

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE AMMAR THELIDJI -LAGHOUAT-



Faculté : Science et Technologie
Département : Génie Mécanique
Option : Maintenance Industrielle

MEMOIRE DE MASTER

Thème :

**RIGIDITÉ D'UN COMPOSITE ÉPOXY/FIBRES DE
CARBONE-SIMULATION MICROMÉCANIQUE ET
VALIDATION EXPÉRIMENTALE.**

Présenté par :

* TOUIHAR ABDEL FATAH

* BENDJEMAA ABDERAHMAN

Membres du jury :

Nom et prénom :
Belaïd Salim
Bensahal Djamel
ABDESSEMED Khaled

Grade :
MCA
MCB
MAA

Qualité :
Président
Examineur
Encadreur

Promotion : 2022/2023

REMERCIEMENTS

Nous remercions tout d'abord « Dieu » de nous avoir permis de terminer ce travail dans les meilleures conditions.

Au terme de cette étude, nous tenons à remercier sincèrement toutes les personnes qui ont participés de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Nous tenons à remercier chaleureusement M^r ABDESSAMED pour nous avoir aidé et orienté durant cette réalisation.

Nos remerciements également s'adressent aux membres du jury qui nous font de l'honneur de juger ce mémoire.

Enfin nous tenons à remercier tous les enseignants qui ont contribué à notre formation.

DÉDICACE

Tout d'abord, La première personne que je voudrais donc remercier ici est ma très chère mère pour son soutien, sa patience surtout pendant la période de rédaction et tous qu'elle me fait juste pour moi, merci maman beaucoup, je t'aime maman..., à mon père de m'avoir fait confiance et de m'encourager. Aucun mot ne peut exprimer le respect que je leur voue et je prie dieu le tout puissant de leur donner longue vie, Je souhaite à mon dieu de me les laisser et de me les garder toujours.

Je dédie ce modeste travail à tous qui me sont très chères et qui m'ont aidé de près et de loin durant toute cette période.

Je conclurais ces remerciements mes proches sans les cités parce que sont beaucoup, qui ont su comprendre les instants parfois difficiles et m'ont surtout aider à les relativiser.

Alors une dernière fois, merci à tous et surtout à ceux que j'ai pu involontairement oublier.

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I : ÉTUDE BIBLIOGRAPHIQUE	3
I.1. INTRODUCTION	3
I.2 DEFINITION	3
I.3 CLASSIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES	3
I.3.1 Classement suivant la nature des constituants	3
I.3.2 Classement suivant la forme du renfort (morphologie)	4
I.4 LES ÉLÉMENTS CONSTITUANTS D'UN MATÉRIAU COMPOSITE	4
I.4.1 Les matrices	5
I.4.2 Les charges	7
I.4.3 Les additifs	8
I.4.4 Les renforts	8
I.5 L'ARCHITECTURE DES MATÉRIAUX COMPOSITES	11
I.5.1 Les monocouches	11
I.5.2 Composites sandwiches	11
I.5.3 Composites stratifiés	12
I.6 MISE EN ŒUVRE DES MATÉRIAUX COMPOSITES	13
I.7 AVANTAGES ET INCONVÉNIENTS DES MATÉRIAUX COMPOSITES	15
I.7.1 Les avantages	15
I.7.2 Les inconvénients	15
I.8 DOMAINES D'APPLICATION DES MATÉRIAUX COMPOSITES	15
CHAPITRE II : ETUDE EXPERIMENTALE	17
II.1 INTRODUCTION	17
II.2 MATERIEL UTILISE	17
II.2.1 Plaque en verre	17
II.2.2 Gants	17
II.2.3 Mesure des masses	18
II.2.4 Préparation de la résine époxy	18
II.2.5 Résine et durcisseur	18
II.2.6 La cire de démoulage	19
II.2.7 Mastic d'étanchéité	19
II.2.8 Tissu de fibre de carbone	20
II.2.9 Tissu d'arrachage	20
II.2.10 Feutre de drainage	20
II.2.11 Film de mise sous vide (de compactage)	21
II.2.12 Pompe à vide	21
II.2.13 Tronçonneuse	22
II.2.14 Divers accessoires	22
II.3 ELABORATION DES PLAQUES EN COMPOSITE EPOXY/FIBRE DE CARBONE	22
II.3.1. Découpage des tissus de fibres carbone	22
II.3.1.2 Préparation de la résine époxy	23
II.3.1.3 Elaboration du composite	24
II.4. DECOUPAGE DES EPROUVETTES	26
II.5 REALISATION DES ESSAIS DE FLEXION 3 POINTS	27
II.5.1 Essai de flexion	27
II.5.2 Essai de flexion 3 points selon la norme ASTM D790	27
II.5.3 Machine d'essai	28
II.5.4 Calcul du module d'élasticité en flexion	29
II.6 RESULTATS ET DISCUSSIONS	29
II.6.1 Courbes de flexion des des éprouvettes CFRP_0 (après 20 jours)	29
II.6.2 Courbes de flexion des éprouvettes CFRP_45 (Coupe à 45°)	31
CHAPITRE III : SIMULATION NUMERIQUE	33

III.1 INTRODUCTION	33
III.2 CALCUL DE LA FRACTION VOLUMIQUE	33
III.3 DEMARCHE DE SIMULATION	34
III.3.1 Détermination des constantes élastiques par le logiciel DIGIMAT	34
III.3.2 Simulation de la flexion 3 points par le logiciel ABAQUS	40
III.4 RESULTATS OBTENUS	48
III.5 SIMULATION AVEC DES UNIDIRECTIONNELS	54
CONCLUSION GENERALE	
BIBLIOGRAPHIE	

LISTE DES FIGURES

	PAGES
Figure I.1 : Représentation schématique d'un matériau composite.	03
Figure I.2 : Schématisation d'un matériau composite avec des fibres particules, des fibres courtes et des fibres longues	04
Figure I.3 : Matériau composite.	05
Figure I.4 : Les différentes familles de matrice	05
Figure I.5 : principaux matériaux du renfort	08
Figure I.6 : Les structures géométriques des composites	09
Figure I.7: Principaux types de tissages	10
Figure I.8 : Matériaux composites à âmes creuses	11
Figure I.9 : Matériaux composites à âmes pleines	12
Figure I.10 : Exemple du plan du drapage d'un composite stratifié	12
Figure I.11 : différents types de moulage	15
Figure I.12 : Domaines d'application des matériaux composites : a) Aéronautique b) Militaire) Aérospatiale d) Nautique e) Sport f) Energie	16
Figure II.1 : Plaque en verre.	17
Figure II.2 : Les gants.	17
Figure II.3 : Balance électronique de précision.	18
Figure II.4 : Matériels utilisés pour la préparation de la résine époxy.	18
Figure II.5 : Résine époxy MEDAPOXY STR".	18
Figure II.6 : Cire de démoulage Tr 104.	19
Figure II.7 : Mastic d'étanchéité.	19
Figure II.8 : Tissu carbone.	20
Figure II.9 : Tissu d'arrachage.	20
Figure II.10 : Feutre de drainage.	20
Figure II.11: Film de mise sous vide.	21
Figure II.12 : Pompe à vide.	21
Figure II.13 : Tronçonneuse.	22
Figure II.14 : Accessoires pour le moulage sous vide.	22
Figure II.15: Découpage et pesée des tissus de fibres de carbone.	22
Figure II.6. : Dosage de la résine époxy.	23
Figure II.17 : Géométrie des éprouvettes de flexion 3 points	26
Figure II.18 : Découpage des éprouvettes avec deux angles	27
Figure II.19 : Machine universelle MTS Criterion Model 45.	28
Figure II.20 : Montage pour l'essai de flexion trois points.	28
Figure II.21 : Réglage de la portée L.	28
Figure II.22 : Courbe force/flèche pour le composite CFRP_0.	30
Figure II.23 : Partie linéaire de la courbe force/flèche du composite CFRP_0.	30
Figure II.24 : Courbe force/flèche pour le composite CFRP_45	31
Figure II.25 : Partie linéaire de la courbe force/flèche du composite CFRP_45.	32
Figure II.26 : Eprouvette de flexion après l'essai	32

LISTE DES TABLEAUX

	PAGES
Tableau I.1 : Avantages et inconvénients des polyptères insaturés	06
Tableau I.2 : Avantages et inconvénients des résines de condensation.	07
Tableau I.3 : Avantages et inconvénients des résines époxydes.	07
Tableau II.1: "Caractéristiques de la résine époxy MEDAPOXY STR.	19
Tableau II.2 : Caractéristiques du mastic d'étanchéité	19
Tableau II.3 : Caractéristiques du tissu d'arrachage	19
Tableau II.4 : Caractéristiques du film sous vide	21
Tableau II.5 : Caractéristiques de la pompe à vide	21
Tableau II.6 : Dimensions des éprouvettes CFRP_0 (Coupe à 0°)	29
Tableau II.7 : Valeurs des modules d'élasticité pour le composite CFRP_0 (Coupe à 0°)	31
Tableau II.8 : Dimensions des éprouvettes CFRP_45 (Coupe à 45°)	31
Tableau II.9 : Valeurs des modules d'élasticité pour le composite CFRP_45 (Coupe à 45°)	32
Tableau III.1 : Caractéristiques des matériaux utilisés	33
Tableau III.2 : Comparaison des résultats numériques et expérimentaux	54

LISTE DES SYMBOLES

m_d : La masse durcisseur.

(m_r) : Masse résine [mm/min].

R : La Vitesse de sollicitation.

Z : Le Constante. ($Z = 0.01$ mm/mm/min).

L : La Portée (Distance entre les appuis).

d : L'Épaisseur.

E_f : Module d'élasticité en flexion.

m : Pente de la droite reliant la force au déplacement.

b : Largeur de l'éprouvette [mm].

d : Épaisseur de l'éprouvette [mm].

P_f, P_m : Fraction massique des fibres et de la matrice respectivement.

V_f, V_m : Fraction volumique des fibres et de la matrice respectivement.

ρ_f, ρ_m : Masse volumique des fibres et de la matrice respectivement.

ρ_c : Masse volumique du composite.

p_c : Masse du composite.

p_f : Masse de fibre.

v_f : Volume de fibre.

v_c : Volume de composite.

Résumé

Ce travail consiste en une caractérisation expérimentale et numérique d'un matériau composite époxy/carbone.

La première partie de ce travail est consacrée à la présentation des différents constituants des matériaux composites. Ensuite, nous présentons l'étude expérimentale que nous avons réalisée. Nous commençons par l'élaboration de la plaque de composite époxy/fibre de carbone en utilisant la technique du moulage sous vide. Nous découpons des éprouvettes à partir de cette plaque selon la norme ASTM. Des essais de flexion 3 points seront alors réalisés afin de déterminer le module d'élasticité en flexion.

Enfin, nous présentons l'étude de la simulation numérique de l'essai de flexion 3 points. Pour cela, nous allons commencer par déterminer la fraction volumique des composites réalisés expérimentalement. Ensuite, nous déterminons les constantes élastiques et nous réalisons la simulation de la flexion 3 points en utilisant le logiciel ABAQUS.

Mots clés : Matériaux composite, moulage sous vide, flexion trois points, micromécanique.

ملخص

يتكون هذا العمل من توصيف تجريبي وعدد من المواد المركبة الأيبوكسية. يعود الجزء الأول من هذه الرحلة إلى عرض المكونات المختلفة للمواد المركبة ، ثم نقدم الدراسة التجريبية التي أجريناها. نعلق أيضًا على عمل اللوح المركب من الإيبوكسي / ألياف الكربون باستخدام تقنية التشكيل بالفراغ. ونقطع عينات الاختبار من هذه اللوحة وفقًا لمعيار ASTM. سيتم بعد ذلك إجراء اختبارات الانحناء من 3 نقاط لتحديد معامل المرونة في الانحناء. أخيرًا ، دعنا نقدم دراسة المحاكاة العددية لاختبار الانحناء 3 نقاط. لهذا ، سنبدأ بتحديد جزء الحجم من المواد المركبة بشكل تجريبي. ونقارن النتائج التي تم الحصول عليها مع نتائج المحاكاة **الكلمات المفتاحية :** المواد المركبة ، قوالب الفراغ ، الانحناء ثلاثي النقاط ، الميكانيكا الدقيقة .

Abstract

This work consisted of an experimental characterization and a number of epoxy composite materials.

The first part of this trip is attributed to the presentation of the different constituents of composite materials, then we present the experimental study that we have carried out. We also comment on the work of the epoxy/carbon fiber composite plate using the vacuum molding technique. and we cut test specimens from this plate according to ASTM standard. 3-point bending tests will then be carried out in order to determine the modulus of elasticity in bending.

Finally, let us present the study of the numerical simulation of the bending test 3 points. For this, we will start by determining the volume fraction of the composites made experimentally. and we compare the obtained results with the simulation results

Keywords : Composite materials, vacuum molding, three-point bending, micromechanics.

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Les matériaux composites connaissent une utilisation grandissante dans de nombreux domaines. Le domaine des transports, en particulier celui des transports aéronautiques, montre un grand intérêt pour ce type de matériaux. Le contexte économique et environnemental impose aux acteurs de ce secteur un allègement des structures permettant des gains en termes de capacité de chargement et d'économie d'énergie. En effet, outre le coût croissant de l'énergie dû à la raréfaction des énergies fossiles, l'opinion publique se montre de plus en plus sensible aux impacts environnementaux des transports. Les leaders du transport aéronautique introduisent donc les matériaux composites proposant de bonnes caractéristiques mécaniques pour une masse réduite dans leurs appareils.

Dans ce contexte, l'étude et la maîtrise de l'élaboration des pièces composites fait l'objet d'intenses recherches car ces matériaux restent encore peu connus devant les matériaux plus classiques (métaux principalement). Pour des applications à hautes performances, les renforts à fibres continues, par exemple tissés, sont très largement utilisés pour leur très bonne formabilité et la possibilité d'obtenir des pièces de forme complexe. Lors de la fabrication d'une pièce renforcée par des fibres en particulier, le renfort est d'abord mis en forme avant qu'une résine ne vienne figer la structure de la pièce. Si les études sur les matériaux composites finis sont assez nombreuses, celles sur les renforts secs et le préformage le sont beaucoup moins. Pourtant leur comportement est très particulier et les caractéristiques mécaniques des pièces finales ou le succès de la mise en œuvre en dépendent largement. La phase de préformage peut faire apparaître des défauts majeurs qui altèrent la qualité de la pièce finale, comme des plis voire des ruptures de mèches. L'orientation finale des fibres dans la pièce dépend de cette même première phase du procédé. La maîtrise de la mise en forme des renforts fibreux nécessite donc de connaître leur comportement mécanique et leurs mécanismes de déformation. A l'échelle macroscopique, les renforts présentent une forte raideur en tension dans le plan et c'est leur grande aptitude à se déformer de façon importante en cisaillement et en flexion qui permet leur mise en forme. Cependant, pour de fortes déformations, les rigidités correspondantes peuvent devenir importantes et entraîner l'apparition de défauts.

Notre mémoire est scindé en trois chapitres :

Le premier chapitre est consacré à l'étude bibliographique portant sur les matériaux composites. Nous parlerons de leurs composants, leurs classifications, et leurs caractéristiques générales,etc. Ensuite, les principaux procédés de fabrication des composites sont détaillés.

Le second chapitre contient les détails de l'étude expérimentale. Une plaque en composite Epoxy/Tissu de fibres de carbone (Taffetas) est réalisée par la technique du moulage sous vide. Après une période de 20 jours, des éprouvettes de flexion 3 points sont découpées selon les exigences de la norme ASTM : 5 éprouvettes sont découpées à un angle de 0° par rapport à la direction des fibres et 5 autres à un angle de 45° . Des essais de flexion 3 points sont alors réalisés sur la machine de traction MTS Criterion Model 45 : Chaque essai est répété 5 fois afin de déterminer une valeur moyenne et un écart type.

Le troisième chapitre explique la démarche à suivre pour réaliser une simulation numérique micromécanique par éléments finis afin de déterminer les constantes élastiques du matériau composite étudié. Ensuite, nous réalisons une simulation de l'essai de flexion 3 points par éléments finis en introduisant les constantes élastiques du matériau composite déterminées précédemment. Une comparaison entre les résultats expérimentaux et les résultats numériques est alors réalisée. Une autre simulation est réalisée en considérant que le renfort de notre composite est constitué non pas par un tissu de fibres de carbone mais par un stratifié de fibres de carbone unidirectionnel.

Nous terminons cette étude par une conclusion générale.

CHAPITRE I : ÉTUDE BIBLIOGRAPHIQUE

I.1 INTRODUCTION :

Il existe différentes familles de matériaux : les métaux, les polymères, les céramiques... Les matériaux composites peuvent être une combinaison de ces trois familles, ils ne sont pas une nouveauté, ils ont été utilisés par l'homme depuis très longtemps, citons par exemple le bois, le béton.

La première partie de ce chapitre est consacrée à la présentation des différents constituants des matériaux composites, la deuxième partie est consacrée. Des essais de flexion 3 points seront alors réalisés afin de déterminer le module d'élasticité en flexion

I.2 DEFINITION :

Un matériau composite est défini comme un assemblage de plusieurs matériaux de natures différentes. Il est généralement constitué d'une matrice dans laquelle sont insérés des renforts. La matrice assure le maintien de l'assemblage et le transfert de charges entre les renforts qui assurent la tenue mécanique du composite grâce à leurs caractéristiques mécaniques élevées (module et limites d'élasticité, résistance mécanique,....). L'association de ces différents matériaux a pour but d'obtenir un matériau dont les propriétés mécaniques spécifiques sont supérieures à celles de la matrice seule. [1]

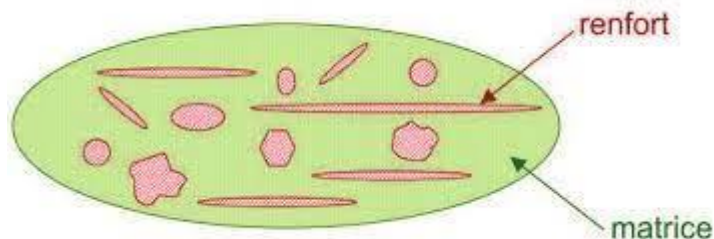


Figure I.1: Représentation schématique d'un matériau composite [2]

I.3 CLASSIFICATION DES MATÉRIEAUX COMPOSITES : [3]

La classification des composites peut être effectuée selon la nature des constituants et suivant la forme du renfort.

I.3.1 Classement suivant la nature des constituants :

Cette classification s'intéresse à la nature de la matrice du matériau composite :

- Composites à matrice organique : (résine, charges) avec :
 - Fibres minérales : verre, carbone, etc. ;
 - Fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc. ;
 - Fibres métalliques : bore, aluminium, etc. ;
- Composites à matrice métallique : (alliages légers et ultra-légers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :
 - Des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC) ;
 - Des fibres métalliques : bore ;
 - Des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium(BSiC).

- Composites à matrice minérale : (céramique), avec :
 - Des fibres métalliques : bore ;
 - Des particules métalliques : cermets ;
 - Des particules minérales : carbures, nitrures, oxydes réfractaires.

I.3.2 Classement suivant la forme du renfort (morphologie) :

Une manière simple consiste à les classer par les formes des renforts (selon leurs morphologies). Les composites sont donc divisés en quatre catégories suivantes :

- Composites à renforts de particules : Le renfort est considéré comme une particule si toutes ses dimensions sont approximativement égales et petites devant les autres dimensions du matériau. Les particules dures sont dispersées aléatoirement dans la matrice moins rigide.
- Composites à renforts de paillettes : Les paillettes ont une dimension très faible par rapport aux autres dimensions. La dispersion de ces « particules minces » est généralement aléatoire. Cependant, les paillettes peuvent être rangées parallèlement l'un à l'autre afin d'avoir des propriétés plus uniformes dans le plan.
- Composites à renforts de fibres : Une fibre a une longueur bien supérieure aux dimensions de la section transversale. Ce type de composites peut être divisé selon les renforts: en fibres discontinues (courtes) ou en fibres continues (longues).
- Composites stratifiés : Un stratifié se compose d'au moins deux couches minces de matériau. Les couches peuvent être constituées de différents matériaux monolithiques comme dans les métaux plaqués ou de même matériau composite empilé selon différentes orientations comme pour des stratifiés composites à renforts de fibres longues. Ce dernier devient une classe hybride du composite comportant à la fois le composite à renfort de fibres et la technique de stratification.

Les matrices utilisées dans les matériaux composites se divisent en deux grandes familles : Les matrices organiques et les matrices inorganiques (minérales).

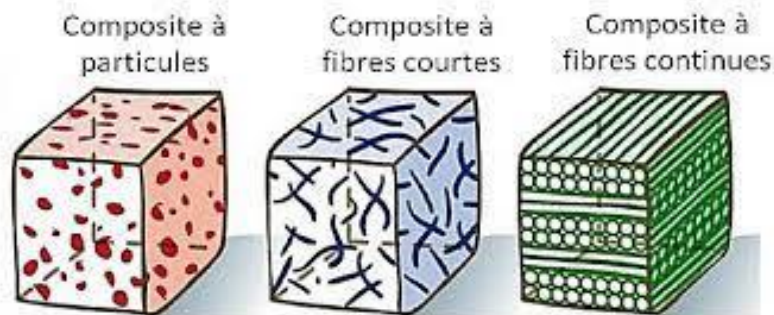


Figure I.2 : Schématisation d'un matériau composite avec des fibres particules, des fibres courtes et des fibres longues.[4]

I.4 LES ÉLÉMENTS CONSTITUANTS D'UN MATÉRIAU COMPOSITE :

Le matériau composite dans le cas général est constitué d'une ou plusieurs phases discontinues, réparties dans une phase continue. La phase continue est appelée la matrice et la phase discontinue est appelée renfort ou matériau renforçant

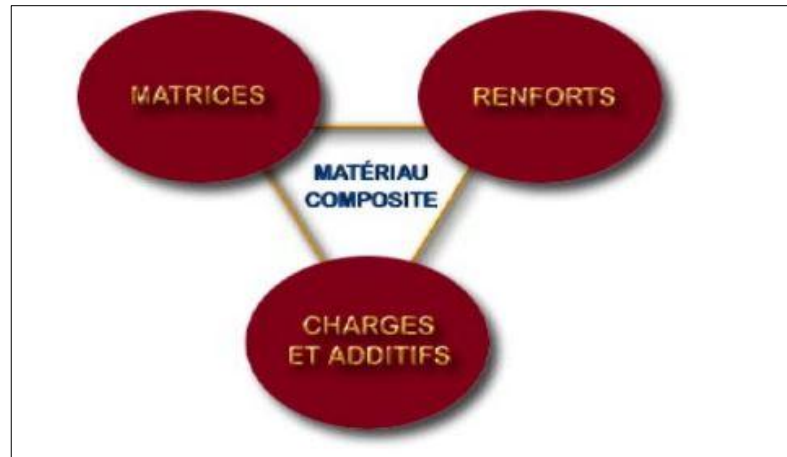


Figure I.3 : Matériau composite. [5]

I.4.1 Les matrices :

La matrice est elle-même composée d'une résine, des charges et des additifs dont le but est d'améliorer les caractéristiques de la résine tout en diminuant le coût de production, lier les fibres, les renforts, répartir les contraintes subies et donner la forme désirée au produit.

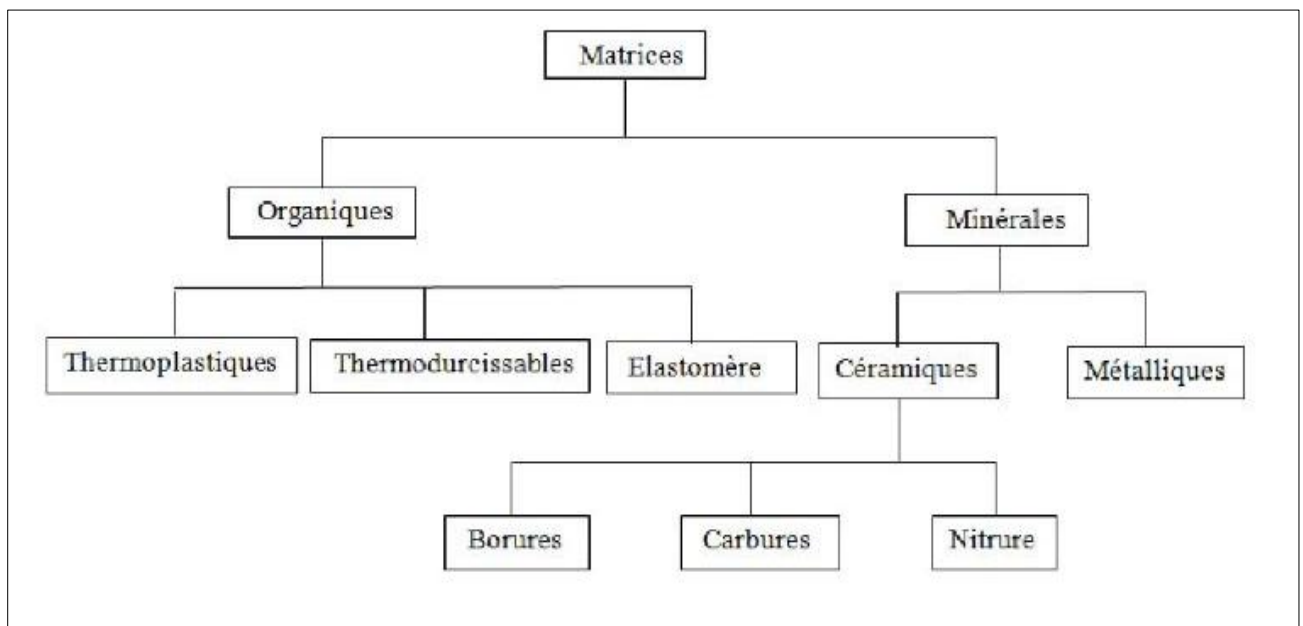


Figure I.4 : Les différentes familles de matrice. [6]

Les résines utilisées dans les matériaux composites ont pour rôles de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de les protéger de l'environnement extérieurs, elles doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres.

Compte tenu de ces contraintes, les résines utilisées sont des polymères modifiés par différents adjuvants et additifs : agents de démoulages, stabilisants et pigments. Deux grandes familles des résines polymères existent : les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables. Ces deux types de résines 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.

a) Les résines thermoplastiques

La famille des résines thermoplastiques (TP) est très vaste, et peut être séparée en plastiques de grande diffusion et plastiques techniques. Les plastiques de grande diffusion sont mis en œuvre soit par injection pour obtenir des objets moulés, soit par extrusion pour obtenir des films, des plaques, des tubes. Les plastiques techniques sont généralement mis en œuvre par injection.

Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons : le polychlorure de vinyle (PVC), le polyéthylène, le polypropylène. L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût, résultant à la fois des matières premières disponibles et des procédés de fabrication utilisés.

b) Les résines thermodurcissables

Les principales résines thermodurcissables (TD) utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant sont par ordre d'importance en terme de proportion:

➤ Les résines polysters insaturés

Elles viennent de très loin en tête dans l'application composite, suivant leur module d'élasticité, les résines polysters sont classés en : résines souples, résines semi-rigide et résines rigides, les plus utilisées dans les composites sont de type rigide. Parmi les avantages et les inconvénients des polysters insaturés nous retiendrons (tableau I.1) :

Tableau I.1 : Avantages et inconvénients des polyptères insaturés.

