

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE MOULOD MAMMARI DE TIZI OUZOU**



MÉMOIRE DE FIN D'ÉTUDES

**En vue d'obtention du diplôme de master académique
en génie mécanique
Option construction mécanique**

**ETUDE D'UNE SOLLICITATION HORS AXE D'UN COMPOSITE
UNIDIRECTIONNEL (VERRE E/ÉPOXYDE) : CAS DE LA
TRACTION**

PROPOSÉ ET DIRIGÉ PAR : MR. A. DJEBBAR

PRÉSENTE PAR : M. MEZZOU AGHILAS

PROMOTION 2011/2012

Remerciements

Je tiens à remercier Mr. A.DJEBBAR professeur à l'UMMTO, chef du département génie mécanique, pour avoir dirigé ce travail.

Je remercie aussi Melle Teklal. f pour avoir proposé et codirigé ce travail

Je remercie le responsable de la formation, Mr S.LARBI ainsi que tous les enseignants qui m'ont suivi durant tout mon cursus de formation.

Je remercie mon père et ma mère qui m'ont soutenu depuis mon enfance à m'investir dans mes études.

Je remercie tous ce qui m'ont aidé à la réalisation, de loin ou de près, de ce travail de fin d'études.

DÉDICACES

JE DÉDIE CE TRAVAIL À:

MES PARENTS ;

MES SŒURS ;

MES GRANDS PARENTS ;

TOUS MES ONCLES ET TANTES ;

TOUTE MA FAMILLE ;

TOUTE MA PROMOTION ;

TOUS MES AMIS EN GÉNÉRAL.

Sommaire

Introduction.....	1
--------------------------	----------

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

I.1. Introduction	3
I.2. Définition.....	3
I.3. Classification des matériaux composites.....	4
I.3.1. Classification suivant la forme des constituants.....	4
I.3.2. Classification suivant la nature des constituants.....	5
I.4. Composition d'un matériau composite.....	5
I.4.1. La matrice.....	5
I.4.2. Le renfort.....	6
I.4.2.1. Les différents types de renforts.....	6
I.4.2.2. Les structures des renforts.....	7
I.4.2.3. Les propriétés mécaniques des renforts.....	9
I.4.3. Les charges et les additifs.....	10
I.4.3.1. Les charges.....	10
I.4.3.2. Les additifs.....	11
I.4.4. Architecture du composite.....	11
I.4.4.1. Les monocouches.....	12
I.4.4.2. Les stratifiés.....	12
I.4.4.3. Les sandwichs.....	14
I.5. Domaines d'utilisation.....	14
I.6. Mise en œuvre des matériaux composites.....	15
I.7. Avantages/ Limitations.....	17
I.8. Conclusion.....	18

Chapitre II : Interface dans les composites

II.1. Introduction.....	19
II.2. Définition.....	19
II.3. Interphase	20
II.4. Rôle des interfaces	20
II.5. Mouillabilité et adhésion	21
II.5.1. Qualité d'adhésion de l'interface (fibre/matrice).....	21
II.5.1.1. Interface fibre/matrice très forte (interface liée).....	21
II.5.1.2. Interface fibre/ matrice très faible (non liée).....	22
II.5.1.3. Interface fibre/matrice intermédiaire	23
II.5.2. Mouillabilité.....	23
II.6. Modèles d'adhésion.....	24
II.6.1. Aspects chimiques	24
II.6.2. Aspects physiques	25
II.6.3. Aspects mécaniques	26
II.7. Contraintes à l'interface	26

II.8. Essai micromécanique	27
II.8.1. Test de Mc Garry.....	27
II.8. 2. Test de Broutman.....	28
II.8.3. Test de déchaussement	29
II.8. 4. Test de micro-indentation.....	29
II.9. Conclusion.....	30

Chapitre III : Mécanismes d'endommagement des composites

III.1. Introduction.....	31
III.2. Définition.....	31
III.3. Les différentes échelles d'observation de l'endommagement	31
III.4. Les mécanismes d'endommagement	32
III.4.1. Rupture de fibre	33
III.4.2. Rupture de la matrice	33
III.4.3. Décohésion fibre/matrice.....	35
III.5. Endommagement des composites stratifiés.....	35
III.5.1 Les fissurations.....	35
III.6. Influence de la matrice sur le mode de rupture.....	39
III.6.1. Mode de propagation de rupture de fibre.....	39
III.6.2. Mode d'endommagement cumulatif.....	40
III.7. Composite unidirectionnel soumis à une traction.....	41
III.7.1. Traction longitudinale	41
III.7.2. Traction transversale.....	42
III.8. Résistance d'un composite.....	43
III.8.1. Cisaillement	43
III.8.2. Compression.....	43
III.8.2.1. Longitudinale.....	43
III.8.2.2. Transversale.....	43
III.9. Conclusion.....	44

Chapitre IV : Essais mécaniques

IV.1. Introduction.....	45
IV.2. Différents essais sur les composites.....	45
IV.3. Essais statiques.....	46
IV.3.1. Essai de traction.....	46
IV.3.1.1. Traction longitudinale.....	47
IV.3.2.2. Traction transversale.....	48
IV.3.2.3. Traction hors axes (essai de traction à 45°).....	48
IV.3.2. Essai de compression.....	50
IV.3.3. Essai de flexion.....	50
IV.3.3.1. Essai de flexion trois points.....	50
IV.3.3.2. Essai de flexion quatre points.....	52
IV.3.3.3. Essai de flexion par flambement.....	52
IV.4. Essais dynamiques.....	53
IV .4.1. Essai de résilience (choc).....	54
IV.4.2. Fatigue des composites.....	54

IV.5. Conclusion.....	55
-----------------------	----

Chapitre V : Simulation du comportement des composites

V.1. Introduction	56
V.2. Loi de comportement	56
IV.3. Matrice de rigidité et de souplesse.....	57
IV.3.1. Matrice de souplesse.....	57
IV.3.2. Matrice de rigidité	60
IV.4. Constantes élastiques d'un composite unidirectionnel	64
IV.4.1. Masse volumique ρ	64
IV.4.2. Module d'Young longitudinal E_L	65
IV.4.3. Module d'Young transversal E_T	67
IV.4.4. Module de cisaillement G_{LT}	68
IV.4.5. coefficient de poisson ν_{LT}	68
V.5. Les modules dans les directions quelconques (hors axe).....	69
V.5.1. Le module d'Young E_x	69
V.5.2. Le module d'Young E_y	70
V.5.3. Le module de cisaillement G_{xy}	70
V.6. Sollicitation dans la direction x	70
V.7. Calcul de la matrice de souplesse.....	71
V.7.1. Présentation des programmes de calculs.....	71
V.7.2. Résultat.....	74
V.7.3. Interprétation	76
V.8. Calcul de la matrice de rigidité.....	76
V. 8.1. Présentation des programmes de calculs.....	76
V.8.2. Résultat.....	77
V.8.3. Interprétation.....	79
V.9. Calcul des modules d'élasticités hors axe	80
V. 9.1. Présentation des programmes de calculs.....	80
V.9.2. Résultat.....	81
V.9.3. Interprétation.....	83
Conclusion.....	83

Conclusion et perspectives.....	84
--	-----------

Références bibliographiques

Annexe

Liste des figures

Figure	Page
Fig. I.1 Constituants d'un matériau composite	3
Fig. I.2 Les différentes familles de matrices.....	6
Fig. I.3 Les différents types de renforts de base.....	7
Fig. I.4 Structure aléatoire.....	8
Fig. I.5 Structures unidirectionnelles (UD).....	8
Fig. I.6 Les principaux types d'armures utilisés pour le tissage des tissus.....	9
Fig. I.7 Exemple du plan du drapage d'un composite stratifié.....	12
Fig. I.8 Composite stratifié.....	13
Fig. I.9 Coupe d'une poutre sandwich.....	14
Fig. II.1 Interface fibre matrice.....	19
Fig. II.2 concepts d'interphase (a) et d'interface (b)	20
Fig. II.3 Mode de fissuration	22
Fig. II.4 Ensimage de la fibre de verre par dépôt de silane.....	24
Fig. II.5 Eprouvette de fragmentation en traction de Broutman	28
Fig. II.6 Test de déchaussement d'une micro-éprouvette de matrice (pull-out).....	29
Fig. III.1 Les différentes échelles d'observation de l'endommagement : matériaux stratifié.....	32
Fig. III.2 Rupture de fibre.....	33
Fig. III.3 Rupture de la matrice.....	34
Fig. III.4 Modes de fissuration de la matrice.....	35
Fig. III.5 Décohésion fibre-matrice.....	35
Fig. III.6 Différentes types de fissuration au sein d'un composite stratifié.....	36
Fig. III.7 Différents mécanismes de rupture d'un stratifié	37
Fig. III.8 Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°	38
Fig. III.9 Rupture en présence d'un trou d'un composite $[0^\circ/90^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone. (a) Rupture macroscopique au droit du trou. (b) Bord de l'éprouvette loin du trou : les couches à 90° sont microfissurées.....	38
Fig. III.10 Stratifié croisé $\mp 45^\circ$ soumis à une traction dans la direction 0°	39
Fig. III.11 Rupture d'un composite $[\pm 45^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone.....	39
Fig. III.12 Élément de fibre.....	40
Fig. III.13 Diagramme contrainte-déformation : cas ou $\varepsilon_{fr} < \varepsilon_{mr}$	41
Fig. III.14 Diagramme contrainte déformation dans le cas $\varepsilon_{fr} > \varepsilon_{mr}$	42
Fig. III.15 Rupture d'un matériau composite dans le cas $\sigma_m = \sigma_{mr} > \sigma_d$	43
Fig. IV.1 traction longitudinale.....	47
Fig. IV.2 traction transversale.....	48
Fig. IV.3 traction hors axe.....	49
Fig. IV.4 Flexion trois points.....	51
Fig. IV.5 Essai de flexion à quatre points.....	52
Fig. IV.6 Schéma de principe de l'essai de flambement.....	53
Fig. V.1 passage des axes principaux vers les axes matériaux.....	59

Fig. V.2 traction hors axe d'un composite unidirectionnel.....	71
Fig. V.3 organigramme de la simulation pour la matrice de souplesse.....	73
Fig. V.4 Courbe représentant les facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α	74
Fig. V.5 Courbe représentant les trois facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α	75
Fig. V.6 organigramme de la simulation pour la matrice de rigidité.....	77
Fig. V.7 Courbe représentant les facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α	78
Fig. V.8 Courbe représentant les trois facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α	79
Fig. V.9 organigramme de la simulation pour les modules élastiques (module d'Young E_x , E_y et le module de cisaillement G_{xy}).....	80
Fig. V.10 Courbe de variation de E_x et E_y en fonction de α	81
Fig. V.11 Courbe de variation de G_{xy} en fonction de α	81
Fig. V.12 Courbe de variation de E_x/E_L et E_y/E_L en fonction de α ...	82
Fig. V.13 Courbe de variation de G_{xy}/G_{LT} en fonction de α	82

Liste des tableaux

Tableau	Page
Tab. I.1 Récapitulatif des principales propriétés mécaniques des renforts	10
Tab. V.1 Propriétés mécaniques de résine époxyde.....	72
Tab. V.2 Propriété mécanique des fibres de verre E.....	72
Tab. V.3 Propriété mécanique du composite utilisé.....	72
Tab V.4 comparaisant les valeurs des trois facteurs à différent angles d'orientation des fibres.....	75
Tab V.5 comparaisant les valeurs des trois facteurs à différent angles d'orientation des fibres.....	79
Tab V.6 comparaisant les valeurs des modules d'élasticité à différent angles d'orientation des fibres.....	83

Nomenclature

τ : Contrainte de cisaillement [MPa]

r_f, R_f : Rayon de la fibre [mm]

τ_i : Contrainte de cisaillement à l'interface fibre/matrice [MPa]

r : Distance radiale à partir du centre de la fibre [mm]

τ_0 : Constante associée à la rugosité de la fibre ;

μ : Coefficient de frottement de Coulomb-Amontons ;

$\mu \sigma_i^{TH}$: Contribution constante apportée par la contrainte résiduelle radiale

$\mu \sigma_i^p$: dépendant du rapport des coefficients de poisson de la fibre et de la matrice.

γ : tension de surface.

θ : l'angle de la goutte avec la surface solide [°]

E_f : Module de la fibre [MPa]

E_m : Module de la matrice [MPa]

α_f : Le coefficient de dilatation de la fibre ;

α_m : Le coefficient de dilatation de la matrice ;

$\Delta\alpha$: La différence des coefficients de dilatation entre fibre et matrice ;

ΔT : l'écart entre la température du moulage et ambiance [C°]

ν_f et ν_m : les coefficients de poisson respectifs de la fibre et de la matrice,

ε_x : La déformation de l'éprouvette

σ_{fu}, σ_{fr} : Contrainte de traction à rupture de la fibre [MPa]

l_c : Longueur critique [mm]

F : la charge [N]

σ_{mr}, σ_{mu} : Contrainte de traction à rupture de la matrice [MPa]

σ_d, τ_d : Contrainte de décohésion normale et de cisaillement [MPa]

τ_m : Contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice [MPa]

R_f^* : Résistance des fibres la plus faible [MPa]

σ_m^* : Contrainte moyenne dans la matrice au moment de la rupture [MPa]

d : diamètre de la fibre [mm]

$\varepsilon_{fr}, \varepsilon_{mr}$: Déformation de la fibre et de la matrice

σ_{cr} : Contrainte à la rupture du composite [MPa]

V_f : Fraction volumique des fibres

E_L : Le module longitudinal [MPa]

E_T : Le module transversal [MPa]

ν_{TL}, ν_{TL} : Coefficient de poisson

G_{LT} : Le module de cisaillement longitudinal [MPa]

E_X : Le module hors axe dans la direction x [MPa]

E_y : Le module hors axe dans la direction y [MPa]

G_{xy} : Le module de cisaillement hors axe dans la direction xy [MPa]

F_{rc} : Charge à la rupture [N]

l : Longueur de l'éprouvette [mm]

h : Épaisseur de l'éprouvette. [mm]

b, h : section de l'éprouvette [mm]

L : Distance entre les deux appuis [mm]

p : le rapport entre la charge applique sur la charge critique [N]

C : la rigidité du matériau (matrice de rigidité)

S : la souplesse du matériau (matrice de souplesse)

C_{ijkl}, C_{ij} : Élément de la matrice de rigidité

S_{ijkl}, S_{ij} : Élément de la matrice de rigidité

i, j, k et l : sont des indice

C' : matrice de rigidité hors axe

S' : matrice de souplesse hors axe

C'_{ijkl}, C'_{ij} : Élément de la matrice de rigidité hors axe

S'_{ijkl}, S'_{ij} : Élément de la matrice de rigidité hors axe

M, M^T : matrice de passage, matrice transpose de la matrice de passage

introduction générale

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.

Depuis les 50 dernières années, les matériaux composites unidirectionnels à fibres continues connaissent une popularité grandissante au sein de plusieurs industries de pointe. Dans l'industrie aéronautique, par exemple, de plus en plus de composantes structurales (ailes, fuselage, etc.) ou utilitaires (sièges, etc.) normalement fabriquées en aluminium sont remplacées par leurs équivalents en matériaux composites. Cette tendance est principalement motivée par les propriétés spécifiques (propriété divisée par la masse volumique) élevées de ces matériaux et leur impact direct sur la masse, et par conséquent, sur le rendement économique des structures entières. Par exemple, il est estimé (Gilchrist et Lévesque, 1999) que si un composite carbone / époxy, au lieu de l'aluminium, est utilisé en certaines sections d'un siège de passager, le rendement économique global d'un avion de ligne de 300 passagers peut être augmenté de 1 million de dollars canadiens.

Toutefois, l'introduction à grande échelle des matériaux composites dans tous les secteurs de l'industrie se fait relativement lentement. Ceci s'explique par le fait que le design et l'analyse des structures en matériaux composites sont plus complexes et coûteux que ceux des matériaux dits « conventionnels » (acier, aluminium, etc.). En effet, le comportement anisotrope des matériaux composites rend l'analyse structurale « à la main » lourde et requiert l'utilisation d'ordinateurs (simulation, modélisation, ...).

Dans ce travail nous avons étudié le comportement d'un composite unidirectionnel par simulation numérique dans le cas d'une sollicitation (traction) en changeant l'orientation des fibres de 0° à 90° , en appel aussi les composites des matériaux à la carte. Pour cette étude nous avons partagé le travail en Cinq chapitres

Dans le premier chapitre nous donnons d'une manière générale les différents types de matériaux composites, ainsi certaines caractéristiques et leur domaine d'utilisation et certaines définitions de base. Ensuite, dans le second chapitre on parle des interfaces dans les composites où nous donnons des définitions de base, sont rôle, les différents modes d'adhésions et les essais micromécanique. Puis, dans le troisième chapitre on parle des mécanismes d'endommagement d'un composite où nous donnons les différentes échelles d'observation d'un endommagement, les différentes ruptures d'un matériau composite, l'influence de la matrice sur le mode de rupture et encore, dans le quatrième chapitre on parle des essais

Introduction générale

mécaniques où nous donnons les types d'essais et les différents essais mécaniques. Enfin, nous finissons par le dernier chapitre qu'est la simulation du comportement d'un composite unidirectionnel où nous donnons la loi de comportement qui régit le matériau composite d'une manière générale et dans le cas des sollicitations hors axe, ensuite on passe à la partie simulation et interprétation des résultats obtenus. Et on finit par une conclusion générale et des perspectives.

Chapitre I:

Généralités sur les matériaux composites

I.1. Introduction

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, libertés des formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés chimiques. La connaissance des caractéristiques de chacun des composants permet, par la sommation de leurs performances (physique, chimique, mécanique, ...etc.), de définir celles du produit final.

I.2. Définition

Un matériau composite est l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux non miscibles de nature différente, et dont les qualités se complètent afin d'obtenir un matériau hétérogène et fortement anisotrope dont les performances sont supérieures à celles de ses constituants de base, ou mieux encore, par effets de synergie. Les matériaux composites ne sont pas alliés, mais associés [1].

Un matériau composite nécessite l'association intime d'au moins deux composants : le renfort et la matrice, qui doivent être compatibles entre eux et se solidariser (figure I.1) ; ce qui introduit la notion d'un agent de liaison, l'interface assure la compatibilité renfort matrice.

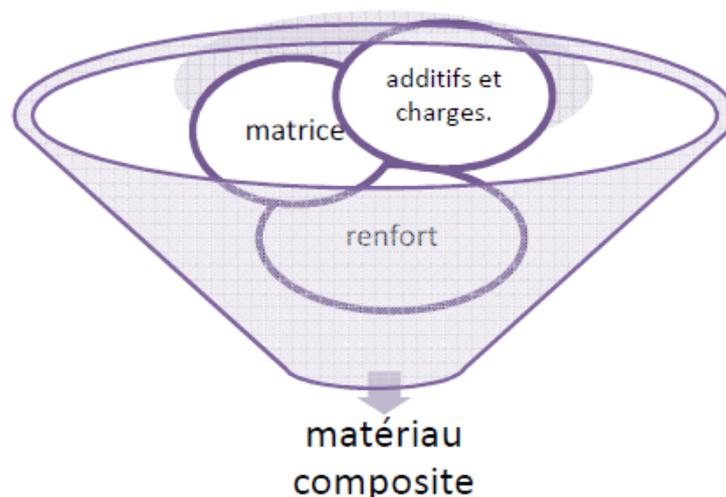


Figure I.1 : constituants des matériaux composites

I.3.Classification des matériaux composites

Comme leur nom le laisse entendre, les matériaux composites sont constitués de plusieurs ingrédients. La nature de la matrice, le type de renforts, d'adjuvants, et les quantités relatives de ces éléments entrant dans la formulation, ainsi que les procédés de mise en œuvre, ont une incidence déterminante sur les caractéristiques du produit fini [1].

Les matériaux composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivants leur natures.

I.3.1.Classification suivant la forme des constituants

Le renfort peut se présenter sous forme de fibres ou de particules.

■Composite à fibres

Le matériau est dit composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Elles peuvent être soit continues ou discontinues. Il ce dégage donc deux grandes classes de matériaux composites.

***Les composites de grande diffusion (GD)**

Ce sont les plus courants, généralement réalisés à partir de fibres de verre et de résine polystère insaturée ou phénolique, Ils constituent plus de 95% de la production et les demandeurs les plus importants sont l'industrie des transports (automobile, ferroviaire) et la construction électrique. Destinés à des fabrications en grande série, souvent très automatisés [2].

*** Les composites de hautes performances (HP)**

Les constituants sont surtout des résines époxyde renforcées par des fibres longues de verre, mais surtout de carbone ou d'aramide. Les demandeurs, intéressés par leurs caractéristiques mécaniques et thermiques élevées, mais aussi par des séries de productions très faibles, sont l'industrie aéronautiques et spatiale, l'automobile sportive, les chantiers navals pour des embarcations expérimentales ou de compétition [2].

■ Composites à particules

Lorsque le renfort se présente sous forme de particule, le composite est dit à particule. Une particule est une fibre ne possédant pas une direction privilégiée [1].

I.3.2. Classification suivant la nature des constituants

Selon la nature de la matrice, les composites sont classés en trois catégories :

- ◆ à matrice organique ;
- ◆ à matrice métallique ;
- ◆ à matrice minérale.

I.4. Les constituants d'un matériau composite.

Il est constitué de deux constituants de base, la matrice et le renfort.

I.4.1. La matrice

La matrice joue le rôle de liant. Elle permet de répartir les efforts et de transférer les contraintes mécaniques aux fibres et joue sur sa plasticité pour éviter la propagation des fissures. La matrice idéale doit adhérer suffisamment au renfort pour que le transfert des contraintes mécaniques soit optimal. Elle doit être ductile et la moins onéreuse possible. Ces exigences sont souvent difficilement conciliables. En conséquence, le choix de la matrice dépend surtout de l'utilisation et du matériau composite en service [3].

Les différentes familles de matrices sont présentées dans la figure I-2.

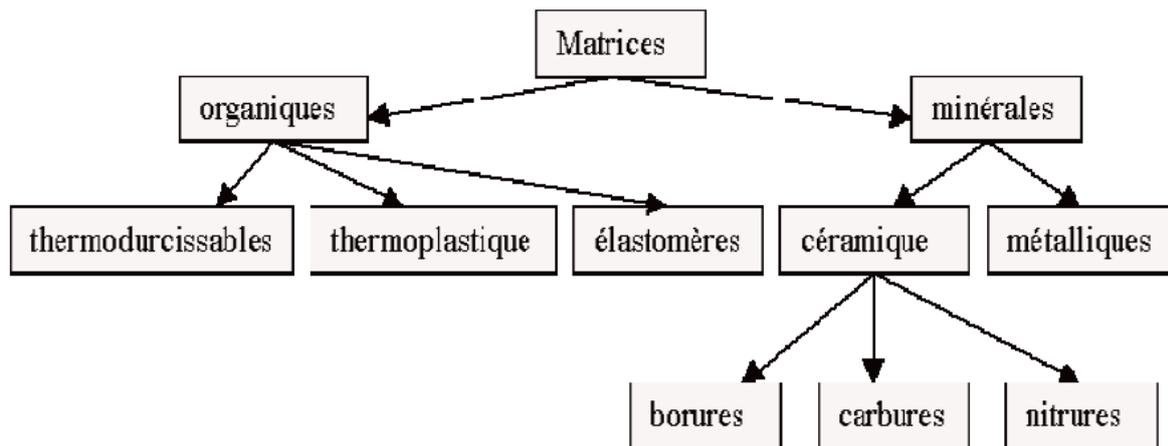


Figure I-2 : Les différentes familles de matrices.

I.4.2. Le renfort

Le renfort constitue l'armature ou le squelette, assurant la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité). Il est par définition de nature fibreux ou filamentaire. Le diamètre des fibres est d'environ 5 à 15 μ m. Ce sont les renforts qui apportent l'essentiel des propriétés mécaniques d'un matériau composite. Ils sont le plus souvent d'origine organique (par exemple aramide) ou minérale (carbone, verre, bore, carbure de silicium) [3].

I.4.2.1. Les différents types de renforts

Différentes natures de charge peuvent être utilisées. On distingue trois grandes familles comme sur la figure I.3.

