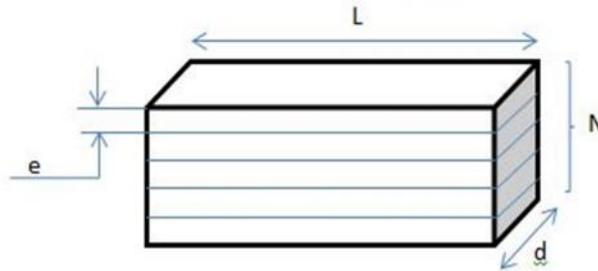
Cette forme structurale permet d'avoir un tissu multidirectionnel qui permet de créer des formes complexes non développables qui donnent par suite des pièces présentant de très hautes caractéristiques mécaniques et thermiques.

#### **I.5. La Micro-analyse :**

L'analyse des matériaux composites à l'échelle microscopique, met en cause les caractéristiques élémentaires des constituants (fibre et matrice). Notre étude s'intéresse aux stratifiés bidirectionnels, le comportement élastique de ce dernier est donc caractérisé par plusieurs coefficients indépendants [12].

### 1. Volume de la fibre :

C'est le volume des fibres en pourcentage  $V_f$



**Figure I.10** : Plaque Stratifiée.

$$V_f = \frac{\text{Volume de la fibre}}{\text{volume total}} = \frac{N \times e \times L \times d}{\text{volume total}} \quad (1.1)$$

### 2. Volume de la matrice :

C'est le volume de la matrice en pourcentage  $V_m$

$$V_m = \frac{\text{Volume de la matrice}}{\text{volume total}} \quad (1.2)$$

Ainsi, on aura :

$$V_f + V_m = 1 \quad (1.3)$$

### 3. Module d'élasticité Longitudinal $E_L$ :

Le module d'Young longitudinale est déterminé par un essai de traction dans la direction des fibres. De plus ; on peut montrer que :

$$E_L = E_m V_m + E_f V_f \quad (1.4)$$

### 4. Module d'élasticité Transversal $E_T$ :

Le module d'Young transversale est déterminé par un essai de traction transversale ou le composite et charger suivant la direction normale aux fibres.

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \quad (1.5)$$

### 5. Module de Cisaillement ou Glissement $G_{LT}$ , $G_{TT}$ :

Les déformations en cisaillement sont données par l'expression suivante :

$$\frac{1}{G_{LT'}} = \frac{V_m}{G_m} + \frac{V_f}{G_f} \quad (1.6)$$

$$G_{TT'} = G_m / [1 - \sqrt{V_f \times (1 - (G_m/G_f))}] \quad (1.7)$$

### 6. Coefficient de Poisson $\nu_{LT'}$ et $\nu_{TT'}$ :

$$\nu_{LT'} = \nu_m V_m + \nu_f V_f \quad (1.8)$$

$$\nu_{TT'} = E_T / (2G_{TT'}) - 1 \quad (1.9)$$

L'identité des déformations dans la fibre et dans la matrice impose :

$$\varepsilon = \Delta L / L \quad (1.10)$$

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_l \quad (1.11)$$

D'après la loi de Hooke généralisée ; la contrainte en fonction de la déformation s'écrit :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon \quad (1.12)$$

Les contraintes dans la fibre et dans la matrice sont exprimées par :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_l \quad (1.13)$$

$$\sigma_m = E_m \varepsilon_l \quad (1.14)$$

## I.6. Les Nanocomposites

Un nanocomposite est un matériau composé ou constitué de nano-objets (dont l'une au moins des trois dimensions physiques est comprise entre 1 et 100 nm) et présentant des propriétés spécifiques de l'échelle nanométrique.

Les nano-objets peuvent se présenter sous la forme de particules, fibres ou tubes (on parle de charges ou renforts), de couches minces ou de constituants structurels. [13]

### 1. Classification des renforts

Un nanocomposite est un matériau composite dont le renfort possède au moins une des trois dimensions de l'ordre du nanomètre [14]. On peut les classer de la même manière que les composites, selon la morphologie du renfort qui y est dispersé et plus particulièrement selon le nombre de leur dimension nanométrique. On retrouvera en plus des composites à fibres et à particules, un nouveau type de composite dit à renforts lamellaires.

Ces nanocomposites peuvent être décrits selon trois catégories [13] :

#### **a. Les matériaux nanorenforcés :**

Les nano-objets sont incorporés ou produits dans une matrice pour apporter une nouvelle fonctionnalité, ou modifier des propriétés physiques. Les nanocomposites sont un bon exemple de renfort afin d'acquérir une résistance à l'usure supérieure.

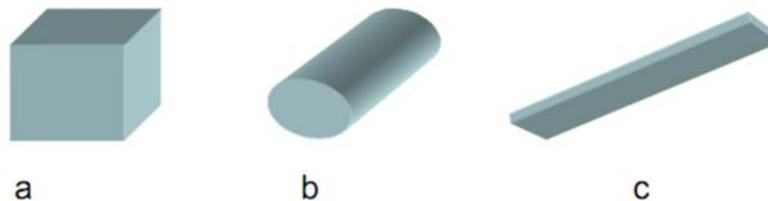
#### **b. Les matériaux nanostructurés en surface :**

Les nano-objets constituent les éléments de revêtements de surface. Les procédés de fabrication de ces revêtements de surface s'appuient sur des principes de dépôt physique (PVD, faisceau d'électrons, ablation laser...) ou chimique (CVD, épitaxie, sol-gel).

### **c. Les matériaux nanostructurés en volume :**

Les nano-objets peuvent également être les éléments de matériaux massifs qui, par leur structure intrinsèque nanométrique (porosité, microstructure, réseau nanocristallin), bénéficient de propriétés physiques particulières.

Il est nécessaire de définir, maintenant, les différentes formes de renfort. Il apparaît alors trois classes de renfort, les nanoparticules à trois dimensions nanométriques, les nanofibres et les feuillets (Figure I.10) [13].



**Figure I.11 :** Représentation schématique des différents renforts.  
(a) nanoparticule ; (b) nanofibre ; (c) feuillet

#### **1.1. Nanoparticules à trois dimensions nanométriques**

Les trois dimensions de la particule sont de l'ordre du nanomètre. Dans cette catégorie on compte, par exemple :

- Les agrégats d'atomes
- Les nanoparticules métalliques (or, **fer**, **cobalt**, argent, platine...)
- Les fullerènes : le gain de propriétés physiques particulières (optiques, électriques, magnétiques...) est recherché lors de l'ajout de ce type de particule ; le renfort mécanique n'est ici que secondaire.

#### **1.2. Nanoparticules à deux dimensions nanométriques : nanofibres.**

Les nanofibres sont des particules dont deux dimensions sont de l'ordre du nanomètre. La troisième est beaucoup plus grande. La grandeur caractéristique est le facteur de forme. Il est défini comme le rapport de la longueur sur le diamètre de la

fibre et est souvent supérieur à 100. Il existe des fibres creuses, les plus connues étant les nanotubes de carbone, et des fibres pleines (nanofils).

### **1.3. Nanoparticules à une dimension nanométrique : feuillets**

Les feuillets possèdent deux directions privilégiées. La particule possède une dimension de l'ordre du nanomètre et les deux autres de l'ordre du micromètre. Le facteur de forme est alors défini comme le rapport de la longueur du feuillet sur l'épaisseur. L'arrangement des feuillets et leur orientation vont engendrer les propriétés souhaitées. Cette famille de particules est issue de matériaux naturellement feuillets. Les principaux précurseurs utilisés pour la fabrication de nanocomposites à matrice polymère sont d'une part les hydroxydes doubles à feuillets et d'autre part, les argiles gonflantes aussi appelées smectites. Ces nanofeuillets sont caractérisés respectivement par des charges positives et négatives en surface.

## **2. Description de la matrice**

Des métaux, des céramiques, des polymères thermodurcissables ou thermoplastiques sont fréquemment utilisés comme matrice. L'ajout d'un renfort est utile pour améliorer les caractéristiques mécaniques. La matrice a pour rôle de transférer des sollicitations mécaniques aux renforts. Elle protège le renfort vis-à-vis des agressions extérieures. La matrice doit donc être déformable et posséder une bonne compatibilité avec le renfort. Compte tenu de ces contraintes, les matrices utilisées sont souvent des polymères, modifiés par différents adjuvants et additifs : greffe de tête polaire, agents de moulage, stabilisants, antioxydants, pigments... [14].

Les polymères sont des matériaux moléculaires, c'est-à-dire que chaque chaîne de polymère est une entité individuelle et son interaction avec les autres chaînes est généralement faible. Les chaînes de polymère peuvent prendre différentes conformations et peuvent s'orienter sous contrainte mécanique. Les polymères sont caractérisés non par un poids moléculaire unique mais par un poids moléculaire moyen caractéristique de la distribution et de la moyenne du poids des chaînes [13].

## I.7. Evolution des composites en Aéronautique

Présents depuis le début des années 1960 sur les structures d'**avions civils**, les composites **fibres de verre/résine organique** ont été introduits en quantité sans cesse croissante par tous les constructeurs d'avions au fur et à mesure du lancement des nouveaux programmes ou du développement d'avions existants. Les applications restent toutefois limitées, en raison du manque de rigidité de la fibre de verre, aux aménagements intérieurs comme les planchers et aux structures secondaires comme les carénages et capotages. L'utilisation des composites renforcés par des fibres de verre a atteint un plafond avec les avions civils gros porteurs de type Airbus A300 B2/B4 et les premiers Boeing 747 au début des années 1970. Par exemple sur Airbus A300 B2/B4, les composites à base de fibres de verre sont introduits à hauteur de 3,3 t ce qui représente 6 % de la masse de la structure de l'avion [15].

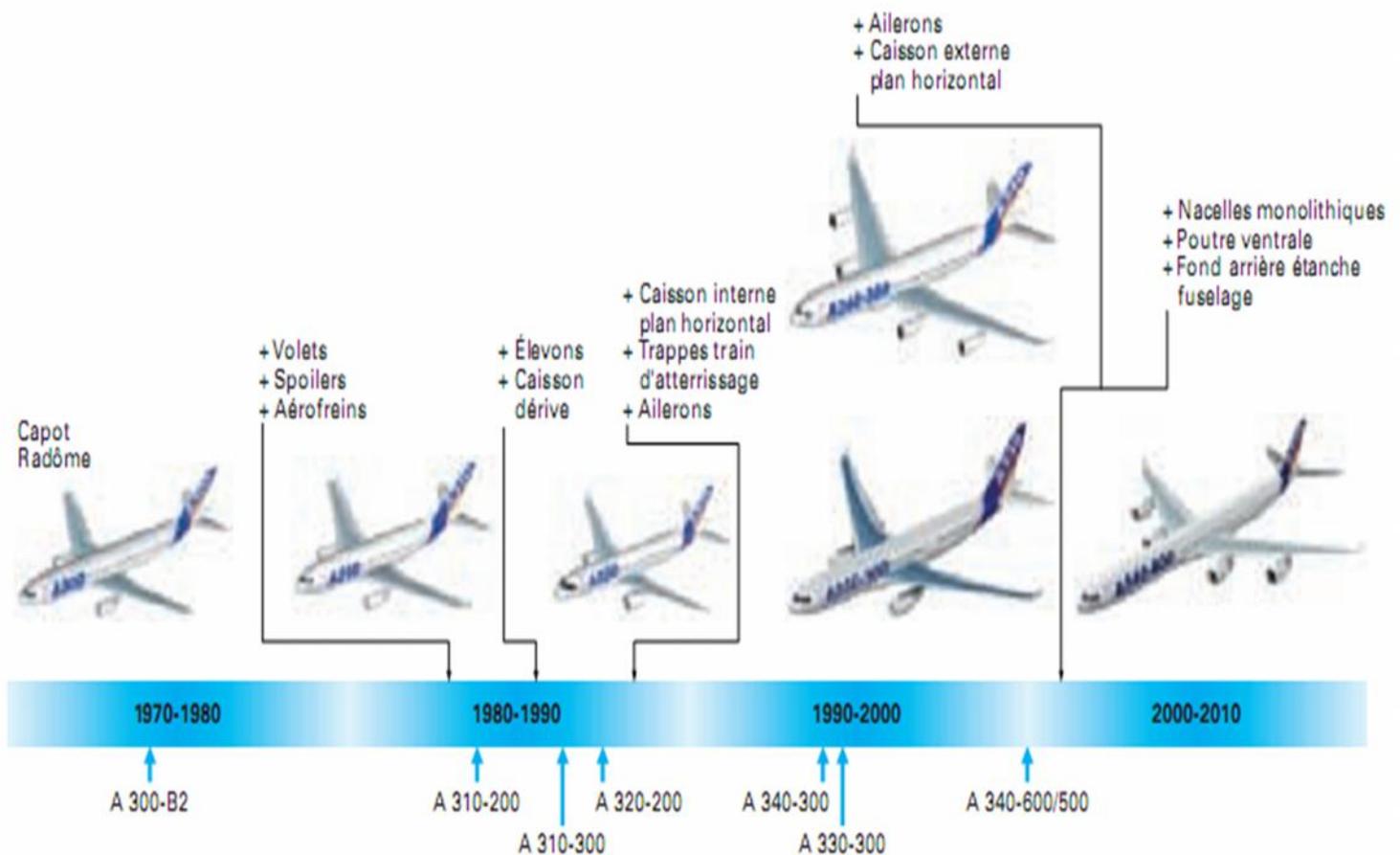
Les premières applications des composites renforcés avec des **fibres de carbone** sont apparues au début des années 1970 avec des pièces secondaires comme les portes de nacelles sur le Vautour, ou des parties mobiles de voilure sur Concorde. L'utilisation intensive du carbone comme fibre de renfort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

A la fin des années 1970, les **fibres d'aramide** font leur introduction comme matériau de renforcement des composites. Les premières utilisations se trouvent sur des carénages réalisés principalement en conception sandwich avec une âme nid d'abeille. [15]

La (Figure I.11) présente les différentes introductions de pièces composites sur les avions Airbus durant les quarante années précédentes.

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

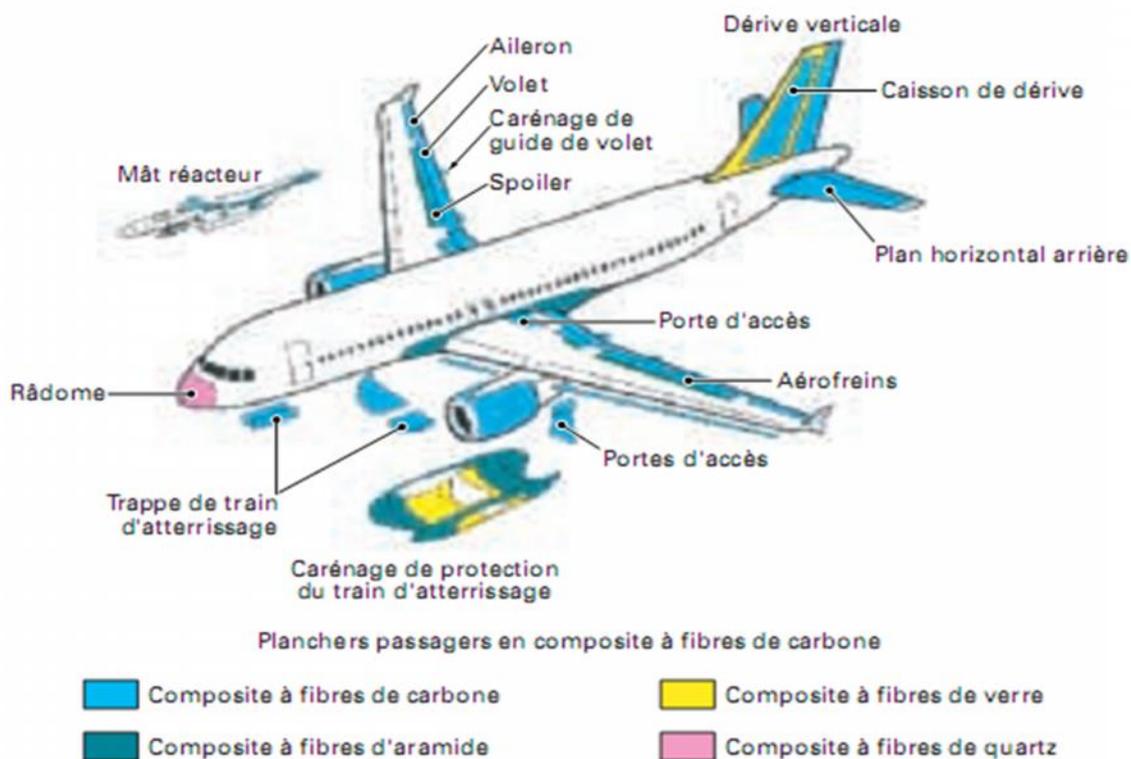
A la fin des années 1960, les premières pales composites réalisées en fibres de verre/résine époxyde et nid d'abeille sont introduites sur les hélicoptères. Au milieu des années 1970, des moyeux rotor intégralement en composite bobiné fibres de verre/ résine époxyde sont introduits sur les hélicoptères Ecureuil et Dauphin. Au milieu des années 1980, la dérive avec fenestron intégré ainsi que des parties de fuselage d'hélicoptère sont réalisées en composite. A la fin des années 1990, les premiers hélicoptères avec un fuselage tout composite font leur apparition avec le NH90 et le Tigre. [15]



**Figure I.12 :** Introduction des pièces composites de structure sur avions Airbus [15].

Sur tous les **avions civils**, de type Airbus ou Boeing, l'appareil qui utilise le plus de composite en pourcentage est l'Airbus A320. Le taux de composite de la structure représente environ 20 % du total de la masse. Les pièces réalisées en composite sur l'**Airbus A320** (figure I.12) sont principalement :