Avantages	Inconvénient
<ul style="list-style-type: none"> - une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevée ($E \geq 10$ GPA) - une bonne stabilité dimensionnelle - la facilité de mise en œuvre - une bonne mouillabilité des fibres et des tissus - un faible coût de production - une bonne tenue chimique 	<ul style="list-style-type: none"> - une sensibilité à la fissuration - un mauvais comportement à la vapeur - une inflammabilité - une dégradation à la lumière par les rayons ultraviolets - une tenue médiocre en température inférieure à 120 °C - un retrait important de l'ordre de 8 à 10%

➤ Les résines de condensation

Les résines de condensation comportent les résines phénoliques dont la plus connue est la bakélite, les résines aminoplastes et les résines franciques qui sont assez peu utilisées à cause de leur coût élevé que les résines polyptères. Dans le tableau suivant on cite quelques avantages et inconvénients de ces résines (tableau I.2) :

Tableau I.2 : Avantages et inconvénients des résines de condensation.

Avantage	Inconvénient
<ul style="list-style-type: none"> - une bonne tenue à la chaleur et au fluage - une bonne résistance aux agents chimiques - de bonnes caractéristiques mécaniques - un faible coût 	<ul style="list-style-type: none"> - une mise en œuvre sous pression - les couleurs foncées des résines - une non adaptation à des utilisations alimentaires

➤ Les résines époxydes

Les résines les plus utilisées après les résines polystères insaturés sont les résines époxydes, du fait de leurs bonnes caractéristiques mécaniques, elles sont généralement utilisées sans charges, elles conduisent à un ensemble de performances plus élevées.

Parmi les avantages et les inconvénients des résines époxydes, nous retiendrons :

Tableau I.3 : Avantages et inconvénients des résines époxydes.

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> - Tenue mécanique, thermique, chimique et fatigue - Faible retrait (1 à 2 %) - Excellente adhérence sur fibres - Auto-exigibilité - Mise en oeuvre facile, sans solvant 	<ul style="list-style-type: none"> - Prix élevé - Sensibilité à l'humidité et aux UV - Vieillessement sous température - Sensibilité aux chocs - Temps de polymérisation élevé

I.4.2 Les charges :

On désigne sous le nom de charges toute substance inerte, minérale ou végétale qui, ajoutée à un polymère de base, permet de modifier de manière sensible les propriétés mécaniques, électriques

a) Charges renforcées :

Elles peuvent être classées selon leur forme géométrique en charges sphériques, dont leur intérêt réside dans leur forme qui évite la concentration de contraintes, ou non sphériques comme le mica qui est le plus utilisé.

b) Charges non renforçantes

Les charges non renforcées ont pour rôle soit de diminuer le coût des résines en conservant leurs performances, soit d'améliorer certaines propriétés des résines.

I.4.3 Les additifs :

Les additifs se trouvent en faibles quantités (quelques % et moins) et interviennent comme :

- Lubrifiants et agents de démoulages (facilite le façonnage de la résine)
- Pigments et colorants ;
- Agent anti-retrait ;
- Agent anti-ultraviolet.

I.4.4 Les renforts :

Les matériaux de renforts (les fibres), sous forme de fibres confèrent aux composites leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture et dureté. Les caractéristiques recherchées pour les renforts : caractéristiques mécaniques élevées, masse volumique faible, bonne compatibilités avec les résines, facilité de mise en œuvre et faible coût. En fonction des utilisations, les renforts peuvent être d'origine diverses : minérales, végétales, artificielle et synthétiques comme le montre l'organigramme ci-dessous (figure I.4).

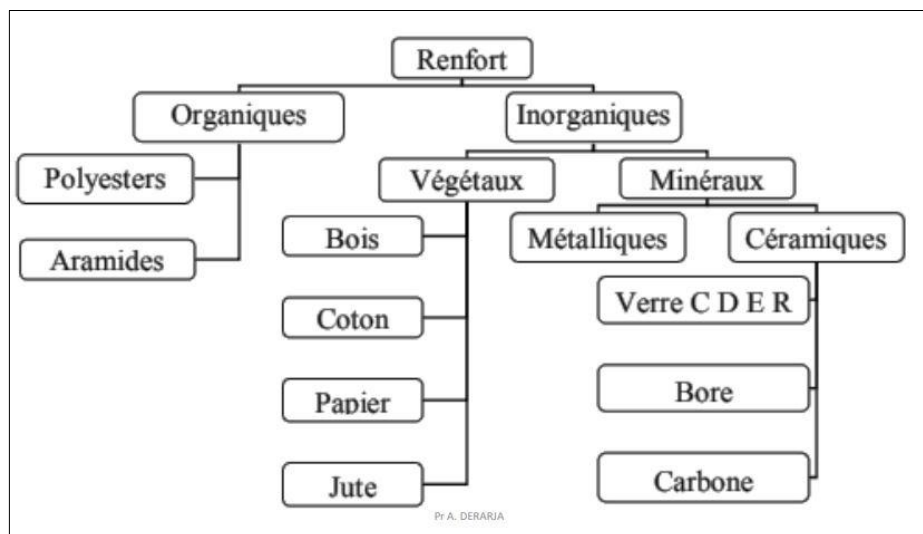


Figure I.5 : principaux matériaux du renfort. [7]

Principales catégories des renforts :

Il existe un grand nombre des renforts sous forme de fibres que l'on peut diviser en quatre grandes catégories :

- Les fibres naturelles : il s'agit essentiellement de fibres végétales (lin, chanvre, sisal, jute, etc.) ou animales (poiles et la soie de sécrétion) ;
- Les fibres artificielles : elles sont obtenues après dissolution de matières naturelles et filage de la solution par un procédé d'extrusion. Les fibres les plus utilisées sont : les fibres de viscose haute ténacité.

•Les fibres synthétiques : ces fibres sont obtenues par filage d'un polymère synthétique et mise en œuvre à partir d'un procédé d'extrusion/filage par voie fondu ou solvant. Les principales variétés sont : polyamides, polyesters polyoléfines, chlorofibres, fibres de PVA et les thermoplastiques hautes performances.

•Les fibres de spécialité : cette catégorie regroupe les fibres les plus utilisées dans l'industrie :

1) Fibres organiques à haute performance

(a) Mécanique : para-aramides (Kevlar, Twaron), para-polyéthylène haute ténacité ;

(b) Thermique : méta-aramide, polyamide-imide copolymère

(c) Mécanique et thermique

2) Fibres inorganiques

- Fibres de verre.

- Fibres de basalte (issues des roches volcaniques).

- Fibres céramiques haute température.

- Fibres de carbone.

- Fibres métalliques.

3) Présentation commerciales des renforts fibreux

a) Fibres discontinues : Des fibres courtes ou particules (charges sous forme de microbilles, de fibres broyées, d'écailles ou de poudres), améliorent le comportement mécanique du matériau composé de la matrice seule, mais celle-ci reste l'élément de base et on obtient un polymère renforcé.

b) Fibres continues : Celles-ci jouent un rôle principal dans le comportement mécanique du composite, la fonction de la matrice étant, en particulier, d'empêcher les déplacements relatifs des fibres continues. C'est ce type de composites qui est utilisé dans les applications structurales fortement sollicitées.

Sur la figure I.6 on représente les formes des renforts :

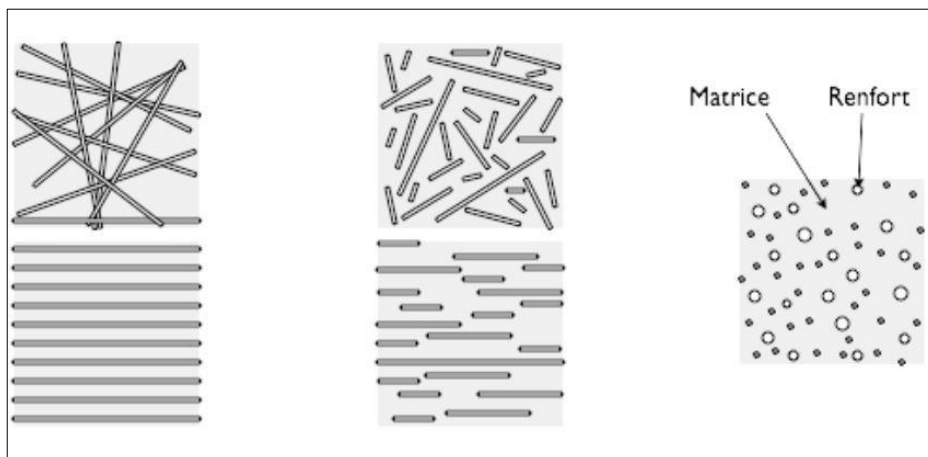


Figure I.6 : Les structures géométriques des composites (Fibres longues, fibres courtes et particules) [7]

Les renforts continus se trouvent sous plusieurs formes commerciales :

- Nappes unidirectionnelles : Elles sont constituées de fibres parallèles entre elles orientées dans une seule direction. La cohésion transversale est assurée :
 - Pour les prés imprégnés, par la résine.
 - Pour les nappes sèches : Soit par un ruban adhésif déposé suivant un pas déterminé, soit par un léger tissage, on obtient un tissu unidirectionnel dans lequel la masse de fibres dans le sens chaîne présente plus de 70% de la masse totale.
- Tissus : Les fibres (mono filaments) sont en général rassemblées en mèche (ou fil), éventuellement réunies par torsion. Le renfort tissé est constitué par l'entrecroisement de fils de chaîne (suivant la direction d'enroulement sur son support) et des fils de trame (déposés perpendiculairement). Un tissu est équilibré si le poids de chaîne est égal au poids de trame.

Les armures les plus courantes utilisées sont les suivantes :

- Taffetas : dans lequel les fibres de chaîne et trame s'entrecroisent alternativement, on obtient un tissu peu déformable ayant une planéité excellente (Fig. I.7).
 - Le sergé : est intermédiaire de taffetas et de satin. Un fil de chaîne passe sous plusieurs fils de trame successif puis en dessus d'un fil de trame, en suivant un schéma régulier. Ce type d'armure produit un motif diagonal, ces tissus sont à la fois denses et souples (Fig. I.7).
 - Le satin : le fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs fils de trame, cette forme est la plus déformable : elle est utilisée pour réaliser des forme complexe. Les satins utilisés pour les composites sont les satins de 5 et 8 (Fig. I.7).

La figure I.7 présente les principaux motifs d'armures :

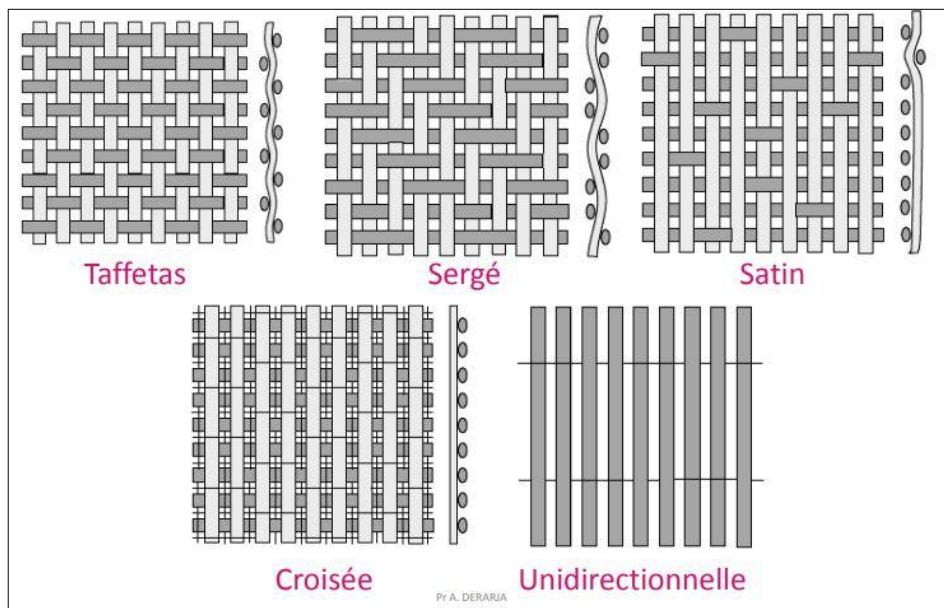


Figure I.7: Principaux types de tissages. [7]

- Feutres ou mats : Nous appelons feutre ou mat un tapis de fibres, coupées ou non, aléatoirement orientées dans un plan. Les produits tels quels ou sous forme préimprégnés.

Dans le cas de produits tel quel ; les fibres doivent être liées entre elles : soit chimiquement par le dépôt à faible taux de colles, soit mécaniquement par aiguilletage pour conserver leur comportement en feuilles lors de leur mise en œuvre.

I.5 L'ARCHITECTURE DES MATÉRIAUX COMPOSITES :

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types :

- Les monocouches
- Les stratifiées
- Les sandwiches

I.5.1 Les monocouches :

Le composite monocouche (couche élémentaire ou strate) correspond à l'unité élémentaire d'épaisseur, elle est constituée d'un ou plusieurs plis identiques (tissé, UD, mats,...) assemblés sans aucune orientation .Un pli est un semi produit de composites (fibres+matrice) présenté sous forme quasi-bidimensionnelle, feuille d'épaisseur faible (≈ 0.125 mm). On distingue, le pli UD (le renfort est à structure UD), le pli tissé (le renfort est à structure orienté) et le pli mat (le renfort est à structure aléatoire).

I.5.2 Composites sandwiches :

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme deux feuilles appelées peaux, possédant de bonnes caractéristiques en traction, L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité.

- Les peaux sont le plus souvent des stratifiées.
- Les âmes peuvent être creuses ou pleines comme le montre la figure ci-dessous.

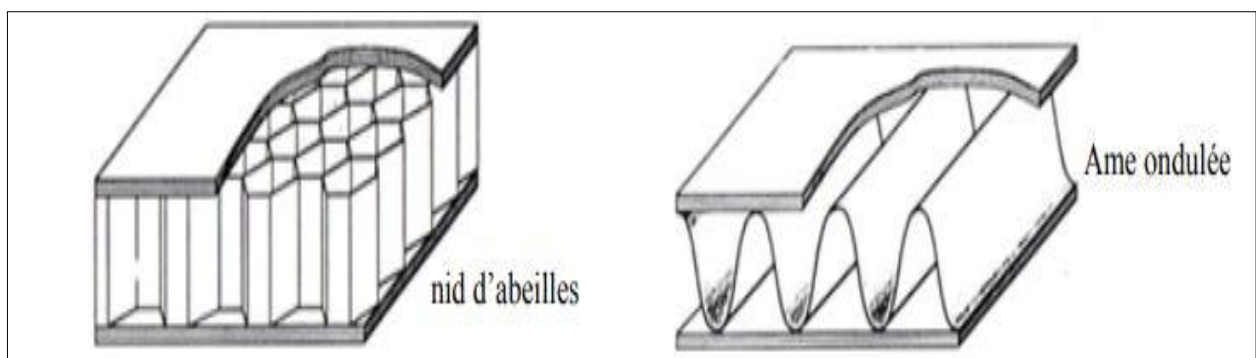


Figure I.8 : Matériaux composites à âmes creuses [5]

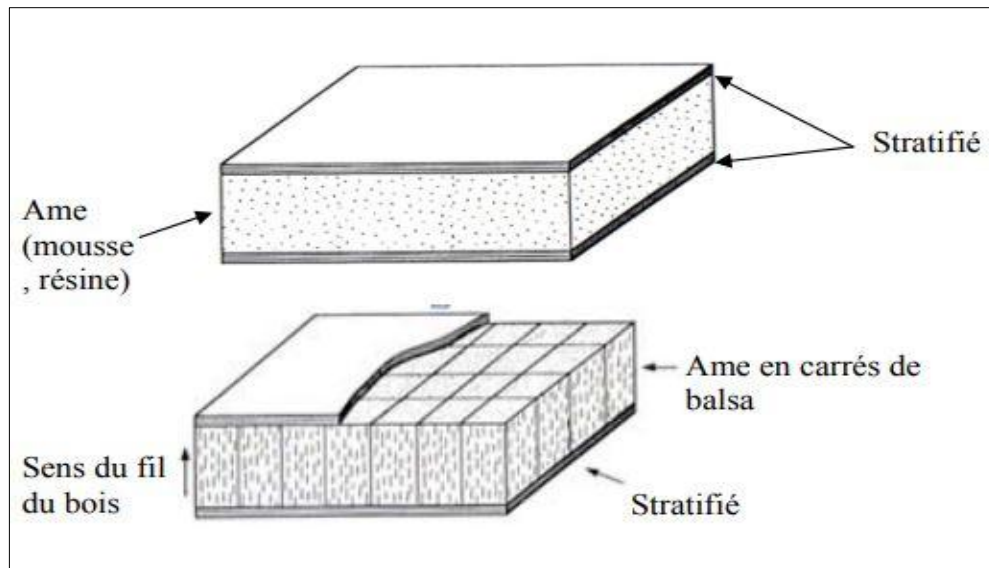


Figure I.9 : Matériaux composites à âmes pleines [5]

Pour que les matériaux 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 eux.

I.5.3 Composites stratifiés :

Le composite stratifié ou multicouches est un ensemble de couches empilées et orientées suivant un ordre de drapage défini et rendues solidaires par l'opération de polymérisation. Le drapage c'est l'orientation des plis par rapport à un référentiel donné. Il définit les propriétés mécaniques, électromagnétiques et thermiques globales du matériau composite. La figure I.10 montre un exemple de plan de drapage d'un stratifié.

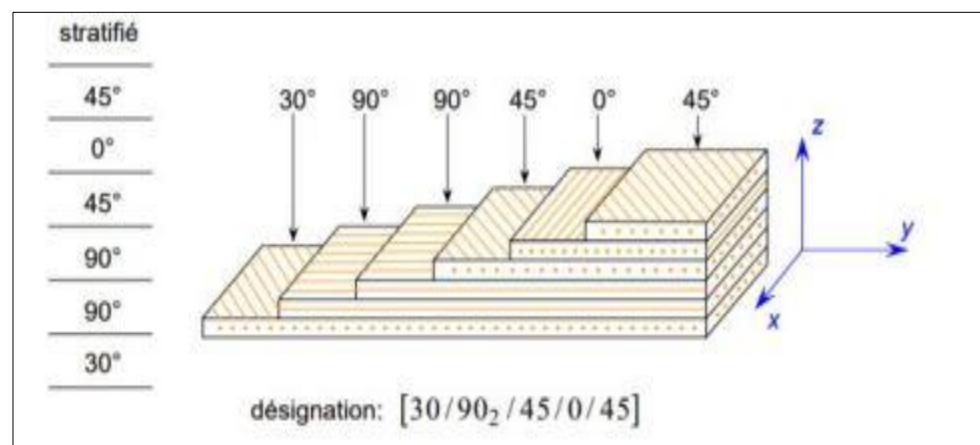


Figure I.10 : Exemple du plan du drapage d'un composite stratifié[8]

Les stratifiés peuvent être de trois types :

1) Equilibrés : le stratifié contient autant de couches orientées suivant la direction $+ \theta$ que de couches suivant la direction $- \theta$

2) Symétriques : les couches du stratifié sont disposées symétriquement par rapport à un plan moyen (miroir)

3) Orthogonaux : le stratifié comporte autant de couches à 0° que de couches à 90° . Lorsque la symétrie miroir est réalisée, elle entraîne la symétrie des contraintes et empêche ainsi l'apparition des déformations d'ensembles de la pièce (voilement, gauchissement).

L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure.

I.6 MISE EN ŒUVRE DES MATÉRIAUX COMPOSITES : [9]

Trois opérations sont indispensables :

1. Imprégnation du renfort par le système résineux.
2. Mise en forme à la géométrie de la pièce.
3. Durcissement du système

soit par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables,

soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques.

Il existe différentes techniques ; mais la plus utilisée est par moulage :

- Procédés humides (par imprégnation directe) : ils sont généralement adaptés à des petites et moyennes séries. Exemples :

- Moulage au contact ;
- Moulage par projection simultanée ;
- Moulage à froid ou chaud sous presse ;
- Moulage au sac sous pression et moulage sous vide ;
- Moulage par injection de résine (RTM = Resin Transfer Moulding avec moule et contre moule) ;
- Moulage par Injection et Réaction (R.R.I.M. = Reinforced-Reaction Injection Molding) et Mousses (mise en œuvre du polyuréthane et des systèmes résines / catalyseurs très réactifs) ;
- Centrifugation ;
- Pultrusion ;
- Enroulement filamentaire ;
- Stratification en continu de plaques et profilés (dépassé).

Procédés secs (par imprégnation indirecte) : ils nécessitent l'utilisation de demiproduits de moulage – préimprégnés en nappes ou en composés pâteux –. Exemples :

- Fabrication de préimprégnés et de compounds de moulage (renfort fibreux – tissus, roving – servant de support à une résine thermodurcissable se présentant dans un état de durcissement incomplet et réversible stable à basse température. Certaines résines thermoplastiques sont également utilisées. Mise en œuvre des « prepeg » : Ligne d'imprégnation solvant, Hot melt direct ou Hot melt par transfert.

-Les Compounds de moulage sont des préimprégnés plutôt destinés à la fabrication de composites grandes diffusions : tissus, rovings mais plus souvent des fils coupés. Les procédés les plus importants sont

1. Moulage au contact : technologie de réalisation de pièces prototypes ou de simulation. Le principe consiste à imprégner manuellement les renforts disposés dans un moule. C'est peu onéreux et des pièces de formes quelconques peuvent être réalisées mais cadence très faible.

2. Moulage par projection simultanée : technologie similaire mais les fibres coupées sont projetées au pistolet.

3. Injection thermodurcissable BMC : (Bulk Molding Compound ou préimprégné en vrac). Procédé discontinu haute pression (100 bars). Alimentation et dosage du Compound, Injection pression, maintien et polymérisation, puis éjection. Les avantages sont : réalisation de grande série, faible coût matière, peu de finition, temps de cycle. Les limites sont : le taux et la longueur des renforts et les propriétés mécaniques du composite obtenu.

4. Compression thermodurcissable SMC : (Sheet Molding Compound ou préimprégnés en feuilles. Le principe consiste à déposer des feuilles de préimprégnés dans un contre moule chauffé, de comprimer le matériau avec un moule chauffé, polymérisation puis éjection de la pièce. Avantages : coût matière, propriétés mécaniques et thermiques.

5. Pultrusion : Utilisation pour les composites hautes performances industrielles. Le principe est : tirage, mise en forme et polymérisation de fibres continues imprégnées. Les avantages sont la production en continue, possibilité de réaliser des sections très complexes, et d'avoir un taux de renfort élevé. Les limites sont la lenteur du procédé, uniquement des profilés droits à section constante.

6. Enroulement filamentaire (ou bobinage) : technologie pour les HP. Le principe consiste en un enroulement sous tension sur un mandrin tournant autour de son axe de fibres continues préalablement imprégnées d'un liant. Les avantages sont la disposition optimale des renforts, les très bonnes propriétés mécaniques, possibilité de réaliser des pièces de grandes dimensions avec des surfaces internes lisses. Les limites sont que formes uniquement convexes et investissements importants.

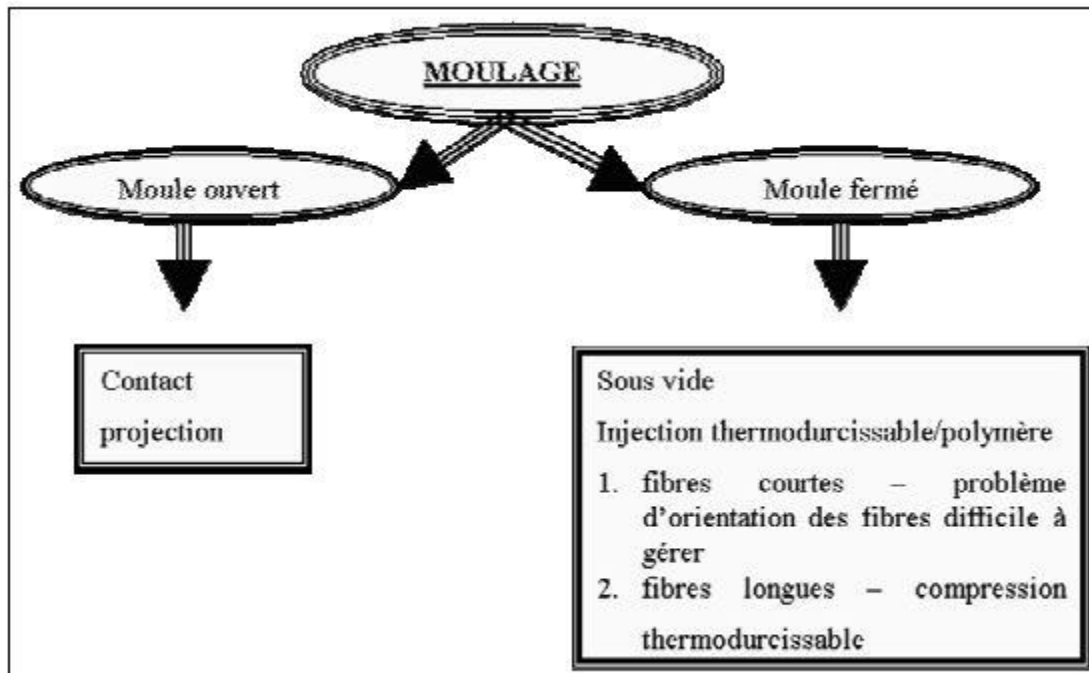


Figure I.11 : différents types de moulage [9].

I.7 AVANTAGES ET INCONVÉNIENTS DES MATÉRIAUX COMPOSITES :

I.7.1 Les avantages : [10]

- Résistance aux températures élevées et aux intempéries.
- Haute stabilité chimique.
- Durabilité élevée grâce à une longue durée de stockage des préimprégnés.
- Faible densité de fumée, faible inflammabilité et faible toxicité des produits de décomposition.
- La résistance aux températures dépend bien sûr du choix de la résine.
- Vaste choix de tailles et de formes de composants possibles.

I.7.2 Les inconvénients :

- La structure des matériaux composites est plus complexe caractérisation mécanique plus complexe qu'une structure métallique.
- Le processus de réparation des composites est complexe comparé à celui des métaux.
- Les matériaux composites n'ont pas la qualité d'une haute combinaison de résistance et de ténacité à la rupture par rapport aux métaux.
- Le coût de fabrication des composites est élevé. [10]

I.8 DOMAINES D'APPLICATION DES MATÉRIAUX COMPOSITES : [11]

Le développement des composites modernes est dû essentiellement aux besoins de plus en plus poussés de l'industrie, surtout dans les secteurs.