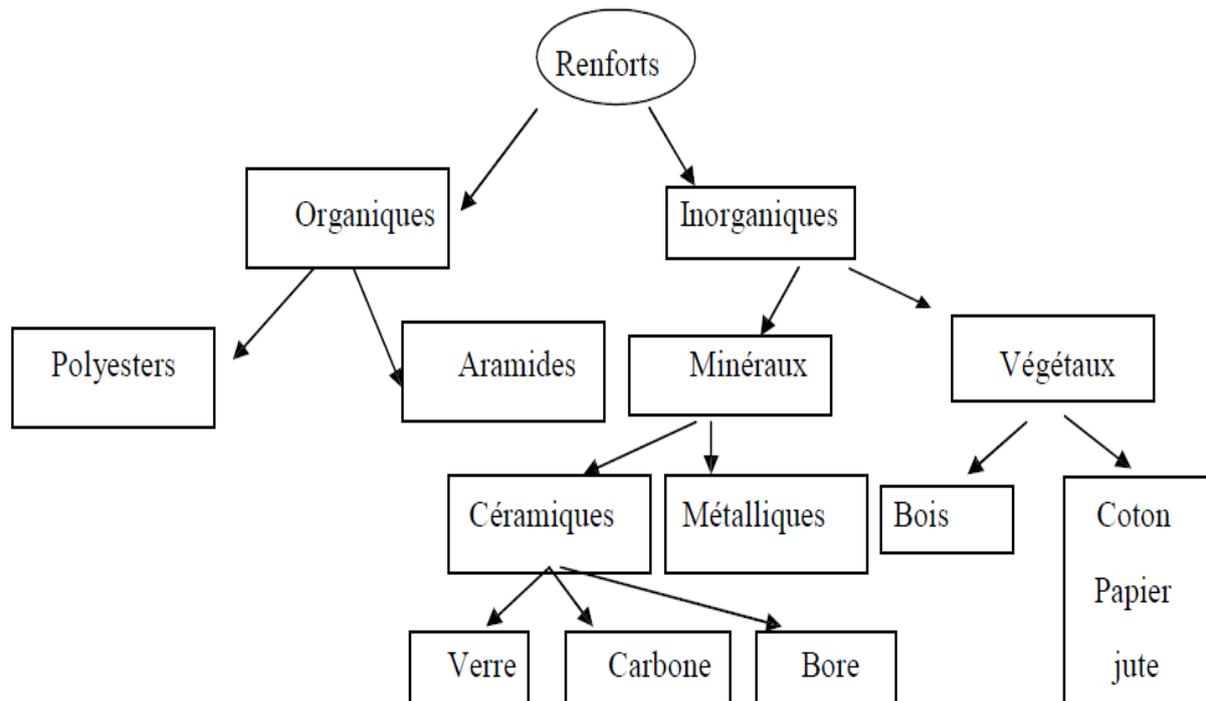


Figure I.3 : Les différents types de renforts de base.

I.4.2.2. Les structures des renforts

Le renfort peut se présenter suivant deux structures distinctes:

- Les structures aléatoires,
- Les structures orientées.

La structure du renfort est l'élément le plus déterminant du degré d'anisotropie du matériau composite.

a) Les structures aléatoires

Les structures aléatoires sont réalisées à partir de fibres coupées ou broyées. Ces fibres sont dispersées de façon aléatoire et maintenues par un liant soluble afin d'obtenir un mat à fibres courtes. Ce type de renfort est utilisé lorsqu'on recherche une bonne résistance à la compression. (Figure I.4).

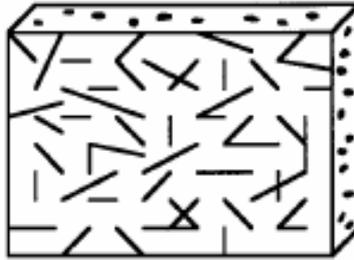


Figure I.4 structure aléatoire

b) Les structures orientées

Les structures orientées se divisent en deux catégories :

1) Les structures unidirectionnelles (UD)

Dans ces structures, les fibres sont orientées dans une même direction qui sera la direction principale de sollicitation (Figure I. 5). Certaines propriétés physiques, telles que les conductivités électrique et thermique, d'un pli unidirectionnel sont plus grandes dans un sens que dans l'autre.

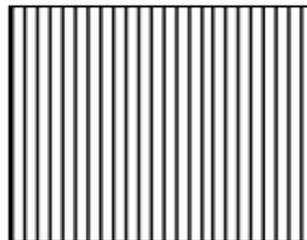


Figure I-5 : structures unidirectionnelles (UD)

2) Les structures tissées

Elles sont généralement obtenues par tissage (bi ou tri directionnel) ou par superposition de nappes unidirectionnelles. Les tissus diffèrent parable mode d'entrecroisement des fibres appelé armure. On distingue le satin, la serge et le taffetas, (représente par la **figure I.6**) Le satin est surtout employé lorsqu'on souhaite obtenir une grande résistance mécanique, le taffetas et la serge sont les plus couramment utilisés [3].

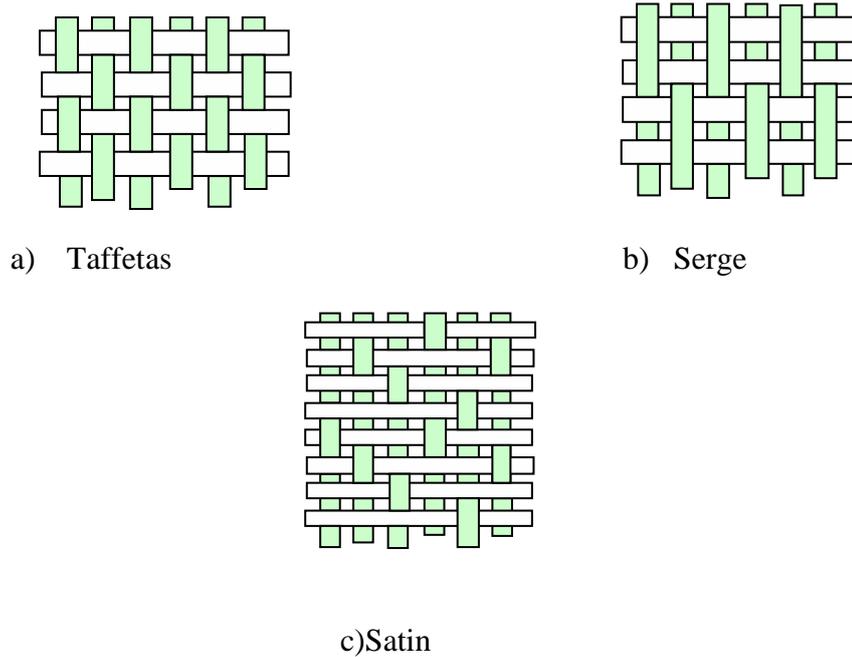


Figure I. 6 : Les principaux types d'armures utilisés pour le tissage des tissus

Comme un tissu est difficilement déformable sur une surface gauche, on réalise également pour des utilisations spécifiques de l'armure bi ou tridimensionnelle.

Le renfort se présente sous forme de filaments de longueur plus ou moins grande, dont les qualités recherchées sont les suivantes :

- bonnes caractéristiques mécaniques ;
- légèreté, résistance thermique, compatibilité avec les résines ;
- adaptabilité aux procédés de mise en œuvre ;
- faible prix.

I.4.2.3. Les propriétés mécaniques des renforts

Le tableau I.1 regroupe différentes propriétés mécaniques obtenues par des tests de traction sur les fibres des matériaux composites [2].

	P (kg/m ³)	σ (MPa)	ε (%)
Verre E	2600	76	4,4
Verre R	2550	86	5,2
Carbone HR	1750	430	-
Carbone HM	1810	400	-
Carbone HM (brai)	2000	280	-
Carbone THM	1950	600	-
Kevlar 29	1440	60	3,6
Kevlar 49	1450	120	1,9
Kevlar 149	1470	160	1,5
Bore	2600	430	-
SiC	3000	410	-
SiC (Nicalon)	2550	200	-
Alumine (Al ₂ O ₃)	3400-3950	300-390	-
Kernel	1350	7	20
Kynol	1270	4,5	20-60
Apyeil	1380	17	40

Tableau I-1 : Récapitulatif des principales propriétés mécaniques des renforts [2].

I.4.3. Les charges et les additifs :

I.4.3.1. Les charges

On désigne sous le nom général de **charge** toute substance inerte, minérale ou végétale qu'est ajoutée à un polymère de base, permet de modifier de manière sensible les propriétés mécaniques, électriques ou thermiques, d'améliorer l'aspect de surface ou bien, simplement, de réduire le prix de revient du matériau transformé.

A l'inverse des matières thermoplastiques, les matières thermodurcissables ont toujours contenu des charges de nature et de forme variée, à des taux souvent élevés pouvant atteindre 60 % en masse dépassant se pourcentage le composite arrive à saturation.

Pour un matériau donné, le choix d'une charge est déterminé en fonction des modifications recherchées pour l'objet fini. Mais, d'une manière générale, les substances

utilisables comme charges des matières plastiques devront d'abord satisfaire à un certain nombre d'exigences [4] :

- Compatibilité avec la résine de base ;
- Mouillabilité ;
- Uniformité de qualité et de granulométrie ;
- Faible action abrasive ;
- Bas prix de revient.

I.4.3.2. Les additifs

Un **additif** désigne une substance qui est introduite dans un mélange pour apporter une propriété spécifique, ils se trouvent en faible quantité (quelque % et moins) et interviennent comme :

- Les adjuvants ;
- Lubrifiants et agents de démoulage ;
- Pigments et colorants ;
- Agents anti-retrait ;
- Agents anti-ultraviolets.

I.4.4. Architecture du composite

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

- Les monocouches ;
- Les stratifiées ;
- Les sandwiches.

I.4.4.1. Les monocouches

Le composite monocouche (couche élémentaire ou strate) correspond à l'unité élémentaire d'épaisseur, elle est constituée d'un ou plusieurs plis identiques (tissé, UD, mats,...) assemblés sans aucune orientation. Un pli est un semi produit de composites (fibres+matrice) présenté sous forme quasi-bidimensionnelle, feuille d'épaisseur faible (≈ 0.125 mm). On distingue, le pli UD (Le renfort est à structure UD), le pli tissé (Le renfort est à structure orienté) et le pli mat (Le renfort est à structure aléatoire). (Figure I.7)

La superposition de la monocouche dans l'ordre du plan de drapage va constituer le stratifié

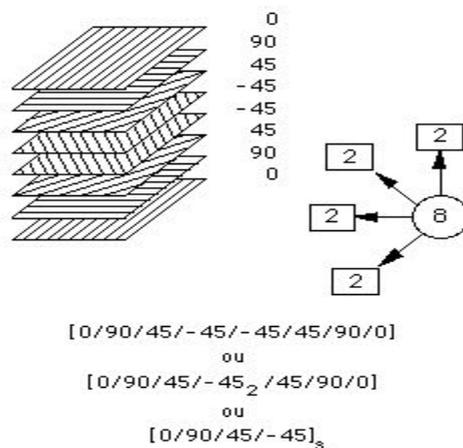


Figure I.7 : Exemple du plan du drapage d'un composite stratifié

I.4.4.2. Les stratifiées

Le composite stratifié ou multicouches est un ensemble de couches empilées et orientées suivant un ordre de drapage défini et rendues solidaires par l'opération de polymérisation.

Le drapage c'est l'orientation des plis par rapport à un référentiel donné. Il définit les propriétés mécaniques, électromagnétiques et thermiques globales du matériau composite [4].
Figure I-8.

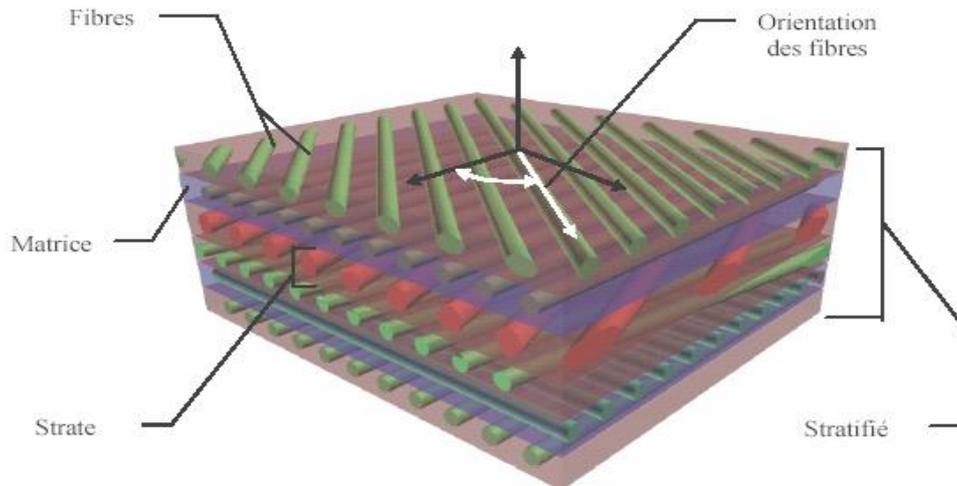


Figure I-8 : Composite stratifié

Les stratifiés peuvent être de trois types :

- 1) Equilibrés : le stratifié contient autant de couches orientées suivant la direction $+ 45$ que de couches suivant la direction $- 45$,
- 2) symétriques : les couches du stratifié sont disposées symétriquement par rapport à un plan moyen (miroir),
- 3) orthogonaux : le stratifié comporte autant de couches à 0° que de couches à 90° .

Lorsque la symétrie miroir est réalisée, elle entraîne la symétrie des contraintes et empêche ainsi l'apparition des déformations d'ensembles de la pièce (voilement, gauchissement).

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

I.4.4.3. Les sandwichs

Les sandwichs sont des matériaux possédant deux peaux de grande rigidité et de faible épaisseur renfermant un cœur (âme) de forte épaisseur et de faible résistance.

L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une bonne résistance à la flexion et un excellent isolant thermique (figure I.9) [3].

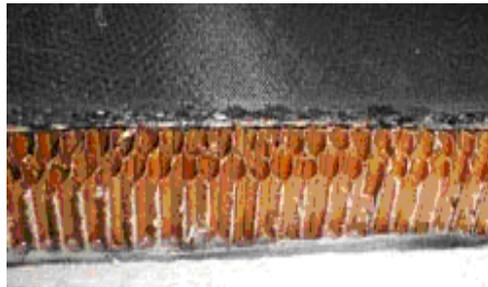


Figure I-9 : Coupe d'une poutre sandwich

I.5. Domaines d'utilisation

Le domaine d'application des matériaux composites est très large.

-Électricité ; électronique : isolants de la grosse confection électrique, supports de disjoncteurs, supports de circuits imprimés, armoires, coffrets, capots, antennes, radomes, sommets de tours de télévision, chemins des câbles et éoliennes.

-Bâtiment et travaux publics : cellules d'habitation, cheminées d'usines, coffrages : moules à béton, panneaux de façade, couvertures diverses (coupes, hublots, ...), piscines, profilés, cloisons, portes, mobilier et sanitaire.

-Transport :

a) Routier : pièces de carrosseries : carrosseries complètes, roues, boucliers, calandres, arbre de transmission, ressorts de suspension, poutres de châssis, carters, bras de suspension, cabines, sièges, citernes routières, camions isothermes et caravanes.

b) Ferroviaire : avants de motrices, voitures, wagons, portes sièges, panneaux intérieurs et gaines de ventilation.

c) Maritime : hovercrafts, embarcations de sauvetage, vedettes, chalutiers, engins de débarquement, bâtiments antimines, voiliers de compétition, bateaux de plaisance et canoës.

e) Filaire : cabines de téléphériques, télécabines.

f) Aérien : avions de tourisme « tout composite », planeurs « tout composite », plusieurs centaines de pièces d'avions : radome, bords d'attaque, volets, pales d'hélicoptères, hélices, arbre de transmission et disques de freins d'avions.

g) Spatial : corps de propulseurs, corps de rentrée dans l'atmosphère, réservoirs, tuyères.

-Mécaniques générale et divers : engrenages, coussinets, boîtiers de vérins, roues inertielles, bras de robots manipulateurs, lances de métiers à tisser, éléments de tables traçantes, bouteilles de gaz sous pression, tube pour plates-formes offshore et pneumatiques à carcasses radiales.

-Sports et loisirs : raquettes de tennis et de squash, cannes à pêche, skis, planches à voile, de surf, à roulettes, perches à sauter, javelots, arcs et flèches, casques de protection, cadres de bicyclette, clubs de golf et avirons. [5]

I.6. Mise en œuvre des matériaux composites

Trois opérations sont indispensables :

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

-soit par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables,

-soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques [6].

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

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

-Moulage au contact ;

-Moulage par projection simultanée ;

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

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

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

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

Les procédés les plus importants sont

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

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

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

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

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

6. Enroulement filamentaire (ou bobinage): technologie pour les HP. Le principe consiste en un enroulement sous tension sur un mandrin tournant autour de son axe de fibres continues préalablement imprégnées d'un liant. Les avantages sont la disposition optimale des renforts, les très bonnes propriétés mécaniques, possibilité de réaliser des pièces de grandes dimensions avec des surfaces internes lisses. Les limites sont que formes uniquement convexes et investissements importants [7]

I.7 AVANTAGES / LIMITATIONS

L'usage des matériaux composites ne cesse de croître dans différents domaines : automobile, naval, pétrolier, aéronautique et aérospatial. En effet, ces matériaux présentent de nombreux avantages :

- Importantes rigidités et résistances spécifiques afin de concevoir des structures hautes performances tout en réalisant des gains de masse par rapport aux solutions métalliques précédentes.
- Faible sensibilité à la fatigue.
- Faible sensibilité à la corrosion.

- Possibilité de réaliser des structures de formes complexes. One shot. Réduisant ainsi les couts l'assemblage.
- Possibilité de dimensionner les structures. Au juste besoin. Avec des propriétés élevées uniquement dans les axes de chargement.
- Possibilité de fabriquer des matériaux avec des propriétés particulières (coefficient de Poisson négatif, dilatation quasi-nulle).

Toutefois, un certain nombre d'inconvénient sont associés aux matériaux composites :

- Cout important du passage matériau métallique a matériau composite, prenant en compte le cout matériau (des constituants) et le cout associé au procédé de fabrication.
- Forte sensibilité aux singularités géométriques (de type trou, entaille K) constituant des maillons faibles au sein de la structure.
- Faible tenue a l'impact pour les stratifiés d'unidirectionnels ou de tisses 2D, ce qui constitue en revanche l'atout majeur des tissus 3D.
- Sensibilité a l'environnement des matrices organiques entraînant une perte de propriétés mécaniques notables après vieillissement thermique ou hydrique.
- Faible conductivité électrique des composites a matrice organique, ce qui constitue un problème important pour la résistance aux impacts de foudres des fuselages composites.

I.8. conclusion

Les matériaux composites sont utilisés pratiquement dans tous les domaines, vu leurs légèreté et le coût comparaison aux matériaux traditionnels. En mécanique, l'utilisation des matériaux composites est élargie d'une manière importante vu leurs caractéristiques mécaniques assez bonnes relativement au coût de revient. Les caractéristiques mécaniques ne peuvent être connues qu'avec des méthodes expérimentales sur des éprouvettes normalisées. Dans le chapitre II, nous allons voir la liaison qui permette de liée la matrice à la fibre qui est l'interface fibre/matrice.

Chapitre II :

Interface dans les composites

II.1. Introduction

Les matériaux composites présentent en générale de nombreuses interfaces de natures variées. L'importance du rôle mécanique de l'interface dans les phénomènes de renforcement et de rupture (transfert de charge), justifie sa prise en considération comme troisième constituant des composites en plus de la fibre et de la matrice. Le problème réside en effet dans le fait que la notion d'interface est relativement floue. En raison d'une influence prépondérante de la liaison fibre/matrice sur le comportement mécanique du matériau.

II.2. Définition

L'interface n'est pas une entité bien définie ; c'est un maillon très important au niveau d'un matériau composite ; elle est la surface de jonction entre deux matériaux en contact. C'est l'élément qui conditionne le degré de synergie de l'association fibre/matrice qui s'établit entre les constituants lors de l'élaboration du composite. A l'échelle macroscopique l'interface est une surface sans épaisseur qui peut être classée en deux groupes :

- les interfaces générées par le procédé de mise en œuvre du matériau. L'interface inter plis, défini par la superposition des plis et intra-plis ou inter-mèches au niveau d'un pli.
- les interfaces liées à la structure elle-même du composite, créées par l'association des composants de base (matrice/renfort) [7].



Figure II.1 : interface fibre matrice.

II.3. L'interphase

L'interphase est un milieu continu qui peut être une zone de réaction chimique formée par les constituants du composite lors de son élaboration, ou une couche d'épaisseur fine (en général de quelques 10 ou 100 nm) et de nature chimique définie, introduite volontairement dans le but de protéger la fibre ou de contrôler la liaison interfaciale, ou bien encore de contribuer à améliorer la compatibilité chimique fibre/matrice. Elle joue un rôle fondamental dans le comportement mécanique des composites car elle est le siège des mécanismes d'interaction entre les fibres et la matrice. Elle permet d'optimiser les phénomènes de déviation de fissures, de transfert de charge fibre/matrice et parfois même de ralentir l'accès de l'oxygène jusqu'à la fibre. La figure II.2.a présente le concept d'interphase et II.2.b d'interface [8].

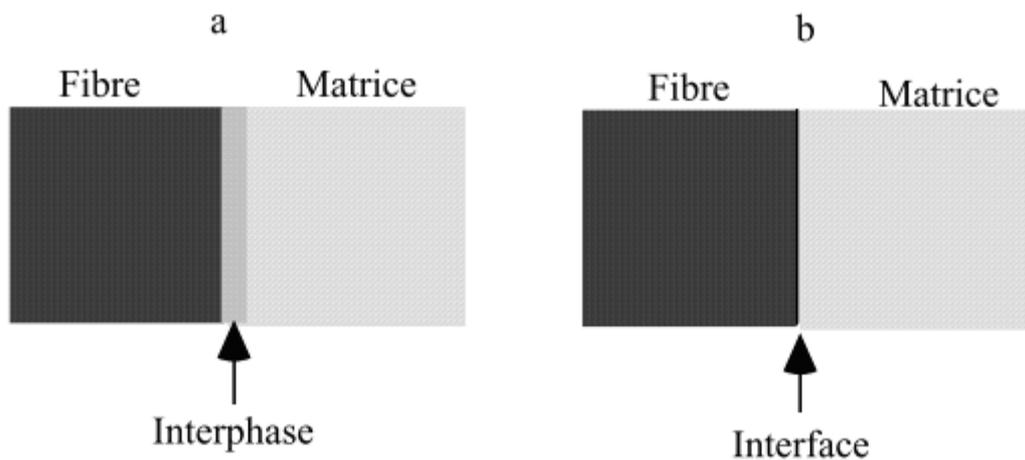


Figure II.2: concepts d'interphase (a) et d'interface (b)

II.4. Rôle des interfaces

Plusieurs rôles essentiels sont attribués aux interfaces pour un bon comportement du composite :

- Assurer la continuité physique d'un constituant à l'autre à travers tout le matériau, en empêchant, par exemple, la formation de porosités ;
- Transmettre les efforts : en effet, la matrice répartit et transmet les efforts aux fibres par l'intermédiaire des interfaces ;

- Protéger l'une des deux phases : les fissures peuvent ainsi être déviées, l'humidité arrêtée par l'ensimage (fibre de verre) ou la réaction chimique de la matrice sur le renfort ralentie (matrice métallique) [9].

II.5. Mouillabilité et adhésion

II.5.1. Qualité d'adhésion de l'interface (fibre/matrice)

II.5.1.1 Interface fibre/matrice très forte (interface liée)

L'adhésion entre la fibre et la matrice est parfaite et la déformation des deux constituants est élastique. Il n'y a aucun déplacement relatif entre la fibre et la matrice, et donc le transfert s'effectue par l'intermédiaire d'une forte contrainte de cisaillement dont la matrice voit la formule II.1, dont l'intensité décroît lorsqu'on s'éloigne rapidement de la fibre et de la discontinuité.

$$\tau = \tau_i \frac{R_f}{r} \quad \text{II.1}$$

Ou

R_f : le rayon de la fibre

τ_i : la contrainte de cisaillement à l'interface fibre/matrice

Ou ($r = R_f$) r : la distance radiale à partir du centre de la fibre.

Dans la matrice les fissures peuvent se propager de différente façon, qui correspondent à des modes de propagation des fissures dans les matériaux.

Dans ce cas là, une fissure se propageant en mode I (ouverture) dans la matrice se propagera de la fibre également en mode I, sans consommation d'énergie importante. Il en suit une rupture prématurée de la fibre, qui ne peut jouer son rôle de renfort. Ce type de matériau possède un comportement fragile.

A l'échelle de la fibre, le mode I, dit le mode ouverture, constitue le cas le plus critique, puisqu'il est responsable de la rupture catastrophique des composites. Le mode II (le mode de glissement droit), est la situation recherchée dans la déviation de fissure, avec le mode III (glissement vis). En règle générale, la progression de la fissure est en mode mixte combinant le mode I et les deux autres modes (II et III). La consommation d'énergie dans ce cas est plus

importante. Ces critères sont généralement obtenus avec des interphases à structure lamellaire, que l'on trouve avec le pyrocarbone et le nitrure de bore hexagonal. Dans la figure (II.3) en représente les trois modes de fissuration cite dans ce paragraphe.

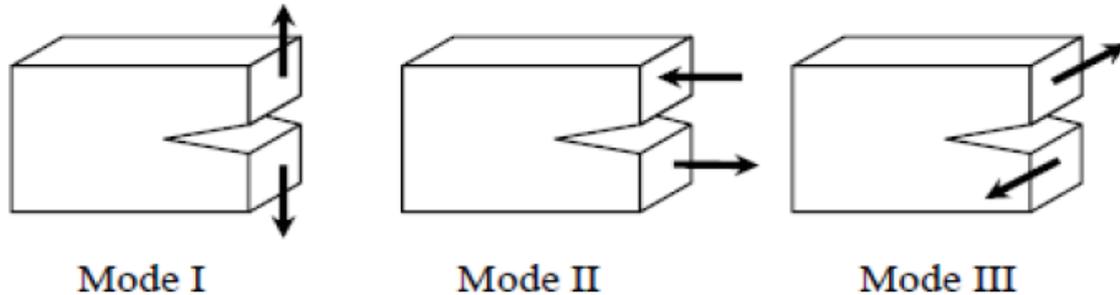


Figure II.3 : Mode de fissuration

II.5.1.2. Interface fibre/ matrice très faible (non liée)

Dans le cas des liaisons fibre/matrice faibles, les modèles supposent que les fibres et la matrice ne sont pas ou plus physiquement liées sur une certaine distance, et le déplacement relatif entre les deux se fait avec un frottement interfacial constant. Dans le cas des composites à matrice céramique, l'intensité de cette contrainte (τ^*) résulte de la superposition de plusieurs phénomènes intervenant à l'interface fibre/matrice, et peut s'écrire de la façon suivante :

$$\tau^* = \tau_0 + \mu (\sigma_i^{TH} + \sigma_i^p) \quad \text{II.2}$$

Où

τ_0 : est une constante associée à la rugosité de la fibre ;

μ : est le coefficient de frottement de Coulomb-Amontons ;

$\mu \sigma_i^{TH}$: est la contribution constante apportée par la contrainte résiduelle radiale dans l'hypothèse où la fibre est frettée thermiquement par la matrice ($\sigma_i^{TH} < 0$) ;

$\mu \sigma_i^p$: est un terme dépendant du rapport des coefficients de poisson de la fibre et de la matrice.

