



MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR  
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE  
UNIVERSITE «AbbèsLAGHROUR»DE KHENCHELA  
FACULTE DES SCIENCES ET DE TECHNOLOGIE



Département de Génie Mécanique

N° de série :.....

## Mémoire de fin d'études

*Pour l'obtention du diplôme de Master (L.M.D)*

**Spécialité: Génie Mécanique**

**Option : Construction Mécanique**

**Thème**

**Modélisation du comportement mécanique des composites stratifiés en flexion à trois et quatre points et étude de l'influence de l'angle et de l'ordre d'empilement sur le délaminage**

*Réalisé par : Segueni Mohammed*

*Dirigé par Dr : Messaoudi Aissam*

**Membres de jury :**

Mr. Himeur Nabil

M.C.A Université de Khenchela

Président

Mr. Bouali Hichem

M.C.B Université de Khenchela

Examineur

Présenté le :.../06/2025

## Remerciement

Je commencer par remercier le dieu qui a donné la volonté, la santé, le courage et surtout la patience pour pouvoir produire ce modeste travail et faire face à toutes les contraintes qui se sont posées au cours de son élaboration.

Je commencer chaleureusement mon encadreur Monsieur **Dr. MASSAOUDI AISSAM** pour ses valeureux conseils, pour son précieux temps qui a été consacré pour nous, par son encouragement durant l'élaboration de ce mémoire.

Je remercie chaleureusement toutes les personnes qui m'ont aidé pendant l'élaboration de ma thèse et notamment et le Professeur **Berk Samir** et Monsieur Dr. **Hannachi bouzid** et pour son intérêt et son soutien, sa grande disponibilité et ses nombreux conseils durant l'élaboration de ce mémoire.

également tous les enseignants d'université Khenchela qui ont participé au cursus de notre formation

Nous adressons aussi un grand merci à tous les personnels de département de sciences et techniques

Enfin nous remercions tous ceux qui en contribué de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire.

## *Dédicace*

*Je dédie ce travail à mes parents pour leurs prières,  
patience, amour, et leurs encouragements tout au long de  
mes études*

*À mon encadreur MASSAOUDI ISSAM*

*À tous mes professeurs*

*Surtouts :*

*Dr : BREK, hannechi, CHITOUR, KHADRAOUI,  
HIMEUR, SID , GROUN , ZAMMOUCHE, MANSORI,  
GHILANI ET ABOUDI*

*A mes amis*

*A tous ma famille, mes enseignants et mes collègues de ma  
promotion*

## SOMMAIRE

Remerciements	
Dédicace	
Sommaire .....	I
<b>Introduction générale</b> .....	<b>01</b>
<b>Chapitre I : Généralités sur les composites &amp; les structures</b> .....	<b>03</b>
I.1. introduction .....	04
I.2. Définition d'un matériau composite .....	05
I.3. Historique sur les matériaux composites .....	05
I.4. Les classe de matériaux composites .....	06
I.5. Caractéristiques moyennes des fibres et renforts .....	06
I.5.1. Les grandes familles de composites .....	09
I.5.2. Les constituants des matériaux composites .....	10
I.5.2.1. Les renforts.....	10
I.5.3.1. Les Matrices .....	12
I.5.3.1.1. Résines thermodurcissables .....	13
I.5.3.1.2. Résines thermoplastiques .....	13
I.5.3. 1.3. Les matrices naturelles .....	14
I.5.3.1.4. Résines époxydes .....	14
I.5.3.1.5. Phénoplastes ou phénols-formols .....	14
I.5.3.1.6. Les résines thermostables.....	14
I.5.3.2. Les charges et additifs.....	14
I.5.3.3. Les gelcoats.....	15
I.5.4. Les âmes .....	16
I.5.5. Interface .....	17
I.5.6. La structure des pièces composites .....	17
I.5.6.1. Les structures monolithiques.....	17
I.5.6.2. Les stratifiés .....	18
I.5.6.3. Les sandwichs .....	20
I.5.6.4. Autres architectures (structures 3D).....	20
I.6. Domaines d'application des matériaux composites .....	21
I.7. Fabrication des composites .....	22
I.7.1. Moulage au contact.....	22
I.7.2. Moulage par projection.....	23
I.7.3. Enroulement filamentaire .....	24
I.7.4. Moulage par pultrusion .....	26
I.7.5 Moulage par injection R.T.M.....	27
I.8. Conséquences sur l'étude du comportement mécanique des matériaux composites .....	28
I.9. Avantages des matériaux composites .....	29
I.10. Conclusion .....	29

## Chapitre II : Comportement mécanique des matériaux composites

Introduction.....	30
II .1 . Définition de la Flexion .....	30
II .3 . Principe d'Essai de Flexion 3 Points .....	31
II .4 . La Théorie des Plaque .....	31
II .5 . Les Caractéristiques du Mélange Renfort-Matrice .....	32
II .5 .1 . La Teneur en Masse de Renfort.....	33
II .5 .2 . La Teneur en Volume de Renfort.....	33
II .5 .3 . La Masse Volumique .....	33
II .5 .4 . Coefficient de Poisson.....	34
II.5 .5 .L'épaisseur du Pli UD.....	34
II .5 .6 . Modules d'élasticité du Pli UD.....	34
II .5 .6 .1 . Module d'élasticité dans le Sens des Fibres.....	34
II .5 .6 .2 . Module d'élasticité dans le Sens Travers des Fibres.....	35
II .5 .6 .3 . Module de Glissement.....	35
II .5 .6 .4 . Module d'élasticité dans une Direction Quelconque.....	35
II .5 .7 . Résistance à la Rupture d'un Pli UD.....	36
II .5 .8 . Résistance à la Rupture d'un Pli UD dans une Direction Quelconque.....	36
II .5 .9 . Les Coefficients de dilatation thermique.....	36
II .5 .10 . Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli tissé.....	37
II .5 .11 . Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli chargé avec des Mats.....	37
II .6 . Comportement élastique d'une Couche de Matériaux Orthotropes.....	38
II .6 .1 Comportement dans les axes du Matériau.....	38
II .6 .2 Loi de Comportement d'un pli Composite.....	39
II .6 .3 Le Comportement Mécanique dans une Direction Quelconque.....	40
II .6 .3 .1 Comportement et Coefficients de Souplesse.....	40
II .6 .3 .2 Comportement et Coefficients de Raideur.....	40
II .6 .4 . Le Comportement Thermomécanique du Pli UD.....	41
II .6 .4 .1 . Le Comportement Thermomécanique dans les Directions d'Orthotrope	41
II .6 .4 .2 . Le Comportement Thermomécanique dans une Direction Quelconque	42
II .7 . Théorie Adaptée aux Poutres Sandwichs en Flexion.....	43
II .8 . Caractéristique Géométrique des Sandwichs.....	44
II .8 .1 . La Rigidité en Flexion.....	44
II .8 .2 Contraintes et Déformations des Matériaux Sandwichs.....	45
II.9. Comportement des Sandwichs en Flexion.....	45
II .9.1.Flexion Trois-points.....	46
II .9 .2. Flexion Quatre Points.....	46

## Chapitre III : Délaminage et l'endommagement des matériaux composites

Introduction.....	47
II .1 Le mode d'endommagement et ruine des structures sandwichs .....	48
III .1 .1 Flambement généralisé des peaux .....	48
III .1 .2 Rupture des peaux en traction ou en compression .....	48
III .1 .3 Modes locaux de rupture.....	49
III .1 .4 Rupture de l'âme en cisaillement.....	50
III .1 .5 Flambement généralisé de l'âme ou «crimping».....	50
III .1 .6 Flambement localisé, « wrinkling » ou «dimpling» .....	51
III .1 .7 Dégradation de l'adhésive .....	52
III .2 Endommagement des matériaux composites .....	53
III .2 .1 Les différentes échelles d'observation de l'endommagement .....	54
III .2 .2 Les mécanismes d'endommagement .....	55
III .3 . Rupture des fibres .....	56
III .3 .1 Fissuration matricielle.....	57
III .3 .2Décohésionfibre-matrice .....	58
III .4 . Délaminage entre les couches (plis) .....	58

## Chapitre IV : Etude numérique de la flexion 3 points et 4 points par le code Abaqus

IV .2 . Présentationdu Logiciel.....	65
IV .2 .1 Les Caractéristiques duLogicielABAQUS.....	65
IV .2 .2 Systèmed'unité .....	66
IV .3 . Géométrie des Modèles.....	67
IV .4 . Matériau à études.....	68
IV .4 . 1. Présentation du Modèle .....	68
IV .5 . Organigramme de programme .....	69
IV .6 . Modélisation.....	70
IV .7 . Résultats.....	71
IV .8 Résultats Cas 1 . .....	71
IV .8 .1 Les Valeur des Contraintes Cas 1 .....	71
IV .9 . Résultats Cas 2 .....	72
IV .9 . 1. Les Valeur des Contraintes Cas 2 .....	72
IV .10 Résultats Cas 2.....	72
IV 10.1 Résultats Cas 3 .....	75
IV .10.2. Les Valeur des Contraintes Cas 3 .....	78
IV .11 . Comparaison des Résultats obtenus .....	66
IV . 12. L'étude de possibilité de délaminage de plaques stratifiées étudié .....	67
IV .13. Critères de délaminage.....	68
IV .14 Les valeurs des contraintes admissibles usuelles. ....	68
IV .15 . Critère de la contrainte maximale dans le cas d'un composite unidirectionnel à fibres de verre ....	72

<b>Conclusion Générale .....</b>	<b>101</b>
<b>Liste référence bibliographique .....</b>	<b>102</b>

# LISTE DES TABLEAUX

<b>Tableau I.1 :</b> Des exemples de matériaux composites pris au sens large .....	08
<b>Tableau I.2 :</b> Les propriétés mécaniques de différentes fibres .....	12
<b>Tableau I.3 :</b> Caractéristiques des résines thermodurcissables .....	13
<b>Tableau I.4 :</b> Caractéristiques des résines thermoplastiques .....	14
<b>Tableau I.5 :</b> Caractéristiques des principales charges et additifs utilisés .....	15
<b>Tableau IV.1 :</b> Des unités de logiciel abaqus .....	68
<b>Tableau IV.2 :</b> Dimensionnement de la plaque stratifiée.....	70
<b>Tableau IV.3 :</b> Propriétés mécaniques des plis.....	70

# LISTE DES FIGURES

## Chapitre I : Généralité Sur Les Matériaux Composites

<b>Figure: I.1 :</b> Constituants de base d'un matériau composite .....	05
<b>Figure: I.2 :</b> Matériau composite .....	07
<b>Figure: I.3:</b> Les structures géométriques des composites : (a) fibres longues .....	11
(b) fibres courtes, (c) particules.	
<b>Figure I.4 :</b> Différentes familles du renfort .....	11
<b>Figure: I.5 :</b> Exemples des fibres du renfort .....	12
<b>Figure: I.6 :</b> Principales familles de matrices .....	13
<b>Figure: I.7 :</b> Exemples des âmes .....	17
<b>Figure: I.8 :</b> Matériau composite monolithique .....	18
<b>Figure: I.9 :</b> Constitution d'un stratifié .....	19
<b>Figure: I.10 :</b> Convention de signe pour la désignation des stratifiés .....	19
<b>Figure: I.11:</b> Éléments constitutifs d'un sandwich .....	20
<b>Figure: I.12 :</b> Renforts 3D avant et après imprégnation.....	20
<b>Figure: I.13:</b> Domaines d'application des matériaux composites : a) Aéronautique .....	22
b) Militaire c) Aérospatiale d) Nautique e) Sport f) Énergie	
<b>Figure: I.14:</b> Schéma simplifié du procédé de moulage au contact.....	23
<b>Figure: I.15:</b> Schéma simplifié du procédé de moulage par projection simultanée .....	24
<b>Figure: I.16 :</b> Moulage par enroulement filamentaire .....	25
<b>Figure: I.17 :</b> Schéma simplifié du procédé de pultrusion .....	27
<b>Figure: I.18:</b> Moulage par injection R.T.M.....	28
<b>Figure: I.19:</b> Schéma d'étude du comportement mécanique d'une structure .....	29
en matériau composite	

## Chapitre II : Comportement mécanique des matériaux composites

<b>Figure II.1:</b> Plan de symétrie .....	40
<b>Figure II.2:</b> Matériau orthotrope.....	41
<b>Figure III.3:</b> Matériau transversalement isotropes.....	42
<b>Figure III.4:</b> Pli UD soumis à un état plan de contrainte dans le plan(1,2) .....	43
<b>Figure II.5:</b> Un pli unidirectionnel dans un système d'axe(x,y) faisant un angle avec le système d'axe .....	44
<b>Figure II.6:</b> Flexion 3 points.....	48
<b>Figure II.7:</b> Flexion 4 points.....	48
<b>Figure II.8:</b> Localisation de la rupture.....	49
<b>Figure II.9:</b> achine universelle en montage de flexion.....	49

## Chapitre III: Délaminage l'endommagement des matériaux composites

<b>Figure III.1</b> Rupture des fibres suite à une fissuration transverse de la matrice matrice.....	55
<b>Figure III. 2:</b> Exemple de fissuration transverse de la matrice d'un stratifié carbone/époxyde .....	56
<b>Figure III.3:</b> Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composite verre/époxyde vinylester .....	56
<b>Figure III.4:</b> Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés.....	57
<b>Figure III.5:</b> Un scénariod'endommagement au cours du chargement d'un composite stratifié.....	58
<b>Figure III.6:</b> Modes de ruines d'un composite stratifi.....	59
<b>Figure.III.7:</b> Modes d'endommagements dans les Composites stratifiés.....	59
<b>Figure.III.8 :</b> Visualisation par microscope de la surface de rupture associée à un faible ....	60
<b>Figure.III.9:</b> adhérence (carbone/époxyde) [Jean Marie Berthelot] .....	60
<b>Figure III.10:</b> VisualisationparradiographieXd'uncompositecarbone/épxyde(aprèssessaie fatigue, N=105cycles).....	61
<b>Figure III.11:</b> Schéma de la chaine d'émission acoustique.....	62
<b>Figure III.12:</b> Les différentes échelles de la rupture du matériau stratifié.....	62
<b>Figure III.13:</b> Principe de l'approche multi échelle progressive de la rupture.....	64

## Chapitre .IV: Etude numérique de la flexion 3 points et 4 points par le code Abaqus

<b>Figure IV.1:</b> Modélisation des plaques de l'étude.....	65
<b>Figure IV.2:</b> Les trois cas étude.....	66
<b>Figure : IV.3:</b> Interface de code calcul abaqus.....	68
<b>Figure : IV.3:(B)</b> .....	68
<b>Figure : IV.4:(a)</b> .....	69
<b>Figure : IV.4:(b)</b> .....	69
<b>Figure : IV.5:</b> L'Assembly de la plaque flexion 3 points.....	72
<b>Figure : IV.6:</b> L'Assembly de la plaque flexion 4 points.....	72
<b>Figure : IV.7:</b> L'assemblage des éléments des plis de la plaque étudiée.....	73
<b>Figure : IV.8:</b> Procède de déclaration des caractéristiques des matériaux des éléments de la plaque étudiée.....	74
<b>Figure : IV.9:</b> Les chargements mécaniques et conditions aux limites de plaque.....	75

<b>Figure : IV.11:</b> Maillage de la plaque de flexion 3 points.....	76
<b>Figure : IV.12:</b> Les contraintes van mises dans la plaque Cas 1 de Flexion 3 Points.....	77
<b>Figure : IV.13:</b> (a).....	77
<b>Figure : IV.13:</b> (b).....	77
<b>Figure : IV.14:</b> Les contraintes van mises dans la plaque Cas 1 de Flexion 4 Points.....	78
<b>Figure : IV.15 :</b> (a).....	78
<b>Figure : IV.15:</b> (b).....	78
<b>Figure : IV.16:</b> Les valeurs des contraintes $\sigma_{xx}$ dans l'épaisseur de la plaque Cas 1 de flexion 3 points.....	79
<b>Figure : IV.17:</b> Les valeurs des contraintes $\sigma_{xx}$ dans l'épaisseur de la plaque Cas 1 de flexion 4 points.....	79
<b>Figure : IV.18:</b> Les déplacements magnitude dans la plaque Cas 1 de flexion 3 points.....	80
<b>Figure : IV.19:</b> Les déplacements magnitude dans la plaque Cas 1 de flexion 4 points.....	80
<b>Figure : IV.20:</b> Les contraintes van mises dans la plaque Cas 2 de Flexion 3 Points.....	80
<b>Figure : IV.21:</b> (a).....	81
<b>Figure : IV.21:</b> (b).....	81
<b>Figure : IV.22:</b> Les contraintes van mises dans la plaque Cas 2 de Flexion 4 Points Cas 2.....	81
<b>Figure : IV.23:</b> (b).....	82
<b>Figure : IV.23:</b> (a) et (b) Les contraintes $\sigma_{XX}$ dans la plaque Cas 2 de flexion 4 points.....	82
<b>Figure : IV.24:</b> Les valeurs des contraintes $\sigma_{xx}$ dans l'épaisseur de la plaque Cas 2 de flexion 3 points.....	83
<b>Figure : IV.25:</b> Les valeurs des contraintes $\sigma_{xx}$ dans l'épaisseur de la plaque Cas 2 de flexion 4 points.....	83
<b>Figure : IV.26:</b> Les déplacements magnitude dans la plaque Cas 2 de flexion 3 points.....	84
<b>Figure : IV.27:</b> Les déplacements magnitude dans la plaque Cas 2 de flexion 4 points.....	84
<b>Figure : IV.28:</b> Les contraintes van mises dans la plaque Cas 3 de Flexion 3Points.....	85
<b>Figure : IV.29:</b> (a).....	85
<b>Figure : IV.29:</b> (b).....	85
<b>Figure : IV.29:</b> (a) et (b) Les contraintes $\sigma_{XX}$ dans la plaque Cas 3 de flexion 3points.....	85
<b>Fiegur : IV.30:</b> Les contraintes van mises dans la plaque Cas 3 de Flexion 4 Point.....	86
<b>Figure : IV.31:</b> (a).....	86
<b>Figure : IV.31 :</b> (b).....	86
<b>Figure : IV.31:</b> Les contraintes $\sigma_{XX}$ dans la plaque Cas 3 de flexion 4 points.....	76
<b>Figure : IV.32:</b> Les valeurs des contraintes $\sigma_{xx}$ dans l'épaisseur de la plaque Cas 3 de flexion3points.....	87
<b>Figure : IV.33 :</b> Les valeurs des contraintes $\sigma_{xx}$ dans l'épaisseur de la plaque Cas 3 de flexion 4 points.....	87
<b>Figure : IV.34 :</b> Les déplacements magnitude dans la plaque de flexion 3 points.....	88
<b>Figure : IV.35:</b> Les déplacements magnitude dans la plaque de flexion 4 points.....	88

# Nomenclature

---

Nomenclature :

Mf :	La teneur en masse de renfort
Mm :	La teneur en masse de la matrice
Vf :	La teneur en volume de renfort
Vm :	La teneur en volume de la matrice
$\rho_f$ :	Masse volumique de renfort
$\rho_m$ :	Masse volumique de la matrice
$\rho$ :	Masse volumique du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
$\nu$ :	Coefficient de poisson d'un matériau isotrope
$\nu_f$ :	Coefficient de poisson de renfort
$\nu_m$ :	Coefficient de poisson de la matrice
$\nu_{LT}$ :	Coefficient de poisson du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
$\nu_{xy}$ :	Coefficient de poisson du pli tissé
$\nu_{mat}$ :	Coefficient de poisson du pli chargé avec des mats
H ou t :	Epaisseur du pli unidirectionnel
mof :	Le grammage du pli unidirectionnel
E :	Module d'élasticité d'un matériau isotrope
Ef :	Module d'élasticité de renfort
Em :	Module d'élasticité de la matrice
EL :	Module d'élasticité dans le sens des fibres
b :	Largeur du plaque
h :	Epaisseur du plaque
P :	Charge appliquée
L :	Distance entre les appuis (flexion 3 points)
L1 :	Distance entre les appuis intérieurs (flexion 4 points)
L2 :	Distance entre les appuis extérieurs (flexion 4 points)
A et D :	Points d'appuis de la structure en flexion 4 points
B et C :	Points d'appuis de la charge en flexion 4 points
W :	Déplacement/ la flèche
wt :	Déplacement totale
I/Iz :	Moment d'inertie
J :	Rigidité isotrope
G :	Module de glissement
$\sigma_{max}$ :	Contrainte maximale
$\sigma_{nom}$ :	Contrainte nominale
$\sigma_{eff}$ :	Contrainte effective
$\sigma_{xx}$ :	Contrainte normale suivant la direction x
$\sigma_{yy}$ :	Contrainte normale suivant la direction y
$\sigma_{zz}$ :	Contrainte normale suivant la direction z
$\sigma_L$ :	Contrainte normale dans le sens des fibres Notations principales
$\sigma_T$ :	Contrainte normale dans le sens travers des fibres
$\tau_{xy}$ :	Contrainte tangentielle
X :	Contrainte à la rupture dans le sens des fibres (traction ou compression)
Y :	Contrainte à la rupture dans le sens travers des fibres (traction ou

# *Nomenclature*

---

	compression)
Y1:	Taux de restitution d'énergie
Xt:	Contrainte à la rupture dans le sens des fibres en traction
Xc :	Contrainte à la rupture dans le sens des fibres en compression
Yt :	Contrainte à la rupture dans le sens travers des fibres en traction
$\gamma_{LT}$ :	La distorsion (déformation) angulaire du matériau composite (ou un pli unidirectionnel)
$\epsilon_L$ :	Les déformations dans le sens des fibres
$\epsilon_T$ :	Les déformations dans le sens travers des fibres
$\epsilon$ :	la déformation élastique
$\alpha_f$ :	Coefficient de dilatation thermique des fibres
$\alpha_m$ :	Coefficient de dilatation thermique de la matrice
$\alpha_L$ :	Coefficient de dilatation thermique dans le sens des fibres
$\alpha_T$ :	Coefficient de dilatation thermique dans le sens travers des fibres
$\alpha_x$ :	Coefficient de dilatation thermique suivant la direction x

# *Nomenclature*

---

D:	Rigidité en flexion
S:	Rigidité en cisaillement
M	Moment
Mx:	Moment de flexion
Tx:	Force transversale
$\sigma$ :	Contrainte de traction dans les matériaux
$\tau$ :	Contrainte de cisaillement dans le matériau

# **INTRODUCTION GENERALE**

## **Introduction Générale**

Le développement des technologies modernes exige que l'on utilise des matériaux présentant des propriétés mécaniques élevées spécifiques à leur emploi, mais dont les masses volumiques soient faibles. L'objectif est notamment de réduire la masse des structures. Les matériaux composites sont des matériaux qui répondent aux exigences précédentes. En raison de leur faible densité, grande résistance, rigidité importante et de leur excellente durabilité, les matériaux composites ont d'abord été utilisés dans de nombreuses composantes structurales, notamment dans le domaine de l'aéronautique. De nos jours, la diminution de leurs coûts de production permet l'utilisation de ces matériaux dans des applications de plus en plus variées (automobile, navigation, construction, etc.).

Parmi les composites les plus utilisés Les stratifiés sont des structures composites courantes utilisés dans le domaine aéronautique qui formées par l'empilement de plusieurs couches adhérant l'une à l'autre. Les couches étant orthotropes et possédant des orientations différentes, ces structures ont des comportements compliqués, que les modèles homogènes et isotropes ne permettent pas de simuler correctement. Ce travail s'intéresse au cas particulier des structures stratifiées, et montre comment la résistance des matériaux peut être adaptée pour prévoir leur comportement.

Pour mettre en œuvre un matériau qui réponde au mieux à l'application envisagée tout en améliorant la résistance à la flexion, il est nécessaire de bien comprendre les mécanismes de flexion, et de savoir comment prendre en compte au mieux les différents facteurs dont dépend la fatigue des matériaux composites (la nature des fibres et des résines, du drapage, de la qualité des interfaces...).

Le but de ce travail est d'étudier le comportement mécanique des matériaux composites stratifiés sous effet de flexion en 3 points et 4 points.

L'essai de flexion sur les matériaux composites est largement utilisé en milieu industriel en raison de sa grande souplesse de mise en œuvre et de la simplicité géométrique des éprouvettes. En effet, contrairement aux essais de traction et de compression, cet essai ne demande pas de fixation particulière de l'éprouvette ni de collage de talons.

Par ailleurs, l'essai de flexion est bien souvent la seule méthode disponible pour évaluer les propriétés des composites dans des conditions environnementales particulières

voire agressives (température, humidité, brouillard salin, etc.).

Pour mener à bien ce travail, nous avons jugé utile de diviser ce mémoire en quatre chapitres :

Le premier chapitre présente une généralité sur les matériaux composites

Le deuxième chapitre, quant à lui, présente une recherche bibliographique sur le comportement mécanique des matériaux composites.

Le troisième chapitre présente une généralité sur l'endommagement des matériaux composites ainsi qu'une synthèse bibliographique générale des travaux théoriques et expérimentaux sur le comportement des structures composites stratifiées sous des sollicitations statiques.

Dans le quatrième chapitre nous avons entamé une simulation numérique des matériaux composites stratifiées étudiés en flexion 3 points et 4 points en utilisant le calcul de structures par éléments finis sous le code ABAQUS.

Enfin, notre travail se conclut en présentant un récapitulatif des principaux résultats apportés par ce projet.

# **Chapitre I:**

## **Généralité sur les Matériaux Composites**

## I.1. Introduction

L'utilisation des matériaux composites s'est imposée depuis ces dernières années dans différents secteurs industriels. Leurs principales applications se trouvent dans le transport aérien, maritime et ferroviaire, les bâtiments, l'aérospatial, ainsi que les sports et les loisirs. Les raisons d'un tel succès sont attribuées à leurs qualités de réduction des coûts d'exploitation, telles que leur bonne résistance à la fatigue et à la corrosion, leur souplesse de forme et surtout leur faible masse qui permet un allègement conséquent des structures et leurs caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.

En effet, les matériaux composites ont un comportement particulier, et ceci est dû essentiellement à deux facteurs. Le premier facteur résulte du comportement anisotrope du matériau utilisé dans la couche élémentaire : contrairement aux matériaux isotropes, les matériaux composites sont peu rigides en cisaillement. Le deuxième facteur dérive de la stratification qui consiste en l'empilement de plusieurs couches, ce qui favorise l'effet de cisaillement, et particulièrement du cisaillement transversal.

Généralement dans les domaines aéronautiques et spatiaux il est utilisé des matériaux homogènes typiques à savoir les alliages d'aluminium et de titane. Ils présentent un rapport résistance/poids élevé et d'excellentes propriétés mécaniques. Avec le développement technologique l'utilisation des matériaux composites est de plus en plus fréquente, où deux ou plusieurs matériaux sont combinés à une échelle macroscopique afin d'obtenir de meilleures propriétés d'ingénierie que les matériaux classiques [1].

D'autres structures multicouches sont employées dans ces domaines à savoir les structures en sandwich. Ils sont utilisés pour fournir une structure plus forte et plus raide pour le même poids, ou inversement (une structure plus légère peut supporter la même charge qu'un élément homogène ou stratifié compact). Ces structures sont constituées deux faces rigides et un noyau souple. Ils sont largement utilisés pour construire des avions, des engins spatiaux, des navires et des véhicules automobiles. La plupart des applications récentes ont utilisé des peaux constituées de structures stratifiées en matériaux composite anisotrope. Dans le cas de structures intelligentes, certaines couches sont en matériaux piézoélectriques, ils utilisent l'effet dit « piézo-électrique » qui relie l'électricité et la mécanique des champs. En outre, les nanotubes de carbone (CNT) présentent des propriétés mécaniques supérieures et sont extrêmement prometteurs en raison de leurs caractéristiques

de solidité, de légèreté et de ténacité. Notamment, ils peuvent être utilisés comme de très bon fibres pour les matériaux nano composites [1].

## I.2. Définition d'un matériau composite

Un composite est l'assemblage de plusieurs matériaux non miscibles de nature différente et dont les qualités se complètent afin d'obtenir un matériau hétérogène dont les performances sont supérieures à celles de ses composants. Un matériau composite est constitué d'un renfort (ossature du matériau) qui assure la tenue mécanique et d'une matrice (enveloppe ou peau du matériau) qui est généralement polymérique (résine thermoplastique ou thermodurcissable) ou métallique, qui assure la cohésion de la structure et la retransmission des efforts vers le renfort. [2].

Des exemples concrets sont les matériaux composites renforcés par des fibres (figure 1.1) qui ont une résistance très élevée. Dans de tels matériaux composites, les fibres sont les éléments porteurs et le matériau de matrice maintiennent les fibres ensemble, agissent comme un milieu de transfert de charge entre les fibres et les protègent contre l'exposition à l'environnement. Les fibres ont un rapport longueur / diamètre très élevé et leurs propriétés sont maximales dans une direction donnée.

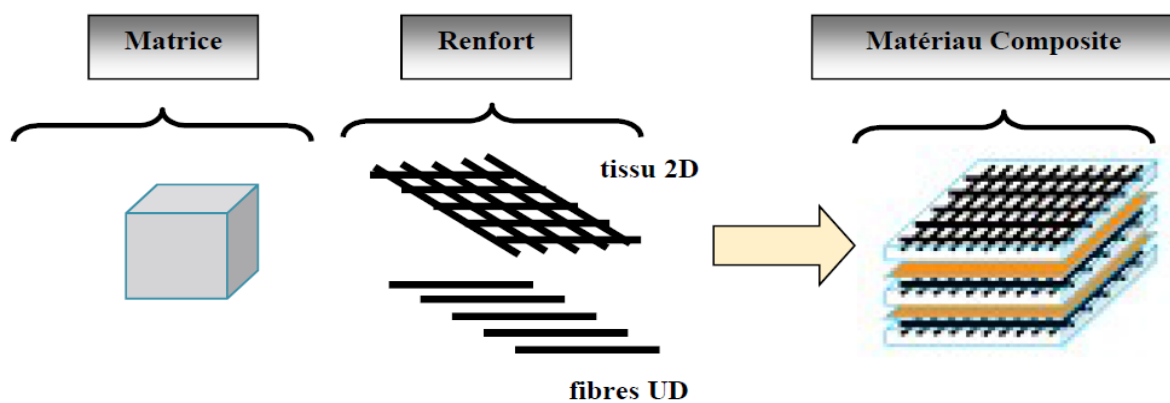


Figure .1.1 : Constituants de base d'un matériau composite.

## I.3. Historique sur les matériaux composites

Le bois fut le premier matériau composite naturel utilisé, ensuite le torchis a été utilisé en construction pour ses propriétés d'isolation et de coût. Parmi les premiers composites

fabriqués par l'homme on trouve aussi les arcs Mongols (2000 ans av. J. -C.). Leur âme en bois était contrecollée de tendon au dos et de corne sur sa face interne. Les sabres japonais respectant les traditions sont aussi un exemple de matériaux composites particulièrement ancien. Les forgerons nippons procédaient au pliage et au martèlement du métal jusqu'à obtenir une sorte de pâte feuilletée pouvant être composée de plus de 4 000 couches. Le procédé de pliage était utilisé pour maîtriser exactement l'uniformité de l'acier mais aussi sa composition en carbone tout en conférant à la lame ses propriétés de résistance et de souplesse. A partir des années 60 (1960), les matériaux composites commencent à attirer l'attention pour résoudre des problèmes technologiques, et surtout depuis la découverte des composites à base polymère ; ainsi les composites sont devenus les matériaux d'engineering les plus importants et les plus utilisés dans diverses applications (industrie automobile, articles de sports, aéronautique, industrie maritime etc..) figure I.1. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels tel que : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes [2].

#### I.4 Les classe de matériaux composites

- Il existe aujourd'hui un grand nombre de matériaux composites que l'on classe généralement en trois familles en fonction de la nature de la matrice :
- **les composites à matrices organiques(CMO)** qui constituent, de loin, les volumes les plus importants aujourd'hui à l'échelle industrielle ;
- **les composites à matrices céramiques(CMC)** réservés aux applications de très haute technicité et travaillant à haute température comme le spatial, le nucléaire et le militaire, ainsi que le freinage (freins carbone) ;
- **les composites à matrices métalliques (CMM).**

Actuellement, les composites à matrice organique représentent 99% des matériaux composites. Ils sont constitués d'une matrice thermodurcissable ou thermoplastique et d'une structure de renforts qui peut être en fibre de carbone, de verre, d'aramide ou encore naturelle.

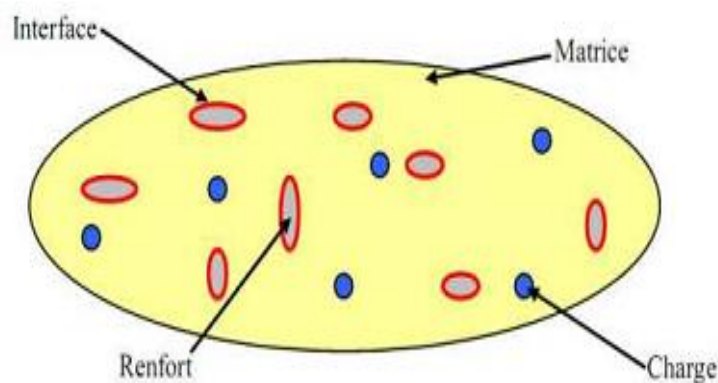
### I.5 Caractéristiques moyennes des fibres et renforts

Un matériau composite ou composite est constitué essentiellement de matrice et de renfort ou matériau renforçant (Figure I.1). Ses propriétés mécaniques et physiques se trouvent alors fortement influencées par :

La nature des constituants et leurs propriétés ;

La géométrie du renfort et de sa distribution ;

Le processus de fabrication, qui joue un rôle essentiel notamment sur l'interface renfort/matrice



**Figure I.2 :** Matériau composite

Une exception importante à la description précédente est le cas de polymères modifiés par des élastomères, pour lesquels une matrice polymère rigide est chargée avec des particules élastomères. Pour ce type de matériau, les caractéristiques statiques du polymère (module d'Young, contrainte à la rupture, etc....) ne sont pratiquement pas

modifiées par l'adjonction de particules élastomères, alors que les caractéristiques au choc sont améliorées. Des exemples de matériaux composites pris au sens large sont donnés au tableau I.1 [4]. Ainsi une résine chargée de fibres de carbone possède une résistance à la traction Plus importante que la résine seule. Au contraire, les fibres seules n'auraient pas de cohésion entre elles, par exemple un bloc de graphite présenterait un mauvais Comportement en traction ou en cisaillement.

On distinguera ici deux types de composites :

- Les matériaux à fibres continues ou laminés ;
- Les matériaux à phases dispersées (fibres discontinues ou charges, de nature Minérale ou organique, dispersées dans une matrice) [8].

**Tableau I.1** : Des exemples de matériaux composites pris au sens large

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
1. Composites à matrice organique Papier, carton Panneaux de particules Panneaux de fibres Toiles enduites Matériaux d'étanchéité Pneumatiques Stratifiés Plastiques renforcés	Résine/charges/fibres cellulosiques Résine/copeaux de bois Résine/fibres de bois Résines souples/tissus Elastomères/bitume/textiles Caoutchouc/toile/acier Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc. Résines/microsphères	Imprimerie, emballage, etc. Menuiserie Bâtiment Sports, bâtiment Toiture, terrasse, etc. Automobile Domaines multiples
2. Composites à matrice minérale Béton Composite carbone-carbone Composite céramique	Ciment/sable/granulats Carbone/fibres de carbone Céramique/fibres céramiques	Génie civil Aviation, espace, sports, biomédecine, etc. Pièces thermomécaniques
3. Composites à matrice métallique	Aluminium/fibres de bore Aluminium/fibres de carbone	Espace
4. Sandwiches Peaux Ames	Métaux, stratifiés, etc. Mousses, nids d'abeilles, balsa, plastiques renforcés, etc.	Domaines multiples

Selon les performances, on distingue deux types de composites: les composites grandes diffusions (GD) et les composites hautes performances (HP).

Les GD ont des propriétés mécaniques plutôt faibles mais d'un coût compatible avec une production en grande série. Ils représentent 95% des composites utilisés. Ce sont en Général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort avoisinant 30%.

Dans 90% des cas, l'anisotropie n'existe pas ou n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters (95% des résines thermodurcissables) avec des fibres de verre (plus de 99% des renforts utilisés !).

Renforts et matrices sont à des coûts voisins.

Les HP, principalement utilisés dans l'aéronautique, sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux GD. Il faudra toujours tenir compte du fait que l'élaboration de la structure est liée à celle du matériau. Pour les pièces travaillantes, on utilisera plutôt des composites à fibres longues et à matrice organique et pour les garnitures, capotages on utilisera des plastiques renforcés [4].

### **I.5.1. Les grandes familles de composites**

Un matériau composite résulte de l'association d'une matrice, d'un élément renforçant et de différents additifs et adjuvants.

On désigne généralement sous le nom de matrice, un liant polymérique qui, associé à un renfort, permet de le maintenir dans ses formes en assurant la cohésion de l'ensemble et le transfert des efforts. C'est elle qui apporte les propriétés physico-chimiques du produit final. Les matrices peuvent être de différentes sortes permettant ainsi de différencier plusieurs types de composites et notamment [5]:

- Les composites à matrice organique (thermoplastique, thermodurcissable) ;
- Les composites à matrice élastomère ;
- Les composites à matrice et renfort métalliques ;

- Les bio-composites.

### **I.5.2. Les constituants des matériaux composites**

Le matériau composite: est constitué d'une matrice appelée "matrice" et de L'ossature appelée "renfort". Les renforts fibreux sont disposés de façon judicieuse dans la matrice qui conserve leur disposition géométrique et leur transmet les sollicitations [4].

#### **I.5.2.1. Les renforts**

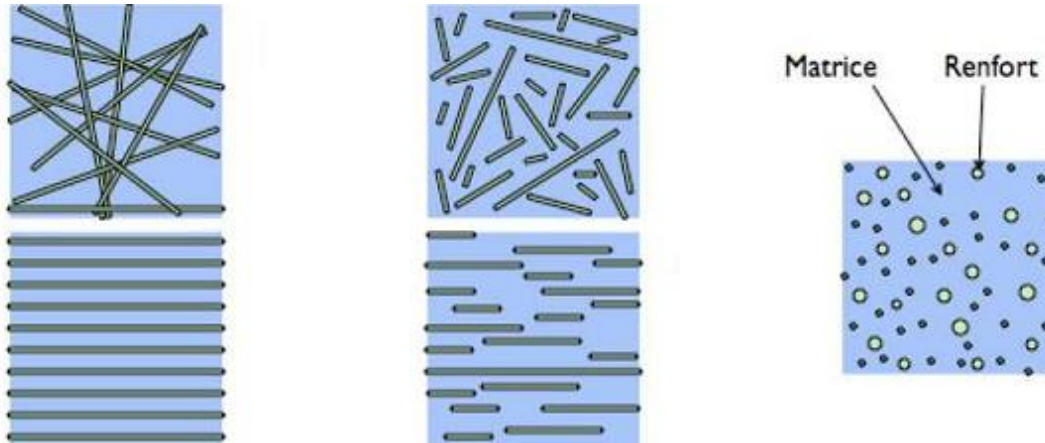
Les renforts représentent les principales composantes porteuses des matériaux composites, en lui apportant ses hautes performances (rigidité, résistance à la rupture, etc.).

Les qualités recherchées pour le renfort sont surtout des caractéristiques mécaniques élevées, une masse volumique faible, une bonne compatibilité avec la résine ainsi qu'une facilité de mise en œuvre et un faible coût. La concentration du renfort est un paramètre déterminant pour les propriétés du matériau composite. Elle est mesurée par la fraction volumique ou par la fraction massique du renfort (entre 0,3 et 0,7).

L'anisotropie du matériau composite est une caractéristique fondamentale, elle est déterminée par l'orientation des fibres dans le cas où le renfort est constitué de fibres. Il faut cependant noter qu'au-delà de la concentration et de l'orientation des renforts, leurs distributions plus ou moins homogène a une influence sur la résistance du composite. En effet pour une concentration donnée du renfort, une distribution uniforme assure une homogénéité du matériau, par contre une distribution non uniforme engendre l'initiation de la rupture dans les zones pauvres en renfort introduisant ainsi une diminution de la résistance du composite [5].