- Aérospatial
- Aéronautique
- Défense
- Sport
- Biomécanique

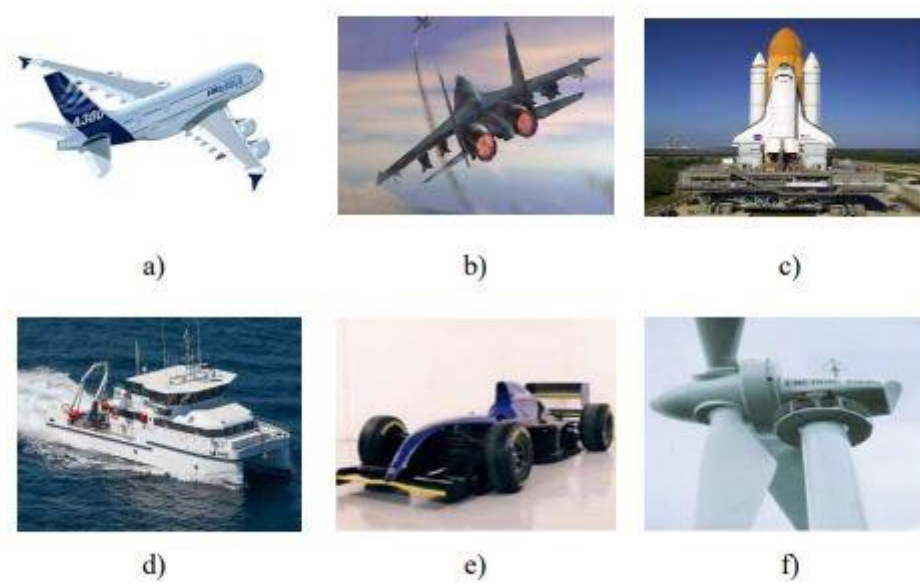


Figure I.12 : Domaines d'application des matériaux composites : a) Aéronautique b) Militaire
c) Aérospatiale d) Nautique e) Sport f) Energie [11]

CHAPITRE II : ETUDE EXPERIMENTALE

II.1 INTRODUCTION :

Dans ce chapitre, nous présentons l'étude expérimentale que nous avons réalisée. Nous commençons par l'élaboration de la plaque de composite époxy/fibre de carbone en utilisant la technique du moulage sous vide. Ensuite, nous découpons des éprouvettes à partir de cette plaque selon la norme ASTM. Des essais de flexion 3 points seront alors réalisés afin de déterminer le module d'élasticité en flexion.

II.2 MATERIEL UTILISE :

II.2.1 Plaque en verre. :

Nous avons utilisé une feuille en verre d'épaisseur 4 mm pour l'élaboration de la plaque de moulage (Fig.II.1).



Figure II.1 : " Plaque en verre. "

II.2.2 Gants :

Afin de protéger l'intégrité des mains, nous utilisons des gants (figure II.2).



Figure II.2 : "Les gants"

II.2.3 Mesure des masses :

Nous avons utilisé une balance électronique de précision 0.1 g pour la pesée des éprouvettes et pour le dosage des résines en durcisseur (Fig.II.3).



Figure II.3 : "Balance électronique de précision"

II.2.4 Préparation de la résine époxy :

Le dosage de la résine époxy en durcisseur a été réalisé à l'aide de cuillères en plastique. L'ensemble a été ensuite mélangé à l'aide d'un abaisse-langue en bois dans des gobelets en plastique (Fig.II.4)



A : Gobelets en plastique. B : Abaisse-langue en bois. C : Cuillères en plastique.

Figure II.4 : "Matériels utilisés pour la préparation de la résine époxy"

II.2.5 Résine et durcisseur :

Dans notre cas, nous avons utilisé la résine époxy MEDAPOXY STR (Fig.II.5) qui est produite par l'entreprise GRANITEX à Oued S'mar (Alger). Le tableau II.1 contient quelques caractéristiques communiquées par le fabricant :



A : Résine

B : Durcisseur

Figure II.5 : "Résine époxy MEDAPOXY STR"

Tableau II.1 : "Caractéristiques de la résine époxy MEDAPOXY STR"

Rapport pondéral	Elément A : 1 Kg Elément B : 0.666 Kg
Densité (ISO 758)	1.1 ± 0.05
Viscosité (NF T76-102)	11000 mPaS à 25°C
Résistance à la compression (NA 427)	> 70 MPa
Résistance à la flexion (NA 234)	>25 MPa
Temps de durcissement	16 heures

II.2.6 Cire de démoulage :

Afin d'éviter que le matériau composite élaboré ne colle sur la plaque en verre, on applique sur cette dernière une fine couche de cire (Fig. II.6).

**Figure II.6 : "Cire de démoulage Tr 104" [12]****II.2.7 Mastic d'étanchéité :**

Le mastic d'étanchéité en caoutchouc butyle est utilisé pour sceller le film d'ensachage et le moule dans le processus d'infusion sous vide (Fig.II.7). C'est un bon adhésif, facile à enlever lors du démoulage avec un bon allongement et une bonne résistance à la chaleur qui peut répondre au pic exothermique de la résine. Ces caractéristiques sont mentionnées dans le tableau II.2 :

**Figure II.7 : "Mastic d'étanchéité" [12]****Tableau II.2 : Caractéristiques du mastic d'étanchéité**

Caractéristiques	Valeurs
Nom du produit	Bande d'étanchéité en caoutchouc butyle
Matériel	Caoutchouc butyle
Couleur	Noir/Jaune
Densité	1.45g/cm ³
Taille	3mm*12mm*15m/rouleau
Température de fonctionnement	120°C /180°C
Prix Unitaire (1m)	USD 0.2300

II.2.8. Tissu de fibre de carbone :

Nous avons utilisé des fibres de carbone en forme de tissu taffetas achetés sur le site AliExpress.com. Les caractéristiques mécaniques de ce tissu sont inconnues.



Figure II.8 : "Tissu carbone "

II.2.9 Tissu d'arrachage : [12]

Il ne colle pas avec la résine, collé sur la peau il permet de protéger la pièce finie et d'absorber et d'aider à uniformiser l'excès de résine (figure II.9), ses caractéristiques sont mentionnés dans le tableau II.3

Tableau II.3 : Caractéristiques du tissu d'arrachage

Caractéristiques	Valeurs
Poids	85 g/m ²
Couleur	Blanc
Largeur	1,8 m
Longueur	11.2 m
Température maximale	205°C
Prix Unitaire (1 m ²)	USD 0.6300



Figure II.9 : "Tissu d'arrachage"

II.2.10 Feutre de drainage : [12]

Il a la particularité d'être très souple ce qui lui permet d'épouser parfaitement n'importe quelle forme (figure II.10), sa structure extrêmement poreuse permet la bonne circulation de l'air, mais le principal but de son utilisation est de permettre la pompe d'appliquer une pression uniforme sur toute la surface de la pièce à mouler, ainsi il contribue à avoir la même épaisseur.



Figure II.10 : "Feutre de drainage"

II.2.11 Film de mise sous vide (de compactage) :

L'utilisation du film de mise sous vide (figure II.11) a pour but dans un premier temps de protéger la surface du moule car ce matériau est imperméable et ne colle pas avec la résine et peut facilement remplacer un agent démoulant. L'autre but de son utilisation est d'étanchéifier l'ensemble du système pour bien compacter les tissus et ne pas laisser de vides. Aussi, sa résistance chimique et mécanique et son élongation lui permettent de bien prendre la forme du moule. Les caractéristiques de ce film sont citées dans le tableau II.4 :

Tableau II.4 : Caractéristiques du film sous vide [12]

Caractéristiques	Valeurs
Nom du produit	Film d'ensachage sous vide
Matériel	Nylon
Couleur	Jaune
Résistance à la température	150°C
Épaisseur	65µm 75µm
Largeur	2.54 m
Élongation	> 400 %
Résistance à la traction	Transversal ≥ 35 Mpa Longitudinal ≥ 38 Mpa
Longueur	8 m
Prix Unitaire (1 m ²)	USD 0.6300



Figure II.11 : "Film de mise sous vide"

II.2.12 Pompe à vide :

Afin d'extraire l'air et pouvoir travailler sous vide il est nécessaire d'utiliser une pompe à vide (figure II.12). Ces caractéristiques sont mentionnées sur le tableau II.5 :

Tableau II.5 : Caractéristiques de la pompe à vide

Caractéristique	Valeur
Déplacement de l'air libre	1 CFM
Aspirateur	0.5 Pa
Tension	220V-240V/50Hz
Puissance	1/4 HP
Capacité Pétrolière	220 ml



Figure II.12 : "Pompe à vide"

II.2.13 Tronçonneuse :

Pour découper les éprouvettes nous avons utilisé la tronçonneuse de la figure II.13 :



Figure II.13 : "Tronçonneuse"

II.2.14 Divers accessoires :

Tuyau d'injection



Grattoir



Connecteur à vide



Ciseaux

Figure II.14 : "Accessoires pour le moulage sous vide"

II.3 ELABORATION DES PLAQUES EN COMPOSITE EPOXY/FIBRE DE CARBONE**II.3.1 Découpage des tissus de fibres carbone :**

En utilisant les ciseaux (Fig. II.14), on découpe le tissu en fibres de carbone en 8 morceaux (220×100 mm) qui sont ensuite pesés ; $m_f(8 \text{ couches}) = 84.1 \text{ g}$: (Fig.II.15)



Figure II.15 : "Découpage et pesée des tissus de fibres de carbone"

II.3.2 Préparation de la résine époxy :

Pour connaître la masse nécessaire pour préparer la résine époxy, nous utilisons la démarche suivante :

En théorie, nous désirons une masse de la fibre de carbone " m_f " représentant environ 30% de la masse du composite " m_c ". La masse de la matrice " m_m " représente alors 70% de la masse du composé.

$$\frac{m_f}{m_c} = 0.3 \Rightarrow m_c = \frac{m_f}{0.3} = \frac{84.1}{0.3}$$

$$m_c \approx 280.3 \text{ g}$$

$$\Rightarrow m_m \approx 196.2 \text{ g}$$

On va prendre : $m_m \approx 250 \text{ g}$

Masse matrice (m_m) = Masse résine (m_r) + Masse durcisseur (m_d)

$$m_r + m_d = 250.2 \text{ g}$$

$$m_r + 0.667m_r = 250.2 \text{ g} \quad \Rightarrow \quad 1.667m_r = 250.2 \text{ g}$$

$$m_r = \frac{250.2}{1.667} \quad \Rightarrow \quad m_r = 150.1 \text{ g}$$

$$m_d = 250.2 - m_r = 250.2 - 150.1 = 100.1 \text{ g}$$

Le dosage de la résine époxy en durcisseur a été réalisé à l'aide de cuillères en plastique. L'ensemble a été ensuite mélangé à l'aide d'un abaisse-langue en bois dans des gobelets en plastique (Fig.II.16).

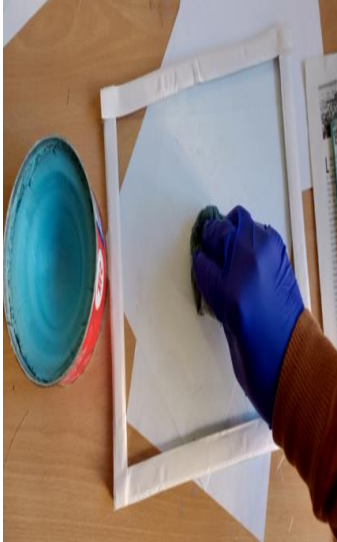
Une fois les deux composants versés dans un gobelet, on mélange l'ensemble pendant quelques minutes en changeant de sens de temps en temps. Cette phase est fondamentale. Si le mélange n'est pas effectué correctement, il ne sera pas homogène et la résine ne durcira pas ou partiellement et sera opaque par endroit.



Figure II.16 : "Dosage de la résine époxy"

II.3.3 Elaboration du composite :

1. Application de la cire sur le verre en deux couches (figure a) ;
2. Appliquer sur le verre une couche de résine uniforme de la taille du tissu avant d'y déposer la première couche de renfort (figure b) ;
3. Déposer une première couche de renforts et l'imprégner complètement de résine en prenant soins de ne pas trop altérer les fibres (figure c)



(a)



(b)



(c)

4. Faire en sorte qu'il y ait un peu de résine excédentaire sur la première couche ;
5. Laminer la construction un pli à la fois en vous assurant que chacun des plis de renforts soit mouillé complètement et uniformément avant de déposer le pli suivant. Lors du laminage du dernier pli, tenter de minimiser l'excès de résine ;
6. **Dépôts du tissu d'arrachage** : Après le dernier pli, appliquer le tissu d'arrachage de manière à recouvrir toute la pièce et en vous assurant de laisser un côté dépasser suffisamment pour assurer une bonne prise lors de l'arrachage (figure d) ;
7. **Dépôt du feutre de drainage** : Le feutre de drainage est posé sur le tissu d'arrachage, il ne doit ni toucher ni dépasser le mastic d'étanchéité (figure e) ;



(d)



(e)

8. Installer la base du connecteur sur du feutre de drainage ;
9. **Dépôt du film de mise sous vide** (figure f) : On pose le film sous vide directement sur le moule, on colle ensuite ses extrémités à l'aide d'un mastic d'étanchéité en veillant à ce que toute la surface périphérique soit bien collée et ce pour éliminer tout risque de fuite (figure g).



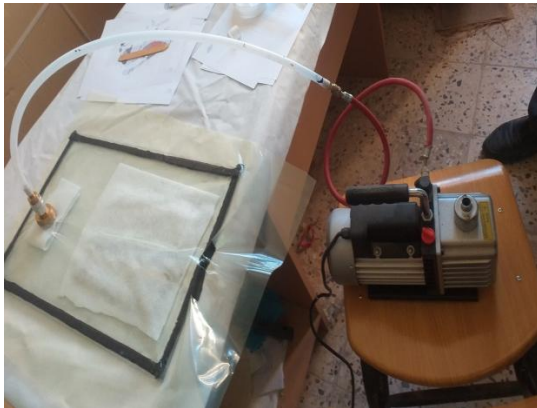
(f)



(g)

10. Fixer la partie supérieure du connecteur.

11. **Brancher la pompe à vide** : On fait entrer le tuyau de la pompe sur le côté pour effectuer ultérieurement l'opération d'aspiration de l'air. Le système étant fermé la pompe peut être activée (figure h et i) ;



(h)



(i)

12. Chercher des fuites et les colmater ;

13. Laisser le matériau composite ainsi élaborer durcir le temps nécessaire (24 H) (figure j) ;



(j)

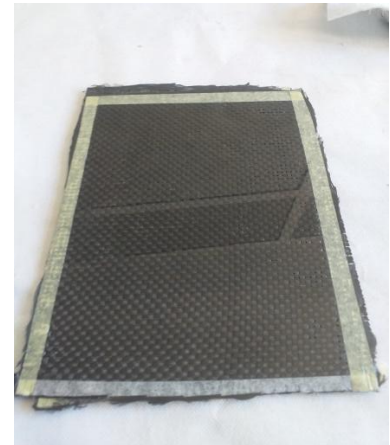
14. **Démoulage** : On retire le film de mise sous vide, puis le feutre de drainage ainsi que le tissu d'arrachage (dans l'ordre) (figure k, l, m).



(k)



(l)



(m)

II.4. DECOUPAGE DES EPROUVETTES :

Selon la norme ASTM D7264/D7264M, les dimensions des éprouvettes de flexion trois points doivent respecter les conditions suivantes (figure II.17) :

$$\begin{aligned} L &= 32 \times d \\ d &= 4 \text{ mm} \\ b &= 13 \text{ mm} \\ x &> 0.1 \times L \end{aligned}$$

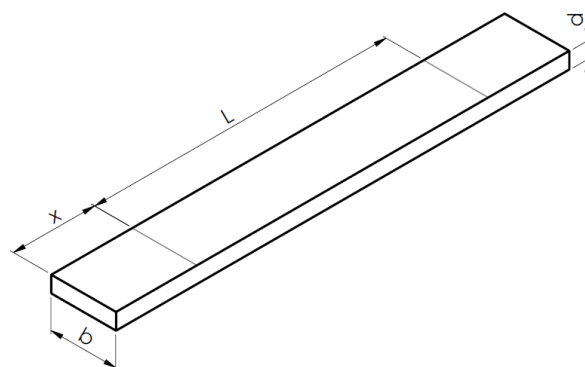


Figure II.17 : "Géométrie des éprouvettes de flexion 3 points"

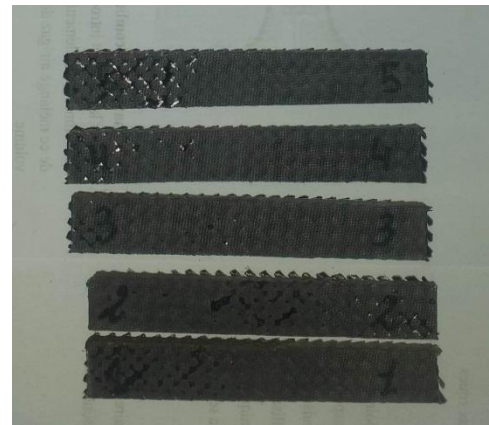
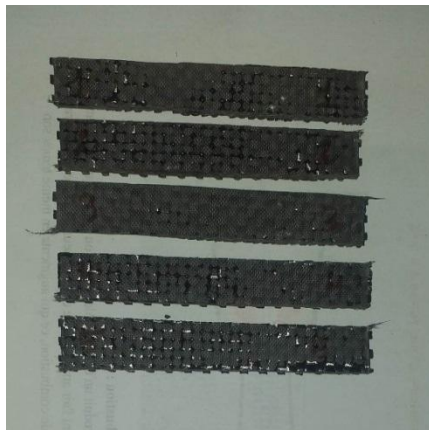
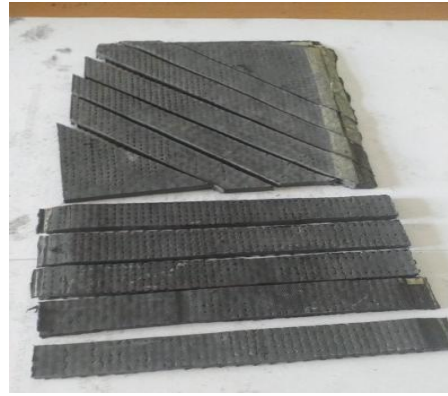
Afin de comparer nos résultats avec ceux de PFE précédents, nous avons utilisé la norme ASTM D790 pour laquelle les dimensions de l'éprouvette doivent respecter les conditions suivantes :

$$\begin{aligned} L &= 16 \times d \\ b &= L/4 \\ x &> 0.1 \times L \end{aligned}$$

L'épaisseur mesurée d varie entre 3.4 mm et 3.8 mm.

En utilisant une tronçonneuse, nous avons découpé la plaque composite en cinq éprouvettes à 0° et cinq autres à 45° (figure II.18) afin de répéter les essais et calculer une moyenne pour module d'Young en flexion.

La longueur des éprouvettes a ensuite été ajustée à 90 mm.



a) Eprouvette CFRP_0 (Coupe à 0°)

b) Eprouvette CFRP_45 (Coupe à 45°)

Figure II.18 : "Découpage des éprouvettes avec deux angles "

II.5 REALISATION DES ESSAIS DE FLEXION 3 POINTS :

II.5.1 Essai de flexion :

L'essai de flexion est réalisé en plaçant symétriquement l'éprouvette sur le dispositif de fixation monté sur une machine d'essai. La charge est appliquée sur l'éprouvette à mi-portée jusqu'à la rupture de l'éprouvette ou jusqu'à ce qu'elle atteigne une valeur de déformation prédéterminée. La flèche de l'éprouvette peut être mesurée à l'aide d'une jauge de déformation, d'un extensomètre ou du capteur de déplacement du bâti de charge. Les propriétés mesurées comprennent la résistance à la flexion, le module de flexion et d'autres aspects de la relation contrainte/déformation en flexion.

II.5.2 Essai de flexion 3 points selon la norme ASTM D790 :

Une éprouvette, supportée aux deux extrémités, est soumise à une flexion au milieu de la portée L , à une vitesse constante, jusqu'à la rupture de l'éprouvette ou jusqu'à ce que la déformation ait atteint une valeur prédéterminée. Les contraintes varient de façon continue de part et d'autre de l'axe neutre, où elles sont nulles ; d'un côté, elles sont en compression (coté concave de l'éprouvette) et de l'autre, en tension. Durant cet essai, la charge supportée par l'éprouvette est mesurée.

Cet essai permet de connaître

- Le comportement mécanique du matériau
- Les propriétés du matériau
- Les valeurs des caractéristiques du matériau.

II.5.3 Machine d'essai :

Les essais de flexion trois points ont été réalisés sur une machine universelle MTS Criterion Model 45 (figure II.19) pilotée par le logiciel MTS TestSuite. Cette machine peut être équipée de trois cellules de charge : 100 kN, 5 kN et 1 kN. Nous avons utilisé la cellule de 100 kN.



Figure II.19 : "Machine universelle MTS Criterion Model 45"

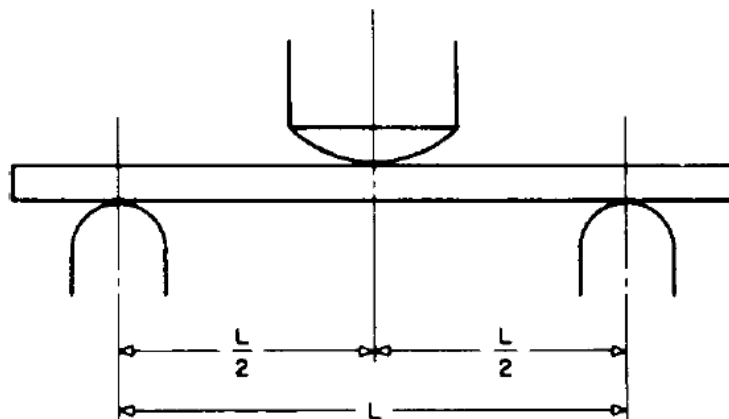


Figure II.20 : "Montage pour l'essai de flexion trois points"



Figure II.21 : "Réglage de la portée L "

La vitesse de sollicitation R est donnée par l'expression suivante (ASTM D790) :

$$R = \frac{Z \times L^2}{6 \times d} \quad (2.1)$$

R : Vitesse [mm/min].

Z : Constante ($Z = 0.01$ mm/mm/min).

L : Portée [mm].

d : Epaisseur [mm].

II.5.4 Calcul du module d'élasticité en flexion :

Le module d'élasticité en flexion est donné par l'expression suivante (ASTM D790) :

$$E_f = \frac{L^3 \times m}{4 \times b \times d^3} \quad (2.2)$$

E_f : Module d'élasticité en flexion [MPa].

L : Distance entre les appuis (portée) [mm].

m : Pente de la droite reliant la force au déplacement [N/mm].

b : Largeur de l'éprouvette [mm].

d : Epaisseur de l'éprouvette [mm].

II.6 RESULTATS ET DISCUSSIONS :

II.6.1 Courbes de flexion des éprouvettes CFRP_0 (après 20 jours) :

Tableau II.6 : Dimensions des éprouvettes CFRP_0

Eprouvette	Largeur b [mm]	Epaisseur d [mm]	Portée L [mm]
CFRP_0_1	15.6	3.5	56
CFRP_0_2	15.8	3.5	56
CFRP_0_3	15.6	3.8	60.8
CFRP_0_4	14.3	3.4	54.4
CFRP_0_5	15.1	3.4	54.4

Nous avons réglé la portée à la valeur moyenne de $L = 56.32$ mm.

La vitesse de sollicitation est calculée comme suit :

$$R = \frac{0.01 \times (56.32^2)}{6 \times 3.64} = 1.5 \text{ mm/min}$$

La figure II.22 représente les courbes force/déplacement pour les cinq essais de flexion trois points sur les composites CFRP_0.

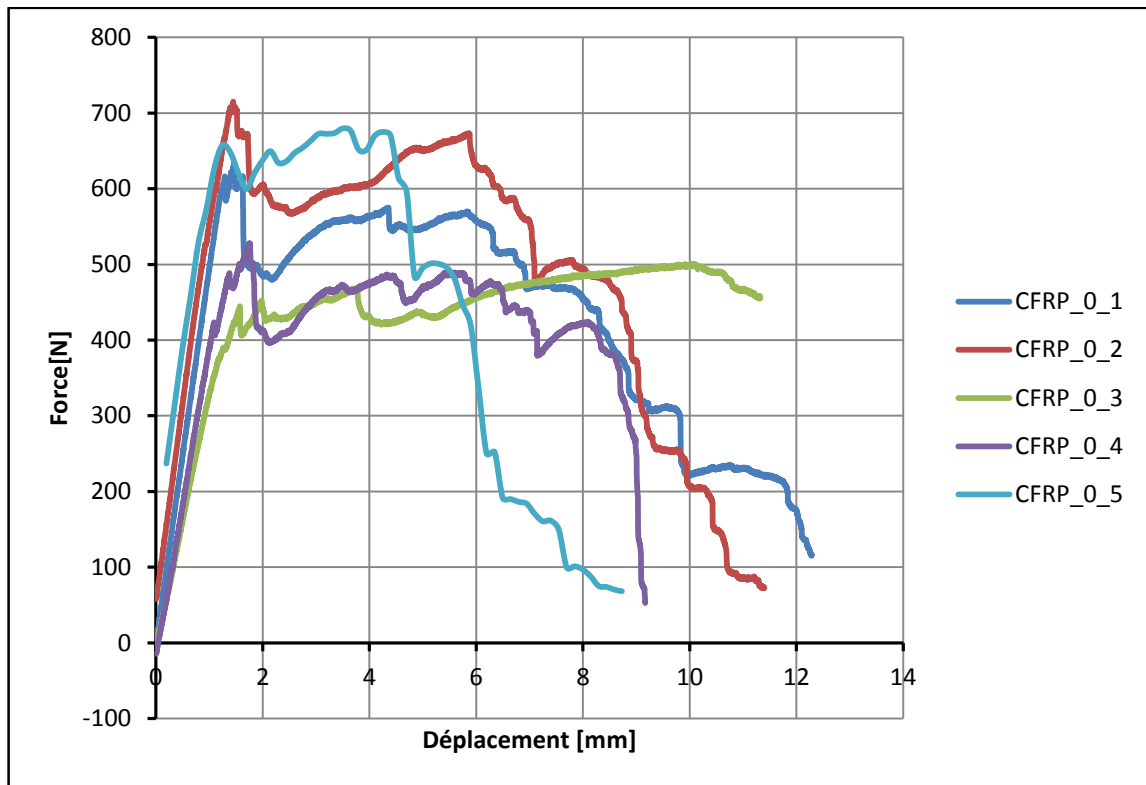


Figure II.22 : " Courbe force/flèche pour le composite CFRP_0"

En supprimant la partie non linéaire de ces courbes on obtient les courbes linéaires de la figure (partie élastique). Les pentes "m" des différentes droites sont déterminées à partir des équations des courbes de tendances obtenues en utilisant le logiciel Excel.

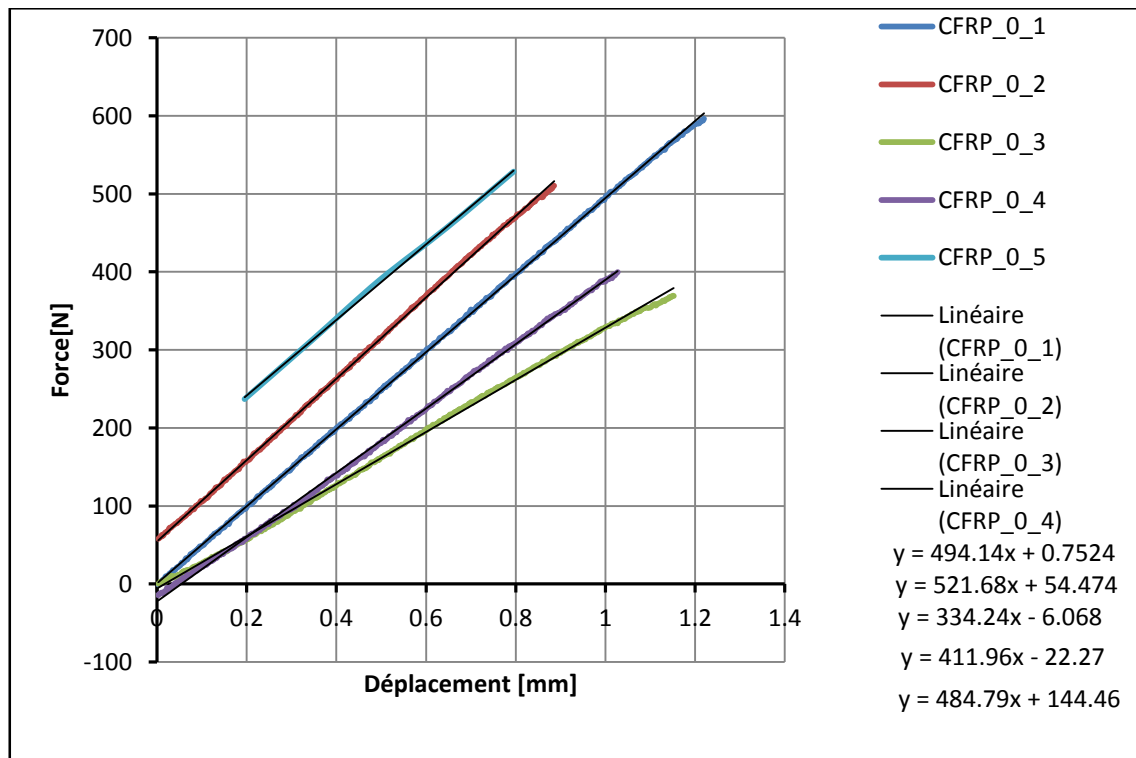


Figure II.23 : Partie linéaire de la courbe force/flèche du composite CFRP_0 (Coupe à 0°)

La relation (2.2) est alors utilisée pour la détermination des différents modules d'élasticité en flexion. Le tableau II.7 résume les résultats obtenus.