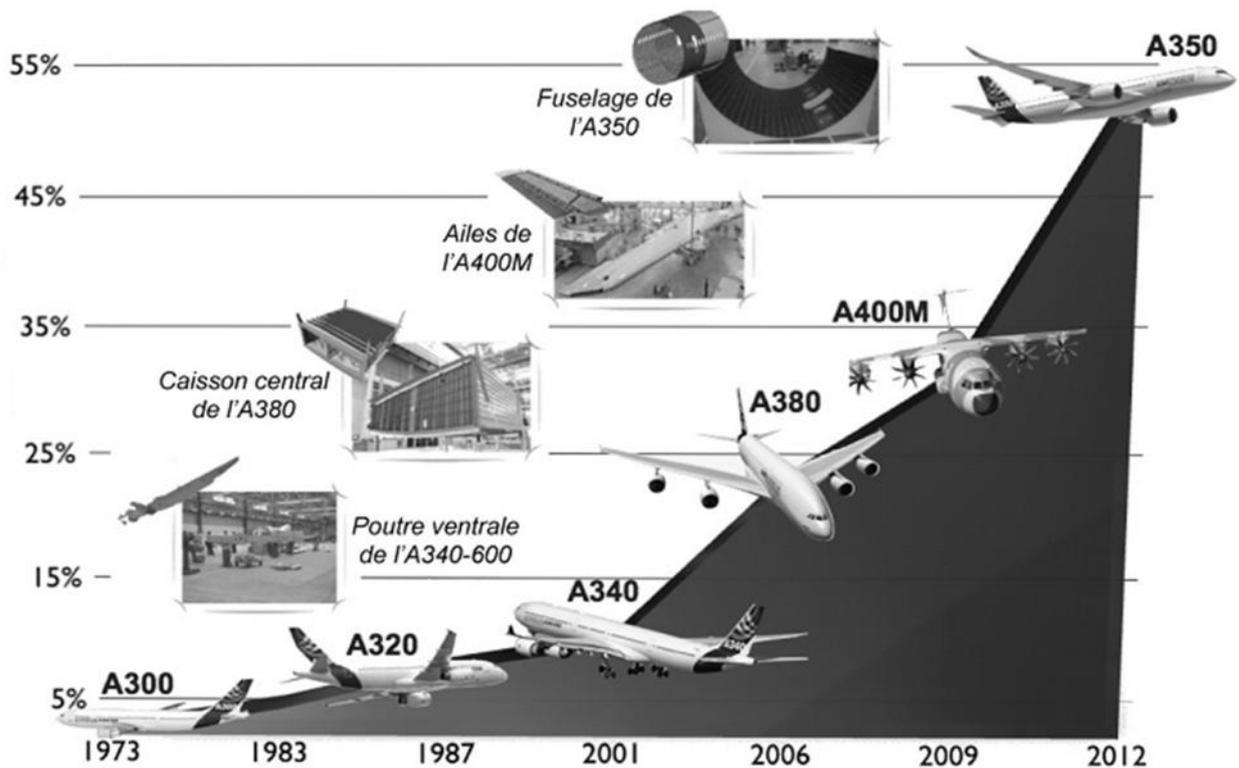
- Les radômes fabriqués en structure sandwich avec âme nid d'abeille Nomex ;
- Toutes les parties mobiles de la voilure (ailerons, volets de profondeur, aérofreins) ;
- Les carénages de protection du train d'atterrissage ;
- La dérive et les plans horizontaux arrière. [15].



**Figure I.13** : Pièces de structure en composite sur avion Airbus A320 [15].

Les structures composites hautes performances sont essentiellement fabriquées à partir de stratifiés d'unidirectionnels (UD). Ce type de composite est aujourd'hui massivement utilisé dans l'aviation civile et militaire. En effet, le pourcentage de structures composites en masse atteint 50% pour le Boeing 787 et 53% pour l'Airbus A350 (Figure I.13). Il est également important de noter que des

structures de classe A (vitales pour la tenue de l'aéronef) sont aujourd'hui réalisées en composites stratifiés d'unidirectionnels comme la poutre ventrale de l'A340-600, le caisson central ou la partie arrière de l'A380, les ailes de l'A400M, ou encore le fuselage de l'A350. [16]



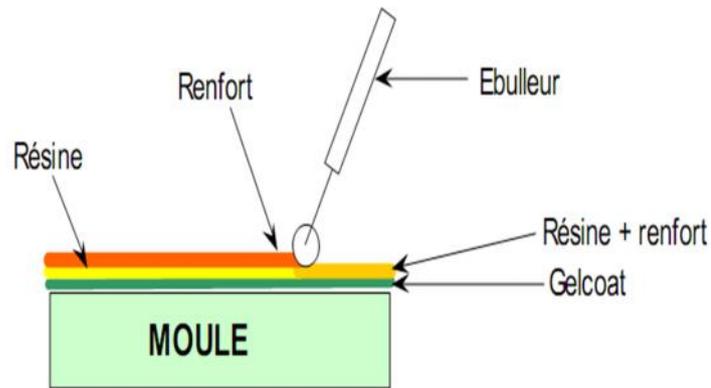
**Figure I.14 :** Evolution du pourcentage en masse des structures composites au sein de la gamme Airbus. [16]

## I.8. Les technologies de mise en œuvre

Plusieurs méthodes sont utilisées pour la fabrication des matériaux composite parmi celle-là on trouve :

### 1. Moulage au contact

Procédé manuel pour la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée. (Figure I.14). [17]



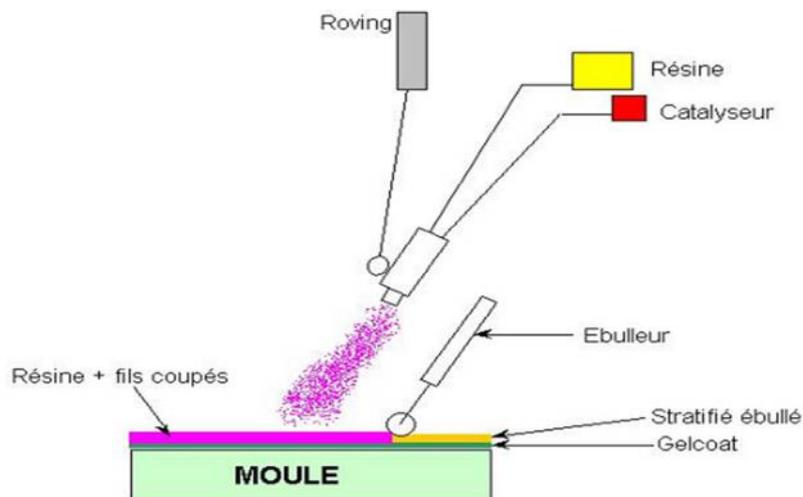
**Figure I.15 : Moulage au contact**

## 2. Moulage par projection simultanée

Procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables à température ambiante et sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :

- un dispositif de coupe
- projection du renfort (roving)
- un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface du moule puis compactés et ébullés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine pré accélérée est catalysée en continu lors de sa projection. [17]



**Figure I.16 : Moulage par projection simultanée**

### **3. Moulage sous vide**

Le moulage sous vide s'effectue entre moule et contre-moule rigide, semi-rigide ou souple suivant la technologie de mise en œuvre. Le renfort (mat, tissu, préforme) est placé à l'intérieur du moule ; la résine catalysée est versée sur le renfort. On utilise la pression qui s'exerce sur le moule lors de la mise sous vide pour répartir la résine et imprégner le renfort. La résine peut également être injectée par l'aspiration consécutive au vide.

### **4. Moulage par enroulement filamentaire**

Procédé de moulage limité aux formes de révolution. Initialement, destiné à la réalisation d'enveloppes de révolution nécessitant de hautes performances mécaniques par enroulement progressif sur un mandrin, selon un angle déterminé de fils de verre imprégnés de résine. Par la suite, le procédé a été étendu à des structures moins performantes en associant aux rovings bobinés d'autres types de renfort (fils coupés, mat, tissu) appliqués de façon adaptée.

### **5. Moulage par injection basse pression de résine - RTM**

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

### **6. Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression**

Moulage à l'aide d'une presse à compression entre moule et contre-moule rigides en composite, initialement sans apport thermique extérieur. Moule ouvert, le renfort (mat) est posé sur la partie inférieure du moule et la résine, dotée d'un système catalytique très réactif, est versée en vrac sur le renfort. La fermeture du moule sous pression (2 à 4 bars) entraîne la répartition de la résine dans l'empreinte et l'imprégnation du renfort. Le durcissement de la résine est accéléré progressivement

par l'élévation de température du moule due à l'exothermie de la réaction, ce qui permet un démoulage rapide. Les performances du procédé peuvent être considérablement améliorées par l'usage de moules métalloplastiques, voire métalliques, et d'un système de régulation thermique basse température. [17]

### **I.9. Avantages des matériaux composites :**

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

### **I.10. Inconvénients des matériaux composites :**

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

Ce chapitre constitue des généralités sur les composites, nous nous sommes pas étalés sur ce point vue que notre but était de donner uniquement une introduction et des définitions sur les composites dont nous avons besoin dans ce qui suit.

Dans ce chapitre, on présentera la procédure de mise en œuvre et d'élaboration des éprouvettes composites. Le choix du type de matrice et du renfort est fait selon la disponibilité des constituants de base et de la faisabilité expérimentale du type de matériaux.

La réalisation des éprouvettes s'est faite en deux étapes : étape 1 décrite en partie A et étape 2 décrite en partie B. Dans la partie A nous décrivons la fabrication du stratifié à fibre de carbone et à matrice époxy, dans la partie B on a rajouté au même matériau un renforcement par des additifs sous forme de nanomatériaux à base de fer-cobalt, afin de faire une comparaison sur les caractéristiques mécaniques entre les deux matériaux.

Suite à cette réalisation expérimentale et en tenant compte des différentes recommandations tout au long de la fabrication des stratifiés, nous concluons ce chapitre par la mise en place d'un organigramme pour une élaboration fiable des stratifiés.

## II.1 Étape avant la fabrication

Avant la fabrication d'une pièce en matériaux composites, il faut donner un maximum d'informations concernant cette pièce. Pour cela la fabrication des pièces s'est faite selon les étapes suivantes [18] :

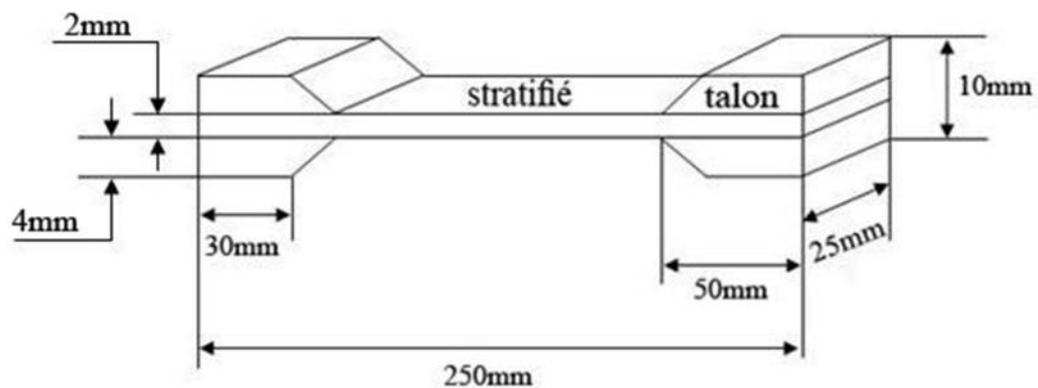
- Définition des fonctions de la pièce ;
- Définition du rôle de la pièce ;
- Définition du matériau utilisé;
- Obtention des éprouvettes.

### 1. Définition des fonctions de la pièce

Les pièces sont réalisées pour une utilisation expérimentale qui est l'étude des caractéristiques mécaniques des éprouvettes stratifiées, elles vont subir des contraintes de traction avec le spectre des charges de contraintes longitudinales.

## 2. Représentation de la pièce

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



**Figure II.1:** Dimensions des éprouvettes.

## 3. Problèmes rencontrés lors de la réalisation

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

- Indisponibilité de la matrice polymérique durant une période ;
- Indisponibilité des moules ;
- Dimensionnement du nombre de couches dans les éprouvettes sachant que les épaisseurs des éprouvettes définies doivent être respectées ;
- La non-disponibilité d'une quantité suffisante de poudre fer-cobalt.

## PARTIE A

## Réalisation des éprouvettes à matrice époxy et à fibre de carbone

## 1. Les constituants

Le tableau ci-dessous présente une synthèse des combinaisons matrice/renfort les plus couramment utilisées donnant lieu à des composites << haute performance (HP) >> ou << grande diffusion (GD) >> on notera que les composites (HP) se distinguent essentiellement des composites (GD) par leurs propriétés mécaniques remarquables.

**Tableau II.1** : Tableau de synthèse de l'utilisation des résines et renforts.

Résines		Fibre de renfort				
		Verre E	Verre D	Verre R	Carbone	Aramide
<b>TD</b> Thermodurcissables	Polyesters	GD	GD			
	Phénolique	GD				
	Polyuréthanes	GD				
	Epoxy		HP	HP	HP	HP
<b>TP</b> Thermoplastique	Polypropylène	GD				
	PA6 et 6-6	GD		HP		
	PA12, PEEK			HP	HP	HP

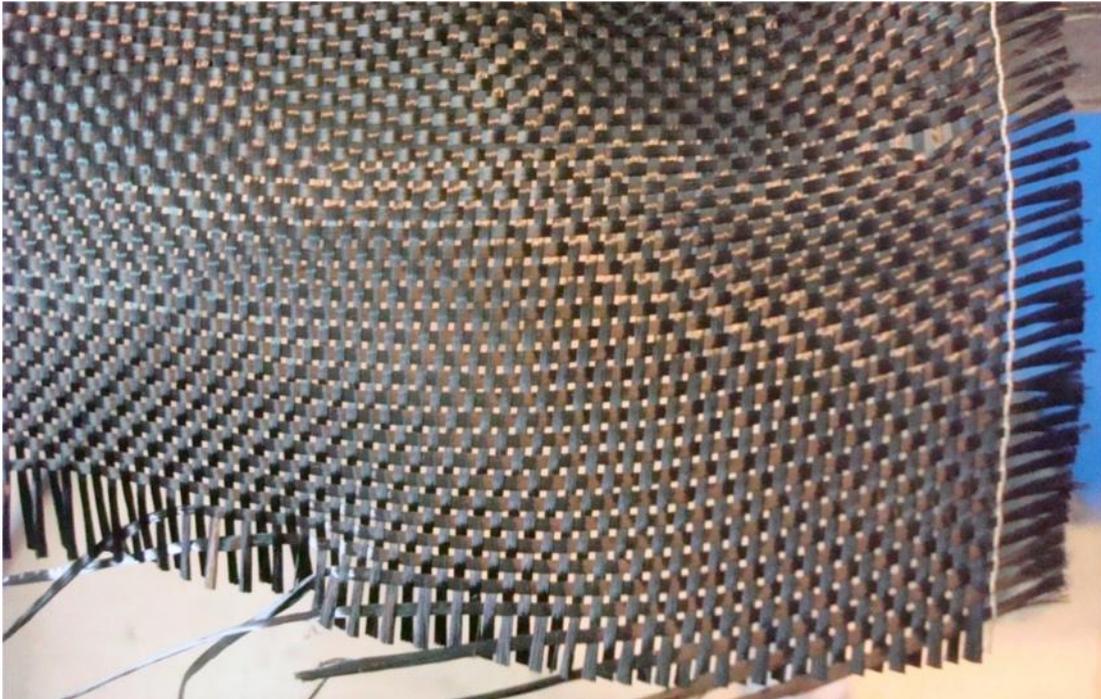
Parmi tous ces renforts et résines, on a utilisé ceux qui étaient disponibles au niveau d'Air Algérie et généralement utilisés en aéronautique.

#### a. Le renfort

Le renfort utilisé est un **tissu de carbone**, bidirectionnel (voir figure II.2), ces caractéristiques sont mentionnées dans le tableau ci-dessous.

**Tableau II.2** : Propriétés générale des fibres de carbone [19].

	<b>Carbone à haute ténacité</b>	<b>Carbone à très haut module</b>
<b>Masse volumique (g/cm<sup>3</sup>)</b>	1.78	1.8
<b>Reprise en eau (%)</b>	0	0
<b>Charge de rupture en traction (GPa)</b>	2.8	2.2
<b>Charge de rupture en compression (GPa)</b>	1.8	1.3
<b>Module d'élasticité (GPa)</b>	200	400
<b>Allongement à la rupture (%)</b>	0.3	1.9



**Figure II.2 :** Fibre de carbone utilisé pour la conception des éprouvettes.

### **b. La matrice**

C'est un mélange homogène de résine époxyde 50-A1/946 et de durcisseur. Les proportions ont été prises selon des normes imposées par le fabricant, qui exige comme mélange: 100 g de résine pour 15 g de durcisseur.