D'un point de vue géométrique, on peut distinguer trois grands types de renforts :

- Les fibres longues (longueur comparable aux dimensions de la pièce, figure I.3 a) ;
- Les fibres courtes (de longueur faible devant les dimensions de la pièce, figure I.3b) ;
- Les particules, ou charges renforcées (figure I.3c).

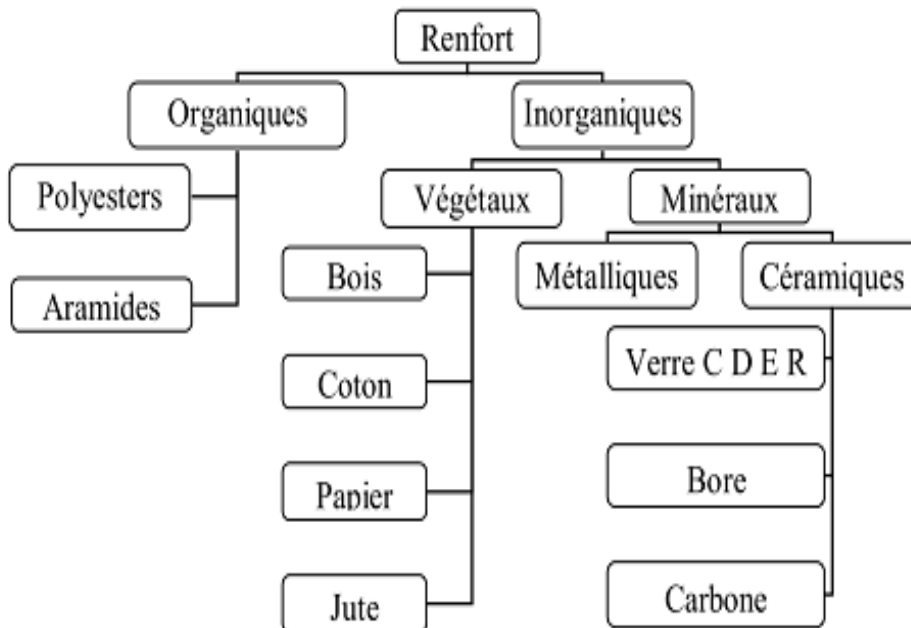


**Figure I.3 :** Les structures géométriques des composites :

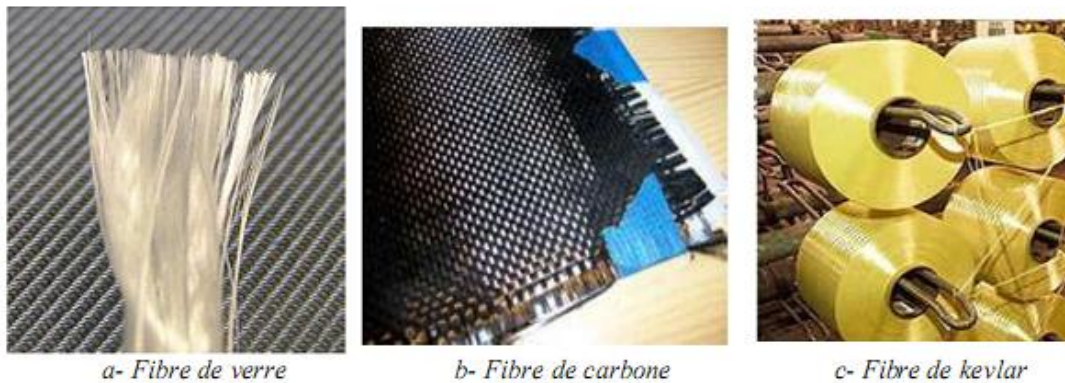
(a) fibres longues, (b) fibres courtes, (c) particules.

Parmi les fibres les plus utilisés (figure I.3), on peut citer :

- Fibres de verre ;
- Fibres de carbone ;
- Fibres de kevlar (d'aramide) ;
- Fibres de bore.



**Figure I.4 :** Différentes familles du renfort



**Figure: I.5 :** Exemples des fibres du renfort

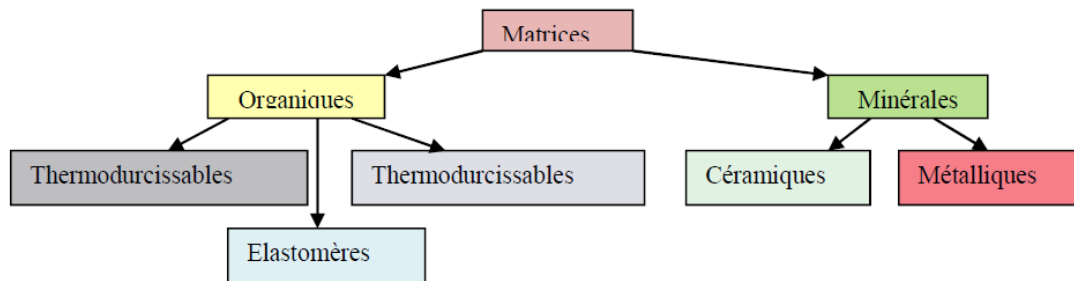
**Tableau I.2 :** Les propriétés mécaniques de différentes fibres

Type de Fibres	Densité	Modules-en traction GPA	Résistance à la rupture MPA	Allongement %	Coefficient de dilatation $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Fibre de verre	2.54	72	2800	2	7.2
Fibre de carbone	1.76	230	3290	1.4	3
HR	1.81	399	2450	0.8	0.5
Fibre de carbone	1.44	130	2340	2.8	-4
HM	2.6	414	2900	0.8	4.5
Fibre d'aramide	0.97	119	2625	4	10
Fibre de bore	2.8	89	4800	.15	8
Fibre de polyéthylène	1.4	15	770	2.2	4
Fibre de basalte	1.49	10	800	3	4
	3.18	428	3100	0.72	5

### I.5.3. Les Matrices

La matrice est constituée de résine mélangée, pour améliorer ses caractéristiques, à une charge qui facilite aussi la mise en œuvre et diminue le coût de la production. Le Mélange est considéré mécaniquement comme une phase homogène, et nous obtenons ainsi un matériau composite formé d'un renfort et d'une matrice. Le rôle de la matrice est d'assurer le lien entre les fibres et de transmettre les sollicitations.

Elle assure la résistance du matériau dans le sens transverse du renfort, ainsi qu'une protection physico-chimique des fibres contre les agents nocifs de l'environnement. De plus elle conditionne directement la tenue thermique, et la résistance à la compression et au cisaillement inter-laminaire [8].



**Figure.1.6** Principaux familles de matrices

### I.5.3.1. Résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées,

les résines de condensation (phénoliques, amioplastes, furaniques) et les résines époxy sont des résines thermodurcissables. Les exemples de résines thermodurcissables classiquement rencontrées sont 914, 5208, 70, LY556.

Les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau I.3.

**Tableau I.3 :** Caractéristiques des résines thermodurcissables

résine	Tf (°C)	P (Kg/m <sup>3</sup> )	$\epsilon^R$ (%)	$\sigma^R$ (Mpa)	$\sigma_c^R$ (Mpa)	E (Gpa)
polyesters	60 à 100	1140	2 à 5	50 à 85	90 à 200	2.8 à 3.6
phénoliques	120	1200	2.5	40	250	3 à 5
époxydes	290	1100 à 1500	2 à 5	60 à 80	250	3 à 5

### I.5.3.2. Résines thermoplastiques

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide Sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. Les résines thermoplastiques classiquement rencontrées sont PEEK, K3B.

De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible : ces dernières sont présentées dans le tableau 1.4.

**Tableau I.4 :** Caractéristiques des résines thermoplastiques

résine	$T_f$ (°C)	P (Kg/m <sup>3</sup> )	$\epsilon^R$ (%)	$\sigma^R$ (Mpa)	$\sigma_c^R$ (Mpa)	E (Gpa)
polyamide	65 à 100	1140		60 à 85		1.2 à 2.5
polypropylène	900	1200		20 à 35		1.1 à 1.4

### I.5.3.3. Les matrices naturelles

Ce sont des matériaux synthétisés par les êtres vivants, animaux et micro-organismes. La famille la plus importante est celle des polysaccharides comme l'amidon, la cellulose la lignine [8].

### I.5.3.4. Résines époxydes

Le terme époxyde désigne une grande variété de pré - polymères comportant un ou plusieurs motifs époxydiques dont les principales applications concernent les matériaux composites (matrice époxyde avec des renforts en fibre de verre ou de carbone) [9].

### I.5.3.5. Phénoplastes ou phénols-formols

Les phénoplastes sont des matières thermodurcissables obtenues par polycondensation d'un phénol et d'un aldéhyde avec élimination d'eau et formation d'un réseau tridimensionnel [10].

### I.5.3.6. Les résines thermostables

Elles se distinguent essentiellement des autres résines par leurs performances thermiques. Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de

L'aviation et de l'espace [4].

### I.5.4. Les charges et additifs

Les charges et additifs sont des matières d'origine minérale, végétale, synthétique ou organique se présentant sous forme pulvérulente ou fibreuse chimiquement pures et inertes vis-à-vis des résines. Mélangées à une résine, elles apportent de nouvelles propriétés et modifient les caractéristiques du produit fini.

Les charges influencent :	Et améliorent :
<ul style="list-style-type: none"> <li>- L'aspect du produit</li> <li>- La viscosité</li> <li>- La densité</li> <li>- L'opacité</li> <li>- La thixotropie</li> <li>- Le temps de gel</li> <li>- La conduction calorifique</li> <li>- Le prix de revient</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- La résistance à l'humidité</li> <li>- La résistance aux agents chimiques</li> <li>- La résistance aux intempéries</li> <li>- La résistance à l'exothermie</li> <li>- Le retrait</li> <li>- La résistance au feu</li> <li>- La résistance à la chaleur</li> <li>- La résistance aux chocs</li> </ul>

**Tableau I.5 :** Caractéristiques des principales charges et additifs utilisés

Nature de la charge	Densité réelle	Utilisation
Bisulfure molybdène	10.2	Lubrifiant interne
Carbonate calcium	2.7	Diminue du retrait - Augmente la viscosité - Réduit le coût
Carbone black	3	Pigment pouvant inhiber la polymérisation
Corindon	4	Augmente la dureté - Augmente la résistance à l'abrasion
Dolomie	2.9	Opacifie les Gelcoats
Hydrate d'alumine	5.2	Augmente la tenue au feu
Kaolin	2.6	Réduit le poissant
Mica	2.8	Confèrent des propriétés diélec
Microbille de verre	2.5	réaliser des pièces isolantes
Microsphère de verre	0.9	Augmente la dureté - Augmente
Oxyde de titane	2.5	Coloration ultra-blanche
Poudre d'alu	2.6	Augmente la conduction thermique
Poudre d'ardoise	2.6	Rend diélectrique
Poudre de Quartz	2.65	Augmente la dureté - Augmente la résistance à l'abrasion
Silice colloïdale	2.2	Augmente la résistance à la rayure - Confère de
Talc	2.9	propriétés diélectriques

#### I.5.4.1. Les gelcoats

Un gelcoat est une couche de surface à base de résine spécialement étudiée pour assurer certaines fonctions telles que : aspect de surface, brillance, coloration, protection des stratifiés, dureté.

Encore, les gelcoats servent de certaines résistances mécaniques telles que :

résistance à l'abrasion, résistance à la corrosion, résistance aux chocs, résistance aux UV, résistance à la rayure, résistance aux agressions chimiques, résistance au feu, résistance à l'hydrolyse....

Les gelotas se présentent sous forme de liquides homogènes onctueux, colorés et thixotropes (propriété qui permet à un fluide d'être très visqueux au repos et très fluide sous agitation). Ils se composent de : charges diverses, une résine de base, pigments, différents additifs (figure I.5).

Il existe différentes qualités de gelcoat en fonction de la nature des résines utilisées dans leur composition :

- Les gelcoats polyesters compatibles avec les stratifiés à base de résine polyester,
- Les gelcoats époxydes compatibles avec les stratifiés à base de résine époxydes,
  
- Les gelcoatsvinylesters compatibles avec les stratifiés à base de résine vinylester, polyester ou époxyde.

Les gelcoats s'appliquent généralement en fond de moule soit à la brosse soit en pulvérisation avec des épaisseurs de 0,4 à 0,6 mm. Dans le secteur automobile, les gelcoats sont principalement utilisés dans la fabrication de carrosseries de véhicules industriels ou de chantier [6].

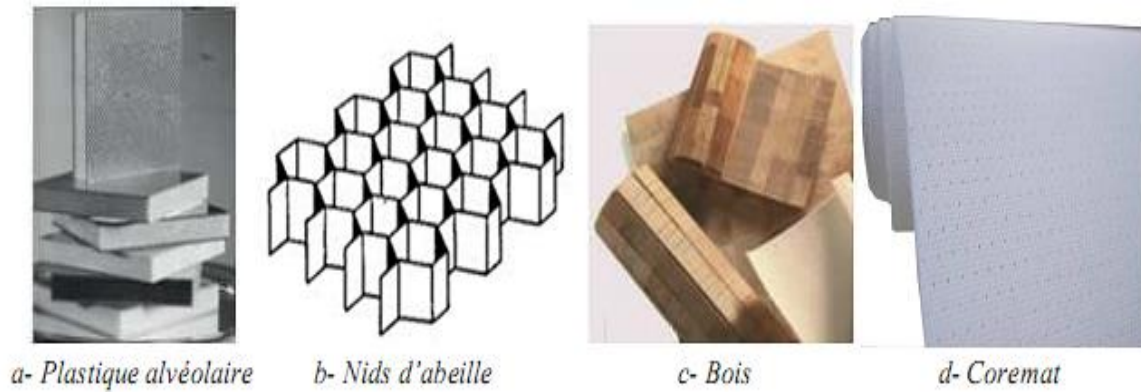
#### **I.5.5. Les âmes**

Une âme est un élément renforçant utilisé pour la réalisation de structure sandwich. Elle a pour rôle de maintenir l'écartement entre deux peaux afin de donner une rigidité à l'ensemble de la structure.

Le choix d'une âme sandwich est principalement dicté par les propriétés mécaniques et thermiques imposées par le cahier des charges. Les âmes utilisées pour la fabrication de structures sandwich peuvent être de différentes natures en fonction du cahier des charges de la pièce.

Les plus courantes sont :

- Les plastiques alvéolaires (mousses) : polyuréthane, phénolique, PVC et polystyrène (utilisé avec des résines spéciales) ;
- Les nids d'abeille de : papier kraft, papier aramide, alliage d'aluminium, alliage de titane et polypropylène ;
- Le bois : balsa, contreplaqué, latté ;
- Les feutres type « Coremat » [11].



**Figure: I.7** : Exemples des âmes

### **I.5.5. Interface**

Au cours de l'élaboration du composite il se produit une interaction physico-chimique entre la matrice et la surface de la fibre. Cette interface "fibre-matrice" conditionne largement la résistance globale du matériau composite, notamment, la résistance au cisaillement inter laminaire, la résistance à la corrosion et au vieillissement,

Et la tenue en fatigue et aux chocs. La qualité et le type de l'interface dépendent essentiellement de la nature et de la morphologie du renfort et de la matrice, de la nature de l'agent de couplage ou de l'ensimage de la fibre et des conditions de mise en œuvre.

### **I.5.6. La structure des pièces composites**

Les pièces en matériaux composites peuvent se décliner suivant trois types de structures :

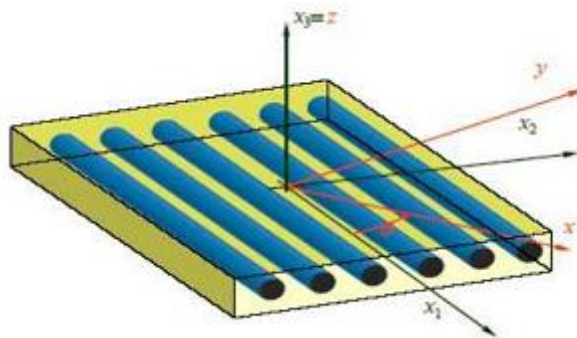
- Les structures monolithiques ;
- Les stratifiés ;
- Les structures sandwich ;
- Autres structures (structures 3D).

#### **I.5.6.1. Les structures monolithiques**

Ces structures sont les plus courantes. La pièce est constituée d'un empilage de couches de renfort appelées strates.

Il est possible de mixer différentes couches de renfort en fonction des propriétés mécaniques souhaitées. Ainsi, on peut alterner des couches de mats isotropes dans le plan avec des couches de tissus anisotropes afin de renforcer la résistance de la pièce en fonction des différentes sollicitations mécaniques.

L'orientation des fibres joue aussi un rôle très important dans la résistance de la pièce. Généralement les structures monolithiques sont réservées à des pièces de faibles épaisseurs (entre 3 et 5 mm) mais il est possible d'avoir des épaisseurs de pièces plus importantes en respectant certaines étapes intermédiaires de stratification afin de minimiser au maximum les phénomènes de retrait [11].



**Figure I.8 :** Matériau composite monolithique

### I.5.6.2. Les stratifiés

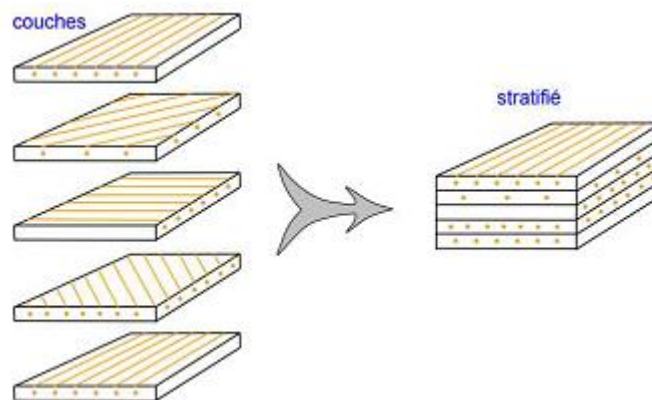
Les stratifiés résultent de la superposition de plusieurs couches ou plis, qui peuvent être des nappes unidirectionnelles, de tissus ou des mats, imprégnés de résine (figure I.9).

Chaque couche peut avoir une orientation propre. Le choix de la nature et de la séquence d'empilement dépend de l'utilisation, en l'adoptant au mieux au champ de contraintes

Imposées, à savoir :

- Les couches unidirectionnelles présentent une grande rigidité. Elles constituent un type de stratifié de base au quel peut se ramener, en principe, tout autre type de Stratifié.
- Les mats sont peu résistant en traction ;
- Une stratification croisée est sensible au délaminage inter-laminaire ;
- Une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire pour avoir un pseudo-isotropie dans le plan du stratifié.

En général on a tendance à utiliser une stratification symétrique afin de garantir une bonne planéité du stratifié après démoulage [4].



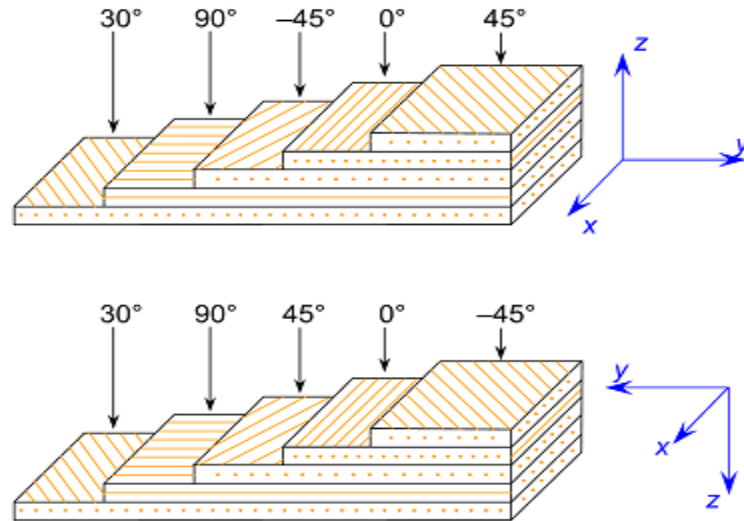
**Figure I.9 :** Constitution d'un stratifié

La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant: Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence.

- Les couches successives sont séparées par un / si leurs angles sont différents ;
- Les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique ;
- Les couches sont nommées successivement en allant d'une face à l'autre ;

- Des crochets (ou parenthèses) indiquent le début et la fin du code.

La désignation dépend du système d'axes choisi. Un exemple est donné à la figure I.9.

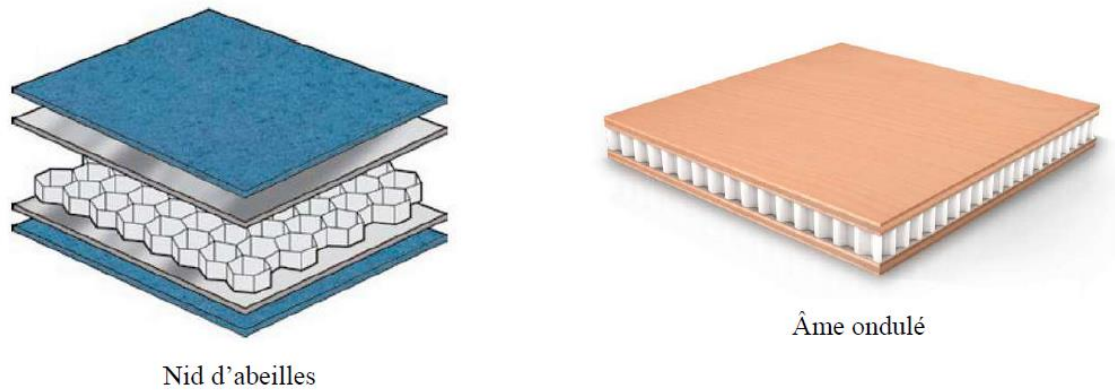


**Figure I.10 :** Convention de signe pour la désignation des stratifiés.

### I.5.6.3. Les 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", 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.

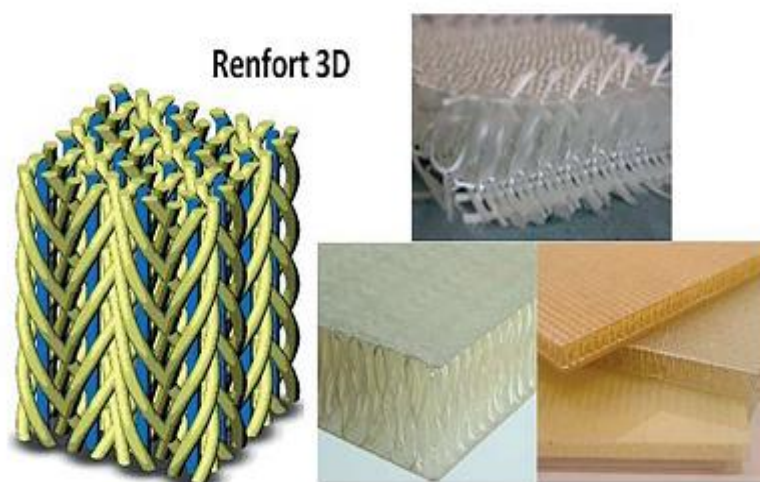
Généralement le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.) (Voir I.3).



**Figure.I.11.** Eléments constitutifs d'un sandwich

#### I.5.6.4. Autres architectures (structures 3D)

Les structures 3D sont obtenues soit par tressage, soit par l'utilisation de renforts tissés en trois dimensions type « Parabeam » comme le montre la figure I.10 ci-dessous.



**Figure I.12 :** Renforts 3D avant et après imprégnation.

Le tressage s'effectue sur des métiers à tisser spécifiques qui permettent de réaliser soit des gaines ou chaussettes qui sont utilisées à posteriori, soit directement une préforme de la pièce qui sera ensuite injectée.

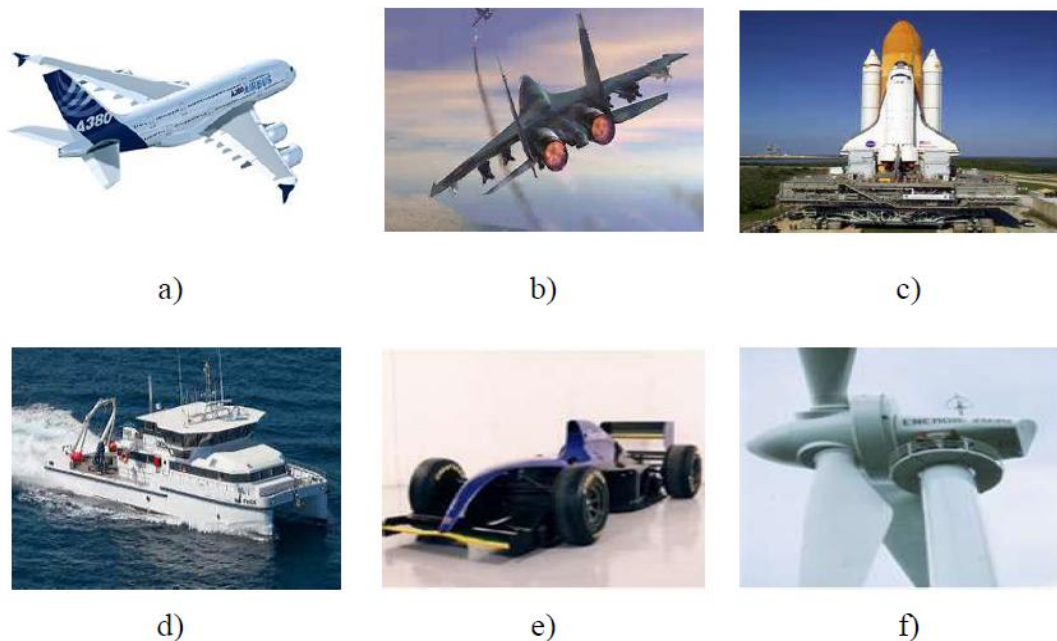
Les structures ainsi obtenues possèdent des propriétés mécaniques élevées et restent légères. Très utilisé dans la fabrication des cadres de vélo de compétition, le tressage se retrouve dans la fabrication de pale d'hélice ou de pièce de révolution High Tech.

Les autres architectures des matériaux composites peuvent être schématiquement classées en : plastiques renforcés et composites volumiques.

### I.6. Domaines d'application des matériaux composites

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

1. Aérospatial
2. Aéronautique
3. Défense
4. Sport
5. Biomécanique



**Figure. I.13.** Domaines d'application des matériaux composites :

a) Aéronautique b) Militaire c) Aérospatiale d) Nautique e) Sport f) Energie

## **I.7. Fabrication des composites**

L'élaboration d'un matériau composite se déroule généralement en trois opérations indispensables qui sont :

1. Imprégnation du renfort par la résine
2. Mise en forme à la géométrie de la pièce dans des moules
3. Durcissement du système

### **I.7.1 Moulage au contact**

C'est un procédé manuel pour la réalisation de structures à partir de résines thermodurcissables.

Son principe consiste à imprégner manuellement les renforts disposés dans un moule à température ambiante et sans pression. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée. Le moulage au contact est peu coûteux utilisé pour produire des pièces de formes quelconques mais à cadence très faible.

#### **Cas d'utilisation**

- Procédé pour petites séries : de 1 à 1000 pièces / an
- Pièces de grandes à très grandes dimensions

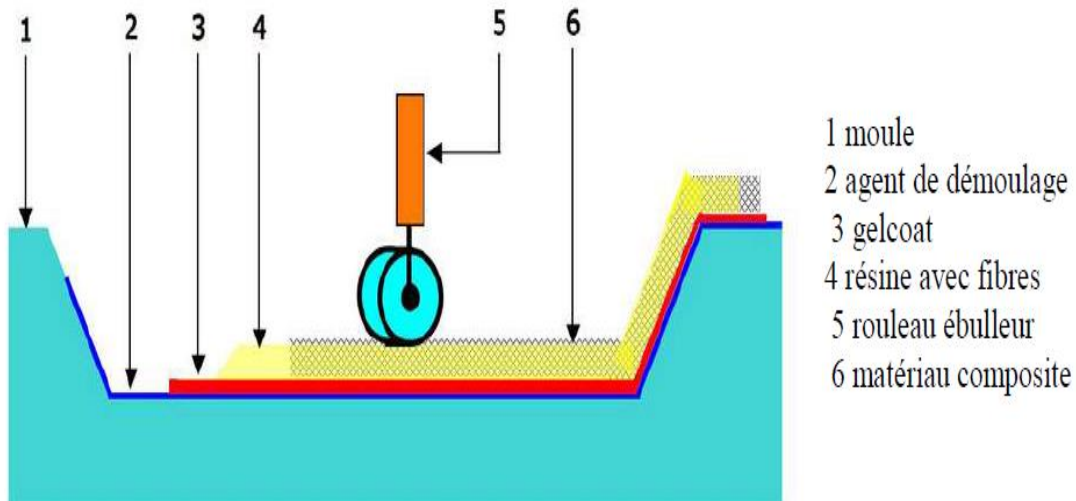
#### **Avantages**

- Offre la possibilité de produire des pièces de forme variées et complexes
- Pas de limite dimensionnelle des pièces réalisées par ce procédé
- Obtention de surfaces lisses
- Propriétés mécaniques moyennes à bonnes
- Moules simples, peu coûteux, rapides à réaliser

#### **Inconvénients**

- Une seule face lisse

- Nécessité de finition (détourage, perçage, etc.)
- Faible cadence de production par moule
- Espace de travail important
- Conditions de travail médiocres



**Figure. I.14.** Schéma simplifié du procédé de moulage au contact

### I.7.2 Moulage par projection

Ce procédé peut être réalisé d'une façon manuelle ou bien même robotisée. Il permet 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 :

1. un dispositif de coupe - projection du renfort
2. un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

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

#### Cas d'utilisation

- Production de pièces de moyennes à grandes dimensions
- Recherche de réduction des coûts par rapport au contact

- Petite et moyenne série

### Avantages

Très larges possibilités de forme et de dimensions

Travail simplifié, la mise en forme obtenue directement par la projection

Productivité plus élevée qu'au contact

Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser

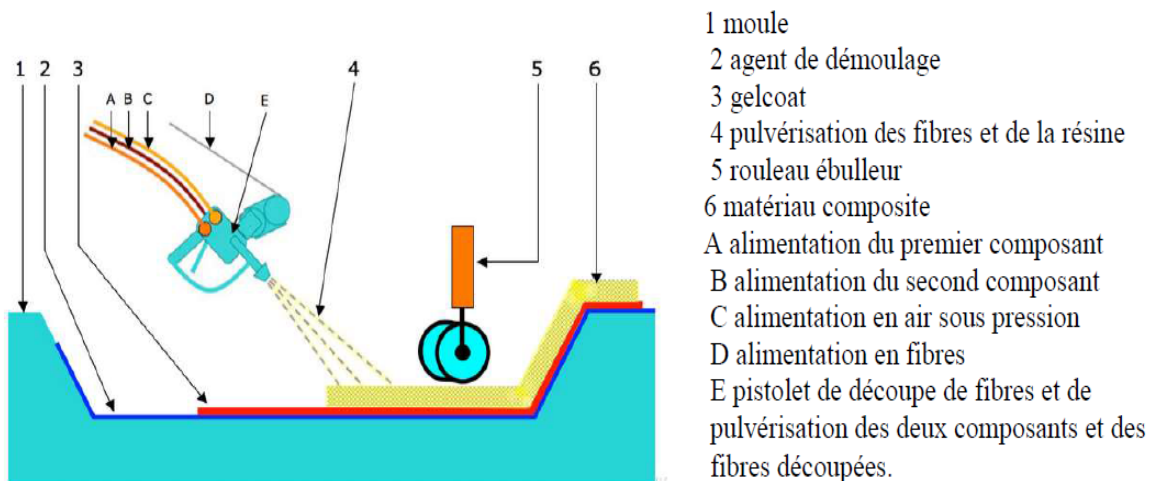
### Inconvénients

Une seule face lisse

Propriétés mécaniques moyenne

La qualité du produit dépend de la qualité de la main d'œuvre

Conditions de travail très médiocres



**Figure .I.15.** Schéma simplifié du procédé de moulage par projection simultanée

### I.7.3 Enroulement filamentaire

Le moulage par enroulement filamentaire permet l'obtention de corps creux en bobinant sur un moule (mandrin) différents renforts continus imprégnés de résine. Ce procédé est limité aux formes de révolution.

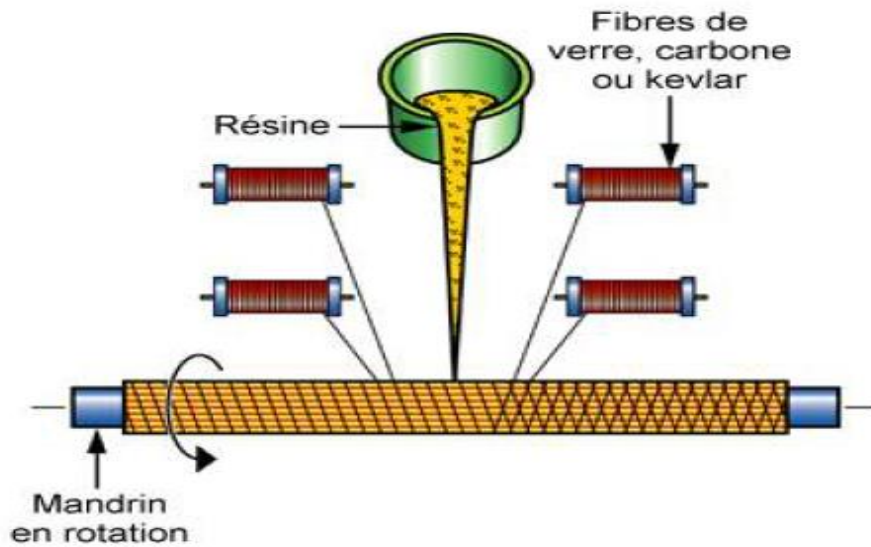


Figure .I.16 : Moulage par enroulement filamentaire.

### Cas d'utilisation

- Production en série des pièces de révolution
- Pièces nécessitant une résistance élevée

### Avantages

Obtention de pièces à fort taux de renforts (environ 70 %) apportant des caractéristiques mécaniques élevées- Orientation possible du renfort pour optimiser les contraintes que subit la pièce- Possibilité sur un matériel adapté de réaliser simultanément la partie cylindrique et les fonds d'une même pièce. (Citerne par exemple)

### Inconvénients

L'inconvénient de ce procédé est surtout d'ordre économique parce qu'il est onéreux à cause du coût élevé matériel utilisé et du temps de mise en œuvre- Les pièces n'ont pas un aspect lisse à l'extérieur, ce qui peut être un inconvénient pour les pièces visibles.

### Les applications

On fabrique par cette technique, des tubes pour installations pétrolières, des tuyaux pour le chauffage urbain, pour l'assainissement ou pour l'adduction d'eau. Ces tuyaux sont généralement réalisés avec un renfort de fibres de verre et une résine polyester ou époxyde. Le procédé

d'enroulement, compte tenu des hautes caractéristiques mécaniques qu'il permet d'obtenir, est également utilisé pour la fabrication de :

- Corps de fusée
- Arbres de transmission
- Bouteilles de gaz comprimé.

#### **I.7.4 Moulage par pultrusion**

Le procédé est destiné à la réalisation en continu de profilés de sections constantes. des renforts continus, rovings divers, mats et tissus en bandes de largeurs appropriées, tirés par un banc de traction situé en fin de ligne de production, sont successivement prédisposés de façon précise, imprégnés de résine et mis à la forme désirée par passage à travers une filière chauffée dans laquelle s'effectue le durcissement de la résine.

##### **Cas d'utilisation**

Réalisation de profilés en quantités significatives (plusieurs milliers de mètres linéaires).

##### **Avantages**

Toutes formes de sections, même creuses, angles vifs

Aspect de surface lisse, moyen

Très grande résistance mécanique, surtout longitudinale

Bonne productivité : 0,2 à 2,5 m/min selon résines et sections

Très faible part de main d'œuvre

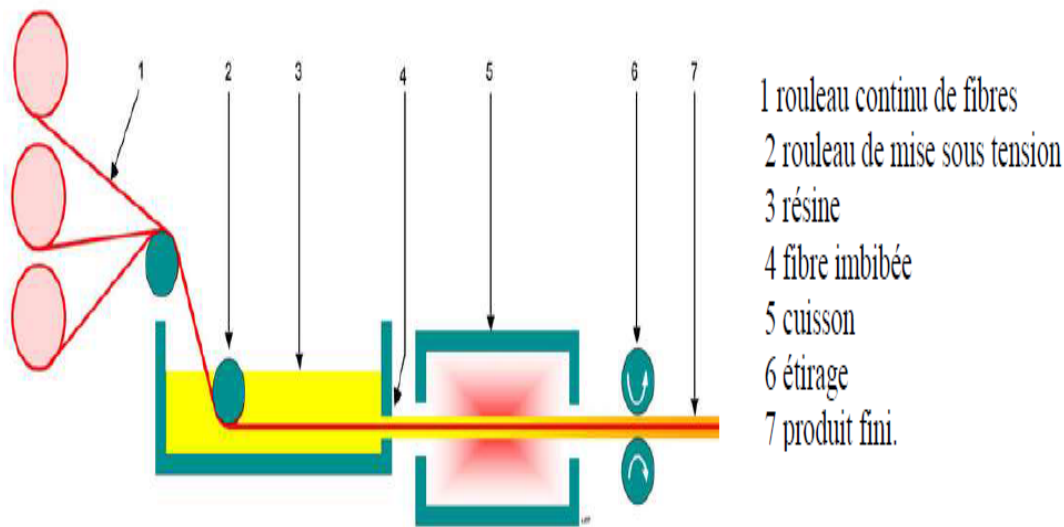
Bonnes conditions de travail et d'hygiène niveau de productivité

##### **Inconvénients**

Pas de possibilité de variation de sections

Profilé nécessairement rectiligne

Investissement relativement élevé



**Figure. I.17 :** Schéma simplifié du procédé de pultrusion

### I.7.5 Moulage par injection R.T.M

Le moulage par injection de résine liquide R.T.M (Resin Transfer Molding), s'effectue entre un moule et un contre-moule rigides. Le renfort (mats, préforme, éventuellement tissus) est disposé dans le 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.

#### Cas d'utilisation

Procédé pour moyennes séries : 1000 - 10000 pièces/an

#### Avantages

Deux faces lisses

Dimensions jusqu'à 7 m<sup>2</sup>

Qualité non dépendante de la main d'œuvre

Qualité constante

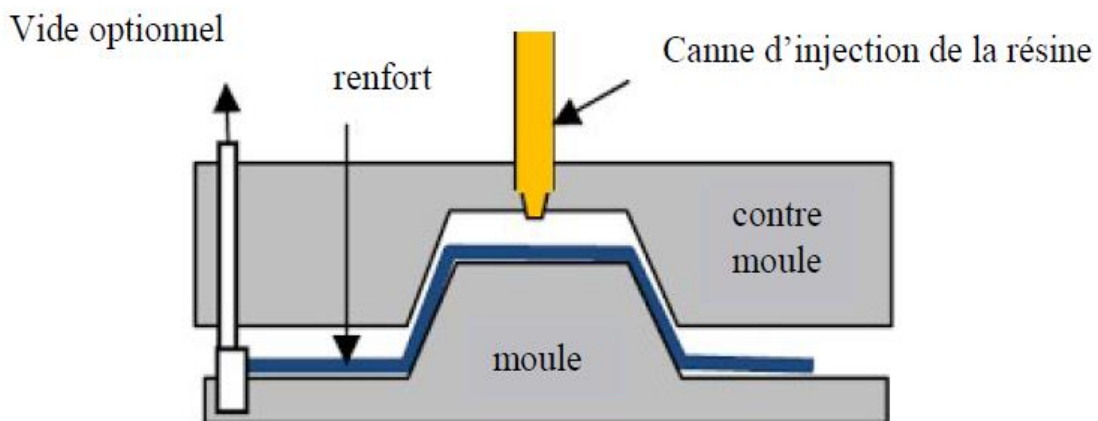
Cadence de production élevée

Bonnes conditions de travail et d'hygiène

**Inconvénients**

Limité aux formes peu ou moyennement complexes

Nécessité d'effectuer des finitions post moulage



**Figure.I.18** Moulage par injection R.T.M

**I.8. Conséquences sur l'étude du comportement mécanique des matériaux composites**

L'étude de la mise en œuvre des matériaux composites a montré l'importance des stratifiés et des matériaux sandwichs. L'architecture de ces matériaux nous permet maintenant de dégager les grandes lignes de l'étude de leur comportement mécanique.