Tableau II.7 : Valeurs des modules d'élasticité pour le composite CFRP_0 (Coupe à 0°)

Eprouvette	CFRP_0_1	CFRP_0_2	CFRP_0_3	CFRP_0_4	CFRP_0_5
Module d'élasticité en flexion [MPa]	32435.86	33810.15	22530.63	29499.79	32875.83
Moyenne [MPa]	30230.452				
Ecart-type [MPa]	4596.11				

II.6.1 Courbes de flexion des éprouvettes CFRP 45 (Coupe à 45°) (après 20 jours) :

Tableau II.8 : Dimensions des éprouvettes CFRP_45 (Coupe à 45°)

Eprouvette	Largeur b [mm]	Epaisseur d [mm]	Portée L [mm]
CFRP_45_1	15.6	3.6	57.6
CFRP_45_2	15.5	3.6	57.6
CFRP_45_3	15.4	3.7	59.2
CFRP_45_4	14.5	3.7	59.2
CFRP_45_5	15.0	3.6	57.6

La vitesse de sollicitation est calculée comme suit :

$$R = \frac{0.01 \times (58.24^2)}{6 \times 3.64} = 1.5 \text{ mm/min}$$

La figure II.24 représente les courbes force/déplacement pour les cinq essais de flexion trois points sur les composites CFRP_45.

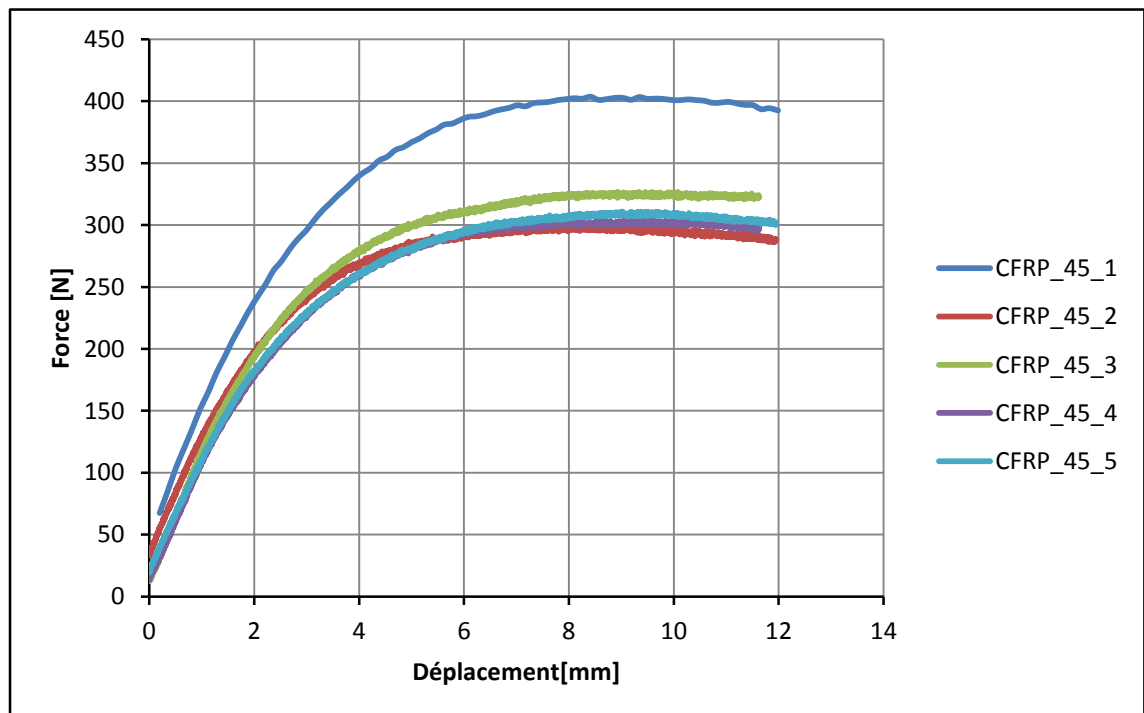


Figure II.24 : " Courbe force/flèche pour le composite CFRP_45 "

En supprimant la partie non linéaire de ces courbes on obtient les courbes linéaires de la figure II.25 (partie élastique). Les pentes "m" des différentes droites sont déterminées à partir des équations des courbes de tendances obtenues en utilisant le logiciel Excel.

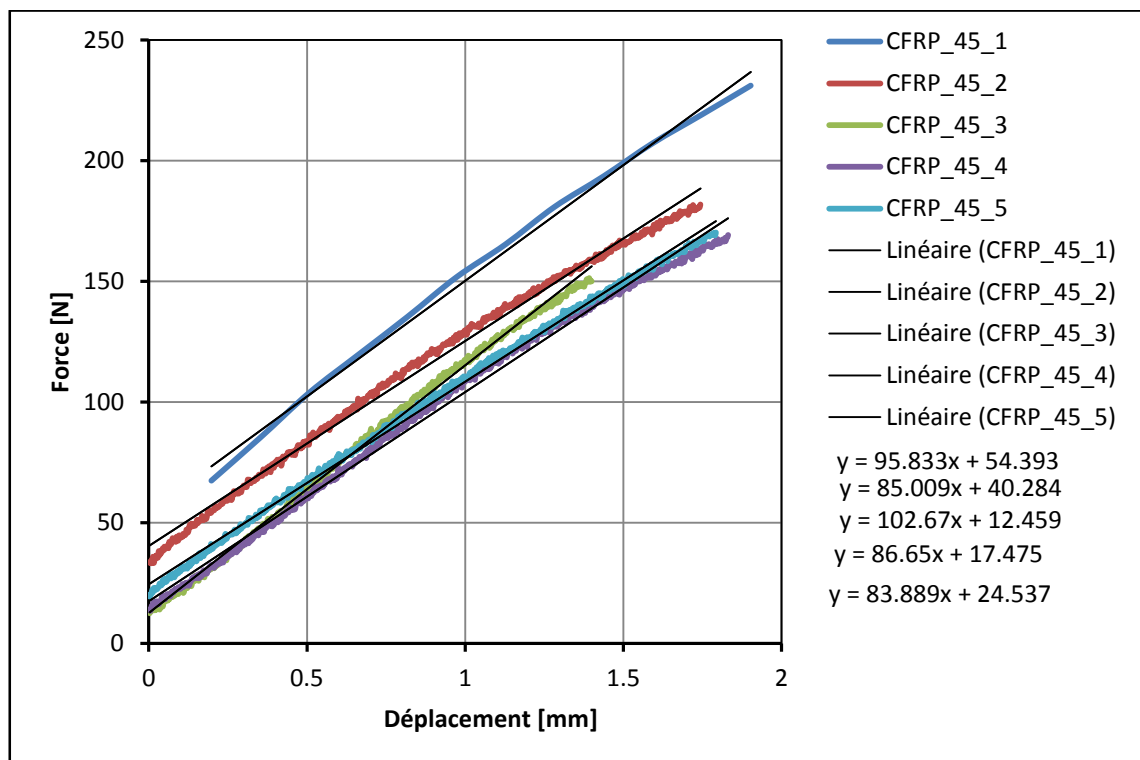


Figure II.25 : "Partie linéaire de la courbe force/flèche du composite CFRP_45 "

La relation (2.2) est alors utilisée pour la détermination des différents modules d'élasticité en flexion. Le tableau II.9 résume les résultats obtenus.

Tableau II.9 : Valeurs des modules d'élasticité pour le composite CFRP_45 (Coupe à 45°)

Eprouvette	CFRP_45_1	CFRP_45_2	CFRP_45_3	CFRP_45_4	CFRP_45_5
Module d'élasticité en flexion [MPa]	6290.57	5616.078	6826.88	6119.28	5726.82
Moyenne [MPa]	6 115.93				
Ecart-type [MPa]	484.05				



Figure II.26 : "Eprouvette de flexion après l'essai"

CHAPITRE III : SIMULATION NUMERIQUE

III.1 INTRODUCTION :

Dans ce chapitre nous présentons l'étude de la simulation numérique de l'essai de flexion 3 points. Pour cela, nous allons commencer par déterminer la fraction volumique des composites réalisés expérimentalement. Ensuite, nous utilisons un logiciel de micromécanique afin de déterminer les constantes élastiques d'un pli du composite étudié. Enfin, les courbes de flexion seront déterminées en utilisant le logiciel ABAQUS avec les constantes élastiques déterminées auparavant pour un stratifié à 8 plis. Une autre simulation de la flexion 3 points est réalisée en considérant que le renfort est non pas un tissu mais un empilement de pli unidirectionnel de fibres de carbone disposé perpendiculairement les uns avec les autres ($[(0/90)_8]$ et $[(45/-45)_8]$). Il reste à signaler que les caractéristiques mécaniques de la résine époxy et du tissu de fibres de carbone sont incomplètes. C'est pour cela que nous avons utilisé les valeurs obtenues de la littérature scientifique. Nous avons essayé trois types de fibres de carbone (230 GPa, 290 GPa et 395 GPa).

Tableau III.1 : "Caractéristiques des matériaux utilisés"

	Fibre de carbone (230 GPa)	Fibre de carbone (290 GPa)	Fibre de carbone (395 GPa)	Résine Epoxy
Masse volumique [kg/m ³]	1800	1800	1800	1160
Coefficient de Poisson	0.2	0.2	0.2	0.35
Module de Young [N/m ²]	2.3E+11	2.9E+11	3.95E+11	3.78E+11

III.2 CALCUL DE LA FRACTION VOLUMIQUE :

La fraction massique des fibres est définie par le rapport suivant [3] :

$$P_f = \frac{p_f}{p_c} = \frac{84.1}{143.4} ; P_f = 0,586 \quad (3.1)$$

Avec :

P_f : La fraction massique des fibres.

p_c : Masse du composite.

p_f : Masse des fibres.

De même, la fraction massique de la matrice est :

$$P_m = \frac{p_m}{p_c} = \frac{59.3}{143.4} ; P_m = 0.414 \quad (3.2)$$

Avec :

P_m : Fraction massique de la matrice.

p_m : Masse de la matrice. $p_m = 59.3$ g

Il est clair que :

$$P_m = 1 - P_f \quad (3.3)$$

D'un autre côté, on a :

$$\rho_c = \frac{1}{\frac{P_f}{\rho_f} + \frac{P_m}{\rho_m}} \quad (3.4)$$

Avec :

ρ_f : Masse volumique des fibres. $\rho_f = 1800 \text{ kg/m}^3$
 ρ_m : Masse volumique de la matrice. $\rho_m = 1160 \text{ kg/m}^3$
 ρ_c : Masse volumique du composite.

$$\rho_c = \frac{1}{\frac{0.586}{1800} + \frac{0.414}{1160}} \quad \rho_c = 1465.304 \text{ kg/m}^3$$

La fraction volumique des fibres est définie par le rapport suivant [3] :

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

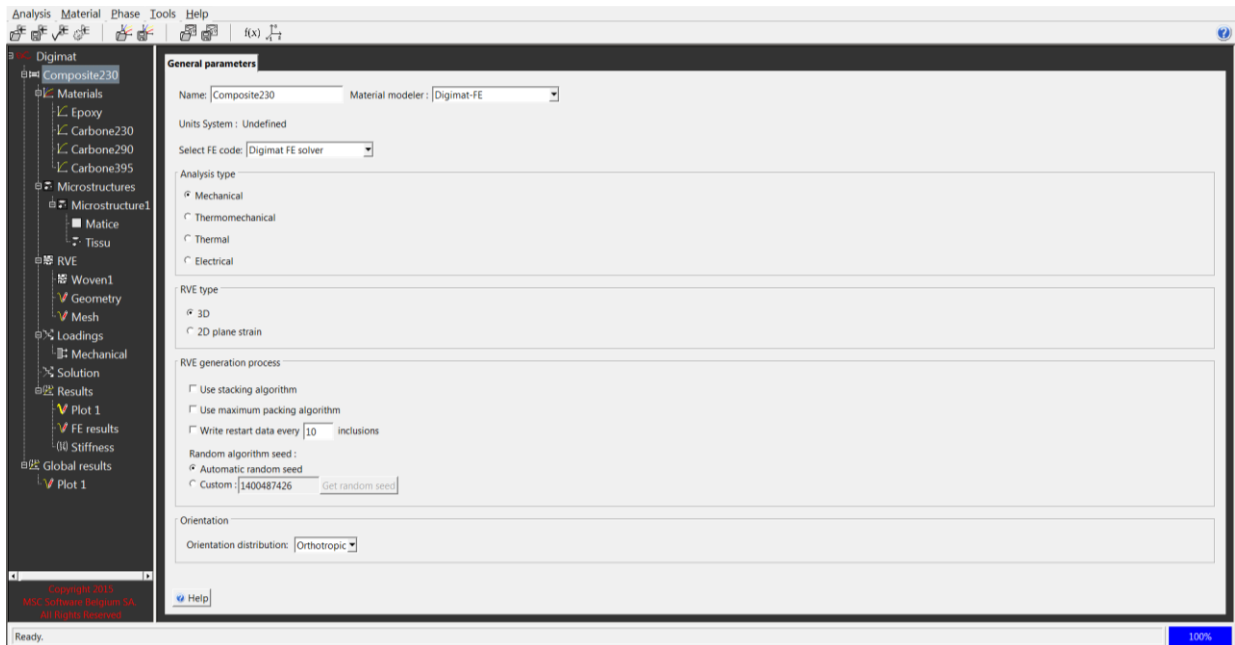
$$V_f = \frac{1465.30}{1800} \times 0.586$$

$$V_f \approx 0.477 = 47.70 \%$$

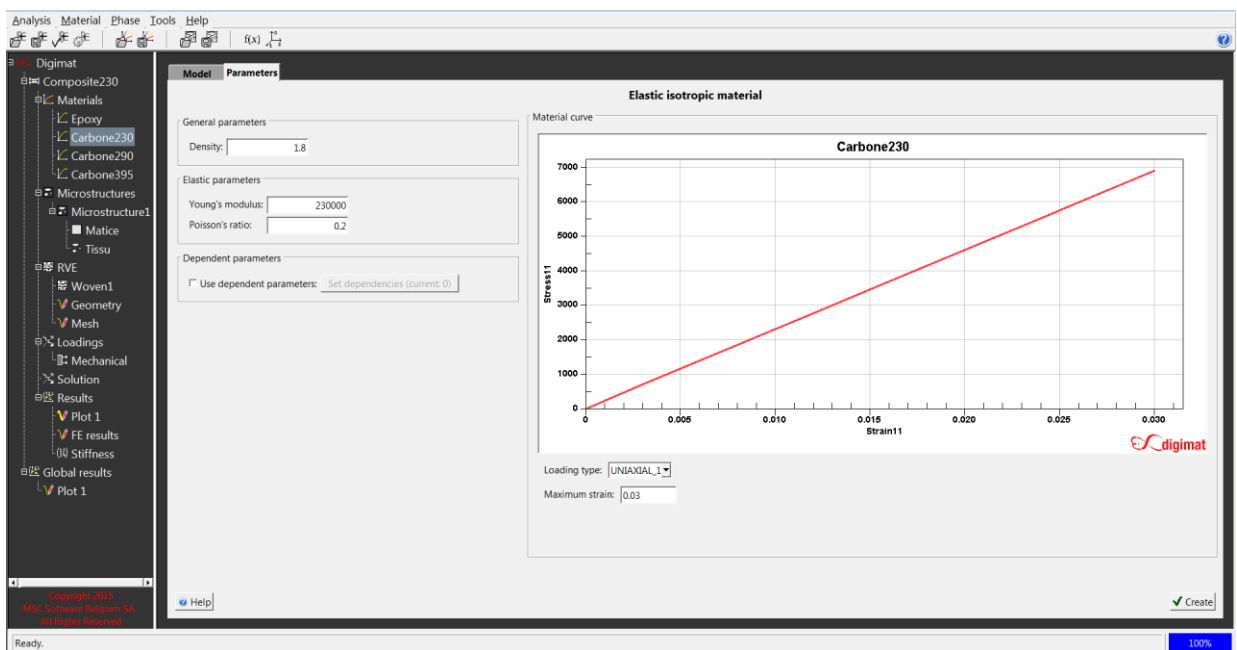
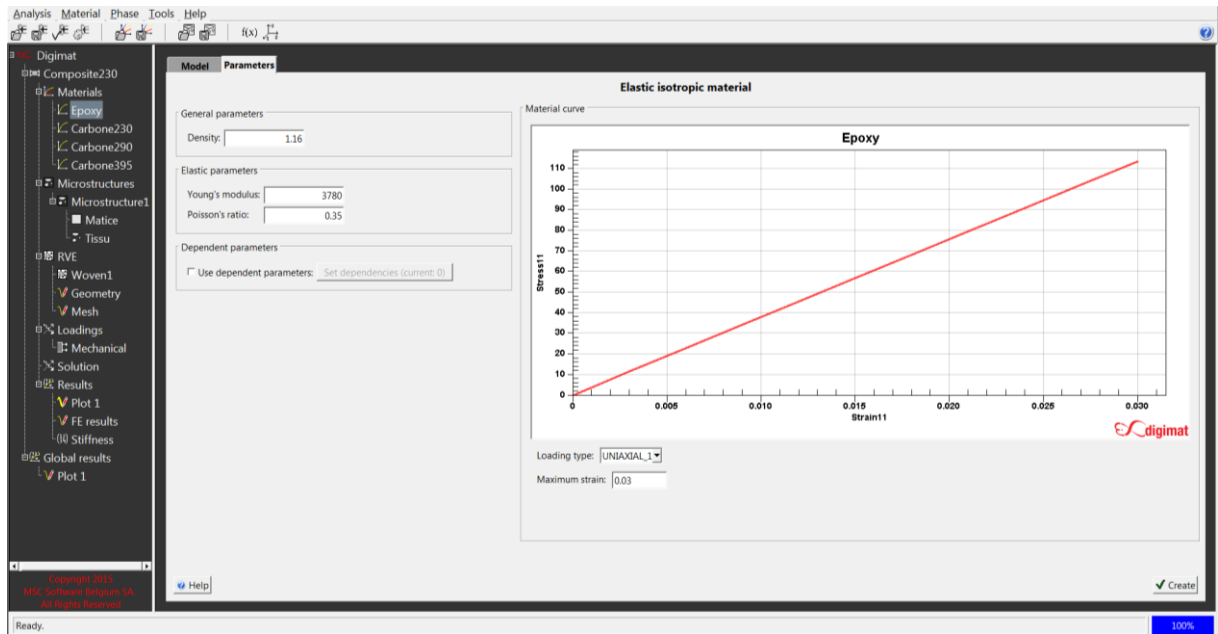
III.3 DEMARCHE DE SIMULATION :

III.3.1 Détermination des constantes élastiques par le logiciel DIGIMAT :

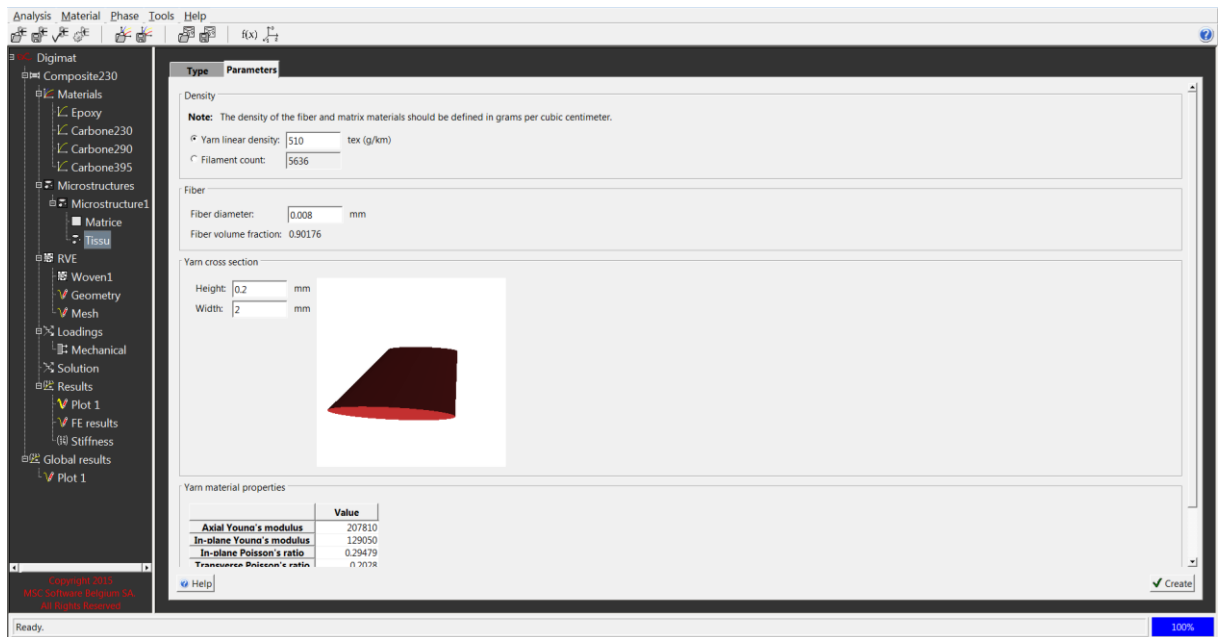
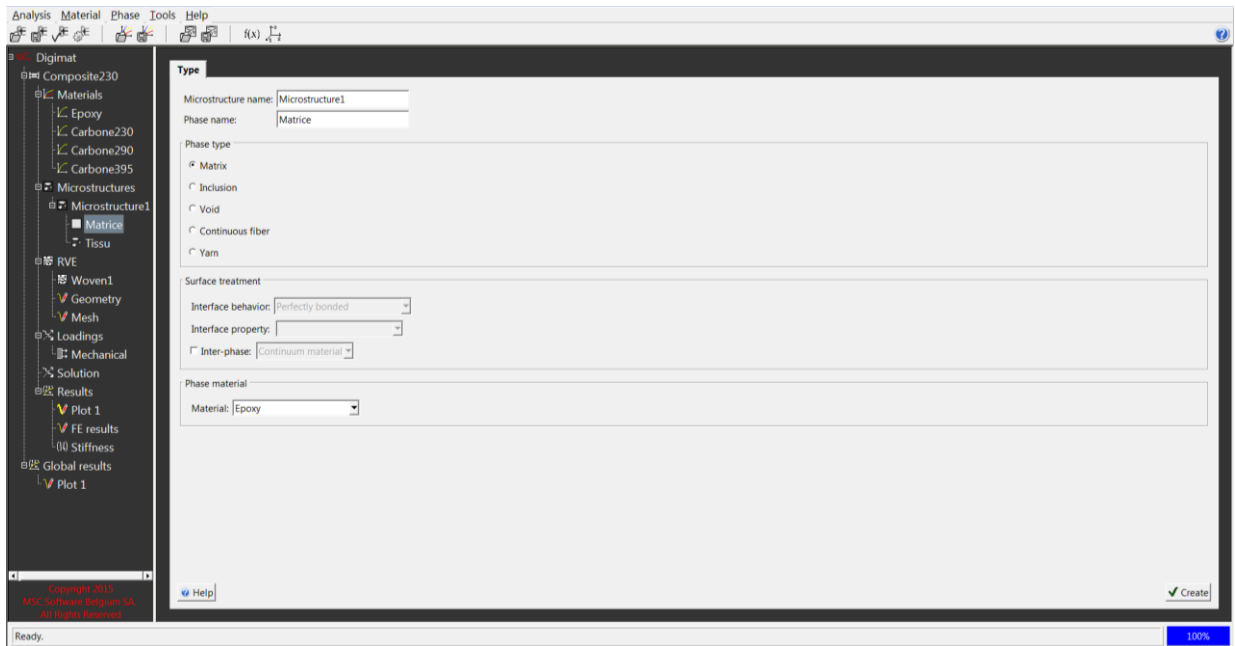
1) Choix du modeler et du code FE :



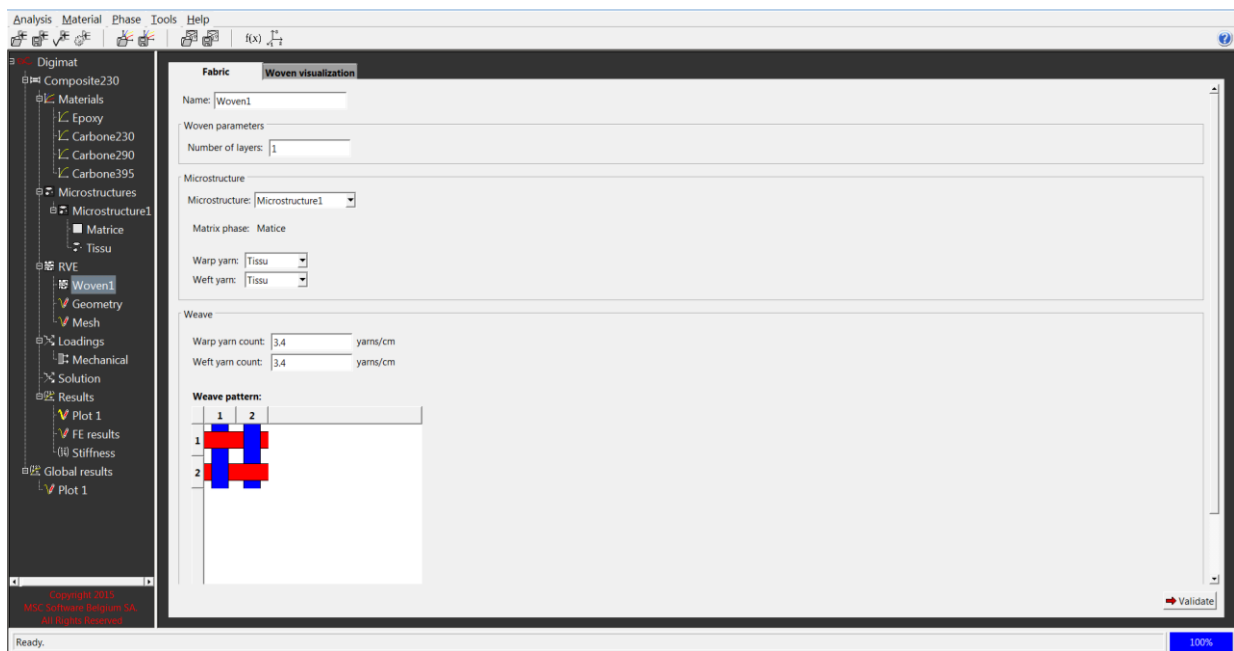
2) Choix des matériaux de la matrice et du renfort :