### **c. Caractéristiques de la résine type Epocast 50-A1/946 :**

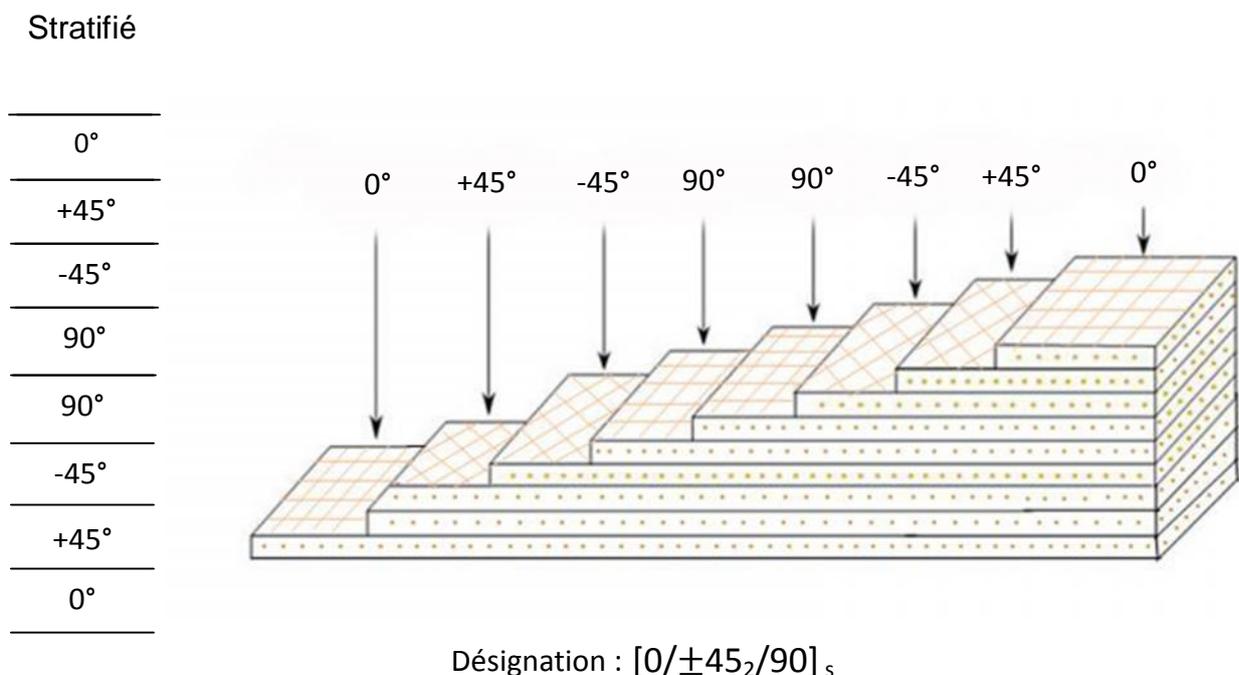
Epocast 50-A1/946 est une résine de stratification de manipulation facile. Ce système peut être employé pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautiques. Le produit est qualifié de BMS 8-201.

D'autres précisions concernant cette résine sont mentionnées dans la fiche technique remise par le fournisseur, voir Tableau II.3.

## 2. Orientation des fibres

Le but de l'expérience est de réaliser deux séries d'éprouvettes chacune traitée de manières différentes, mais avec la même orientation des fibres.

Les angles les plus utilisés en aéronautique sont  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  et  $90^\circ$ . Notre choix s'est porté sur la configuration  $[0/\pm 45_2/90]_s$  comme représenté sur la figure II.3, l'orientation des angles  $0/90$  et  $+45/-45$  sont identiques à cause de la bidirectionnalité du tissu de carbone. Pour la réalisation des éprouvettes, le nombre de couches a été limité à 8.



**Figure II.3** : Stratifié à  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  et  $90^\circ$ .

## Specifications

### BMS 8-201 type4 (part number) PN (Boeing material specification)

#### Données techniques

**Tableau II.3** : Caractéristiques des Epocast 50-A1/946 [19].

Propriété	946 Durcisseur	50-A1 Résine	50-A1/946	Méthode de test
Couleur	Ambre	Paille	Ambre	Visuel
Masse volumique, g/cm <sup>3</sup> .	1.21	1.05	1.18	
Viscosité, à 77°F (25°C)	7.770	400	2.400	ASTM-D-792
Temps de gel, 100gms, minute à 77°F	---	---	20	ASTM-D-2196
Durée de conservation à non ouvert, mois.	12	12	---	

### 3. Technique d'élaboration

Pour 100g d'époxyde, on a ajouté 15g de durcisseur. On mélange les deux composants pendant plusieurs minutes afin de s'assurer que ce dernier est complet, homogène et uniforme.

#### II.3 Procédé de fabrication (pré fabrication)

Pour la fabrication des éprouvettes, il est nécessaire d'utiliser les éléments suivants :

##### 1. Le perforer

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

## 2. Tissu d'arrachage

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

## 3. Tissu absorbant

Son rôle est d'absorber la quantité de résine supplémentaire et de la piéger pour qu'il n'y ait pas de débordement.

### II.4 Les constituants

Les matériaux utilisés sont les même que nous avons mentionné au début du chapitre (Tissu de carbone/matrice époxy). La quantité de résine nécessaire par mètre carré de tissu peut être calculée à partir des normes imposées par le constructeur.

Dans notre cas, nous avons adopté les proportions recommandées par la firme Airbus, qui donne la quantité de résine par rapport à la surface [20] :

- 375 g de résine pour  $1m^2$  de tissu ;
- Pour nos éprouvettes on a 08 couches de tissu de  $0.09m^2$  chacune ;
- Donc il faut calculer la quantité de résine Q pour  $0.72m^2$  de résine.

$$Qm = 0.72 \times 375$$

$$Qm = 270g$$

Q représente la quantité de matrices incluant la résine et le durcisseur donc :

$$Qd = \frac{15 \times 270}{100}$$

$$Qd = 40.5g$$

$$Q_r = 270 - 40.5$$

$$Q_r = 229.5g$$

Avec :

$Q_m$  : Quantité de la matrice (résine + durcisseur) (g)

$Q_d$  : Quantité de durcisseur (g)

$Q_r$  : Quantité de résine à utiliser (g)

Les normes indiquent qu'il faut rajouter 20% du mélange, pour compenser la résine qui a adhéré aux parois du récipient ce qui donne une quantité totale de matrices estimée à  $\approx 324g$

## II.5 Procédure de fabrication

Pour faciliter la tâche et éviter les fausses manipulations qui peuvent endommager nos éprouvettes. Il existe une méthode qui consiste à imprégner le tissu avec de la résine avant de le découper, en suivant les étapes ci-dessous :

- Découper la surface nécessaire du tissu avec les différentes orientations (figure II.4) ;
- Étaler notre résine mélangée avec le durcisseur sur le nylon vert spécial pochète (figure II.5) ;
- Poser le tissu sur le nylon d'une façon uniforme pour l'orientation, puis faire couler la quantité de résine nécessaire sur le tissu et la répartir à l'aide d'un rouleau sur toute la surface pour ne pas laisser de zone sèche (figure II.6) ;
- Poser le tissu d'arrachage sur le stratifié pour éviter le collage de l'ensemble des tissus lors de la séparation et le recouvrir avec un autre bout du même nylon posé au début, qui a pour rôle de fixer le tissu et de l'empêcher de glisser lors du découpage (figure II.7).



**Figure II.4:** Tissu de carbone découpé à 45° et 90°.



**Figure II.5 :** Résine étalée sur le nylon.



**Figure II.6 :** Résine coulée sur le tissu à l'aide d'un rouleau.



**Figure II.7 :** Stratifié recouvert avec du tissu d'arrachage et du nylon Spécial pochète.

Après avoir couvert le stratifié, ce dernier est relié à une pompe à vide afin d'aspirer l'air emmagasiné (figure II.8). Nos pièces sont laissées en leurs états pendant trois jours selon les normes de séchage données par les fabricants de la résine.



**Figure II.8 :** Stratifié branché avec une pompe à vide.

Une fois la plaque réalisée est prête (figure II.9) on la découpe en petites éprouvettes dimensionnées selon les normes, grâce à une guillotine, puis on fixe les talons sur nos éprouvettes (figure II.12).



**Figure II.9** : Plaque finale obtenue.

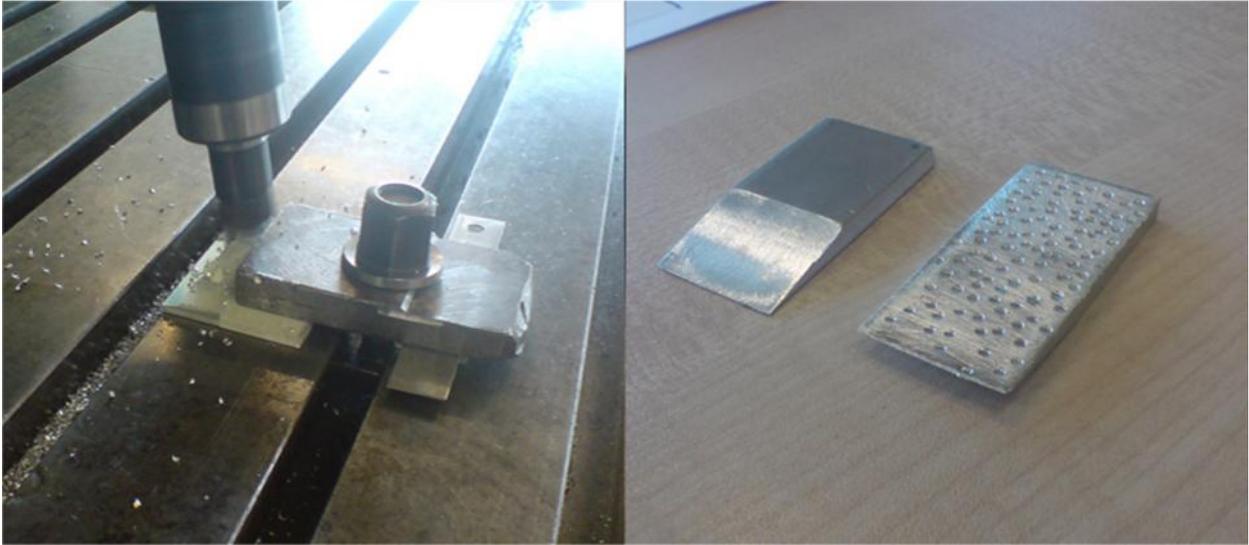
## II.6 Cycle de polymérisation

La polymérisation de nos éprouvettes est faite à température ambiante comprise entre 25° et 28°C, pour éviter les contraintes résiduelles.

## II.7 Fabrication et emplacement des talons

Le rôle des talons en Dural 2024 est de protéger des contraintes qui peuvent être causées par la machine d'essai. En effet, la machine est équipée de mors qui ont pour but de maintenir la pièce lors de l'essai, donc ces mors vont s'accrocher aux talons qui sont fixés à chaque extrémité de l'éprouvette (figures II.12 et II.13)

Les éprouvettes subissent un léger polissage et les talons sont chanfreinés à l'aide d'une machine de fraisage, ils sont ensuite troués sur la surface de collage (figure II.10) afin d'avoir une bonne adhérence de la résine. Avant de les coller ont a procédé a leur nettoyage avec un diluant pour enlever les impuretés qui peuvent être à l'origine d'un mauvais contact entre la colle et les surfaces à coller.



**Figure II.10** : talon troué et chanfreiné avec une machine de fraisage.

### Partie B

#### Réalisation des éprouvettes Type 2 avec inclusion des grains de fer cobalt

La poudre de fer-cobalt utilisée a été obtenue par mécanosynthèse à l'aide d'un broyeur planétaire PM 400 dans le but de déterminer l'évolution de la taille des grains en fonction de la durée de broyage.

L'opération a été réalisée par d'autres collègues dans le cadre de magister, ils ont obtenu à :

- 2 h de broyage –taille des grains =  $9.7 \times 10^4$  nm ;
- 4 h de broyage - taille des grains =  $1.956 \times 10^4$  nm ;
- 12 h de broyage- taille des grains =  $1.456 \times 10^4$  nm ;
- 36 h de broyage- taille des grains =  $5.24 \times 10^3$  nm ;
- 54 h de broyage- taille des grains =  $1.762 \times 10^4$  nm.

Vu la non-disponibilité de proportion suffisante de poudre (suivant chaque taille) pour l'élaboration de l'ensemble de nos éprouvettes. Nous avons adopté une taille de particule unique qui n'est autre que la moyenne des différents broyages, à savoir : =  $3.08 \times 10^4$  nm.

## II.8 Procédure de mélange

Pour le mélange résine/durcisseur, on rajoute la quantité de poudre fer-cobalt et on la mélange pendant une durée moyenne de deux heures afin d'obtenir un mélange homogène et une bonne répartition sur toute la surface du stratifié.

À cause de la quantité non suffisante de fer-cobalt on a utilisé la quantité disponible qui est 7,6 g.

Pour apprécier le rôle et l'effet de ce renfort on nanoparticules, nous avons répartie cette quantité en trois mesures :

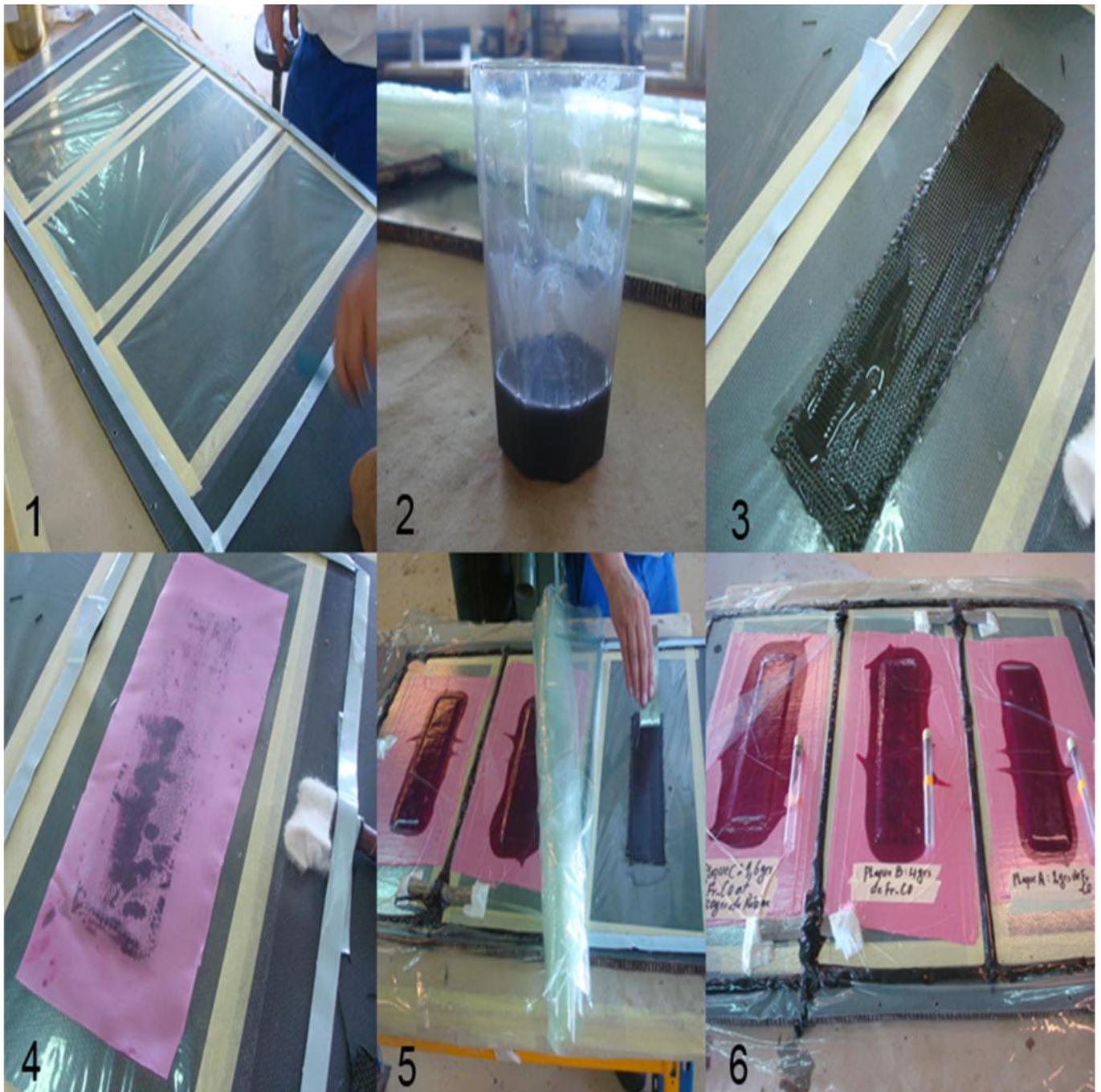
- ✚ 2 g incluse dans une résine de 45 g ;
- ✚ 4 g incluse dans la même quantité de résine ;
- ✚ Et 1.6g restante incluse dans une résine de 45 g.

### 1. Orientation des fibres

Pour l'orientation de la fibre on a choisi de réaliser la même orientation des éprouvettes de type 1 afin d'apprécier l'effet de l'addition des particules de fer cobalt.

## II.9 Procédure de Fabrication

Les mêmes procédures de fabrication mentionnées au début de ce chapitre sont utilisées dans la conception des éprouvettes type 2, la figure II.11 illustre les différentes étapes d'élaboration.



**Figure II.11** : Les différentes étapes d'élaboration des éprouvettes Type 2.

Après avoir séché les trois modèles, nous avons remarqué que la plaque conçue avec 1.6 g de Fe-Co s'est détérioré. Nous avons pris la décision d'annuler les résultats de cette dernière.

Tableau II.4 : Éprouvettes obtenues.