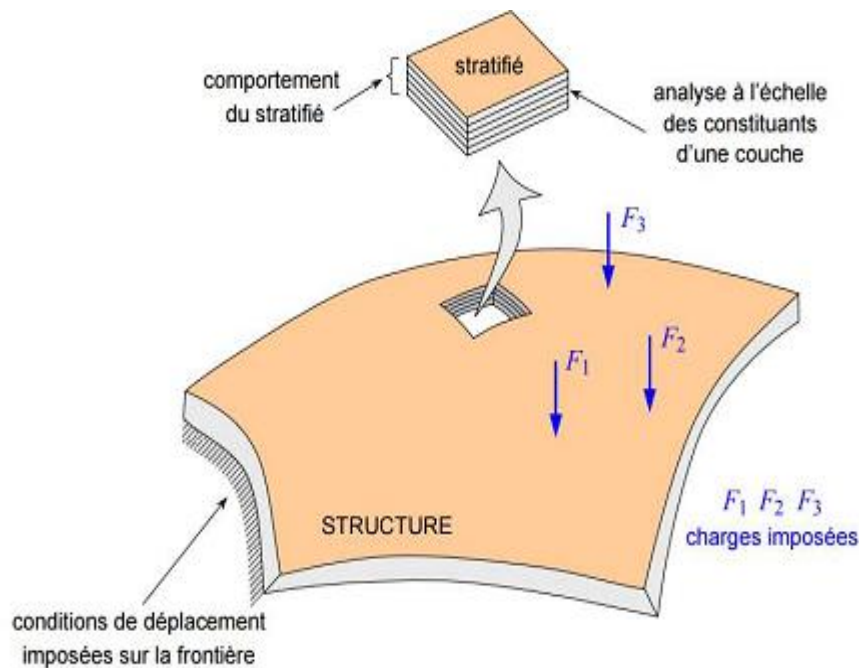
Cette étude comportera deux phases :

1. L'étude du comportement mécanique de chaque couche, parfois appelé comportement micromécanique ou microscopique du matériau composite. Cette étude est assez souvent désignée par microanalyse du matériau composite.
2. L'étude du comportement global du matériau constitué de plusieurs couches, et désigné généralement par comportement macroscopique du matériau composite ou

comportement du stratifié.

Ces deux études étant effectuées, le comportement mécanique global d'une structure en composite sera ensuite analysé en adaptant les outils classiques du calcul des structures au comportement macroscopique des matériaux composites. L'analyse des structures simples (poutres et plaques) peut généralement être abordée par une méthode analytique, alors que l'étude de structures complexes nécessite l'utilisation de la méthode des éléments finis.

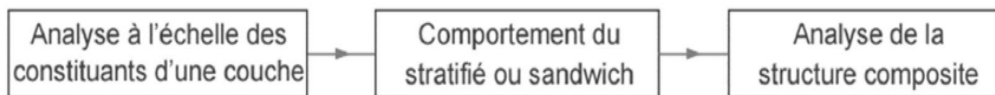
L'analyse du comportement mécanique d'une structure en matériau composite est schématisée sur la figure I.19 [4]



**Figure I.19 :** Schéma d'étude du comportement mécanique d'une structure en matériau composite.

Pour caractériser le comportement mécanique de la structure composite il est nécessaire de connaître le champ des contraintes et celui des déplacements en tout point de la structure

#### Processus d'étude



#### Analyse à l'échelle des constituants

Analyse des propriétés élastiques et du comportement à la rupture d'une couche en fonction des constituants

#### Comportement du stratifié ou sandwich

Étude des propriétés élastiques et du comportement à la rupture du matériau stratifié ou sandwich en fonction des couches

### I.9 Avantages des matériaux composites

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels.

Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels :

1. Légèreté
2. Résistance mécanique et chimique
3. Maintenance réduite et liberté de formes
4. tenue aux chocs et au feu
5. Isolation thermique et/ou phonique

### I.10. Conclusion

L'objectif des producteurs des matériaux composites est de concurrencer et de surpasser les métaux qui, de leur côté, ne cessent d'optimiser leurs propres caractéristiques.

La diversité des matériaux composites et leur souplesse, qui permet de fabriquer ou de composer des caractéristiques à la carte, rendent cet objectif légitime pour atteindre ces objectifs, ce secteur doit se développer par l'innovation.

Les composites trouvent leurs principales applications dans L'aérospatiale le transport, le bâtiment,... etc. Ces applications nécessitent une connaissance des propriétés mécaniques des de ces matériaux, ce qui fait l'objet du prochain chapitre.

## **Chapitre II :**

### **Comportement mécanique des matériaux composites**

**II.1 Généralités sur la loi de comportement élastique des matériaux**

**II.1 .1.Tenseur des contraintes**

En tout point M du continu l'état de contrainte est complètement déterminé En

connaissant le tenseur des contraintes, noté  $\sigma(M)$ . Ce tenseur est Rang2, symétrique, représenté par matrice[21]:

$$\sigma(M) = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{12} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{13} & \sigma_{23} & \sigma_{33} \end{bmatrix} \tag{II.1}$$

$$\sigma_{12} = \sigma_{21} \quad , \quad \sigma_{13} = \sigma_{31} \quad , \quad \sigma_{23} = \sigma_{32}$$

**II.1 .2.Tenseur des déformations**

Dans un milieu continu, l'état des contraintes en tout point (M) est entièrement déterminé par la connaissance du tenseur des déformations, noté  $\epsilon(M)$ . Ce tenseur est représenté sous forme matricielle. Il caractérise les déformations subies par le matériau [22] :

$$\epsilon(M) = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} & \epsilon_{12} & \epsilon_{13} \\ \epsilon_{12} & \epsilon_{22} & \epsilon_{23} \\ \epsilon_{13} & \epsilon_{23} & \epsilon_{33} \end{bmatrix} \tag{II.2}$$

**II.3 Loi de Hooke généralisée**

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{32} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{21} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & C_{1123} & C_{1131} & C_{1112} & C_{1132} & C_{1113} & C_{1121} \\ C_{2211} & C_{2222} & C_{2233} & C_{2223} & C_{2231} & C_{2212} & C_{2232} & C_{2213} & C_{2221} \\ C_{3311} & C_{3322} & C_{3333} & C_{3323} & C_{3331} & C_{3312} & C_{3332} & C_{3313} & C_{3321} \\ C_{2311} & C_{2322} & C_{2333} & C_{2323} & C_{2331} & C_{2312} & C_{2332} & C_{2313} & C_{2321} \\ C_{3111} & C_{3122} & C_{3133} & C_{3123} & C_{3131} & C_{3112} & C_{3132} & C_{3113} & C_{3121} \\ C_{1211} & C_{1222} & C_{1233} & C_{1223} & C_{1231} & C_{1212} & C_{1232} & C_{1213} & C_{1221} \\ C_{3211} & C_{3222} & C_{3233} & C_{3223} & C_{3231} & C_{3212} & C_{3232} & C_{3213} & C_{3221} \\ C_{1311} & C_{1322} & C_{1333} & C_{1323} & C_{1331} & C_{1312} & C_{1332} & C_{1313} & C_{1321} \\ C_{2111} & C_{2122} & C_{2133} & C_{2123} & C_{2131} & C_{2112} & C_{2132} & C_{2113} & C_{2121} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \epsilon_{23} \\ \epsilon_{31} \\ \epsilon_{12} \\ \epsilon_{32} \\ \epsilon_{13} \\ \epsilon_{21} \end{bmatrix}$$

Dans le contexte d'un matériau linéaire, nous établissons la relation suivante [23] :

$$\sigma_{ij} = f_{ijkl}(\epsilon_{kl})$$

Dans le contexte d'un matériau linéaire, nous avons 81 coefficients

Dans le cas général, le nombre de termes de la matrice de la fonction d'indice est de 81[23].

On obtient donc 6 contraintes, 6 déformations indépendantes et une matrice de rigidité

On a :  $\sigma_{11}=\sigma_1$  et  $\sigma_{23}=\sigma_{32}=\sigma_4$  et  $\varepsilon_{11}=\varepsilon_1$  et  $2\varepsilon_{23}=2\varepsilon_{32}=\gamma_{23}=\gamma_{32}=\gamma_4$

$\sigma_{22}=\sigma_2$  et  $\sigma_{13}=\sigma_{31}=\sigma_5$  et  $\varepsilon_{22}=\varepsilon_2$  et  $2\varepsilon_{13}=2\varepsilon_{31}=\gamma_{13}=\gamma_{31}=\gamma_5$

$\sigma_{33}=\sigma_3$  et  $\sigma_{12}=\sigma_{21}=\sigma_6$  et  $\varepsilon_{33}=\varepsilon_3$  et  $2\varepsilon_{12}=2\varepsilon_{21}=\gamma_{12}=\gamma_{21}=\gamma_6$

### II.3 .1.Matrice de rigidité

Dans le contexte matricielle de l'élasticité linéaire, la relation peut être exprimée sous forme comme suit[24]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{36} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (\text{II.4})$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (\text{II.5})$$

Sous forme condensée

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (\text{II.6})$$

La loi de Hooke généralisée, également connue sous le nom de loi de Hooke, introduit la matrice de rigidité C, qui est symétrique. Dans le cas général, on peut décrire le comportement linéaire d'un matériau en utilisant 21 coefficients indépendants, à savoir les 21 constantes de rigidité [24].

Le coefficient d'indépendance (9) caractérise le comportement élastique des composites orthotropes. Les matrices de rigidité et de souplesse sont les matrices inverses l'une de l'autre, on a :

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{S_{22} S_{33} - S_{23}^2}{\Delta S}; C_{22} = \frac{S_{33} S_{11} - S_{13}^2}{\Delta S}; C_{33} = \frac{S_{11} S_{22} - S_{12}^2}{\Delta S} \\ C_{12} &= \frac{S_{13} S_{23} - S_{12} S_{33}}{\Delta S}; C_{13} = \frac{S_{12} S_{23} - S_{13} S_{22}}{\Delta S}; C_{23} = \frac{S_{12} S_{13} - S_{23} S_{11}}{\Delta S} \end{aligned} \quad (\text{II.7})$$

$$C_{44} = \frac{1}{S_{44}}; C_{55} = \frac{1}{S_{55}}; C_{66} = \frac{1}{S_{66}}$$

$$\Delta S = S_{11} S_{22} S_{33} - S_{11} S_{23}^2 - S_{22} S_{13}^2 - S_{33} S_{12}^2 + 2S_{12} S_{23} S_{13}$$

### II.3 .1.1 Matrice de flexibilité (souplesse)

Il est possible d'écrire la relation précédente de manière inverse:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{S} \boldsymbol{\sigma} \quad (\text{II.8})$$

On désigne la matrice S comme la matrice de flexibilité ou la matrice de souplesse, et elle est généralement représentée par :

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (\text{II.9})$$

Avec

$$S = C^{-1} \quad (\text{II.10})$$

Les coefficients  $S_{ij}$  sont connus sous le nom de constantes de souplesse ou de constantes de flexibilité [24].

### II.3.2 Constantes de rigidité et de souplesse en fonction des modules d'élasticité

Les constantes de souplesse et de rigidité sont exprimées à partir des relations suivantes :

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} ; S_{22} = \frac{1}{E_2} ; S_{33} = \frac{1}{E_3}$$

$$S_{44} = \frac{1}{G_{12}} ; S_{12} = \frac{-\nu_{12}}{E_1} ; S_{13} = \frac{-\nu_{13}}{E_1}$$

$$S_{55} = \frac{1}{G_{13}} ; S_{66} = \frac{1}{G_{12}} ; S_{23} = \frac{-\nu_{23}}{E_2} \quad (\text{II.11})$$

#### II.4 Notions classiques de la mécanique des milieux continus

Les notions et les notations classiques de mécanique des milieux continus suivantes sont considérées comme acquises [15].

##### II.4.1 Matériau isotrope

Nous appelons un matériau isotrope un matériau qui ne change pas quelque soient les changements de référence, donc toutes les directions sont les mêmes. Tout plan est un plan isotrope. On écrit traditionnellement la matrice de rigidité  $\{C\}$  sous la forme [26] :

$$\{C\} = \begin{bmatrix} \lambda + 2\mu & \lambda & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda + 2\mu & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda & \lambda + 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mu & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu \end{bmatrix} \quad (\text{II.12})$$

Dans laquelle les modules de Lamé sont  $\lambda$  et  $\mu$ .

La matrice des souplesses est rédigée de la manière suivante

$$\{S\} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \quad (\text{II.13})$$

$$\frac{1}{G} = \frac{2(1+\nu)}{E} \quad (\text{II.14})$$

Où (E) est le module d'Young, ( $\nu$ ) est le coefficient de Poisson et (G) est le module de rigidité en cisaillement ou module de Coulomb ( $G = \mu$ ). De nombreux métaux, alliages ou composites sont constitués de renforts répartis aléatoirement (fabriqués à partir de composites à fibres courtes Exemple) correspond au diagramme d'élasticité isotrope [26].

##### II.4.2 Matériau anisotrope

En règle générale, un matériau anisotrope se manifeste par la propagation de l'onde à des vitesses différentes dans différentes directions, et le type de symétrie du modèle

d'anisotropie jouera un rôle essentiel dans la forme de cette dépendance directionnelle.

Si la caractéristique du type d'anisotropie est le nombre de coefficients indépendants (qui est en quelque sorte l'opposé du degré de symétrie), cette quantité ne permet pas néanmoins de comparer différents modèles d'anisotropie, qu'ils soient de même type d'anisotropie ou non [24].

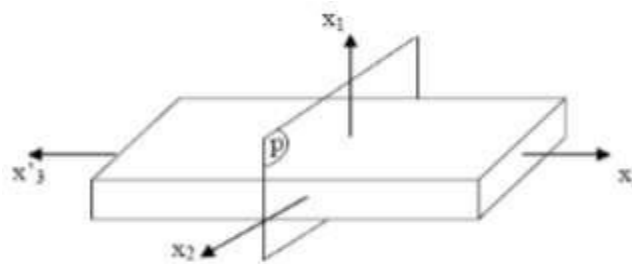
Dans ce genre de matériaux, il existe 21 coefficients distincts.

$$[C_{ij}] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ & & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ & & & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ & \text{Sym} & & & C_{55} & C_{56} \\ & & & & & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.15})$$

### II.4.3 Matériau monoclinique

En termes simples, un matériau monoclinique présente un plan de symétrie matériel. Dans cette situation, il est nécessaire que la matrice de comportement soit telle qu'une modification de base apportée à ce plan ne fasse pas de changement dans la matrice. Cette section démontre que lorsque des symétries sont présentes.

Le nombre de composantes requises pour décrire le comportement élastique linéaire est inférieur à 21 pour les matériaux existants [24].



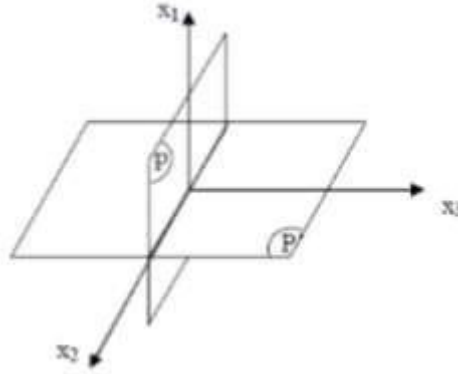
Figure(II.1):Plan de symétrie [5]

La matrice de rigidité a la forme suivante, étant donné que le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est de 13.

$$[C_{ij}] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.16})$$

### II.4.4 Matériau orthotrope

Un matériau orthotrope est un matériau élastique homogène qui présente deux symétries de comportement mécanique en tout point, chacune par rapport à un plan orthogonal [25].



Figure(II.2):Matériau orthotrope [5]

Avec le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est 9, donc la forme de la Matrice de rigidité est [25]:

$$[C_{ij}] = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.17})$$

En utilisant la même matrice de souplesse:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{13} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 1 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 1 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_3} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 1 \\ & & & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ & 1 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ & 0 & 1 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.18})$$

Avec:

$E_1, E_2, E_3$  Sont les modules d'élasticité longitudinaux.  $G_{23}$ ,

$G_{12}, G_{13}$  Sont les modules de cisaillement.

$\nu_{21}, \nu_{31}, \nu_{12}, \nu_{32}, \nu_{21}, \nu_{23}$  Sont les coefficients de Poisson.

Avec:  $\frac{\nu_{21}}{E_2} = \frac{\nu_{12}}{E_1}$  ;  $\frac{\nu_{31}}{E_3} = \frac{\nu_{13}}{E_1}$  ;  $\frac{\nu_{32}}{E_3} = \frac{\nu_{23}}{E_2}$

#### II.4.5 Matériau quasi-isotrope

Un matériau quasi-isotrope est un matériau qui ne change pas de forme lors qu'il tourne de  $90^\circ$  autour d'un axe orthotrope. Ainsi, les trois axes sont identiques et la matrice est identique [26].

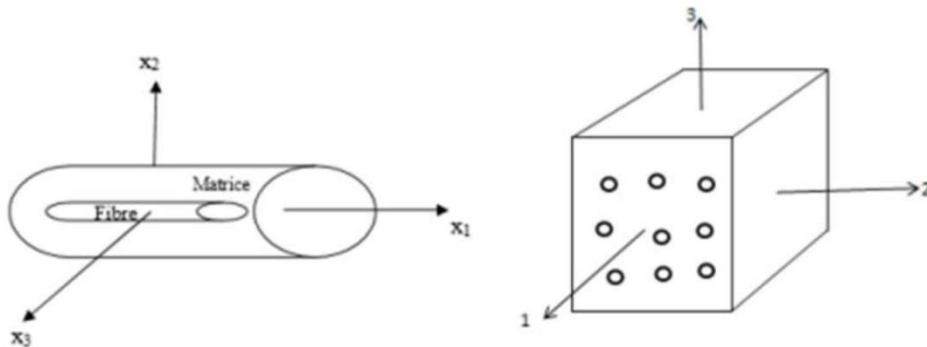
La rigidité se présente de la manière suivante:

$$\{C\} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{44} \end{bmatrix} \quad (\text{II.19})$$

Trois modules d'élasticité distincts sont présents dans les matériaux quasi-isotropes. Les matériaux quasi-isotropes sont des composites 3D composés de fibres de carbone et de matrice de carbone, comme les renforts orthogonaux dans trois directions [26].

#### II.4.6 Matériau isotrope transverse

Un matériau transversalement isotrope est un matériau linéairement élastique et homogène dans lequel tout plan ayant une direction privilégiée est considéré comme un plan de symétrie mécanique [25].



Figure(III.3):Matériau transversalement isotropes[27]

Ce ne sont là que cinq coefficients d'élasticité indépendants intervenant dans la loi de Comportement. La relation comportement a les 'exprime comme suit[27].

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{LL} \\ \varepsilon_{TT} \\ \varepsilon_{T'T'} \\ \gamma_{T'T'} \\ \gamma_{LT'} \\ \gamma_{LT} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{EL} & \frac{-\vartheta TL}{ET} & \frac{-\vartheta TL}{Et} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\vartheta Lt}{EL} & \frac{1}{Et} & \frac{\vartheta T}{Et} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\vartheta LT}{EL} & \frac{-\vartheta T}{Et} & \frac{1}{Et} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\vartheta T)}{ET} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{GLT} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{GLT} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{LL} \\ \sigma_{TT} \\ \sigma_{t't'} \\ \tau_{t't'} \\ \tau_{Lt'} \\ \tau_{LT} \end{pmatrix} \quad (3.20)$$

Avec:

$E_L$ : le module d'élasticité dans le sens long.

$E_T$ :le module d'élasticité dans les sens travers.

$G_{LT}$ : le module de cisaillement.

$\nu_{LT}$  et  $\nu_T$ :les coefficients de poisson.

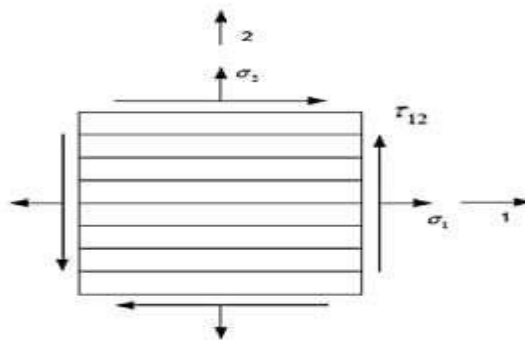
La légalité découle de la symétrie de la matrice de la loi de comportement élastique:

$$\frac{\vartheta LT}{ET} = \frac{\vartheta TL}{ET} \quad (II.21)$$

## II.5.Comportement d'un pli de composite unidirectionnel (UD) en 2D

### II.5.1 Comportement par rapport aux axes naturels

Prenons l'exemple d'un pli qui est entièrement contraint dans le plan composé des axes naturels 1 et 2 (longitudinal et transversal).



Figure(III.4):Pli UD soumis à un état plan de contrainte dans le plan(1,2)[23].

Les liens entre les contraintes et les déformations sont:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.22})$$

Où:

$$\{\varepsilon_{1,2}\} = [S]\{\sigma_{(1,2)}\}$$

On obtient: pour un matériau orthotrope qui est soumis à un état plan de contrainte:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{12}/E_1 & 0 \\ -\nu_{21}/E_2 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.23})$$

$$\text{Où : } S_{11} = \frac{1}{E_1}, S_{22} = \frac{1}{E_2}, S_{12} = S_{21} = -\frac{\nu_{12}}{E_1} = -\frac{\nu_{21}}{E_2} \text{ et } S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (\text{II.24})$$

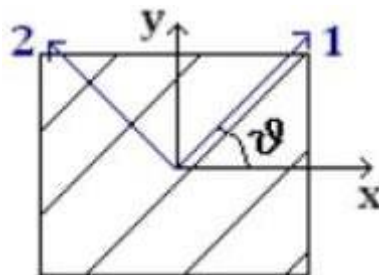
Il convient de noter qu'il existe 5 coefficients de souplesse non nuls ainsi que 4 constants élastiques fondamentaux :  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $\nu_{12}$  et  $G_{12}$ .

$$\text{Inversement: } \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.25})$$

Avec  $[C] = [S]^{-1}$

### II.5.2 Comportement d'un pli (UD) par rapport à un système d'axes quelconques

Par exemple, prenons un pli(UD)qui est soumis à un état plan de contrainte (  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\tau_{xy}$  ) où les axes x et y ont un angle ( $\theta$ ) quelconque avec les axes naturels du composite[23].



**Figure(II.5):**Un pli unidirectionnel dans un système d'axes (x,y) faisant un angle  $\theta$  avec le

Système d'axe (1,2)[5].

Nous n'avons pas étudié l'orientation des fibres, mais nous avons des caractéristiques connues selon le repère (1,2) dans la direction des fibres, que nous allons extrapoler pour le repère(x,y) qui fait un angle avec les fibres [5].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ & & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.26})$$

$$e_x = e_1 \cdot \cos\theta - e_2 \cdot \sin\theta \quad (\text{II.27})$$

$$e_y = e_1 \cdot \sin\theta + e_2 \cdot \cos\theta \quad (\text{II.28})$$

$$e_z = e_3 \quad (\text{II.29})$$

Il est donc nécessaire d'appliquer le système matriciel suivant pour modifier la base:

$$\begin{Bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & \\ \sin\theta & \cos\theta & \\ & & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{Bmatrix} \quad (\text{II.30})$$

En outre, afin d'évoluer, il est essentiel de prendre en compte une relation essentielle:

$$[T'] = [A] \cdot [T] \cdot [A]^T \quad (\text{II.31})$$

$$[T] = [A]^T \cdot [T'] \cdot [A] \quad (\text{II.32})$$

La matrice T représente l'exposant T, tandis que T' est le tenseur dans la base(1,2) et T' dans la base (x, y). La matrice de contrainte peut désormais être exprimée dans la nouvelle base [5]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & 0 \\ \tau_{xy} & \sigma_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 & \tau_{12} & 0 \\ \tau_{12} & \sigma_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{II.33})$$

Pour simplifier la notation nous entrerons:

$$c = \cos\theta \quad \text{et} \quad s = \sin\theta$$

Donc la relation (2.19) sera:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & 0 \\ \tau_{xy} & \sigma_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\sigma_1 - s \cdot \tau_{12} & c\sigma_1 - s \cdot \tau_{12} & 0 \\ s\sigma_1 - c \cdot \tau_{12} & s \cdot \tau_{12} - c\sigma_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} c & s & 0 \\ -s & c & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & 0 \\ \tau_{xy} & \sigma_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.34})$$

$$= \begin{bmatrix} s \cdot c \cdot \sigma_1^2 + (c^2 - s^2) \cdot \tau_{12} + s^2 \sigma_2 & s \cdot c \cdot \sigma_1 + (c^2 - s^2) \cdot \tau_{12} - s \cdot c \cdot \sigma_2 & 0 \\ s \cdot c \cdot \sigma_1 + (c^2 - s^2) \cdot \tau_{12} - s \cdot c \cdot \sigma_2 & s^2 \cdot \sigma_1 + 2 \cdot s \cdot c \cdot \tau_{12} + c^2 \sigma_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.35})$$

On parvient ainsi à :

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2 \cdot c \cdot s \\ s^2 & c^2 & 2 \cdot c \cdot s \\ s \cdot c & -s \cdot c & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} \quad (\text{II.36})$$

Avec:  $[Q]=[C]$  La matrice à faible rigidité.

Finalement, en utilisant l'ensemble de contraintes ils, on constate que:

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = [T]^{-1} \cdot \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} \quad (\text{II.37})$$

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [R] \cdot \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{pmatrix} = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [R] \cdot [T] \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{pmatrix} \quad (\text{II.38})$$

Alors:

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = [T]^{-1} [Q] [R] [T] [R]^{-1} \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} \quad (\text{II.39})$$

Il est nécessaire de multiplier les déformations a fin de passer des contraintes aux déformations en utilisant une matrice de rigidité réduite transformée :

$[\bar{Q}] = [T]^{-1} \cdot [Q] [R] \cdot [T] \cdot [R]^{-1}$  Nous pouvons raisonner Travailler à rebours des déformations aux contraintes, en commençant cette fois par la matrice la flexibilité :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{pmatrix} = [R] \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \frac{\gamma_{xy}}{2} \end{pmatrix} = [R] \cdot [T]^{-1} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{pmatrix} = [R] \cdot [T]^{-1} [R]^{-1} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \frac{\gamma_{12}}{2} \end{pmatrix} = [R] [T]^{-1} [R]^{-1} [S] \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} \quad (\text{II.40})$$

$$= [R] \cdot [T]^{-1} [R]^{-1} \cdot [S] \cdot [T] \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = [T]^T \cdot [S] \cdot [T] \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} \quad (\text{II.41})$$

$$[R] \cdot [T]^{-1} [R]^{-1} = [T]^T \quad (\text{II.42})$$

En fin, la résistance élastique du pli dans le repère global(x,y) est représentée par :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = [\bar{S}] \begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{26} \\ S_{16} & S_{26} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} \quad (\text{II.43})$$

Pour passer de la contrainte à la déformation, la déformation doit être multipliée par la matrice de rigidité réduite transformée :  $[\bar{Q}] = [T]^{-1} \cdot [Q] \cdot [R] \cdot [T] \cdot [R]^{-1}$ .

Ainsi, la matrice de raideur est définie par la version opposée de la matrice de souplesse qui explique le comportement élastique du matériau :

$$[\sigma](xy) = [\bar{Q}][\varepsilon](xy)$$

Avec:

$[\bar{Q}]$ : la matrice de raideur

$$[\bar{Q}_{ij}] = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.44})$$

$$[\bar{Q}_{ij}] = [S_{ij}]^{-1}$$

Avec:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \frac{E_2}{E_1} \nu_{12}^2}, \quad Q_{22} = \frac{E_2}{E_1}, \quad Q_{12} = \nu_{12} Q_{22} = \nu_{21} Q_{11}, \quad Q_{66} = G_{12} \quad (\text{II.45})$$

Où:

$E_1$ : Module d'élasticité dans les sens des fibres,

$E_2$ : Module d'élasticité dans le sens transversal des fibres,

$\nu_{12}$ : Coefficient de poisson du matériau composite,

$G_{12}$ : Module de cisaillement du matériau composite.

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\cos^4 \theta + \sin^4 \theta)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta$$

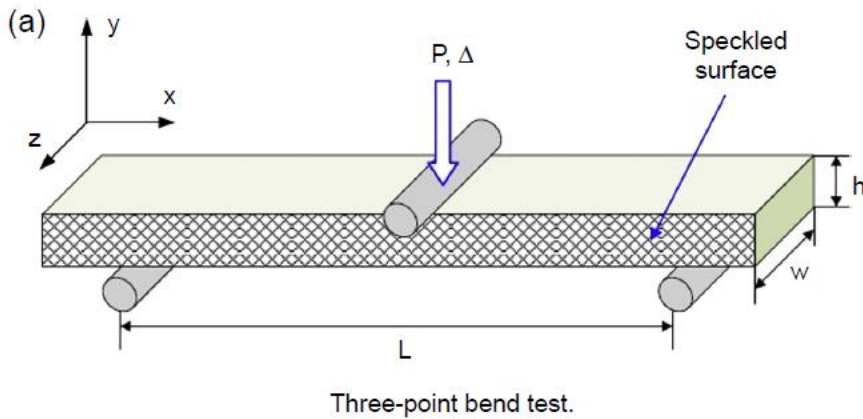
$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta$$

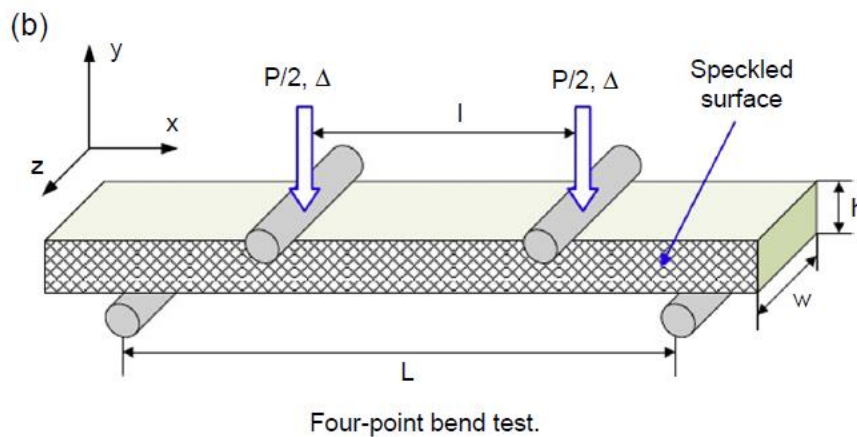
$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\cos^4 \theta + \sin^4 \theta) \quad (\text{II.46})$$

## II.6 Principe d'essai de flexion 3 points et le flexion 4

L'essai de flexion est un test mécanique qui fait partie de la famille des essais indépendants du temps comme le choc et la dureté [12]. Il consiste à placer une barre rectangulaire sur deux appuis et d'appliquer un effort linéaire au centre [13], comme illustré à la figure II.1 :



**Figure II.6:** Flexion 3 points



**Figure II.7:** Flexion 4 points

### II.6.1. Mécanisme de rupture

Dans cet essai normalisé, trois types d'endommagement peuvent être rencontrés, dont deux seulement sont recevables: endommagement en traction et endommagement en compression. Ils sont liés à l'effet d'une flexion et donc permettent de quantifier la contrainte maximale. Si un endommagement de cisaillement est observé, alors cette quantification n'est plus possible, et on constate que les hypothèses de l'essai ne sont pas remplies.

La rupture est due à la création et à la propagation de fissures, généralement localisées sur la fibre externe la plus sollicitée en extension (figure II.2). Quand une contrainte locale devient égale à la résistance de cohésion de la matière, les liaisons interatomiques de cette région se rompent [12].

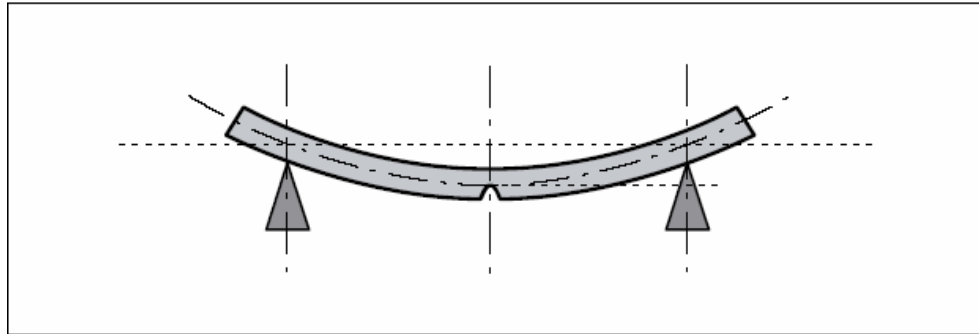


Figure II.8: Localisation de la rupture.

### II.6.2. Machines de flexion

La plupart des machines de flexion sont aujourd'hui dite universelles (traction, flexion, compression, fluage...), voir figure II.3.

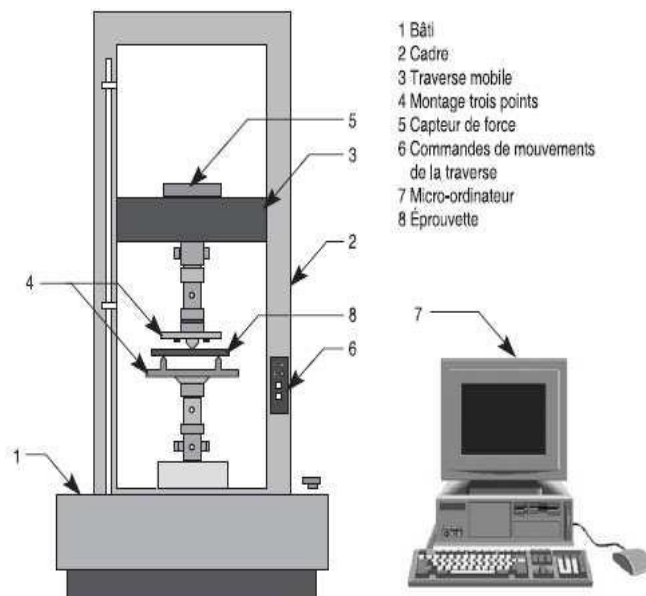


Figure II.9 : Machine universelle en montage de flexion

### II .10 . La Théorie des Plaques

La théorie des Plaques est un modèle utilisé dans le domaine de la résistance des matériaux. On utilise deux modèles :

- la théorie d'Euler-Bernoulli, qui néglige l'influence du cisaillement;
- la théorie de Timoshenko qui prend en compte l'effet du cisaillement.

La flèche (w) d'une plaque en flexion est obtenue à partir de la relation avec le moment appliqué (M) et la rigidité en flexion.

**II-11 Comportement élastique d'une couche de matériaux orthotropes:**

**II-11-1 Comportement dans les axes du matériau :**

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope, rapporté à ses axes principaux est décrit en introduisant soit sa par matrice de rigidité  $C_{ij}$  [1].

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \dots\dots\dots (II-47)$$

Soit sa matrice de souplesse  $S_{ij}$  :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \dots\dots\dots (II-48)$$

**II-11-2 Etat de contraintes planes:**

Dans le cas de la théorie des stratifiés, on est amené à considérer un état de contraintes planes défini par :

$$\sigma(M) = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & 0 \\ \sigma_{12} & \sigma_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{33} \end{bmatrix} \dots\dots\dots(\text{II-49})$$

Dans ce cas, les relations d'élasticité sont explicitées à partir de la matrice de rigidité réduite Q du matériau :

## II .7. Les Caractéristiques et Comportement Elastique des Matériaux

### Composites

#### II .7 . 1. Les Caractéristiques du Mélange Renfort-Matrice

On qualifie couramment du nom de pli le demi produit « renfort + résine » présenté sous forme quasi bidimensionnelle, ce peut être:

- Un unidirectionnel + matrice.
- Un tissu (chaîne+trame) +matrice.
- Un mat +matrice.

Ainsi, pour accéder à la description d'un matériau composite, il sera nécessaire de spécifier :

- la nature des constituants et leurs propriétés,
- la géométrie du renfort, sa distribution,
- la nature de l'interface matrice-renfort.

La géométrie du renfort sera caractérisée par : sa forme, sa taille, la concentration du renfort, sa disposition (son orientation), etc. Si l'ensemble de ces paramètres concourt à déterminer les propriétés du composite, les modélisations descriptives ne tiendront compte que de certains paramètres, du fait de la complexité des phénomènes mis en jeu. Par exemple, la forme du renfort sera schématiquement approchée soit par des sphères, soit par des cylindres.

La concentration du renfort est habituellement mesurée par la fraction volumique (fraction en volume) ou par la fraction massique (fraction en masse). La concentration du renfort est un paramètre déterminant des propriétés du matériau composite.

Pour une concentration donnée, la distribution du renfort dans le volume du composite est également un paramètre important. Une distribution uniforme assurera une "homogénéité" du matériau : les propriétés du composite seront indépendantes du point de mesure. Dans le cas

d'une distribution non uniforme du renfort, la rupture du matériau sera initiée dans les zones

---

pauvres en renfort, diminuant ainsi la résistance du composite.

## **Chapitre III:**

# **Délamination et l'endommagement des matériaux composites**

## Introduction

Dans ce chapitre, nous nous intéressons à l'étude des matériaux plus complexes qui sont les matériaux composites et les sandwichs. Les mécanismes d'endommagement des matériaux sandwichs sont moins maîtrisés.

Par ailleurs, il existe peu d'étude sur l'évaluation non destructive de ces matériaux rappelons qu'un matériau sandwich est une structure composée de trois éléments: deux peaux et une âme assemblées. Chacun des constituants possède des modes de rupture propre. L'ensemble qui forme la structure en possède d'autres, nous obtenons donc un certain nombre de possibilités qui vont être énumérées.

Il existe donc plusieurs modes d'endommagement des matériaux composites stratifiés qui dépendent de la géométrie de la poutre, du type de sollicitation, de la contrainte appliquée, etc. La résistance et le module d'élasticité et le comportement à la flexion d'un matériau composite stratifié. En flexion, la partie supérieure du stratifié est sollicitée en traction et la peau inférieure en compression, tandis que les plis intérieurs transmettent des efforts de cisaillement. C'est pourquoi, ce type de construction fait de la structure stratifiée, une structure peu flexible, recherchée pour sa rigidité [16].

Dans le cas où le matériau stratifié est sollicité en flexion, on peut distinguer les différents modes d'endommagement. Pour les structures en matériaux stratifiés, la propagation des fissures peuvent se produire par trois modes de défaillance fondamentaux: la décohésion entre les plis, le délaminage des plis entre eux et la fissuration par cisaillement de pli (fissuration transverse). L'endommagement du matériau stratifié se manifeste aussi par le flambement, la déformation et le poinçonnement.

### III .2 Endommagement des matériaux composites

Lors de leur vie en service, les pièces peuvent être soumises à diverses sollicitations mécaniques dont les effets peuvent être aggravés par le facteur temps ou par un environnement plus ou moins agressif. Le comportement dépend en grande partie des paramètres microstructuraux. De par leur nature hétérogène, l'endommagement des matériaux composites est complexe ; il se manifeste généralement par la combinaison de trois modes : rupture de fibre, décohésion de l'interface fibre-matrice et fissuration de la matrice.

Ces mécanismes et la multiplicité des facteurs influençant la résistance du composite rendent difficile la description de son endommagement.

Ainsi, il existe des paramètres, tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur des plis et l'espacement entre fibres, jouent un rôle très important dans la cinétique de l'endommagement[19].

### III .2 .1 Les différentes échelles d'observation de l'endommagement

Plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifiée, unidirectionnelle ou tissés qui se révèlent à différentes échelles.

Les plus significatifs sont les suivants :

- A l'échelle microscopique apparaissent les ruptures d'interfaces : c'est le phénomène de décohésion fibre/matrice et d'autre part, la rupture de fibre, de matrice;
- A l'échelle macroscopique on observe le phénomène de décollement inter pli : c'est le délaminage;
- A l'échelle microscopique on observe l'apparition de nombreuses fissures intra- laminaires mais également la rupture de fibres qui intervient au stade ultime de la ruine du matériau, qui sont parallèles à la direction des fibres[19].