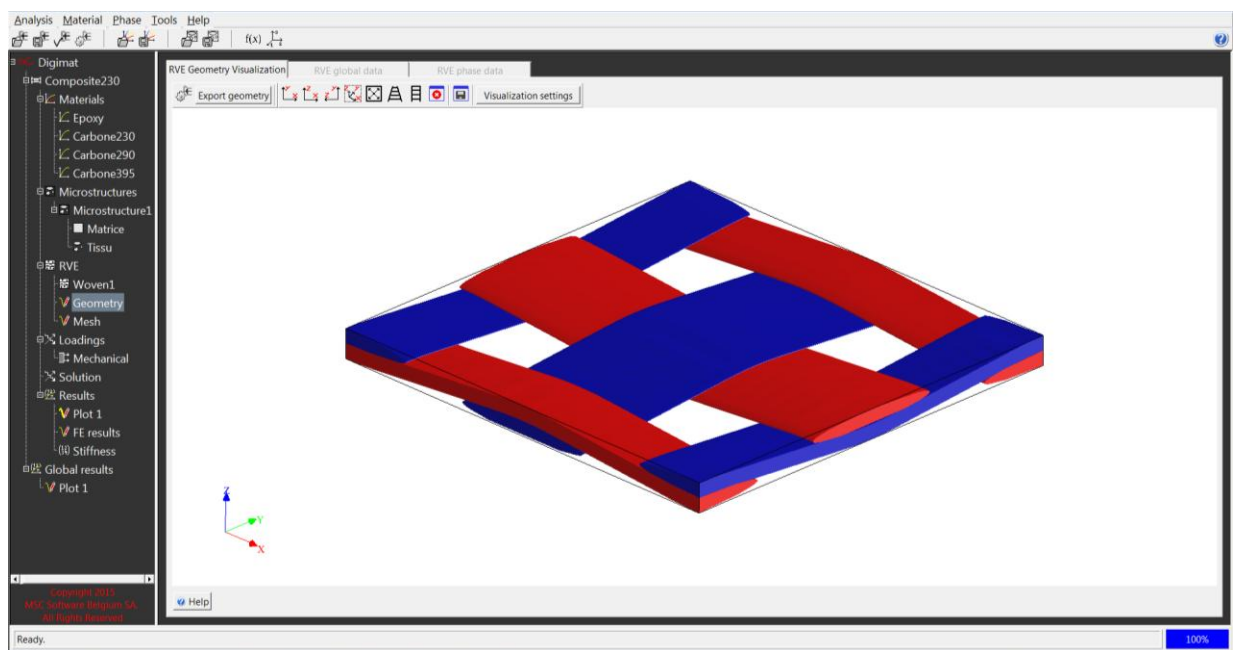
3) Choix de la microstructure :



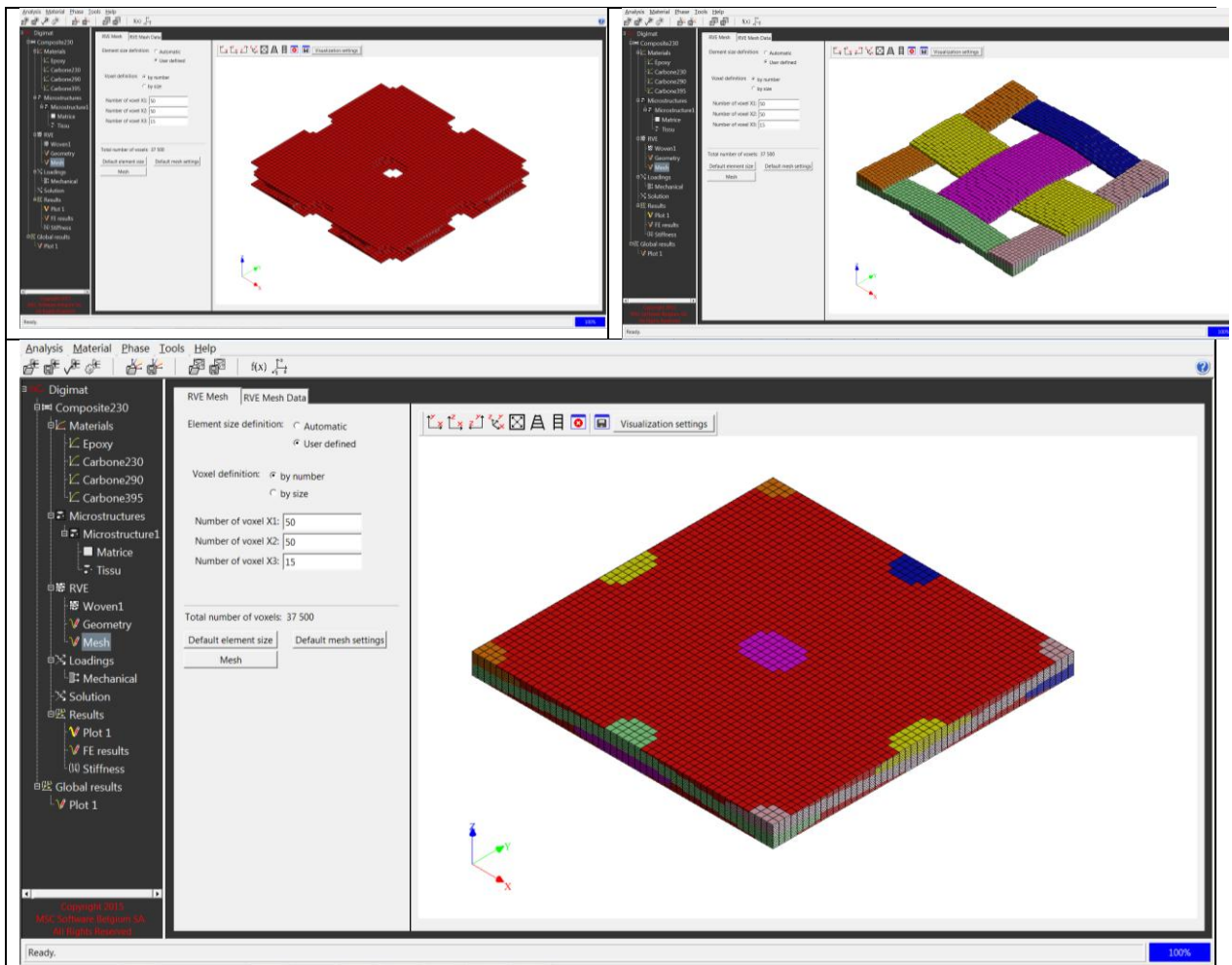
4) Définition du tissu de fibre (Woven) :



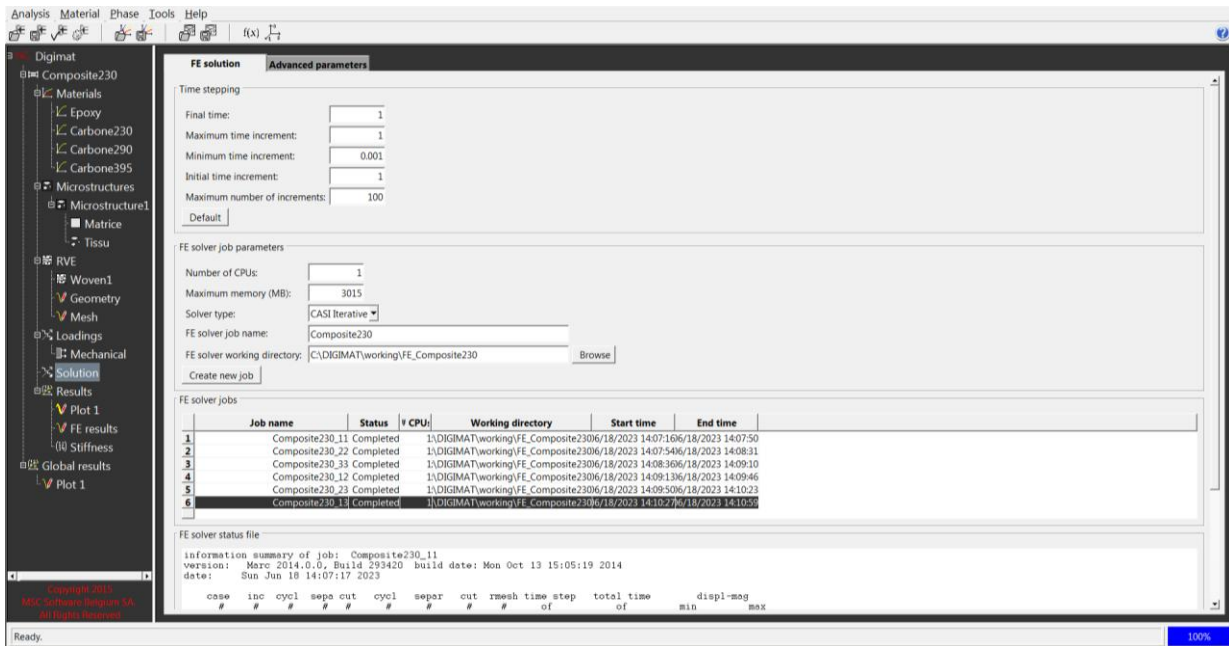
5) Géométrie du RVE :



6) Maillage (Mesh) :



7) Exécution du programme :



8) Résultats :

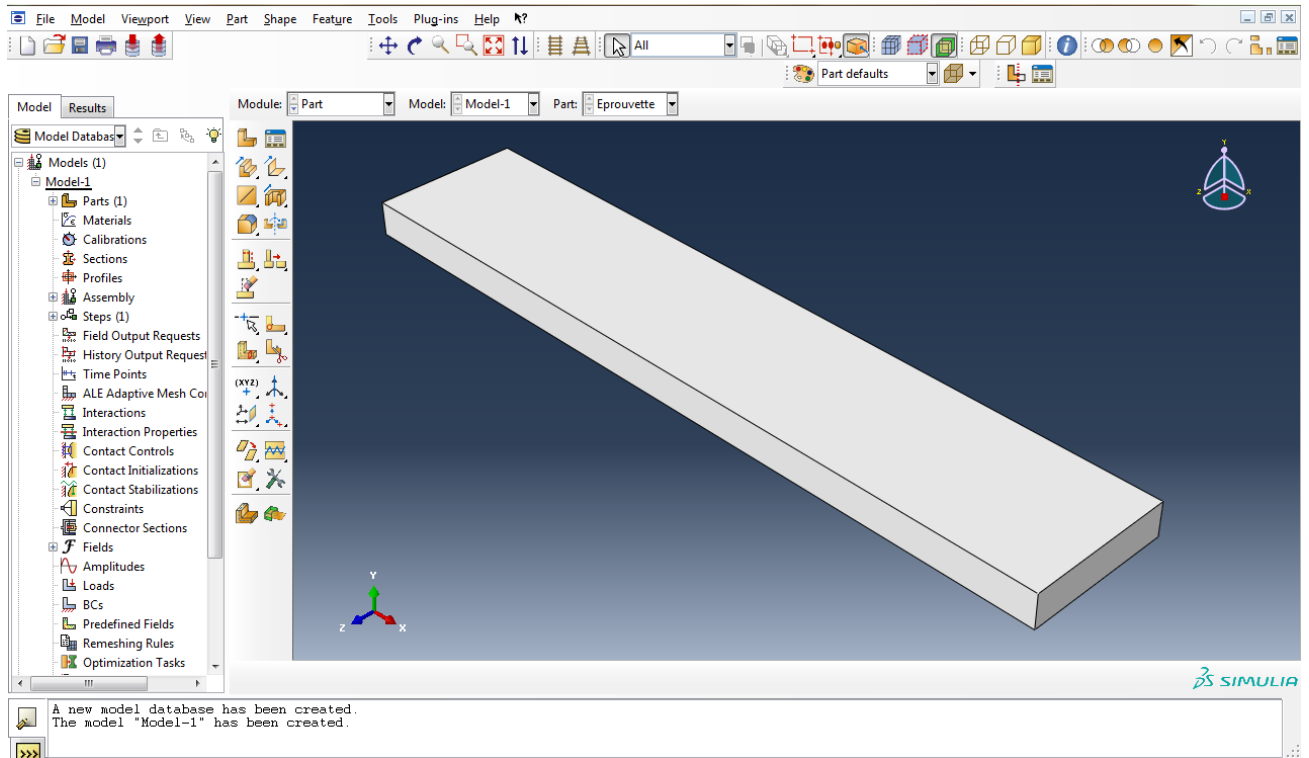
Epoxy/Fibre de carbone (230 GPa)	Epoxy/Fibre de carbone (290 GPa)	Epoxy/Fibre de carbone (395 GPa)																																																																																																																														
<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="2">Engineering constants</th> </tr> <tr> <th></th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Young's modulus E1</td><td>73826.7</td></tr> <tr><td>Mismatch on E1</td><td>1.4419E-005</td></tr> <tr><td>Young's modulus E2</td><td>73758.9</td></tr> <tr><td>Mismatch on E2</td><td>1.8021E-005</td></tr> <tr><td>Young's modulus E3</td><td>23824.5</td></tr> <tr><td>Mismatch on E3</td><td>1.37581E-006</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 12</td><td>0.131153</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 21</td><td>0.131032</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 13</td><td>0.251639</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 31</td><td>0.0812057</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 23</td><td>0.252067</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 32</td><td>0.0814188</td></tr> <tr><td>Shear modulus 12</td><td>15694.5</td></tr> <tr><td>Mismatch on G12</td><td>8.64652E-006</td></tr> <tr><td>Shear modulus 23</td><td>4575.41</td></tr> <tr><td>Mismatch on G23</td><td>7.09824E-013</td></tr> <tr><td>Shear modulus 13</td><td>4575.76</td></tr> <tr><td>Mismatch on G13</td><td>6.71988E-013</td></tr> <tr><td>Global density</td><td>1.50268</td></tr> </tbody> </table>	Engineering constants			Value	Young's modulus E1	73826.7	Mismatch on E1	1.4419E-005	Young's modulus E2	73758.9	Mismatch on E2	1.8021E-005	Young's modulus E3	23824.5	Mismatch on E3	1.37581E-006	Poisson's ratio 12	0.131153	Poisson's ratio 21	0.131032	Poisson's ratio 13	0.251639	Poisson's ratio 31	0.0812057	Poisson's ratio 23	0.252067	Poisson's ratio 32	0.0814188	Shear modulus 12	15694.5	Mismatch on G12	8.64652E-006	Shear modulus 23	4575.41	Mismatch on G23	7.09824E-013	Shear modulus 13	4575.76	Mismatch on G13	6.71988E-013	Global density	1.50268	<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="2">Engineering constants</th> </tr> <tr> <th></th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Young's modulus E1</td><td>90085</td></tr> <tr><td>Mismatch on E1</td><td>1.74513E-005</td></tr> <tr><td>Young's modulus E2</td><td>89987.7</td></tr> <tr><td>Mismatch on E2</td><td>2.20102E-005</td></tr> <tr><td>Young's modulus E3</td><td>25875.9</td></tr> <tr><td>Mismatch on E3</td><td>1.61585E-006</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 12</td><td>0.125577</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 21</td><td>0.125442</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 13</td><td>0.251494</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 31</td><td>0.0722387</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 23</td><td>0.25201</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 32</td><td>0.0724652</td></tr> <tr><td>Shear modulus 12</td><td>17965.7</td></tr> <tr><td>Mismatch on G12</td><td>9.90156E-006</td></tr> <tr><td>Shear modulus 23</td><td>4820.69</td></tr> <tr><td>Mismatch on G23</td><td>3.48448E-013</td></tr> <tr><td>Shear modulus 13</td><td>4575.76</td></tr> <tr><td>Mismatch on G13</td><td>6.71988E-013</td></tr> <tr><td>Global density</td><td>1.5637</td></tr> </tbody> </table>	Engineering constants			Value	Young's modulus E1	90085	Mismatch on E1	1.74513E-005	Young's modulus E2	89987.7	Mismatch on E2	2.20102E-005	Young's modulus E3	25875.9	Mismatch on E3	1.61585E-006	Poisson's ratio 12	0.125577	Poisson's ratio 21	0.125442	Poisson's ratio 13	0.251494	Poisson's ratio 31	0.0722387	Poisson's ratio 23	0.25201	Poisson's ratio 32	0.0724652	Shear modulus 12	17965.7	Mismatch on G12	9.90156E-006	Shear modulus 23	4820.69	Mismatch on G23	3.48448E-013	Shear modulus 13	4575.76	Mismatch on G13	6.71988E-013	Global density	1.5637	<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="2">Engineering constants</th> </tr> <tr> <th></th> <th>Value</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Young's modulus E1</td><td>117454</td></tr> <tr><td>Mismatch on E1</td><td>2.20714E-005</td></tr> <tr><td>Young's modulus E2</td><td>117296</td></tr> <tr><td>Mismatch on E2</td><td>2.82507E-005</td></tr> <tr><td>Young's modulus E3</td><td>28752.4</td></tr> <tr><td>Mismatch on E3</td><td>1.94361E-006</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 12</td><td>0.120012</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 21</td><td>0.119851</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 13</td><td>0.253117</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 31</td><td>0.0619625</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 23</td><td>0.253776</td></tr> <tr><td>Poisson's ratio 32</td><td>0.0622074</td></tr> <tr><td>Shear modulus 12</td><td>21307.9</td></tr> <tr><td>Mismatch on G12</td><td>1.15471E-005</td></tr> <tr><td>Shear modulus 23</td><td>5189.89</td></tr> <tr><td>Mismatch on G23</td><td>1.22634E-013</td></tr> <tr><td>Shear modulus 13</td><td>5190.59</td></tr> <tr><td>Mismatch on G13</td><td>1.68467E-012</td></tr> <tr><td>Global density</td><td>1.5637</td></tr> </tbody> </table>	Engineering constants			Value	Young's modulus E1	117454	Mismatch on E1	2.20714E-005	Young's modulus E2	117296	Mismatch on E2	2.82507E-005	Young's modulus E3	28752.4	Mismatch on E3	1.94361E-006	Poisson's ratio 12	0.120012	Poisson's ratio 21	0.119851	Poisson's ratio 13	0.253117	Poisson's ratio 31	0.0619625	Poisson's ratio 23	0.253776	Poisson's ratio 32	0.0622074	Shear modulus 12	21307.9	Mismatch on G12	1.15471E-005	Shear modulus 23	5189.89	Mismatch on G23	1.22634E-013	Shear modulus 13	5190.59	Mismatch on G13	1.68467E-012	Global density	1.5637
Engineering constants																																																																																																																																
	Value																																																																																																																															
Young's modulus E1	73826.7																																																																																																																															
Mismatch on E1	1.4419E-005																																																																																																																															
Young's modulus E2	73758.9																																																																																																																															
Mismatch on E2	1.8021E-005																																																																																																																															
Young's modulus E3	23824.5																																																																																																																															
Mismatch on E3	1.37581E-006																																																																																																																															
Poisson's ratio 12	0.131153																																																																																																																															
Poisson's ratio 21	0.131032																																																																																																																															
Poisson's ratio 13	0.251639																																																																																																																															
Poisson's ratio 31	0.0812057																																																																																																																															
Poisson's ratio 23	0.252067																																																																																																																															
Poisson's ratio 32	0.0814188																																																																																																																															
Shear modulus 12	15694.5																																																																																																																															
Mismatch on G12	8.64652E-006																																																																																																																															
Shear modulus 23	4575.41																																																																																																																															
Mismatch on G23	7.09824E-013																																																																																																																															
Shear modulus 13	4575.76																																																																																																																															
Mismatch on G13	6.71988E-013																																																																																																																															
Global density	1.50268																																																																																																																															
Engineering constants																																																																																																																																
	Value																																																																																																																															
Young's modulus E1	90085																																																																																																																															
Mismatch on E1	1.74513E-005																																																																																																																															
Young's modulus E2	89987.7																																																																																																																															
Mismatch on E2	2.20102E-005																																																																																																																															
Young's modulus E3	25875.9																																																																																																																															
Mismatch on E3	1.61585E-006																																																																																																																															
Poisson's ratio 12	0.125577																																																																																																																															
Poisson's ratio 21	0.125442																																																																																																																															
Poisson's ratio 13	0.251494																																																																																																																															
Poisson's ratio 31	0.0722387																																																																																																																															
Poisson's ratio 23	0.25201																																																																																																																															
Poisson's ratio 32	0.0724652																																																																																																																															
Shear modulus 12	17965.7																																																																																																																															
Mismatch on G12	9.90156E-006																																																																																																																															
Shear modulus 23	4820.69																																																																																																																															
Mismatch on G23	3.48448E-013																																																																																																																															
Shear modulus 13	4575.76																																																																																																																															
Mismatch on G13	6.71988E-013																																																																																																																															
Global density	1.5637																																																																																																																															
Engineering constants																																																																																																																																
	Value																																																																																																																															
Young's modulus E1	117454																																																																																																																															
Mismatch on E1	2.20714E-005																																																																																																																															
Young's modulus E2	117296																																																																																																																															
Mismatch on E2	2.82507E-005																																																																																																																															
Young's modulus E3	28752.4																																																																																																																															
Mismatch on E3	1.94361E-006																																																																																																																															
Poisson's ratio 12	0.120012																																																																																																																															
Poisson's ratio 21	0.119851																																																																																																																															
Poisson's ratio 13	0.253117																																																																																																																															
Poisson's ratio 31	0.0619625																																																																																																																															
Poisson's ratio 23	0.253776																																																																																																																															
Poisson's ratio 32	0.0622074																																																																																																																															
Shear modulus 12	21307.9																																																																																																																															
Mismatch on G12	1.15471E-005																																																																																																																															
Shear modulus 23	5189.89																																																																																																																															
Mismatch on G23	1.22634E-013																																																																																																																															
Shear modulus 13	5190.59																																																																																																																															
Mismatch on G13	1.68467E-012																																																																																																																															
Global density	1.5637																																																																																																																															

III.3.2 Simulation de la flexion 3 points par le logiciel ABAQUS :

1) Réalisation des pièces :

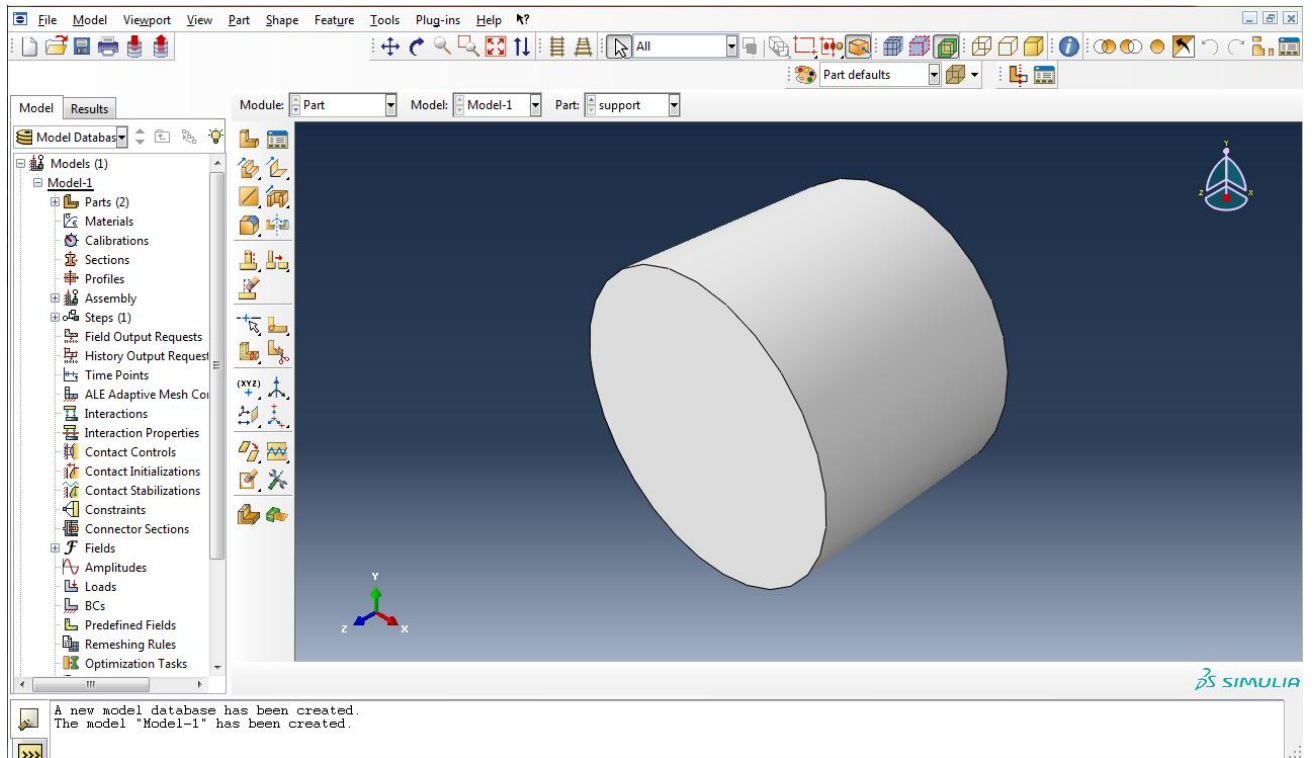
- Pour l'éprouvette, nous choisissons :

- Solid
- déformable
- 3D extrusion
- ($90 \times 15.28 \times 3.52$ mm)

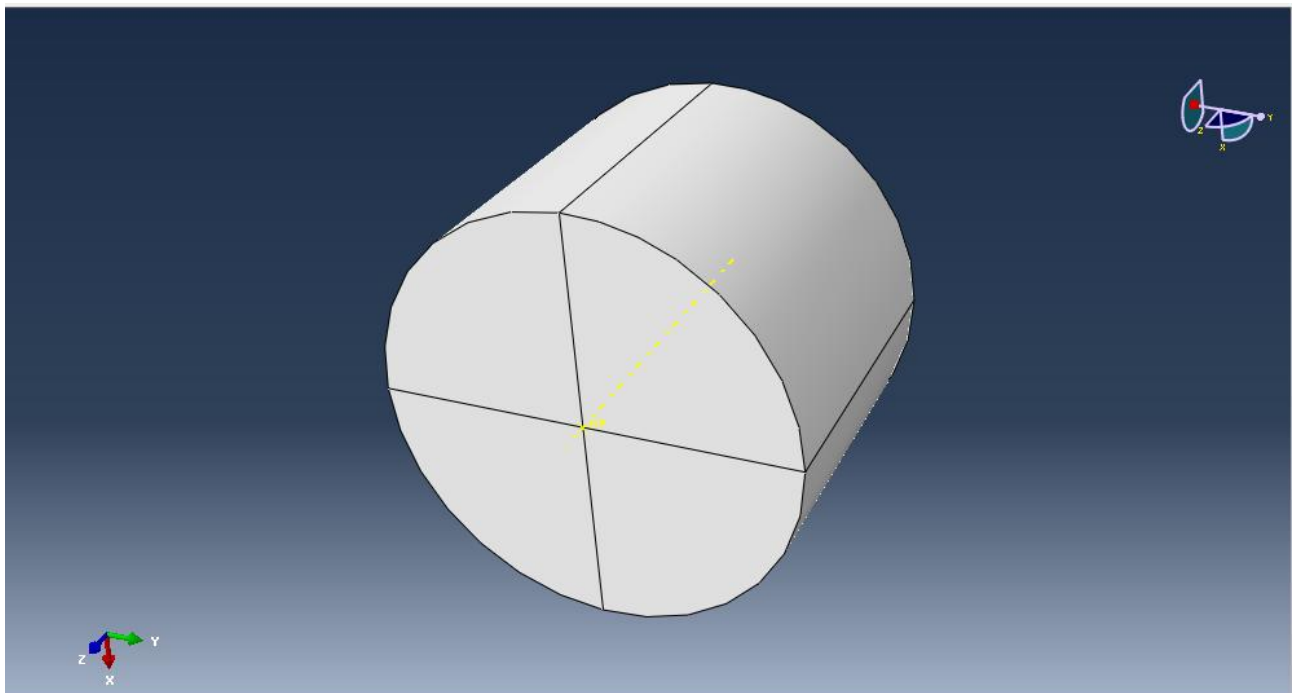


- le deuxième pièce nous choisissons :