	Epreuve Type 1	Epreuve Type 2	
		2g de Fe-Co	4g de Fe-Co
<b>Code</b>	$[0/\pm 45_2/90]_s$	$[0/\pm 45_2/90]_s$	$[0/\pm 45_2/90]_s$
<b>Traitement</b>	Sous vide	Sous vide	Sous vide
<b>Nombre de couches</b>	8	8	8
<b>Épaisseur finale (mm)</b>	2.2	2.2	2.2
<b>Nombre d'éprouvettes</b>	8	2	2

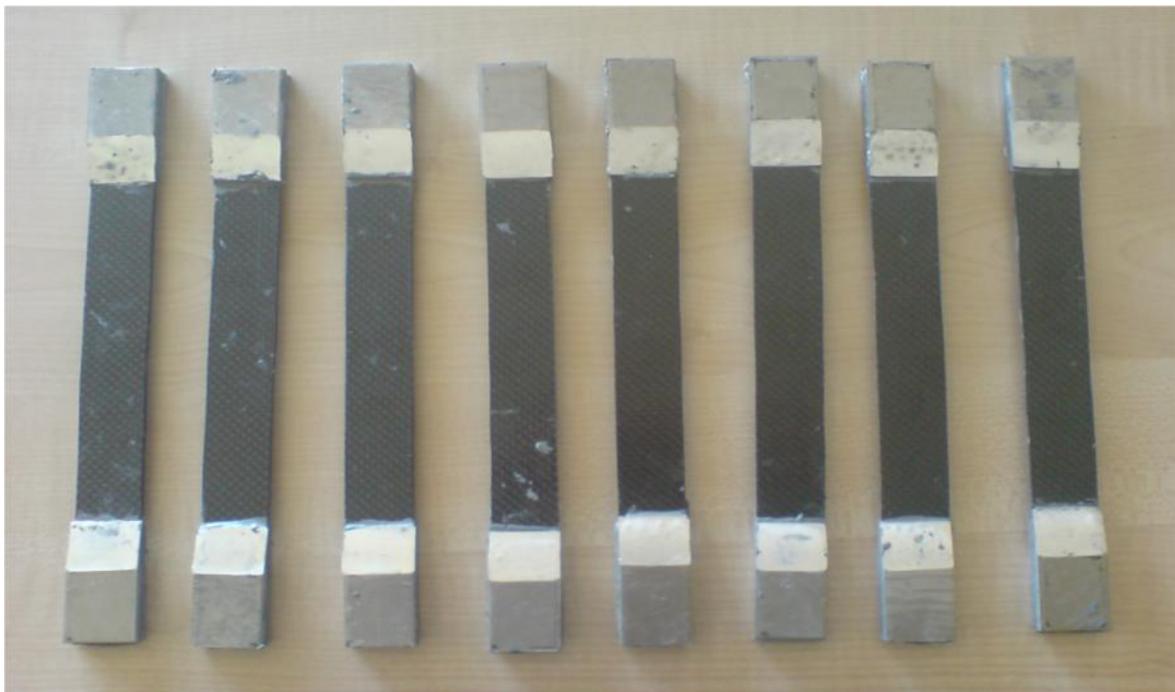
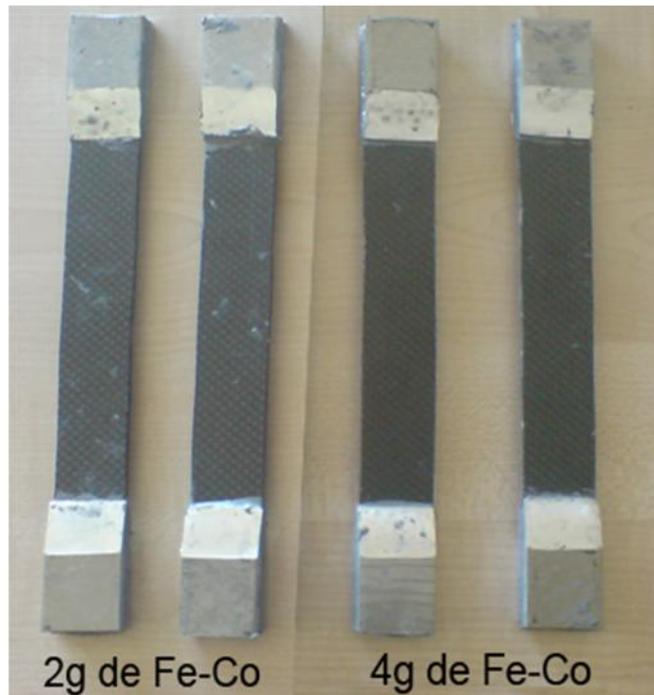
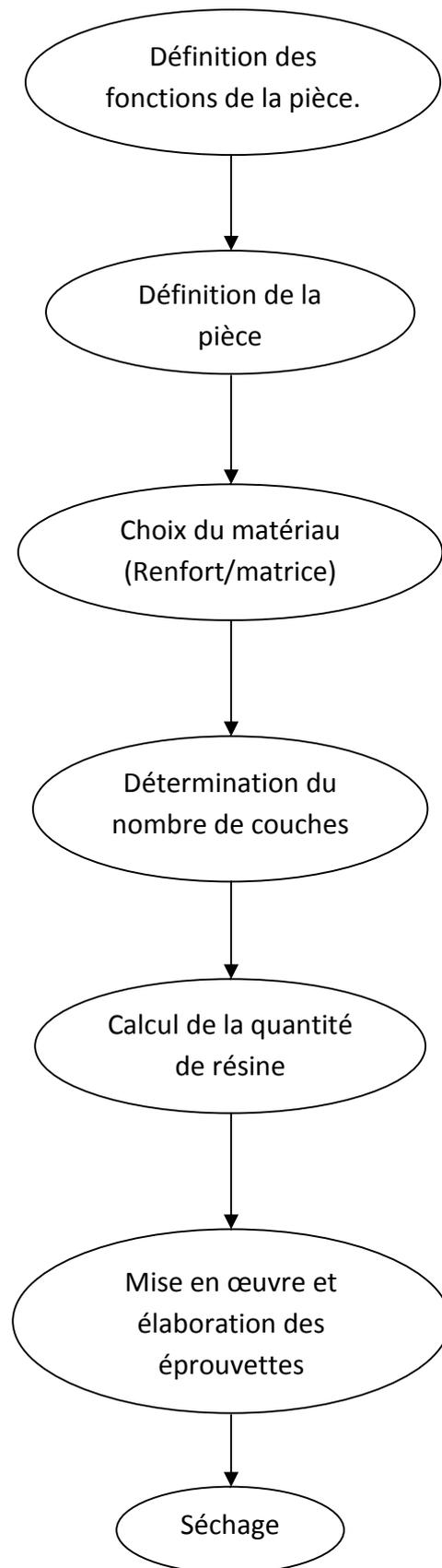


Figure II.12 : Eprouvettes finales type 1.



**Figure II.13** : Epreuves finales type 2.

Nous terminerons ce chapitre en mettant en place un organigramme pour la technologie de fabrication des stratifiés qu'on a déduit à partir des différentes observations et analyses constatées au cours de l'élaboration de nos propres épreuves.



**Figure II.14** : Organigramme pour la technologie de fabrication des stratifiés.

Ce chapitre est une description de l'analyse expérimentale et un suivi progressif du comportement mécanique (charges - déformations) des éprouvettes jusqu'à la rupture.

Les éprouvettes à renfort tissu réalisées et décrites dans le chapitre II, vont être soumises à des essais de traction longitudinale.

Les résultats des essais obtenus, sont donnés sous forme de graphes ce qui nous permettra d'observer les réactions des éprouvettes aux charges subies.

### III.1. But de la manipulation

Le but de nos essais est :

- L'étude de la résistance en traction longitudinale suivant les charges ; tout en gardant la vitesse de déplacement constante.
- La comparaison entre les résultats des deux types d'éprouvettes, et de désigner celle qui a la meilleure résistance à la traction.

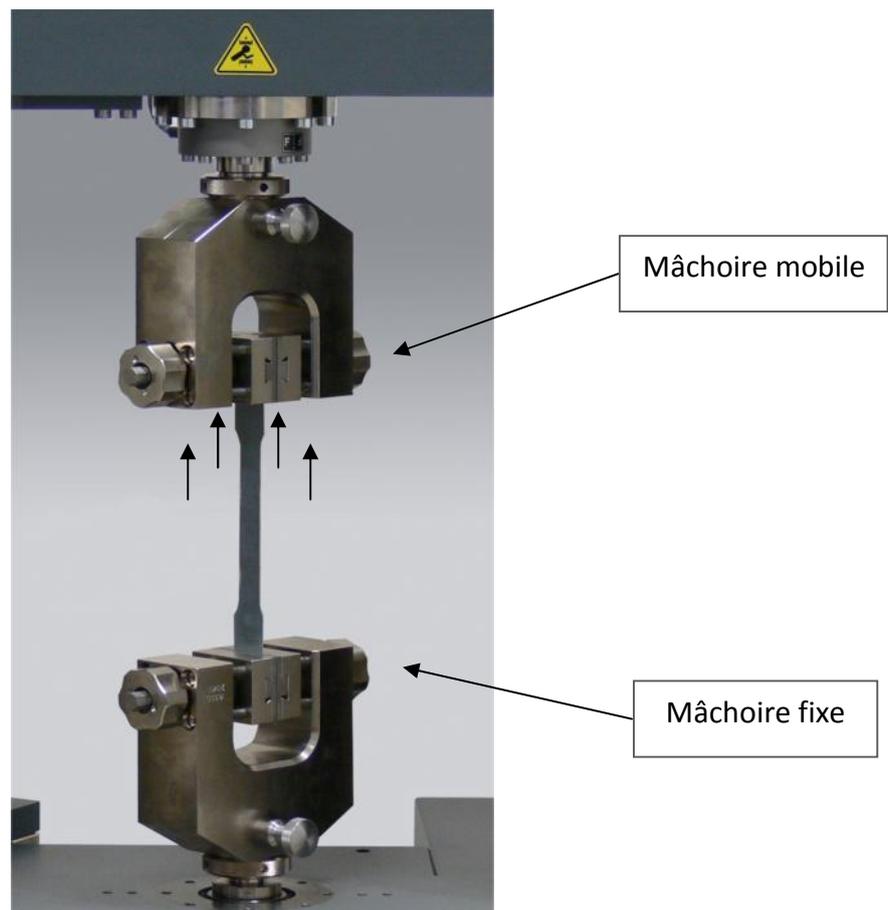
### III.2. Principe de la manipulation

Les éprouvettes sont soumises à un effort de traction  $F$  exercé à une vitesse constante dans un sens longitudinal jusqu'à la rupture éventuelle (Figure III.1).

#### 1. Conditions d'essais

Pour ne pas porter atteinte à nos éprouvettes et afin d'obtenir des résultats fiables, nous nous sommes soumis aux conditions suivantes :

- ✚ Une température d'essai ambiante comprise entre 25°C à 28°C.
- ✚ Une vitesse de déplacement des mors constante (0,5mm/mn).
- ✚ Un montage ajusté des éprouvettes sur les mors.



**Figure III.1:** Efforts exercés sur l'éprouvette.

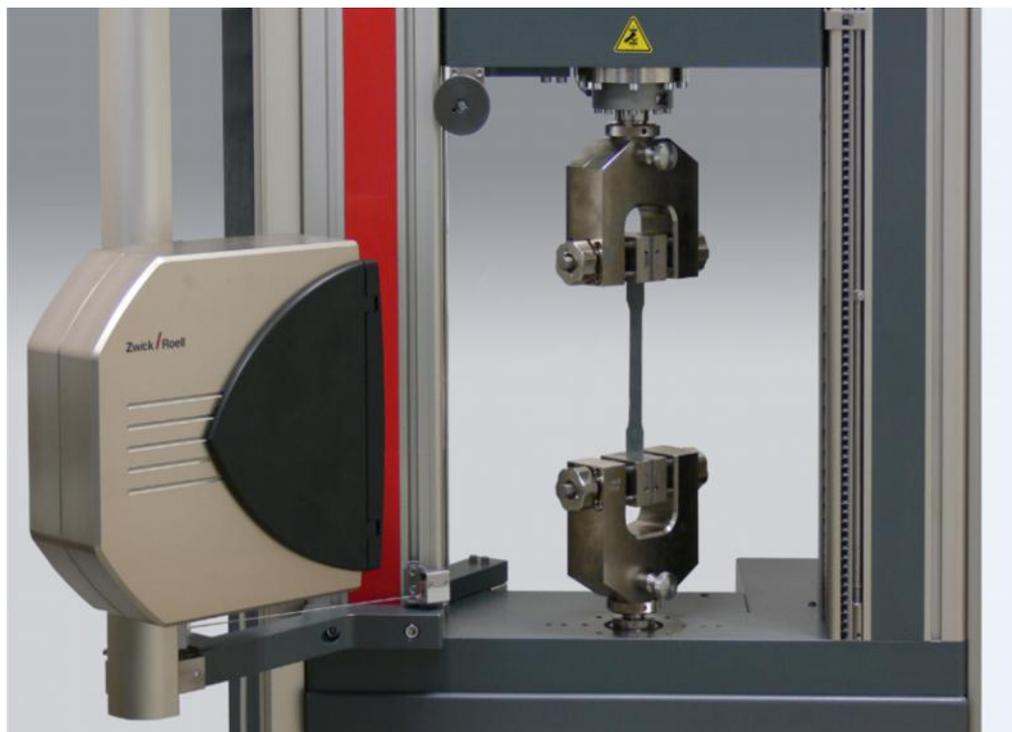
## 2. Appareillage

La machine utilisée, est une machine **Zwick/Roell**, elle est spécialement conçue pour les essais simples et essais sur composants. Elle est destinée aux essais de traction, compression. Performante et fiable, elle est équipée des dernières technologies Zwick (Figure III.2).

- Les capteurs Xforce sont une exclusivité Zwick Roell. Ces capteurs haute précision sont utilisés sur toutes les machines d'essais Zwick.
- Le système de prise intelligente permet la reconnaissance automatique de tous les capteurs et de leurs paramétrages.

- Selon le modèle, la ProLine est proposée avec une vitesse d'essais de 0.0005 à 1000 mm/min (indépendamment de la charge appliquée sur l'éprouvette).
- La ProLine est proposée pour des charges d'essais jusqu'à 100 KN. La hauteur d'espace d'essais est de 1050 à 1370 mm
- Fixation rapide des accessoires (blocs étalon de dureté) par rainures en T sur les profils latéraux.
- Tous les programmes *testXpert*<sup>®</sup> et *testXpert*<sup>®</sup> II, peuvent être utilisés pour les modèles de la gamme ProLine.

Les éprouvettes sont maintenues entre deux mors, pour nos tests ; la traction est exercée par la traverse supérieure, tout en gardant la traverse inférieure fixe.



**Figure III.2** : machine de traction ; compression **Zwick/Roell**.

### III.3. Procédure d'essais

Les forces exercées et les allongements à la rupture sont donnés dans les courbes forces – Allongements (Figure III.4 au Figure III.7)

- L'allongement a la rupture A% est donné par :

$$A\% = (L_f - L_i) / L_i \quad (III.1)$$

$L_i$ : Longueur initiale de l'éprouvette.

$L_f$  : Longueur finale de l'éprouvette après allongement.

- La contrainte est donnée par :

$$\sigma \approx F/S \quad (III.2)$$

F : charge exercée

S : Aire de la section droite

### III.4. Essais de traction sur les éprouvettes type 1

On commence les essais sur les éprouvettes l'une après l'autre, tout en gardant à chaque reprise la vitesse de déplacement constante 0.5mm/mn, avec une bonne fixation des éprouvettes entre les mors de la machine tractive en position longitudinale.

En exerçant des contraintes jusqu'à la rupture éventuelle (figure III.3) ; L'évaluation du déplacement en fonction de la charge appliquée est donnée par les graphes ci-dessus qui ont été captés à l'aide d'un logiciel inclus dans la machine de traction qui s'appelle *testXpert*® II.



**Figure III.3** Zone de rupture de l'éprouvette.

Eprouvette 1 :

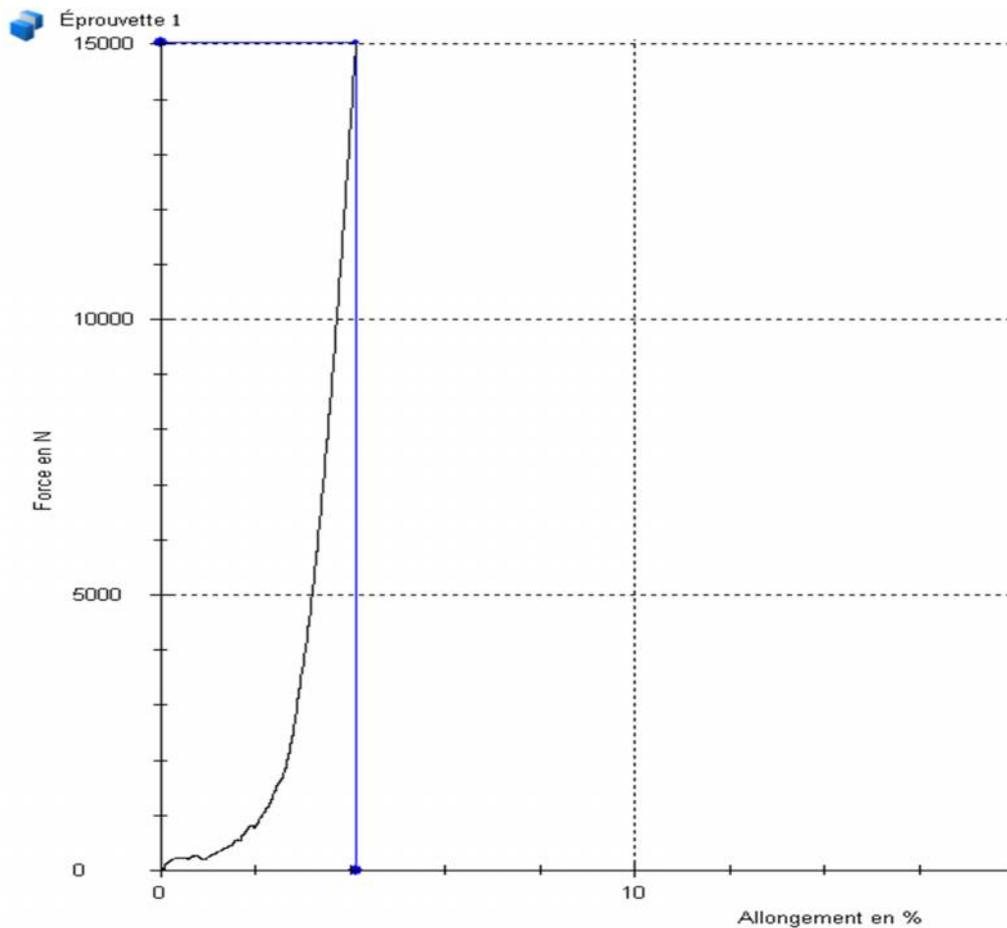


Figure III.4 : 1<sup>er</sup> essai sur l'éprouvette type 1.