Lorsqu'une contrainte de traction est appliquée sur une fibre selon son axe, la valeur de τ augmente et atteint une valeur limite, τ^* , qu'est considérée ensuite constante : $\tau = \tau^*$, on peut observer un déplacement relatif de la fibre dans la matrice.

La contrainte limite de cisaillement fibre/matrice, τ^* , est représentative d'un frottement de Coulomb. Dans ce cas, le profil de la contrainte longitudinale croît (ou décroît) linéairement à partir du point de rupture de la fibre (ou de la matrice) sur une distance de $d/2$.

Une fissure matricielle est déviée en mode II (glissement droit) à l'interface fibre/matrice, et le renfort, non rompu, supporte seule la charge appliquée au droit de la fissure matricielle.

II.5.1.3. Interface fibre/matrice intermédiaire (faible)

Dans le cas d'une force de liaison fibre/matrice intermédiaire, le composite présente un comportement dit pseudo-ductile, provenant de la multifissuration progressive de la matrice et du transfert des efforts des zones rompues vers des zones plus rigides. La rigidité du matériau diminue progressivement au cours de la sollicitation. Ce type de comportement permet au composite d'avoir une contrainte à la rupture plus élevée que dans les deux cas précédents. Ce dernier cas est bien entendu celui souhaité pour un composite optimal [9].

II.5.2. Mouillabilité

Les paramètres responsables de l'adhésion sont nombreux et ont des origines très différentes, ils se répartissent en trois classes :

- ceux concernant le renfort (nature et composition du renfort, influence du taux et de la taille du renfort),
- ceux concernant la matrice,
- et enfin ceux relatifs à l'interface (épaisseur, forces interfaciales renfort –matrice, mouillabilité du renfort par la matrice, influence des impuretés).

Au cours de la fabrication du matériau composite, la matrice est très souvent présente à l'état liquide. L'adhésion du renfort et de la matrice dépend alors de la mouillabilité.

On définit la condition de mouillabilité complète d'une goutte liquide sur un substrat par :

$$\gamma_{LS} + \gamma_{LV} = \gamma_{SV} \quad \text{II.3}$$

Où γ est la tension de surface.

Si θ est l'angle de la goutte avec la surface solide, l'équilibre des forces est donné par :

$$\gamma_{LS} + \gamma_{LV} \cos \theta = \gamma_{SV} \quad \text{II.4}$$

Soit :

$$\theta = \cos^{-1} \left| \frac{\gamma_{SV} - \gamma_{LS}}{\gamma_{LV}} \right| \quad \text{II.5}$$

Dans le cas où $\theta=180$ et $\theta=0$, le mouillage est respectivement réputé nul et parfait entre ces deux valeurs extrêmes, la mouillabilité est définie par l'angle θ . La bonne mouillabilité de la fibre est généralement obtenue par le traitement de surface (agents de couplage, ensimage, dépôt) [10].

II.6. Modèles d'adhésion

II.6.1. Aspects chimiques

Le modèle de la liaison chimique postule la formation de liaisons covalentes entre le renfort et la matrice. Ce modèle est celui généralement adopté pour expliquer le mécanisme d'action des agents de couplage tels les titanates ou les silanes. Par exemple, l'ensimage modifie chimiquement la surface des fibres de verre, ce qui facilite la formation de liaisons chimiques avec la matrice (figure II.4).

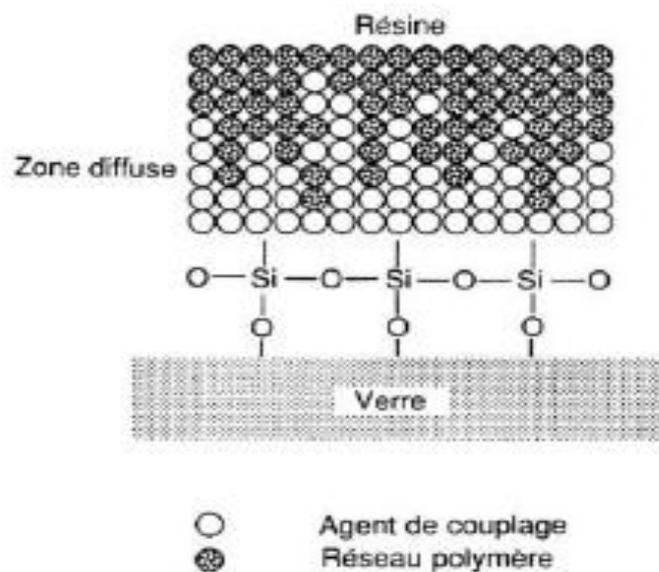


Figure II.4 : ensimage de la fibre de verre par dépôt de silane.

Dans le cas des fibres de carbone, l'organisation des atomes est primordiale pour assurer de bonnes liaisons chimiques. Ceux-ci doivent être orientés dans le sens radial de la fibre, afin de créer des liaisons avec la matrice organique. Pour ce faire, un traitement de surface, par attaque chimique ou par oxydation, est pratiqué sur les fibres afin d'organiser les atomes de carbone.

Par ailleurs, à température suffisamment élevée (1500°C), la plupart des fibres minérales réagissent chimiquement avec la matrice métallique, aux dépens de leur pouvoir renforçant. Il y a incompatibilité thermodynamique.

Pour certain composite, notamment les composites à matrice métalliques, l'adhésion résulte de la couche de diffusion créée à l'interface renfort/matrice. En effet, lors de l'élaboration, il y a interdiffusion entre les atomes et les molécules des plans superficiels, créant ainsi une couche forte couche de transition entre les deux matériaux. Pour ce faire, les fibres peuvent être modifiées par greffage, enrobage ou revêtement (afin d'améliorer ou de limiter les réactions chimiques et les phénomènes de diffusion) : les fibres de bore, lorsqu'elles sont noyées dans une matrice métallique liquide, sont préalablement recouvertes d'un revêtement de carbure de bore (B_4C) ou de silicium (SiC), afin d'assurer la compatibilité chimique à haute température et d'éviter ainsi des réactions chimiques qui dégradent les propriétés des fibres.

II.6.2. Aspects physiques

Pour une adhésion correcte, le modèle le plus général est le modèle de l'absorption thermodynamique, concernant l'étude de la mouillabilité des solides. En effet, une bonne adhésion ne saurait être obtenue que s'il existe un contact intime entre les matériaux destinés à être assemblés. L'adhésion devient donc un critère de mouillabilité. Ainsi, des corrélations entre les caractéristiques mouillages telles que l'angle de contact ou les énergies superficielles et interface renfort/matrice et les performances des composites, sont-elles utilisées.

Un autre modèle, celui de la couche interfaciale de faible cohésion, propose un système de deux solides adhérents ne peut donner lieu à une rupture apparemment interfaciale que dans la mesure où le joint « impropre », c'est-à-dire lorsqu'il existe à l'interface une couche de plus faible cohésion, par exemple de l'air occlus ou des impuretés. La conséquence immédiate de

ce modèle est qu'un joint « propre » ne peut se rompre que de manière cohésive et que les performances d'un composite ne dépendraient pas de la nature de la liaison de l'interface. De manière générale, les couches de faible cohésion proviennent d'un mauvais mouillage.

II.6.3. Aspects mécaniques

Le modèle mécanique fait appel à un phénomène d'accrochage, d'ancrage mécanique de la matrice dans les pores et aspérités du renfort après solidification. Des relations quantitatives montrent que l'adhésion d'un composite est directement proportionnelle, toutes choses égales par ailleurs, à la rugosité du renfort. Dans le cas d'une composite fibre de graphite/résine époxy, un accroissement de la rugosité de la fibre par oxydation se traduit par une augmentation des caractéristiques mécaniques du composite.

Dans le cas des composites à matrice métallique, de nombreuses fibres minérales sont mal mouillées par les métaux liquides, ce qui rend difficile l'élaboration de ceux-ci par voie d'infiltration liquide. C'est le cas, par exemple, des fibres de carbone qui subissent un traitement de surface assez complexe (immersion dans du sodium puis de l'étain liquide, dépôt chimique en phase vapeur, traitement par des métaux à l'état colloïdal) pour être mouillées par aluminium liquide.

Dans le cas où le liquide (résine ou prépolymère par exemple en fusion) n'est pas capable de pénétrer dans les interstices du substrat, il y a création de porosités interfaciales pouvant constituer des amorces de rupture.

Après l'examen des différents modèles de l'adhésion, on peut conclure que le principal critère de formation d'une interface est un critère de mouillabilité du renfort, les phénomènes ultérieurs de diffusion, d'attraction électrique, de formation de liaisons chimiques pouvant être considérés comme les conséquences plus ou moins importantes et efficaces d'un contact intime entre le renfort et la matrice [10].

II.7. Contraintes à l'interface

La différence des coefficients thermoélastiques entre la fibre et la matrice provoque des contraintes locales à l'interface, si l'on admet qu'il y a continuité des déformations (interface intacte, parfaitement liée, sans décollement, fissure porosité). L'interface est donc le

siège de contraintes résiduelles, fonctions de la différence des coefficients de dilatation et de l'écart entre la température d'élaboration et la température de référence.

Pour $E_f > E_m$ et $\alpha_f < \alpha_m$, la fibre est comprimée par la matrice de façon axial et radiale. La contrainte radiale σ_R est donnée approximativement par :

$$\sigma_R = E_m * \Delta T * \Delta \alpha \quad \text{II.6}$$

Avec

E_f : Le module de Young de la fibre ;

E_m : Le module de Young de la matrice ;

α_f : Le coefficient de dilatation de la fibre ;

α_m : Le coefficient de dilatation de la matrice ;

$\Delta \alpha$: La différence des coefficients de dilatation entre fibre et matrice ;

ΔT : l'écart entre la température du moulage et ambiante.

Dans le cas du carbone ou du verre entourés de résine, est de l'ordre de la moitié de la résistance à la rupture.

La contrainte axial peut provoquer, dans le pire des cas, un microflambage voir même la rupture de la fibre après retour à l'ambiante.

Ces contraintes résiduelles et éventuellement, celles ayant pour l'origine un retrait de la matrice ou son gonflement (dû à l'humidité) vont se superposer au chargement en service. Le

II.8. Essais micromécaniques

II.8.1. Test de Mc Garry

Une fibre est immergée dans une éprouvette profilée. Par le jeu des coefficients de poisson, une compression sur l'éprouvette engendre un effet de traction entre fibre et matrice. Un calcul analytique donne la contrainte de traction interfaciale :

$$\sigma = \frac{\varepsilon_x * (v_m * v_f) * E_m * E_f}{(1 + v_m) E_f + (1 - v_f - v_f^2) E_m} \quad \text{II.7}$$

Ou :

E_f et E_m : les modules respectifs de la fibre et de la matrice,

ν_f et ν_m : les coefficients de poisson respectifs de la fibre et de la matrice,

ε_x : La déformation de l'éprouvette en compression au moment où le décollement s'amorce.

II.8.2. Test de Broutman (fragmentation)

Une fibre est immergée dans une éprouvette parallélépipédique. Cette éprouvette subit une compression. La rupture s'amorce à l'extrémité de la fibre et se propage sur une longueur critique l_c à vitesse constante. La vitesse de propagation croît ensuite brusquement. On détermine la charge en compression au moment critique (figure II.5).

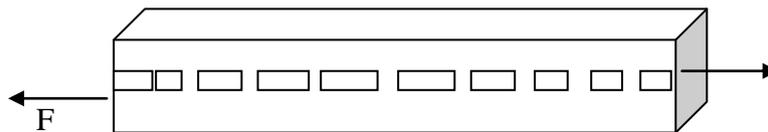


Figure II.5 : éprouvette de fragmentation en traction de Broutman

On vérifie le modèle de Cox. La valeur moyenne de la contrainte de cisaillement est alors donnée par :

$$\tau = \frac{\sigma_{fr} r_f}{l_c} \quad \text{II.8}$$

Où

r_f : est le rayon de la fibre ;

σ_{fr} : est la contrainte de traction à rupture de la fibre,

On détermine l_c :

- par comptage en microscopie optique, si la matrice est transparente ;
- par comptage après pyrolyse de la matrice, si elle est opaque [10].

II.8.3. Test de déchaussement

C'est une méthode qui a beaucoup été utilisée. La contrainte moyenne de cisaillement à l'interface fibre/matrice est donnée par la formule suivante (Figure II.6) :

$$\sigma = \frac{F}{\pi dl} \quad \text{II.9}$$

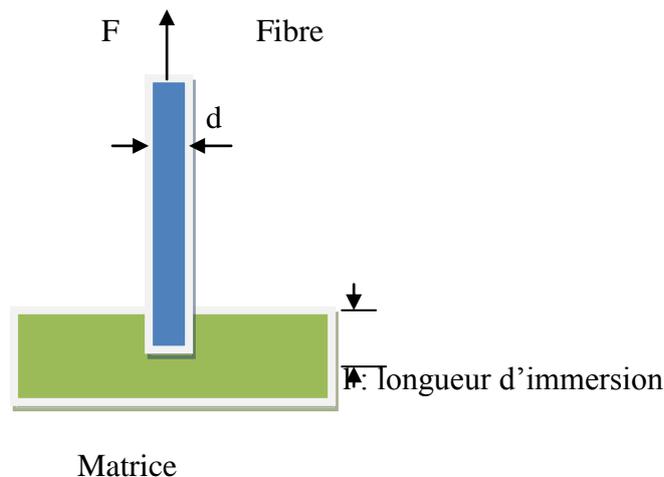


Figure II.6 Test de déchaussement d'une micro-éprouvette de matrice (pull-out)

II.8.4. Test de micro-indentation

La fibre est directement soumise à un effort de compression. Cet essai est intéressant, car il peut s'effectuer sur le composite unidirectionnel final. Mais il faut respecter certaines conditions :

- coupe bien perpendiculaire aux fibres ;
- nécessité d'un appareillage spécifique.

II.9. Conclusion

Le comportement des interfaces dépend de la nature et de la structure des interphases présentes entre fibre et matrice, La représentation fidèle de cette dernière est déjà un problème mathématique délicat ; certaines études s'y attachent. Mais cette interface joue un rôle conséquent sur les performances (en particulier à la rupture) des composites. Le rôle de

l'interface est d'autant plus fondamental qu'un composite est un matériau possédant des défauts.

D'un point de vue industriel, cette optimisation doit être réalisée non seulement vis-à-vis des performances respectives de la fibre et de la matrice, mais encore vis-à-vis du procédé d'élaboration utilisé, pour limiter les défauts potentiels de mise en œuvre. Et l'accumulation des mécanismes d'endommagement qui coexistent généralement dans le composite et qui conduisent à la rupture finale du matériau font l'objet de chapitre III.

Chapitre III:

Mécanisme d'endommagement des composites

III.1.Introduction

Lors de la vie des pièces en service, elles peuvent être soumises à diverses sollicitations mécaniques dont les efforts 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 en général par la combinaison de trois modes : rupture des fibres, 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 les fibres, jouent un rôle très important dans la cinétique de l'endommagement.

III.2. Définition

L'endommagement désigne les phénomènes de la création de nouvelles surfaces au sein d'un matériau sous l'effet d'une sollicitation. [Krajcinovic] définit l'endommagement comme augmentation de la taille ou du nombre de fissures. Ceci engendre une diminution des caractéristiques mécaniques du système qui mène à sa ruine.

III.3. Les différentes échelles d'observation de l'endommagement

Il existe plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifiée, unidirectionnelle ou tissée qui se révèlent à différentes échelles d'observation. Les plus significatifs sont données dans la figure III.1 [9] :

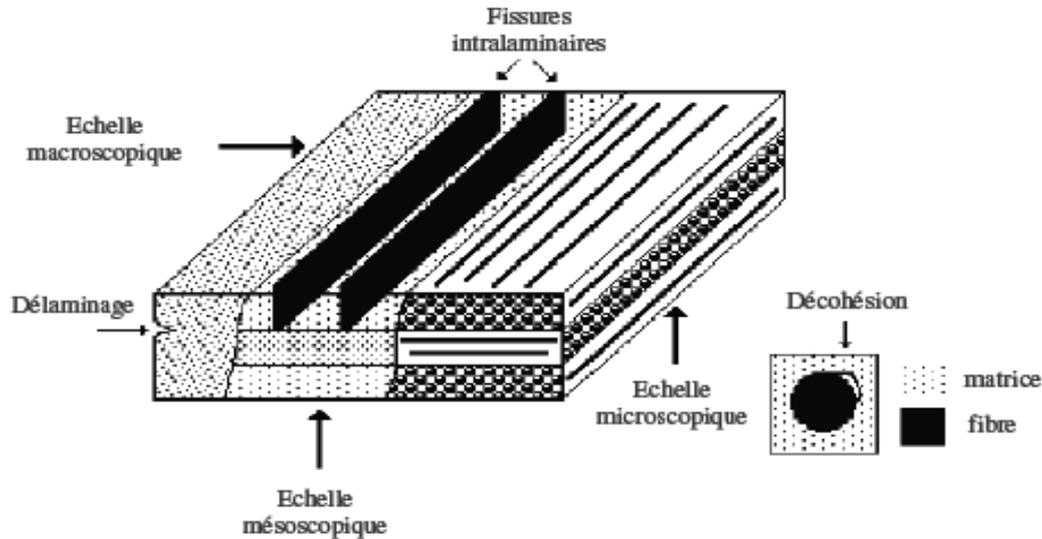


Figure III.1 : Les différentes échelles d'observation de l'endommagement : matériaux stratifié.

- ↪ 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 mésoscopique on observe l'apparition de nombreuses fissure intralaminaires mais également la rupture de fibres qui intervient au stade ultime de la ruine du matériau, qui sont parallèles à la direction des fibres.

III.4. Les mécanismes d'endommagement

Les mécanismes d'endommagement d'un matériau composite ne sont pas uniformément présents au sien du matériau. Ils dépendent notamment de la sollicitation, de l'architecture des constituants et de l'orientation des plis [12].

La rupture finale d'un composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires :

- ❖ la rupture des fibres,
- ❖ la rupture de la matrice,
- ❖ la rupture de l'interface fibre/matrice.

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

III.4.1. Rupture de fibre

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque les contraintes de traction σ_f dans une fibre atteignent la contrainte à la rupture σ_{fu} (σ_{fr}) de la fibre (figure III.2). La rupture de la fibre produit une concentration de contrainte au voisinage de la rupture. La redistribution de ces contraintes, est par conséquent le processus de la rupture résultant, dépend principalement : de la contrainte à la rupture des fibres, de la capacité de la matrice à absorber l'énergie libère, des propriétés de l'interface fibre/matrice, etc. La figure montre les différent processus de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre.

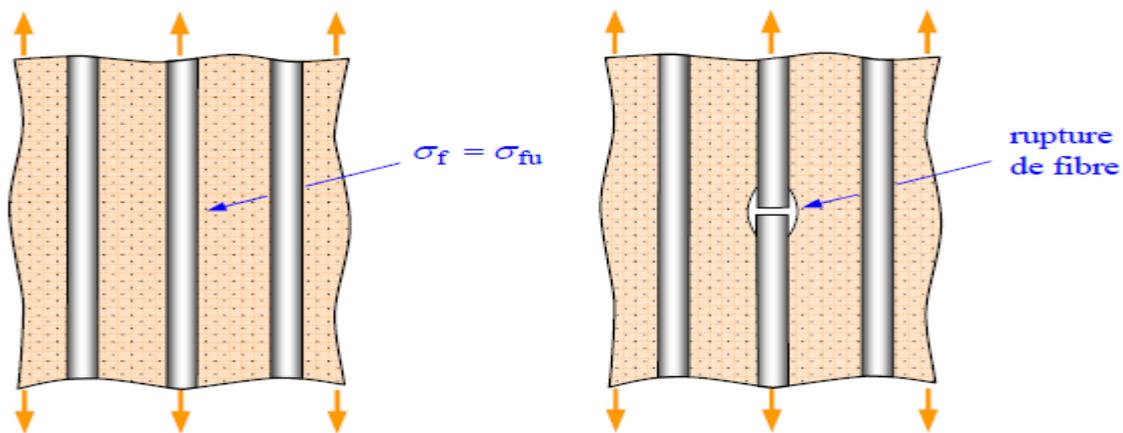


Figure III.2 : Rupture de fibre

III.4.2. Rupture de la matrice

Les matrices organiques étant des matériaux ductiles. La rupture finale intervient, après une initiation de la fissure et sa progression, dès que la contrainte à la rupture σ_{mr} est atteinte. Ces fissures prennent naissance aux défauts présents dans les matériaux lors de son élaboration.

En traction longitudinale, la fissuration de la matrice est soit transverse dans le cas où σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture en traction ; soit longitudinale dans le cas

où la contrainte à la rupture en cisaillement est atteinte (figure III.3). Ce dernier mode ne se produit que dans le cas où la contrainte décohésion de l'interface est supérieure à la contrainte en cisaillement de la matrice. Dans le cas contraire, il y aura alors décohésion de l'interface [2].

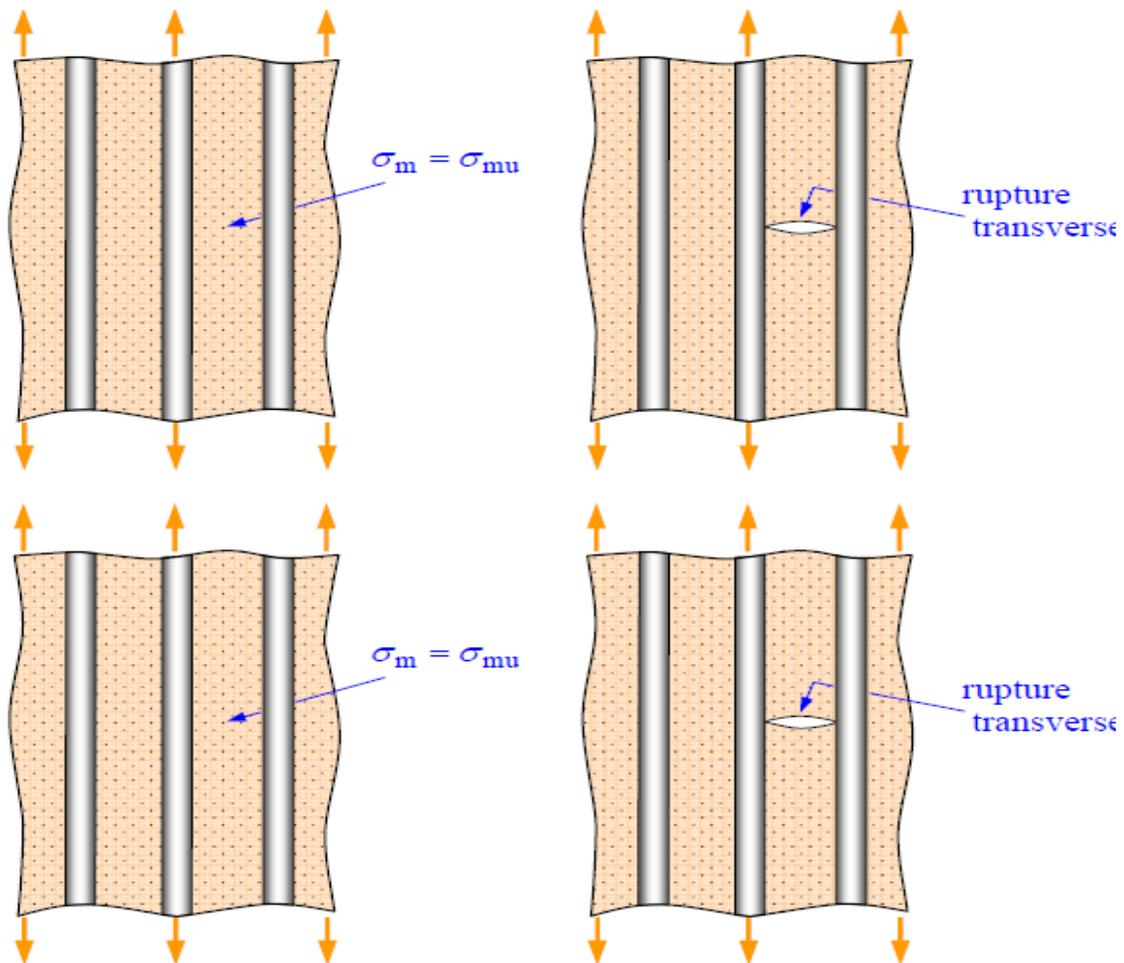


Figure III.3 : Rupture de la matrice.

Pour des déformations assez faibles sous charges cycliques, seules la matrice est endommagée par l'apparition de plusieurs fissures. On parle de mode de fissuration dispersé (figure III.4). Par contre, pour les contraintes élevées, les fibres se cassent et permettent la propagation de fissures. C'est le mode de rupture localisé.