- Solid
- Discrete rigid
- 3D extrusion.
- ($\varnothing 20 \times 15.28$)

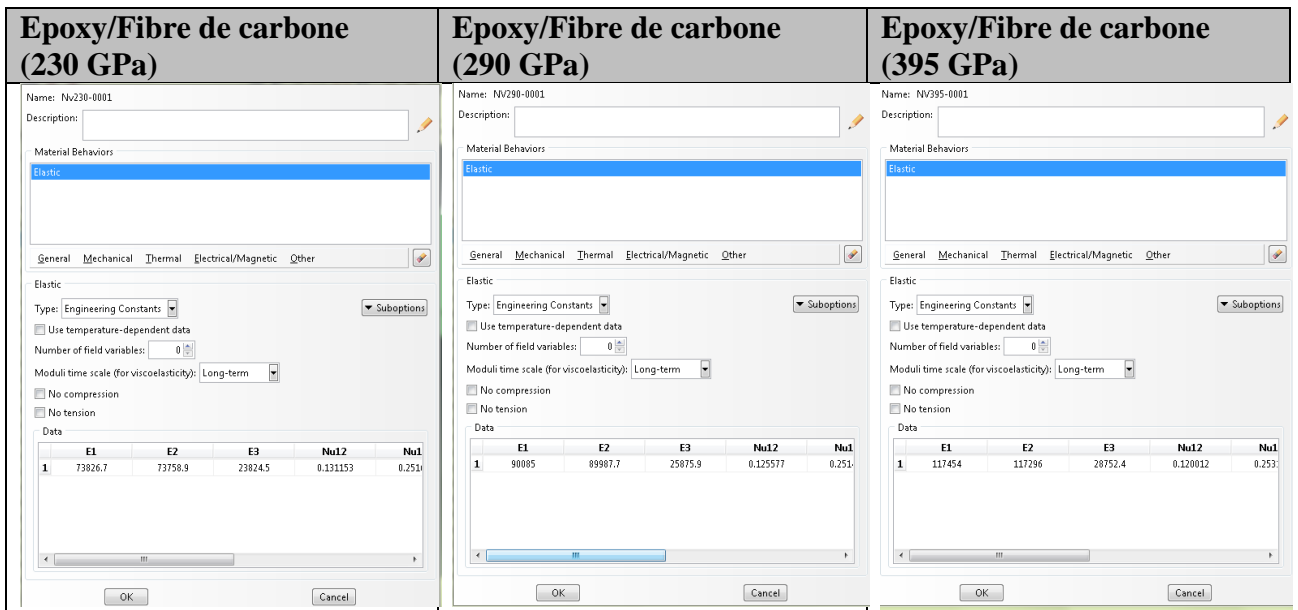


- Partition et point de référence :

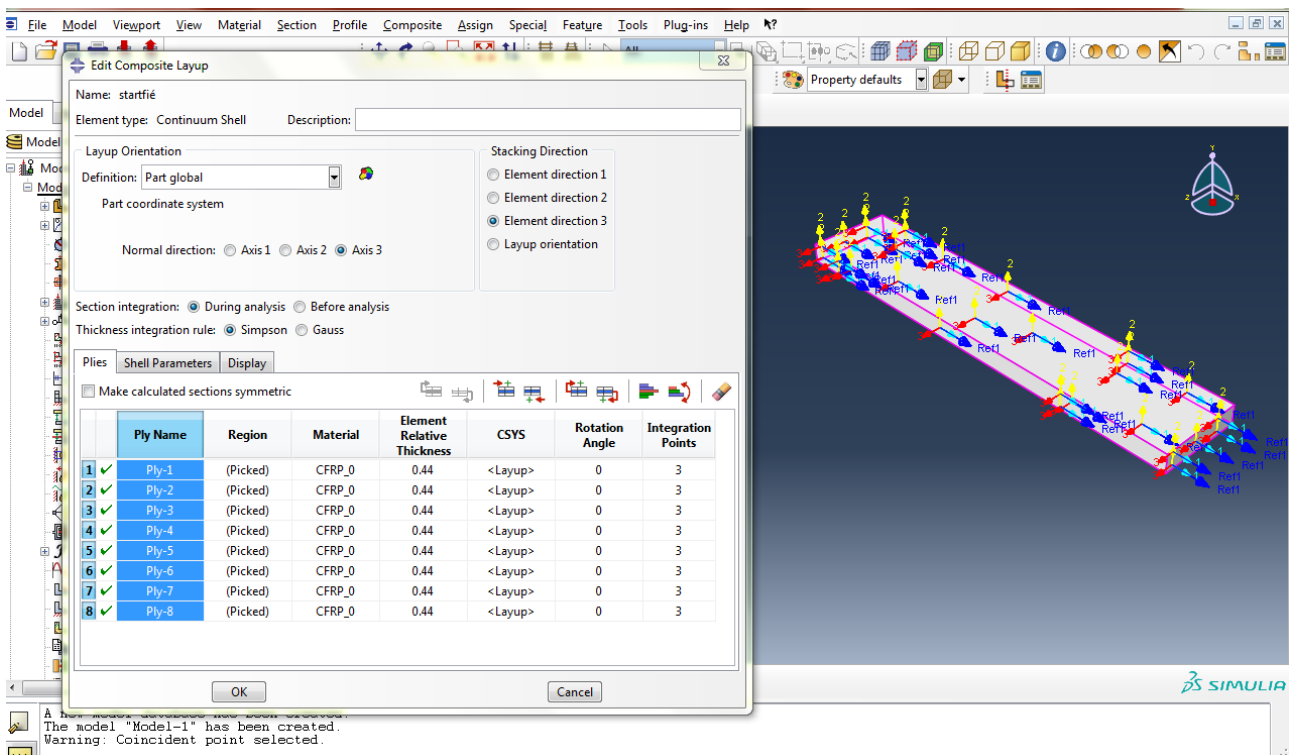


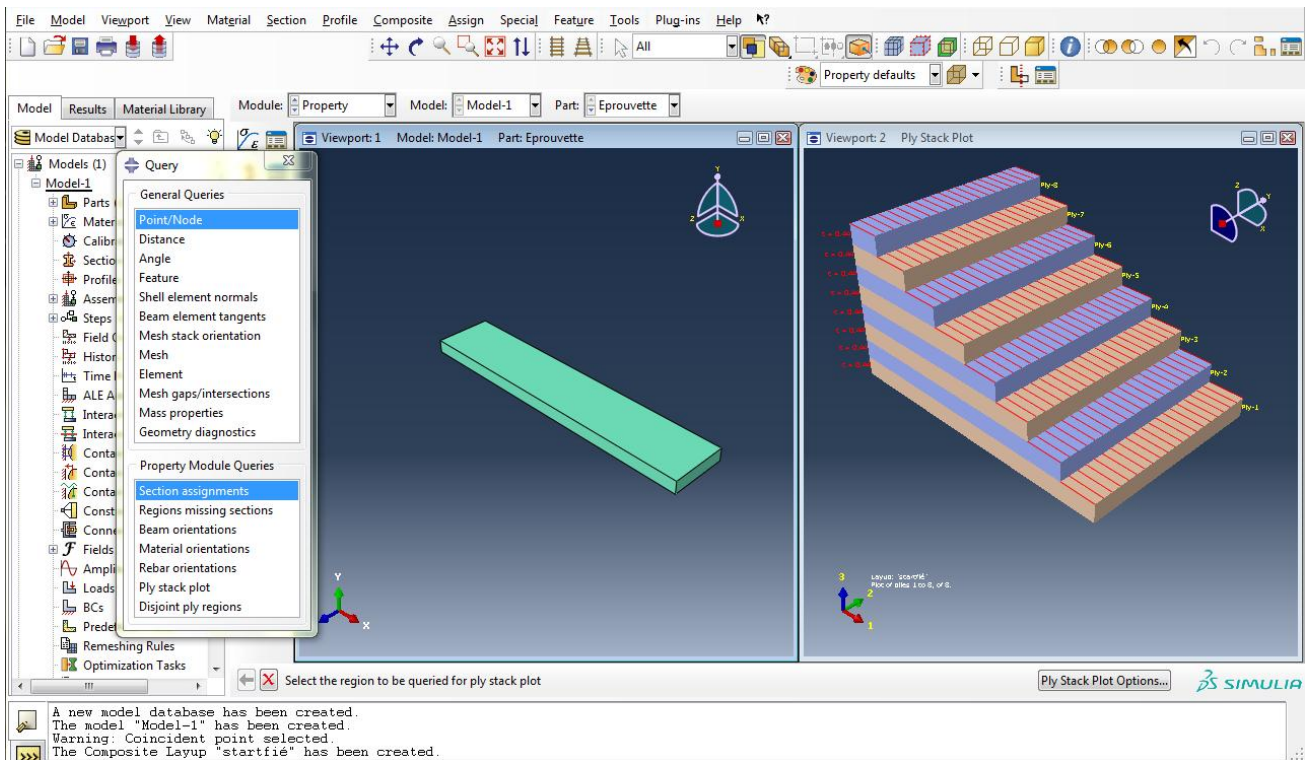
- Transformation de la géométrie solide en coque (Shell).

2) Property :

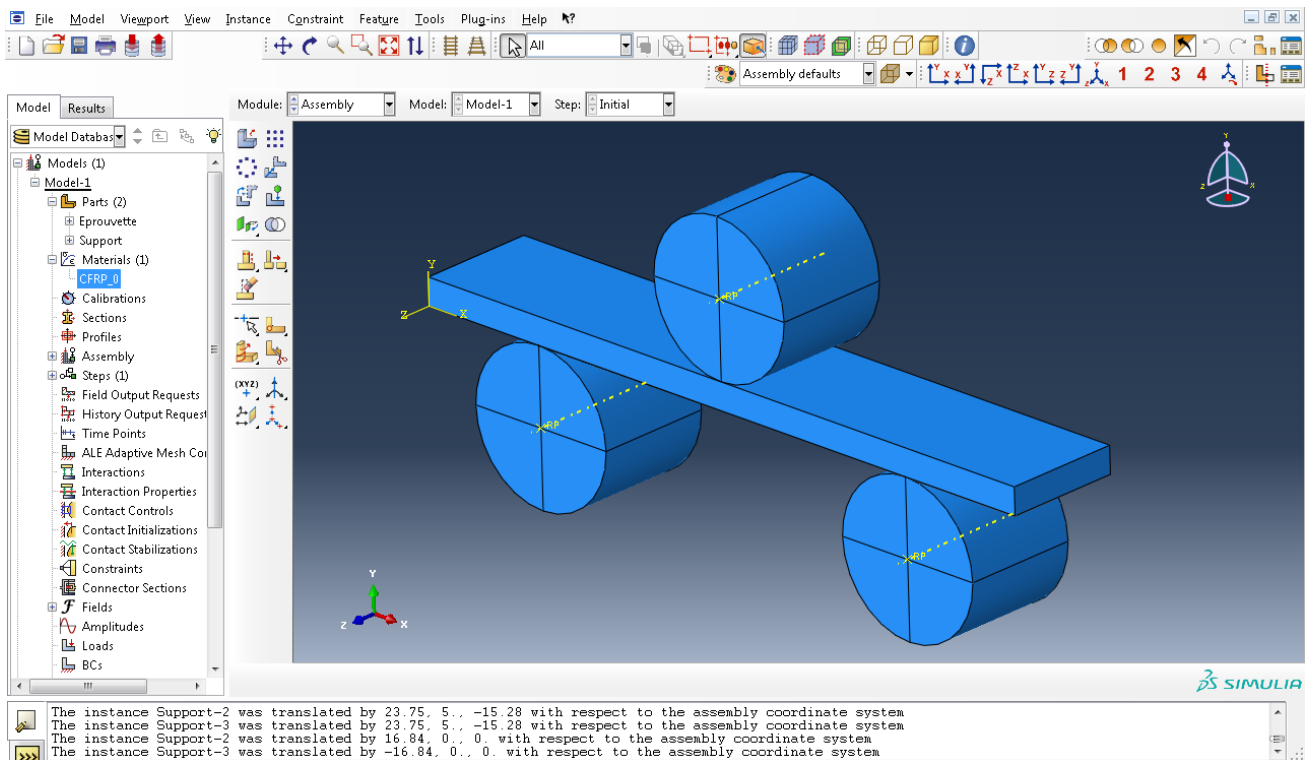


- Création du stratifié
- Nombre de pli : 8
- Type d'éléments : Continuum Shell.

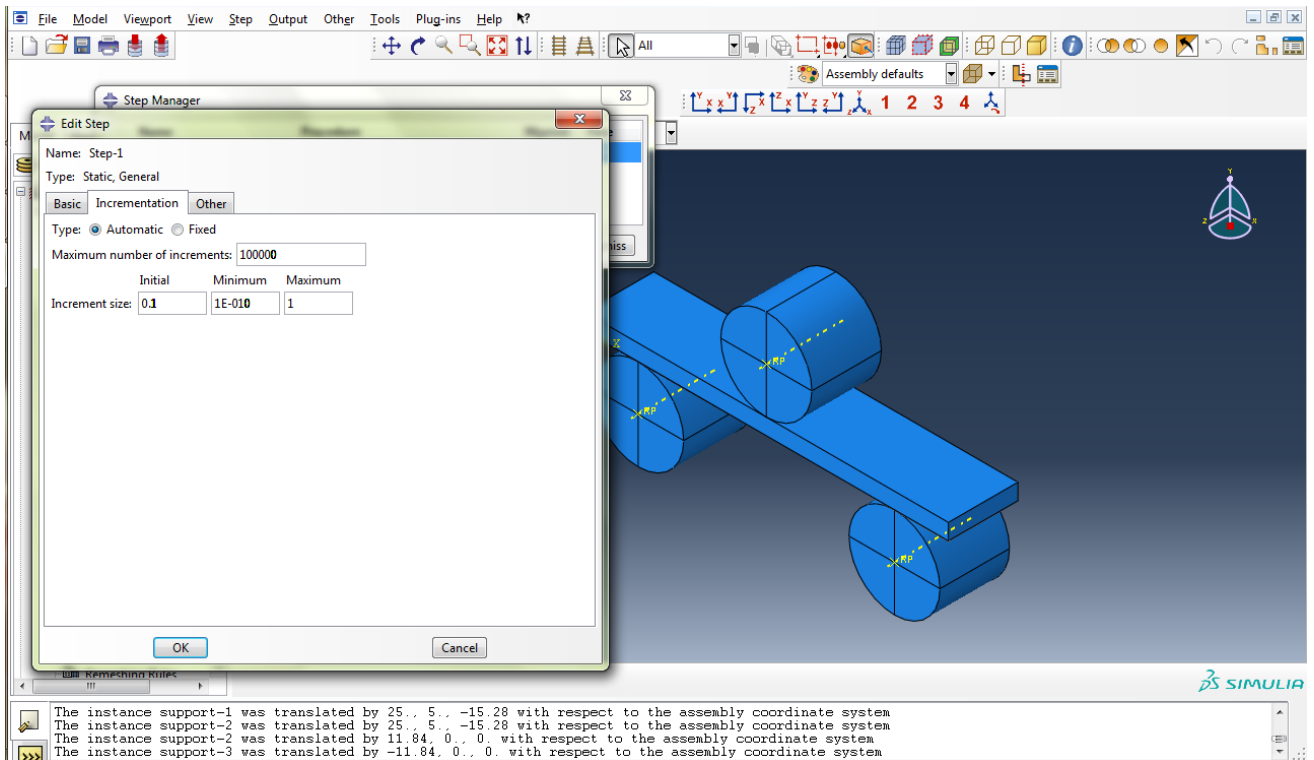




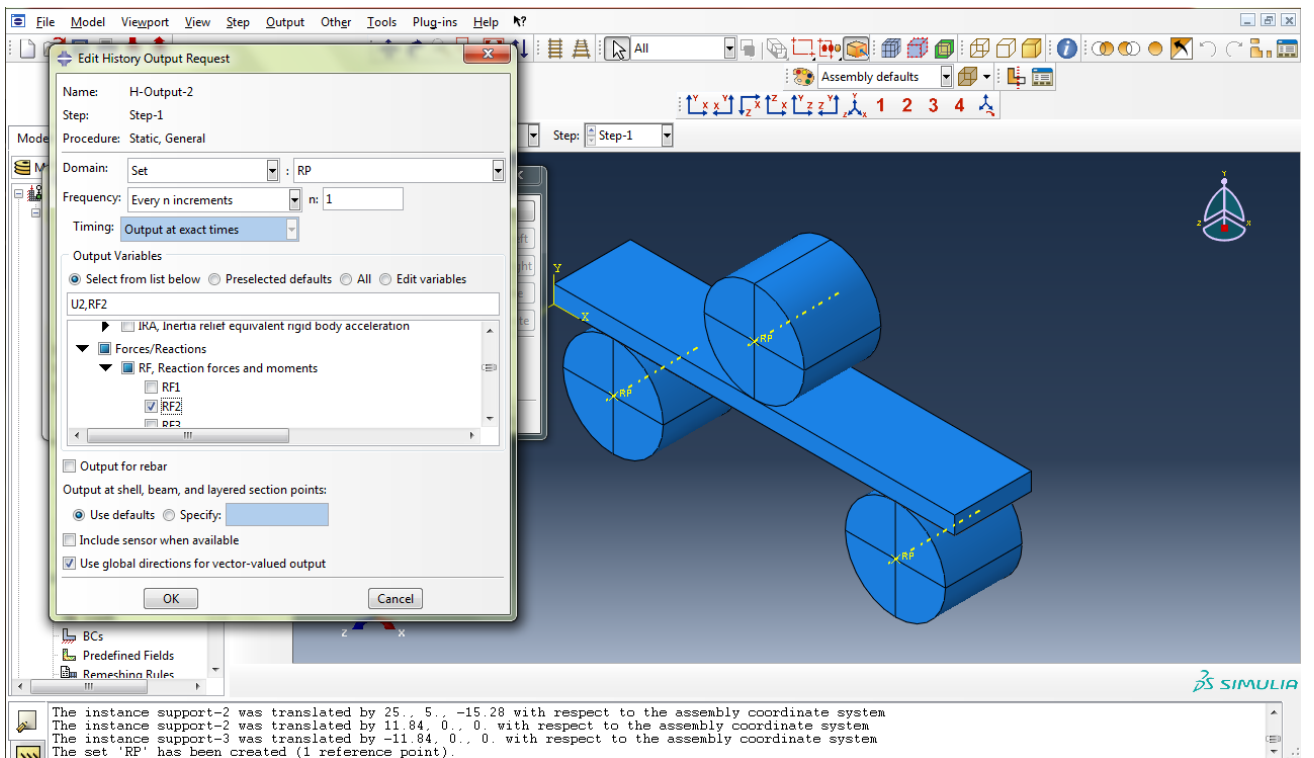
3) Assemblage :



4) - Step :

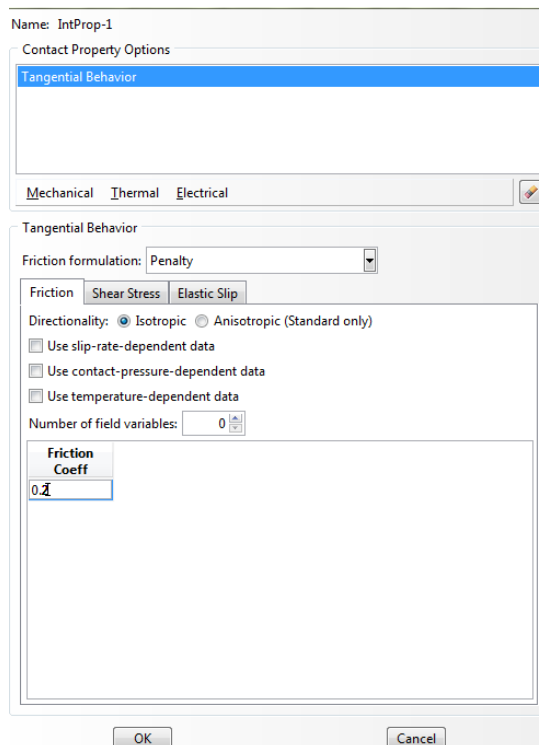
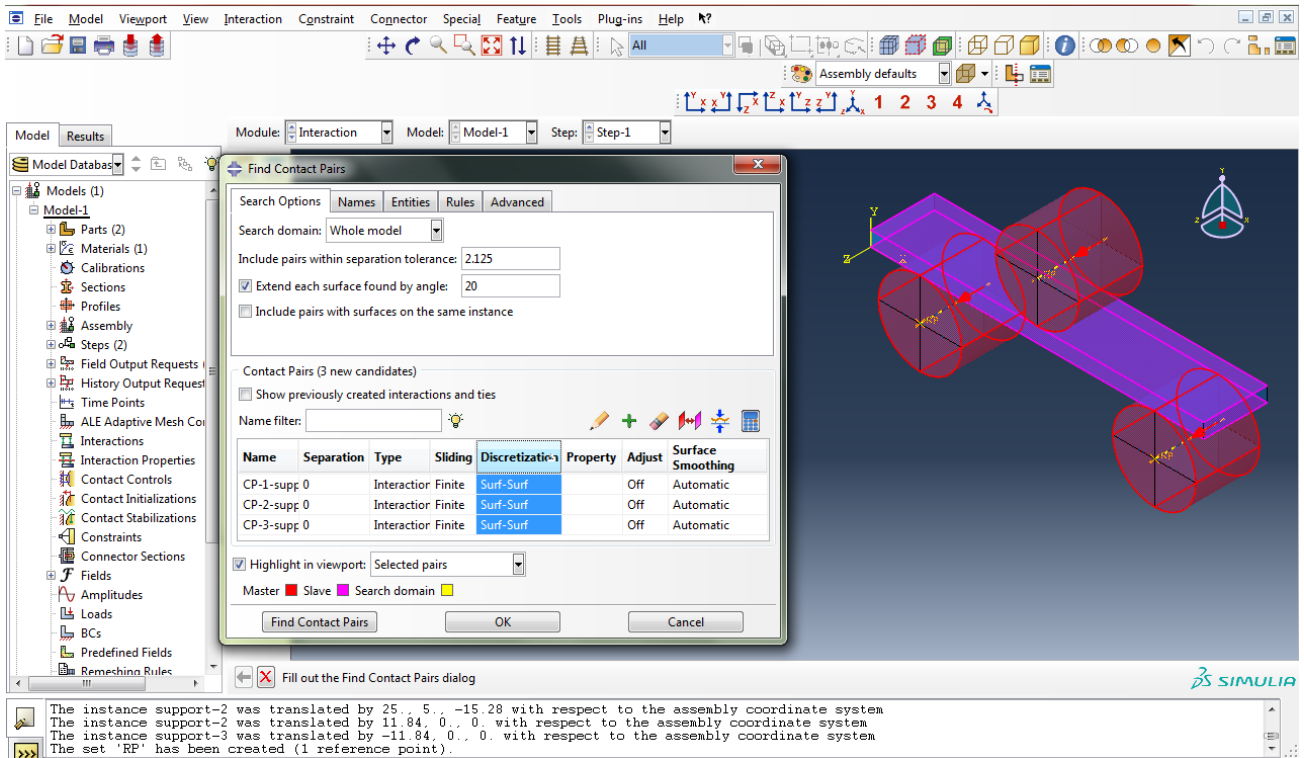


- Création d'un set : RP de support supérieur.
- History output.
- On choisit le déplacement U2 et la force de réaction RF2

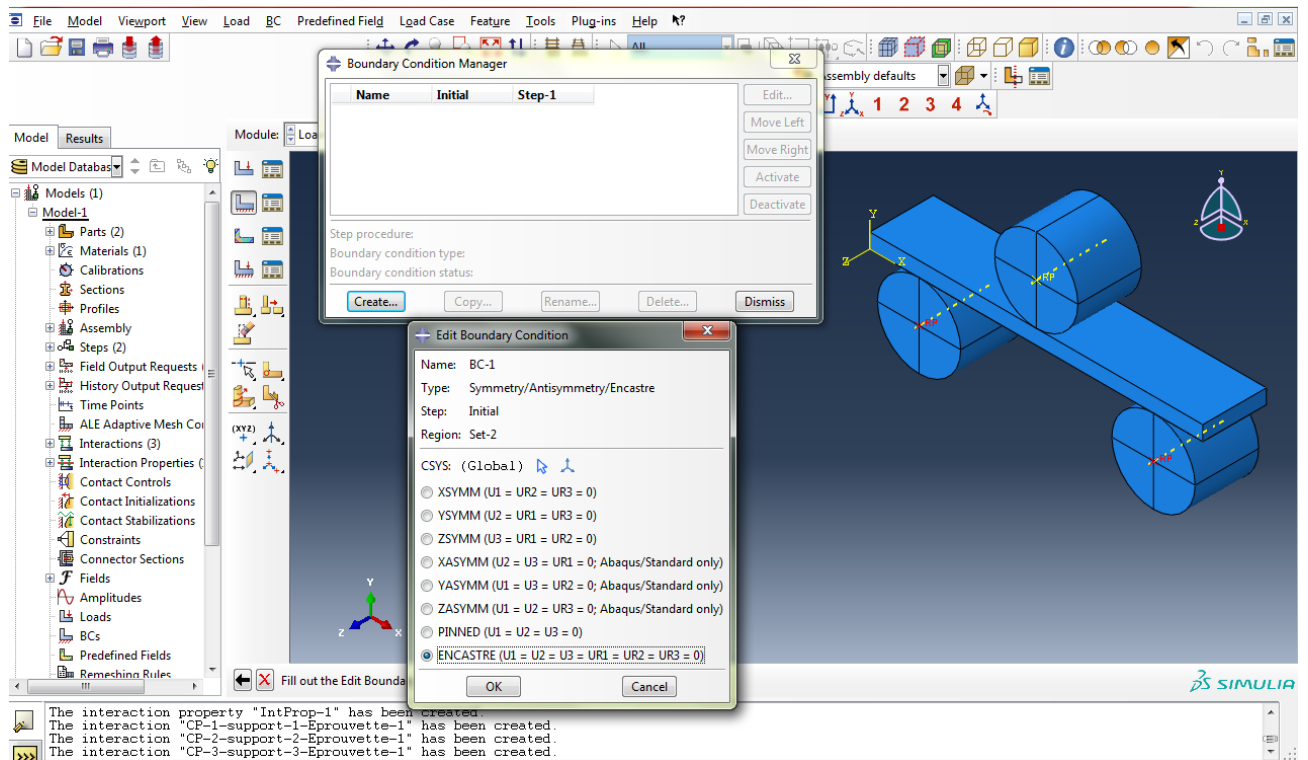


5) Interaction :