### III .2 .2 Les mécanismes d'endommagement

Les mécanismes d'endommagement d'un matériau hétérogène ne sont pas uniformément présents au sein du matériau. Ils dépendent notamment de la sollicitation, de l'architecture des constituants et de l'orientation des plis.

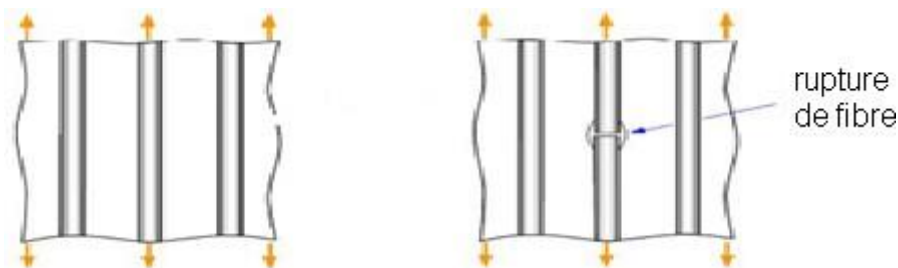
Un composite soumis à une sollicitation mécanique, peut regrouper trois principaux modes différents :

- Rupture des fibres;
- Fissuration matricielle;
- Rupture de l'interface fibre-matrice et déchaussement de fibre;

Généralement, un mécanisme n'est pas isolé, mais divers mécanismes coexistent. Ces mécanismes se développent suivant la nature des matériaux et les conditions de sollicitations mécaniques imposées[20].

### III .2 .3 Rupture de fibres

La rupture des fibres intervient généralement à un stade avancé de l'endommagement dans les plis orientés suivant l'axe de sollicitation. Ce type d'endommagement survient lorsque l'on atteint la limite de rupture des fibres. Une accumulation de multiples ruptures des fibres dans le matériau peut entraîner une instabilité et surtout une perte de résistance globale du matériau, ce qui conduit à la ruine de la structure et à la rupture [10] (figure III.11).[20]



**Figure III.1** – Rupture des fibres suite à une fissuration transverse de la matrice [20].

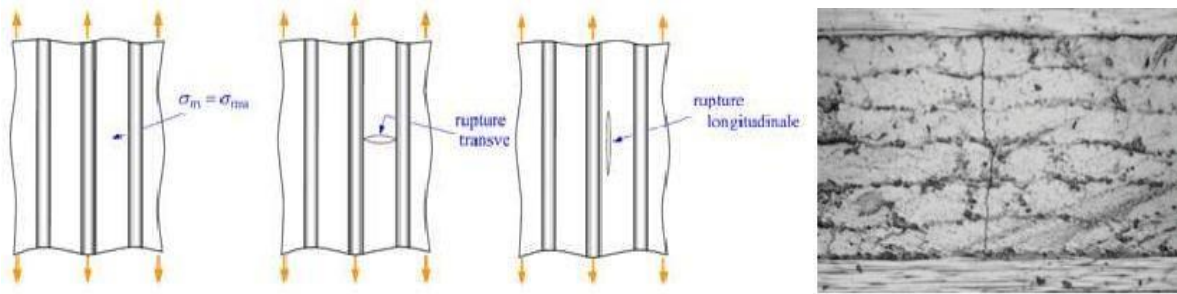
### III .2 .4 Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est l'apparition de microfissures dans les zones où l'hétérogénéité du milieu est importante ou en présence d'inclusions. Ces inclusions ont tendance à créer des zones de concentration de contraintes depuis lesquelles la matrice va commencer à se fissurer, Suivant la direction de la sollicitation, elles peuvent se propager dans le sens transversal ou longitudinal des fibres .

Les fissures dans le sens transversal traversent les plis ayant les fibres les plus désorientées par rapport à l'axe de sollicitation (figure III.12).

Quant aux fissures longitudinales, elles sont perpendiculaires à la surface inter-

plis et traversent l'épaisseur des plis orientés dans l'axe de sollicitation par exemple dans le cas de cisaillement [18].

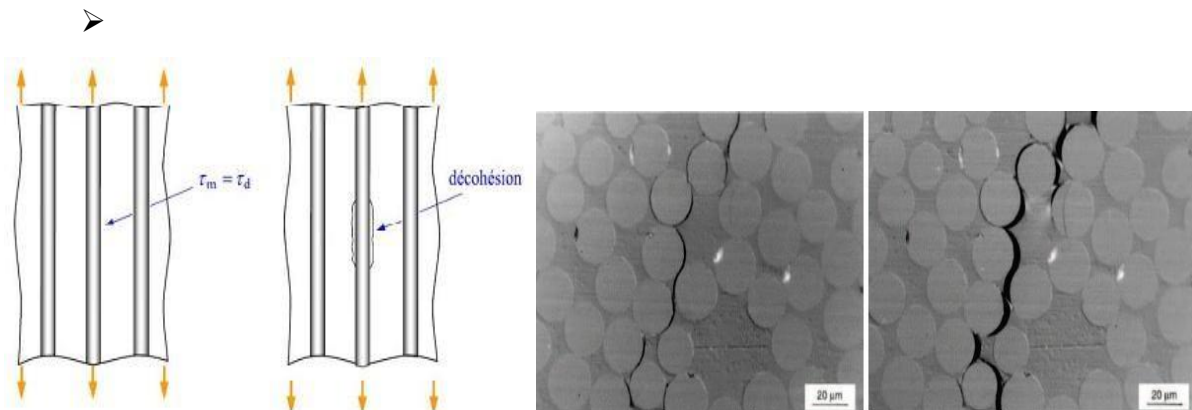


**Figure III.2** – Exemple de fissuration transverse de la matrice d'un stratifié carbone/époxyde [18].

### III .2 .5 Décohésion fibre-matrice

La décohésion fibre-matrice se produit dans la zone de transfert des charges entre le renfort et la matrice et dépend de la résistance relative de chaque composant. Suite à l'apparition de microfissures dans la matrice, elles vont se propager et arriver jusqu'à l'interface fibre-matrice. Suivant l'adhérence de l'interface, différents évènements peuvent survenir :

- si l'adhérence est très faible, la fissuration matricielle est déviée à l'interface la décohésion fibre-matrice se propage sur une grande distance (figureIII.3),
- si l'adhérence est très forte, il y aura une propagation de la fissure qui sera initiée soit par rupture de fibres, soit par rupture de la matrice[20].



**Figure III.3** – Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composite verre/époxyde vinylester [20].

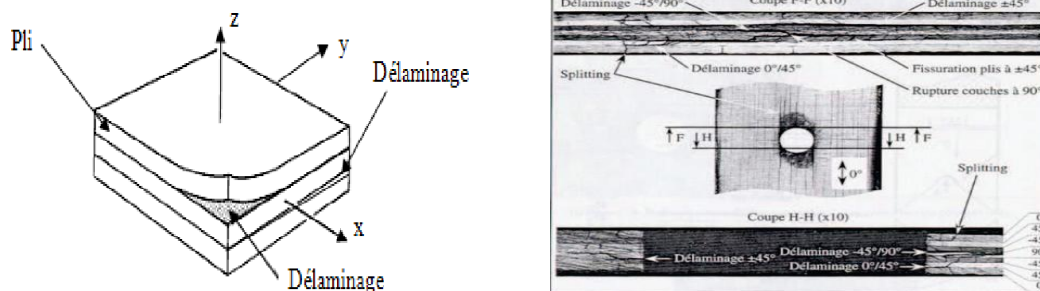
- (a) décohésion fibre-matrice
- (b) propagation de la décohésion

### III .2 .6 Délaminage entre les couches (plis)

Le délaminage est la séparation de deux couches du composite, ce qui rend le défaut visible à l'œil nu dans plusieurs cas contrairement aux modes d'endommagement précédents.

Il se produit principalement dans les stratifiés à empilement de plis croisés du au fait de la différence de module entre les couches.

Cette séparation des couches se produit dans les bords des structures et près des discontinuités géométriques où les gradients de contraintes sont plus forts et conduisent à des contraintes hors plan (de stratification) (figure III.4) [20].



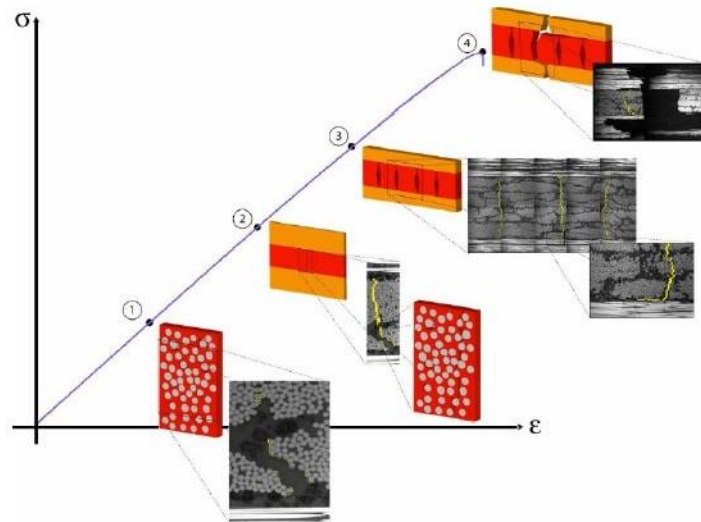
**Figure III.4.** Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés [20].

### III .3 . L'influence de l'empilement sur l'endommagement et la rupture du stratifié

Si les techniques d'évaluation des propriétés élastiques de membrane et de flexion des Composites sont désormais clairement établies, l'évaluation des performances des stratifiés en termes de susceptibilité à l'endommagement ou de propriété à la rupture reste moins cohérente.

#### III .3 . 1. Un scénario d'endommagement des stratifiés

Les modes de dégradation des CMO Composites ont fait l'objet de nombreuses études expérimentales et sont désormais clairement identifiés. De manière générale, dans le cas d'un endommagement d'une éprouvette lisse constituée d'un empilement de couches unidirectionnels, on distingue quatre phases :



**Figure III.5:** Un scénario d'endommagement au cours du chargement d'un composite stratifié

1. Décollement entre fibres et matrice et microfissures dans la matrice,
2. l'apparition de fissures suivant les directions transversales, parallèles aux fibres et traversant le pli ou la couche, résultant de la coalescence de micro dommages,
3. Apparition et développement d'un micro délaminage en pointe de fissures latérales à l'interface entre plis,
4. Rupture finale du stratifié par rupture de fibre, délaminage macroscopique ou rupture de matrice, selon le type de contrainte et de Composites. L'ordre des couches, le processus de fabrication, les types de matrice et d'interface, l'environnement, etc. sont autant de facteurs qui influencent l'ordre d'initiation et de propagation des défauts et de la dégradation. De plus, la complexité des interactions entre les différents mécanismes d'endommagement est encore accrue par la complexité du chargement et de la géométrie de la structure.

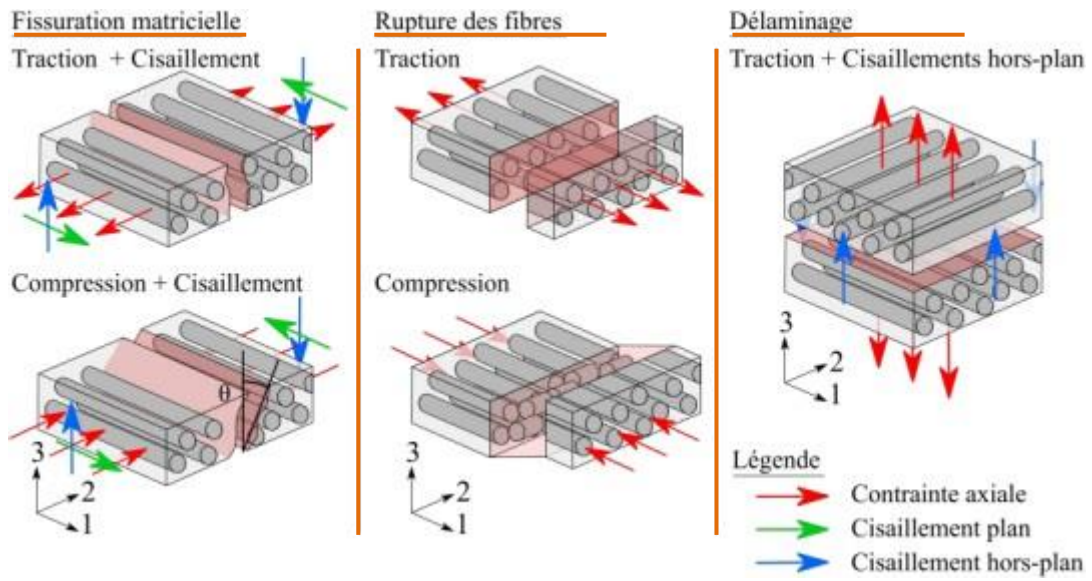


Figure III.6 Modes de ruines d'un composite stratifié

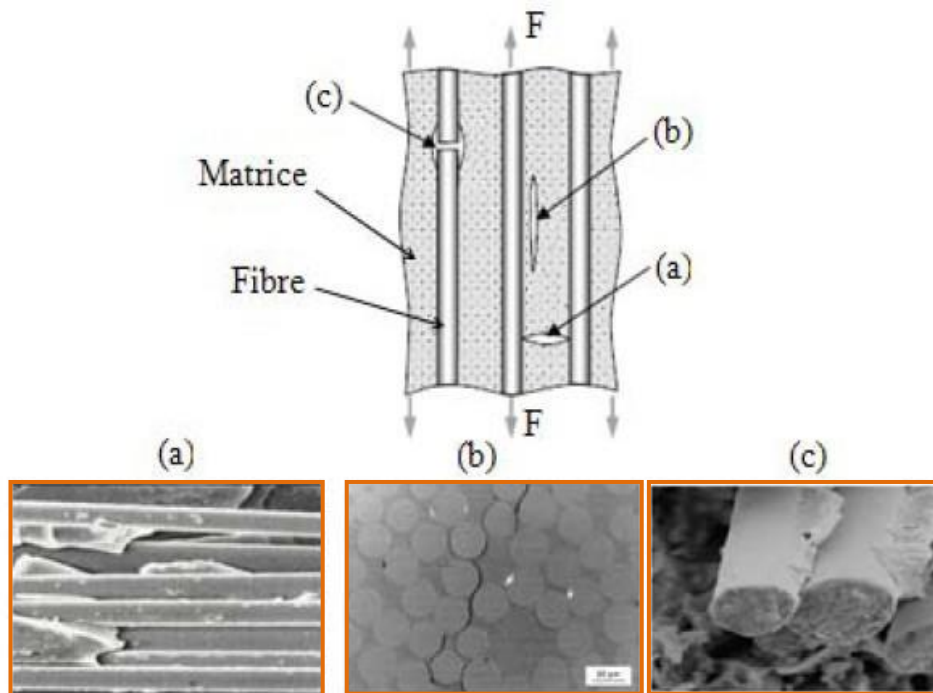
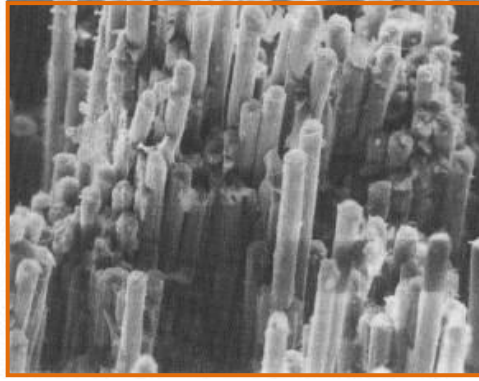
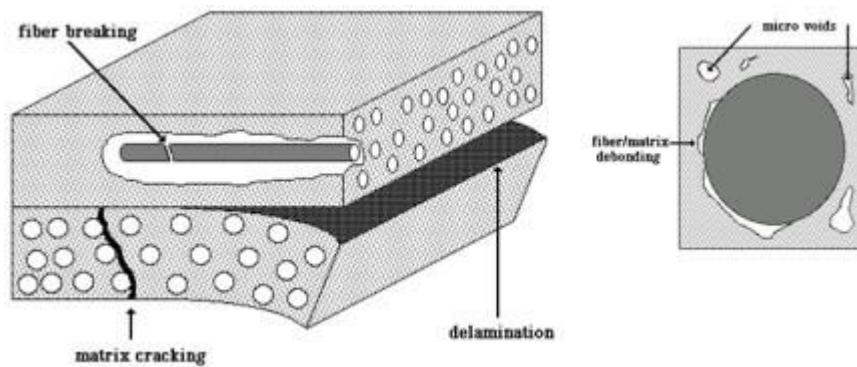


Figure.III.7. Modes d'endommagements dans les Composites stratifiés



**Figure.III.8** Visualisation par microscope de la surface de rupture associée à un faible



**Figure.III.9** adhérence (carbone/époxyde) [Jean Marie Berthelot].

### III.3 .2 Observation des mécanismes de rupture

Le suivi des mécanismes de rupture peut être effectué par diverses techniques dont nous donnons quelques éléments :

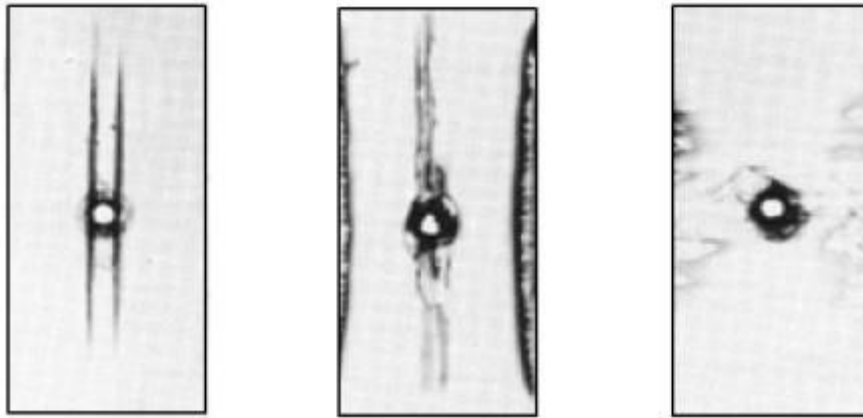
#### III.3 .2 . 1 Observation par microscopie

La technique la plus simple à mettre en œuvre est l'observation à l'aide d'une binoculaire ou d'un microscope optique, permettant éventuellement une observation continue des phénomènes de rupture au cours des essais. L'observation est ponctuelle et la profondeur de champ limitée. La microscopie électronique à balayage augmente cette profondeur, tout en permettant d'atteindre des grossissements élevés.

### III.3 .2 . 2 Visualisation par radiographie

La technique de visualisation par radiographie X consiste à imprégner l'éprouvette fissurée à l'aide d'un opacifiant (iodure de zinc) et à faire ensuite une radiographie X de l'éprouvette. La radiographie donne une image 2D de l'état de fissuration, il est cependant aisé de localiser les dommages dans l'épaisseur du composites lorsque l'on connaît l'orientation des couches, figure (III.10). La radiographie permet une visualisation très fine des fissures, et en particulier des fissures transverses. Il est également possible d'observer l'état de fissuration par radiographie à l'aide d'un scanner médical.

L'analyse des variations de densité permet alors d'accéder à des informations en trois dimensions.



**Figure III.10.** Visualisation par radiographie X d'un composite carbone/époxyde (après essai de fatigue,  $N=105$  cycles).

### III.3 .2 . 3 Analyse par émission acoustique

L'émission acoustique est un processus physique qui permet d'accéder en temps réel à des informations sur les mécanismes de rupture mis en jeu. Lorsqu'un mécanisme de rupture se produit au sein d'un matériau, il se crée localement une discontinuité du champ des déplacements et des contraintes. Cette discontinuité appelée événement devient la source d'une onde de déformation qui se propage dans le matériau, à la surface un capteur adapté traduit l'onde reçue en un signal électrique qui est ensuite amplifié, puis analysé.

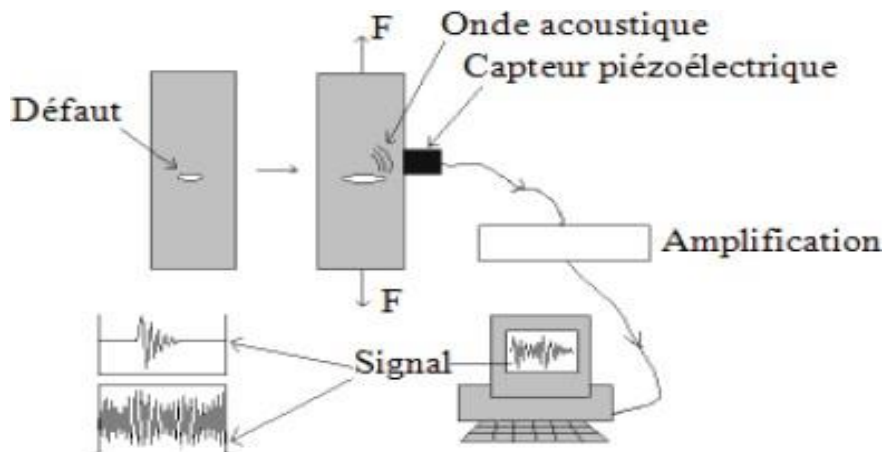


Figure III.11 Schéma de la chaîne d'émission acoustique

### III.4 Les démarches d'analyse de la tenue des stratifiés

Les différentes approches existantes reflètent la complexité de l'architecture matérielle, et le choix de la méthode à appliquer dépend des attentes des utilisateurs.

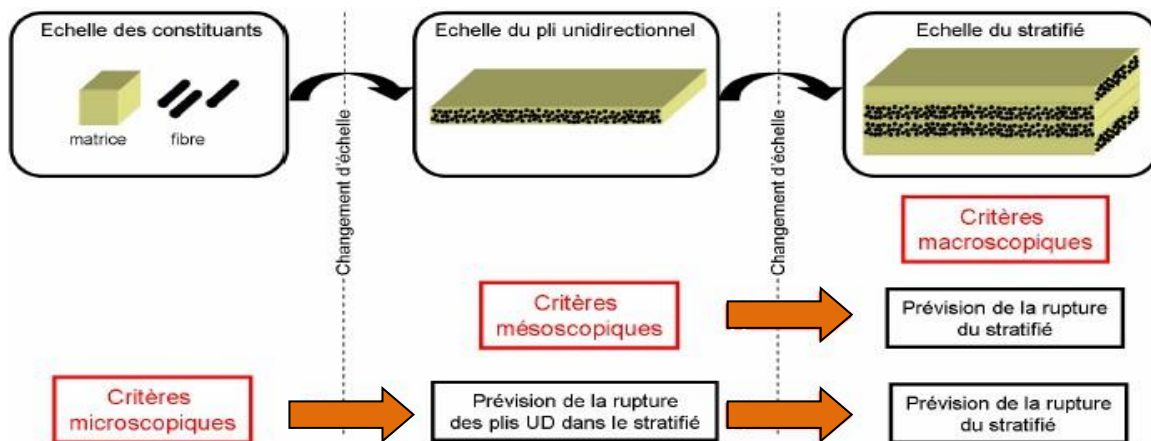


Figure III.12 Les différentes échelles de la rupture du matériau stratifié.

L'approche classique de l'analyse des résistances structurelle est basée sur une approche «fragile» de la rupture. L'approche la plus ancienne et la plus largement utilisée dans les bureaux d'études consiste à utiliser des critères de rupture macroscopiques (tels que le critère de contrainte ou de déformation maximale, ou le critère de (Tsai-Wu) en raison de leur

simplicité. Ces critères de rupture ont pour but de définir le domaine de résistance d'un composite donné à des charges complexes à l'aide d'essais de rupture simples (le plus souvent uniaxiaux). Par conséquent, il n'y a pas de propriété prédictive s'il y a un changement dans l'empilement ou la qualité du matériau.

Par conséquent, l'identification expérimentale d'un critère s'avère d'autant plus compliquée qu'elle doit être répétée pour chaque stratification prévue. Cette approche n'est donc pas adaptée à l'optimisation. Une évolution de ce type de méthodes consiste à utiliser un critère de rupture de type mésoscopique, définissant la résistance du pli UD.

Dans ce second cas, le champ de contraintes résultant dépend du choix de la loi de comportement mésoscopique. En post-traitement, un critère de rupture est appliqué à l'échelle de pli. Pour les nappes unidirectionnelles, cela ressemble à ceci :

Basé sur un critère unique dérivé des propriétés mésoscopiques de la couche, ou sur plusieurs critères permettant de distinguer différents mécanismes de rupture (tels que les critères Hashin ou Puck). Pour ce type de solution, la rupture du stratifié est assimilée à la première rupture d'un pli rupture d'un pli jugé critique. L'approche fragile ne tient pas compte de la progressivité de la rupture du stratifié, c'est-à-dire l'impact du développement des différents mécanismes de rupture locale dans les plis sur le comportement macroscopique du matériau. Le plus souvent, un critère de première rupture de pli s'avère très conservatif alors que le critère de rupture du pli critique conduit à surestimer la résistance du stratifié.

Les approches pour analyser le comportement des matériaux composites ont basées sur des approches multi-échelles progressives de la défaillance.

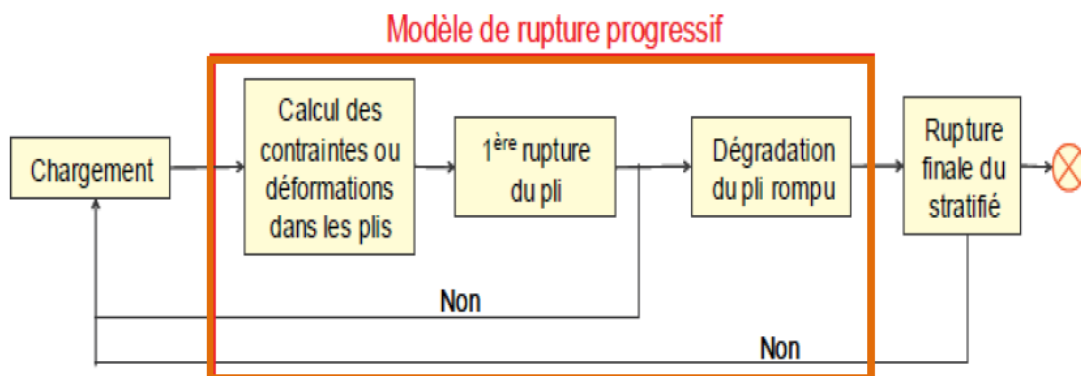
De manière générale, on distingue deux familles d'approches de rupture progressive. Les approches micromécaniques visent à prédire la rupture par pli à partir des propriétés des composants. Ces approches sont prometteuses car elles sont prédictives lorsque les qualités de l'empilement et des matériaux changent, mais l'identification des propriétés des composants est encore très sensible et peu fiable, et les modèles sont trop complexes pour être pratiques. structure.

L'approche mésomécanique concerne la prédiction de la défaillance du stratifié à partir des propriétés du pli et l'estimation des effets des changements de composite.

L'approche mésomécanique continue consiste à décrire les scénarios d'endommagement des plis en termes de variables continues qui reflètent la dégradation des propriétés des matériaux sous l'influence du vieillissement. L'approche discrète se place dans le cadre de la mécanique de la rupture et propose d'étudier l'initiation et la propagation en surface de la rupture de phénomènes discrets d'endommagement à l'échelle des couches.

Une particularité de l'approche progressive est qu'il est nécessaire de définir des critères liés aux critères de calcul de terminaison ou de rupture (perte de fonction de la structure) si la rupture de plane correspond pas à la rupture finale du matériau.

Défaillance d'un pli de composite unidirectionnel est sa rupture et non sa fissuration.



**Figure III.13** Principe de l'approche multi échelle progressive de la rupture.

## **Chapitre .IV:**

**Etude numérique de la flexion 3 points et 4 points par le code Abaqus**

## IV.1 Introduction :

Dans ce chapitre, nous présentons les résultats de la simulation de la flexion 3 points et 4 points par le code commercial ABAQUS 17. L'étude statique est menée sur des plaques de composites stratifiés de dimensions (160x20x15)mm de 3 cas voire (figure IV.2) pour étudier l'évolution des champs de contraintes, de déformations, le long des contours à travers une plaque stratifiée de huit plis, voir figure IV.1 où, nous avons schématisés la modélisation de la plaque stratifiée pour bien expliciter la position de chaque couche dans l'empilement et la direction des fibres. Pour des raisons de symétrie axiale et de révolution et pour faciliter les calculs, il n'est pas nécessaire de travailler sur tout le volume de la plaque. Le modèle sera soumis à une charge linéaire agissant dans la direction négative de z suivant la droite qui représente la ligne centrale de la poutre. La ligne de l'application de cette charge coïncide avec une des lignes de la symétrie. La valeur de la charge appliquée est donc moitié de celle appliquée au plein modèle.

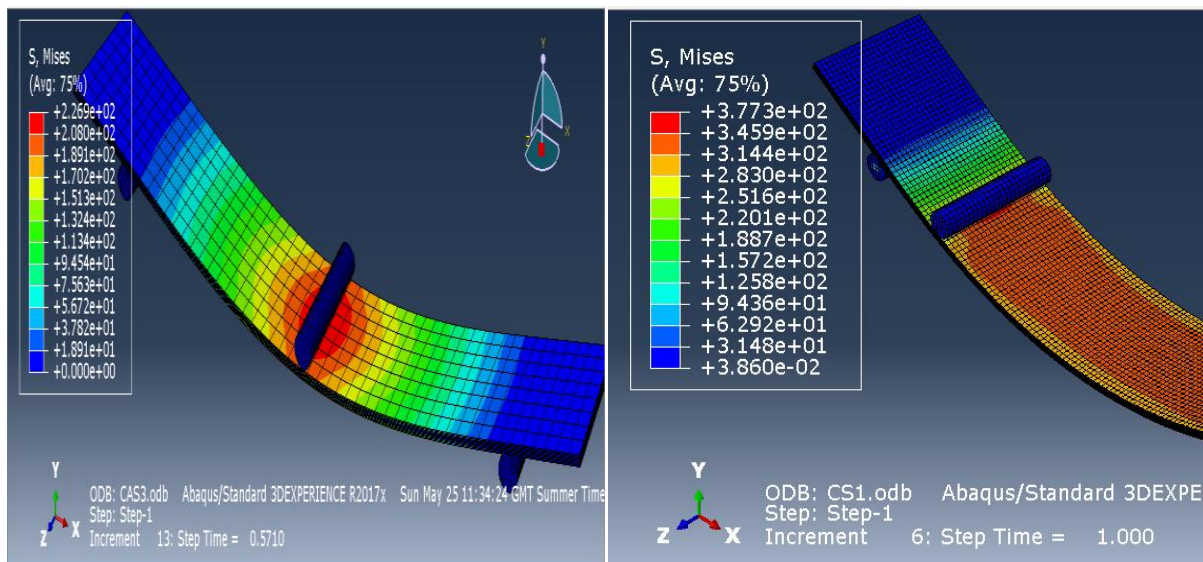
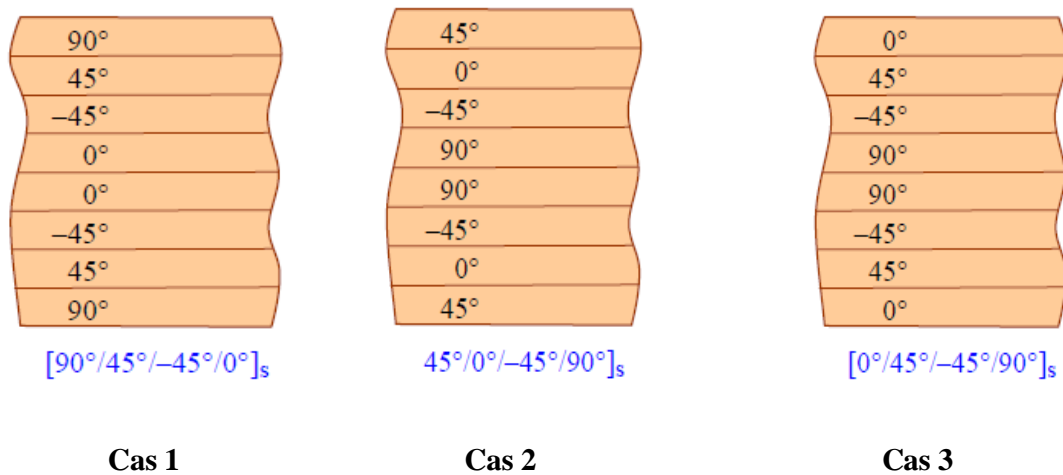


Figure IV.1 Modélisation des plaques de l'étude



**Figure IV.2** Les trois cas étude

## IV .2 . Présentation du Logiciel

Il faut savoir que les logiciels de conception et de calculs assistés par ordinateur sont très nombreux sur le marché. Les plus utilisés sont Nastran, Catia, ABAQUS et SolidWorks. Tous ces logiciels effectuent les mêmes tâches, c'est à dire qu'ils génèrent des structures, ses caractéristiques et celles du problème étudié, ensuite ils calculent le devenir de cette structure (déformations, ruptures, plastification...) et enfin ils permettent de traiter ces résultats afin d'en sortir des données utilisables et exploitables [21].

### IV .2 .1 Les Caractéristiques du Logiciel ABAQUS

ABAQUS a été développé par Hibbit, Karlsson & Sorensen (HKS) (devenue ABAQUS, Inc depuis) depuis 30 ans et le début de la théorie des éléments finis et a été amélioré au fur et à mesure pour intégrer toutes les nouveautés de la théorie et des besoins de l'entreprise, jusqu'à ce que l'entreprise soit rachetée par Dassault industries en Octobre de l'année 2005 (donc si ça vous intéresse vous savez où aller frapper).

ABAQUS est avant tout un logiciel de simulation par éléments finis de problèmes très variés en mécanique. Il est connu et répandu, en particulier pour ses traitements performants de problèmes non-linéaires.

Le cœur du logiciel ABAQUS est donc ce qu'on pourrait appeler son "moteur de calcul". À partir d'un fichier de données (caractérisé par le suffixe .inp), qui décrit l'ensemble du problème mécanique, le logiciel analyse les données, effectue les simulations demandées et fournit les résultats dans un fichier .odb. Deux tâches restent à accomplir : générer le fichier de données (cela s'appelle aussi effectuer le prétraitement), et exploiter les résultats contenus dans le fichier .odb (ou post traitement). La structure du fichier de données peut se révéler rapidement complexe : elle doit contenir toutes les définitions géométriques, les descriptions des maillages, des matériaux, des chargements, etc..., suivant une syntaxe précise. Il faut savoir que le pré traitement et le post traitement peuvent être effectués par d'autres logiciels. ABAQUS propose le module ABAQUS CAE, interface graphique qui permet de gérer l'ensemble des opérations liées à la modélisation:

- ✓ La génération du fichier de données,
- ✓ Le lancement du calcul proprement dit,
- ✓ L'exploitation des résultats

Deux grands codes :

- ✓ ABAQUS/Standard: résolution par un algorithme statique implicite.
- ✓ ABAQUS/Explicit: résolution par un algorithme dynamique explicite [21].

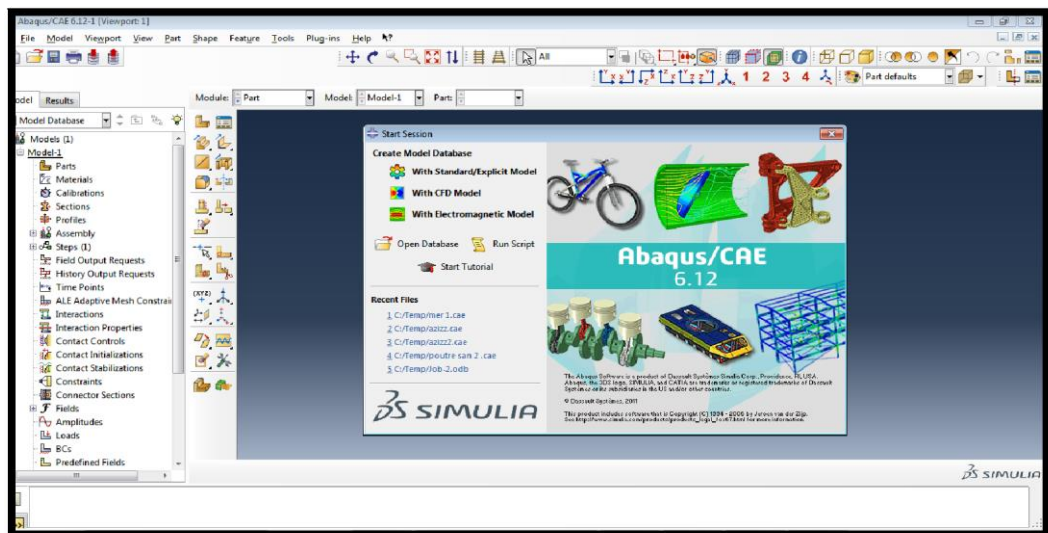


Figure : IV.3. Interface de code calcul abaqus.

### IV .2 .2 Système d'unité

ABAQUS gère les unités : c'est à l'utilisateur d'utiliser un système d'unités cohérent

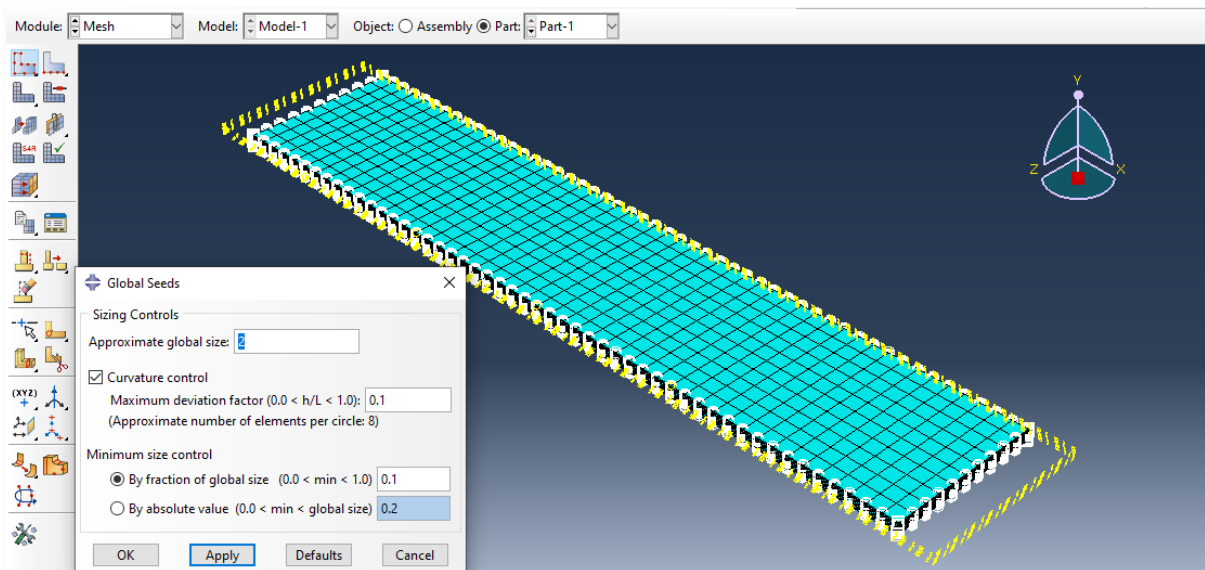
Par mais les unités de mesure utilisées dans les données sont définies, tous les résultats seront exprimés dans ces mêmes unités, le tableau (4.1) regroupe quelques exemples de système d'unité de mesure cohérents [21].

Quantité	SI	SI (mm)	US Unit (ft)	US Unit (inch)
Longueur	m	mm	ft	in
Force	N	N	lbf	lbf
Masse	kg	tonne (10 <sup>3</sup> kg)	slug	lbf s <sup>2</sup> / in
Temps	S	S	S	S
Contrainte	Pa (N / m <sup>2</sup> )	MPa (N / mm <sup>2</sup> )	lbf / ft <sup>2</sup>	Psi (lbf / in <sup>2</sup> )
Energie	J	mJ (10 <sup>-3</sup> J)	ft lbf	in lbf
Masse volumique	kg/m <sup>3</sup>	tonne / mm <sup>3</sup>	slug / ft <sup>3</sup>	lbf s <sup>2</sup> / in <sup>4</sup>

Tableau : IV.1. Des unités de logiciel abaqus [21]

### IV .3 . Géométrie des Modèles

Les modèles utilisent dans notre travail représenté dans la figure ci- dessous.