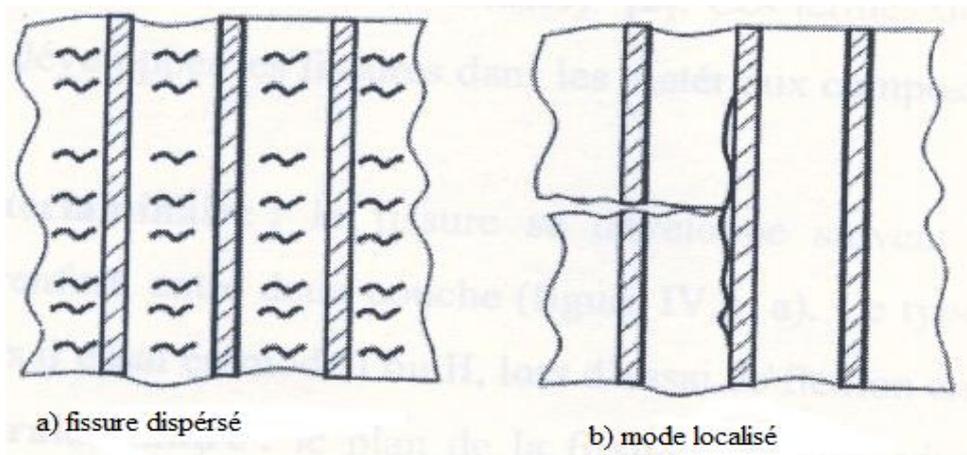


Figure III.4: Modes de fissuration de la matrice.

III.4.3. Décohésion fibre/matrice

Dans un polymère renforcé par les fibres unidirectionnelles, la décohésion de l'interface intervient lorsque la contrainte de cisaillement τ dans la matrice atteint la contrainte de décohésion τ_d , et cela arriver quand cette dernière est inférieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice τ_m (figure III.5)

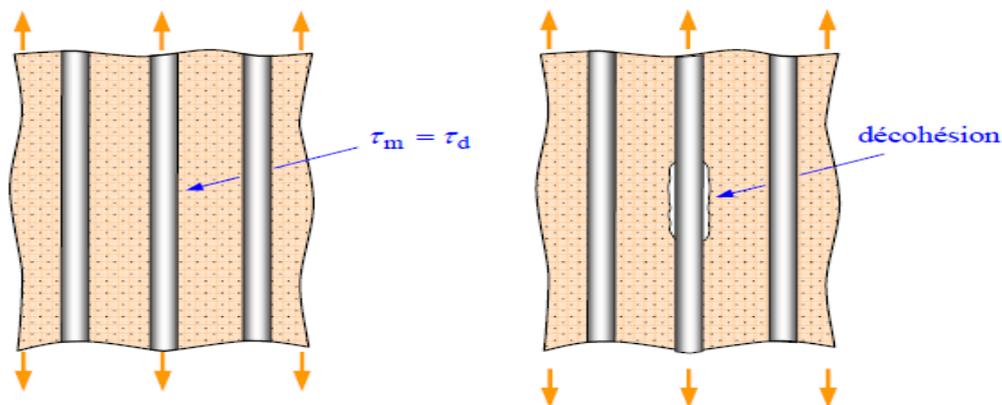


Figure III.5: Décohésion fibre-matrice.

III.5. Endommagement des composites stratifiés

III.5.1 Les fissurations

Les matériaux composites stratifiés constitués des couches superposées renforcées de fibres unidirectionnelles, de tissus ou de mats peuvent présenter différents type de fissuration (interlaminaire, intralaminaire, ou translaminaire) [1]. Ces termes définissent les plans dans lesquels peuvent se développer les fissures dans les matériaux composites.

- Fissure interlaminaire : développement de la fissure selon un plan parallèle aux couches de renforts, et entre deux couches. On le rencontre lors d'essai en mode I ou II aussi en flexion entre appuis rapprochés (figure III.6.a).
- Fissure intralaminaire : développement de la fissure selon un plan perpendiculaire ou parallèle aux couches de renforts et à l'intérieur des couches. On le rencontre lors d'essai de cisaillement ou traction transverse sur matériau unidirectionnel (figure III.6.b).
- Fissure translaminaire : développement de la fissure selon un plan perpendiculaire aux couches et aux renforts. Exemple : essai de traction ou compression uniaxial dans le sens des fibres (figure III.6.c).

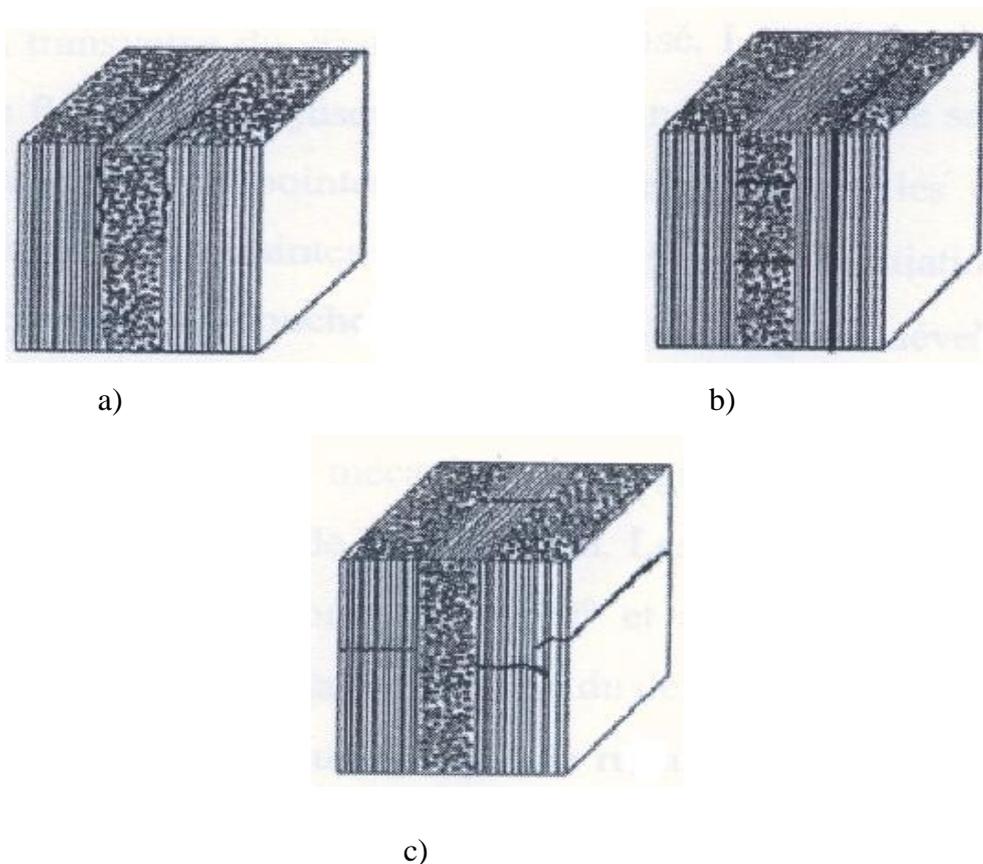


Figure III.6 : Différents types de fissuration au sein d'un composite stratifié

Dans le cas de stratifiés, aux mécanismes élémentaires décrits précédemment (décohésion fibre-matrice, rupture longitudinale de la matrice, rupture transverse de la matrice, rupture de fibres), s'ajoute (figure III.7) 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 [13].

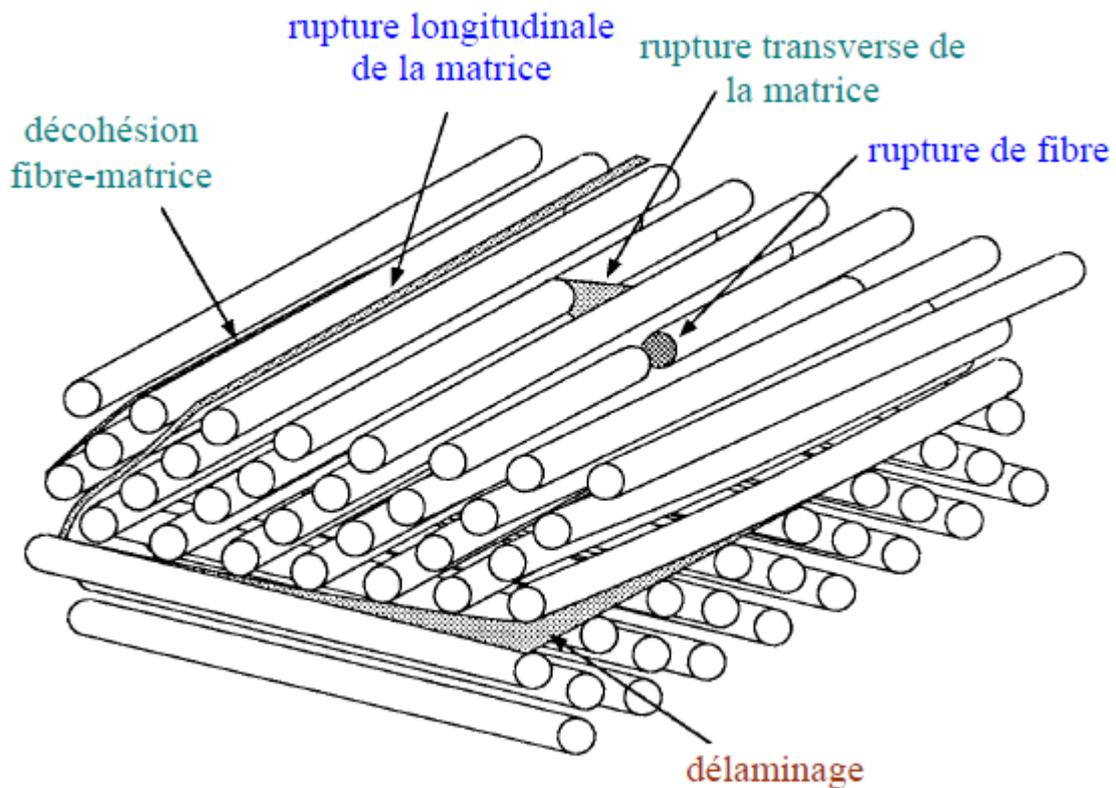


Figure.III.7 : Différents mécanismes de rupture d'un stratifié.

a) Cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°

Dans le cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0° (figure III.8), le premier phénomène de rupture observé est celui de la fissuration des couches orientées à 90° . 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° . Cette fissuration conduit à la formation de fissures orientées transversalement (figure III.9) à la direction du chargement mécanique. Ainsi, cette fissuration initiale des couches à 90° 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° et à 0° , 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 ensuite jusqu'à la rupture finale du stratifié par rupture des fibres et de la matrice dans les couches à 0° . La figure III.9 montre l'aspect final de la surface après rupture [1].

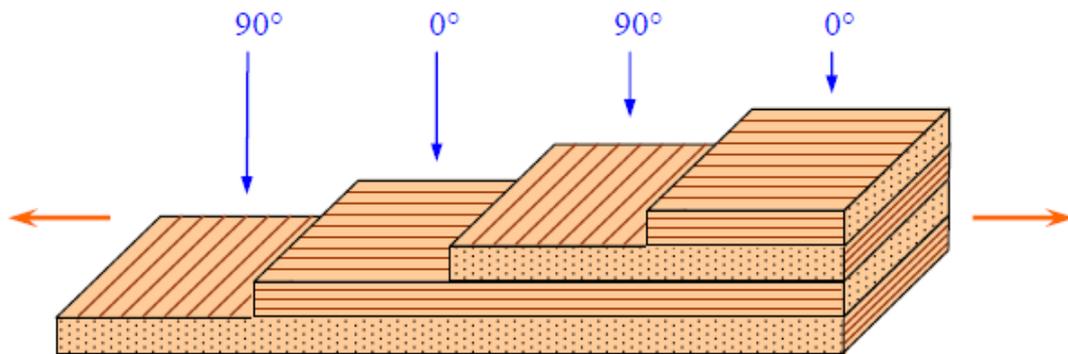
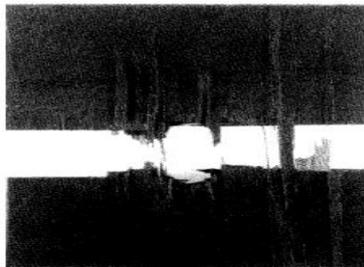
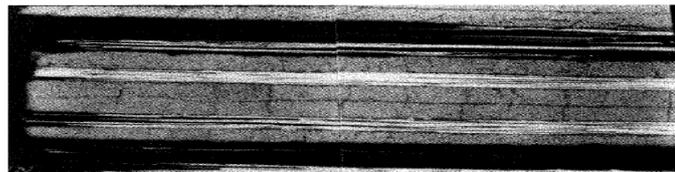


Figure.III.8 : Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0° .



a)



b)

Figure.III.9 : Rupture en présence d'un trou d'un composite $[0^\circ/90^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone. (a) Rupture macroscopique au droit du trou. (b) Bord de l'éprouvette loin du trou : les couches à 90° sont microfissurées.

b) Cas d'un stratifié croisé $\pm 45^\circ$, soumis à une traction longitudinale dans la direction 0°

Dans le cas d'un stratifié croisé $\pm 45^\circ$, soumis à une traction longitudinale dans la direction 0° (figure III.10), on observe d'abord une rupture longitudinale dans les couches à $\pm 45^\circ$, suivie d'un délaminage entre les couches. La figure III.11 donne un exemple de rupture observé dans ce cas.

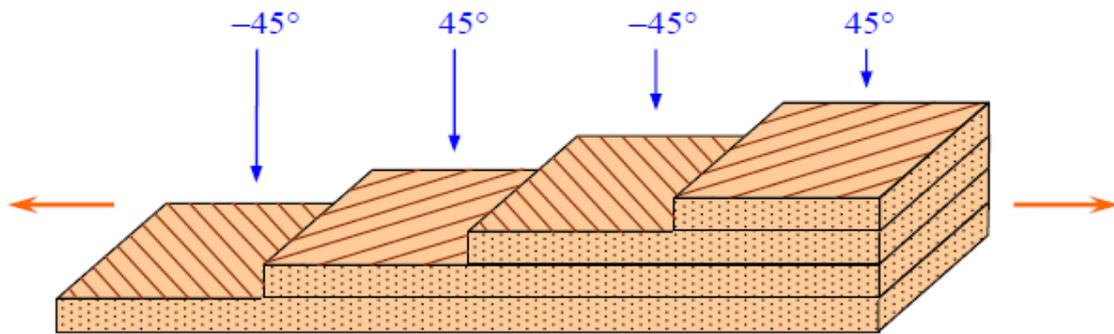


Figure.III.10 : Stratifié croisé $\mp 45^\circ$ soumis à une traction dans la direction 0° .

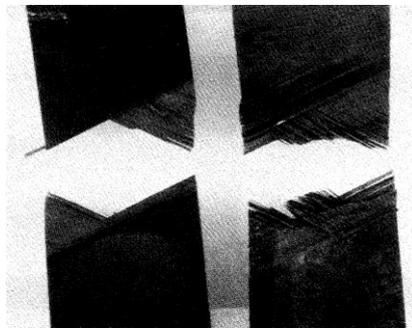


Figure III.11 : Rupture d'un composite $[\pm 45^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone

III.6. Influence de la matrice sur le mode de rupture

Dans le cas général, une rupture de fibre entraîne les mécanismes suivants :

-  Fissuration de la matrice fragile
-  Plastification de la matrice ductile
-  Fissuration ou plastification parallèlement aux fibres influence de l'interface.

III.6.1. Mode de propagation de rupture de fibre

Le composite se rompt de façon catastrophique et cela revient au fait de concentration de contrainte à la suite de rupture de fibre. La résistance du composite s'écrit :

$$R = v_f R_f^* + v_m \sigma_m^* \quad \text{III.1}$$

R_f^* : Résistance des fibres la plus faible.

σ_m^* : Contrainte moyenne dans la matrice au moment de la rupture.

III.6.2. Mode d'endommagement cumulatif

A l'extrémité d'une fibre rompue, l'état de contraintes est donné par la relation :

$$\frac{d\sigma_{fx}}{dx} = \frac{4}{d} \tau \left(\frac{d}{2} \right) \quad \text{III.2}$$

On considère un élément de fibre (figure III.12)

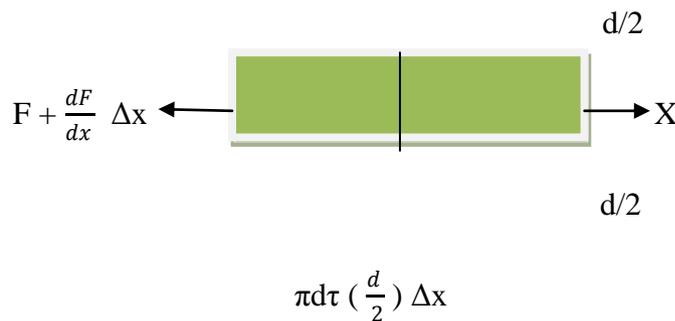


Figure III.12 : Élément de fibre

En appliquant la condition d'équilibre, on aura :

$$F + \frac{dF}{dx} \Delta x = F + \pi d \tau \left(\frac{d}{2} \right) \Delta x \quad \text{III.3}$$

$$\Rightarrow \frac{d\sigma_{fx}}{dx} = \frac{4}{d} \tau \left(\frac{d}{2} \right) \quad \text{III.4}$$

Si la contrainte de cisaillement à l'interface $\tau \left(\frac{d}{2} \right)$ est supérieure à la résistance de l'interface ou la limite élastique de la matrice τ_1 ; $\tau \left(\frac{d}{2} \right)$ se trouve limitée, sur la distance X_{max} à partir de l'extrémité de la fibre (figure).

Lorsque la charge uniaxiale du composite croît, les fibres se rompent à leur point faible. Si une fibre est rompue, celle-ci ne supporte quasiment plus l'effort sur une longueur L_c , et cet effort étant reporté sur les fibres voisines.

Dans ce mode de rupture le faciès est très régulier, la fissure se propage normalement aux fibres, la fissure se propage également dans la matrice parallèlement aux fibres.

III.7. Composite unidirectionnel soumis à une traction

III.7.1. Traction longitudinale

Dans le cas, l'initiation de la rupture se produit soit par la rupture des fibres et cela quand la déformation à la rupture des fibres est plus faible de celle de la matrice ($\varepsilon_{fr} < \varepsilon_{mr}$), soit rupture transverse de la matrice dans le cas contraire.[2]

Dans le cas où $\varepsilon_{fr} < \varepsilon_{mr}$, les courbes contraintes-déformations sont schématisées sur la figure III.13. En admettant l'égalité des déformations dans les fibres et dans la matrice, on retrouve la relation suivante :

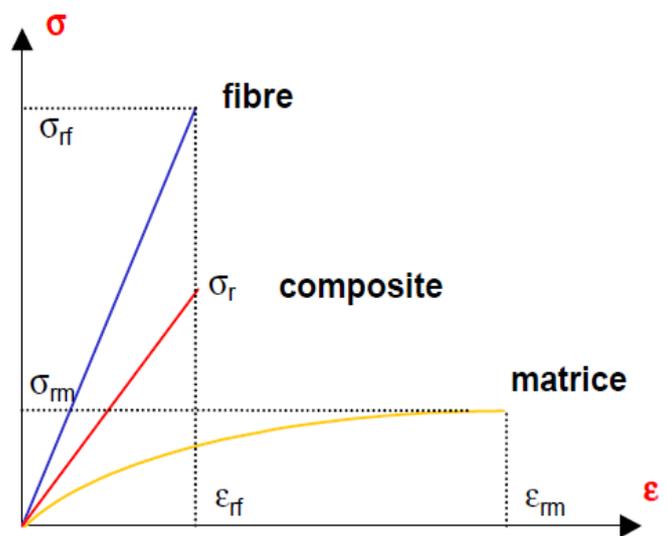


Figure III.13 : Diagramme contrainte-déformation : cas où $\varepsilon_{fr} < \varepsilon_{mr}$

$$\sigma_{cr} = \sigma_{fr} V_f + (\sigma_m) \varepsilon_{fr} (1 - V_f) \quad \text{III.5}$$

Où

σ_{cr} : est la contrainte à la rupture du composite ;

σ_{fr} : la contrainte à la rupture des fibres ;

$(\sigma_m) \varepsilon_{fr}$: la contrainte dans la matrice pour une déformation égale à la déformation ε_{fr} .

La contrainte $(\sigma_m) \varepsilon_{fr}$ est inférieure à la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice, d'où :

$$\sigma_{cr} \leq \sigma_{fr} V_f + \sigma_{mr} (1 - V_f) \quad \text{III.6}$$

Généralement, l'expression retenue pour la contrainte à la rupture du composite est la loi des mélanges :

$$\sigma_{cr} = \sigma_{fr} V_f + \sigma_{mr} (1 - V_f) \quad \text{III.7}$$

Avec pour les fractions usuelles de fibres :

$$\sigma_{cr} \approx \sigma_{fr} V_f$$

Dans le cas où la déformation à la rupture de la matrice est inférieure à celle des fibres (figure III.14), la contrainte à la rupture est donnée par l'expression :

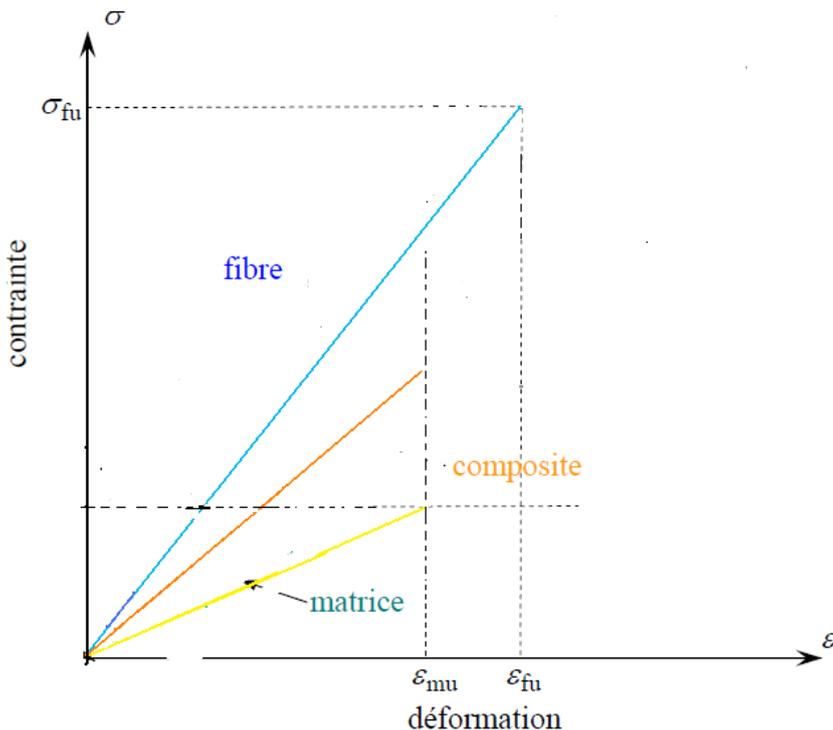


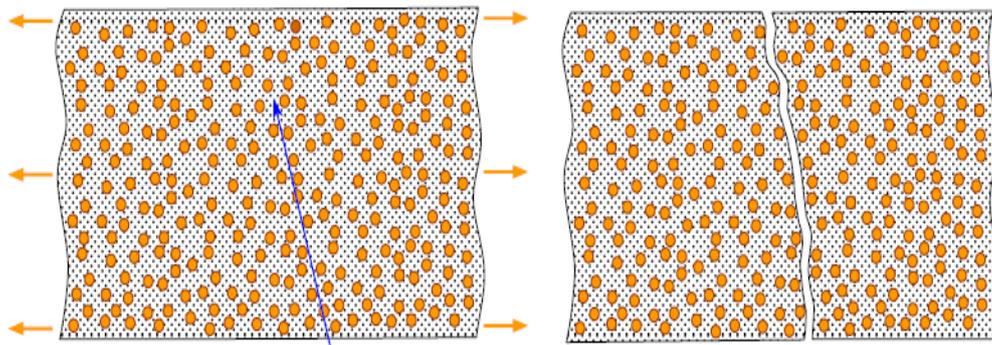
Figure III. 14 : Diagramme contrainte déformation dans le cas $\varepsilon_{fr} > \varepsilon_{mr}$

$$\sigma_{cr} = (\sigma_f) \varepsilon_{mr} V_f + \sigma_{mr} (1 - V_f) \quad \text{III.8}$$

III.7.2. Traction transversale

Dans ce cas, la rupture se produit soit par la rupture de la matrice, soit par la décohésion de l'interface fibre/matrice. La rupture de la matrice se produit lorsque la contrainte en traction σ_m de la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mr} de la matrice [11].

Ce processus intervient lorsque la contrainte à la rupture de la matrice est inférieure à la contrainte de décohésion σ_d en traction de l'interface fibre matrice. Dans le cas contraire ($\sigma_d < \sigma_{mr}$), la rupture du composite se traduit par la rupture de l'interface fibre/matrice (figure III.15).



$$\sigma_m = \sigma_{mr} > \sigma_d$$

Figure III.15 : Rupture d'un matériau composite dans le cas $\sigma_m = \sigma_{mr} > \sigma_d$

III.8. Résistance d'un composite

III.8.1. Cisaillement

La rupture a lieu uniquement dans la matrice sans nécessiter la rupture de la fibre ; dans ce cas, la résistance en cisaillement du composite est proche de la résistance en cisaillement de la matrice. Cette rupture est observée généralement lors de l'essai de flexion trois points, où le cisaillement dû à l'effort tranchant, atteint la limite de rupture avant la contrainte de traction sur la face tendue [14].