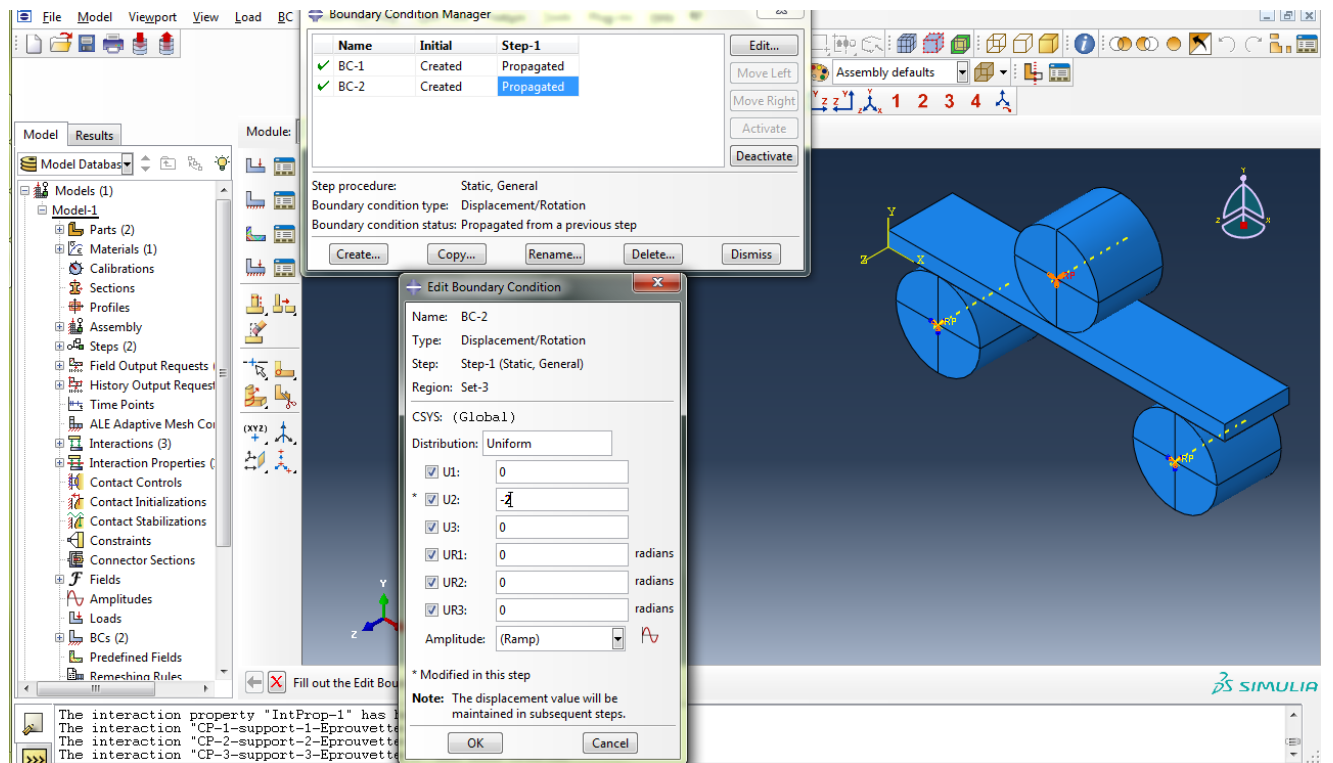
- Recherche de contacts



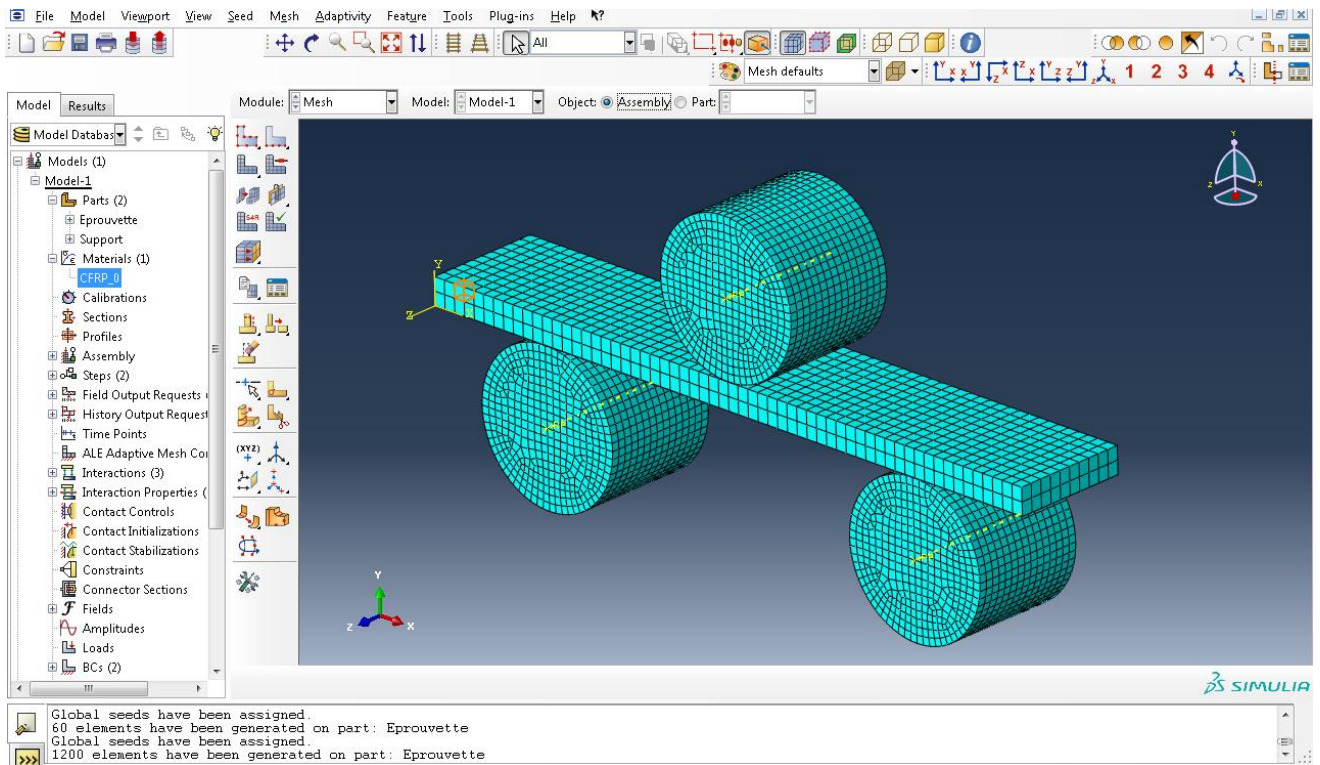
6) Load :



Suppression de tous les degrés de liberté mise à part (U2) pour le (RP) supérieur. Le déplacement vers le bas de 2 mm a été fixé en considérant les observations expérimentales du chapitre II.



7) Mesh :

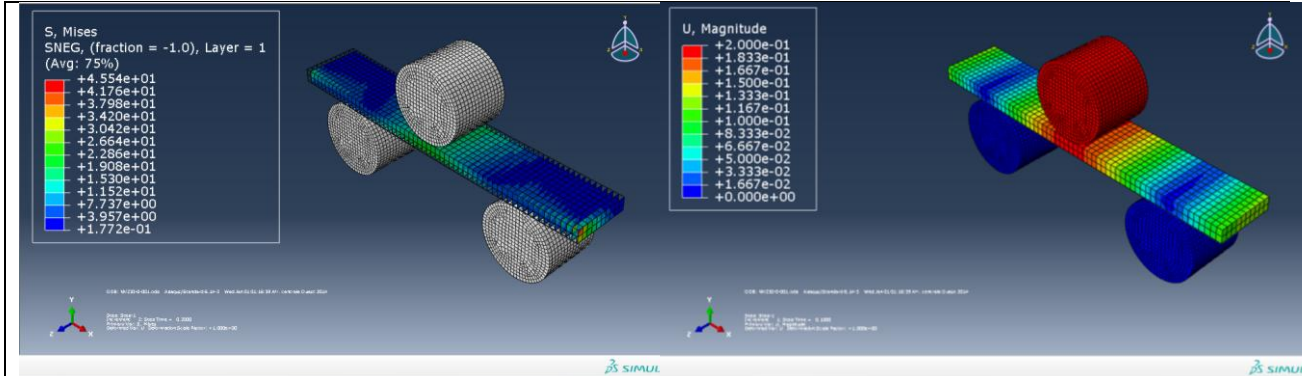


8) Création du Job et résultats.

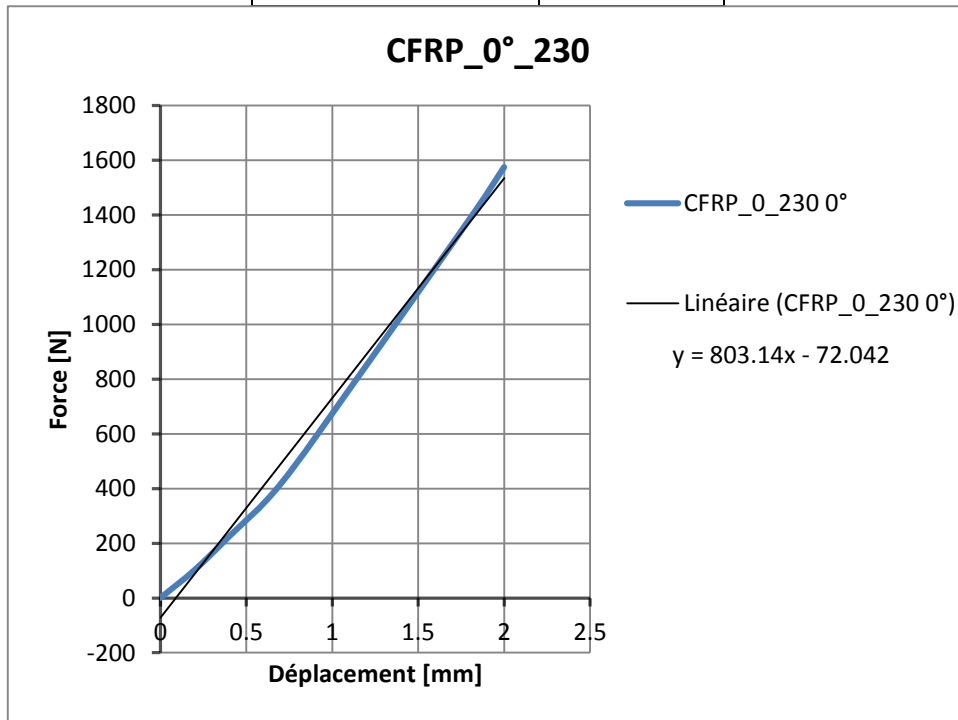
III.4 RESULTATS OBTENUS :

➤ **Epoxy/Fibre de carbone (230 GPa) :**

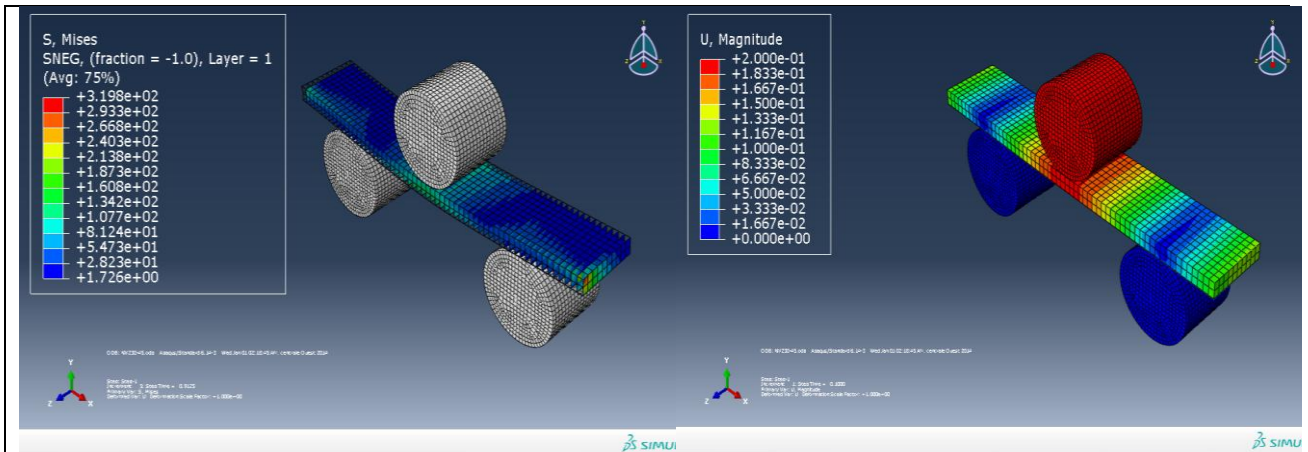
Angle de coupe = 0° :



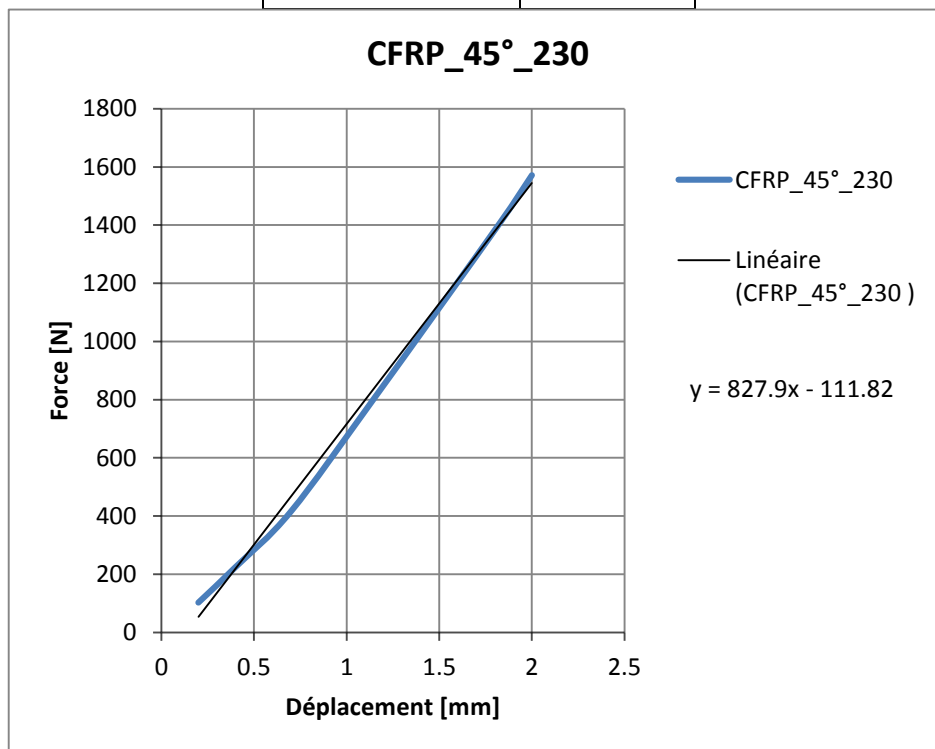
Déplacement [mm]	Force [N]
0.2	102.798
0.4	224.693
0.7	416.77
1.15	807.271
1.825	1408.68
2	1575.2



Angle de coupe = 45° :

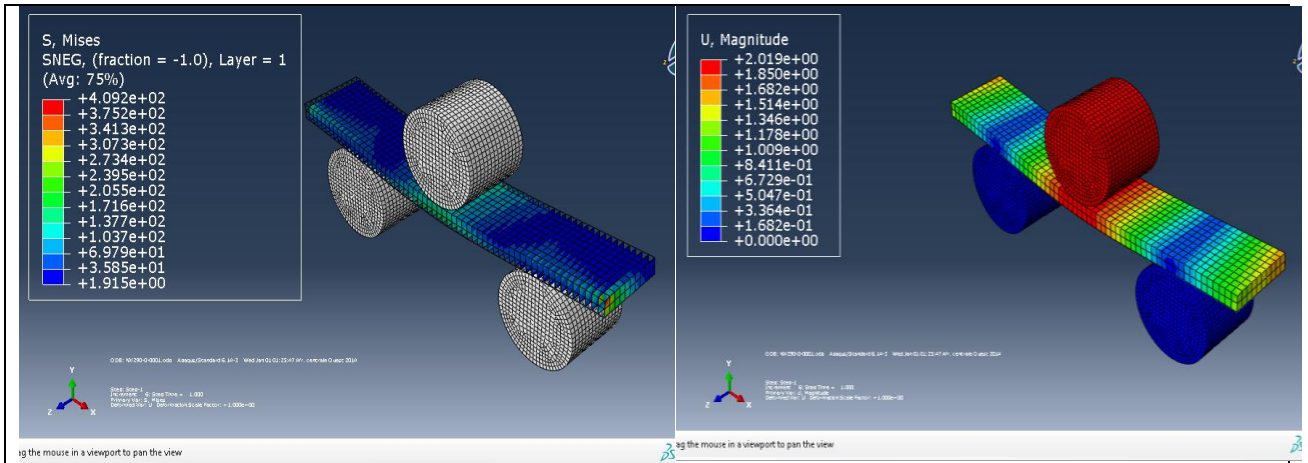


Déplacement [mm]	Force [N]
0.2	102.662
0.4	224.299
0.7	415.936
1.15	805.378
1.825	1404.92
2	1570.97

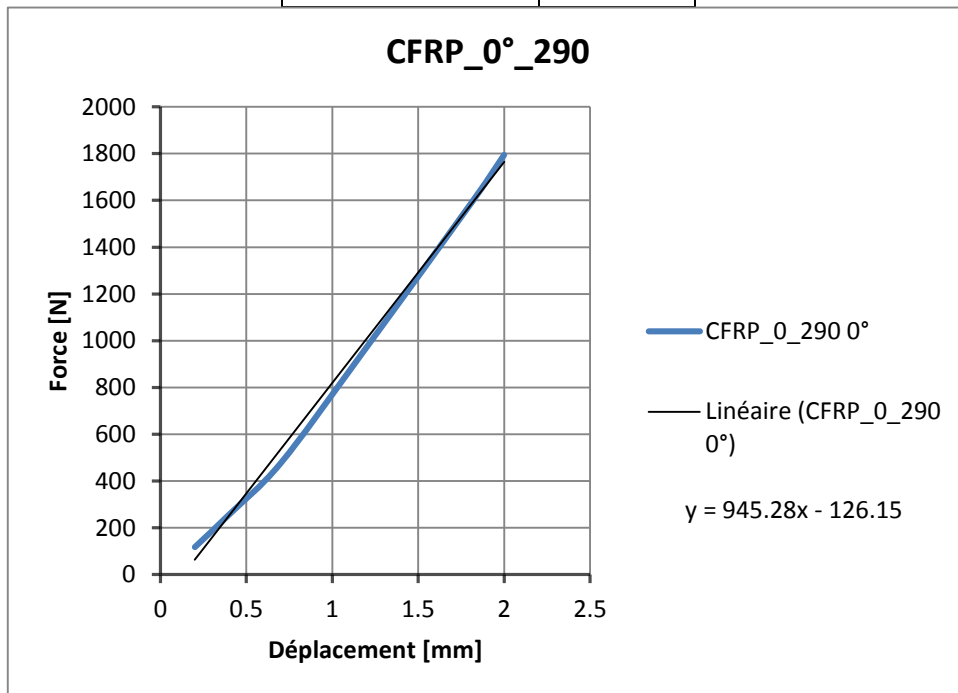


➤ **Epoxy/Fibre de carbone (290 GPa) :**

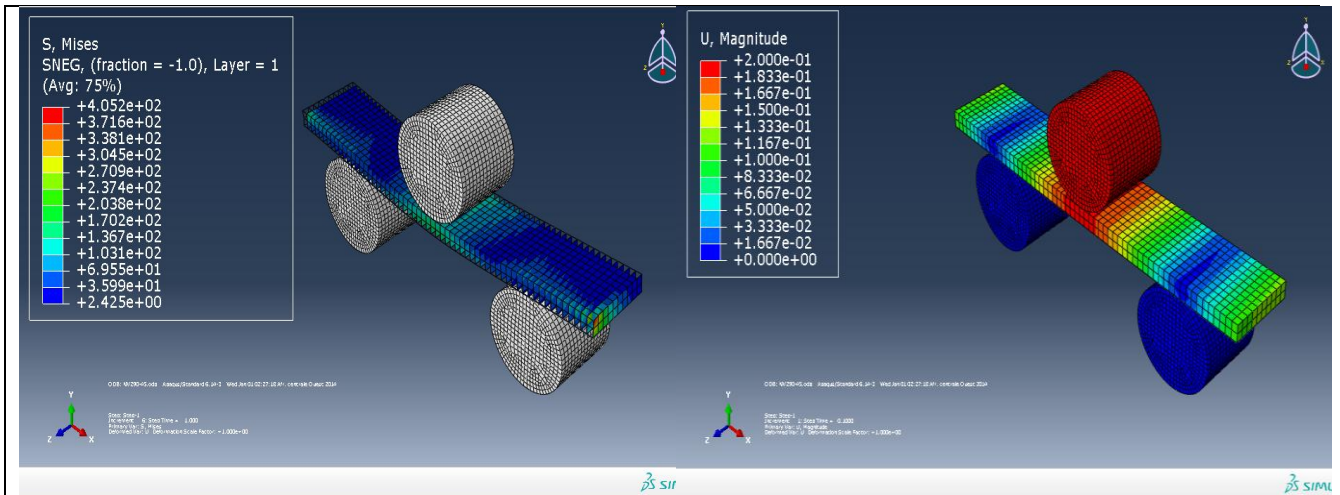
Angle de coupe = 0° :



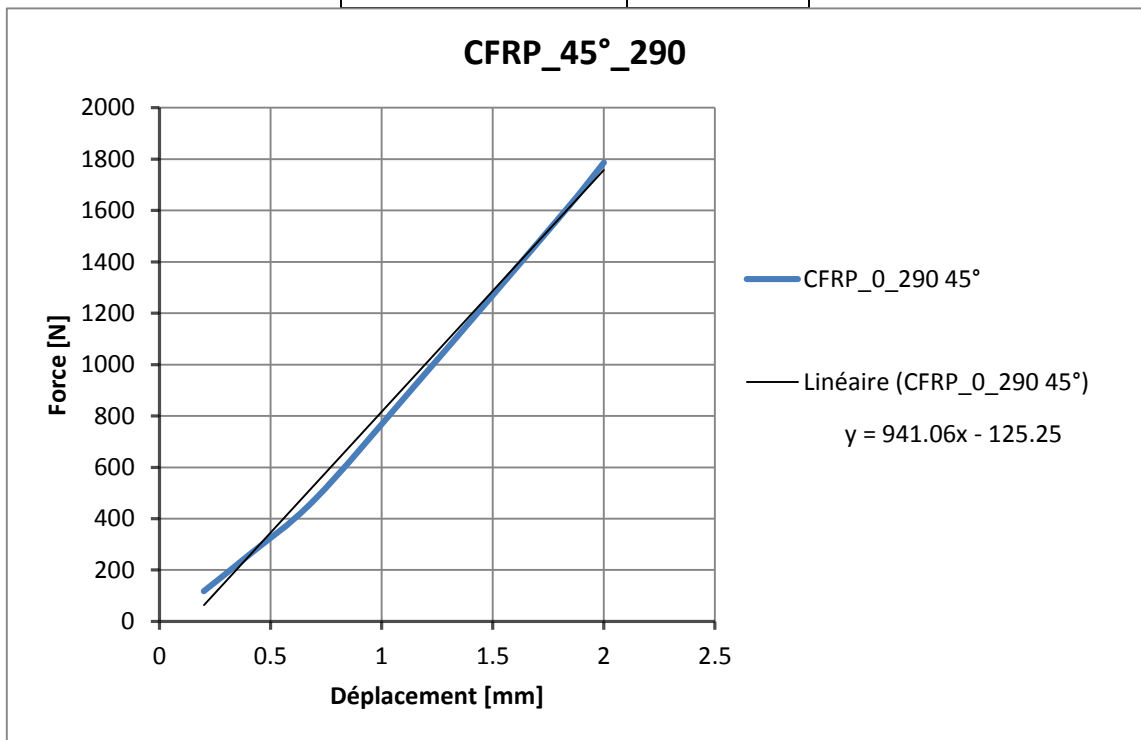
Déplacement [mm]	Force [N]
0.2	117.882
0.4	257.469
0.7	477.044
1.15	922.239
1.825	1605.56
2	1794.51



Angle de coupe = 45° :

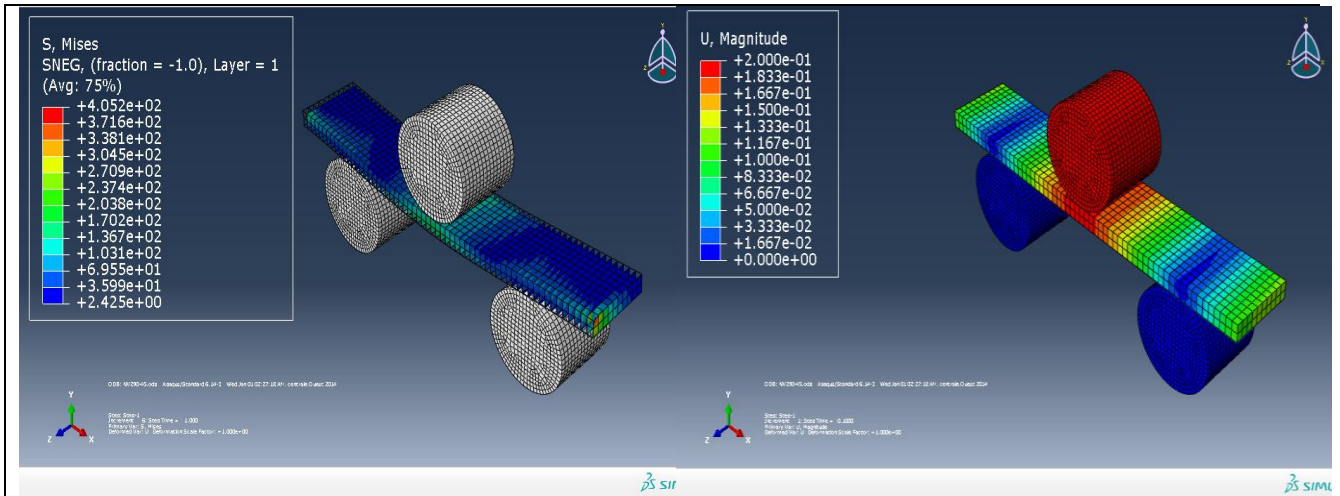


Déplacement [mm]	Force [N]
0.2	117.561
0.4	256.644
0.7	475.392
1.15	918.594
1.825	1598.72
2	1786.77