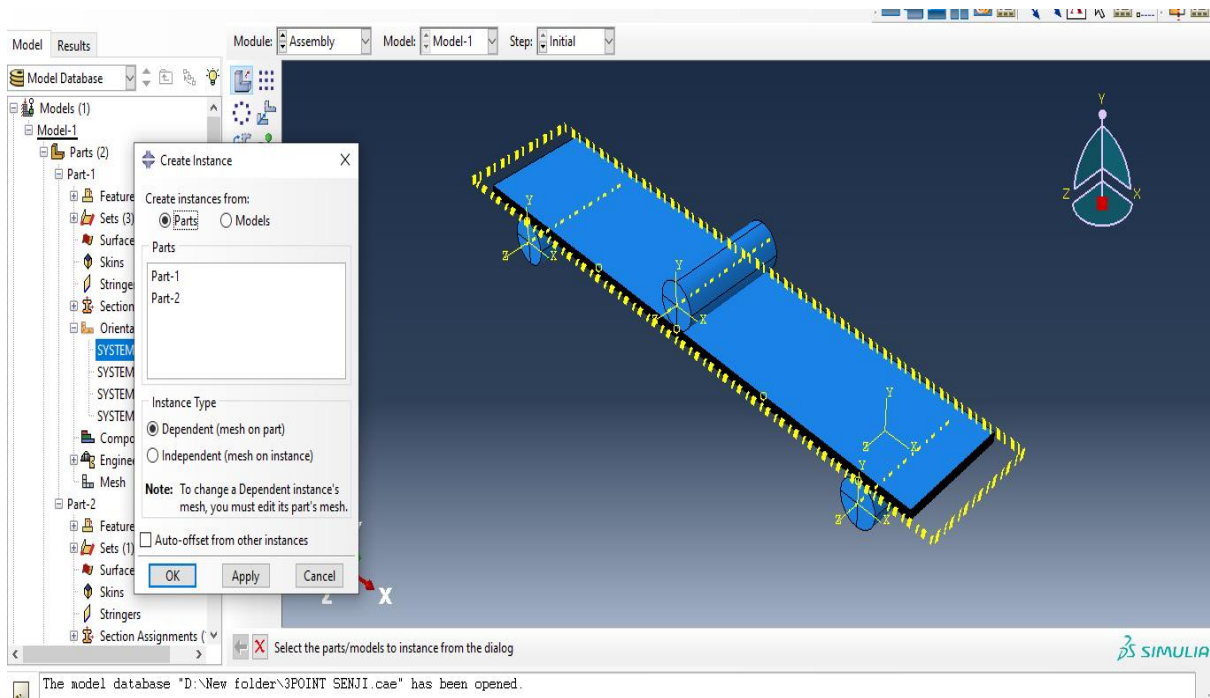


Figure : IV.4.(a)

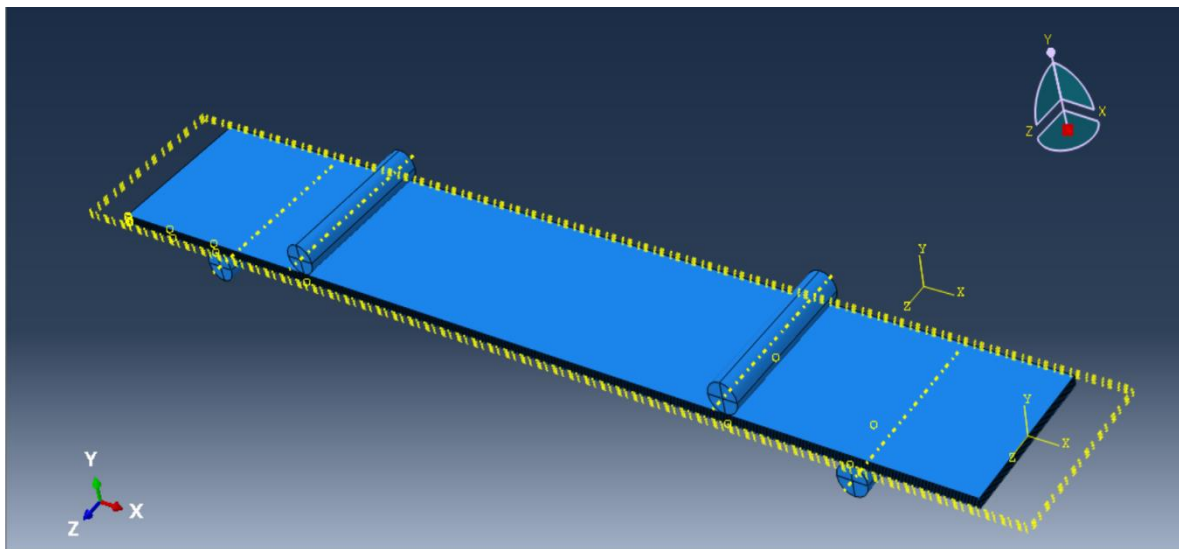


Figure : IV.4.(b)

Figure : IV.4.(a)et (b) L'assemblage des éléments de la plaque et des appuis de flexion 3 points et flexion 4 points étudiée.

**Longueur L (mm)      Largeur b(mm)      Hauteur t(mm)      Épaisseur de pli(mm)**

<b>160</b>	<b>20</b>	<b>15</b>	<b>1.875</b>
------------	-----------	-----------	--------------

**Tableau : IV.2.** Dimensionnement de la plaque stratifiée

#### IV.4. Matériau à études

Le matériau composite utilisé dans cette étude est un composite stratifié verre-époxy

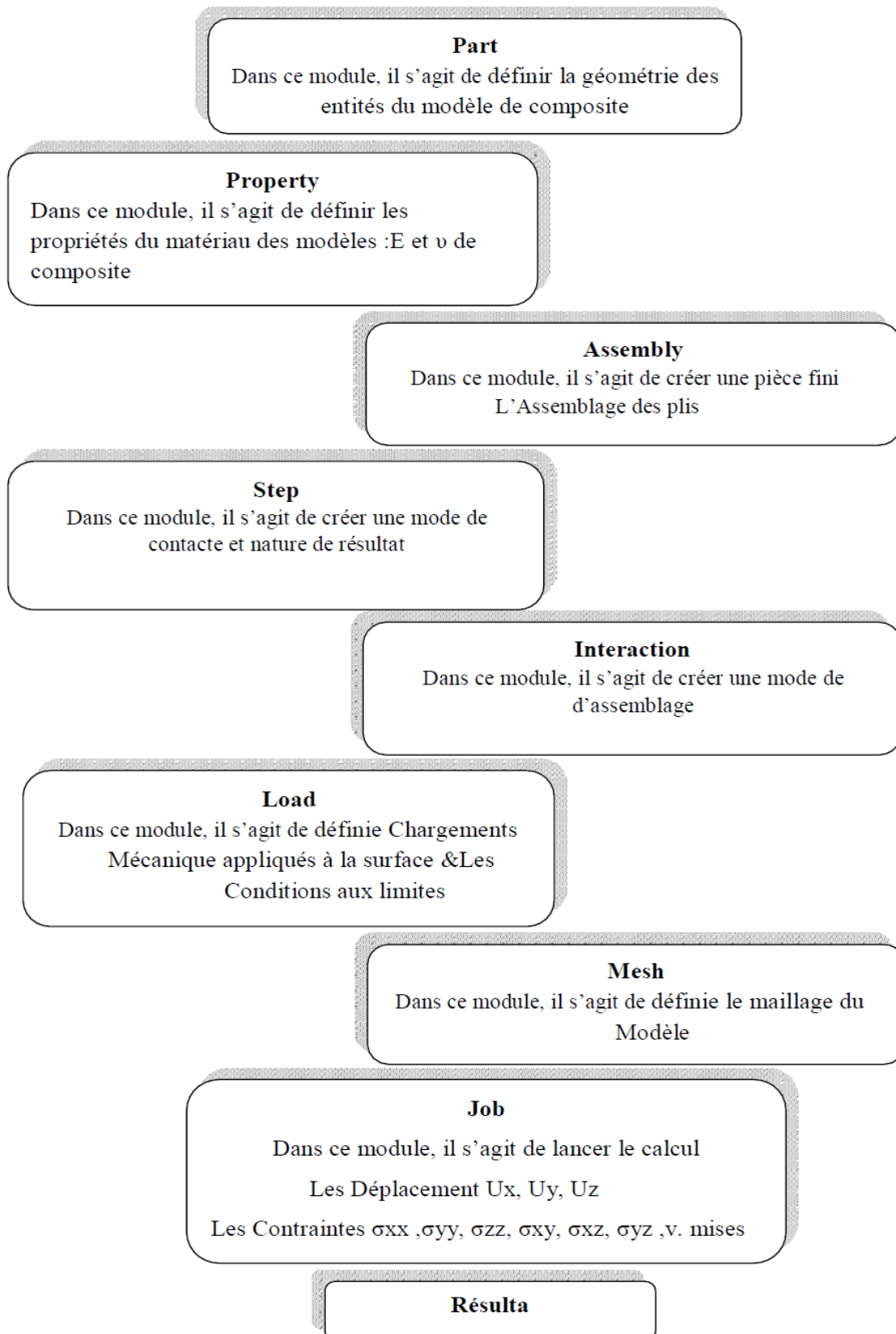
Le composite stratifié verre-époxy est un matériau composite fabriqué en superposant des couches de fibres de verre et d'une résine époxy, puis en les liant ensemble pour créer une structure rigide et durable. Ces composites sont couramment utilisés une grande variété d'applications raison de leur excellente résistance mécanique, de leur faible poids et de leurs propriétés isolantes notamment dans l'isolation électrique. comme la construction de rigides et légères, la réparation de coques des bateaux, ainsi que dans des applications spécifiques comme les équipements électriques et les pièces de précision.

les plis sont composées de 8 plis du mats à fibre court à 60 % de fibres en volume, d'épaisseur ( $h:0.1375\text{mm}$ ) et à matrice (époxy), les caractéristiques mécaniques du pli sont représentées dans le tableau (IV.3).

$\theta$	<b>E1 (MPa)</b>	<b>E2 (MPa)</b>	<b>E3 (MPa)</b>	<b><math>\nu_{12}</math></b>	<b><math>\nu_{13}</math></b>	<b><math>\nu_{23}</math></b>	<b>G12 (MPa)</b>	<b>G13 (MPa)</b>	<b>G23 (MPa)</b>
<b>0°</b>	<b>45180</b>	<b>15415.98</b>	<b>15415.98</b>	<b>0.252</b>	<b>0.252</b>	<b>0.272</b>	<b>2283.32</b>	<b>4566.63</b>	<b>6058.51</b>
<b>90°</b>	<b>15415.98</b>	<b>45180</b>	<b>15415.98</b>	<b>0.085</b>	<b>0.252</b>	<b>0.272</b>	<b>2283.32</b>	<b>1794.69</b>	<b>17755.83</b>
<b>45°</b>	<b>13605.44</b>	<b>13605.44</b>	<b>15415.98</b>	<b>0.485</b>	<b>0.1445</b>	<b>0.2722</b>	<b>28735.63</b>	<b>2577.319</b>	<b>5346.96</b>
<b>-45°</b>	<b>13605.44</b>	<b>13605.44</b>	<b>15415.98</b>	<b>0.485</b>	<b>0.1445</b>	<b>0.2722</b>	<b>28735.63</b>	<b>2577.319</b>	<b>5346.96</b>

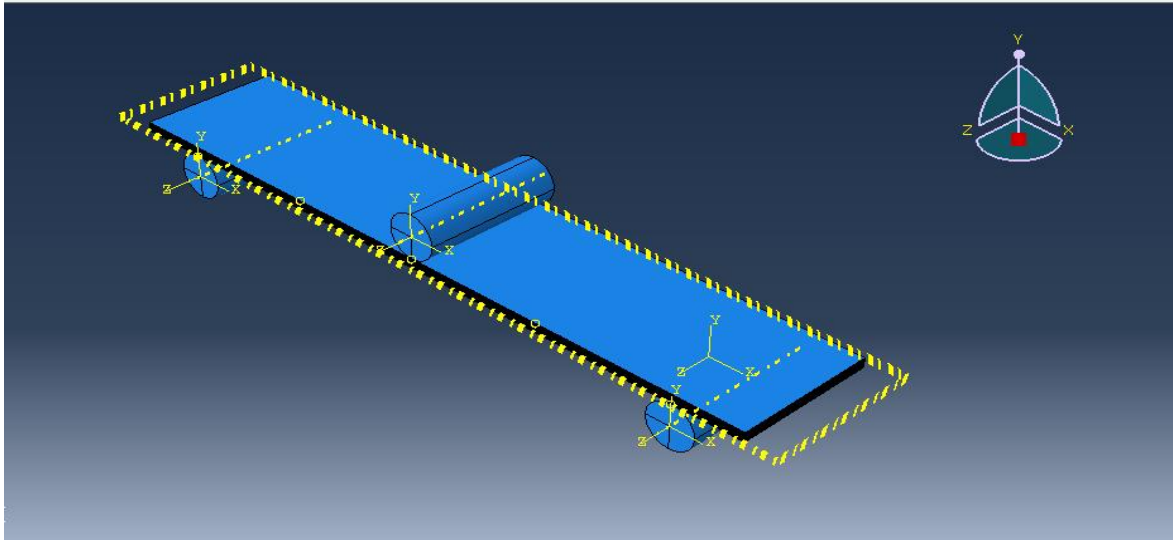
**Tableau : IV.3.** Propriétés mécaniques des plis

**IV .5 Organigramme de simulation du modèle (plaque étudiée)**

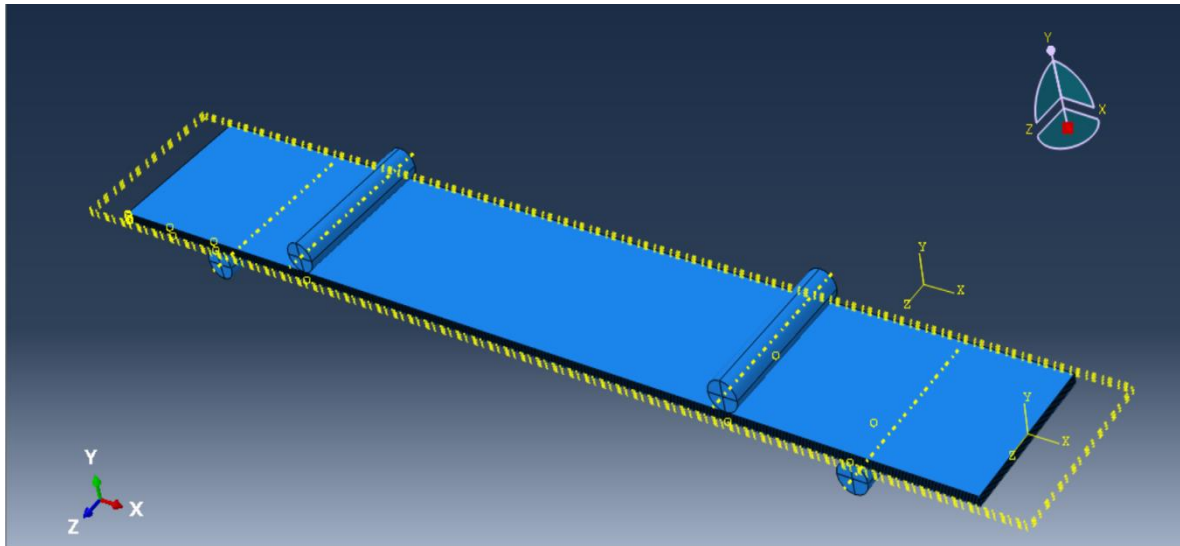


## IV .6. Modélisation

### IV .6 .1 .1 Assembly



**Figure : IV.5.** L'Assembly de la plaque flexion 3 points.



**Figure : IV.6.** L'Assembly de la plaque flexion 4 points

La figure suivant présente l'assemblage des éléments de la plaque étudiée

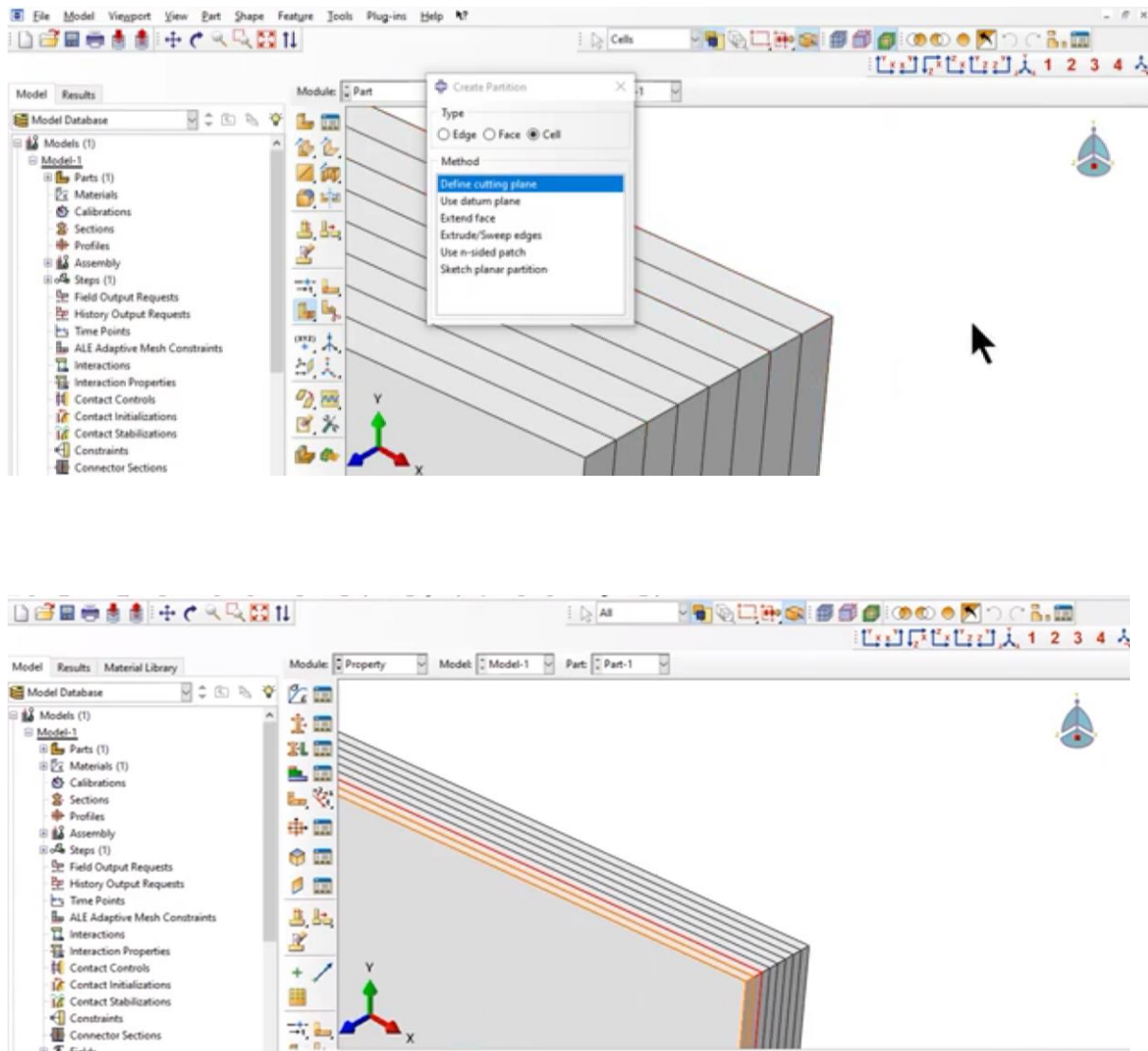


Figure : IV.7. L'assemblage des éléments des plis de la plaque étudiée.

#### IV .6.1 .2 . Déclaration des caractéristiques des matériaux

Dans cette étape nous entrons les caractéristiques mécaniques et physiques du chaque pli.

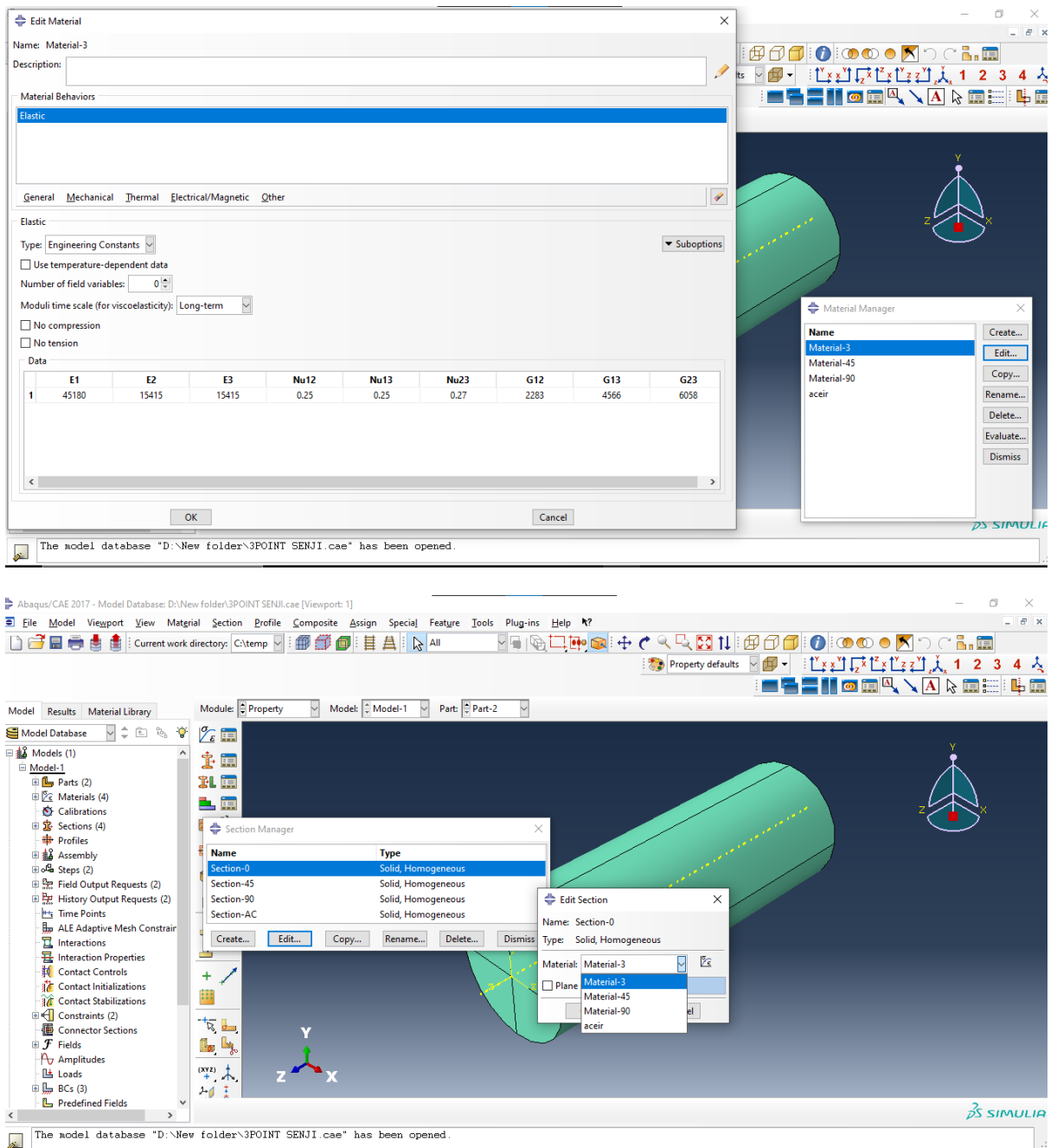


Figure : IV.8. Procède de déclaration des caractéristiques des matériaux des éléments de la plaque étudiée

### IV .6 .1 .3 Les Chargements et condition au limite

La plaque composite est sollicitée en flexion par des chargements de pression ( $P = -i \cdot dP$  avec  $i = (1, 2, \dots, 6)$  /  $P = -30 \text{ N/mm}^2$ ).

La plaque composite est appuyée soit 3 points au 4 points.

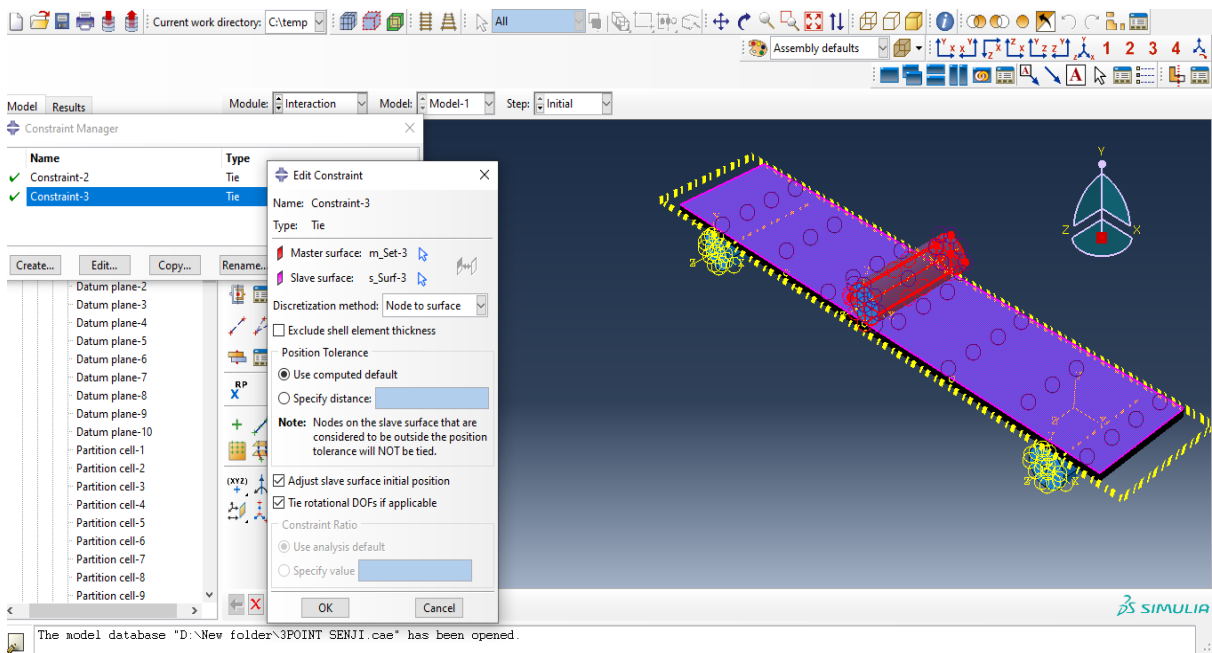
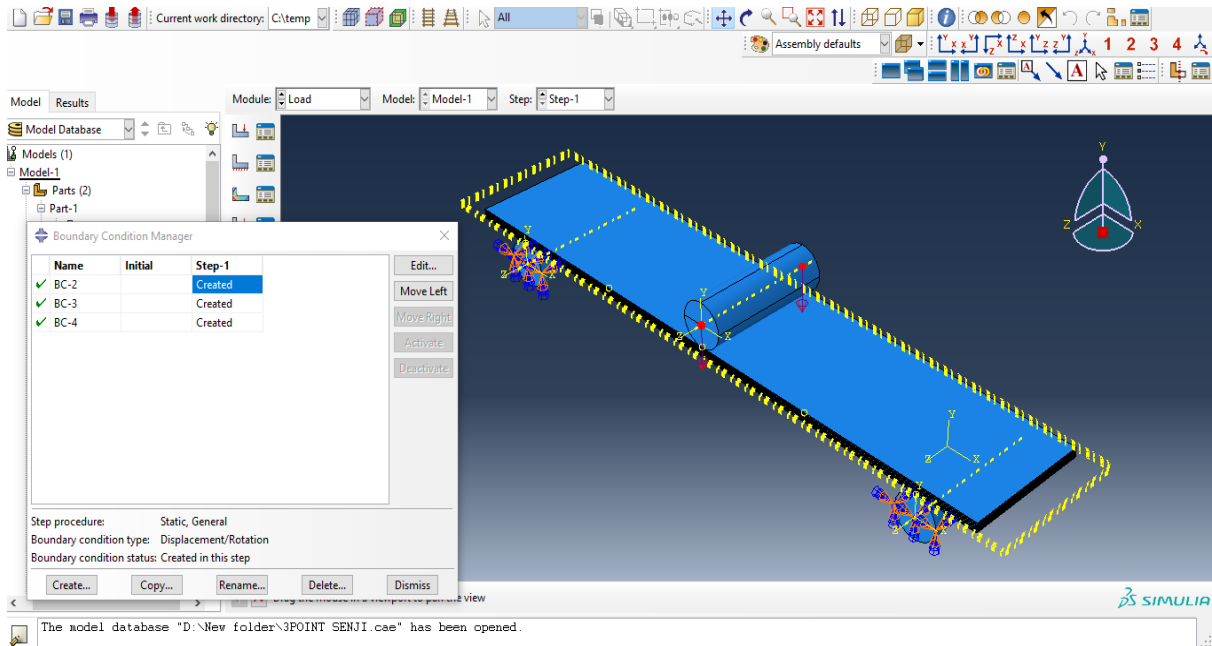


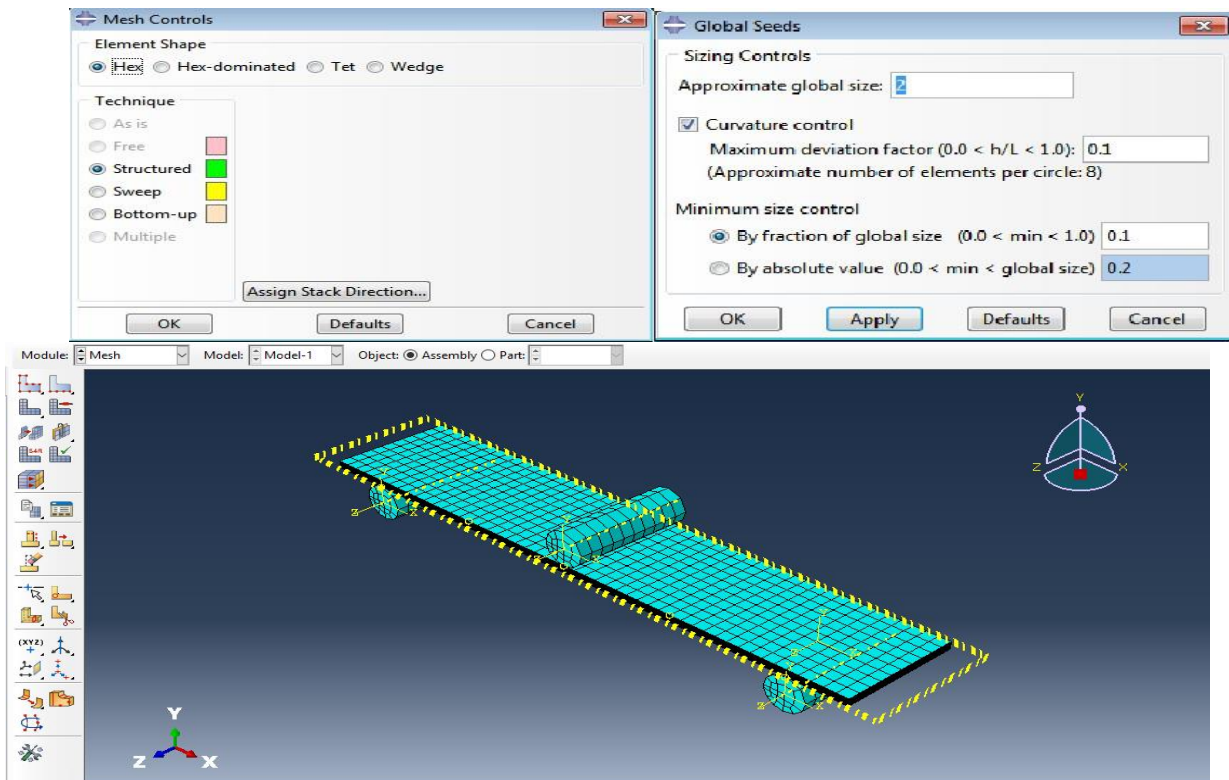
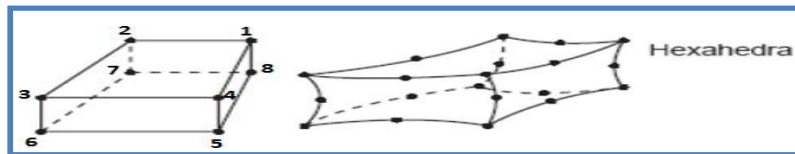
Figure : IV.9. Les chargements mécaniques et conditions aux limites de plaque.

**IV .6 .1 .2. Maillage**

L’objet du maillage est discrétiser géométriquement le domaine d’analyse de manière à pouvoir ultérieurement associer une formulation élément fini au support géométrique.

Concrètement cette discrétisation s’effectue par la création d’objet de type de maillage à l’aide des opérateurs géométriques. Dans cette étude on a utilisé l’élément fini (Hex) pour construire les maillages de deux poutres figures (IV.10, IV11).

Composent	Type de maillage	Pas	Nombre d’élément	Nombre d’élément Totale
Plaque 1	Hexaèdre	1	6000	9750
		2	3750	



**Figure : IV.11.** Maillage de la plaque de flexion 3 points.

IV.8 Résultats

IV.8 .1 .Résultats de Composite Stratifié Cas 1 (90.45.-45.0.0.-45.45. 90)

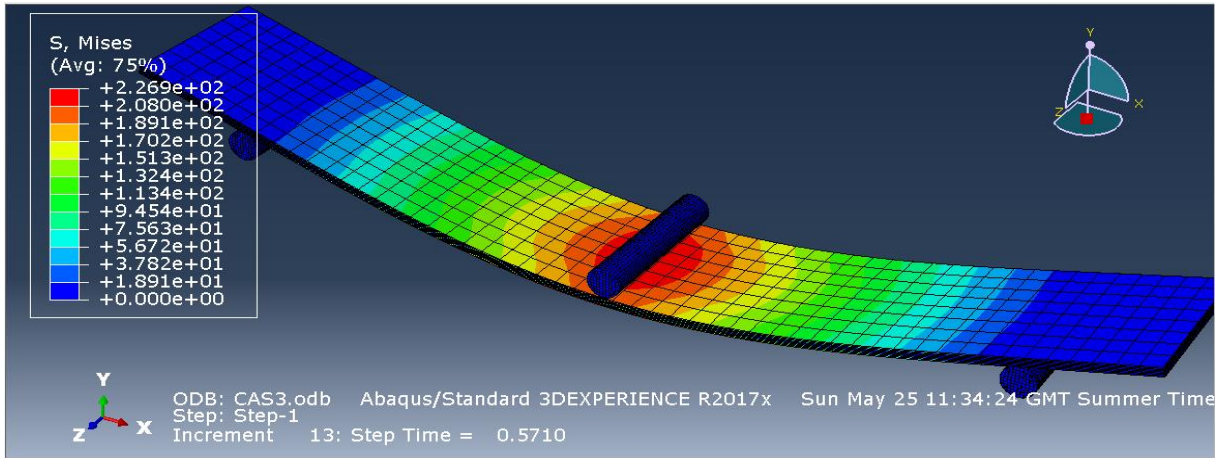


Figure : IV.12. Les contraintes van mises dans la plaque Cas 1 de Flexion 3 Points.

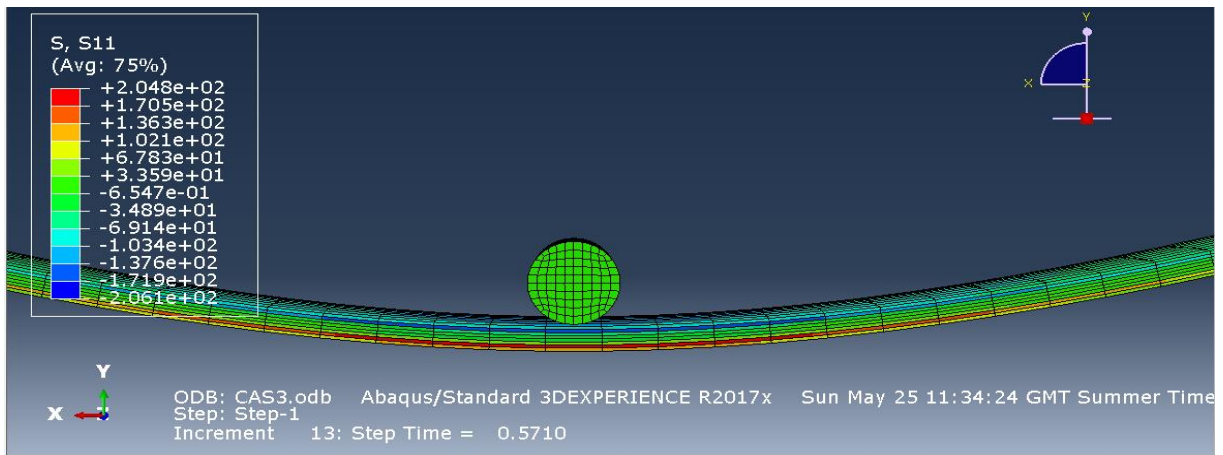


Figure : IV.13. (a)

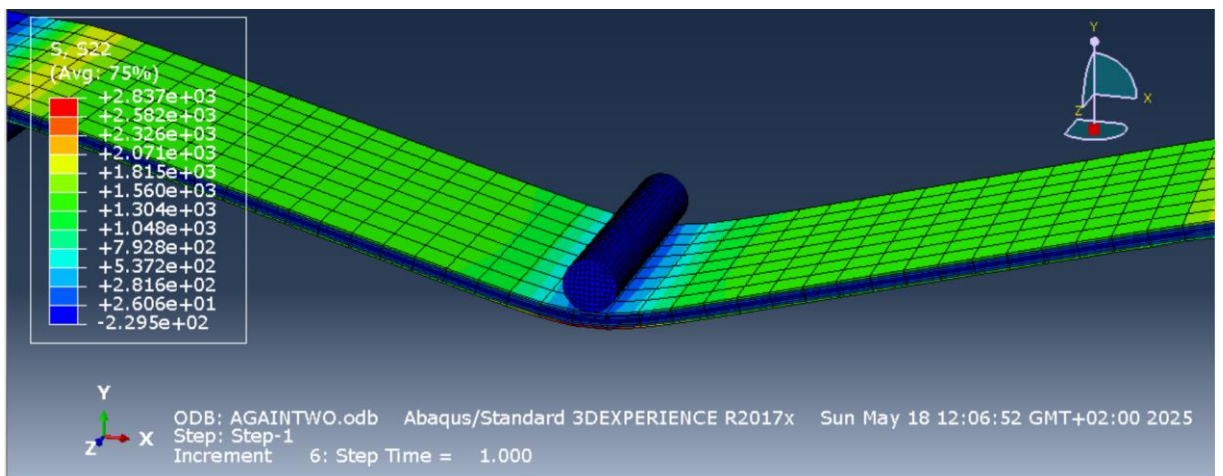


Figure : IV.13. (b)

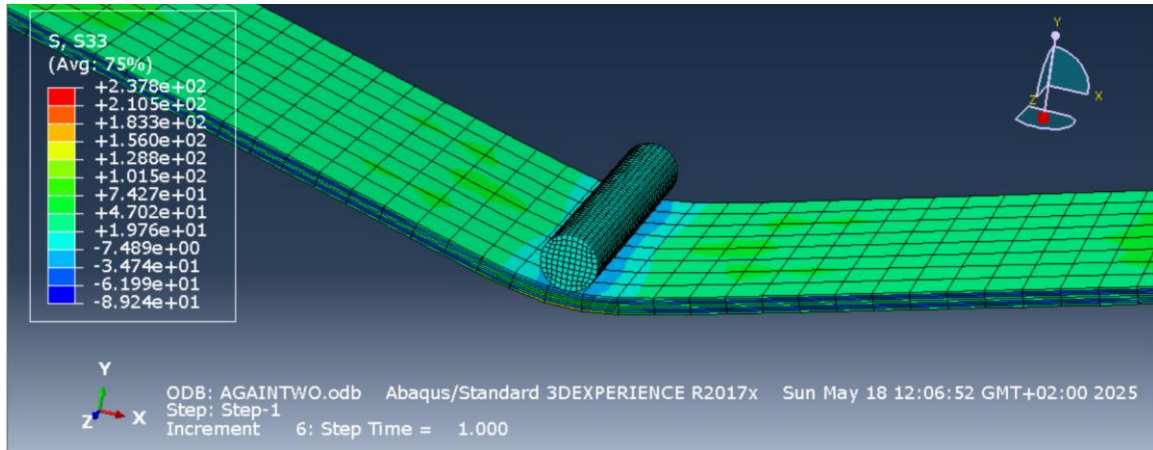


Figure : IV.13. (a) et (b) et (c) Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xx}$  et  $\sigma_{yy}$  et  $\sigma_{zz}$  dans la plaque Cas 1 de flexion 3 points.