III.8.2. Compression

III.8.2.1. Longitudinale

Dans un écheveau de fibres soumis à la compression, vont présenter un flambage immédiatement. Dans un composite, la matrice joue un rôle important de support latéral qui peut conduire à une résistance en compression (τ_{com})

III.8.2.2. Transversale

Dans ce cas, la défaillance entre fibre/matrice est étudiée à l'échelle microscopique [14] ; la rupture se produit par cisaillement de la matrice, dans un plan 45° de l'effort de compression et contenant la direction des fibres.

III.9. Conclusion

La connaissance de l'état d'endommagement d'une structure travaillant en matériaux composites est une nécessité largement reconnue, pour des raisons de fiabilité, donc en conséquence de sécurité ; l'interface joue un rôle important dans les performances des composites en modifiant la propagation des fissures. L'optimisation de l'interface apparaît comme une condition nécessaire pour pouvoir tirer pleinement parti du couple fibre/matrice à la base du composite.

Il est donc nécessaire de caractériser le comportement mécanique d'un matériau composite unidirectionnel, pour cela en passant par des essais mécaniques que nous allons voir dans le chapitre IV.

Chapitre IV :

Essais mécaniques

IV.1. Introduction

La connaissance des caractéristiques mécaniques d'un matériau composite et sa structure permettent de comprendre, voir de prédire son comportement en service. Afin de caractériser son comportement dans des conditions bien précises, nous avons recours à un certain nombre d'essais. Car toute conception d'une nouvelle structure nécessite une connaissance du comportement mécanique des matériaux utilisés ainsi que leurs propriétés mécaniques.

IV.2. Différents essais sur les composites

Les **essais mécaniques** sont des expériences dont le but est de définir les lois de comportements des matériaux composites (mécanique des milieux continus). La loi de comportement établit une relation entre les contraintes (pression=force/surface) et les déformations (allongement unitaire sans dimensions). Il ne faut pas confondre une déformation avec un déplacement ou une dilatation. Parmi les moyens utilisés pour avoir accès à ces données, la caractérisation passe donc par des essais sur chaque type de composite utilisé.

➤ Essais mécaniques sur les composites

Les propriétés mécaniques doivent satisfaire le cahier de charges (calculs de résistance et durabilité). Le contrôle du taux de renfort et de la température de transition permet de situer la qualité du produit. Les essais non destructifs permettent la mise en évidence des défauts de structure qui initient l'endommagement ainsi que l'évolution du processus de rupture. Les essais mécaniques permettent de mettre en évidence les lois de comportement du composite et pour ce la nous avons deux types d'essais [15] :

▪ Essais statiques :

-essai de traction et de compression (traction longitudinale, transversale, hors axes, compression longitudinale,...) ;

-essai de flexion (trois points, quatre points, par flambement,...) ;

-essai de dureté.

- Essais dynamiques :

-essai de compression dynamique ;

-essai au choc ;

-essai de fatigue.

- Essais mécaniques sur l'interface fibre/matrice :

-essai sur éprouvettes modèles (essai Pull-out, essai de fragmentation, ...) ;

-essai sur produit fini (essai micro-indentation, essai de cisaillement interlaminaire, par flexion ou par traction, ...).

De plus d'autres essais ou analyses permettront une meilleure connaissance du composite :

-vieillessement (absorption d'eau, tenue en température, ...) ;

-dilatation thermique ... ;

- Essais sur les composants :

-le renfort ;

-la matrice (la résine)...etc.

IV.3. Essais statiques

IV.3.1. Essai de traction

L'essai de traction est un essai qui permet de déterminer des caractéristiques mécaniques fondamentales des matériaux : limite d'élasticité σ_e , charge de rupture σ_r , module de Young E, le coefficient de poisson ν ainsi la contrainte maximale de traction $\sigma_{tr\ max}$.

L'essai de traction est effectué en utilisant des éprouvettes normalisées, elles sont soumises à une extension progressive dans le sens de :

- Longueur des fibres (traction longitudinale) ;
- Perpendiculaire aux fibres (traction transversale) ;

- L'angle de 45° par rapport à la direction des fibres (traction hors axes) [14].

IV.3.1.1. Traction longitudinale

La charge F_1 est exercée suivant la direction des fibres (composite unidirectionnel) ou suivant la direction de chaîne (composite tissu) sur la section droite S_1 du matériau, figure IV.1

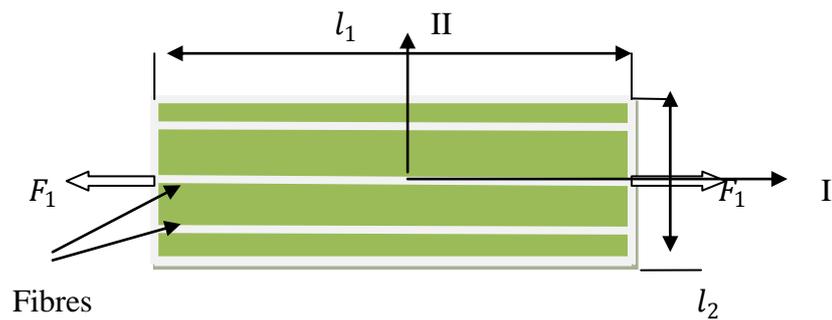


Figure IV.1 : traction longitudinale.

La contrainte normale σ_{11} est donnée par :

$$\sigma_{11} = \frac{F_1}{S_1} \quad \text{IV.1}$$

Les déformations longitudinale et transversale sont données respectivement par :

$$\varepsilon_{11} = \frac{\Delta l_1}{l_1} \quad \text{IV.2}$$

$$\varepsilon_{22} = \frac{\Delta l_2}{l_2} \quad \text{IV.3}$$

Le module longitudinal E_L et le coefficient de poisson ν_{LT} sont calculés à partir des expressions suivantes :

$$E_L = \frac{\sigma_{11}}{\varepsilon_{11}} \quad \text{IV.4}$$

$$\nu_{LT} = - \frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{11}} \quad \text{IV.5}$$

IV.3.1.2. Traction transversale

La charge F_2 est exercée suivant la direction transverse (perpendiculaire) aux fibres (composite unidirectionnel) sur la section droite S_1 du matériau (figure IV.2).

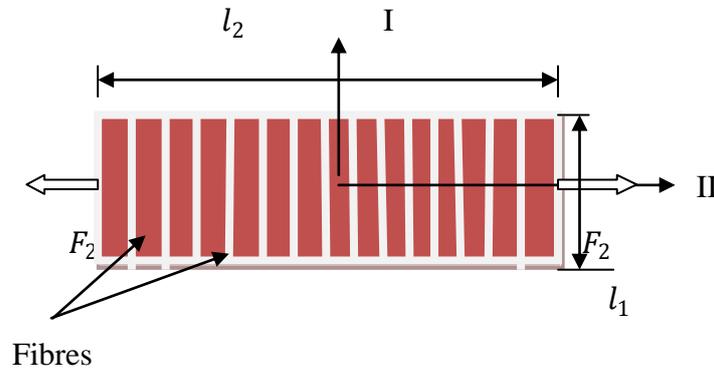


Figure IV.2 : traction transversale.

La contrainte normale σ_{22} est donnée par :

$$\sigma_{22} = \frac{F_2}{S_2} \quad \text{IV.6}$$

Le module transversal E_T et le coefficient de poisson ν_{TL} sont calculés à partir des expressions suivantes :

$$E_T = \frac{\sigma_{22}}{\varepsilon_{22}} \quad \text{IV.7}$$

$$\nu_{TL} = - \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{22}} \quad \text{IV.8}$$

IV.3.1.3. Traction hors axes (essai de traction à 45°)

L'essai usuellement utilisé pour mesurer le module de cisaillement longitudinal G_{LT} , est un essai de traction effectué à 45° de la direction des fibres. La charge F est exercée suivant la direction X sur la section S (figure IV.3).

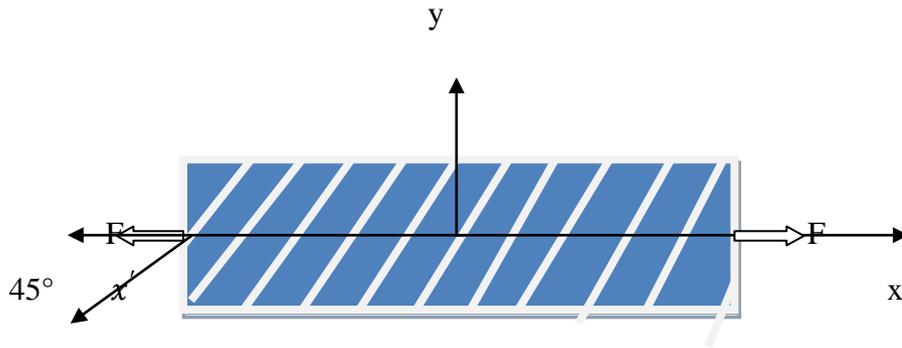


Figure IV.3 : traction hors axe

Lors d'un essai de traction sur un composite unidirectionnel, le matériau subit un état de contraintes planes (contraintes longitudinales, transversales et de cisaillement). La contrainte normale σ_{xx} est donnée par

$$\sigma_{xx} = \frac{F}{S} \quad \text{IV.9}$$

Le module de Young dans la direction X s'exprime par :

$$E_{45} = E_X = \frac{\sigma_{xx}}{\varepsilon_{xx}} \quad \text{IV.10}$$

Ce module s'exprime par :

$$\frac{1}{E_{45}} = \frac{1}{E_X} = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{1}{G_{LT}} - 2 \frac{\nu_{LT}}{E_L} \right) \quad \text{IV.11}$$

Le module de cisaillement longitudinal transversal G_{LT} est donnée par :

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{4}{E_{45}} - \frac{1}{E_L} - \frac{1}{E_T} + 2 \frac{\nu_{LT}}{E_L} \quad \text{IV.12}$$

Remarque :

Il est nécessaire de bien veiller à ce que, lors de la traction longitudinale, la direction de la charge appliquée coïncide réellement avec la direction des fibres. Un désalignement, même faible, peut entraîner, dans le cas d'un composite unidirectionnel, des valeurs mesurées nettement plus faible que les valeurs réelles du module d'Young longitudinal. Ce problème n'est pas aussi critique dans le cas d'un essai de traction transversale [2].

IV.3.2. Essai de compression

L'essai de compression consiste à appliquer un effort de compression à une vitesse constante sur un barreau parallélépipédique disposé verticalement. Il détermine la contrainte à la rupture en compression [1]. Mais pour cet essai la résistance du matériau composite unidirectionnel dépend de multiples facteurs tels que la fibre, la matrice, la résistance interfaciale et le taux de vide. Cet essai détermine la contrainte à la rupture en compression qui est définie par la formule (IV.13).

$$\sigma_{rc} = \frac{F_{rc}}{lh} \quad \text{IV.13}$$

Avec : F_{rc} charge à la rupture ;

l Longueur de l'éprouvette ;

h Épaisseur de l'éprouvette.

IV.3.3. Essai de flexion

Les essais de flexion monotone sont largement utilisés en raison de leur simplicité. Cependant la flexion n'engendre pas un état de contrainte simple (ou pure) au sein des matériaux testés. En fonction de l'élancement de l'éprouvette (rapport de l'épaisseur sur la distance entre les appuis) - qui gouverne le rapport contrainte normale (traction/compression)/contrainte de cisaillement - et en fonction des résistances en traction, compression et cisaillement du matériau, l'un ou l'autre des trois modes de rupture peut être obtenu [16].

IV.3.3.1. Essai de flexion trois points

La flexion trois points est un essai mécanique classique. Il consiste à déformer une éprouvette parallélépipédique reposant sur deux appuis simples (appuis linéaires rectilignes qui, dans un problème plan, équivalent à une liaison ponctuelle) et soumise à une charge concentrée, appliquée au milieu de la poutre avec elle aussi un contact simple. On modélise souvent un des appuis comme un pivot afin d'avoir une poutre qui ne se déplace pas horizontalement.

L'essai de flexion trois points est le plus utilisé pour la détermination de la rigidité et la résistance en flexion des matériaux composites. Cet essai est simple à mettre en œuvre et d'une bonne reproductibilité. Contrairement à l'essai de traction ou de compression, il permet de surmonter les problèmes de tenue des tallons collés (glissement dans les mors) ainsi que les problèmes d'alignements [17].

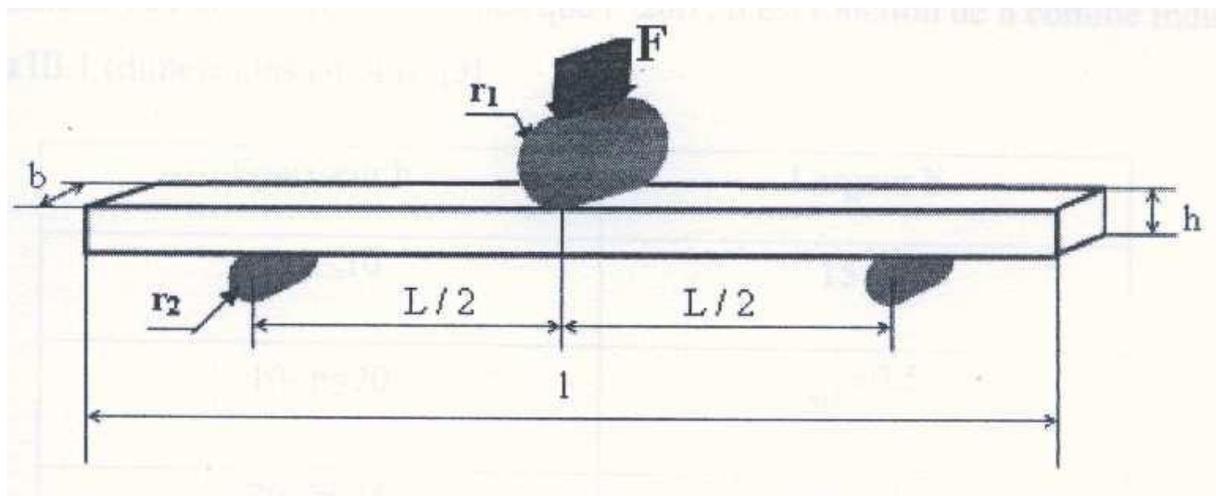


Figure IV.4. Flexion trois points

Le dépouillement de la courbure effort - déplacement, assuré par un système d'acquisition informatisé, permet une évaluation des principales caractéristiques du matériau :

- Le module de flexion :

$$E_{app} = \frac{L^3}{4bh^3} \frac{\Delta F}{\Delta f} \quad \text{IV.14}$$

- La contrainte de rupture

$$\sigma_r = \frac{3F_{max} L}{2bh^2} \quad \text{IV.15}$$

- La déformation à la rupture en flexion

$$\varepsilon_r = \frac{6hf}{l^2} \quad \text{IV.16}$$

- La contrainte de cisaillement

$$\tau = \frac{3 F}{4 bh} \quad \text{IV.17}$$

Les essais réalisés nous permettent de caractériser globalement la qualité de l'interface fibre/matrice en flexion pure et l'interface inter-plis par les essais de flexion courte.

IV.3.3.2. Essai de flexion quatre points

L'essai de flexion à quatre points consiste à exercer entre les appuis deux points d'applications de la charge, distante de L , (figure IV.5) où l'effort tranchant est nul dans la zone des contraintes maximales [17].

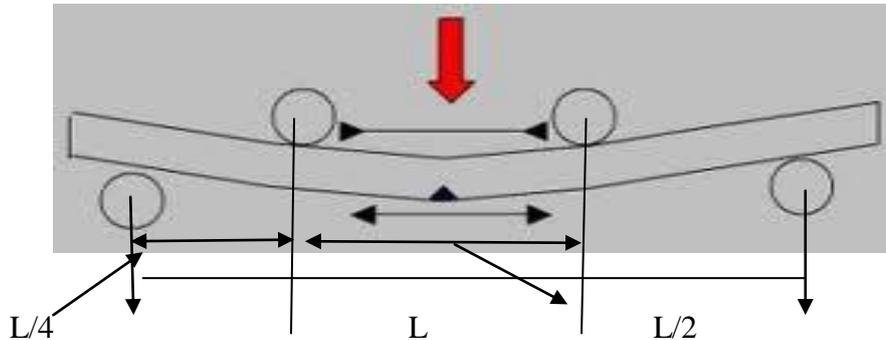


Figure IV.5 : Essai de flexion à quatre points

La contrainte, le module et la déformation s'exprime par :

- La contrainte de flexion

$$\sigma_f = \frac{FL}{bh^2} \quad \text{IV.18}$$

- Le module de flexion

$$E_f = \frac{0,21L^3}{bh^3} \frac{F}{\delta} \quad \text{IV.19}$$

- La déformation est :

$$\varepsilon = \frac{4,7 \delta h}{L^2} \quad \text{IV.20}$$

- La valeur maximale de la contrainte sur les faces de l'éprouvette est donnée par :

$$\sigma_f = \frac{3}{2} \left(\frac{F(l-L)}{bh^2} \right) \quad \text{IV.21}$$

L : distance entre les deux appuis

IV.3.3.3. Essai de flexion par flambement

L'essai de flexion par flambement, que nous proposons de présenter ici, est de plus en plus utilisé pour la caractérisation du comportement en flexion des matériaux composites (unidirectionnels, stratifiés, tissés..). Il a été proposé par [« FUKUDA » en 1990], par rapport à l'essai de flexion trois ou quatre points, Il présente l'avantage de ne pas impliquer de contact

dans les zones où la flexion est maximale. Il permet ainsi de s'affranchir des dégradations parasites, discutées plus haut, provenant de la concentration de contrainte au contact [17].

La figure IV.6 : Montre le schéma de principe de l'essai de flexion par flambement post-critiques.

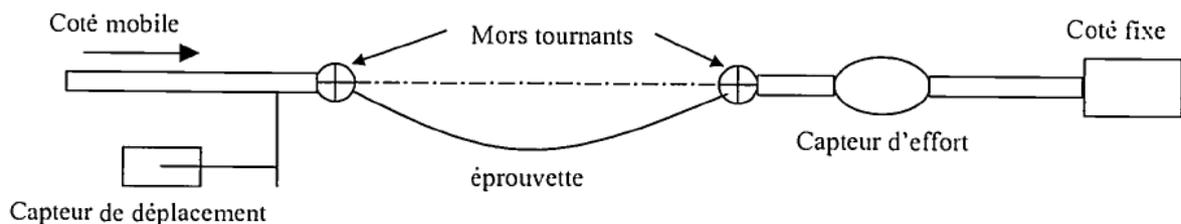


Figure IV.6 : Schéma de principe de l'essai de flambement

L'essai consiste à imposer à une éprouvette parallélépipédique articulée à ses deux extrémités une sollicitation de compression axiale. Pour une éprouvette élancée, une instabilité élastique se produit bien avant qu'une dégradation sous l'effet des contraintes de compression n'apparaisse. Cette instabilité se traduit par un fléchissement de grande amplitude au-delà d'un seuil caractérisé par la charge critique. L'analyse de la répartition des efforts intérieurs, montre clairement les avantages de l'utilisation de cette méthode:

- la section centrale de l'éprouvette est la plus fortement sollicitée en flexion. Elle est exemptée de sollicitation de cisaillement liée à l'effort tranchant,
- le moment de flexion est nul aux extrémités de l'éprouvette. Il n'y a donc pas de risque de rupture liée à un moment d'encastrement.

La contrainte et la déformation :

$$\sigma = \frac{6F}{bh^2} f \quad \text{IV.22}$$

$$\varepsilon = \frac{h}{2} \left(\frac{\pi}{l}\right)^2 p f \quad \text{IV.23}$$

Avec :

$$p = F/F_{cr} \quad \text{IV.24}$$

L'essai de flambement permet de contourner les problèmes de concentrations de contraintes de contact générées par les appuis en flexion à trois ou quatre points.

IV.4. Essais dynamiques

IV.4.1. Essai de résilience (choc)

Il arrive souvent que les matériaux de très bonnes qualités plastiques sous les efforts statiques deviennent très fragiles sous l'action du choc. La résilience caractérise la résistance au choc des matériaux. C'est une caractéristique mécanique importante.

L'énergie consommée pour rompre le barreau est mesurée en faisant la différence d'énergie potentielle entre la hauteur de chute du « mouton » et celle à laquelle il remonte après avoir rompu le barreau. Si ce dernier était complètement fragile, le « mouton » remonterait à la même hauteur que celle d'où il a chuté ; s'il était au contraire extrêmement tenace, il ne serait pas rompu et le pendule ne remonterait pas du tout. L'énergie de rupture ainsi déterminée s'appelle la résilience. Plus elle est élevée, plus le matériau est tenace [14].

IV.4.2. Fatigue des composites

La **fatigue** est un processus (succession de mécanismes) qui sous l'action de contraintes ou déformations variables dans le temps modifie les propriétés locales d'un matériau et peut entraîner la formation de fissures et éventuellement la rupture de la structure. La fatigue est notamment caractérisée par une étendue de variation de contrainte bien inférieure à la résistance à la traction du matériau. Les étapes principales de la fatigue sont l'amorçage de fissures (si des défauts ne sont pas déjà présents dans le matériau), la propagation de fissures et la rupture finale. Les paramètres souvent utilisés pour prédire le comportement en fatigue et ainsi le nombre de cycles à rupture d'une structure sont : l'amplitude de cette sollicitation (chargement ou déformation imposée), sa valeur moyenne, le fini de surface et le milieu dans lequel la structure sera utilisée [18].

IV.8. conclusion

La caractérisation d'un matériau composite doit tenir compte de toutes les conditions et considération afin de mieux définir son comportement exacte (son rôle et ses performances). On réalisera des essais mécaniques destinés, non seulement à mesurer les propriétés mécaniques, mais aussi à déterminer les caractéristiques des matrices, des renforts et de l'interface.

Dans le chapitre V nous verrons les lois de comportement d'un composite unidirectionnel dans les axes principaux ensuite dans les axes hors axe et nous tenterons de simuler son comportement.

Chapitre V:

simulation d'un comportement d'un composite

V.1. Introduction

La nécessité de développer et de valider des modèles de comportement des composites unidirectionnels, exige des mesures précises des propriétés de ces constituants et de l'interface (fibre/matrice). Cependant, le degré de cette précision dépend fortement du type d'informations que l'on peut extraire à partir des moyens de caractérisation dont on dispose ; sont plus directs et simples dans le principe ces moyens, plus grandes seront les chances d'obtenir des résultats de la réponse du composite à tel ou tel type de sollicitation mécanique. Plusieurs techniques ont été développées pour définir les lois qui régissent le comportement des composites.

V.2. Loi de comportement

En élasticité linéaire, le tenseur des contraintes σ est donné en fonction du tenseur des déformations ε par la relation tensorielle [2,5]:

$$\sigma = C : \varepsilon \quad \text{V.1}$$

Avec :

σ : contrainte ;

ε : déformation ;

C : la rigidité du matériau.

Ou indicielle :

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \quad \text{V.2}$$

Avec $i, j, k, l = 1, 2, 3$.

Le signe (:) indique un produit tensoriel doublement contracté. Les C_{ijkl} sont les 81 composantes du tenseur des modules d'élasticité ou tenseur de rigidité C . Dans un milieu homogène les 81 modules d'élasticité C_{ijkl} sont indépendants du point.

L'inversion de la loi de comportement fournit la relation tensorielle suivante :

$$\varepsilon = S : \sigma \quad \text{V.3}$$

avec :

S : la souplesse du matériau.

Ou indicielle :

$$\varepsilon_{ij} = S_{ijkl} \sigma_{kl} \quad \text{V.4}$$

Les S_{ijkl} sont les 81 composantes du tenseur des complaisances élastiques ou tenseur de souplesse S.

V.3. Matrice de rigidité et de souplesse

V.3.1. Matrice de souplesse

La loi de comportement peut se mettre sous la forme matricielle:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{1111} & S_{1122} & S_{1133} & S_{1123} & S_{1131} & S_{1112} \\ S_{1122} & S_{2222} & S_{2233} & S_{2223} & S_{2231} & S_{2212} \\ S_{1133} & S_{2233} & S_{3333} & S_{3323} & S_{3331} & S_{3312} \\ S_{1123} & S_{2223} & S_{3323} & S_{2323} & S_{2331} & S_{2312} \\ S_{1131} & S_{2231} & S_{3331} & S_{2331} & S_{3131} & S_{3112} \\ S_{1112} & S_{2212} & S_{3312} & S_{2312} & S_{3112} & S_{1212} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad \text{V.5}$$

Ou sous la forme indicielle :

$$\varepsilon_I = S_{IJ} \sigma_J \quad \text{V.6}$$

La loi de comportement peut encore s'écrire sous la forme :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \quad \text{V.7}$$

$$\text{Ou} \quad \varepsilon = S \sigma \quad \text{V.8}$$

La matrice de souplesse (S) dans la base d'orthotrope est de la forme suivante :

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \quad \text{V.9}$$

Avec

$$S_{14} = S_{15} = S_{16} = S = S_{25} = S_{26} = S_{45} = S_{46} = S_{56} = S_{36} = S_{34} = S_{35} = 0$$

$$\Rightarrow S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \quad \text{V.10}$$

La matrice de souplesse s'écrit dans toute base

$$S = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2\frac{1+\nu}{E} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2\frac{1+\nu}{E} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\frac{1+\nu}{E} \end{bmatrix} \quad \text{V.11}$$

Dans le cas de la traction la matrice de souplesse se réduit à une matrice (3*3) est de la forme suivante :

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{26} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} \end{bmatrix} \quad \text{V.12}$$

Avec $S_{16} = S_{26} = 0$, la matrice devient alors :

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{36} \end{bmatrix} \quad \text{V.13}$$

Nous pouvons alors écrire la matrice dans toute base :

$$S = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 \\ 0 & 0 & 2\frac{1+\nu}{E} \end{bmatrix} \quad \text{V.14}$$

Avec : $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$

La matrice de souplesse dans le cas de la traction hors axe pour un matériau composite unidirectionnel peut être calculée en utilisant la matrice de passage et en introduisant le module longitudinal E_L et transversal E_T , le module de cisaillement longitudinal transversal G_{LT} et le coefficient de poisson transversal longitudinale ν_{TL} .