Interprétation :

- On remarque un comportement presque linéaire (comportement naturel des composites), viscoélastique, ce n'est pas une linéarité parfaite car la matrice commence à se plastifier et donne alors ce comportement ; son équation est donnée par  $Y = 3.754 X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 15.019 KN) ; la déformation augmente jusqu'à une valeur de 4% (6.25 mm) avec une contrainte égale à 273.07 MPa. Juste après, on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Cette opération est faite dans une durée de 21.28 secondes.

Eprouvette 2 :

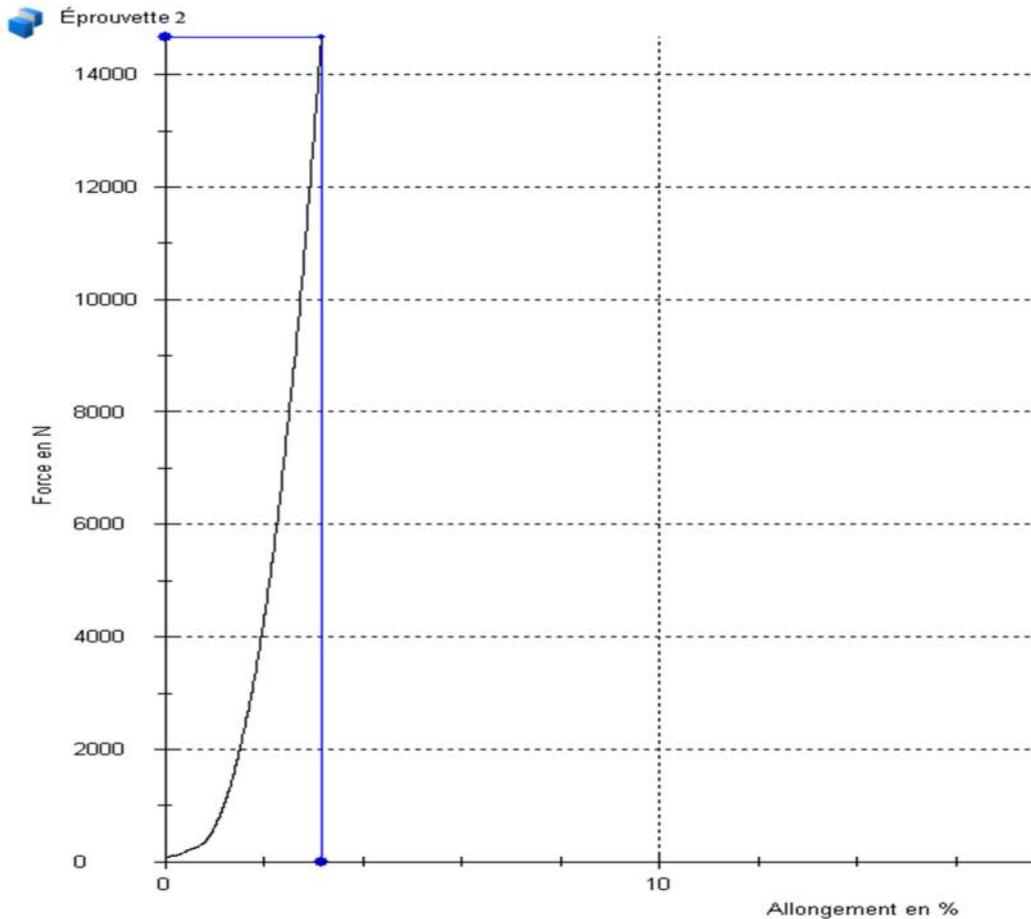


Figure III.5 : 2<sup>ème</sup> essai sur l'éprouvette type 1.

Interprétation :

- On remarque un comportement presque linéaire (comportement naturel des composites), viscoélastique, ce n'est pas une linéarité parfaite car la matrice commence à se plastifier et donne alors ce comportement ; son équation est donnée par  $Y = 4.681 X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 14.659 KN) ; la déformation augmente jusqu'à une valeur de 3.13%(4.86 mm) avec une contrainte égale à 266.52 MPa. Juste après, on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Cette opération est faite dans une durée de 18.86 secondes.

Eprouvette 3 :

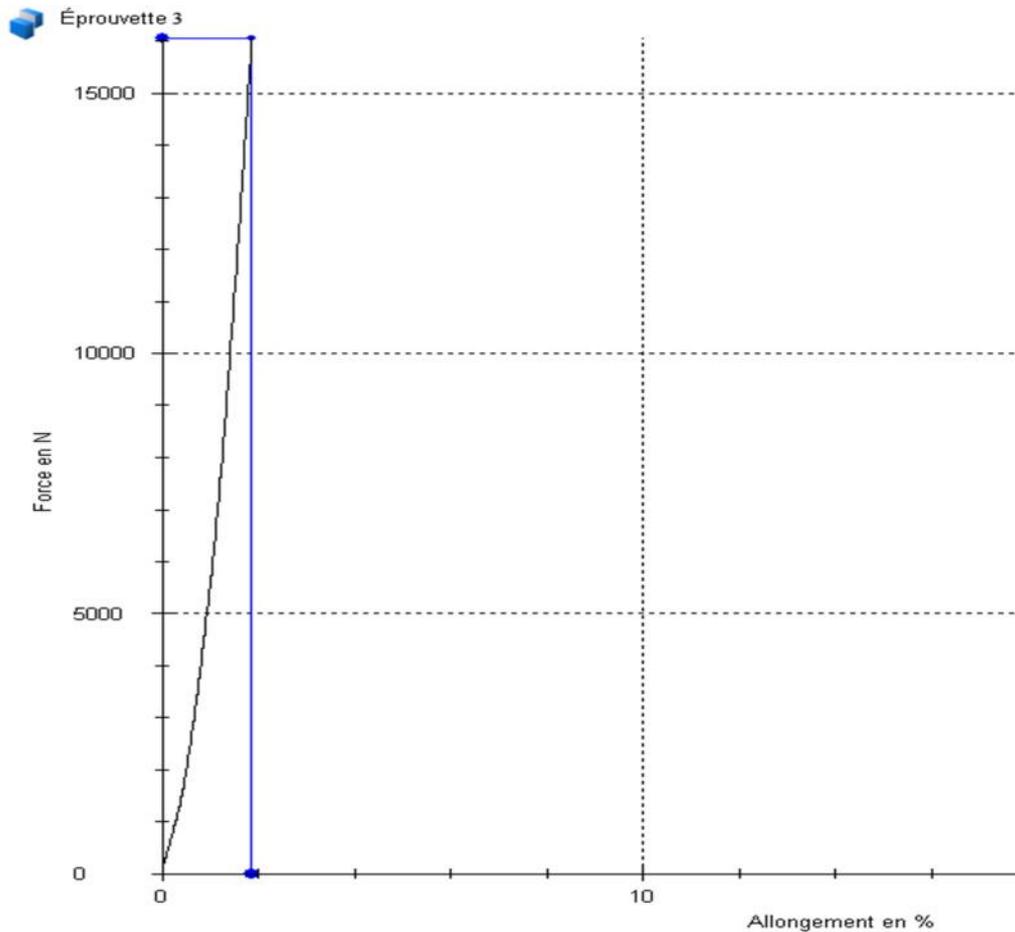


Figure III.6 : 3<sup>ème</sup> essai sur l'éprouvette type 1.

Interprétation :

- On remarque un comportement presque linéaire (comportement naturel des composites), viscoélastique, ce n'est pas une linéarité parfaite car la matrice commence à se plastifier et donne alors ce comportement ; son équation est donnée par  $Y = 8.109 X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 16.057 KN) ; la déformation augmente jusqu'à une valeur de 1.98% (3.03 mm) avec une contrainte égale à 291.94 MPa. Juste après, on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Cette opération est faite dans une durée de 12.34 secondes.

Eprouvette 4 :

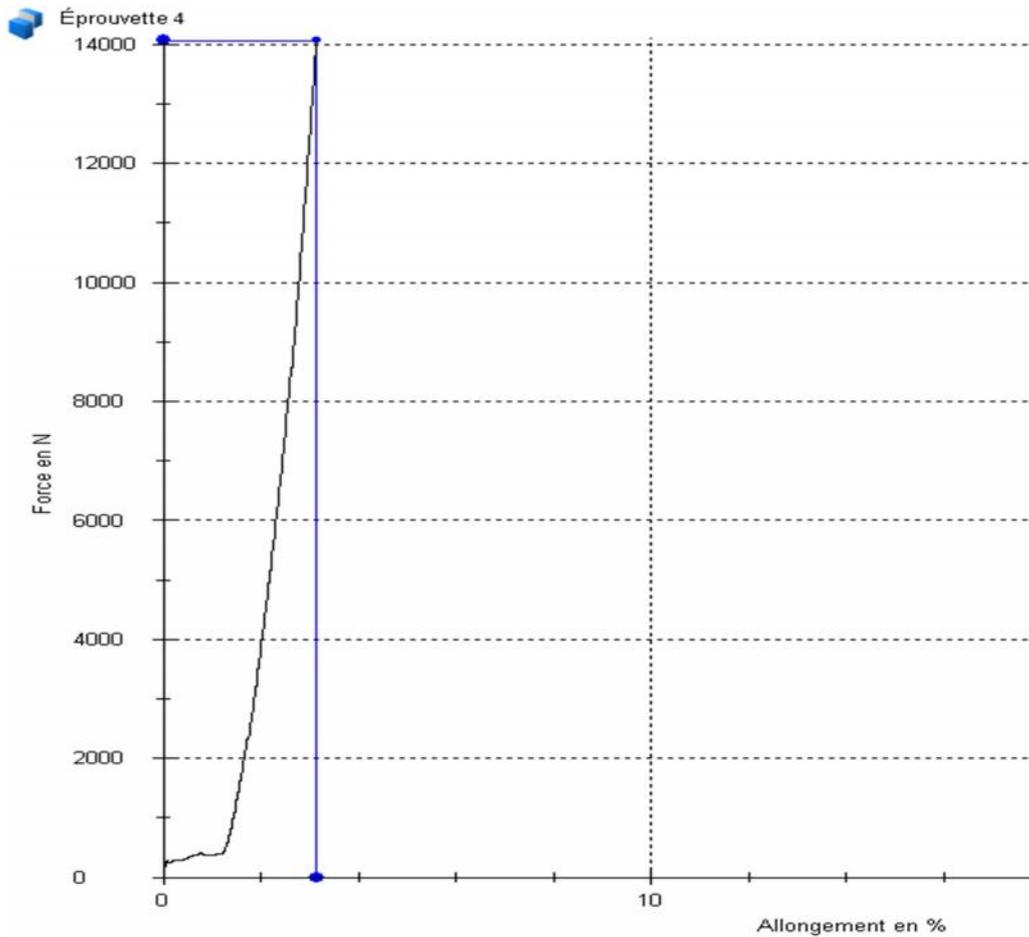


Figure III.7 : 4<sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 1.

Interprétation :

- On remarque un comportement presque linéaire (comportement naturel des composites), viscoélastique, ce n'est pas une linéarité parfaite car la matrice commence à se plastifier et donne alors ce comportement ; son équation est donnée par  $Y = 4.596 X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 14.066 KN) ; la déformation augmente jusqu'à une valeur de 3.06%(4.73 mm) avec une contrainte égale à 255.74 MPa. Juste après, on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Cette opération est faite dans une durée de 17.03 secondes.

On peut résumer nos résultats dans les tableaux qui suivent :

**Tableau III.1** : Résultats d'allongement d'éprouvettes type 1.

Essais	$L_i$ (mm)	$L_f$ (mm)	A(%)	Section (mm <sup>2</sup> )
1	150	156.25	4	55
2	150	154.85	3.138	55
3	150	153.02	1.98	55
4	150	154.73	3.06	55

**Tableau III.2** : Résultats des tests de traction pour les éprouvettes type 1.

Essais	Charge de Rupture en (KN)	Contrainte à la Rupture (MPa)	Allongement à la Rupture	
			mm	%
1	15.019	273.07	6.25	4
2	14.659	266.52	4.86	3.138
3	16.057	291.94	3.03	1.98
4	14.066	255.74	4.73	3.06

### III.5. Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 1

Le matériau réalisé est classé selon les matériaux quasi-isotropes transverses car la chaîne de tissu est équivalente à la trame.

Il est caractérisé par six modules d'élasticité indépendants ( $E_1, E_2, G_{12}, G_{13}=G_{23}, \nu_{12}, \nu_{13} \approx \nu_{23}$ ).

Le tableau suivant contient les valeurs des modules d'élasticité de la fibre de carbone ainsi que la matrice epoxy utilisée :

**Tableau III.3** : Tableau d'élasticité de la fibre de carbone et de la matrice époxy[19]

		Modules	
Fibre de Carbone	$E_f$ (Gpa)	230	
	$V_f$	0.3	
	$G_f$ (Gpa)	88.46	
Matrice Epoxy	$E_m$ (Gpa)	4.5	
	$V_m$	0.4	
	$G_m$ (Gpa)	1.61	

### 1. Calcul de $\varepsilon_l$

D'après l'équation (I.10)  $\varepsilon_l = \Delta L/L$

$\varepsilon_l$  : déformation.

L : longueur finale de l'éprouvette.

L : la valeur moyenne des déformations avec  $L = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 L_i$

$$\varepsilon_l = 4.7175/150$$

$$\varepsilon_l = 0.0314$$

Calcul des contraintes :

D'après l'équation (I.11) les déformations dans la fibre et la matrice sont les mêmes

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_l$$

D'après l'équation (I.12)

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_l = 230.10^3 \times 0.0314$$

$$\sigma_f = 7222 \text{ Mpa}$$

$\sigma_f$ : contrainte de la fibre

$\sigma_m$ : contrainte de la matrice

D'après l'équation (I.13)

$$\sigma_m = E_m \varepsilon_l = 4.5.10^3 \times 0.0314$$

$$\sigma_m = 141.3 \text{ Mpa}$$

## 2. Calcul du module d'young $E_l$ à la rupture

La contrainte moyenne est liée à la déformation par le module d'young longitudinal

D'après l'équation (I.14)

$$\sigma_l = E_l \times \varepsilon_l$$

D'où

$$E_l = \sigma_l / \varepsilon_l$$

$\sigma_l$ : la valeur moyenne des contraintes à la rupture avec :  $\sigma_l = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 \sigma_i$

$$\sigma_l = 271.07 \text{ Mpa}$$

$$E_l = 271 / 0.0314$$

$$E_l = 8.63 \text{ Gpa}$$

### 3. Calcul du module de young longitudinal de l'éprouvette

D'après l'équation (I.4)

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

La fraction volumique du renfort  $V_f$  :