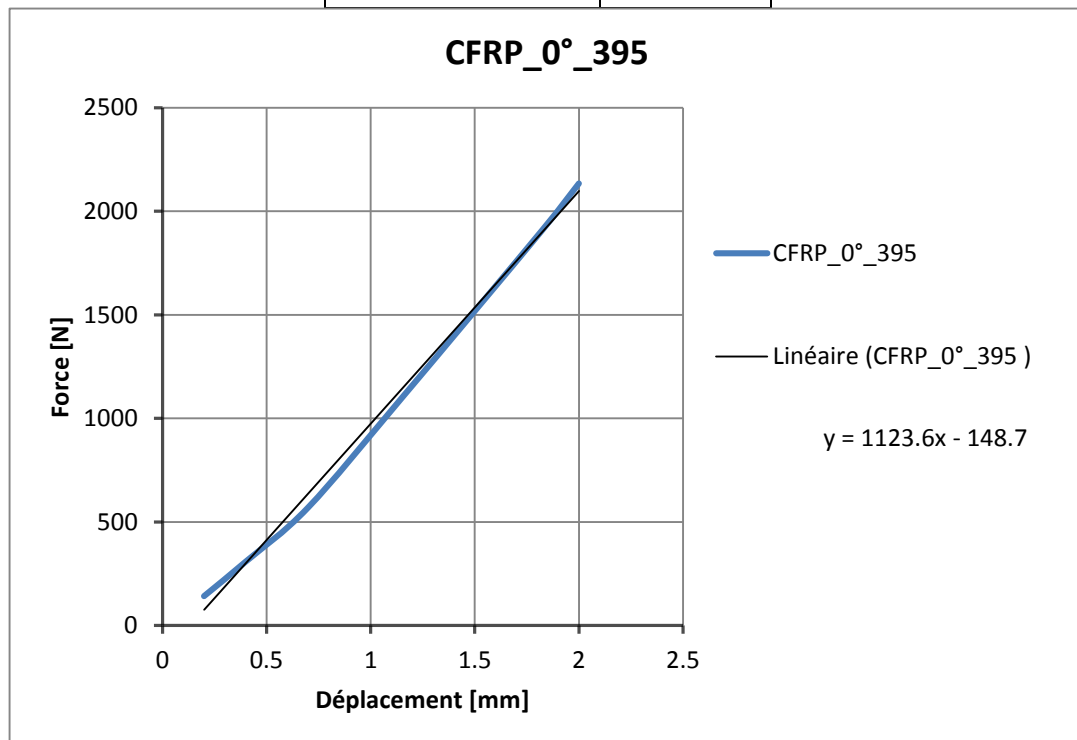


➤ **Epoxy/Fibre de carbone (395 GPa) :**

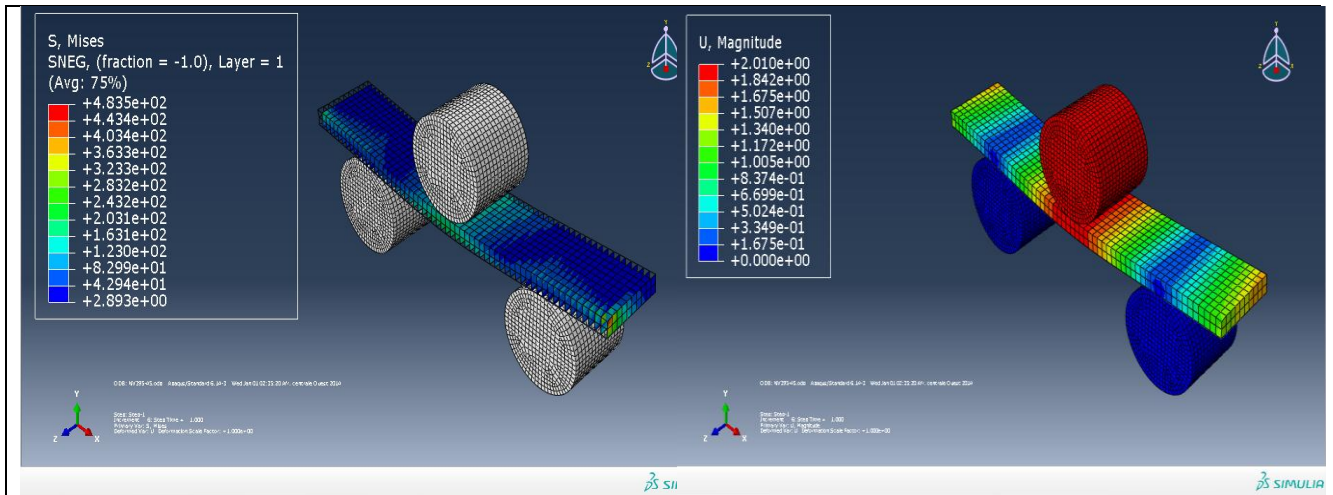
Angle de coupe = 0° :



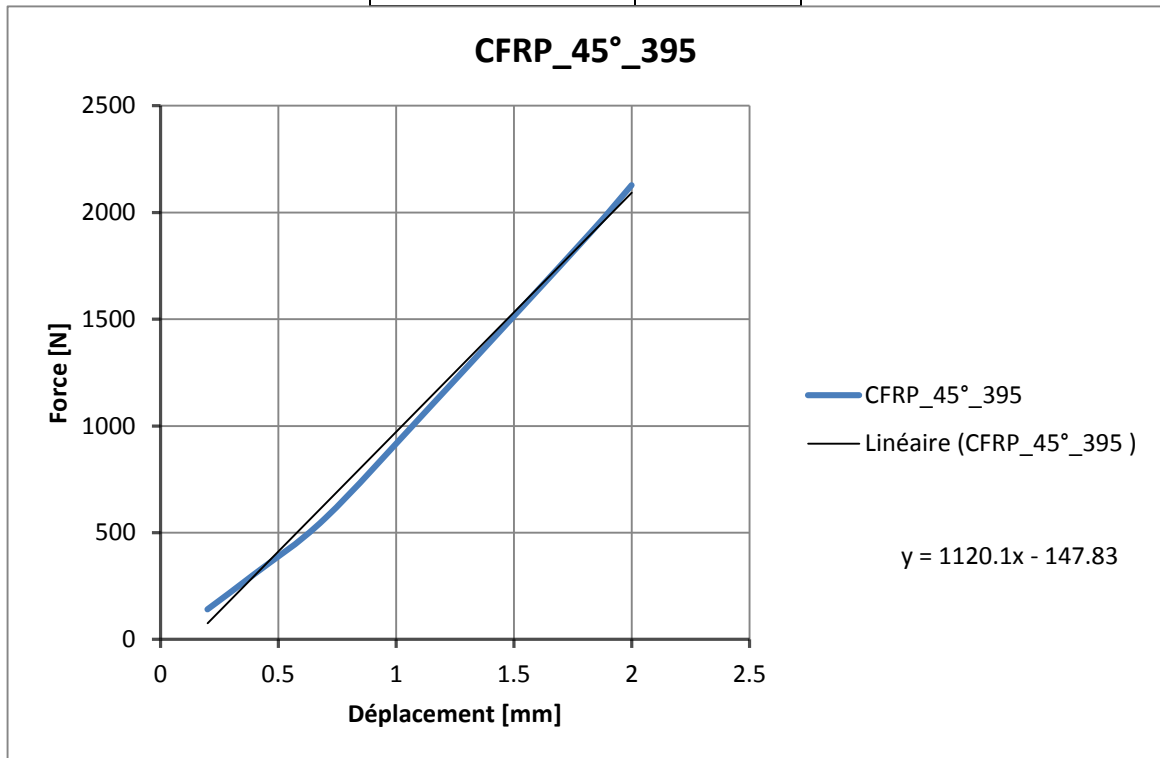
Déplacement [mm]	Force [N]
0.2	140.702
0.4	307.206
0.7	568.882
1.15	1098.22
1.825	1909.7
2	2133.87



Angle de coupe = 45° :



Déplacement [mm]	Force [N]
0.2	140.502
0.4	306.617
0.7	567.648
1.15	1095.41
1.825	1904.08
2	2127.5



Les modules d'Young en flexion sont alors calculés à partir de la pente des différentes droites reliant la force au déplacement en utilisant la relation (2.2).

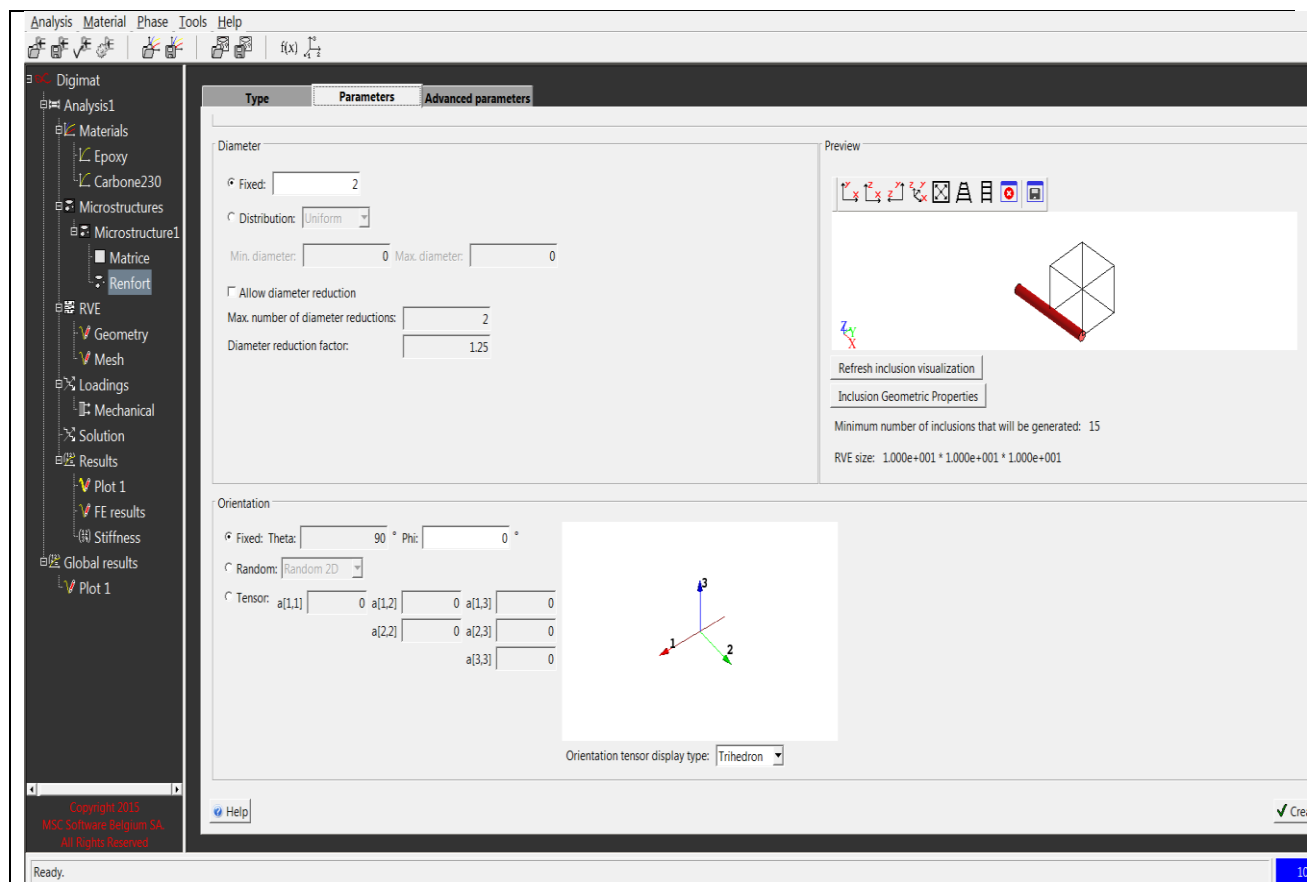
Le tableau III.2 présente un résumé des résultats numériques obtenus ainsi qu'une comparaison avec les résultats expérimentaux.

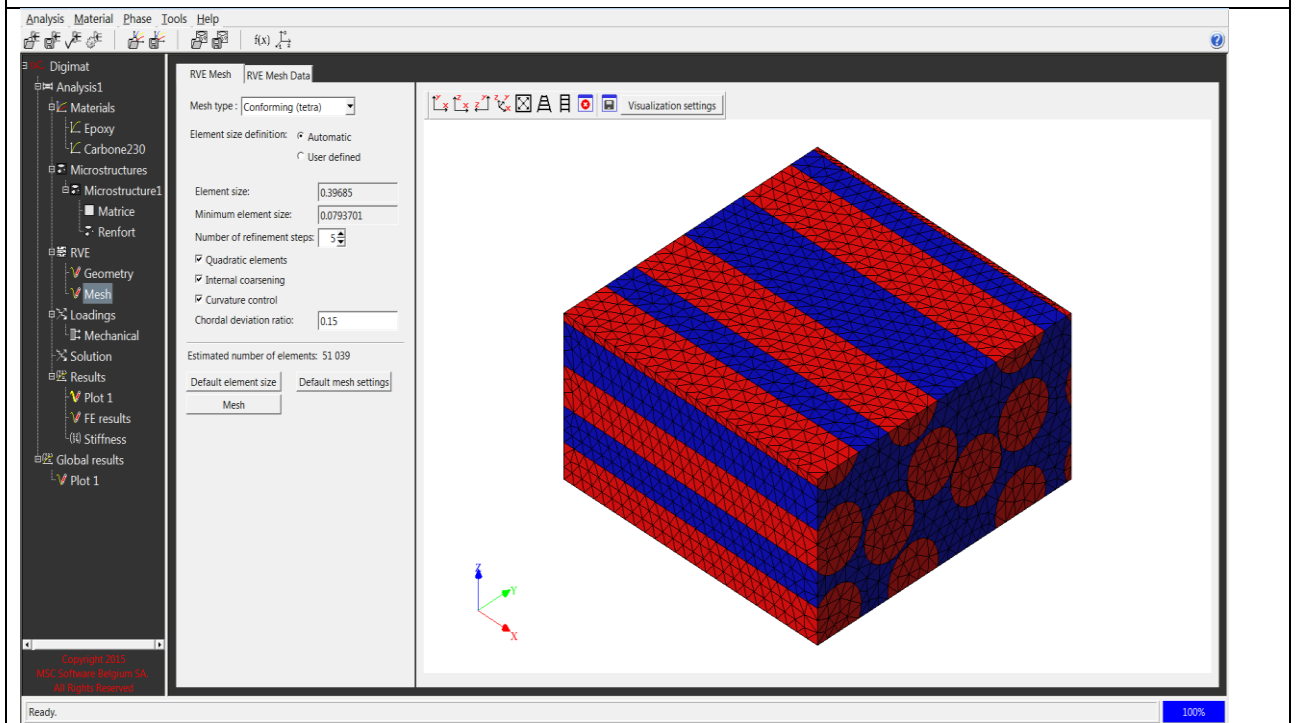
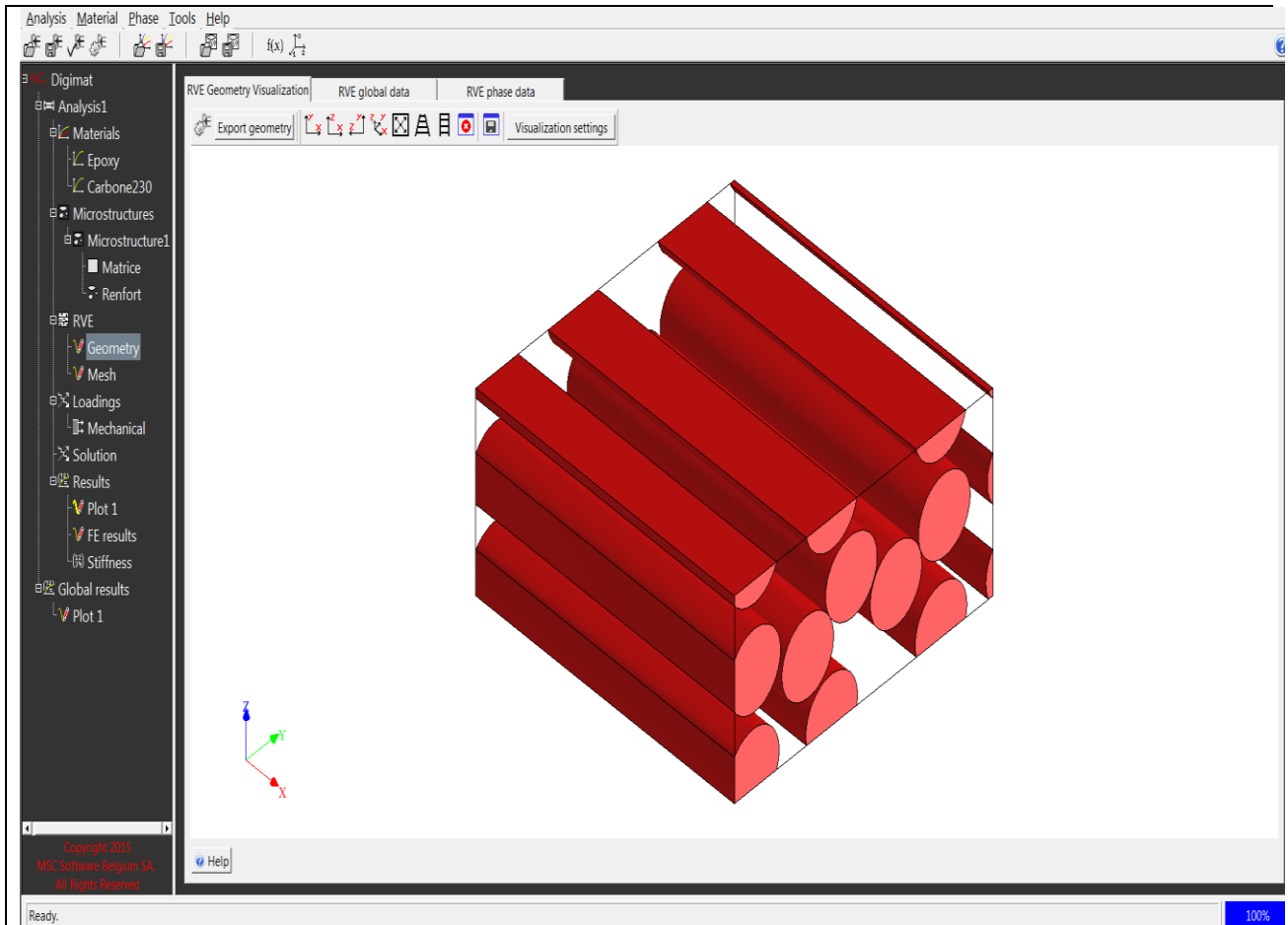
Tableau III.2 : "Comparaison des résultats numériques et expérimentaux"

Angle de coupe	Epoxy/Fibre de carbone (230 GPa)		Epoxy/Fibre de carbone (290 GPa)		Epoxy/Fibre de carbone (395 GPa)		Valeurs expérimentales	
	0°	45°	0°	45°	0°	45°	0°	45°
Pentes "m" [N/mm]	803.14	827.9	945.28	941.06	1123.6	1120.1	451.162	90.81
Module d'élasticité en flexion [MPa]	53822.99	55482.30	63348.61	63065.80	75298.85	75064.29	32435.86	6290.57

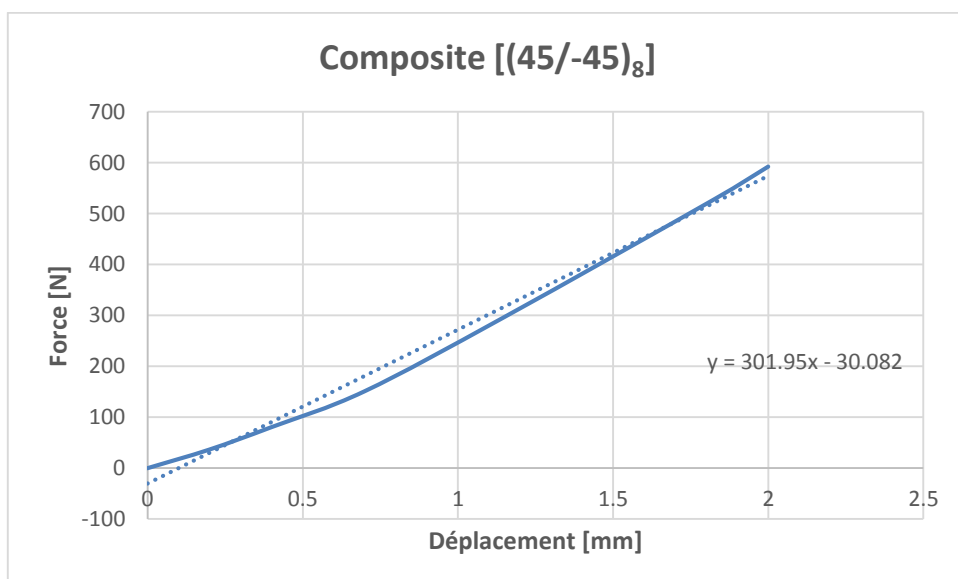
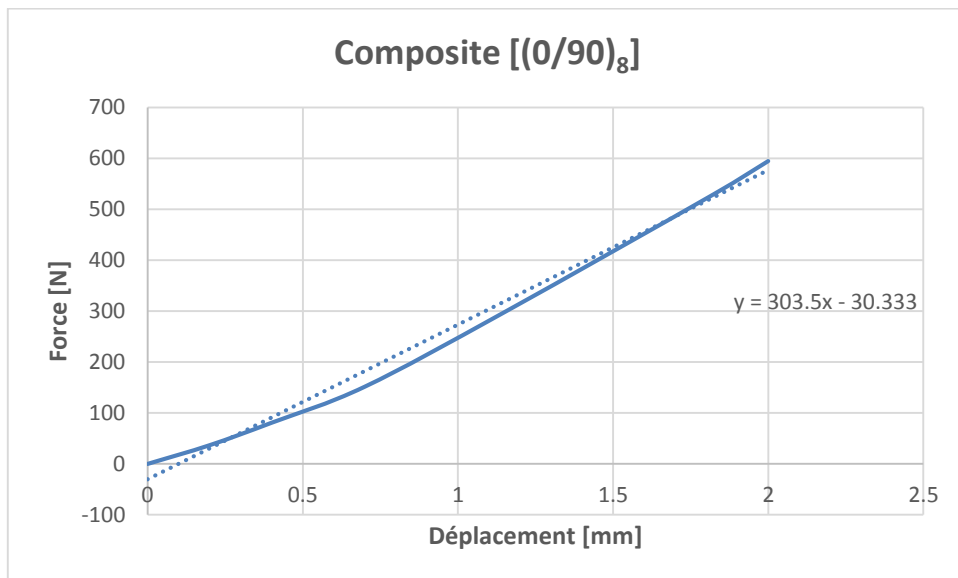
III.5 SIMULATION AVEC DES UNIDIRECTIONNELS :

Dans cette partie, nous allons simuler notre composite en utilisant 16 plis de composite unidirectionnel disposé de deux façons : [(0/90)₈] et [(45/-45)₈]. On commence par déterminer les constantes élastiques d'un pli en utilisant le logiciel DIGIMAT, ensuite on suivra la démarche précédente pour déterminer la courbe de flexion pour le stratifié.





Engineering constants	
	Value
Young's modulus E1	117509
Mismatch on E1	0.00860246
Young's modulus E2	13146.2
Mismatch on E2	0.00401351
Young's modulus E3	13059.6
Mismatch on E3	0.0860825
Poisson's ratio 12	0.258475
Poisson's ratio 21	0.0299964
Poisson's ratio 13	0.261283
Poisson's ratio 31	0.0302057
Poisson's ratio 23	0.394237
Poisson's ratio 32	0.383779
Shear modulus 12	4708.95
Mismatch on G12	5.99802E-005
Shear modulus 23	3853.07
Mismatch on G23	0.0265768
Shear modulus 13	4673.29
Mismatch on G13	1.87349E-005
Global density	1.46528



De la même façon que précédemment, on calcule le module d'élasticité en flexion à partir des pentes des droites reliant la force au déplacement en utilisant la relation (2.2).

	Composite [(0/90) ₈]	Composite [(45/-45) ₈]
Pentes " <i>m</i> " [N/mm]	303.50	301.95
Module d'élasticité en flexion [MPa]	20446.32	20341.89

CONCLUSION GENERALE

A travers cette étude, nous avons approfondi nos connaissances dans le domaine des matériaux composites aussi bien du point de vue théorique que pratique. Nous avons appris à élaborer des plaques composites à fibres de carbone et résine époxy par la technique du moulage sous vide. Nous avons aussi réalisé des essais de flexion trois points sur une machine de traction universelle MTS selon les normes ASTM. D'un autre côté, nous nous sommes initiés à l'utilisation des logiciels d'éléments finis pour déterminer les constantes élastiques des matériaux composites et pour simuler l'essai de flexion trois points.

En ce qui concerne les valeurs du module d'élasticité en flexion, nous avons remarqué une différence appréciable entre les résultats expérimentaux et les résultats de la simulation numérique. La valeur la plus proche est obtenue pour les éprouvettes de composites découpées à 0° (32435.86 MPa) avec les composites à fibres de carbone de 230 GPa (53822.99 MPa). Ceci est probablement dû à des défauts dans les composites élaborés. Nous avons aussi remarqué une faible différence entre les modules d'élasticité issus de la simulation des éprouvettes découpées à 0° et 45°. Par contre, cette différence est appréciable pour les résultats expérimentaux. Ceci est peut être dû à un mauvais calibrage de la cellule de force de la machine de traction. Les résultats de la simulation numérique de la flexion 3 points en considérant qu'il s'agit d'un composite unidirectionnel ont démontré qu'il y a une différence considérable avec les résultats du composite à renfort tissé. Ainsi, on ne peut pas considérer le composite à renfort tissé comme un empilement de renforts unidirectionnel.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] **KACED Ahmed**, MEMOIRE DE MAGISTER " Caractérisation mécanique et tolérance à l'endommagement des matériaux composites à renfort verre et matrice organique" (2016).
- [2] **Mr. HOUIDEG Abdellah**, Mémoire Présenté Pour l'obtention du Diplôme de Magister " Transfert de charge et frottement Fibre/ Matrice d'un Matériau Composite (T300/914)" (2012).
- [3] **Jean Marie Berthelot**, Institut Supérieur des Matériaux et Mécaniques Avancés "Matériaux composites, comportement mécanique et Analyse des structures, 4ème Edition, Lavoisier (2005)" P5,P6.
- [4] **Laura MULLER**, THESE DE DOCTORAT "Estimation accélérée des performances en fatigue de matériaux et structures composites thermoplastiques par le suivi de leur auto-échauffement" .(2019).
- [5] **M. Bayarassou**, Mémoire de magister " Développement d'un logiciel de calcul d'homogénéisation des plaques stratifiés composites " (2008).
- [6] Pr.Dr **NACRI ABDELGHANI**,cours" Matériaux composites " (<https://elearning.univ-msila.dz/moodle/course/view.php?id=5141&lang=fr>)
- [7] Pr A. DERARDJA, cours" Matériaux composites". Université Batna II, Faculté de Technologie, Département de Mécanique
(file:///C:/Users/sim/Desktop/2033/pdf/cours_composites.pdf)
- [8] **HEMAIZIA YAAKOUB**, Mémoire Présenté Pour l'obtention du Diplôme MASTER "Analyse du comportement mécanique des matériaux composites stratifiés par l'utilisation de Matlab"(2018)
- [9] Nadia Bahlouli, Cour matériaux composites DESS mécanique avancée et stratégie industrielle.
- [10] P. THORI, P. SHARMA, M. BHARGAVA, "An approach of composite materials in industrial machinery: advantages, disadvantage and application", International Journal of Research in Engineering and Technology, Volume: 02 Issue: 12, 2013.
- [11] **Dr. DEGHOUDJ Samir**, "Mécanique des Matériaux Composites", Polycopié de cours, Université Larbi Tébessi – Tébessa, 17 Novembre 2021.
- [12]<https://qdruihao.en.alibaba.com/minisiteentrance.html?spm=a2700.wholesale.cordpanyb.2.157536f4vAQ2Ep&from=detail&productId=62432302357>