La matrice de souplesse s'écrira comme suite :

$$S = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{LT}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \quad \text{V.15}$$

La matrice de souplesse dans les cas des sollicitations hors axe (traction) est donnée par la relation V.16 et la figure V.1 qui représente le passage des axes principaux vers les axes matériaux en fait une rotation par rapport à l'axe Z :

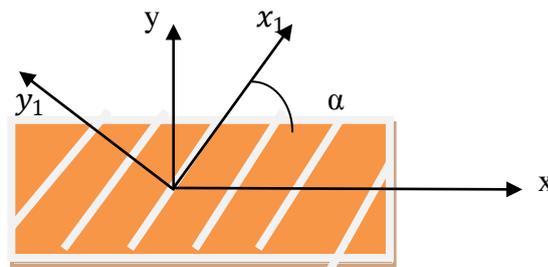


Figure V.1 : passage des axes principaux vers les axes matériaux

$$S' = MSM^T \quad \text{V.16}$$

Avec M : matrice de passage de la base principale vers une base quelconque.

$$M = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) & 0 \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$S^{\backslash} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) & 0 \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{V.17}$$

$$\Rightarrow S^{\backslash} = \begin{bmatrix} S^{\backslash}_{11} & S^{\backslash}_{12} & S^{\backslash}_{16} \\ S^{\backslash}_{12} & S^{\backslash}_{22} & S^{\backslash}_{26} \\ S^{\backslash}_{16} & S^{\backslash}_{26} & S^{\backslash}_{36} \end{bmatrix} \quad \text{V.18}$$

Après calcul en utilisant les valeurs de la matrice V.15 on obtient les formules suivantes pour chaque élément de la matrice de souplesse pour la sollicitation en traction hors axe :

$$\begin{aligned} S^{\backslash}_{11} &= \frac{\cos^4(\alpha)}{E_L} + \frac{\sin^4(\alpha)}{E_T} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{TL}}{E_L} \right) \sin^2(2\alpha), \\ S^{\backslash}_{22} &= \frac{\sin^4(\alpha)}{E_L} + \frac{\cos^4(\alpha)}{E_T} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{TL}}{E_L} \right) \sin^2(2\alpha), \\ S^{\backslash}_{66} &= \frac{\cos^2(2\alpha)}{G_{LT}} + \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{2\nu_{TL}}{E_L} \right) \sin^2(2\alpha), \\ S^{\backslash}_{12} &= \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{2\nu_{TL}}{E_L} \right) \sin^2(2\alpha) - \frac{\nu_{TL}}{E_L} (\sin^4(\alpha) + \cos^4(\alpha)), \\ S^{\backslash}_{16} &= \left(\frac{2}{E_L} + \frac{2\nu_{TL}}{E_T} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \sin^3(\alpha) \cos(\alpha) - \left(\frac{2}{E_L} + \frac{2\nu_{TL}}{E_T} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \cos^3(\alpha) \sin(\alpha), \\ S^{\backslash}_{26} &= \left(\frac{2}{E_L} + \frac{2\nu_{TL}}{E_T} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \cos^3(\alpha) \sin(\alpha) - \left(\frac{2}{E_L} + \frac{2\nu_{TL}}{E_T} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \sin^3(\alpha) \cos(\alpha). \end{aligned} \quad \text{V.19}$$

V.3.2. Matrice de rigidité

La relation (V.2) s'écrivant sous la forme explicite suivante :

$$\sigma_{ij} = C_{ij11} \varepsilon_{11} + C_{ij22} \varepsilon_{22} + C_{ij33} \varepsilon_{33} + 2C_{ij23} \varepsilon_{23} + 2C_{ij31} \varepsilon_{31} + 2C_{ij12} \varepsilon_{12} \quad \text{V.20}$$

La loi de comportement peut se mettre sous la forme matricielle :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & C_{1123} & C_{1131} & C_{1112} \\ C_{1122} & C_{2222} & C_{2233} & C_{2223} & C_{2231} & C_{2212} \\ C_{1133} & C_{2233} & C_{3333} & C_{3323} & C_{3331} & C_{3312} \\ C_{1123} & C_{2223} & C_{3323} & C_{2323} & C_{2331} & C_{2312} \\ C_{1131} & C_{2231} & C_{3331} & C_{2331} & C_{3131} & C_{3112} \\ C_{1112} & C_{2212} & C_{3312} & C_{2312} & C_{3112} & C_{1212} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{31} \\ 2\varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad \text{V.21}$$

Ou sous la forme indicielle :

$$\sigma_I = C_{IJ} \varepsilon_J \quad \text{V.22}$$

La loi de comportement peut encore s'écrire sous la forme :

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

Ou $\sigma = C \varepsilon$ V.24

La matrice de rigidité (C) dans la base d'orthotrope est de la forme suivante :

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \quad \text{V.25}$$

Avec

$$C_{14} = C_{15} = C_{16} = C_{24} = C_{25} = C_{26} = C_{45} = C_{46} = C_{56} = C_{36} = C_{34} = C_{35} = 0$$

$$\Rightarrow C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad \text{V.26}$$

Dans toute base la matrice de rigidité s'écrit sous la forme suivante :

$$C = \begin{bmatrix} \lambda + 2\mu & \lambda & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda + 2\mu & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda & \lambda + 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mu & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu \end{bmatrix} \quad \text{V.27}$$

Avec : $\lambda = \frac{\nu E}{(1+\nu)(1-2\nu)}$ V.28

$$\mu = G = \frac{E}{2(1-\nu)} \quad \text{V.29}$$

Dans le cas suivant la matrice rigidité se réduit à une matrice (3*3) est de la forme suivant :

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{26} \\ C_{16} & C_{26} & C_{66} \end{bmatrix} \quad \text{V.30}$$

Avec $C_{16} = C_{26} = 0$, la matrice devient alors :

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad \text{V.31}$$

Nous pouvons écrire la matrice de rigidité dans toute base de la forme suivante :

$$C = \begin{bmatrix} \lambda + 2\mu & \lambda & 0 \\ \lambda & \lambda + 2\mu & 0 \\ 0 & 0 & \mu \end{bmatrix} \quad \text{V.32}$$

La matrice de rigidité dans le cas de la traction hors axe pour un matériau composite unidirectionnel peut être calculée en utilisant la matrice de passage et en introduisant le module longitudinal E_L et transversal E_T , le module de cisaillement longitudinal transversal G_{LT} et le coefficient de poisson longitudinal transversal ν_{LT} et transversal longitudinale ν_{TL} .

La matrice de rigidité s'écrira comme suite :

$$C = \begin{bmatrix} \frac{E_L}{1-\nu_{LT}*\nu_{TL}} & \frac{E_L}{1-\nu_{LT}*\nu_{TL}} & 0 \\ \frac{E_L}{1-\nu_{LT}*\nu_{TL}} & \frac{E_T}{1-\nu_{LT}*\nu_{TL}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{LT} \end{bmatrix} \quad \text{V.33}$$

La matrice de rigidité dans les cas des sollicitations hors axe est donnée de la manière suivante :

$$C = MCM^T \quad \text{V.34}$$

Avec M : matrice de passage de la base principale vers une base quelconque.

$$M = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) & 0 \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C^{\backslash} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) & 0 \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{V.35}$$

$$\Rightarrow C^{\backslash} = \begin{bmatrix} C^{\backslash}_{11} & C^{\backslash}_{12} & C^{\backslash}_{16} \\ C^{\backslash}_{12} & C^{\backslash}_{22} & C^{\backslash}_{26} \\ C^{\backslash}_{16} & C^{\backslash}_{26} & C^{\backslash}_{66} \end{bmatrix} \quad \text{V.36}$$

Après calcul nous obtiendrons les éléments de la matrice de rigidité dans une base quelconque

$$C^{\backslash}_{11} = \frac{E_L \cos^4(\alpha)}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{E_T \sin^4(\alpha)}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{1}{2} \left(\frac{\nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + 2G_{LT} \right) \sin^2(2\alpha),$$

$$C^{\backslash}_{22} = \frac{E_L \sin^4(\alpha)}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{E_T \cos^4(\alpha)}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{1}{2} \left(\frac{\nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + 2G_{LT} \right) \sin^2(2\alpha)$$

$$C^{\backslash}_{66} = G_{LT} + \frac{1}{4} \left(\frac{E_L}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - \frac{2 \nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - 4G_{LT} \right) \sin^2(2\alpha), \quad \text{V.37}$$

$$C^{\backslash}_{12} = \frac{\nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{1}{4} \left(\frac{E_L}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - \frac{2 \nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - 4G_{LT} \right) \sin^2(2\alpha),$$

$$C^{\backslash}_{16} = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{E_L}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - \frac{2 \nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - 4G_{LT} \right) \sin^2(2\alpha) - \left(\frac{E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - \frac{\nu_{TL} * E_T}{(1 - \nu_{TL}) \nu_{LT}} - 2G_{LT} \right) \right] \sin(2\alpha),$$

$$C^{\backslash}_{26} = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - \frac{\nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - 2G_{LT} \right) - \left(\frac{E_L}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} + \frac{E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - \frac{2 \nu_{TL} * E_T}{1 - \nu_{LT} \nu_{TL}} - 4G_{LT} \right) * \right. \\ \left. \sin^2(2\alpha) \right] \sin(2\alpha).$$

La matrice de rigidité est égale à l'inverse de la matrice de souplesse et le contraire est aussi valable :

$$\Rightarrow C = 1/S = S^{-1} \quad \text{V.38}$$

Où d'une autre façon :

$$S = 1/C = C^{-1} \quad \text{V.39}$$

Dans notre cas :

$$\mathbf{C} = \mathbf{S}^{-1} \quad \text{V.40}$$

Où encor

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{26} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{26} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} \end{bmatrix}^{-1} \quad \text{V.41}$$

V.4. Constantes élastiques d'un composite unidirectionnel

Lorsqu'un matériau orthotrope est dans un état de contraintes planes, les relation entre les contraintes et les déformations font intervenir des constantes élastiques $E_L, E_T, \nu_{LT}, \nu_{TL}$ et G_{LT} . En plus des coefficients qui viennent d'être cités, on rencontre en thermoélasticité les coefficients de dilatation thermique α_1 et α_2 mais dans notre cas nous n'aurons pas besoin car en travail à température constante.

V.4.1. Masse volumique ρ

En désignant par :

- m, M_f, M_m : les masses de la pièce, des fibres, de la matrice ;
- ρ, ρ_f, ρ_m : les masses volumiques de la pièce, des fibres, de la matrice ;
- v, v_f, v_m : les volumes de la pièce, des fibres, de la matrice.

La masse de la pièce (éprouvette) est égale à :

$$M = M_f + M_m \quad \text{V.42}$$

Soit :

$$\rho * v = \rho_f * v_f + \rho_m * v_m \quad \text{V.43}$$

En appelant :

$$V_f = \frac{v_f}{v} \quad \text{la fraction de fibre en volume ;}$$

$$V_m = \frac{v_m}{v} \quad \text{la fraction de la matrice en volume.}$$

Et en remarque que $V_m + V_f = 1$, la masse volumique du composite est :

$$\rho = V_f * \rho_f + V_m * \rho_m = V_f * \rho_f + (1 - V_f) * \rho_f \quad \text{V.44}$$

V.4.2. Module d'Young longitudinal E_L

❖ **Hypothèse:** les deux matériaux sont assemblés par collage. Plus précisément, on supposera ici :

- Une déformation longitudinale ε_L identique pour la matrice (m) et pour la fibre (f).
- Une liberté suivant z sur l'interface sur les deux matériaux, autorisant des valeurs distinctes :

$$\varepsilon_{z(m)} \neq \varepsilon_{z(f)}$$

L'état de contrainte correspondant au chargement F peut alors s'écrire :

$$\sigma_{(m)} = \begin{bmatrix} \sigma_L & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{V.45}$$

$$\sigma_{(f)} = \begin{bmatrix} \sigma_L & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{V.46}$$

Et il lui correspond pour un état de déformation :

$$\varepsilon_{(m)} = \begin{bmatrix} \varepsilon_L & 0 & 0 \\ 0 & \varepsilon_T & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon_z \end{bmatrix} \quad \text{V.47}$$

$$\varepsilon_{(f)} = \begin{bmatrix} \varepsilon_L & 0 & 0 \\ 0 & \varepsilon_T & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon_z \end{bmatrix} \quad \text{V.48}$$

Chaque matériau étant supposé linéairement élastique et isotrope, sa loi de comportement est écrite sous la forme :

$$\varepsilon = \frac{1+\nu}{E} * \sigma - \frac{\nu}{E} \text{trace}(\sigma) \mathbf{I} \quad \text{V.49}$$

ε : tenseur de déformation ;

σ : tenseur de contrainte ;

\mathbf{I} : tenseur unité ;

E, ν : sont les coefficients élastiques du matériau considéré.

Pour le composite (m) + (f), on utilise la forme (V.15)

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{LT}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} \quad \text{V.50}$$

La contrainte $\sigma_{L(f+m)}$ s'écrit :

$$\sigma_{L(m)+f} = \frac{F}{(e_m + e_f) \cdot 1} = \sigma_{L(m)} \frac{e_m}{e_m + e_f} + \sigma_{L(f)} \frac{e_f}{e_m + e_f} \quad \text{V.51}$$

Où apparaissent les teneurs en volume de la matrice et de fibre, soit :

$$\sigma_{L(m)+f} = \sigma_{L(m)} * V_m + \sigma_{L(f)} * V_f \quad \text{V.52}$$

Substituons la déformation à la contrainte dans chaque matériau, compte tenu de la loi de comportement correspondante :

$$E_L * \varepsilon_L = E_m * \varepsilon_L * V_m + E_f * \varepsilon_L * V_f \quad \text{V.53}$$

Soit :

$$E_L = E_m * V_m + E_f * V_f \quad \text{V.54}$$

Où

$$E_L = E_m * (1 - V_f) + E_f * V_f \quad \text{V.55}$$

Remarque :

Parmi les phénomènes réels qui ne sont pas pris en compte dans cette estimation de E_L figure l'absence de rectitude parfaite des fibres dans la matrice. Aussi le module E_L dépend-il du signe de la sollicitation (traction ou compression). Le matériau est en toute rigueur « bimodule ».

V.4.3. Module d'Young transversal E_T

Nous démarrons de la même façon que pour le module longitudinal mais dans ce cas la matrice des contraintes est la suivante :

$$\sigma = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_T & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{V.56}$$

Et il lui correspond pour un état de déformation :

$$\varepsilon_{(m)} = \begin{bmatrix} \varepsilon_L & 0 & 0 \\ 0 & \varepsilon_T & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon_z \end{bmatrix} \quad \text{V.57}$$

$$\varepsilon_{(f)} = \begin{bmatrix} \varepsilon_L & 0 & 0 \\ 0 & \varepsilon_T & 0 \\ 0 & 0 & \varepsilon_z \end{bmatrix} \quad \text{V.58}$$

Pour le composite (m) + (f) on aura :

$$\varepsilon_T = (1/E_T) * \sigma_T \quad \text{V.59}$$

Et pour un calcul direct :

$$\varepsilon_T = \frac{\Delta(e_m + e_f)}{e_m + e_f} = \varepsilon_T * V_m + \varepsilon_T * V_f \quad \text{V.60}$$

Soit :

$$(1/E_T) * \sigma_T = (1/E_m) * \sigma_T * V_m + (1/E_f) * \sigma_T * V_f \quad \text{V.61}$$

$$(1/E_T) = (V_m / E_m) + (V_f / E_f) \quad \text{V.62}$$

$$\Rightarrow E_T = E_m \left(\frac{1}{(1-V_f) + (E_m / E_f)V_f} \right) \quad \text{V.63}$$

V.4.4. Module de cisaillement G_{LT}

Nous démarrons de la même façon que pour le module longitudinal mais dans ce cas la matrice des contraintes est la suivante :

$$\sigma = \begin{bmatrix} 0 & \tau_{LT} & 0 \\ \tau_{LT} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{V.64}$$

Et il lui correspond pour un état de déformation :

$$\varepsilon_{(m)} = \begin{bmatrix} 0 & \varepsilon_{LT} & 0 \\ \varepsilon_{LT} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \varepsilon_{(f)} \quad \text{V.65}$$

Pour le composite (m) + (f) on aura :

$$\varepsilon_{LT} = ((1 + \nu)/E) * \tau_{LT} = \tau_{LT}/2 G = \gamma_{LT} \quad \text{V.66}$$

Et pour un calcul direct :

$$\gamma_{(m+f)}^{LT} * (e_m + e_f) = \gamma_{(m)}^{LT} e_m + \gamma_{(f)}^{LT} e_f \quad \text{V.67}$$

Soit :

$$\gamma_{(m+f)}^{LT} = \gamma_{(m)}^{LT} V_m + \gamma_{(f)}^{LT} V_f \quad \text{V.68}$$

$$(\tau_{LT}/G_{LT}) = \tau_{LT} * (V_m / G_m) + \tau_{LT} * (V_f / G_f) \quad \text{V.69}$$

$$\Rightarrow G_{LT} = G_m \left(\frac{1}{(1-V_f) + (G_m / G_f) V_f} \right) \quad \text{V.70}$$

V.4.5. coefficient de poisson ν_{LT}

En considérant de nouveau le chargement défini dans le module de Young longitudinal, la déformation transverse s'écrit pour les matériaux (m) et (f) :

$$\varepsilon_T = -(\nu/E) * \sigma_L \quad \text{V.71}$$

Et pour le composite (m) +(f) :

$$\varepsilon_{(m+f)}^T = -(\nu_{LT}/E_L) * \sigma_{(m+f)}^L = -\nu_{LT} \varepsilon_L \quad \text{V.72}$$

$$\varepsilon_{(m+f)}^T = \varepsilon_m^T V_m + \varepsilon_f^T V_f \quad \text{V.73}$$

Soit, compte tenu d'une valeur ε_L commune dans la fibre et dans la matrice :

$$-\varepsilon_L \nu_{LT} = -\varepsilon_L V_m \nu_{LT} - \varepsilon_L V_f \nu_{LT} \quad \text{V.74}$$

$$\nu_{LT} = V_m \nu_{LT} + V_f \nu_{LT} \quad \text{V.75}$$

V.5. Les modules dans les directions quelconques (hors axe)

V.5.1. Le module d'Young E_x

Dans le cas d'un essai de traction suivant la direction x, toutes les contraintes sont nulles, excepté la contrainte σ_{xx} :

$$\sigma'_1 = \sigma_{xx} \neq 0,$$

$$\sigma'_i = 0, \quad i = 2, \dots, 6.$$

En introduisant les coefficients de souplesse, les relations d'élasticité (V.19) s'écrivent :

$$\varepsilon_{xx} = S'_{11} * \sigma_{xx} ,$$

$$\varepsilon_{yy} = S'_{12} * \sigma_{xx} ,$$

$$\varepsilon_{zz} = S'_{13} * \sigma_{xx} , \quad \text{V.76}$$

$$\gamma_{yz} = \gamma_{xz} = 0,$$

$$\gamma_{xy} = S'_{16} * \sigma_{xx} .$$

Le module d'Young E_x dans la direction x est défini par :

$$E_x = \frac{\sigma_{xx}}{\varepsilon_{xx}} = \frac{1}{S'_{11}} \quad \text{V.77}$$

Des formules V.10 et V.19 on obtient la relation suivante :

$$\frac{1}{E_x} = S_{11} \cos^4(\alpha) + S_{22} \sin^4(\alpha) + (1/4) * (S_{12} + S_{66}) \sin^2(2\alpha) \quad \text{V.78}$$

Cette expression peut être réécrite en introduisant les modules d'élasticité de la formule (V.11) du composite unidirectionnel ou orthotrope, mesurés suivant ses axes :

$$\frac{1}{E_x} = \frac{\cos^4(\alpha)}{E_L} + \frac{\sin^4(\alpha)}{E_T} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{TL}}{E_L} \right) \sin^2(2\alpha) \quad \text{V.79}$$

V.5.2. Le module d'Young E_y

On considère parfois l'essai de traction suivant la direction y. cet essai n'apporte pas toutefois d'informations nouvelles, puisque l'essai revient à faire tourner les axes précédents d'un angle égale à 90° . Par exemple, le module d'Young E_y , reliant la contrainte σ_{yy} à la déformation ε_{yy} , est obtenu à partir des formules (V.19) :

$$\frac{1}{E_y} = \frac{\sin^4(\alpha)}{E_L} + \frac{\cos^4(\alpha)}{E_T} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{TL}}{E_L} \right) \sin^2(2\alpha) \quad \text{V.80}$$

V.5.3. Le module de cisaillement G_{xy}

Nous examinons le cas d'un essai de cisaillement dans le plan de la couche correspondant à l'état de contrainte :

$$\sigma'_6 = \sigma_{xy} \neq 0,$$

$$\sigma'_i = 0, \quad i = 1, \dots, 5.$$

En introduisant les coefficients de souplesse, les relations d'élasticité (V.19) s'écrivent :

$$\varepsilon_{xx} = S'_{16} * \sigma_{xy} ,$$

$$\varepsilon_{yy} = S'_{26} * \sigma_{xy} ,$$

$$\varepsilon_{zz} = S'_{36} * \sigma_{xy} , \tag{V.81}$$

$$\gamma_{yz} = \gamma_{xz} = 0,$$

$$\gamma_{xy} = S'_{66} * \sigma_{xy} .$$

Le module d'Young E_x dans la direction x est défini par :

$$G_{xy} = \frac{\sigma_{xy}}{\varepsilon_{xy}} = \frac{1}{S'_{66}} \tag{V.82}$$

Des formules V.10 et V.19 on obtient la relation suivante :

$$\frac{1}{G_{xy}} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{4\nu_{TL}}{E_L} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \sin^2(2\alpha) - \frac{1}{G_{LT}} (\sin^4(\alpha) + \cos^4(\alpha)) \tag{V.83}$$

V.6. Sollicitation dans la direction x

Dans ce cas la loi de comportement du matériau composite unidirectionnel s'écrit :

*dans le cas de la souplesse

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S'_{11} & S'_{12} & S'_{16} \\ S'_{12} & S'_{22} & S'_{26} \\ S'_{16} & S'_{26} & S'_{36} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \tag{V.84}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \varepsilon_x = S_{11}^* \sigma_x \\ \varepsilon_y = S_{12}^* \sigma_x \\ \gamma_x = S_{16}^* \sigma_x \end{cases} \quad \text{V.85}$$

*dans le cas de la matrice de rigidité

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{26} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad \text{V.86}$$

$$\Rightarrow \sigma_x = C_{11}^* \varepsilon_x + C_{12}^* \varepsilon_y + C_{16}^* \gamma_{xy} \quad \text{V.87}$$

V.7. Calcul de la matrice de souplesse

V.7.1. Présentation des programmes de calculs

Dans ce travail de simulation nous allons calculer la matrice de souplesse en fonction de l'angle (α) qui varia de 0° à 90° , pour une éprouvette de composite unidirectionnel soumise à une traction hors axe (figure V.2), pour cela nous choisissons le logiciel Matlab pour sa simplicité et sa facilité de programmation, ainsi que pour son langage qui peut être compris par tous lecteurs.

$$F = s^* \sigma$$

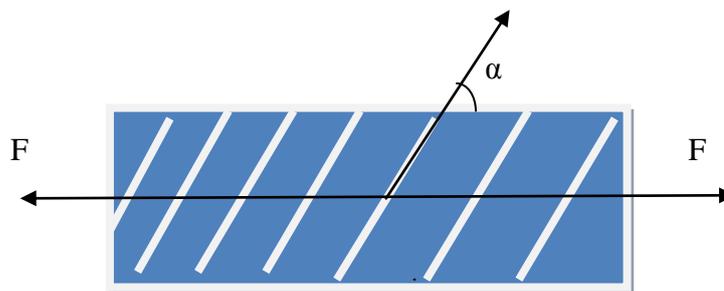


Figure V.2 : traction hors axe d'un composite unidirectionnel

Ce dernier est un logiciel commercial de calcul interactif, il permet de réaliser des simulations numériques basées sur les algorithmes d'analyse numérique.

L'intérêt de Matlab tient d'une part, à sa simplicité d'utilisation et d'autre part à sa richesse fonctionnelle. Pour ces programmes ils peuvent être modifiés tout en apportant des

précisions de calcul des problèmes à résoudre, il a donc une architecture modulable et extensible.

Ce programme peut être d'une aide considérable au choix de la direction de disposition des fibres dans un composite unidirectionnel. Pour la résolution numérique des matrices de souplesse qui sont données par l'équation V.19, nous avons choisi pour notre simulation une matrice époxyde et des fibres de verre E, les caractéristiques mécaniques des deux matériaux sont donnée dans les tableaux V.1, V.2 et V.3, dans ce programme nous avons fait variés l'angle (α) (est l'angle entre la charge appliqué et la disposition de la fibre dans la matrice de 0° à 90° pour la matrices de souplesse, l'organigramme de la figure V.3 et présente les étapes du programme de calcul pour la matrice de souplesse.