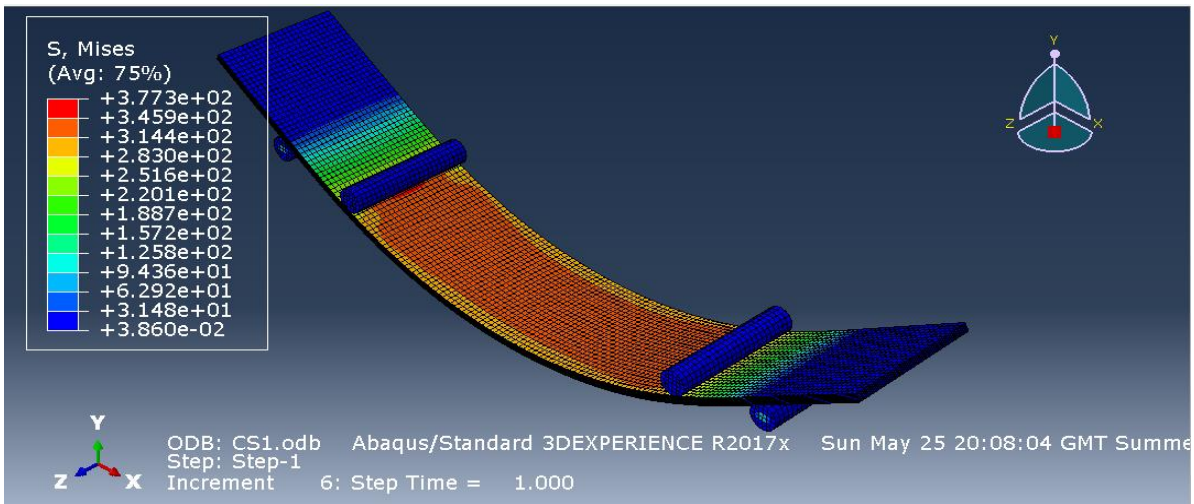


Figure : IV.14. Les contraintes van mises dans la plaque Cas 1 de Flexion 4 Points.

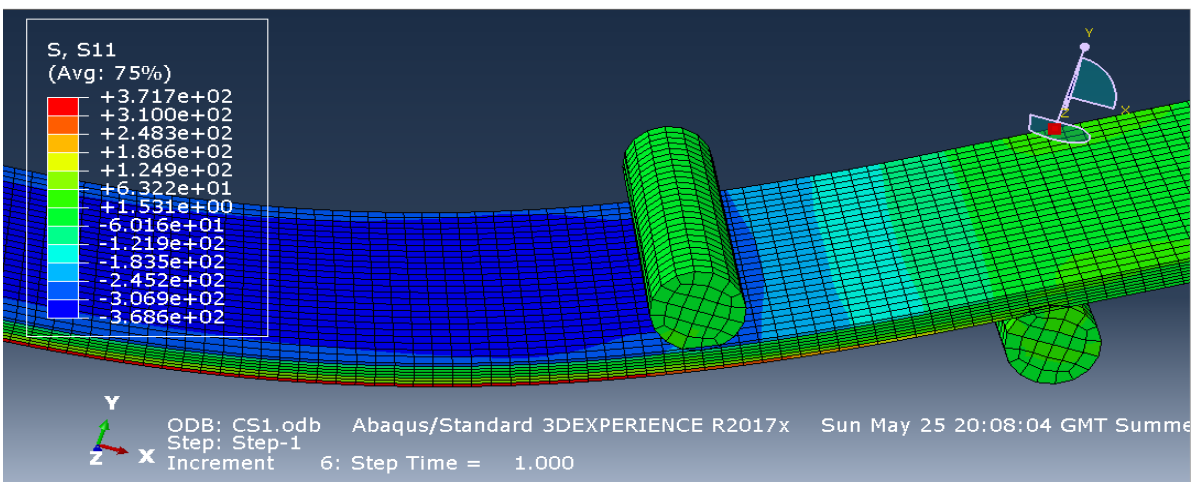


Figure : IV.15 (a)

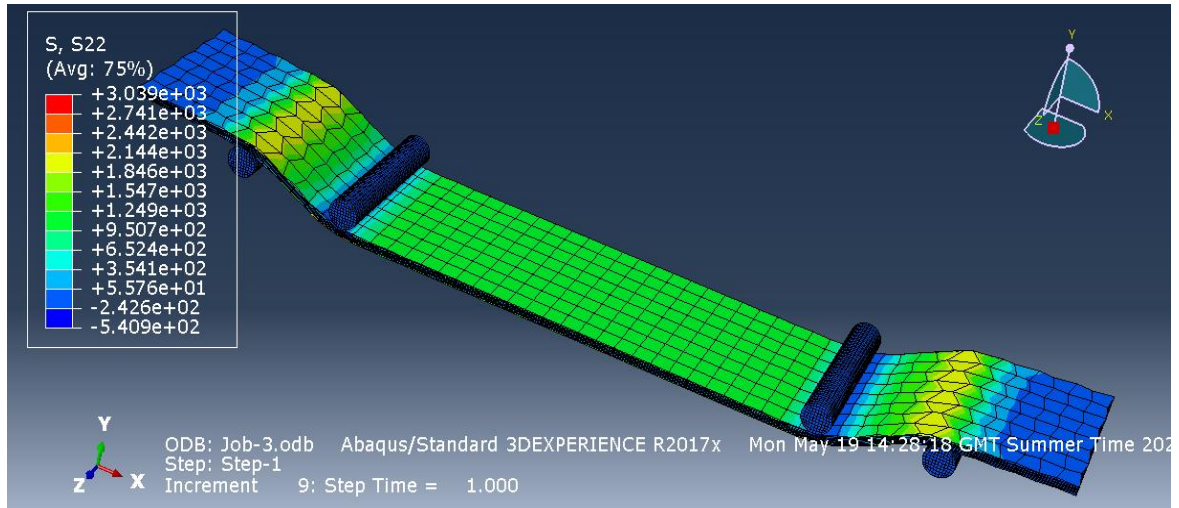


Figure : IV.15 (b)

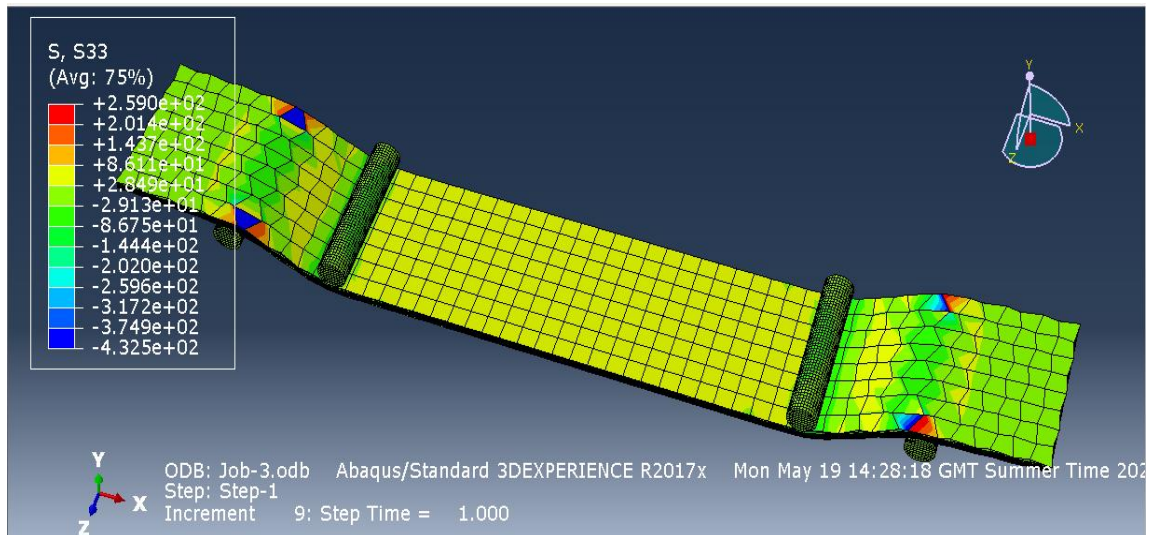
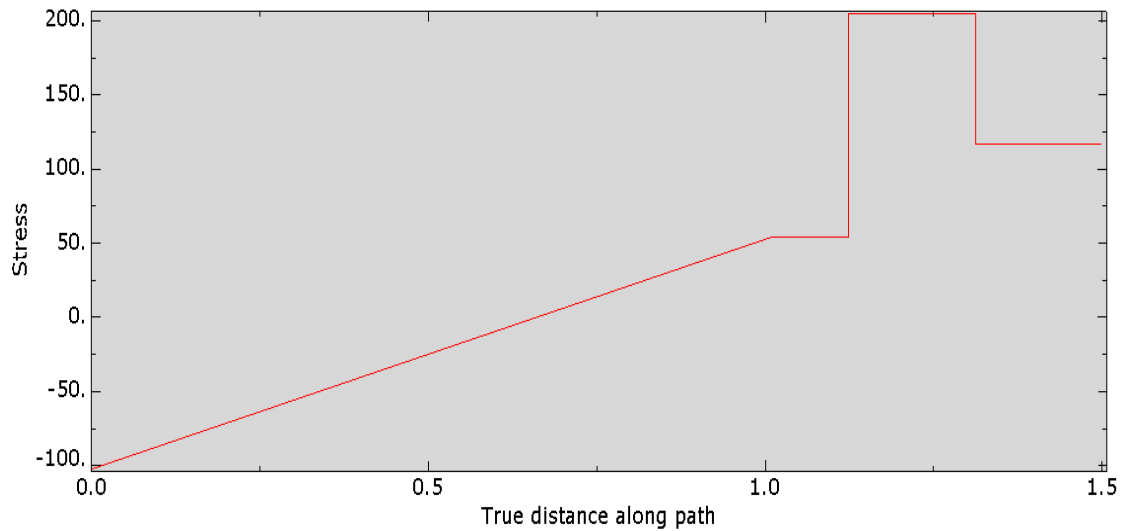
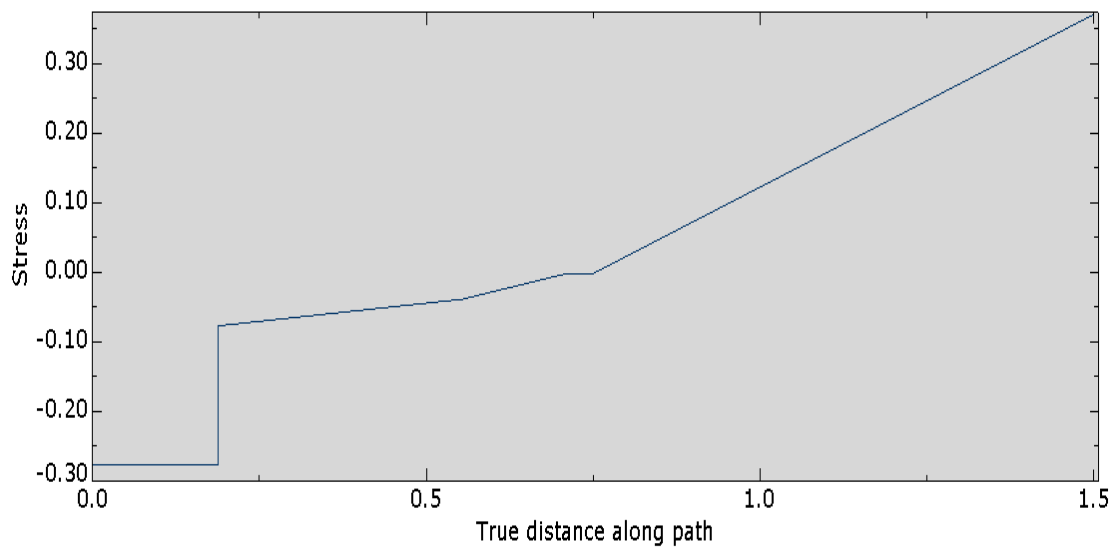


Figure : IV.15 (c)

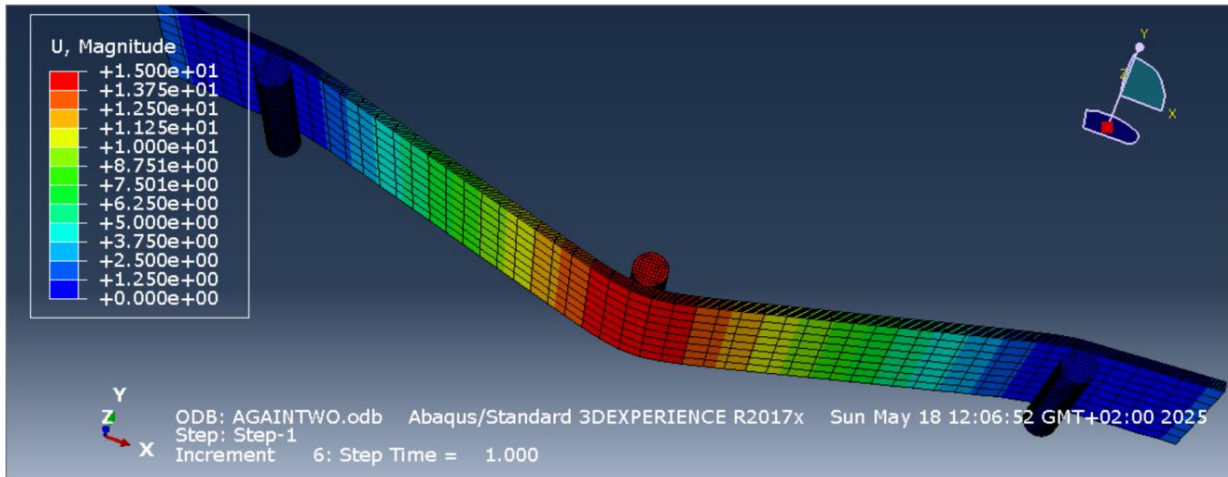
**Figure : IV.15.** (a) et (b) et (c) Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xx}$  et  $\sigma_{yy}$  et  $\sigma_{zz}$  dans la plaque Cas 1 de flexion 4 points.



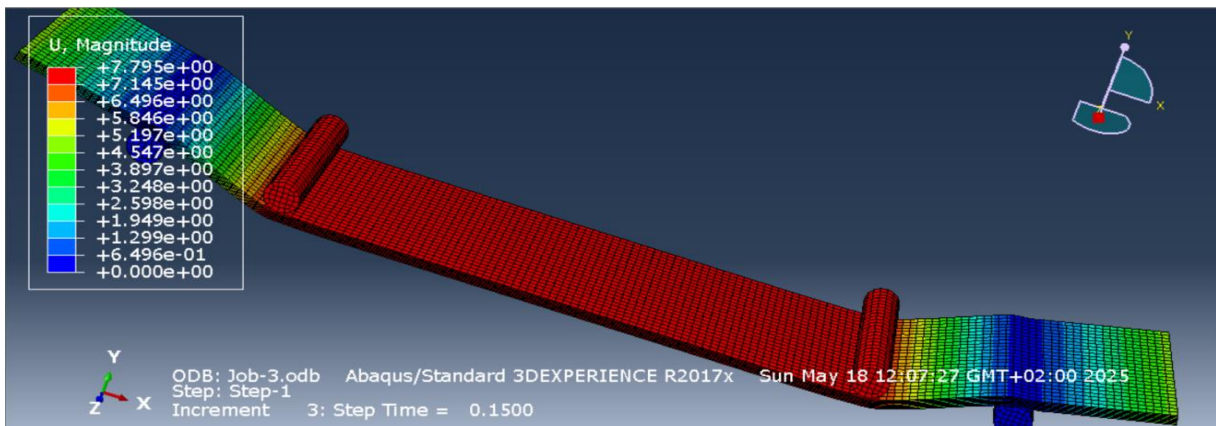
**Figure : IV.16.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 1** de flexion 3 points.



**Figure : IV.17.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 1** de flexion 4 points.



**Figure : IV.18.** Les déplacements magnitude dans la plaque **Cas 1** de flexion 3 points.



**Figure : IV.19.** Les déplacements magnitude dans la plaque **Cas 1** de flexion 4 points.

Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 1**) sont :

Flexion 3 points

- Contraintes de Von Mises :  $\bar{\sigma} = 2,269 \cdot 10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xx \max} = 2,048 \cdot 10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yy \max} = 2,837 \cdot 10^3$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz \max} = 2,378 \cdot 10^2$  MPa

Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 1**) sont :

Flexion 4 points

- Contraintes de Von Mises :  $\bar{\sigma} = 3,773 \cdot 10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xx \max} = 3,717 \cdot 10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yy \max} = 3,039 \cdot 10^3$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz \max} = 2,590 \cdot 10^2$  MPa

IV.8 .2 .Résultats de Composite Stratifié Cas 2 (45. 0.-45.90.90.-45 .0.45)

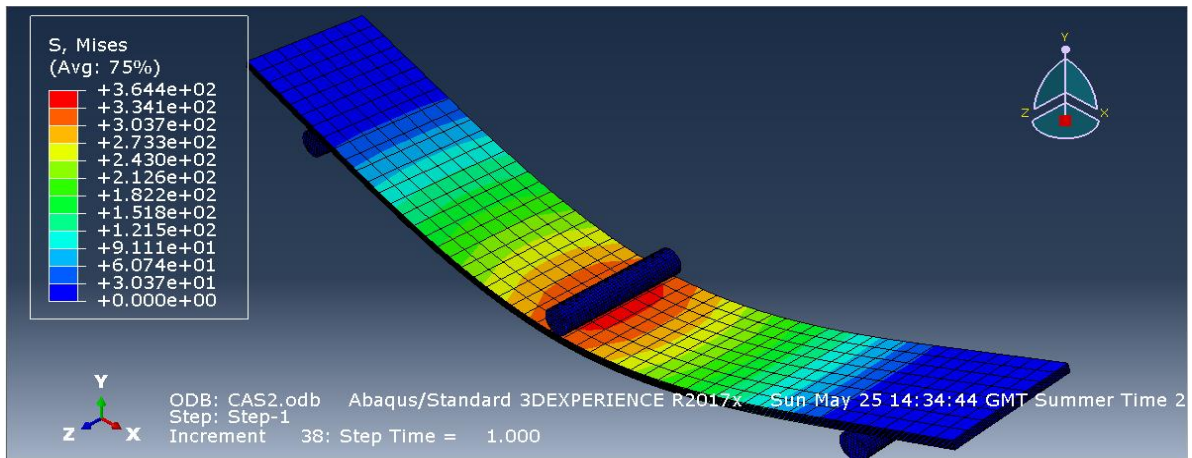


Figure : IV.20. Les contraintes van mises dans la plaque Cas 2 de Flexion 3 Points.

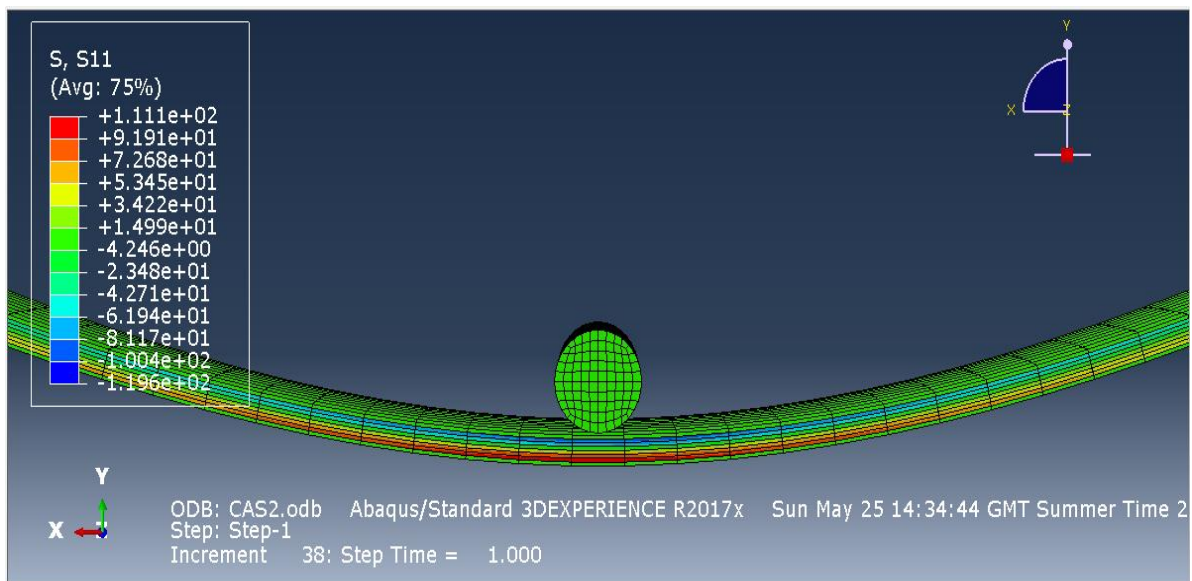


Figure : IV.21 (a)

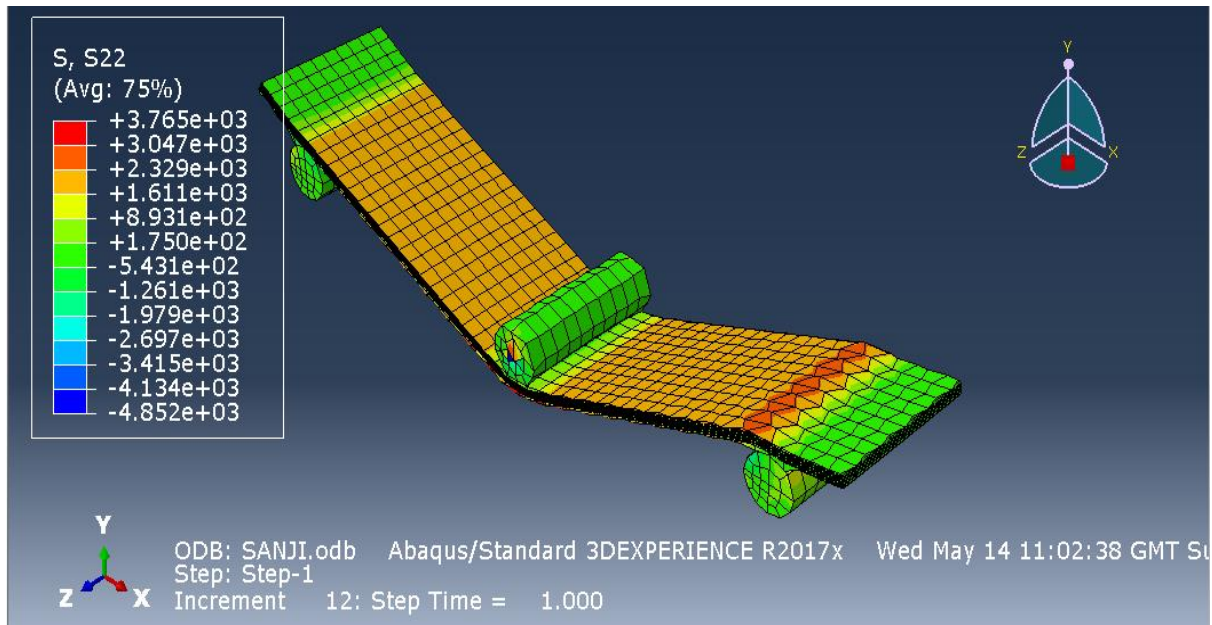


Figure : IV.21 (b)

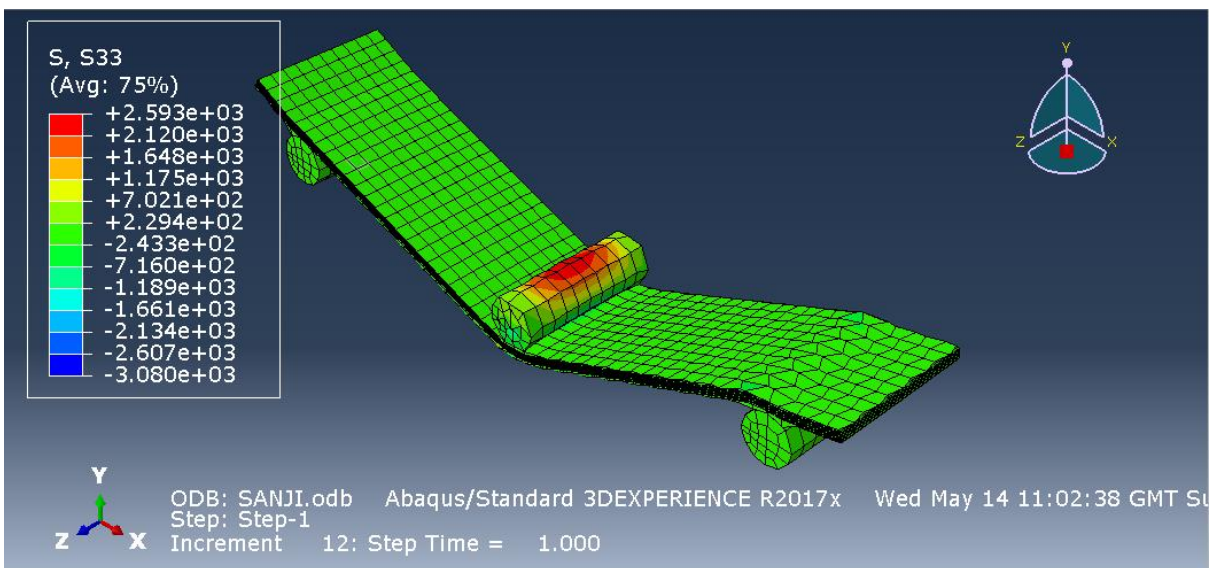


Figure : IV.21 (c)

**Figure : IV.21.** (a) et (b) et (c) Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xx}$  et  $\sigma_{yy}$  et  $\sigma_{zz}$  dans la plaque Cas 2 de flexion 3 points.

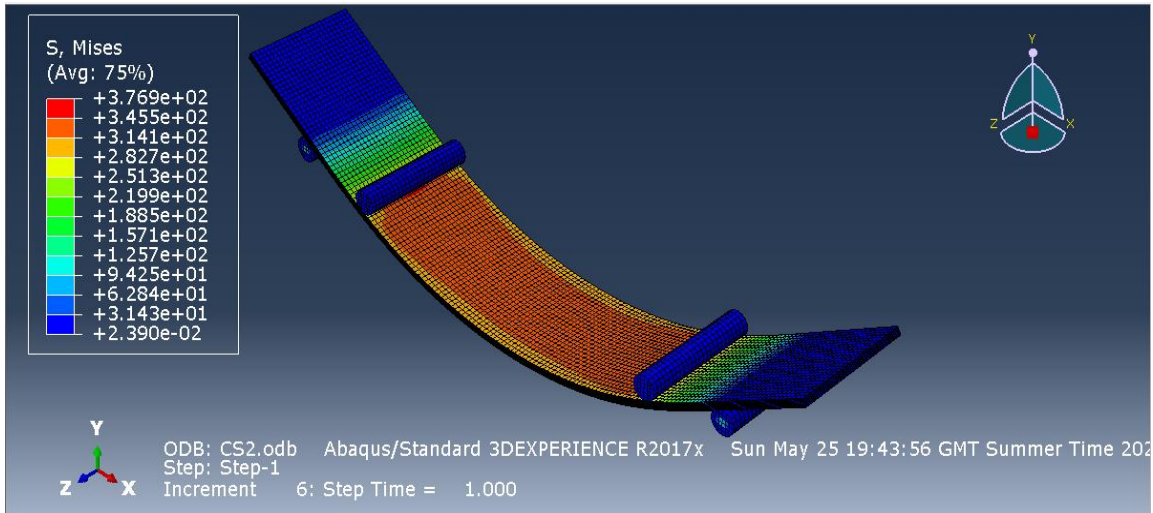


Figure : IV.22. Les contraintes van mises dans la plaque Cas 2 de Flexion 4 Points Cas 2.

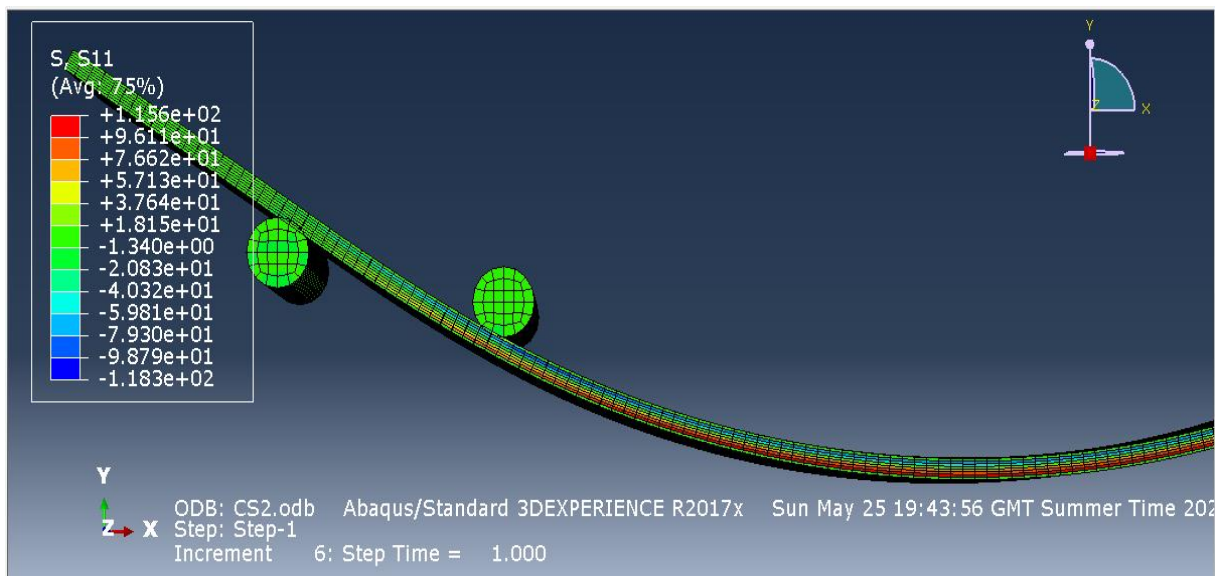


Figure : IV.23 (a)

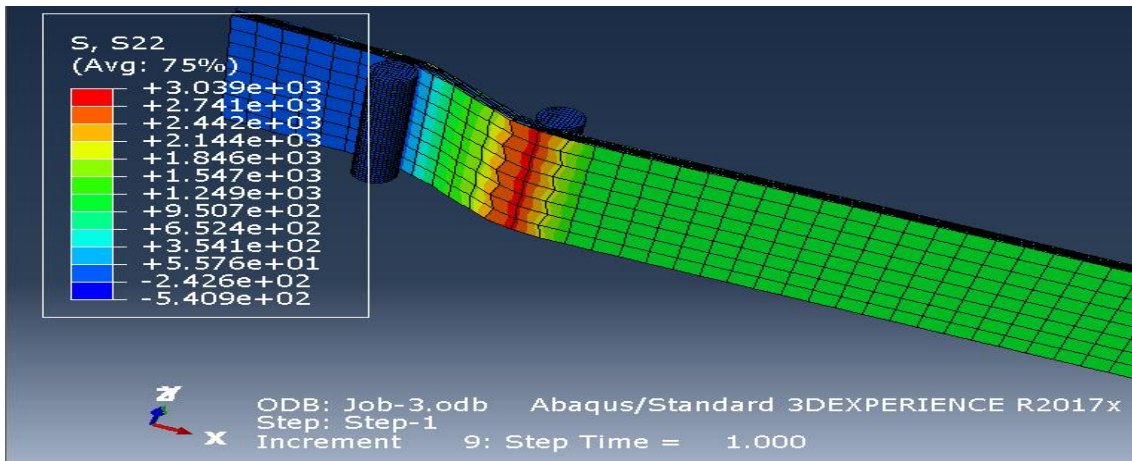


Figure : IV.23 (b)

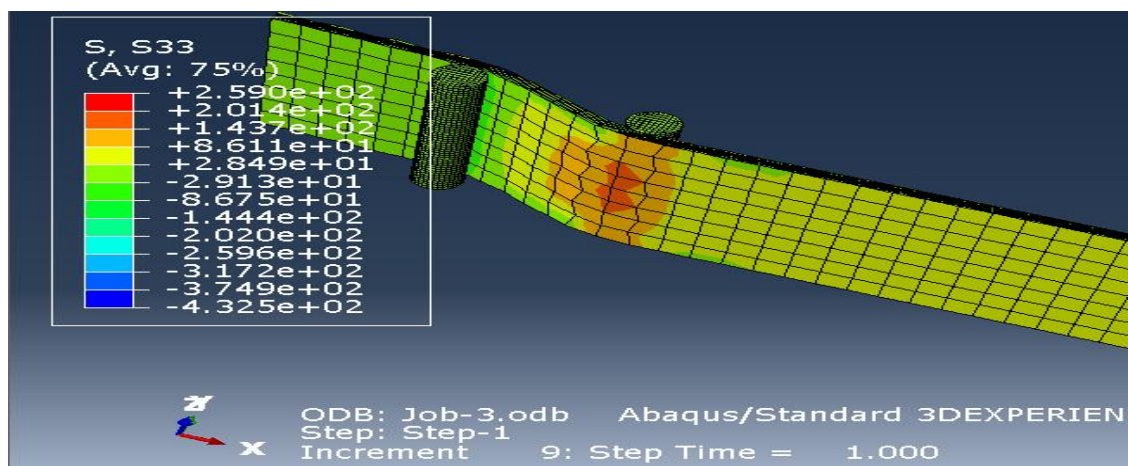
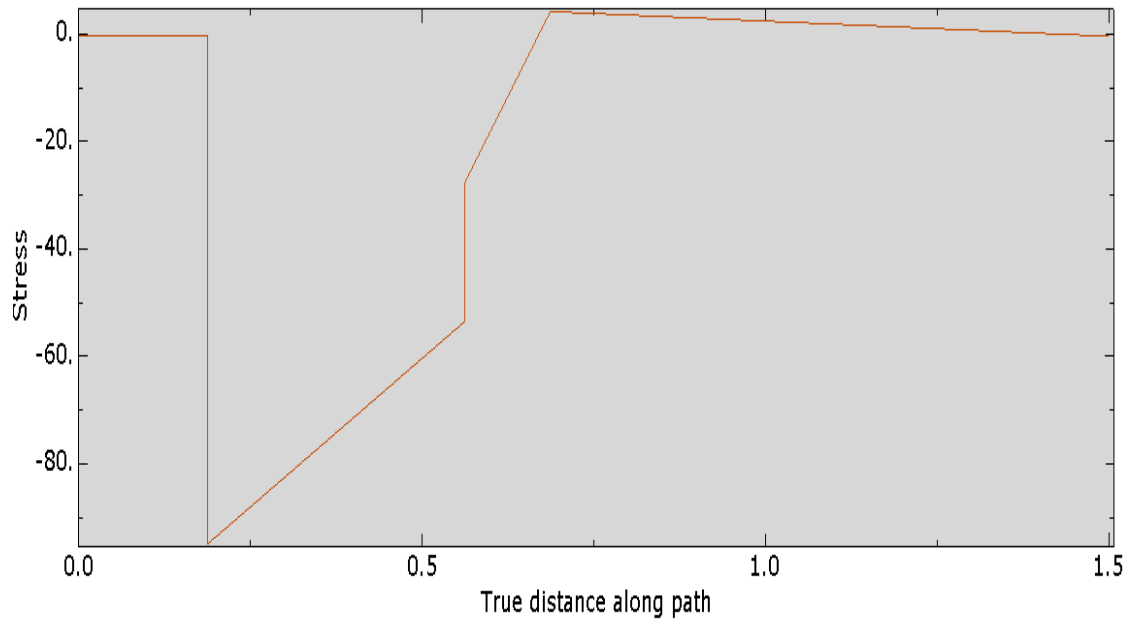
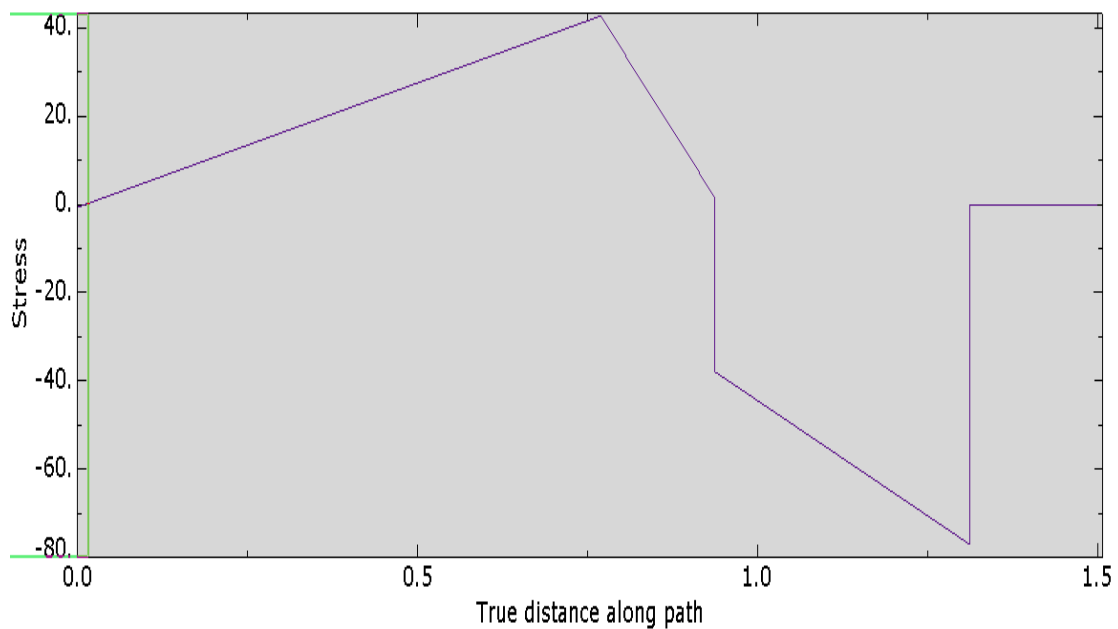


Figure : IV.23 (c)

**Figure : IV.23. (a) et (b) et (c)** Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xx}$  et  $\sigma_{yy}$  et  $\sigma_{zz}$  dans la plaque Cas 2 de flexion 4 points.