On a:  $2.2 \times 250 \times 25 \longrightarrow 100\%$

$8 \times 0.23 \times 250 \times 25 \longrightarrow V_f$

$$V_f = 0.83$$

$$V_m = 0.17$$

Alors:

$$E_l = 230.10^3 \times (0.83) + 4.5.10^3 \times (1 - 0.83)$$

$$E_l = 191.665 \text{ Gpa}$$

### 4. Calcul du module de young transversal de l'éprouvette

D'après l'équation (I.5)

$$1 / E_T = (V_f / E_f) + (1 - V_f) / E_m$$

$$1 / E_T = (0.83 / 230.10^3) + (0.17 / 4500)$$

D'où

$$E_T = 24.162 \text{ Gpa}$$

### 5. Module de cisaillement $G_{LT'}$ , $G_{TT'}$

D'après l'équation (I.6)

$$\frac{1}{G_{LT'}} = \frac{V_m}{G_m} + \frac{V_f}{G_f}$$

$$\frac{1}{G_{LT'}} = 0.1056 + 0.0093$$

D'où  $G_{LT'} = 8.697 \text{ Gpa}$

D'après l'équation (I.7)

$$G_{TT'} = G_m / [1 - \sqrt{V_f \times (1 - (G_m/G_f))}]$$

D'où

$$G_{TT'} = 16.549 \text{ Gpa}$$

### 6. Coefficient de Poisson $\nu_{LT'}$ , $\nu_{TT'}$

D'après l'équation (I.8)

$$\nu_{LT'} = \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f)$$

$$\nu_{LT'} = (0.3 \times 0.83) + 0.4 \times (1 - 0.83)$$

D'où  $\nu_{LT} = 0.317$

D'après l'équation (I.9)  $\nu_{TT'} = E_T' / (2G_{TT'}) - 1$

D'où

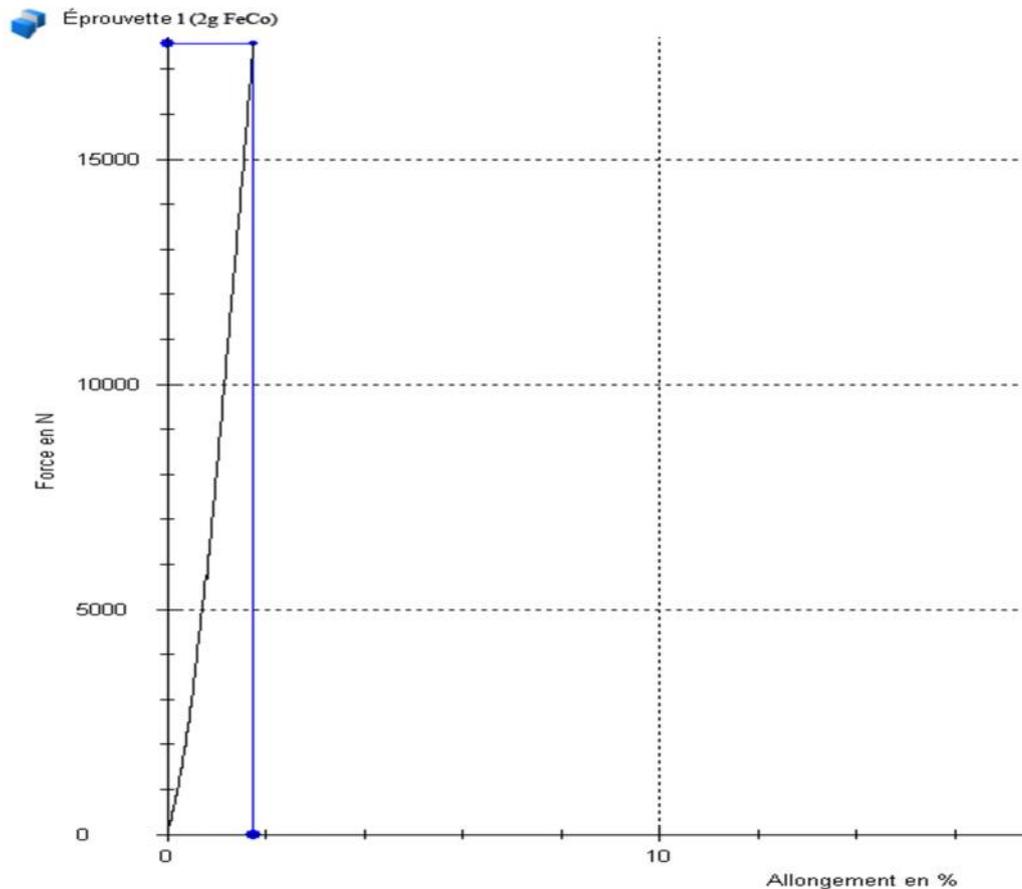
$$\nu_{TT'} = 0.73$$

### III.6. Essais de traction sur les éprouvettes type 2

Les mêmes conditions d'essais ont été faites pour les éprouvettes type 2 qui contiennent du Fe-Co.

En exerçant des contraintes jusqu'à la rupture éventuelle ; L'évaluation du déplacement en fonction de la charge appliquée est donnée par les graphes qui suivent :

Eprouvette 1 :



**Figure III.8 :** 1<sup>er</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 2g de Fe-Co.

Interprétation :

- C'est une courbe pratiquement linéaire donnée par l'équation  $Y=10.035X$ .
- On applique des charges différentes de (0 à 17.562 KN) et  $\sigma=319.30$  MPa ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur de 1.75% (2.68 mm), juste après on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Le temps nécessaire pour cette opération est 9.33 secondes.

Eprouvette 2 :

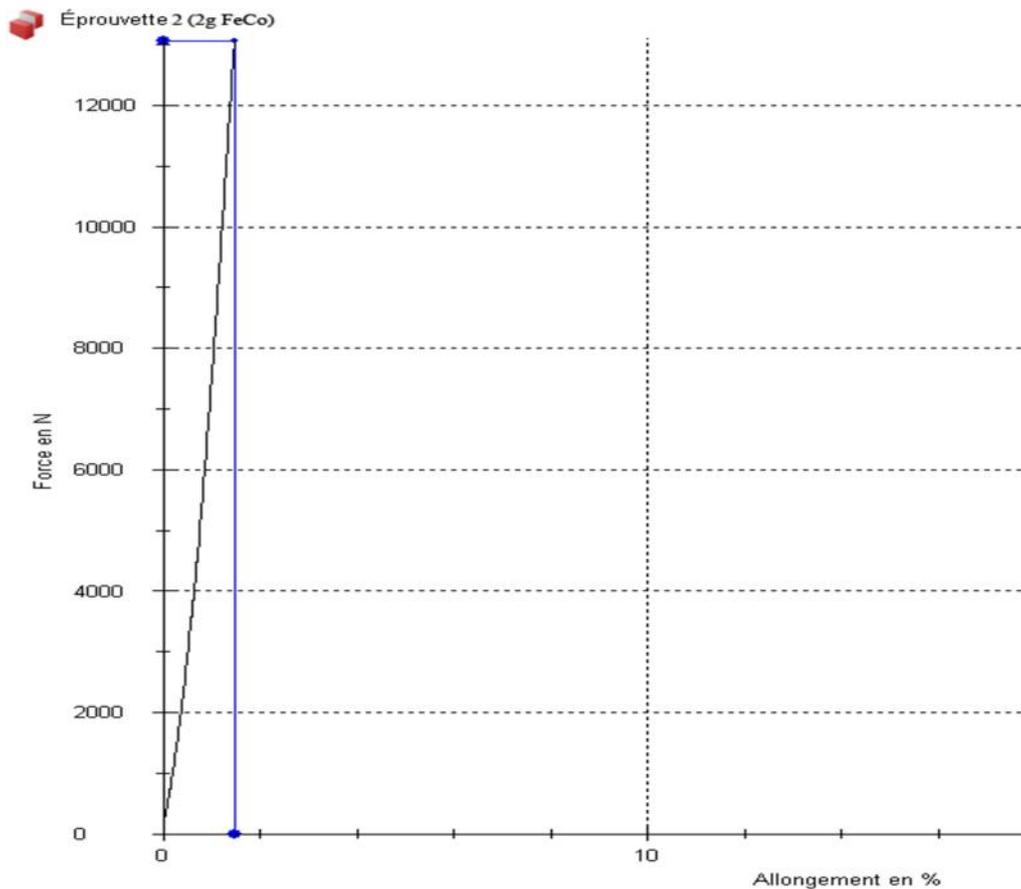


Figure III.9 : 2<sup>ème</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 2g de Fe-Co.

Interprétation :

- C'est une courbe pratiquement linéaire donnée par l'équation  $Y = 9 X$ .
- On applique des charges différentes de (0 à 13.051 KN) et  $\sigma = 237.29$  MPa ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur de 1.45% (2.22 mm), juste après on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Le temps nécessaire pour cette opération est 7.99 secondes.

**Remarque :** cette éprouvette a été détériorée au niveau des étalons avant la rupture éventuelle, donc ses résultats ne seront pas fiables.

Eprouvette 3 :

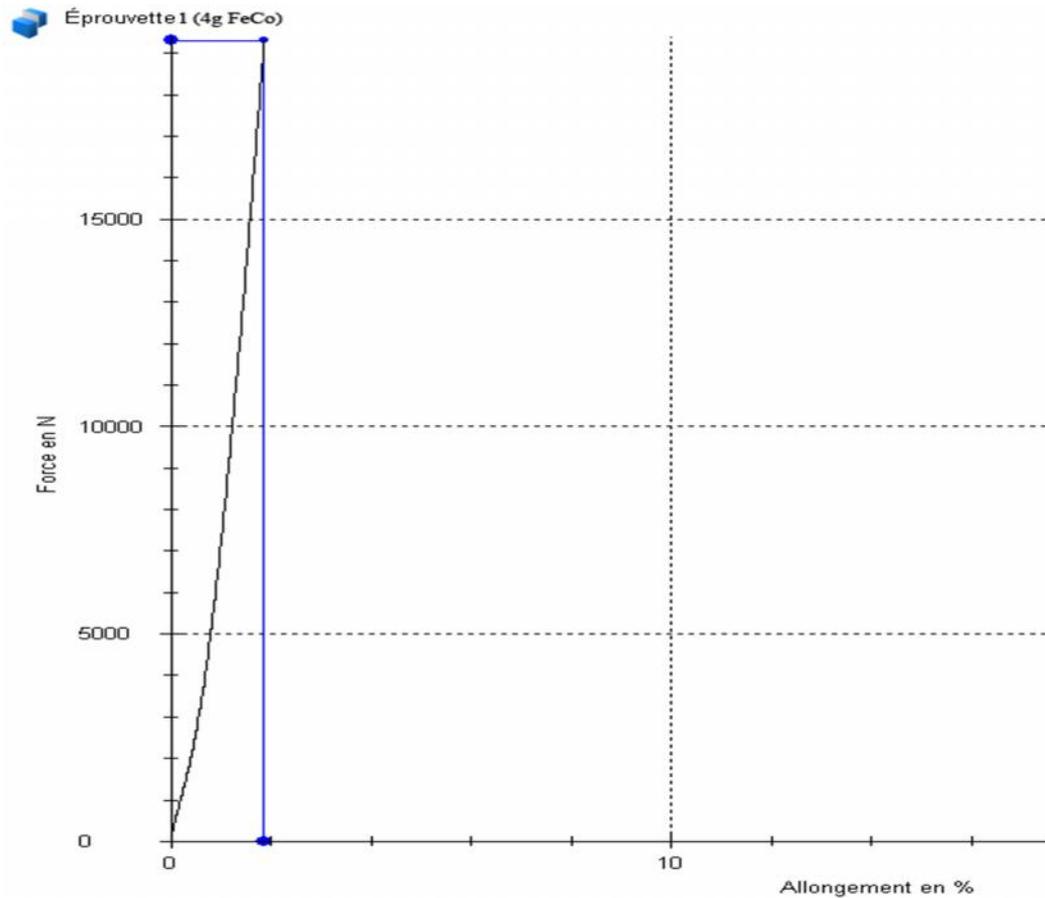


Figure III.10 : 3<sup>eme</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 4g de Fe-Co.

Interprétation :

- C'est une courbe pratiquement linéaire donnée par l'équation  $Y=10.035X$ .
- On applique des charges différentes de (0 à 19.305 kN) et  $\sigma=351$  MPa ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur de 1.82% (2.79 mm), juste après on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Le temps nécessaire pour cette opération est 8.51 secondes.

Eprouvette 4 :

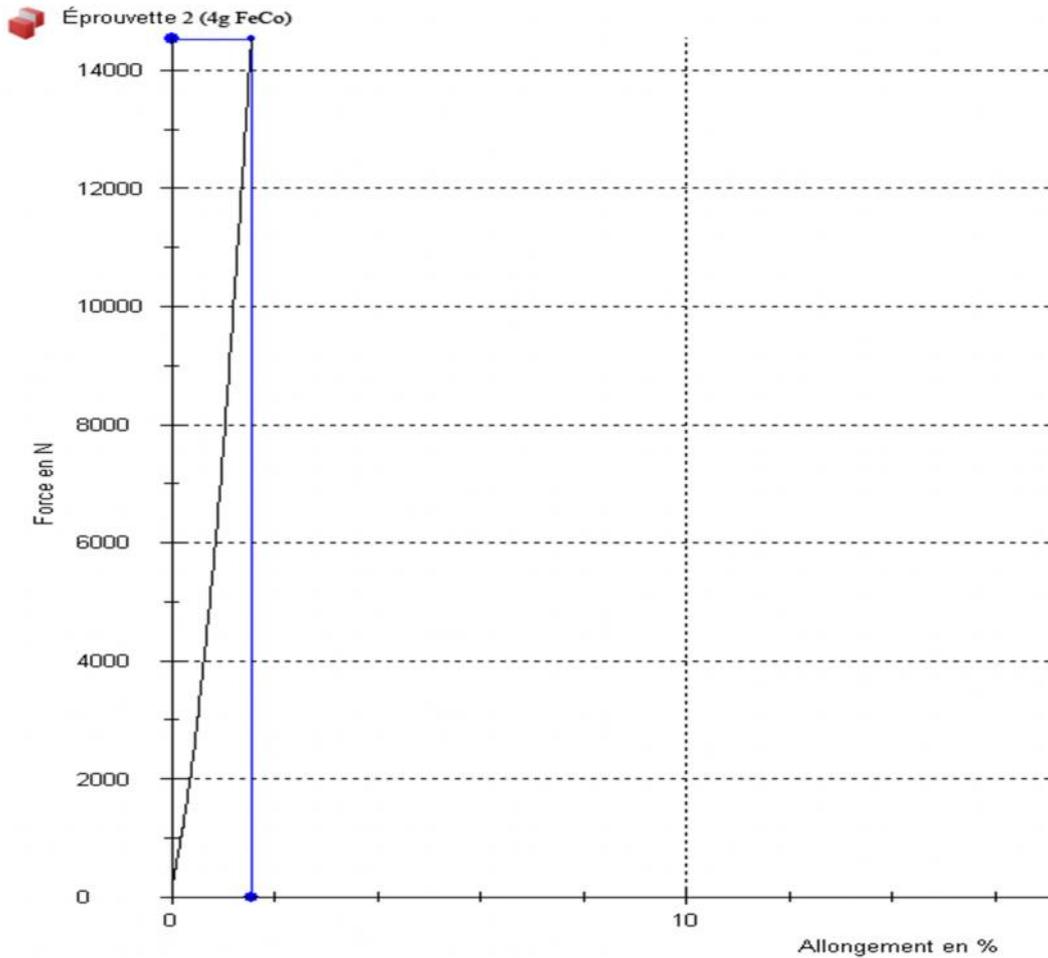


Figure III.11: 4<sup>ème</sup> essai sur l'éprouvette type 2 qui contient 4g de FeCo.

Interprétation :

- C'est une courbe pratiquement linéaire donnée par l'équation  $Y=10.035X$ .
- On applique des charges différentes de (0 à 14.52 KN) et  $\sigma=264.07$  MPa ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur de 1.53 % (2.34 mm), juste après on remarque la rupture de l'éprouvette.
- Le temps nécessaire pour cette opération est 8.51 secondes

On peut résumer nos résultats de test dans les tableaux qui suivent :

**Tableau III.4** : Résultats d'allongement d'éprouvettes type 2.

Essai	$L_i$ (mm)	$L_f$ (mm)	A(%)	Section (mm <sup>2</sup> )
1	150	152.68	1.75	55
2	150	152.22	1.45	55
3	150	152.79	1.82	55
4	150	152.34	1.53	55

**Tableau III.5** : Résultats des tests de traction pour les éprouvettes type 2.

Essais	Charge de Rupture en (KN)	Contrainte à la Rupture (MPa)	Allongement a la Rupture	
			mm	%
1 (2g FeCo)	17.562	319.07	2.68	1.75
2 (2g FeCo)	13.051	237.29	2.22	1.45
3 (4g FeCo)	19.305	351	2.79	1.82
4 (4g FeCo)	14.524	264.07	2.34	1.53

Après avoir réalisé tous les essais on obtien un graphe globale qui montre la différenciation entre les éprouvettes type1 et type2.

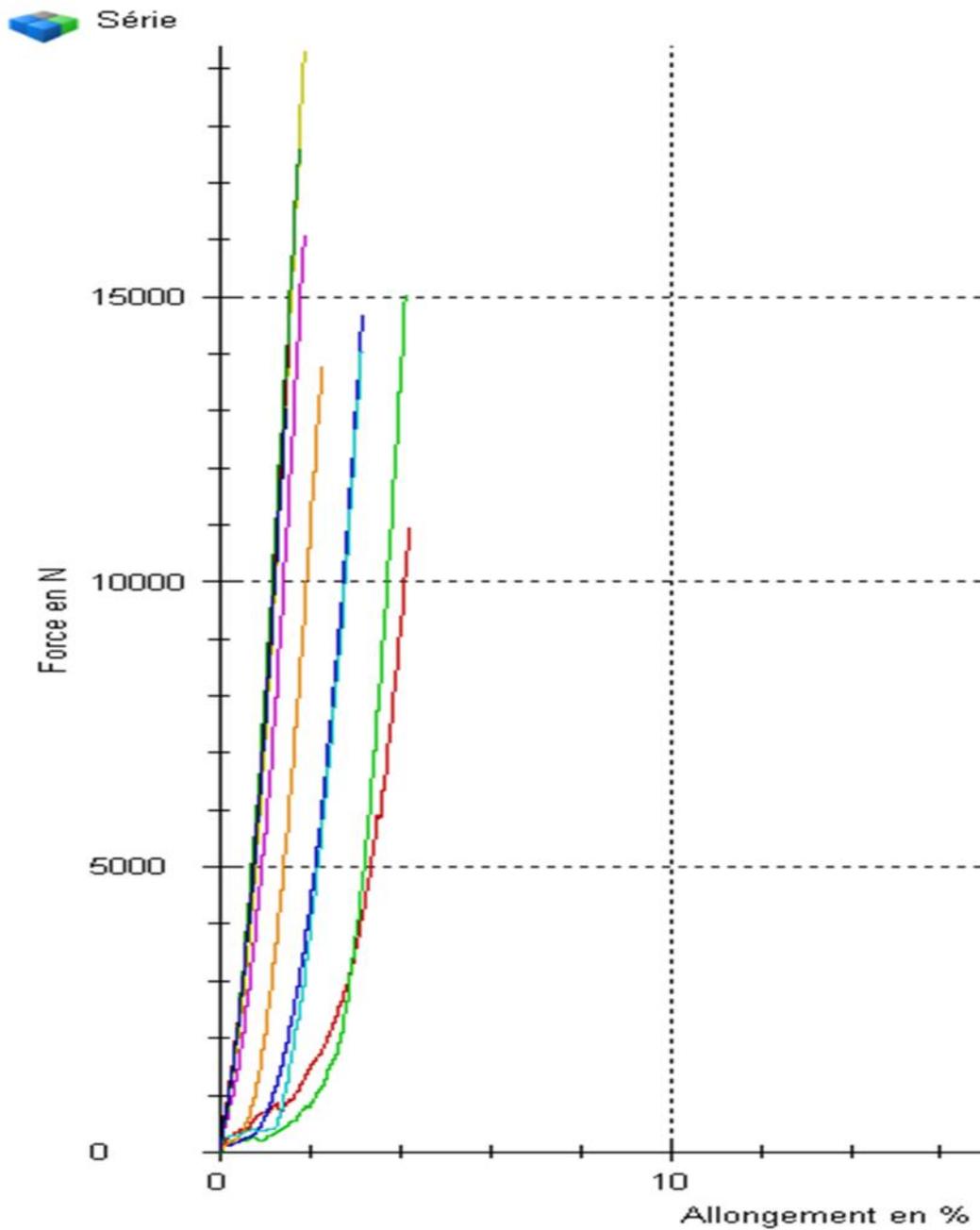


Figure III.12 : différenciation des éprouvettes par leurs couleurs.