Propriétés mécaniques	Résine époxyde
Masse volumique (kg/m ³)	1200
Module d'Young E (GPa)	3.45
Coefficient de poisson	0.30
Contrainte à la rupture (MPa)	70

Tableau V.1 : Propriétés mécaniques de résine époxyde

	Verre E
Masse volumique ρ_f (kg/m ³)	2600
Module d'Young E_f (GPa)	73
Coefficient de poisson ν_f	0.22
Contrainte à la rupture σ_{fu} (MPa)	3400

Tableau V.2 : propriété mécanique des fibres de verre E.

Le tableau suivant nous donne les caractéristiques du composite utilisé dans la simulation numérique :

	Epoxyde/verre E
Fraction volumique V_f	0.60
Module d'Young longitudinal E_L (GPa)	46
Module d'Young transversal E_T (GPa)	10
Module de cisailment longitudinal transversal G_{LT} (GPa)	4.6
Coefficient de poisson longitudinal transversal ν_{LT}	0.31
Coefficient de poisson transversal longitudinal ν_{TL}	0.30

Tableau V.3 : propriété mécanique des composites utilisé [1]

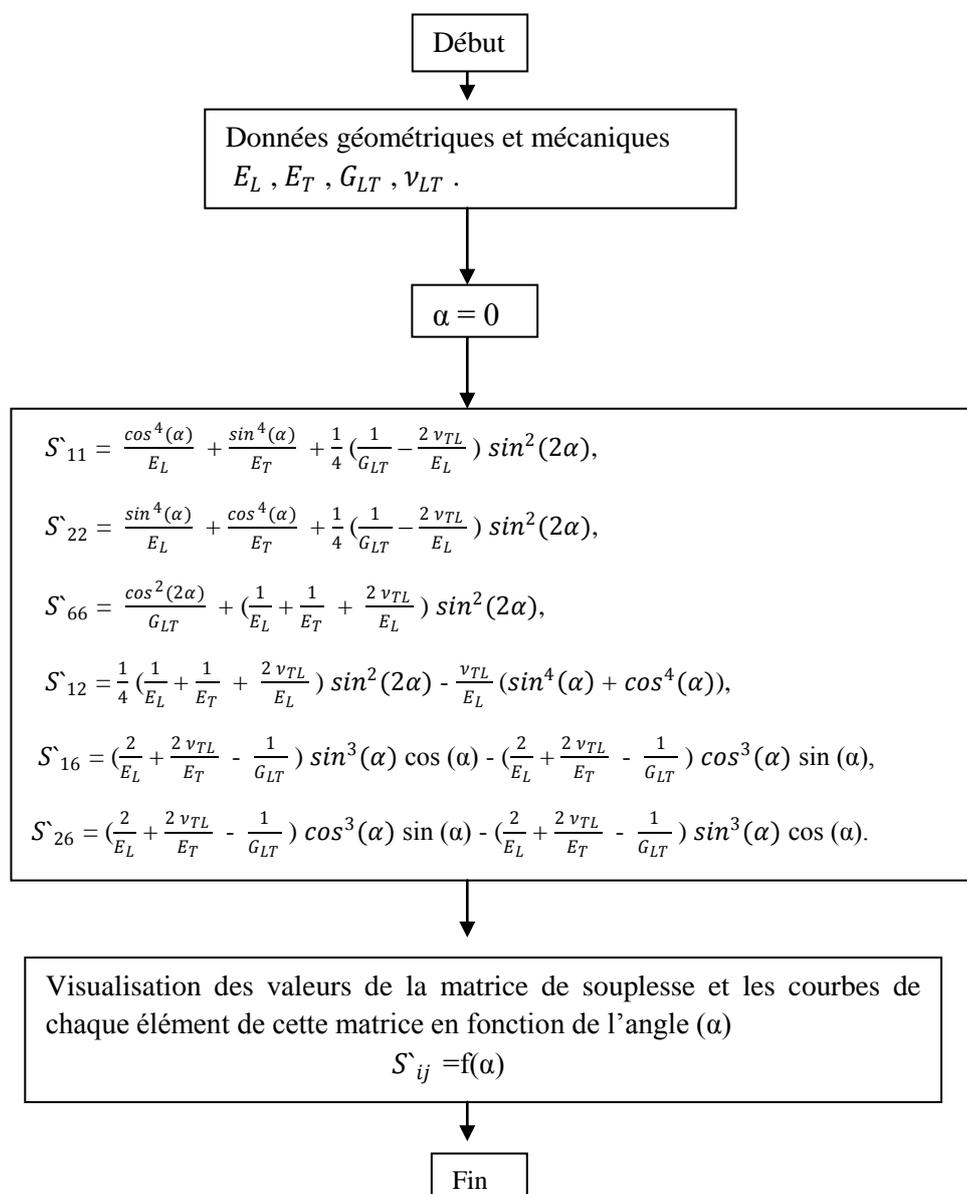


Figure V.3 : organigramme de la simulation pour la matrice de souplesse

V.6.2. Résultat

$$\text{Pour } \alpha = 0^\circ \quad S' = \begin{bmatrix} 0.2174 & -0.0674 & 0 \\ -0.0674 & 1.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0217 \end{bmatrix} * 10^{-4} \text{ MPa}^{-1}$$

$$\text{Pour } \alpha = 45^\circ \quad S' = \begin{bmatrix} 0.814 & 0.814 & 0.391 \\ 0.814 & 0.814 & 0.391 \\ 0.391 & 0.391 & 1.352 \end{bmatrix} * 10^{-4} \text{ MPa}^{-1}$$

$$\text{Pour } \alpha = 90^\circ \quad S' = \begin{bmatrix} 1.0000 & -0.0674 & 0 \\ -0.0674 & 0.2174 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0217 \end{bmatrix} * 10^{-4} \text{ MPa}^{-1}$$

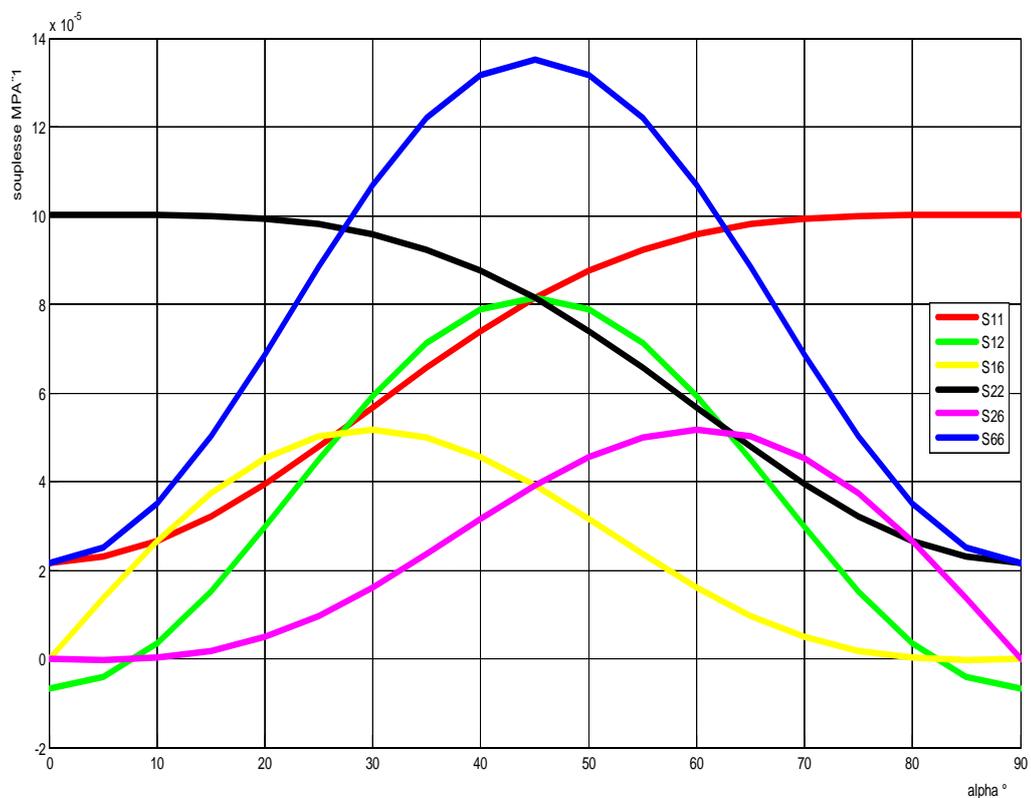


Figure V.4 : Courbe représentant les facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α

Dans notre cas il s'agit d'une sollicitation dans la direction x, qu'implique uniquement trois facteurs qui interviennent comme la formule V.85, ses facteurs sont S'_{11} , S'_{12} et S'_{16} , la figure V.5 représente ses trois factures.

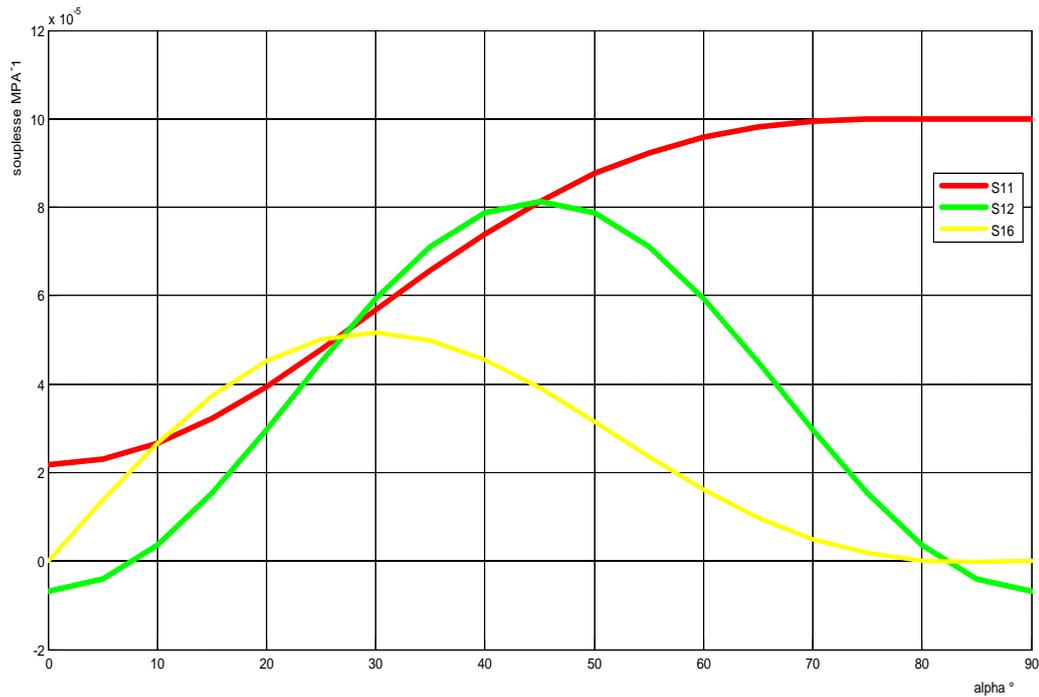


Figure V.5 : Courbe représentant les trois facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α

Le tableau V.4 représente les valeurs des trois facteurs à des angles différents, de 0 à 90° avec un pas de 15°.

Angle °	$S_{11} (MPa^{-1})$	$S_{12} (MPa^{-1})$	$S_{16} (MPa^{-1})$
0°	$0.2174 * 10^{-4}$	$-0.0674 * 10^{-4}$	0
15°	$0.3212 * 10^{-4}$	$0.1530 * 10^{-4}$	$0.3736 * 10^{-4}$
30°	$0.567 * 10^{-4}$	$0.594 * 10^{-4}$	$0.517 * 10^{-4}$
45°	$0.814 * 10^{-4}$	$0.814 * 10^{-4}$	$0.391 * 10^{-4}$
60°	$0.958 * 10^{-4}$	$0.594 * 10^{-4}$	$0.161 * 10^{-4}$
75°	$0.9989 * 10^{-4}$	$0.1530 * 10^{-4}$	$0.0177 * 10^{-4}$
90°	$1.0000 * 10^{-4}$	$-0.0674 * 10^{-4}$	0

Tableau V.4 comparant les valeurs des trois facteurs à différents angles d'orientation des fibres

V.7.3. Interprétation des résultats

La figure V.5 nous montre trois courbes pour les trois facteurs de souplesse (S_{11} , S_{12} et S_{16}), à 0° le facteur de souplesse S_{11} est le plus important pendant que le facteur de souplesse $S_{16} = 0$ et le facteur de souplesse S_{12} est négligeable par rapport à S_{11} , à 30° tous les facteurs de souplesse sont importants, à 45° nous avons deux facteurs importants sont S_{11} et S_{12} et à 90° le facteur S_{11} est le plus important pendant que le facteur ($S_{16} = 0$) et S_{12} est négligeable par rapport à S_{11} .

V.8. Calcul de la matrice de rigidité

V.8.1. Présentation des programmes de calculs

Dans ce travail de simulation nous allons calculer la matrice de rigidité en fonction de l'angle (α) qui varia de 0° à 90° , pour cela nous nous utilisons toujours le logiciel Matlab.

Ce programme peut être d'une aide considérable au choix de la direction de disposition des fibres dans un composite unidirectionnel. Pour résolution numérique des matrices de rigidité qui sont données par les équations V.37, nous utilisons le même matériau. Nous avons fait varier l'angle (α) de 0° à 90° pour la matrice de rigidité, l'organigramme de la figure V.5 qui présente les étapes du programme de calcul.

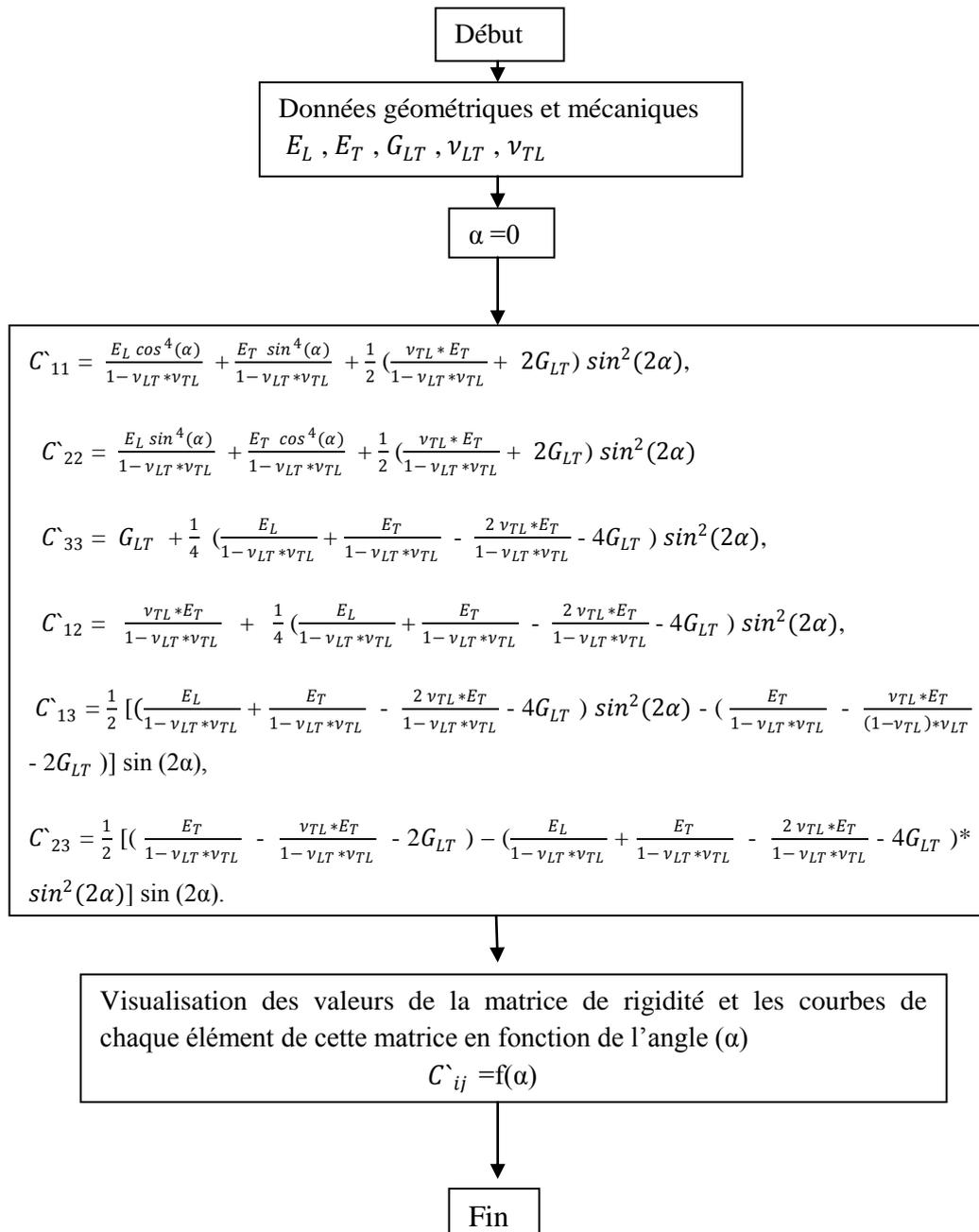


Figure V.6 : organigramme de la simulation pour la matrice de rigidité

V.8.2. Résultat

$$\text{Pour } \alpha = 0^\circ \quad C' = \begin{bmatrix} 5.0717 & 1.6097 & 0 \\ 1.6097 & 1.1025 & -0.5396 \\ 0 & -0.5396 & 1.7279 \end{bmatrix} * 10^4 \text{ MPa}$$

$$\text{Pour } \alpha = 45^\circ \quad C' = \begin{bmatrix} 2.1744 & 1.2544 & 2.3644 \\ 1.2544 & 2.1744 & -2.3644 \\ 2.3644 & -2.3644 & 1.2784 \end{bmatrix} * 10^4 \text{ MPa}$$

Pour $\alpha = 90^\circ$ $C' = \begin{bmatrix} 1.1025 & 1.6097 & 0 \\ 1.6097 & 5.0717 & -0.5396 \\ 0 & -0.5396 & 1.7279 \end{bmatrix} * 10^4 \text{ MPa}$

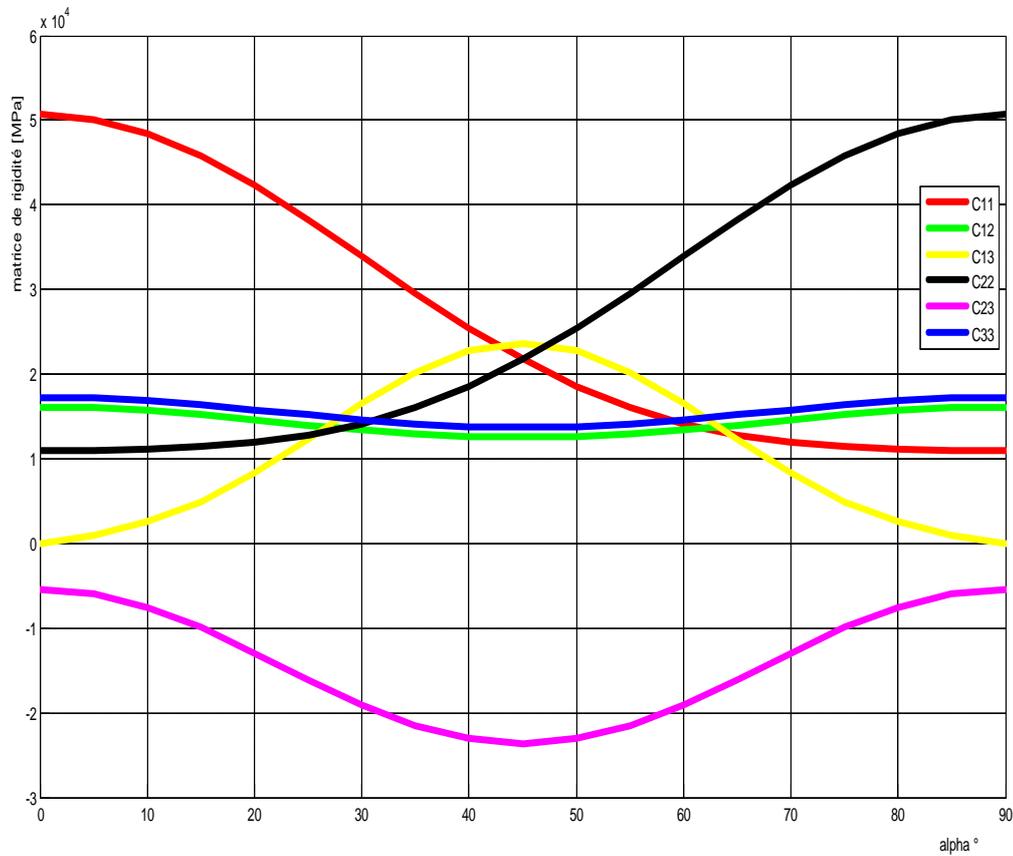


Figure V.7 : Courbe représentant les facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α

Dans notre cas il s'agit d'une sollicitation dans la direction x, qu'implique uniquement trois facteurs qui interviennent comme la formule V.87, ses facteurs sont C_{11} , C_{12} et C_{16} , la figure V.8 représente ses trois facteurs.

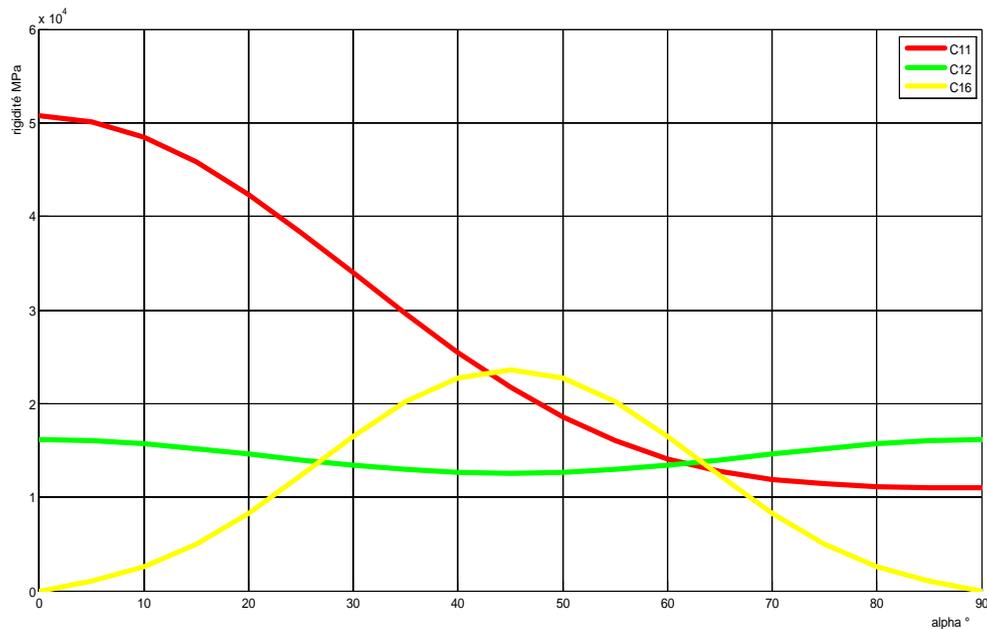


Figure V.8 : Courbe représentant les trois facteurs de la matrice de souplesse en fonction de l'angle α

Le tableau V.4 représente les valeurs des trois facteurs à des angles différents, de 0 à 90° avec un pas de 15°.

Angle °	C_{11} (MPa)	C_{12} (MPa)	C_{16} (MPa)
0°	$5.0717 * 10^4$	$1.6097 * 10^4$	0
30°	$3.3949 * 10^4$	$1.3433 * 10^4$	$1.6529 * 10^4$
45°	$2.1744 * 10^4$	$1.2544 * 10^4$	$2.3644 * 10^4$
60°	$1.4103 * 10^4$	$1.3433 * 10^4$	$1.6529 * 10^4$
90°	$1.1025 * 10^4$	$1.6097 * 10^4$	0

Tableau V.5 comparant les valeurs des trois facteurs à différent angles d'orientation des fibres

V.8.3. Interprétation des résultats

La figure V.8 nous montre trois courbes pour les trois facteurs de rigidité (C_{11} , C_{12} et C_{16}), à 0° le facteur de rigidité C_{11} est le plus important pendant que le facteur de rigidité $C_{16}=0$ et le facteur de rigidité C_{12} est négligeable par rapport à C_{11} , à 30° le facteur C_{11} est le plus important, à 45° nous avons deux facteurs important sont C_{11} et C_{16} , dans la

zone de 60° à 70° tous les facteurs de rigidité sont important et à 90° nous avons deux facteurs C_{12} et C_{11} sont important pendant que le facteur ($S_{16}=0$).

V.9. Calcul des modules d'élasticités hors axe

V.9.1. Présentation des programmes de calculs

Dans ce travail de simulation nous allons calculer la matrice de rigidité en fonction de l'angle (α) qui varia de 0° à 90° , pour cela nous nous utilisons toujours le logiciel Matlab.

Ce programme peut être d'une aide considérable au choix de la disposition des fibres dans un composite unidirectionnel. Pour les calculs numériques des modules d'élastiques (module d'Young E_x , E_y et le module de cisaillement G_{xy}) qui sont donnés par les équations V.81, V.82 et V.85, pour le même matériau. Nous avons varié l'angle (α) de 0° à 90° pour la matrice de rigidité, l'organigramme de la figure V.7 qui présente les étapes du programme de calcul pour la matrice de rigidité.