**Figure : IV.24.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 2** de flexion 3 points.



**Figure : IV.25.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 2** de flexion 4 points.

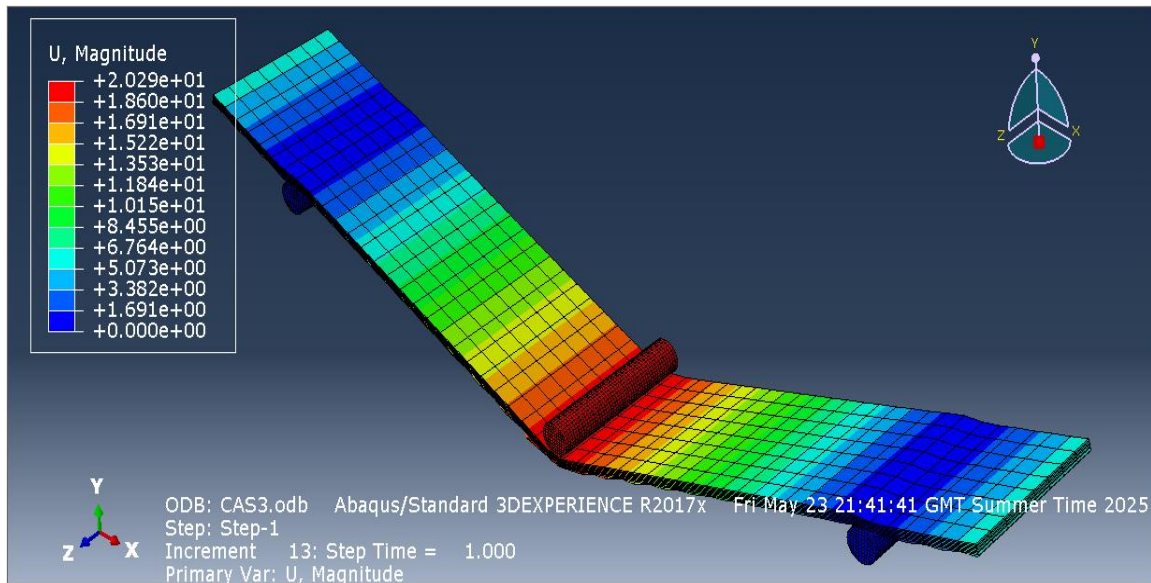


Figure : IV.26. Les déplacements magnitude dans la plaque Cas 2 de flexion 3 points

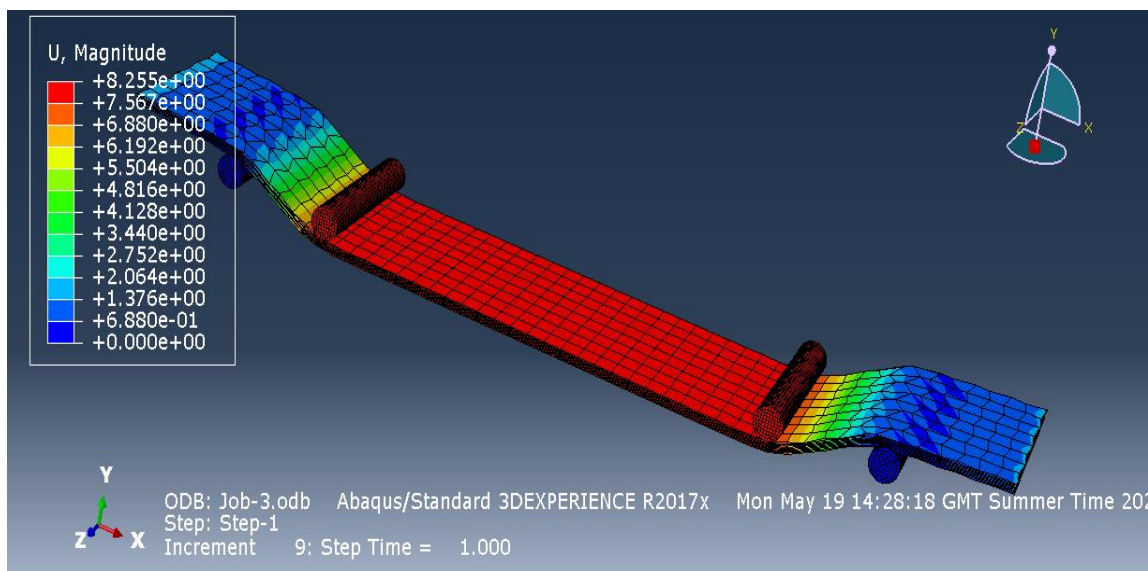


Figure : IV.27. Les déplacements magnitude dans la plaque Cas 2 de flexion 4 points

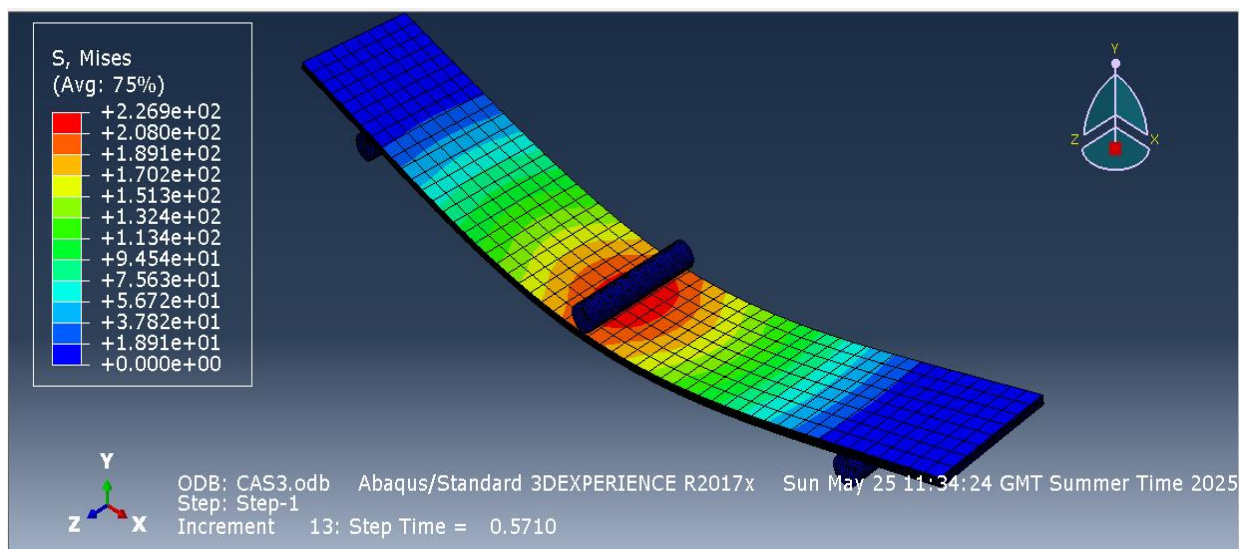
Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 2**) Flexion 3 points sont :

- Contraintes de Von Mises :  $\bar{\sigma} = 3,644.10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xx \max} = 1,111 .10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yy \max} = 3,765 .10^3$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz \max} = 2,593.10^3$  MPa

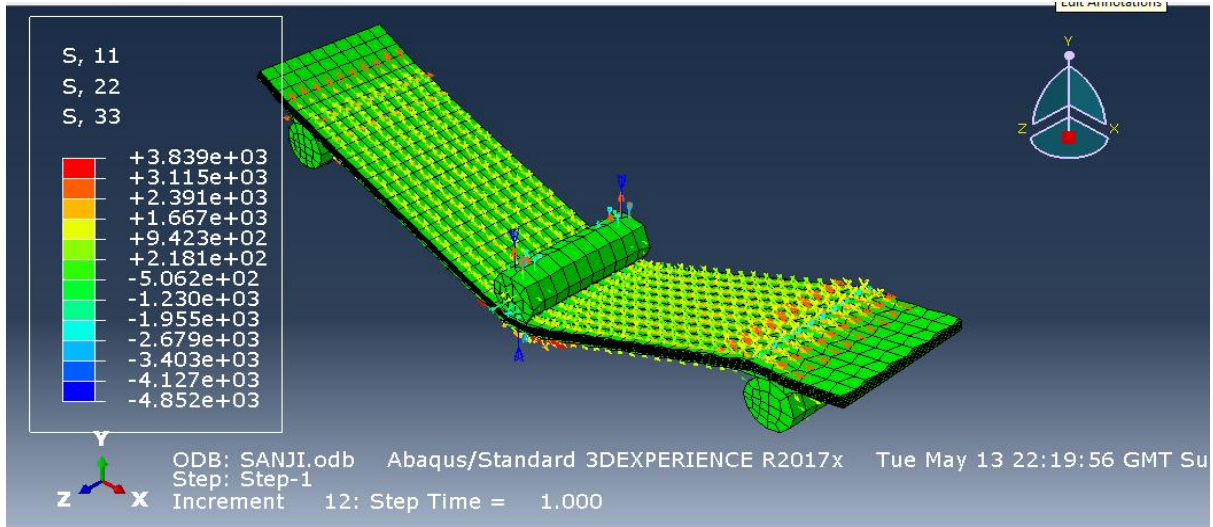
Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 2**) Flexion 4 points sont :

- Contraintes de Von Mises :  $\bar{\sigma} = 3,769.10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xx \max} = 1,156 .10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yy \max} = 3,039.10^3$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz \max} = 2,590 .10^2$  MPa

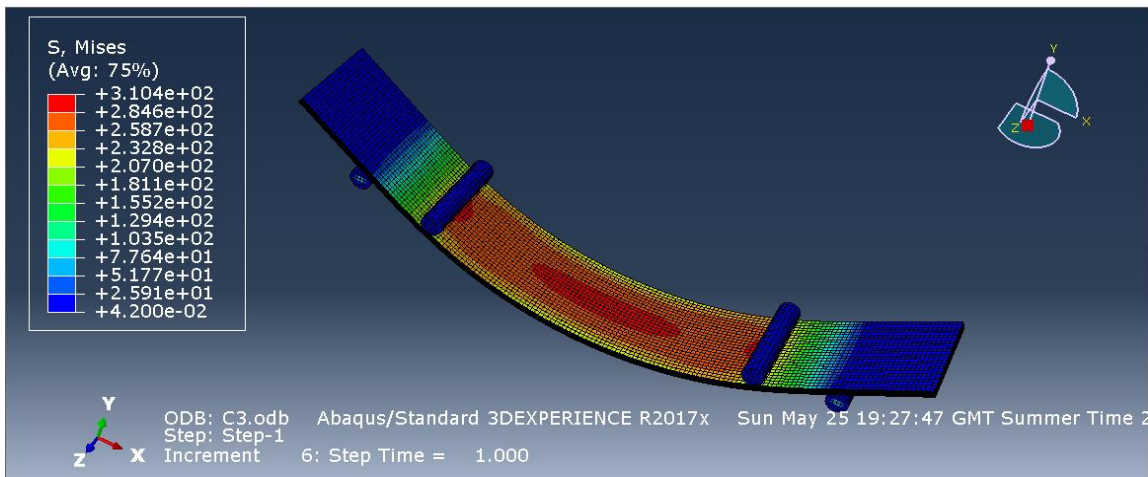
#### IV.8 .3 .Résultats de Composite Stratifié Cas 3 (0.45. -45.90.90.-45.45.0)



**Figure : IV.28.** Les contraintes van mises dans la plaque **Cas 3** de Flexion 3 Points.



**Figure : IV.29.** Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xx}$  et  $\sigma_{yy}$  et  $\sigma_{zz}$  dans la plaque Cas 3 de flexion 3points.



**Figure : IV.30.** Les contraintes van mises dans la plaque Cas 3 de Flexion 4 Points.

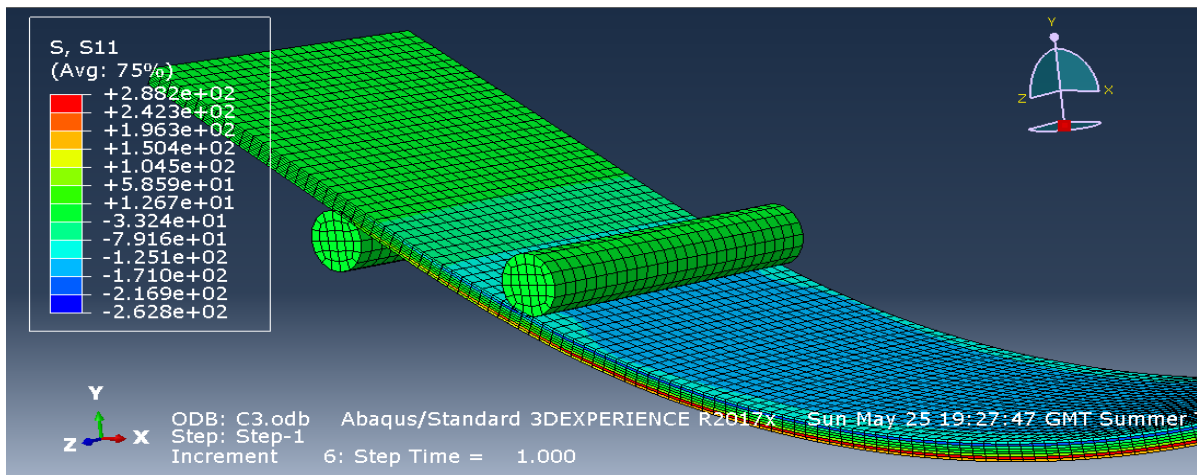


Figure : IV.31. (a)

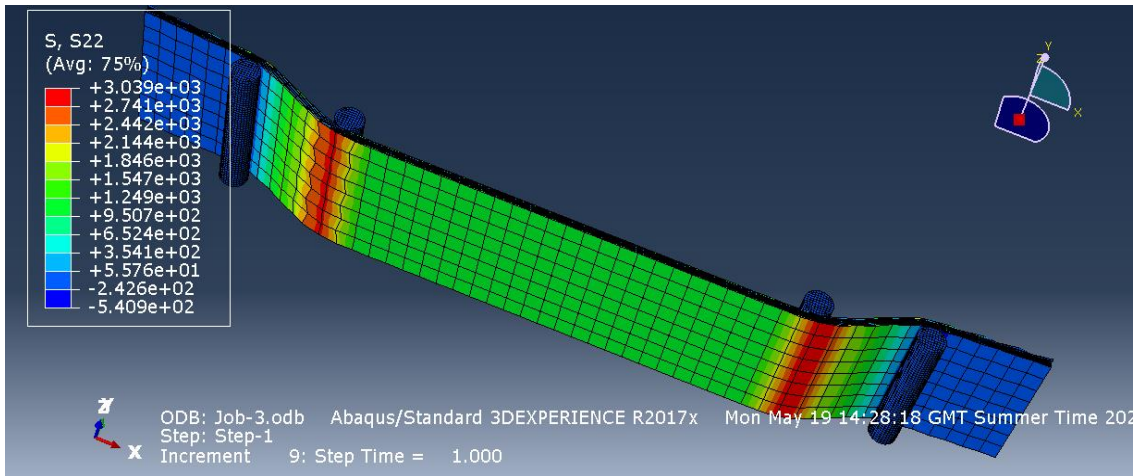


Figure : IV.31. (b)

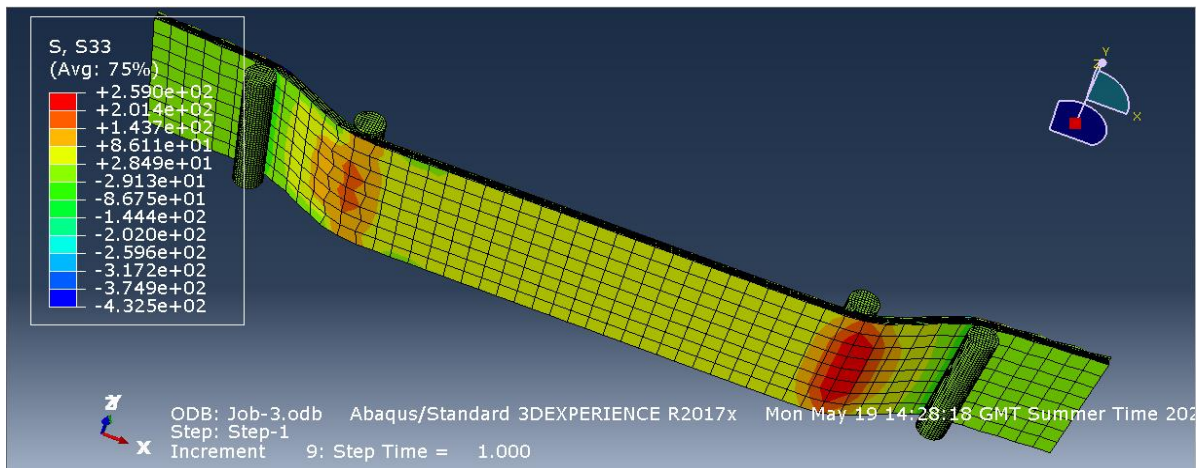
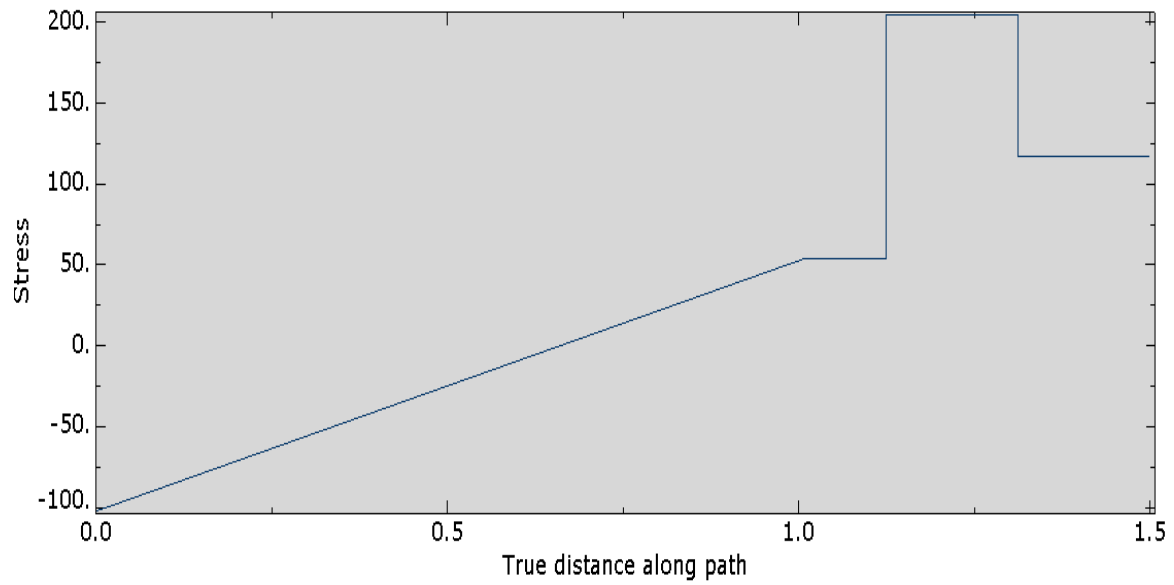
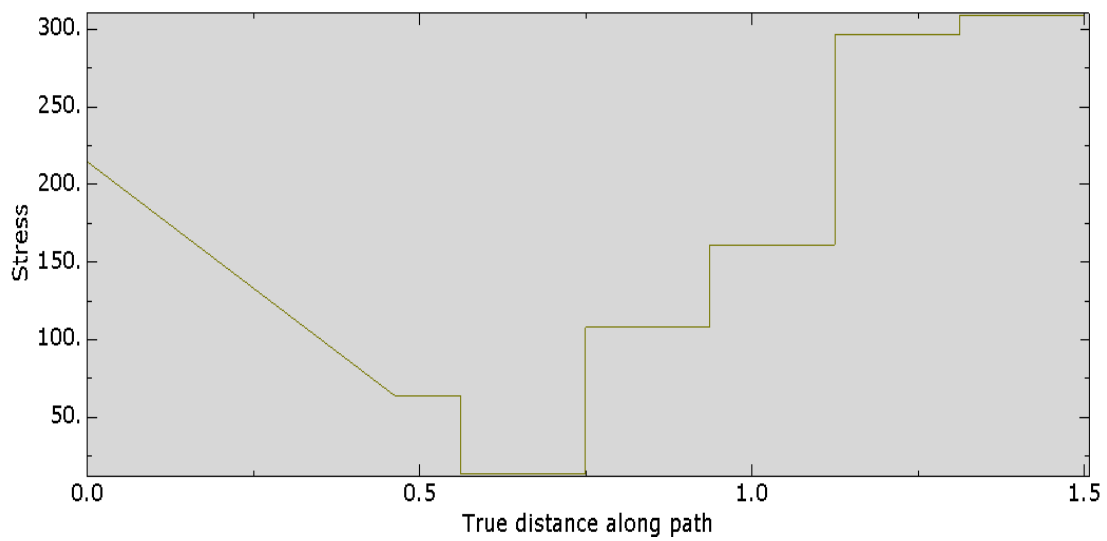


Figure : IV.31. (c)

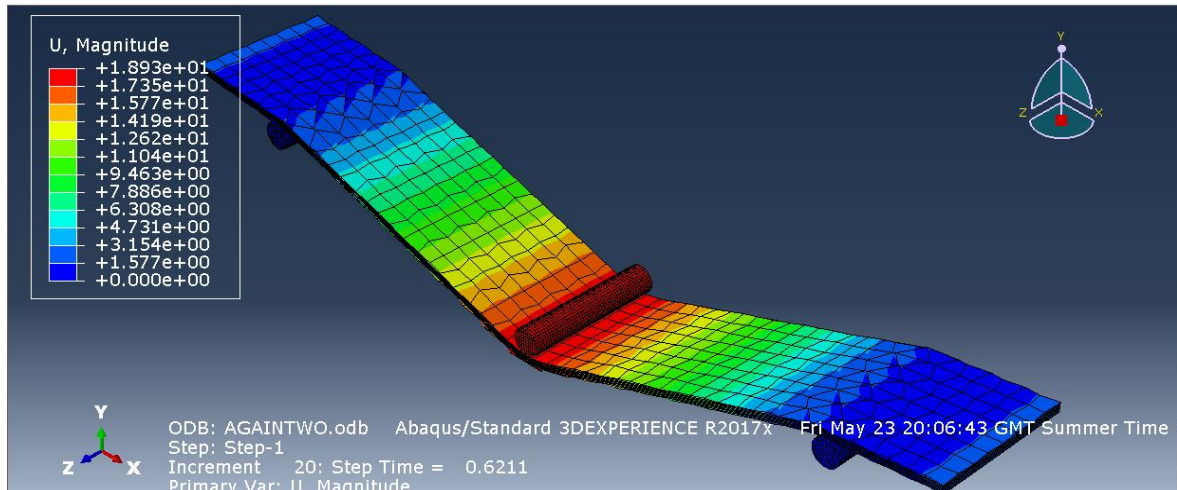
Figure : IV.31. (a) et (b) et (c) Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xx}$  et  $\sigma_{yy}$  et  $\sigma_{zz}$  dans la plaque Cas 3 flexion 4 points.



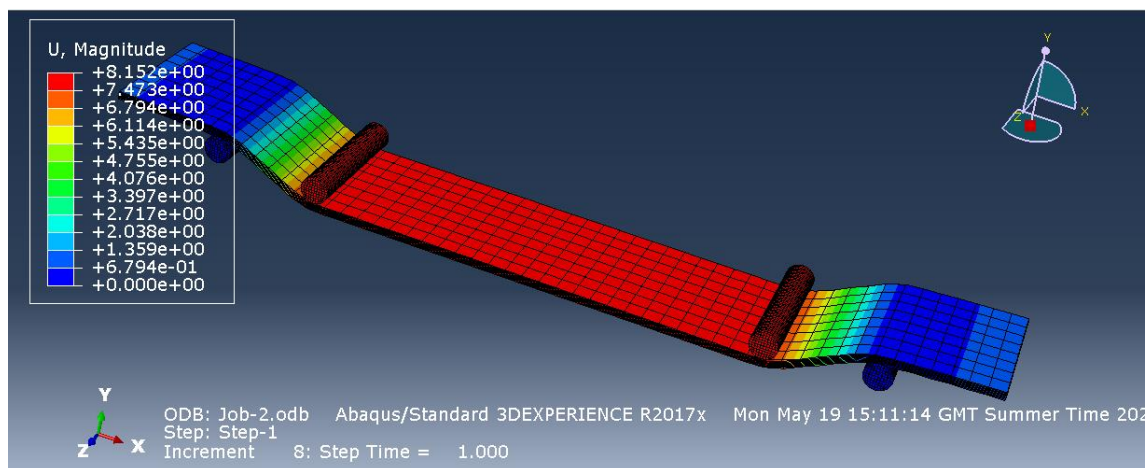
**Figure : IV.32.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 3** de flexion 3 points.



**Figure : IV.33.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 3** de flexion 4 points.



**Figure : IV.34.** Les déplacements magnitude dans la plaque de flexion 3 points



**Figure : IV.35.** Les déplacements magnitude dans la plaque de flexion 4 points

Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 3**) Flexion 3 points sont :

- Contraintes de Von Mises :  $\bar{\sigma} = 2,269 \cdot 10^2$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xx \max} = 3,839 \cdot 10^3$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yy \max} = 3,765 \cdot 10^3$  MPa
- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz \max} = 2,593 \cdot 10^3$  MPa

Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 3**) Flexion 4 points sont :

- Contraintes de Von Mises :  $\bar{\sigma} = 3,104 \cdot 10^2$  MPa

- Contraintes  $\sigma_{xx \max} = 2,882 \cdot 10^2$  MPa
- Contraintes  $\sigma_{yy \max} = 3,039 \cdot 10^3$  MPa
- Contraintes  $\sigma_{zz \max} = 2,590 \cdot 10^2$  MPa

## IV.8 Comparaison des Résultats obtenus

### IV.8 .1. Comparaison des Résultats obtenus des contraintes normales de Flexion 3 points

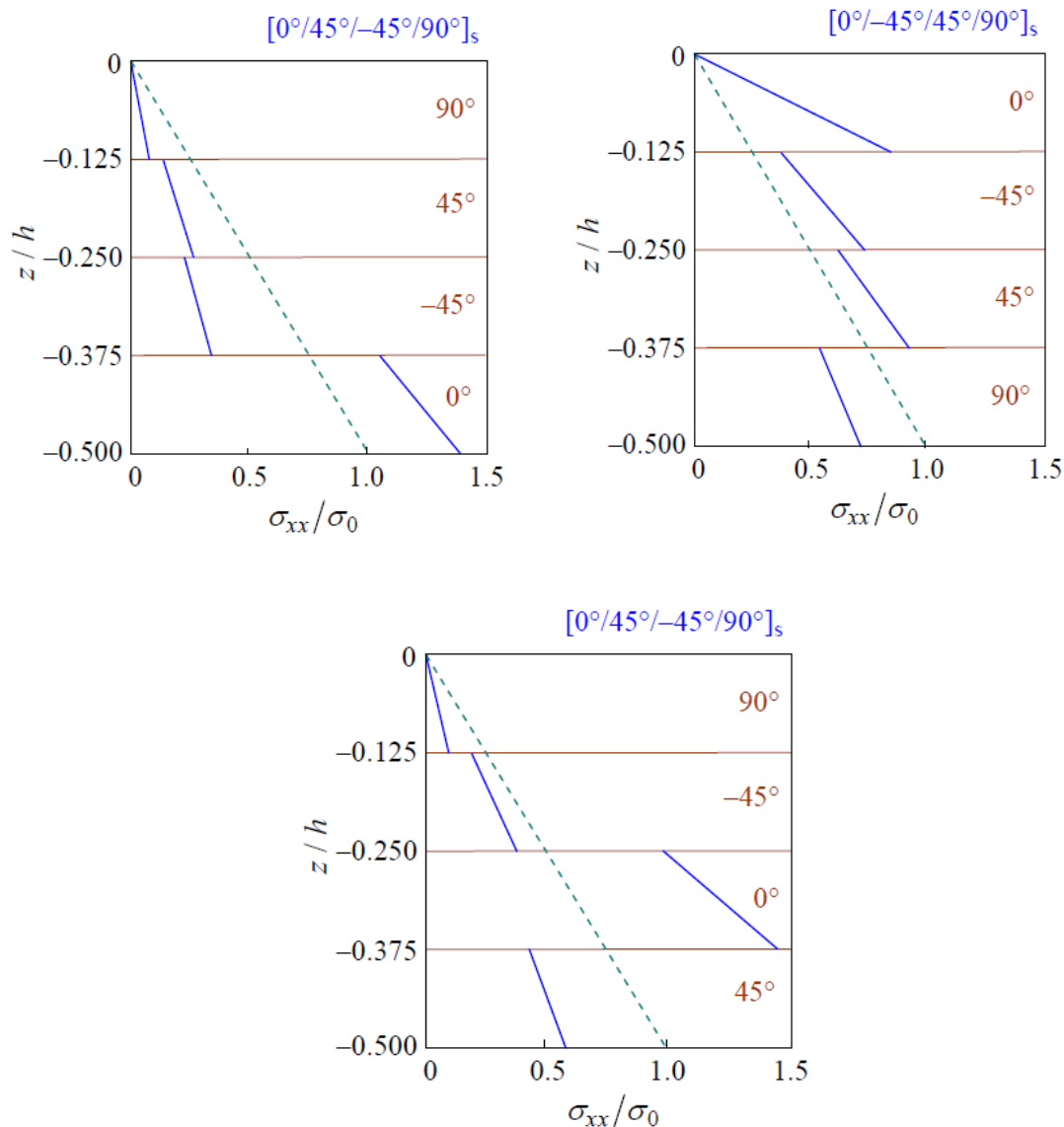
Le tableau IV.3 résume les valeurs de contraintes de Von Mises avec les contraintes selon l'axe xx obtenus par le calcul numérique sous le code ABAQUS

	<b>Cas 1 (0.-45.45. 90)s</b>	<b>Cas 2 (90.-45 .0.45)s</b>	<b>Cas 3 (90.-45.45.0)s</b>
	<b>En MPa</b>	<b>En MPa</b>	<b>En MPa</b>
<b>Contraintes de Von Mises par ABAQUS</b>	$2,269 \cdot 10^2$	$3,644 \cdot 10^2$	$2,269 \cdot 10^2$
<b>Contraintes de Normale par ABAQUS</b>	$2,048 \cdot 10^2$	$1,111 \cdot 10^2$	$3,839 \cdot 10^2$

### IV.8 .2. Comparaison des Résultats obtenus des contraintes normales de Flexion 4 points

Le tableau IV.4 résume les valeurs de contraintes de Von Mises avec les contraintes selon l'axe xx obtenus par le calcul numérique sous le code ABAQUS

	<b>Cas 1 (0.-45.45. 90)s</b>	<b>Cas 2 (90.-45 .0.45)s</b>	<b>Cas 3 (90.-45.45.0)s</b>
	<b>En MPa</b>	<b>En MPa</b>	<b>En MPa</b>
<b>Contraintes de Von Mises par ABAQUS</b>	$3,773 \cdot 10^2$	$3,769 \cdot 10^2$	$3,104 \cdot 10^2$
<b>Contraintes de Normale par ABAQUS</b>	$3,717 \cdot 10^2$	$1,156 \cdot 10^2$	$2,882 \cdot 10^2$

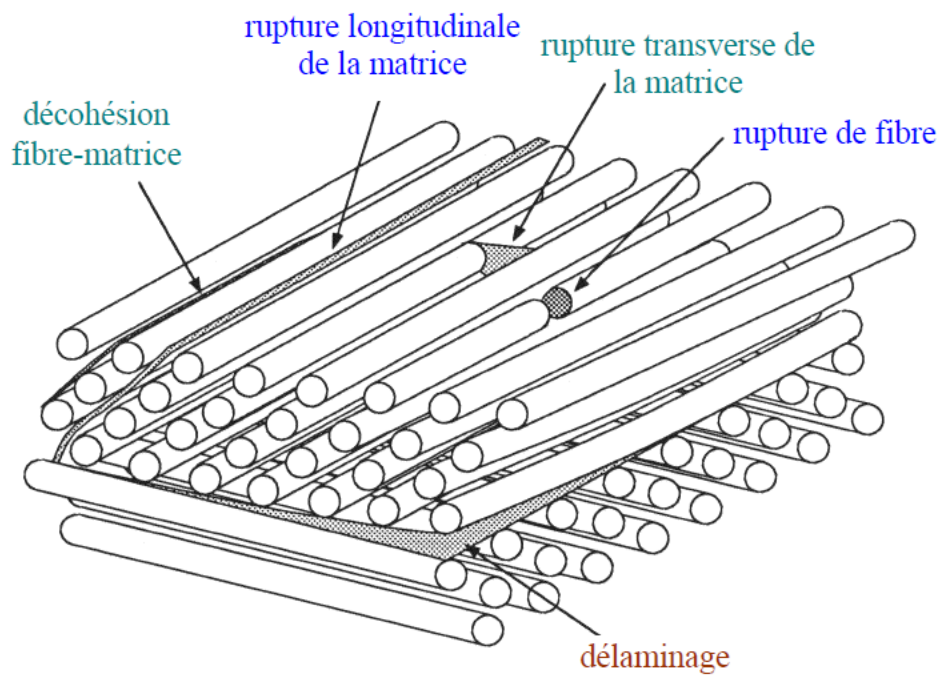


**Figure : IV.36.** Influence de la séquence d'empilement sur la répartition des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur des stratifiés en flexion 3 points  $\sigma_0=3PL/2bh$ .

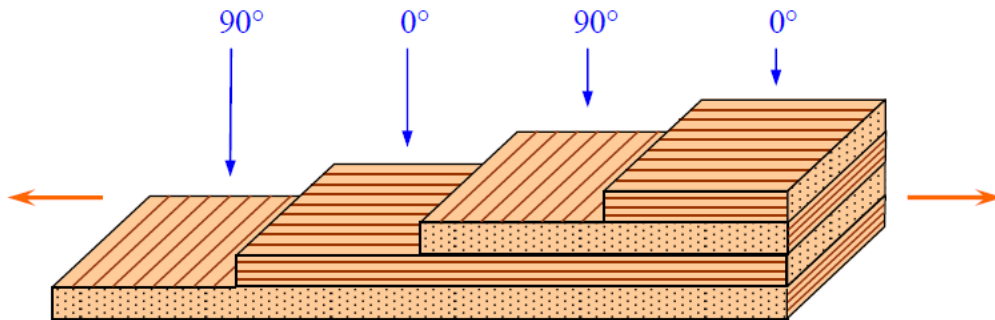
#### IV.9. L'étude de possibilité de délaminage de plaques stratifiées étudiée

Dans le cas des stratifiés, aux mécanismes élémentaires décrits précédemment (décohésion fibre-matrice, rupture longitudinale de la matrice, la rupture transverse de la matrice, rupture de fibres, s'ajoute (figure IV.37) un mécanisme de rupture entre les couches, appelé rupture par *délaminage*. Les mécanismes de rupture induits dépendent de la nature des constituants, de l'architecture des couches et du mode de sollicitation mécanique imposé. Par exemple, dans le cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction  $0^\circ$  (figure IV.38), le

premier phénomène de rupture observé est celui de la fissuration des couches orientées à  $90^\circ$ . La fissuration se produit par rupture longitudinale de la matrice ou/et par rupture de l'interface fibre-matrice dans les couches orientées à  $90^\circ$ . Cette fissuration conduit à la formation de fissures orientées transversalement (figure 12.14) à la direction du chargement mécanique. Ainsi, cette fissuration initiale des couches à  $90^\circ$  est appelée fissuration transverse du stratifié croisé. Lorsque le chargement mécanique est augmenté, le nombre de fissures croît jusqu'à atteindre un état de saturation de la fissuration. Les fissures transverses créent en pointes de fissures, entre les couches orientées à  $90^\circ$  et à  $0^\circ$ , des concentrations de contraintes qui conduisent à l'initiation puis à la propagation du délaminage à l'interface entre les couches. Ce délaminage se développe en suite jusqu'à la rupture finale du stratifié par rupture des fibres et de la matrice dans les couches à  $0^\circ$ . La figure 12.14 montre l'aspect final de la surface après rupture.

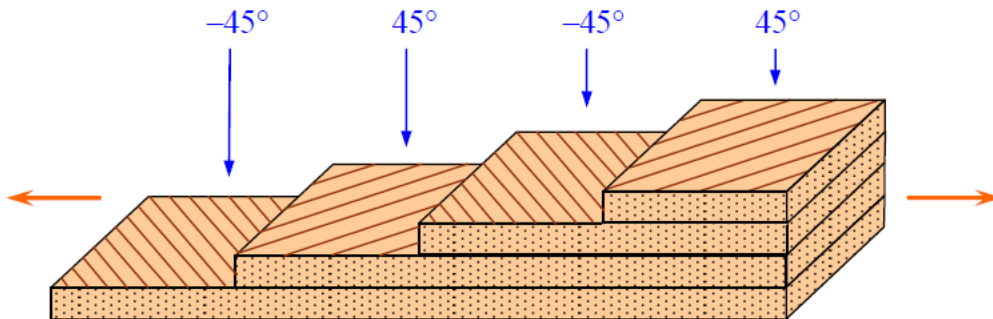


**Figure : IV.37.** Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés



**Figure : IV.38.**Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction  $0^\circ$ .

Dans le cas d'un stratifié croisé  $\pm 45^\circ$ , soumis à une traction longitudinale dans la direction  $0^\circ$  (figure IV.39), on observe d'abord une rupture longitudinale dans les couches à  $\pm 45^\circ$ , suivie d'un délaminage entre les couches.



**Figure : IV.39.**Stratifié croisé  $\pm 45^\circ$  soumis à une traction dans la direction  $0^\circ$ .

#### IV.9.1 Ordres de grandeurs des contraintes à la rupture

Les valeurs des contraintes à la rupture sont déterminées par l'utilisation la théorie classique de plaques stratifiées que définie dans le chapitre 2 (comportement mécanique des matériaux composite) les calculs des contraintes qui lancés dans cette partie pour le but de observer Est-ce qu'il y à une possibilité de délaminage dans la plaque ou non .les contraintes normales calculs qui nous allons voir pli après pli la distribution et l'évolution des valeurs des contraintes pour des coordonnées axiales régulièrement distribuées au milieu selon

l'épaisseur de la plaque, en commençant par la couche inférieure. Nous faisons observer que nous parlerons toujours de l'intensité des contraintes, en valeur absolue, lorsque celles-ci sont en compression, c'est-à-dire négatives, pour respecter l'interprétation physique et faciliter la comparaison entre les différentes étapes.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{11} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} \quad \text{et}$$

$$\begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{44} & 0 \\ 0 & Q_{55} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}$$

**Les données des plaques stratifiées**

	Fraction volumique	<b>E(MPa)</b>	<b>E<sub>IT</sub>(MPa)</b>	<b>G(MPa)</b>	<b>v</b>	<b>ρ(Kg/m<sup>3</sup>)</b>
Fiber de verre(f)	V <sub>f</sub> =0.6	E <sub>f</sub> =73000 MPa	73000 MPa	G <sub>f</sub> =29900 MPa	v <sub>f</sub> = 0.22	2600
Epoxy(m)	V <sub>m</sub> =0.4	E <sub>m</sub> =3450 MPa	/	G <sub>m</sub> = 1330 MPa	v <sub>m</sub> = 0.3	1200

**Le tableau IV.5** Les caractéristiques physiques et mécaniques fibres de verre époxy utilise.

Les coefficients de la matrice de rigidité C<sub>ij</sub>

$$Q_0 := \begin{bmatrix} 55508.23527 & 18940.10281 & 0 \\ 40985.06059 & 18940.10281 & 0 \\ 0 & 0 & 2283.31 \end{bmatrix}$$

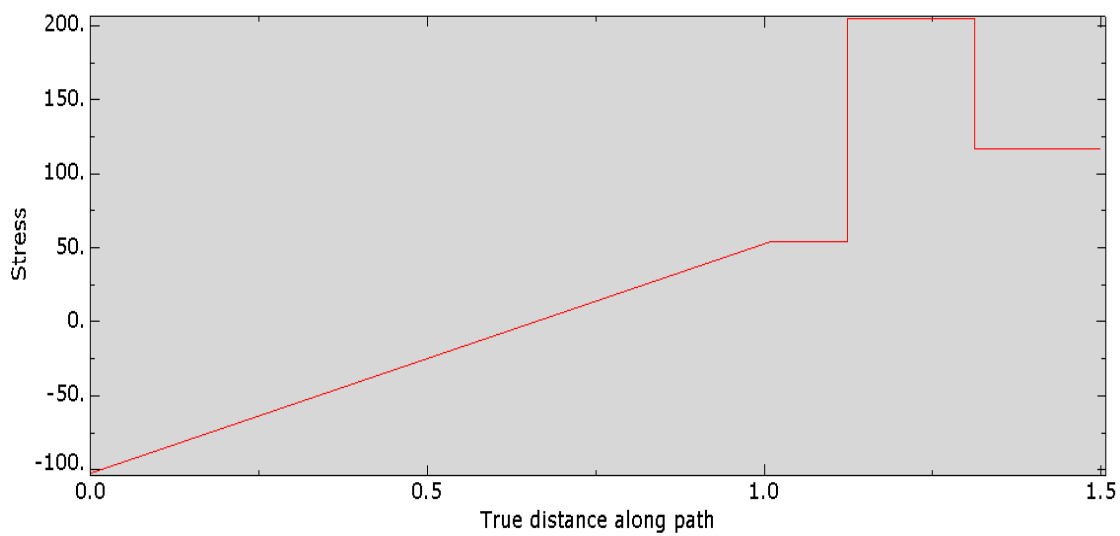
$$Q_{90} := \begin{bmatrix} 18940.10281 & 55508.23527 & 0 \\ 40985.06059 & 55508.23527 & 0 \\ 0 & 0 & 2283.31 \end{bmatrix}$$

$$Q_{45} := \begin{bmatrix} 41387.75 & 41387.75 & 0 \\ 22616.22771 & 41387.75 & 0 \\ 0 & 0 & 8936.646872 \end{bmatrix}$$

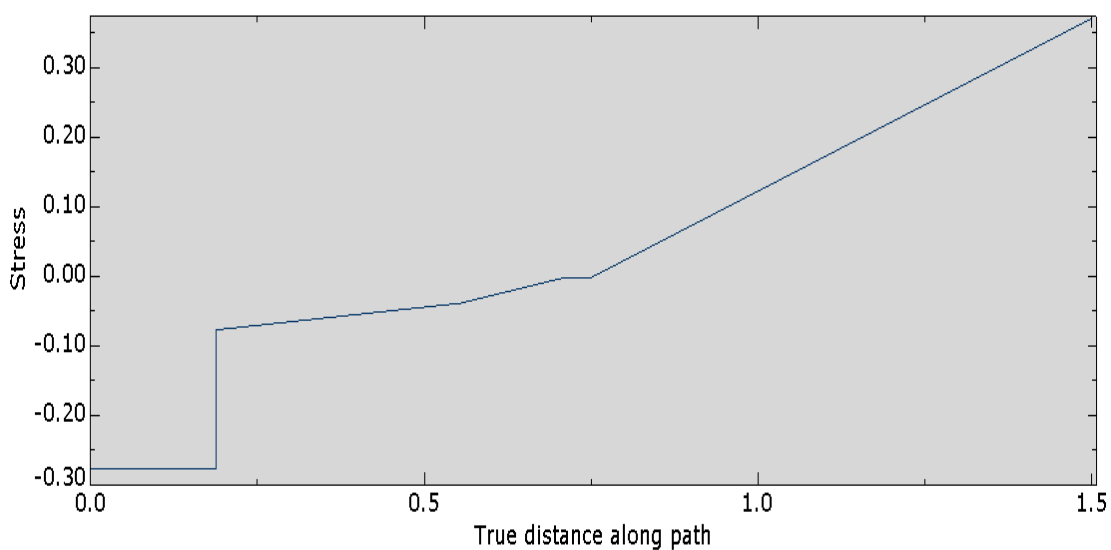
$$Q_{-45} := \begin{bmatrix} 41387.75 & 41387.75 & 0 \\ 22616.22771 & 41387.75 & 0 \\ 0 & 0 & 8936.646872 \end{bmatrix}$$

D’après les résultats des contraintes sur l’épaisseur de la plaque de simulation en Abaqus de chaque cas.