### III.7. Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 2

Il est difficile de déterminer les caractéristiques du nouveau matériau réalisé, et vu que notre but est une comparaison entre deux types de matériaux, on s'intéresse alors uniquement au calcul du module d'Young à la rupture.

Calcul de  $\varepsilon_l$

$$\varepsilon_l = \Delta L / L \quad \text{avec :} \quad L = \sum_{i=1}^3 \Delta L_i / 3 = 2.6$$

$$\text{d'où} \quad \varepsilon_l = 0.0173$$

#### 1. Calcul du module d'Young $E_l$ à la rupture

La contrainte moyenne est liée à la déformation par le module d'Young longitudinal

D'après l'équation (I.5)

$$\sigma_l = E_l \times \varepsilon_l$$

$$\text{D'où} \quad E_l = \sigma_l / \varepsilon_l$$

$\sigma_l$  : la valeur moyenne des contraintes à la rupture avec :  $\sigma_l = \sum_{i=1}^3 \sigma_i / 3$

$$\sigma_l = 311 \text{ Mpa}$$

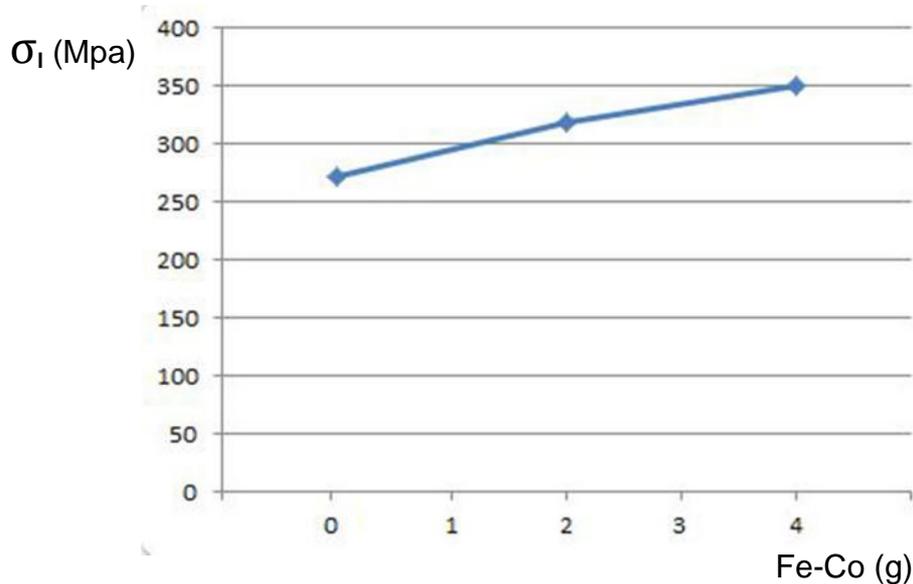
$$\text{D'où} \quad E_l = 311 / 0.0173$$

$$E_l = 17.976 \text{ GPa}$$

Le tableau et la figure suivants nous montrent la comparaison entre les deux types d'éprouvettes étudiées.

**Tableau III.6 :** Tableau comparatif des résultats finale.

	Eprouvette type 1	Eprouvette type 2
Charge moyenne à La rupture en (KN)	14.950	17.130
Contrainte moyenne à La rupture en (MPa)	271	311
Déformation $\epsilon_1$ (MPa)	0.0314	0.0173
Module d'Young à La rupture $E_1$ (Gpa)	8.630	17.976



**Figure III.13:** l'évolution de la contrainte en fonction de la quantité de fer cobalt

Toutes les valeurs expérimentaux de l'éprouvette type 1 obtenues dans cette partie vont être utilisées dans le chapitre 4 pour confronter et valider les résultats avec la partie simulation.

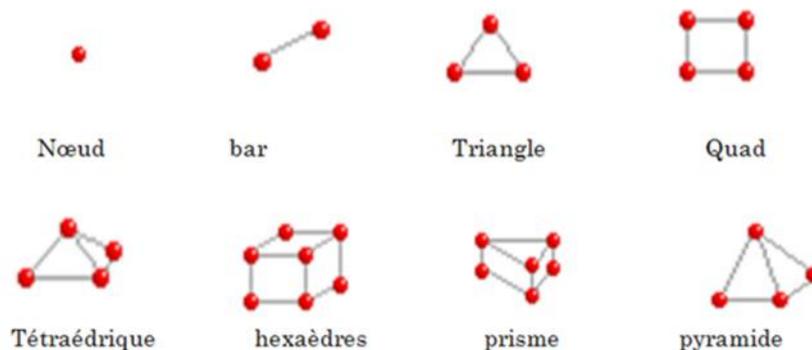
Le chapitre qui suit sera une simulation numérique d'une plaque en composite par un logiciel conçu spécialement pour étudier le comportement mécanique de toute structure, La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations. 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.

#### IV.1. Introduction à NASTRAN/PATRAN

Patran/Nastran est un logiciel assez complet lorsqu'on fait face à un calcul de structure. Le solver Nastran a été développé et adapté pour répondre au besoin de la NASA. Maintenant, il est devenu le solver le plus utilisé au monde, et principalement par l'industrie aérospatiale. Depuis plus de 40 ans, ce logiciel a été utilisé pour concevoir plusieurs véhicules (Avion, navette spatiale etc ...) et adopté par l'industrie de l'automobile et autre. Ce logiciel est certifié par toutes les agences de certification comme le FAA et EASA. Il est assez complet pour analyser et simuler les contraintes, la dynamique, les vibrations et l'aéroélasticité des systèmes assez complexes.

##### 1. Le maillage

Un maillage est un ensemble des noeuds qui peuvent être liés entre eux. En général on utilise les systèmes de coordonnées cartésiennes pour décrire les liaisons entre les noeuds.

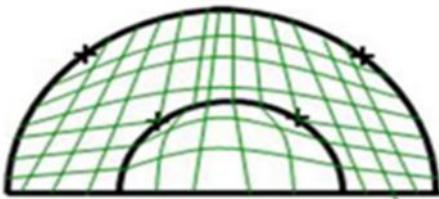


**Figure IV.1** : Types des éléments de maillage.

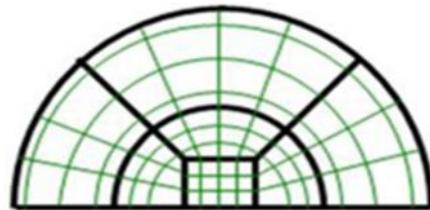
## 2. Choix Du Type De Maillage

### a. Maillage structuré (quadra/hexa)

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à mono bloc ou multi bloc.



**Figure IV.2** : Géométrie mono-bloc.



**Figure IV.3** : Géométrie Multi-bloc.

Il présente les avantages suivants :

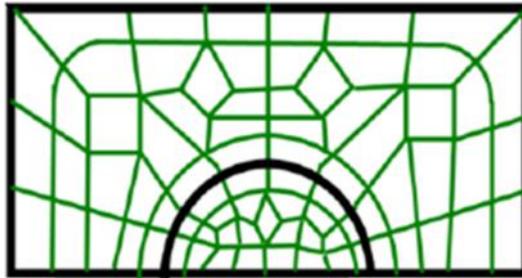
- ✓ Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- ✓ Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Ses inconvénients :

- ✓ Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe.
- ✓ Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes.

### b. Maillage non structuré

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.



**Figure IV.4** : Maillage non structure.

Ses avantages :

- ✓ Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- ✓ Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés.

Ses inconvénients :

- ✓ Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- ✓ Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré.

### **c. Maillage hybride**

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D. Ses avantages :

- ✓ Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré.

### 3. Techniques de Génération du Maillage

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- ✓ Maintenir une bonne Qualité des éléments.
- ✓ Assurer une bonne Résolution dans les régions à fort gradient.
- ✓ Assurer un bon Lissage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier.
- ✓ Minimiser le nombre Total des éléments (temps de calcul raisonnable).

### 4. Qualité d'un Maillage

La génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant. Une bonne qualité de maillage repose sur les éléments suivants :

- ✓ Minimisation des éléments présentant des distorsions
- ✓ Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc ...etc.)

Enfin, la qualité de maillage a un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

## IV.2. MSC/PATRAN-NASTRAN

### 1. NASTRAN

Le solveur Nastran est un logiciel d'analyse par éléments finis généraliste, utilisé pour les calculs statiques de contraintes, déformations, les calculs dynamiques, et thermiques, pour tout type de structure et composant mécanique. Nastran intègre les dernières évolutions techniques en matière de FEA, avec un des solveurs les plus

rapides du marché, des résultats fiables et précis. Nastran est utilisé depuis plus de 15 ans par de nombreuses sociétés de différents secteurs industriels. Nastran tourne sur des plates-formes Windows 32 et 64 bits, Linux, et Unix.

### **a. Compatibilité avec l'univers NASTRAN**

Nastran est compatible avec les principaux systèmes de CAO 3D du marché tels que SolidWorks, Solid Edge, Inventor, Pro/Engineer, CATIA, UG, One Space, et avec des modeleurs éléments finis tels que FEMAP, Hypermesh, Ideas, PATRAN, ANSA. La compatibilité est garantie par le format d'entrée standard Nastran Bulk Data File (BDF) et par les formats standard de sortie FNO (Femap Neutral Output), OP2 (Nastran Output2) et XDB (Nastran Access Database).

### **b. Performance**

Nastran utilise les technologies de solveurs les plus récentes, fournissant des résultats rapides pour les modèles par Éléments Finis complexes et de grandes tailles. Trois solveurs linéaires (PCGLSS, VSS et VIS) et deux solveurs de recherche de valeurs propres (LANCZOS et SUBSPACE) sont inclus.

Le solveur PCGLSS (Preconditioned Conjugate Gradient Linear System Solver) est un solveur itératif avancé sous licence de CA&SI, utilisés par de nombreux logiciels leaders du Calcul des Structures. Les solveurs VSS (Vector Sparse Solver) et VIS (Vector Itérative Solver), basés sur une technologie développée par la NASA, ont été améliorés en rapidité et en précision. Nastran supporte la technologie Dual Core d'Intel.

### **c. Composites**

Nastran a des caractéristiques uniques pour l'analyse des structures constituées de matériaux composites en couches. Outre les critères de rupture classiques (Tsai-Wu, Hill, etc. ...), Nastran possède des critères plus avancés et plus récents tels que LaRC02 et Puck, et il fournit des résultats spécifiques pour les structures sandwich (core buckling, crippling, etc...). A part le calcul du Failure Index,

le calcul du facteur de Sécurité Safety Factor, plus significatif, est également disponible.

### 1.1 Caractéristiques de Nastran

#### a) Librairie d'éléments

- ✓ Poutres complexes
- ✓ Barres
- ✓ Tuyaux
- ✓ Plaques de type triangle ou quadrangle, membranes, coques, cisaillement
- ✓ Solides : tétra, penta, hexa
- ✓ Déformation ou contrainte plane
- ✓ Ressorts, masses, amortisseurs • Câbles
- ✓ Éléments de contact
- ✓ Surfaces de contact
- ✓ Option "soudure" pour les surfaces de contact
- ✓ Point de soudure (CWELD)
- ✓ Éléments rigides, liens rigides de type barre ou plaque
- ✓ Éléments d'interpolation.

#### b) Propriétés de matériaux

- ✓ Isotropique
- ✓ Orthotropique 2D et 3D
- ✓ Anisotropique
- ✓ Dépendant de la température
- ✓ Loi déformation – contrainte
- ✓ Fluage.

#### c) Analyse Statique Linéaire

- ✓ Contraintes, déformations, amplitudes linéaires
- ✓ Inertiel relief

- ✓ Amplitudes et contraintes thermiques
  - ✓ Précontraintes
  - ✓ Propriétés massiques.
- d) Analyse Statique Non-linéaire
- ✓ Analyse Statique Non-linéaire
  - ✓ Grands déplacements et rotations
  - ✓ Matériau non-linéaire (non-linéaire élastique, élasto-plastique, thermo-élastique parfaitement plastique, visco-élastique, fluage)
  - ✓ Éléments de câble et coques en tension seule (tension-only)
  - ✓ Contacts (avec friction) : écart (gap), glissement sur ligne (slide line), surface/surface.
- e) Transfert Thermique Transitoire
- ✓ Linéaire et non-linéaire
  - ✓ Conduction, convection et rayonnement.
- f) Transfert Thermique en Régime Permanent
- ✓ Linéaire et non-linéaire
  - ✓ Conduction, convection et rayonnement.
- g) Modes Propres
- ✓ Fréquences et déformées modales
  - ✓ Mouvement de corps rigide et flexible
  - ✓ Facteurs de participation modale, masse effective, poids effectif et forces de réaction
  - ✓ Précontrainte linéaire et non-linéaire (stiffening).

## h) Réponse Dynamique

- ✓ Fréquences et modes propres de vibration
- ✓ Réponses dynamiques transitoires et fréquentielles directes
- ✓ Réponses dynamiques transitoires et fréquentielles modales
- ✓ Analyses spectrales
- ✓ "Dynamic Design Analysis method" (DDAM)
- ✓ Sommation modale (ABS, SRSS, NRL, CQC)
- ✓ Analyses en vibrations aléatoires
- ✓ Génération de spectres de réponse
- ✓ Valeurs propres complexes
- ✓ Excitation à la base ("enforced motion").

## i) Analyse du Flambement

- ✓ Charges critiques et déformées modales
- ✓ Algorithmes de type Arc-length pour les analyses de post flambage
- ✓ Contrainte initiale linéaire et non-linéaire.

## j) Caractéristiques générales supportées par toutes les solutions

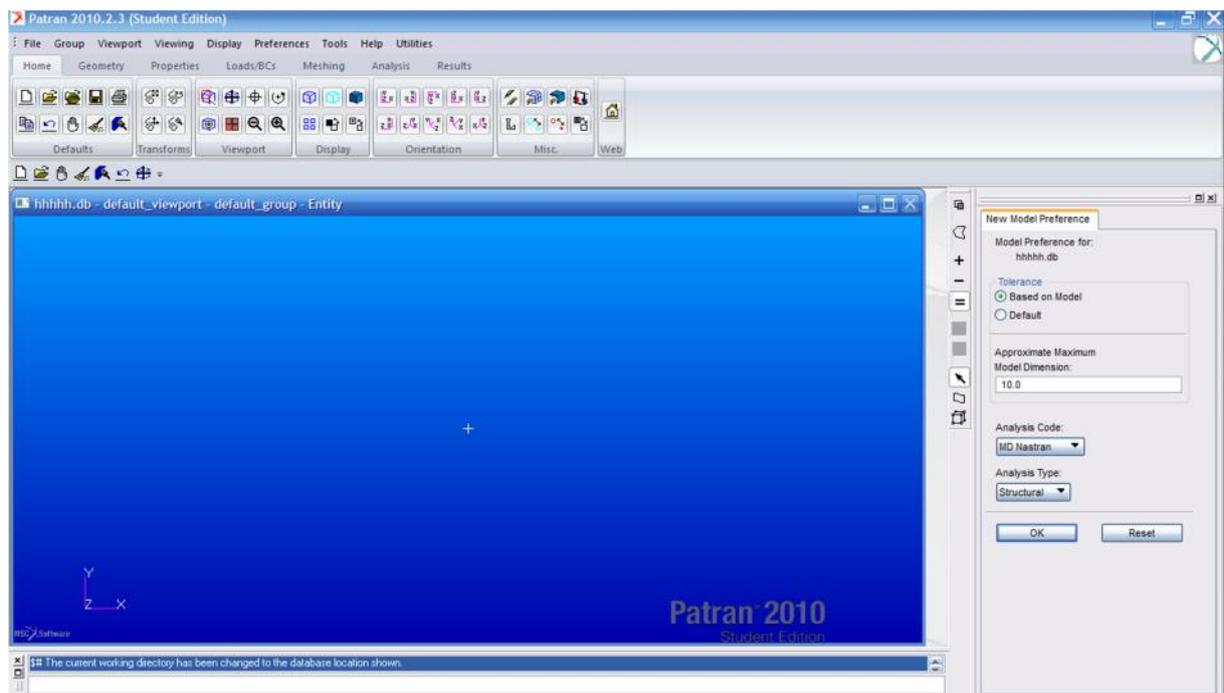
- ✓ Matériaux composites en couches (laminates)
- ✓ Matériaux dépendants de la température
- ✓ Import et Export direct de matrices (DMIG)
- ✓ Réduction de Craig-Bampton et de Guyan
- ✓ Mise en oeuvre de super-éléments
- ✓ Interpolation des déplacements, charges et températures.