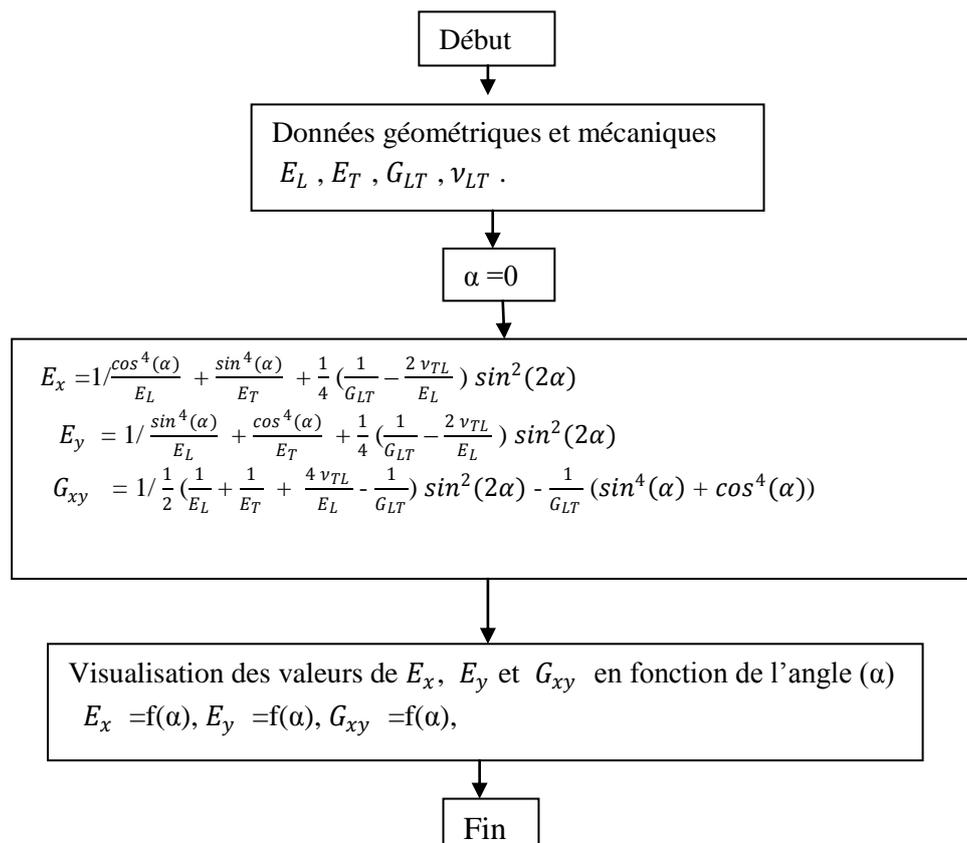


Figure V.9 : organigramme de la simulation pour les modules élastiques (module d'Young E_x , E_y et le module de cisaillement G_{xy})

V.9.2. Résultat

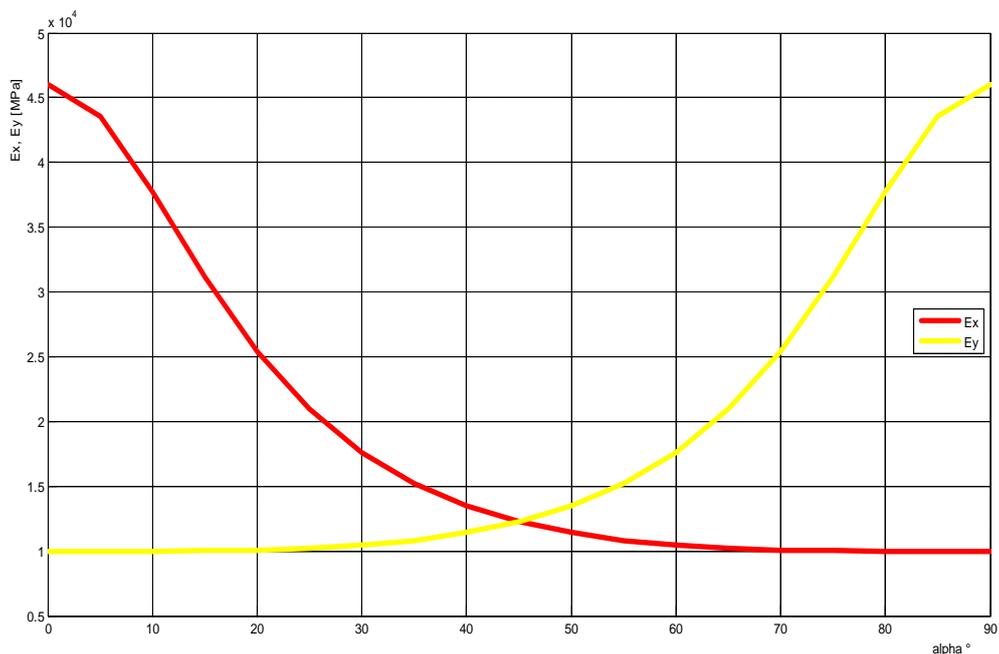


Figure V.10 : Courbe de variation de E_x et E_y en fonction de α

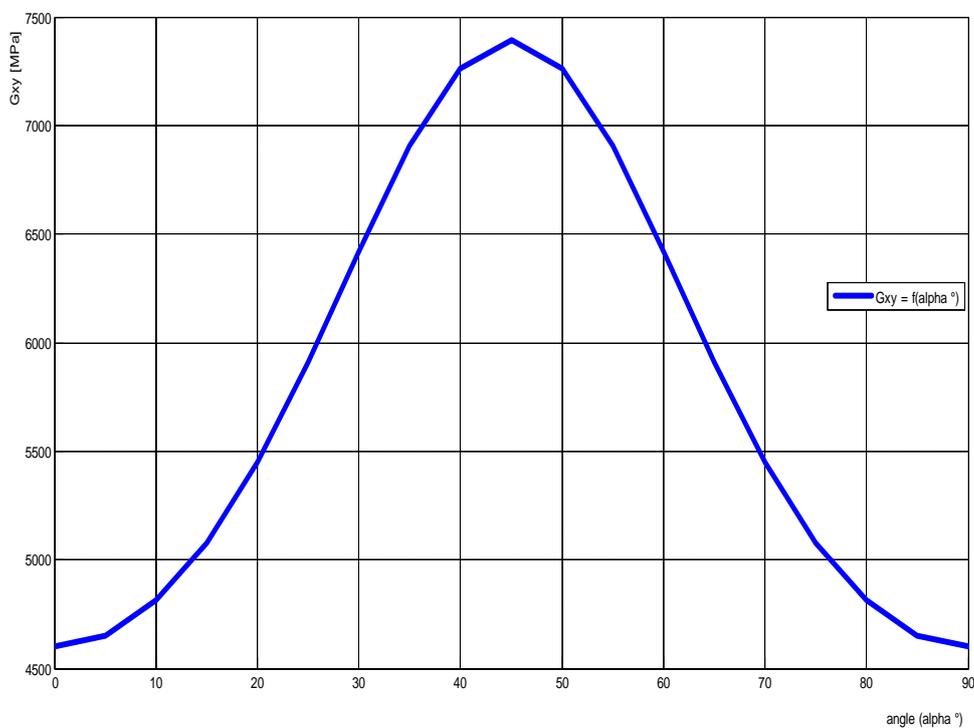


Figure V.11 : Courbe de variation de G_{xy} en fonction de α



Figure V.12 : Courbe de variation de E_x/E_0 et E_y/E_0 en fonction de α

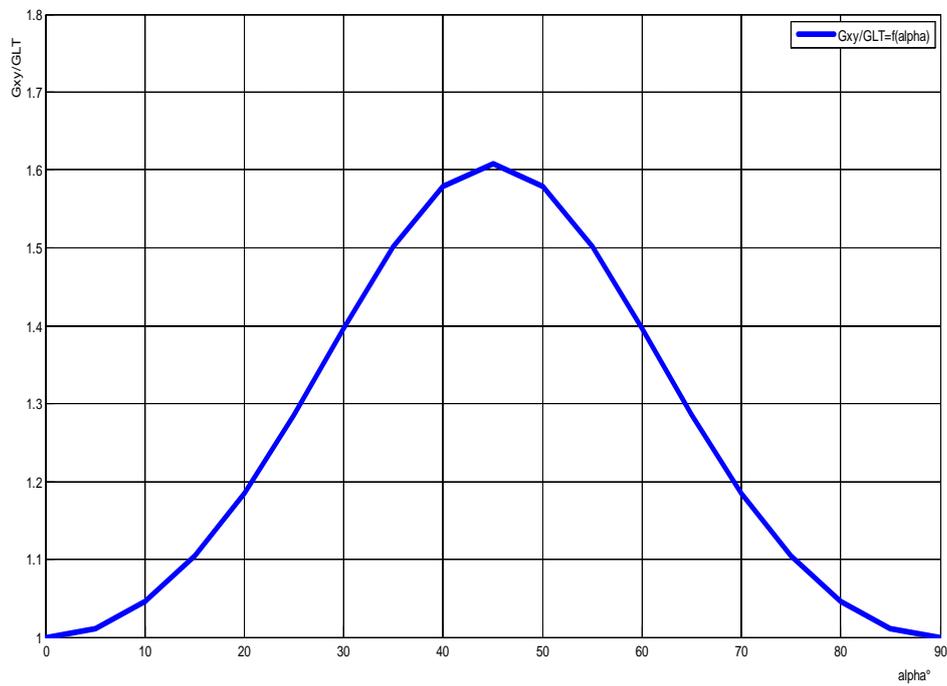


Figure V.13 : Courbe de variation de G_{xy}/G_{LT} en fonction de α

Le tableau V.6 représente les valeurs des modules d'élasticité à des angles différents, de 0 à 90°.

Angle °	E_x (MPa)	E_y (MPa)	G_{xy} (MPa)
0°	46000	10000	4600
5°	43567	9997.5	4653
10°	37733	9995.7	4812.8
30°	17633	10434	6420
45°	12283	12283	7395.5
60°	10434	17633	6420
90°	10000	46000	4600

Tableau V.6 comparaisant les valeurs des modules d'élasticité à différent angles d'orientation des fibres

V.9.3 Interprétations des résultats

Les figures V.10 et V.12, nous montre la variation des modules E_x , E_y , E_x/E_0 et E_y/E_0 pour un composite unidirectionnel en varions l'angle d'orientation des fibres, à partir de 5° la courbe représentant le module d'Young dans la direction de la sollicitation chute pour prendre le minimum et se stabilisé, dans ce cas le module d'Young représente le module de la matrice, pour E_y le contraire se passe, à 0° le module du composite est celui de la matrice pour prendre le module du mélange à 90° et pour E_x/E_0 et E_y/E_0 sont des nombre adimensionnel.

Les figures V.11 et V.13 représente le module de cisaillement et le nombre adimensionnel, le module est maximum à 45° minimum 0° et 90°

Conclusion

Un matériau composite unidirectionnel (dans notre étude nous avons pris verre E/époxyde) soumis à une sollicitation hors axe par rapport aux fibres (traction) à montre que ou niveau du composite à partir de 5° le composite commence à perdre la sollicitation des fibres et la matrice qui support la charge et le cisaillement maximale intervient à 45° de l'orientation des fibres.

Conclusion générale

Dans notre travail nous avons étudié la réponse d'un matériau composite unidirectionnel (verre E/époxyde) soumis à une sollicitation (traction) en faisant varier l'angle d'orientation des fibres de 0° à 90° .

Le comportement d'un matériau composite est gouverné par celui des fibres pour des angles faibles de la sollicitation par rapport à celle du renfort (fibre), au-delà de 5° c'est la matrice qui reprend le chargement, l'intérêt du travail c'est de permettre de mettre en évidence la direction de la sollicitation par rapport au renfort.

D'après les résultats de la simulation :

-Pour un angle de 3° la contribution du renfort diminue

-Pour un angle de 45° S12 présente sa valeur maximale, donc le composite est sollicité en cisaillement, le matériau est gouverné par le comportement de la matrice.

Avant d'utiliser un matériau composite, il faut s'être identifié la direction de la sollicitation, les matériaux composites sont des matériaux à la carte.

Ce travail nous a permis de simuler et de maîtriser un langage de programmation.

Perspectives

- - Pour des travaux à venir nous proposons de valider les résultats par des essais mécaniques;
- d'étendre cette simulation à plusieurs types de composites;

Bibliographie

[1] Jean-Marie Berthelot

Matériau composites, comportement mécanique et analyse des structures
4ème édition, ED TEC&DOC, Lavoisier, 2005

[2] Smail BELHADJ

Contribution à la caractérisation des matériaux composites matrice organique/verre
Thèse magister UMMTO, 2005.

[3] Samir ben Saïd

Contribution à la caractérisation et à la modélisation électromagnétique et thermique des
matériaux composites anisotropes
Thèse doctorat ; UNIVERSITE DE NANTES, 2006

[4] Mme ZAPATA-MASSOT Céline

Synthèses de matériaux composites par co-broyage en voie sèche. Caractérisation des propriétés
physico-chimiques et d'usages des matériaux.
L'INSTITUT NATIONAL POLYTECHNIQUE DE TOULOUSE
Thèse doctorat 2004

[5] Daniel Gay

Matériaux composites
4ème édition, Hermès 2009.

[6] Nadia Bahlouli

Cour matériaux composites
DESS mécanique avancée et stratégie industrielle

[7] Jihed Jellid

Suivi du cycle de vie d'un composite CFRP Hybride par mesure des résistances électriques.
Thèse doctorat, L'ECOLE CENTRALE DE LYON, 2009

[8] TEKLAL Fatiha

Etude micromécanique des interfaces dans les composite à matrice organique : cas des
éprouvettes modèles.
Mémoire MAGISTER, 2010 UMMTO.

[9] Bénédicte BONNET

Comportement au choc de matériaux composites pour applications automobiles
Thèse doctorat de l'école nationale supérieure des mines de Paris, 2005.

[10] Claude Bathias et Coll

Matériaux composites
2ème édition ; DUNOD 2004.

[11] Jean Wess et Claude Bord

Les matériaux composites.
Edition : Hermès 1991.

[12] Jose Martin Herrera Ramirez

Les mécanismes de fatigue dans les fibres thermoplastiques
Thèse doctorat 2004

[13] Jean-paul Bailon et J.M.Dorlot

Des matériaux
3^{ème} édition, école polytechnique de montréal, 2000.

[14] KACIMI Bachir

Comportement aux chocs des composites à renforts verre et matrice organique.
Mémoire de magister, laboratoire de Mécanique, structure et Energétique, 2010.

[15] A Nacéri et A Vautrin

Caractérisation du comportement mécanique d'un composite (tissu de verre/résine époxyde) à différentes périodes de vieillissement hygrothermique
Afrique Science 2006

[16] Mansouri Lila et Teklal Fatiha

Etude de l'interface dans les composites
UMMTO (2006/2007)

[17] Jamal Eddine Arbaoui

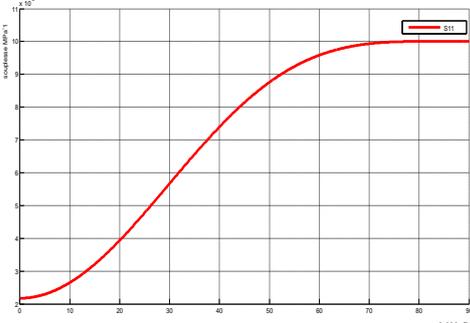
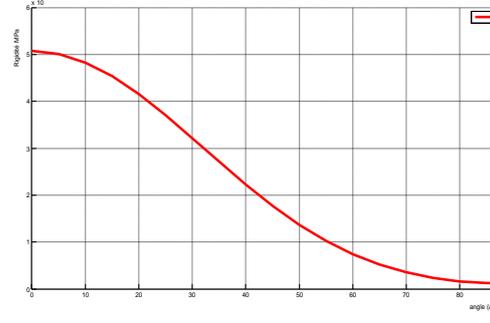
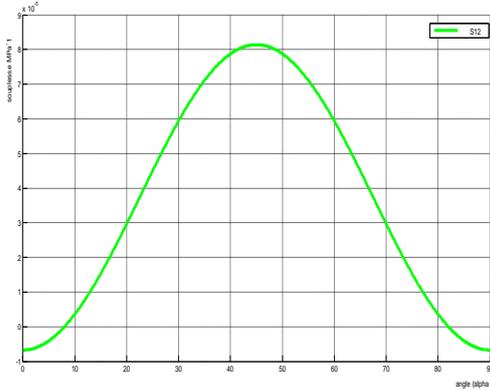
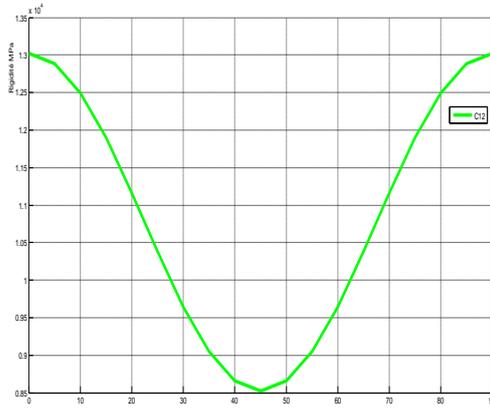
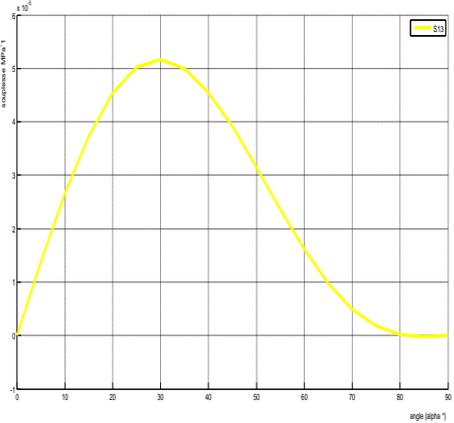
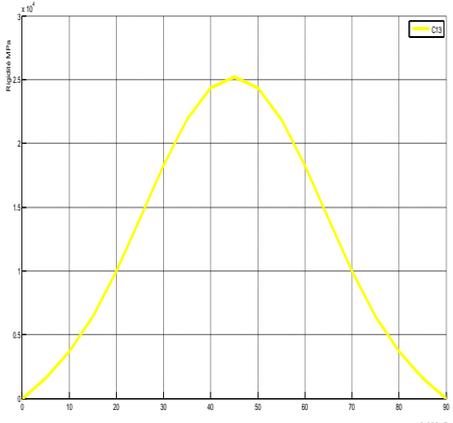
Etude comparative et caractéristique mécanique des structures sandwichs multicouches
Thèse doctorat **UNIVERSITE PAUL VERLAINE – METZ**, 2009

[18] Hadrien Bidouard

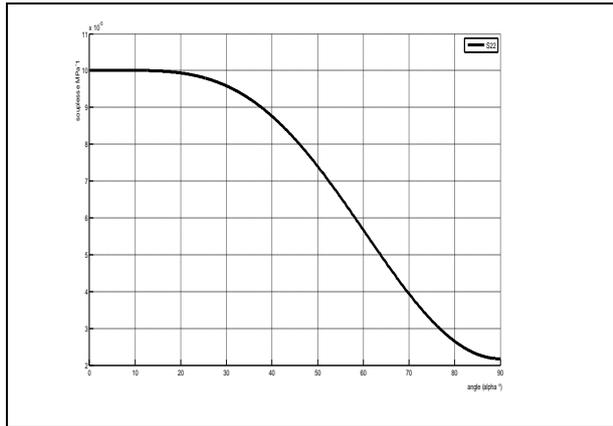
Etude de l'effet de surcharges sur la tenue en fatigue à grande durée de vie d'un acier Ferrito-Bainitique sous chargement d'amplitude variable.
Thèse doctorat, **L'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers**, 2009.

Annexe

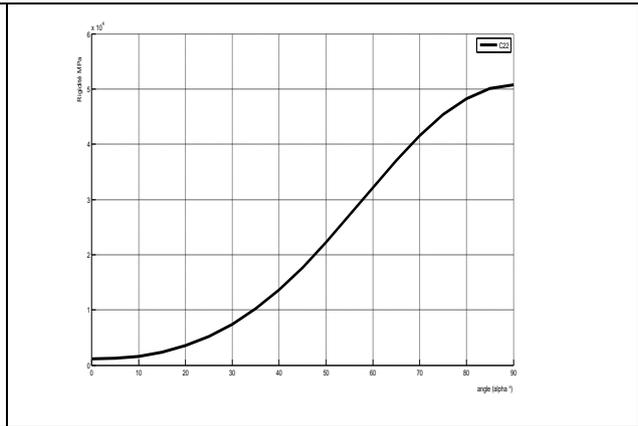
Résultats de la simulation numérique pour les matrices de souplesse et de rigidité dans le cas d'une sollicitation hors axe d'un composite unidirectionnel (époxyde/verre E) pour différents angles de (α) qui varie de 0° à 90° .

Eléments de la matrice de souplesse	Eléments de la matrice de rigidité
	
<p>Courbe de souplesse pour l'élément S'_{11} en fonction d'angle α</p>	<p>courbe de rigidité pour C11 en fonction de l'angle (α)</p>
	
<p>Courbe de souplesse pour l'élément S'_{12} en fonction d'angle α</p>	<p>courbe de rigidité pour C12 en fonction de l'angle (α)</p>
	
<p>Courbe de souplesse pour l'élément S'_{13} en fonction d'angle α</p>	<p>courbe de rigidité pour C13 en fonction de l'angle (α)</p>

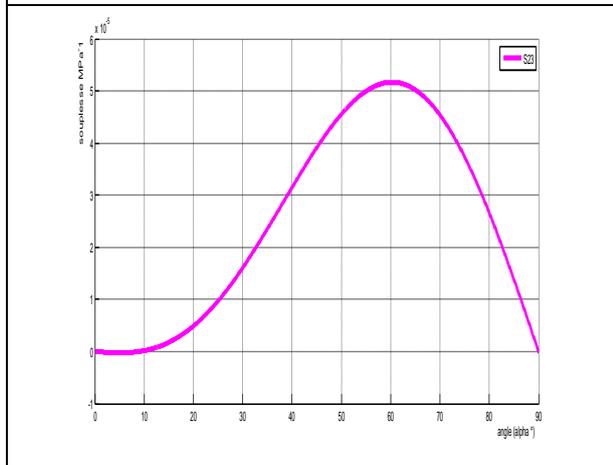
Annexe



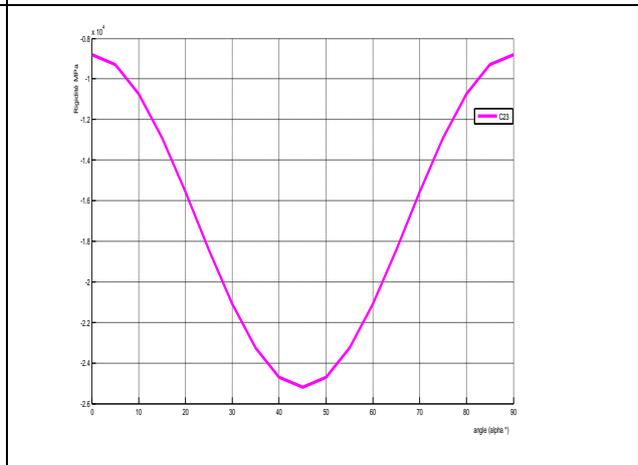
Courbe de souplesse pour l'élément S'_{22} en fonction d'angle α



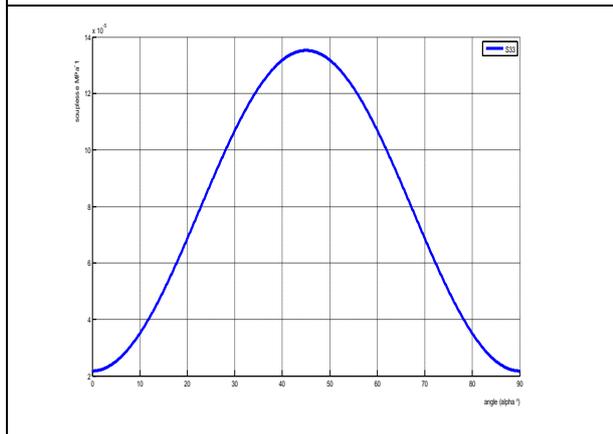
courbe de rigidité pour C22 en fonction de l'angle (α)



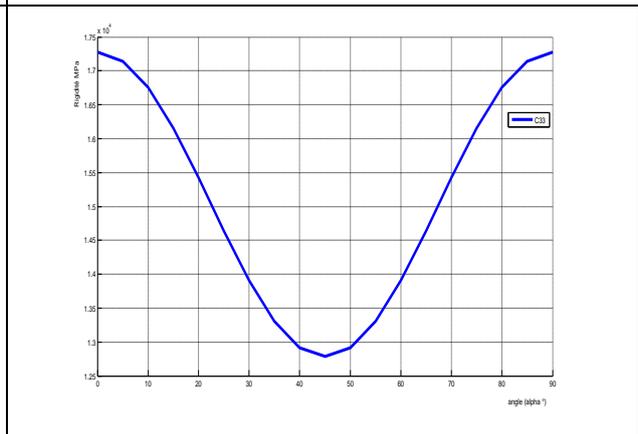
Courbe de souplesse pour l'élément S'_{23} en fonction d'angle α



courbe de rigidité pour C23 en fonction de l'angle (α)



Courbe de souplesse pour l'élément S'_{33} en fonction d'angle α



courbe de rigidité pour C33 en fonction de l'angle (α)