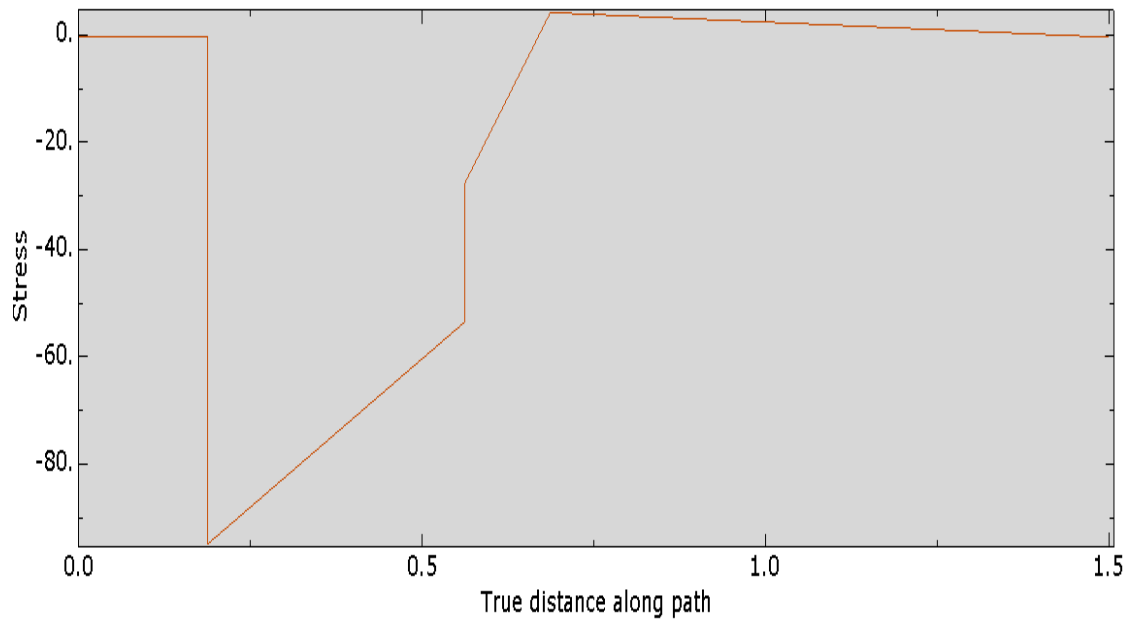
**Cas 1 (0.-45.45. 90)s**



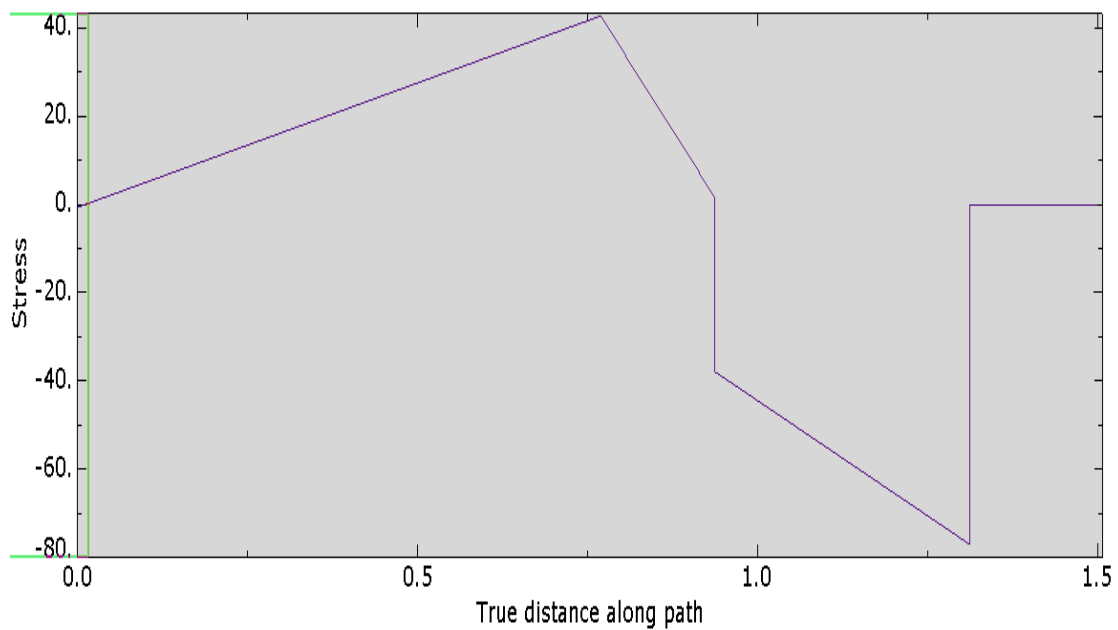
**Figure : IV.40.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l’épaisseur de la plaque **Cas 1** de flexion 3 points.



**Figure : IV.41.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l’épaisseur de la plaque **Cas 1** de flexion 4 points

**Cas 2 (90.-45 .0.45)s**

**Figure : IV.42.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 2** de flexion 3 points



**Figure : IV.43.** Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque **Cas 2** de flexion 4 points.

Cas 3 (90.-45.45.0)s

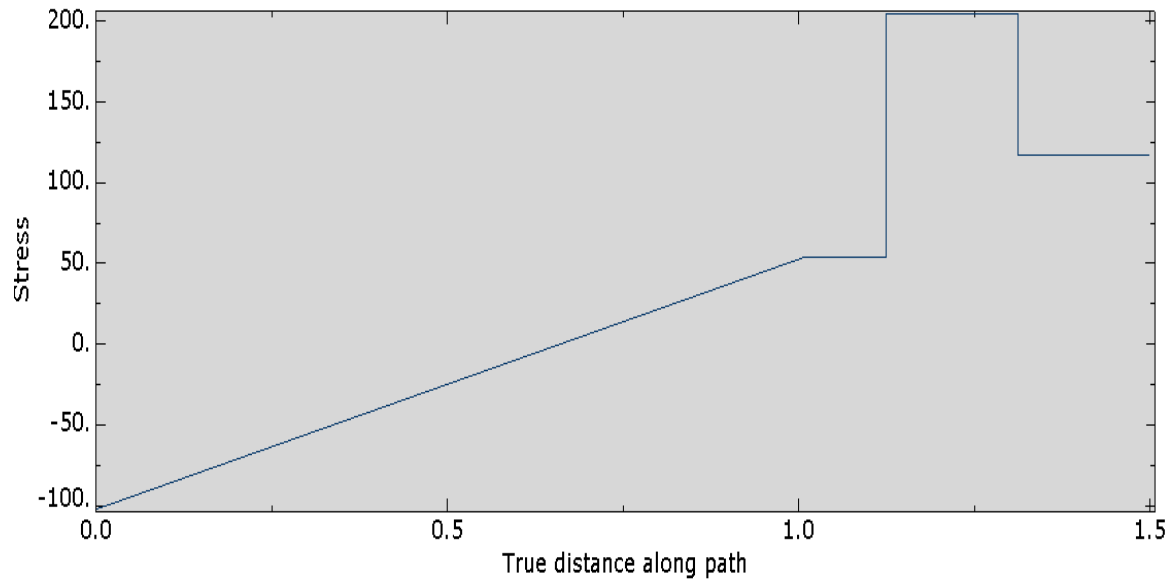


Figure : IV.44. Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque Cas 3 de flexion 3 points

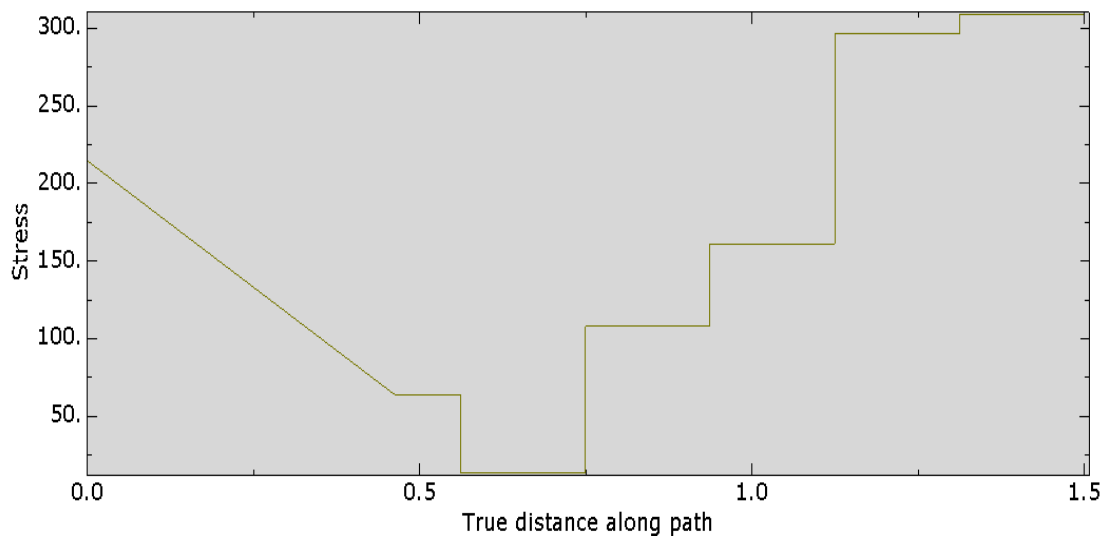


Figure : IV.45. Les valeurs des contraintes  $\sigma_{xx}$  dans l'épaisseur de la plaque Cas 3 de flexion 4 points.

### Calcul de Critères de délaminage

Dans cette partie on utilise les Critères de délaminage en contraintes. Les critères en terme de contraintes supposent que l'état de contrainte au sein de la structure est seul déterminant quant au phénomène étudié. Dans le cas du délaminage et suivant la méthode de calcul utilisée, les contraintes hors plan peuvent être singulières au niveau des interfaces. Les critères en terme de contraintes ponctuelles s'avèrent alors inadaptés. Afin de contourner ce problème de singularité, la plupart des formulations ont été exprimées en fonction des contraintes hors plan aux interfaces, moyennées sur une distance caractéristique  $y_0$

$$\bar{\sigma}_{iz} = \frac{1}{y_{0iz}} \int_0^{y_{0iz}} \sigma_{iz} dy \quad \text{avec } i = x, y \text{ et } z \quad (\text{IV- 1})$$

Cette procédure s'inspire de la distance caractéristique appliquée par Whitney et Nuismer aux contraintes planes au bord d'un trou (Whitney et al., 1974). Kim et Soni étudient une formulation de critère faisant intervenir les trois contraintes hors plan (Kim et al., 1986) après avoir travaillé séparément sur les phénomènes de cisaillement ( $\sigma_{xz}$  et  $\sigma_{yz}$ ) et d'arrachement ( $\sigma_{zz} > 0$ ) ou de compression ( $\sigma_{zz} < 0$ ) d'interface (Kim et al., 1984) :

$$\left( \frac{\bar{\sigma}_{xz}}{\sigma_{xz}^D} \right)^2 + \left( \frac{\bar{\sigma}_{yz}}{\sigma_{yz}^D} \right)^2 + \left( \frac{\bar{\sigma}_{zz}}{\sigma_{xz}^{DT} \sigma_{xz}^{DC}} \right) + \bar{\sigma}_{zz} \left( \frac{1}{\sigma_{zz}^{DT}} - \frac{1}{\sigma_{zz}^{DC}} \right) \quad (\text{IV- 2})$$

Les termes  $\sigma_{xz}^D$ ,  $\sigma_{zz}^{DT}$  et  $\sigma_{zz}^{DC}$  représentent respectivement les résistances admissibles au cisaillement, à la traction et à la compression. Dans ce critère, le terme linéaire en  $\sigma_{zz}$  permet de prendre en compte la compression de l'interface (cas d'une contrainte  $\sigma_{zz}$  négative) ce qui a tendance à retarder l'amorçage du délaminage.

Brewer et Lagace (Brewer et al., 1988) proposent un critère quadratique dont la formulation est à adapter au signe de la contrainte normale  $\sigma_{zz}$  :

$$\begin{aligned} \left( \frac{\bar{\sigma}_{xz}}{\sigma_{xz}^D} \right)^2 + \left( \frac{\bar{\sigma}_{yz}}{\sigma_{xz}^D} \right)^2 + \left( \frac{\bar{\sigma}_{zz}}{\sigma_{zz}^{DT}} \right)^2 &= 1 \quad \text{si } \sigma_{zz} > 0 \\ \left( \frac{\bar{\sigma}_{xz}}{\sigma_{xz}^D} \right)^2 + \left( \frac{\bar{\sigma}_{yz}}{\sigma_{xz}^D} \right)^2 + \left( \frac{\bar{\sigma}_{zz}}{\sigma_{zz}^{DC}} \right)^2 &= 1 \quad \text{si } \sigma_{zz} < 0 \end{aligned} \quad (\text{IV- 3})$$

Dans notre étude on utilise donc le critère de rupture de **TSAI-HILL**, donné par :

$$\alpha = \left( \frac{\sigma_l}{\sigma_{l \text{ rupture}}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_t}{\sigma_{t \text{ rupture}}} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{lt}}{\tau_{lt \text{ rupture}}} \right)^2 - \frac{\sigma_l \cdot \sigma_t}{\sigma_{l \text{ rupture}}^2} \quad (\text{IV-4})$$

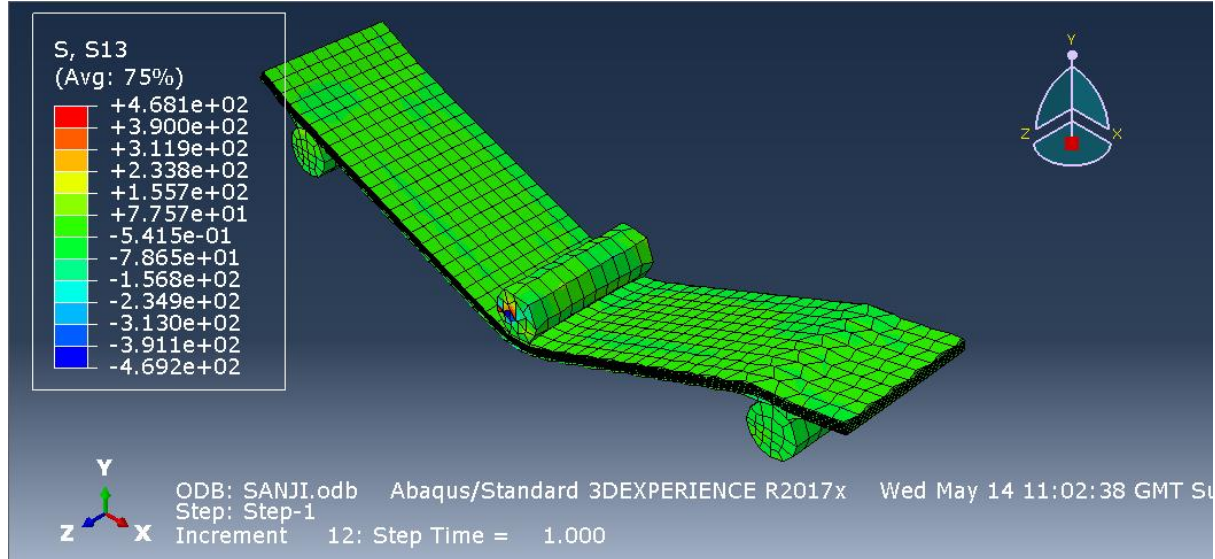
Dans le cas au le résultat de cette formule  $f(\sigma)$  (IV-4) est supérieur à 1 Nous disons que c'est il y a délaminage Et si le résultat de cette formule est inférieur à 1 Nous disons que aucunement de phénomène délaminage.

Ce critère de rupture est donc une condition de type  $\alpha \leq 1$  ou  $\alpha > 1$

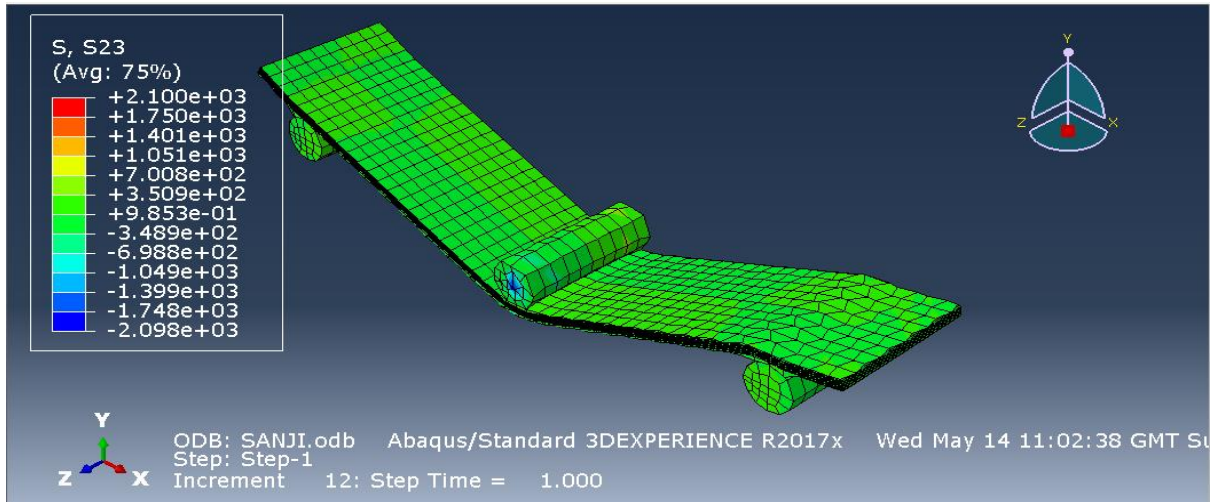
- Si  $\alpha < 1$  il n'y a pas de rupture du pli considéré
- Si  $\alpha \geq 1$  il y a rupture du pli considéré

Pour cela, nous avons besoin d'autres résultats, notamment les contraintes  $\sigma_{yz}$  et  $\sigma_{xz}$  au S23 et S 13 de chaque cas

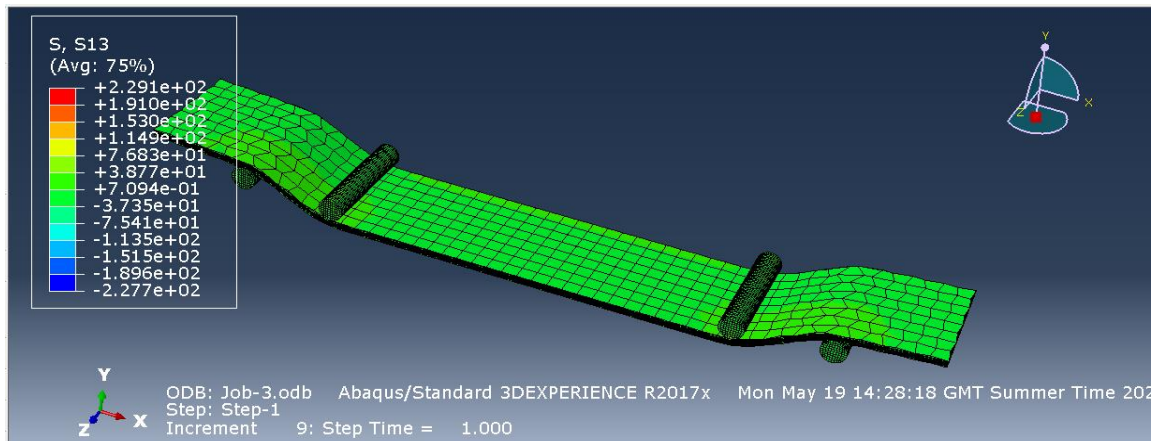
Cas 1



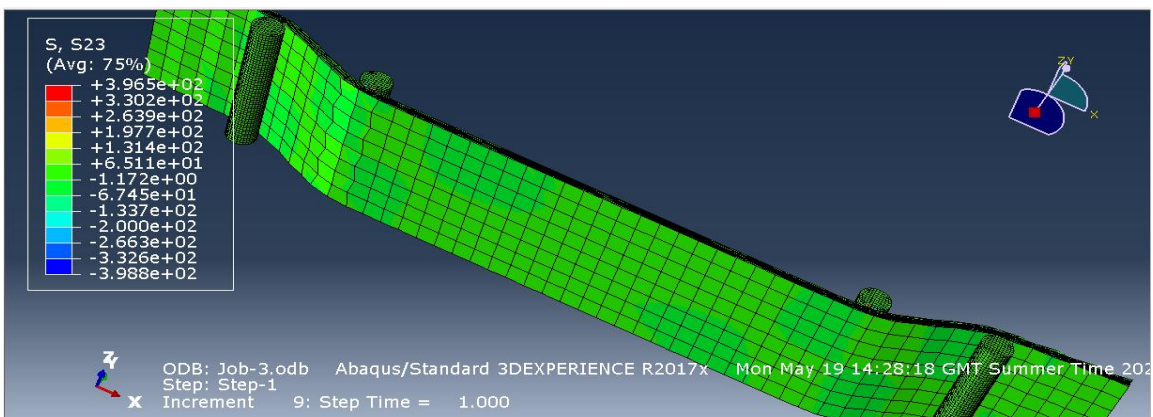
**Figure : IV.46.** Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xz}$  dans la plaque **Cas 1** de flexion 3points.



**Figure : IV.47.** Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{yz}$  dans la plaque Cas 1 de flexion 3points



**Figure : IV.48.** Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{xz}$  dans la plaque Cas 1 de flexion 4points



**Figure : IV.49.** Les contraintes les axes principaux  $\sigma_{yz}$  dans la plaque Cas 1 de flexion 4points

**Remarque :** Afin de ne pas être trop nombreux des figures dans ce chapitre on nous résumerons les résultats de simulations dans le paragraphe suivant :

Les valeurs des contraintes selon les axes (**Cas 1**) sont :

Flexion 3 points

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz} = 2,378.10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xz} = 4,681 .10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yz} = 2,100 .10^2$  MPa

Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 1**) sont :

Flexion 4 points

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz} = 2,378.10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xz} = 3,965 .10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yz} = 2,837 .10^2$  MPa

Les valeurs des contraintes selon les axes principaux (**Cas 2**) sont :

Flexion 3 points

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz} = 2,378.10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xz} = 4,681 .10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yz} = 2,837 .10^3$  MPa

Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 2**) sont :

Flexion 4 points

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz} = 2,378.10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yz} = 2,100 .10^3$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yz} = 2,837 .10^3$  MPa

Les valeurs des contraintes selon les axes principaux (**Cas 3**) sont :

Flexion 3 points

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz} = 2,378.10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xz} = 2,048 .10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yz} = 2,837 .10^3$  MPa

Les valeurs max des contraintes selon les axes principaux (**Cas 2**) sont :

Flexion 4 points

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{zz} = 2,378.10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{xz} = 4,681 .10^2$  MPa

- Contraintes  $\bar{\sigma}_{yz} = 2,837 .10^3$  MPa

Pour calculer la possibilité de délaminage des plaques stratifiées étudiées nous avons besoin

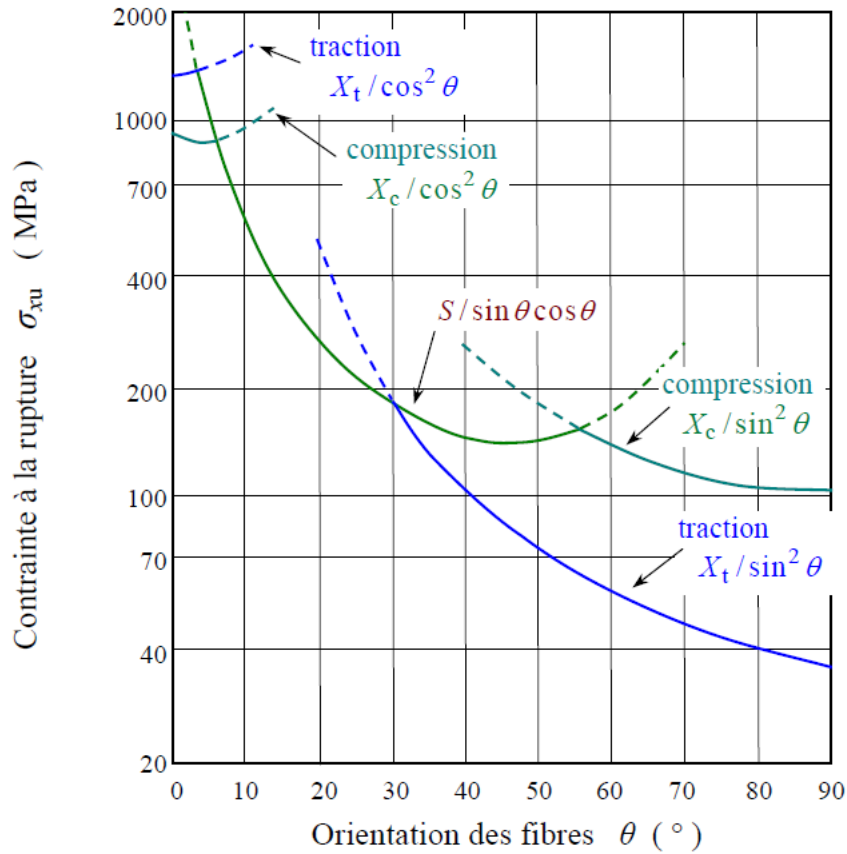
Les valeurs des contraintes admissibles usuelles pour un stratifié verre/époxy (avec une fraction volumique  $V_f = 0,6$ ) selon la littérature spécialisée et les normes de conception des composites (comme le **Lamina** de Tsai-Wu et Hashin) pour les cas  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$  [20].

Contrainte	Sens	Valeur approximative (MPa)
$\sigma_{xx}$	traction (longitudinal, $45^\circ$ )	500 MPa
$\sigma_{xx}$	compression (longitudinal, $45^\circ$ )	300 MPa
$\sigma_{yy}$	traction (longitudinal, $45^\circ$ )	500 MPa
$\sigma_{yy}$	compression (longitudinal, $45^\circ$ )	300 MPa
$\sigma_{xz}$	de cisaillement	40 MPa
$\sigma_{zz}$	normal (dans l'épaisseur)	(normal hors plan) : faible (~20 MPa)
$\sigma_{xx}$	traction (longitudinal, $0^\circ$ )	800 – 1100 MPa
$\sigma_{xx}$	compression (longitudinal, $0^\circ$ )	400 – 600 MPa
$\sigma_{yy}$	traction (longitudinal, $0^\circ$ )	800 – 1100 MPa
$\sigma_{yy}$	compression (longitudinal, $0^\circ$ )	400 – 600 MPa
$\sigma_{xz}$	de cisaillement	50 MPa
$\sigma_{zz}$	normal (dans l'épaisseur)	20 MPa
$\sigma_{xx}$	traction (longitudinal, $90^\circ$ )	30 – 50 MPa
$\sigma_{xx}$	compression (longitudinal, $90^\circ$ )	100 – 150 MPa
$\sigma_{yy}$	traction (longitudinal, $90^\circ$ )	40 – 70 MPa
$\sigma_{yy}$	compression (longitudinal, $90^\circ$ )	20 MPa
$\sigma_{xz}$	de cisaillement	40 – 70 MPa
$\sigma_{zz}$	normal (dans l'épaisseur)	(normal hors plan) : faible (~20 MPa)

**Le tableau IV.6** Les valeurs des contraintes admissibles usuelles pour un stratifié verre/époxy (avec une fraction volumique  $V_f = 0,6$ ) pour les trois cas.

D'après les utilisations de la Relation mathématique (IV-4) et les calculs de tous les cas

Nous avons trouvé les valeurs de  $f(\sigma) \leq 1$  alors on peut dire qu'il n'y a pas de délaminage parce que les valeurs des contraintes qui trouvé inférieur les valeurs des contraintes des ruptures des stratifiés de verre epoxy Comme le montre la figure ci-dessous



**Figure : IV.50.** Critère de la contrainte maximale dans le cas d'un composite unidirectionnel à fibres de verre [32]

## **Conclusion générale**

## Conclusion générale

Dans ce travail qui sanctionne la fin de formation, nous avons traité le thème « **Modélisation du comportement mécanique des matériaux composites sollicités en flexion trois points et 4 points statique** ». Dans un premier temps, nous avons présenté une recherche bibliographique sur les matériaux composites. Ensuite, nous avons donné les caractéristiques mécaniques des matériaux étudiés tout en rappelant que ces matériaux sont des matériaux stratifiés symétriques à renfort de fibres de verre E et de matrice en résine époxyde. Ces matériaux sont fabriqués sous forme de plaques par stratification successive de seize couches identiques de renfort, Cas1 désigné [0.-45.45. 90]s et Cas 2 désigné [90.-45 .0.45]s et Cas 3 désigné [90.-45.45.0]s . Ceci nous a conduits à considérer les résultats expérimentaux obtenus sur ces matériaux pendant leurs essais en flexion 3 points statique pour qu'ensuite les introduire dans un code de calculs numériques et de structures. Cette simulation numérique a été réalisée en utilisant le calcul de structure par éléments finis sous le code ABAQUS. Les résultats obtenus par simulation numérique montrent, pour les trois matériaux le Cas 3 plus rigide.

Ainsi, on peut déduire qu'avec une telle méthode, à savoir la simulation numérique, on peut réaliser sur ordinateur plusieurs tests avec plusieurs variantes sans recourir à l'expérimentation laquelle est souvent trop coûteuse de par les moyens matériels nécessaires à son exécution. Nous noterons que l'amélioration des produits par des tests rapides de différentes conceptions et scénarios avant la prise de décision finale, permettra de disposer de plus de temps pour réfléchir à de nouvelles conceptions

Nous pouvons conclure que La simulation numérique, de par son efficacité, permet de comprendre, d'optimiser ou d'anticiper le fonctionnement et le développement des produits. On qualifie souvent de la simulation comme outil de prototypage virtuel, car c'est une solution qui excelle notamment dans les phases de développement, permettant de réduire le nombre (et donc le coût) de prototypes réels par rapport à un développement traditionnel. La simulation numérique permet de couvrir un vaste domaine d'applicatifs multi-physiques et multi échelles.

## Références Bibliographiques

- [1] M. Abderrahmane « Etude de l'effet de la Microstructure Sur le Flambement Thermique des Plaques Fonctionnellement Graduées ».Thèse de doctorat en science UNIVERSITE DJILLALI LIABESSIDI BEL ABBES. 2018.
- [2] DEGHBODJ. S «Matériaux Composites »Polycopié de cours Département Génie Mécanique Université Larbi Tébessa .2021.
- [3] BOUDENNE.A, « Etude expérimentale et théorique des propriétés thermo-physiques de matériaux composite à matrice polymère », Université PARIS XII, 2003.
- [4] BERTHELOT.J.-M, « Matériaux composites: Comportement mécanique et analyse des structures»,1999.
- [5] JEAN WEISS ET CLAUDE BORD,« Les matériaux composites, Tomes 1 et 2», Edition du Cetim, 1983.
- [6] N. Bahlouli « Cours Composites» sur le site Internet, “<http://www.ipst.u-strasbg.fr/cours/matériaux-composites>, 1993
- [7] MEDJANI S, Elaboration et caractérisation des matériaux compositions sandwichs multicouches, Mémoire de master, université boumerdes, 2016.
- [8] Maurice Reyne «Technologie des Composites», 1995.
- [9] BARDONNET.P, « Résines époxydes (EP) », Techniques de l'Ingénieur, vol. A3465.2014
- [10] CHEVALIER.M, « Phénoplaste sou phénols-formols PF », Techniques de l'Ingénieur, vol. A3435.2015.
- [11] DANIEL GAY, Matériaux composites, Edition Hermès, 1997.
- [12] Khedidja HACINI « Etude de comportement mécanique en flexion 3 points d'un Matériau Composite par les éléments fini » thèse. Magister : UNIVERSITE BADJI MOKHTAR – ANNABA année 2012.
- [13] Berthelot, Masson «Matériaux composites-Comportement mécanique et analyse des structures» J.ISBN 2-225-85425-4, 1996
- [14] Abdenacer Chemami « Etude de la Performance des Matériaux Composites Sandwichs - Application en Fatigue » thèse. Doctorat : UNIVERSITE BADJI MOKHTAR – ANNABA année 2012.
- [15] Bourouis Fairouz « OPTIMISATION DE LA RUPTURE ET DE L'ENDOMMAGEMENT DE DIFFERENTS MATERIAUXSANDWICHS» 2010
- [16] SAIDANI KAMEL : « analyse des composite sandwich et qualification de Leur intégrité vis a vis de laruine» thèse.Doctorat : UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU année 2014.

- [17] ZAIDI Ali : « Etude du comportement de matériaux composites à matrice polymère en fatigue (effet du vieillissement) » thèse Magister université MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU année 2014.
- [18] Toufik ACHOUR « DES TECHNIQUES DERÉPARATION DES STRUCTURES COMPOSITES ENDOMMAGÉES » UNIVERSITE MENTOURI CONSTANTINE » thèse magister année : 2011
- [19] M. VICTOR ALFONSO MUNOZ CUARTAS « identification de mécanisme d'endommagement de stratifié carbone-époxyde par couplage de l'émission Acoustique et de la thermographie infrarouge » thèse doctorat Université de Toulouse Année :2015.
- [20] N. KHELIFA., « Etude du comportement mécanique en flexion 3 points de stratifiés croisés sollicités en fatigue », Mémoire de Magister, 2008.
- [21] Timoshenko, S. P., Woinowsky-Kreiger, S. «Theory of plates and Shells ». Mc Graw-Hill, New York. 1959.
- [22] SAADAoui Oussama et GABSI Miloud « Modélisation numérique du comportement mécanique des matériaux auxétiques sollicités en traction » Mémoire de Master en génie Mécanique Université ABBES LAGHROUR Khenchela 2024.
- [23] Mohamed chérif Boudouha et Bougandoura Riyadh « Développement d'un outil de calcul pour homogénéisations des matériaux composites avec plusieurs modèles, comportement mécanique des composites en 2D et 3D Mémoire de Master en génie Mécanique Université ABBES LAGHROUR Khenchela 2024.
- [24] Reddy J.N. « Theory and Analysis of Elastic Plates and Shells ».CRC Press.2007.
- [25] Reissner, E. « The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates », J ApplMech Trans ASME, vol. 12, pp. A69–A77.1945.
- [26] R.D. Mindlin «Influence of rotary inertia and shear on flexural motions of isotropic elastic plates ».ASME J ApplMech 18 (1951) 31–38.1951.
- [27] Belabed Zakaria « Étude du comportement statique et dynamique des plaques épaisses non homogènes » Thèse de doctorat en sciences - Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbes.2015.
- [28] Reissner, E. « The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates», J ApplMech Trans ASME, vol. 12, pp. A69–A77.1945
- [29] Yan..Yang, K.M.Liew, S. Kitipornchai. « Stochastic analysis of compositionally graded plates with system randomness under static loading ».Int. J. Mech. Sci. 47 (2005) 1519- 1541.
- [30] Thai, H.T. and Kim, S.E. « A simple quasi-3D sinusoidal shear deformation theory for functionally graded plates », Compos.Struct.Int.J.99,172-180.2013.
- [31] Minwo Park, Dong-Ho Choi « A two-variable first-order shear deformation theory considering in-plane rotation for bending, buckling and free vibration analyses of isotropic plates », Applied Mathematical Modelling 61 (2018) 49–71.2018.
- [32] Nguyen, H.N., Hong, T.T., Vinh, P.V., Quang, N.D. and Thom,D.V. « A refined simple first-order shear deformation theory for static bending and free vibration analysis of advanced composite plates », Materials, 12(15), 2019.<https://doi.org/10.3390/ma12152385>.



## **Abstract**

---

The proposed work focuses on the numerical simulation study of the mechanical behavior of laminated composite plates subjected to 3 point and 4 point bending, consisting of a fiberglass composite material and an epoxy matrix. The work consists of providing an overview of general knowledge on composite materials and the theoretical basis for laminated and conventional plates, as well as the different degradation modes, and simulation, which is the study of mechanical behavior in static bending.

The results obtained from the 3-point bending plates will be compared with the results from the 4-point bending plates.

**Keywords:** Laminated Structure, Composite Materials, Plate, Abaqus, 3 Point Bending, 4 Point Bending.

---

## **ملخص**

يركز العمل المقترح على دراسة المحاكاة العددية للسلوك الميكانيكي للصفائح المركبة الرقائعية المعرضة للإجهاد في انحناء ثلاثي وأربع نقاط لمادة مركبة من الألياف الزجاجية ومصنوفة إيبوكسي. يتكون العمل من تقديم لمحة عامة عن المعرفة العامة حول المواد المركبة والمعرفة النظرية حول اللوحات الرقائعية والتقليدية بالإضافة إلى طرق التدهور المختلفة والمحاكاة، وهي دراسة السلوك الميكانيكي في الانحناء الساكن.

تم مقارنة نتائج لوحة الانحناء 3 نقاط التي تم الحصول عليها مع نتائج لوحة الانحناء 4 نقاط.

---

## **Résumé**

---

Le travail proposé s'intéresse à l'étude de simulation numérique du comportement mécanique de plaque composite stratifiée sollicités en flexion 3 points et 4 points. d'un matériau composite fibre de verre et d'une matrice en époxy. Le travail consiste à Présenter un aperçu sur les connaissances générale sur les matériaux composites et la théoriques sur les plaques stratifiées et conventionnelles ainsi le les différent modes de dégradation, et simulation, qui est l'étude du comportement mécanique en flexion statique.

Les résultats des plaque flexion 3 obtenus de seront comparés aux résultats des plaque flexion 4.

**Mots clés :** Structure Stratifiées, Matériaux Composite, Plaque, Abaqus, Flexion 3 Points, Flexion 4 Points.

---