## 2. PATRAN

Le logiciel PATRAN est l'éditeur de NASTRAN, il sert essentiellement à générer le maillage puis à visualiser les résultats de l'analyse. Nous allons donc voir très sommairement les principales fonctions de PATRAN qui vous seront utiles dans le cadre de votre projet.

Le logiciel PATRAN supporte deux différents modèles, un modèle géométrique et l'autre modèle d'éléments finis. Le modèle géométrie est un outil essentiel et n'a autre utilité que pour aider les analystes à bâtir leur modèle d'éléments finis. Cependant, nous pouvons lier le modèle a la géométrie et ainsi lors d'un remaillage ou redéfinition des conditions aux limites nous n'avons pas à reprendre toutes les étapes.

La figure suivante montre la fenêtre de PATRAN :



**Figure IV.5 :** Fenêtre de PATRAN.

a) Les bases des deux modèles sont:

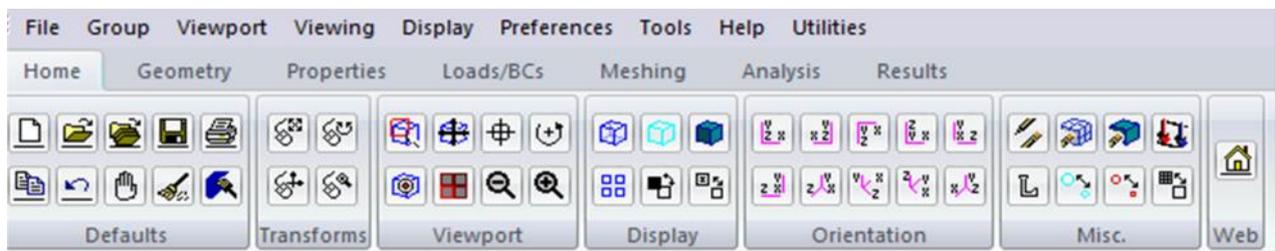
Mode géométrique :

- ✓ Point
- ✓ Courbe
- ✓ Surface
- ✓ Volume
- ✓ Plan
- ✓ Système de coordonnées.

Mode d'éléments finis :

- ✓ Noeuds
- ✓ Éléments
- ✓ MPC
- ✓ Propriétés élémentaires et matérielles
- ✓ Conditions aux limites.

Le menu principal qui apparaît lorsque Patran est lancé.



**Figure IV.6** Le menu principal

Ce menu se divise en 4 principaux segments:

- ✓ Gestion de fichiers et configuration
- ✓ Touches rapides
- ✓ Divers
- ✓ Function's principaux d'exécution

### IV.3. Essai de simulation et résultats

Dans cette partie pour l'analyse des contraintes statiques linéaires, le MSC Patran et Nastran sont utilisés ; le Programme Patran a un rôle de pré-processeur et post-processeur. Ce programme nous permet de définir le modèle : la forme, éléments de maillage, les conditions de support (initial), les charges. Puis, sur la base de ces données, un calcul de la tension est réalisé par un logiciel Nastran. Après cela, le programme de Patran (post-processeur) montre la répartition des contraintes appropriées. [21]

Les tests de contrainte sur le modèle composite qu'on a réalisé dans ce projet (Carbone-Epoxy) sont effectués et les résultats sont affichés.

Les propriétés mécaniques de ce matériau composite sont les mêmes qu'on a calculé dans le chapitre précédent pour avoir une comparaison avec l'essai expérimentale, ces valeurs sont représentées dans le tableau suivant :

**Tableaux IV.1** : les propriétés mécaniques du matériau composite Carbone-Epoxy.

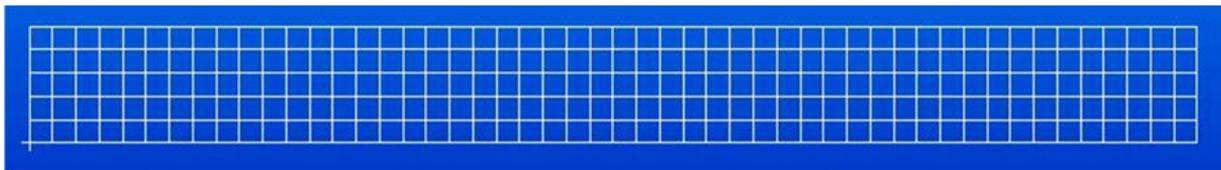
$E_{11}$ (Mpa)	191665
$E_{22}$ (Mpa)	24162.4
$\nu_{12}$	0.317
$G_{12}$ (Mpa)	16549.25
$G_{23}$ (Mpa)	8697.7
$G_{13}$ (Mpa)	16549.25

La Force appliquée sur l'éprouvette est la même force moyenne calculé dans la partie expérimentale qui est :  $F = 14950$  N.

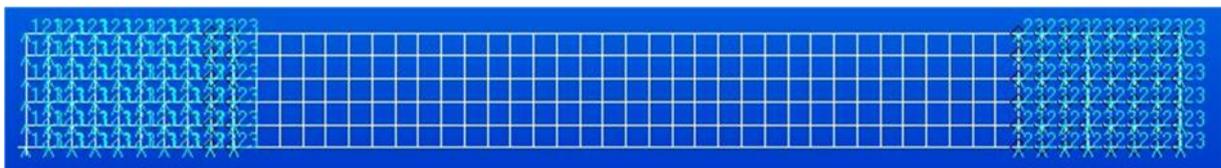
### 1. Etapes de simulation :

Le Maillage d'éléments représenté sur la figure IV.7 est constitué d'éléments individuels (5mm x 5mm).

Les conditions de déplacement sont représentés sur la figure IV.8.

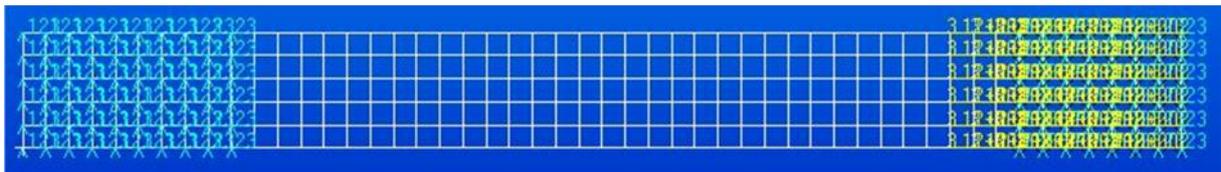


**Figure IV.7:** Maillage d'éléments.



**Figure IV.8 :** restrictions de déplacement.

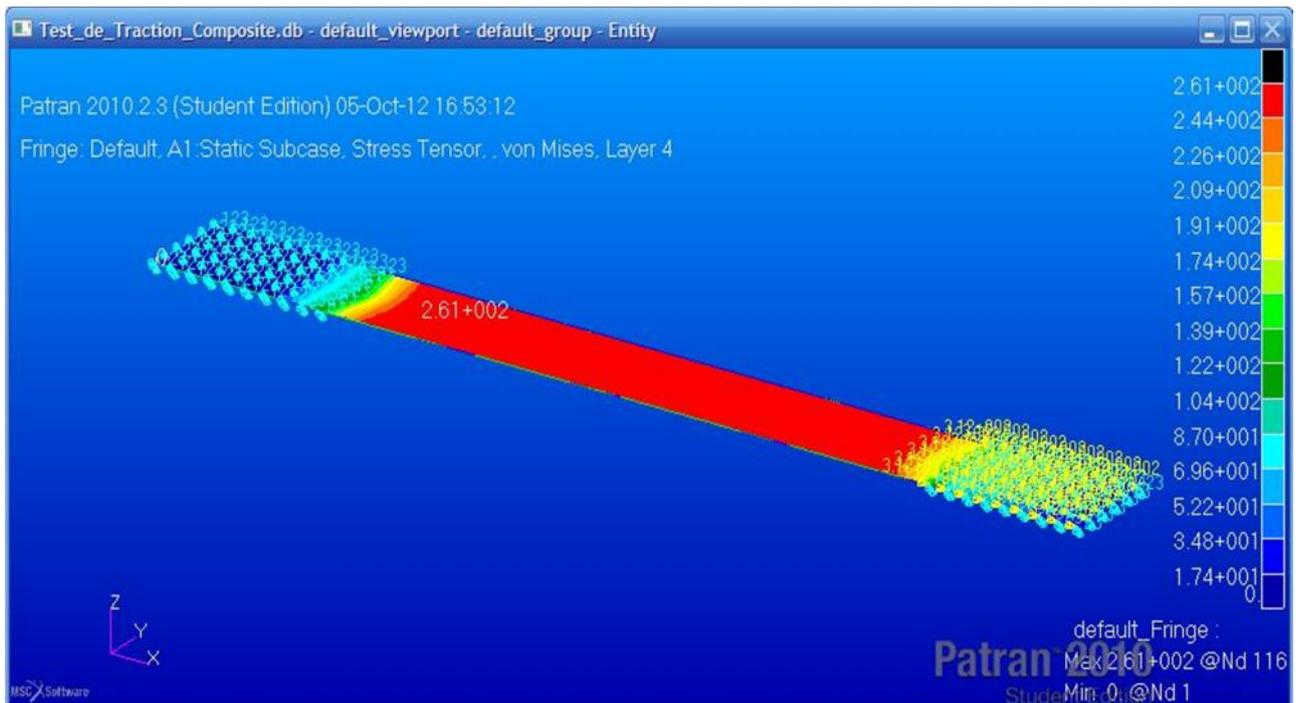
On peut conclure que le modèle échoue lorsque la force est 14950 N, Lorsque cette force est prévue à 48 nœuds (choisi), il s'ensuit que la force par nœud est de : 312 N, cette force est représentée dans la figure IV.9.



**Figure IV.9 :** Forces dans le modèle

## 2. Résultat Obtenu :

La répartition des contraintes sur le modèle est illustrée à la figure IV.10. La contrainte maximale (261 Mpa) est clairement visible.



**Figure IV.10 :** La répartition des contraintes dans le modèle.

Les résultats de la simulation numérique nous ont bien guidés à voir le comportement du Stratifié dans un essai de traction, la comparaison est clairement visible avec l'étude expérimentale, et l'erreur de la contrainte maximale à la rupture est :

$$E_r = (271-261)/271$$

$$E_r = 3.69\%$$

Les nanomatériaux représentent une voie d'avenir pour l'amélioration des performances des composites. Ceci a été démontré concernant la rigidité et la résistance en traction par exemple. Par ce seul point de vue, ils représentent donc un intérêt pour leur utilisation dans des systèmes mécaniques où les performances mécaniques sont exigées.

En l'état actuel des connaissances, on n'a pas de modèle précis sur ce comportement ni d'ailleurs sur les paramètres structuraux déterminants les caractéristiques mécaniques du nouveau matériau. Il est donc difficile de justifier autrement que par l'expérience qu'un changement d'échelle dans la taille des renforts ajoutés à la matrice peut représenter une voie d'avenir. De façon générale, les propriétés mécaniques (Module d'élasticité, module de cisaillement, Coefficient de Poisson) du matériau hétérogène sont extrêmement complexes et difficilement prédictibles. Une caractérisation de ces matériaux du point de vue de leurs propriétés mécaniques au sens large est donc nécessaire pour définir les champs d'application que l'on peut envisager et les voies d'amélioration qui sont souhaitables.

Ce travail contribue à ces objectifs en s'attachant à améliorer la compréhension des propriétés mécaniques de cette nouvelle classe de matériaux. Pour cela nous avons situé dans le premier chapitre ce que sont les composites et les nanocomposites, ainsi que leurs propriétés et leurs intérêts en aéronautique. Dans le deuxième chapitre, on a montré la procédure de mise en œuvre et d'élaboration des éprouvettes composites au niveau de la basse technique de la compagnie Aérienne Air Algérie,

Le troisième chapitre a porté sur les essais de traction des différentes éprouvettes afin de déterminer leurs contraintes à la rupture, et montrer celles qui est la plus rigide et la plus résistante. Puis au quatrième chapitre nous avons inclus les résultats obtenus est les caractéristiques du matériau composite sans charge dans le logiciel Nastran-Patran afin de réaliser une simulation numérique et comparaison entre les résultats des contraintes à la rupture.

### **Développements :**

Pour conclure cette étude et en ce repositionnant dans les enjeux technologiques, nous identifions les perspectives suivantes :

- Voir l'effet d'autres paramètres sur le comportement de la structure, tel que le nombre de couches, et les différentes orientations d'empilement ;
- Calcul des caractéristiques du nouveau matériau par la théorie d'homogénéisation ;
- Prévoir d'autres essais comme: compression, flexion, flambement...etc. ;

## LISTE DES SYMBOLES ET DES ABREVIATIONS

$E_f^l$ : Module d'élasticité longitudinale de fibre.

$E_f^t$  : Module d'élasticité transversale de fibre.

$G_f$ : Module de glissement de fibre.

$\nu_f$ : Coefficient de Poisson de fibre.

$E_m$ : Module d'élasticité longitudinale de matrice.

$G_m$ : Module d'élasticité transversale de matrice.

$\nu_m$  : Coefficient de Poisson de la matrice.

$V_f$ : Volume de la fibre.

$V_m$ : Volume de la matrice.

$G_{LT}$ : Module de cisaillement longitudinal.

$G_{LT}'$ : Module de cisaillement transversal.

$G_{TT}'$ : Module de cisaillement latéral.

$\nu_{LT}$  et  $\nu_{TT}$ , Coefficient de poisson.

$E_{11}$  : Module d'élasticité longitudinale.

$E_{22}$ : Module d'élasticité transversal.

$\nu_{12}$ : Le coefficient de Poisson longitudinal.

$G_{12}$ : Le module de cisaillement longitudinal.

$G_{23}$  : Le module de cisaillement transversal.

$\theta$  : Angle des empilements.

$\varepsilon$  : Déformation de l'éprouvette.

$\sigma$  : Contrainte à la rupture.

N : nombre de couches.

e : épaisseur de la couche.

L : longueur du stratifié.

d : Largeur du stratifié.

### **Unités**

Gpa : giga pascal.

Mpa : mega pascal.

nm : nanomètre.

mm : millimètre.

Kn : kilo newton.

g : gramme.

# Références Bibliographiques

---

- [1] J. Renard, « Elaboration, microstructure et comportement des matériaux composites à matrice polymère », Hermès Sciences Publications, Cachan, 2005.
- [2] J.M. Berthelot, « Matériaux composites, comportement et analyse des structures », Edition TEC & DOC, Cachan, 1999.
- [3] J.M.BERTHELOT «Matériaux composites: Comportement mécanique et analyse des structures », Ed. MASSON, Paris, 1992, 620P.
- [4] TEC & DOC «Guide de la technique -2-: Métaux, Liants, Plastiques, Composites, Matières vivantes», Presses Polytechniques et Universitaires Romandes, Lausanne, 1991, PP: 143-148.
- [5] Après Modification J.M. Berthelot, «Mécanique des matériaux et structure composites», ISMANS, le Mans, 2010.
- [6] M.GEIER, D.DUEDAL «Guide pratique des matériaux composites», TEC & DOC (Lavoisier), Paris, 1985, 349P.
- [7] W.KURZ, J. P. MERCIER, G.ZAMBELLI «Traité des matériaux: Introduction à la science des matériaux», Presses Polytechniques et Universitaires Romandes, Lausanne, 1995, 404P.
- [8] A. DESSARTHE, H. GUYOT, M. CARAYOL «Techniques de fabrication de pièces mécaniques en plastiques ou composites», Centre Technique des Industries Mécaniques (CTIM), Paris, 1994,226P.
- [9] J.WEISS, C. BORD «Les matériaux composites, Tome I: Structure, constituants, fabrication», Ed. L'Usine nouvelle, Paris, 1983, Partie: A-B-C.
- [10] J. PABIOT «Plastiques renforcés: Propriétés mécaniques, Calcul», Techniques de l'ingénieur, Paris, 1987, PP: A3245 (1-13).
- [11] Daniel Gay « matériaux composites », 4<sup>e</sup> édition revue et augmentée.
- [12] Cours des matériaux composites « 2<sup>ème</sup> année Master en aéronautique option construction » 2009 /2010.

- [13] Eric Gaffet «Nanomaterials Research Group/ UMR CNRS 5060».
- [14] M. Wautelet et coll. « Les nanotechnologies », Edition Dunod, Paris, 2003.
- [15] Jacques CINQUIN «Techniques de l'Ingénieur», traité Plastiques et Composites.
- [16] F. Laurin. ONERA, INTRODUCTION GENERALE SUR LES MATERIAUX COMPOSITES, 2011.
- [17] GLOSSAIRE DES MATERIAUX COMPOSITES – CARMA – octobre 2006.
- [18] Techniques de l'ingénierie : présentation des matériaux composites A7790.
- [19] Manuel Boeing, Boeing Material Specification qualified products list, BMS8-201F, 2004.
- [20] Manuel Air Bus 330. Structure repair manual edition 2002.
- [21] Dash, P.K. and Chatterjee, A.K.: Effects of environment on fracture toughness of woven carbon/epoxy composite, Journal of the Institution of Engineers (India), Vol. 85, No. 5, pp. 1-9, 2004