



Département de Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

En vue de l'obtention du diplôme de :

MASTER

En Génie Mécanique

Option : Construction Mécanique

Présenté par : Mimoune Yakoub

Thème

MODELISATION DYNAMIQUE DES STRUCTURES COMPOSITES ENDOMMAGEES.

Devant le jury composé de :

NOM et Prénom	Grade	Qualité
Menseri Noureddine	MCA	Président
Zemmamouche Redouane	MCB	Examineur
Latrache Mohamed	-----	Encadreur

Année Universitaire : 2019 / 2020

Remerciements

Tout d'abord, je suis reconnaissant à Dieu Tout-Puissant, puis à mes parents pour tous leurs efforts depuis ma naissance jusqu'à ces temps, parce que vous êtes tout dans ma vie, je vous aime en Dieu le plus grand amour.

En deuxième, je tiens aussi à exprimer mon encadreur de mémoire perf-Latrache Mohamed pour la confiance, et les encouragements, les précieux conseils qu'il m'a accordés durant ce travail, Sans sa persévérance et son soutien constant, ce travail n'aurait pas eu lieu.

Après cela, je remercie tous les professeurs qui m'ont enseigné à tous les niveaux de mes études, tous les membres de l'administration et tous les fonctionnaires du Collège de technologie, chacun en son nom, j'ai donc l'honneur de me présenter devant vous aujourd'hui..

Dédicaces

Je dédie ce mémoire à :

*Mes chers parents pour tous les sacrifices consentis,
pour leur soutien durant toutes mes années d'études,*

Toute ma famille, surtout mes cinq sœurs

Tous mes camarades de classe, chacun en son nom

*Je remercie également tous mes professeurs et tous les
employés du Département de génie mécanique.*

Sommaire

Introduction générale.....	1-2
----------------------------	-----

Chapitre I

Matériaux composites

I.1.Introduction.....	3
I.2.définition.....	3
I.3. Constituants des matériaux composites.....	4
I.3.1. La matrice.....	4
I.3.2. Renforts.....	6
I.3.3.Les charges.....	9
I.4. Les caractéristiques des matériaux composites.....	11
I.5.Présentation commerciales des renforts fibreux.....	11
1) Architecture des renforts.....	11
2) Les unidirectionnels (UD).....	11
3) Toile ou taffetas.....	12
4) Serge.....	12
5) Satin.....	13
I.6. Mise en œuvre des matériaux composites.....	13
I.6.1 Moulages sans pression.....	13
I.6.1.1 Moulage au contact.....	13
I.6.1.2 Moulage par projection simultanée.....	14
I.6.2 Moulage sous vide.....	15
I.6.3 Moulage par compression.....	16

I.6.3.1 Moulage par injection de résine.....	16
I.6.3.2 Moulage par compression à froid.....	16
I.6.3.3 Moulage par compression à chaud.....	17
I.6.3.4 Moulage par injection.....	18
I.6.4 Moulage en continu.....	18
I.6.5 Moulage par pultrusion.....	19
I.7. Architecture des matériaux composites.....	20
I.7.1.Les Stratifiés.....	20
I.7.2.Définition d'un matériau Sandwich.....	21
I.7.3. Autres architectures.....	22
I.8.domaine d'application des matériaux composites.....	22
I.8.1.Construction automobile.....	22
I.8.2.Construction aéronautique.....	23

Chapitre 02

Mécanisme d'endommagement des matériaux composites

II.1.Introduction.....	25
II.2.Mécanismes d'endommagement.....	25
II.2.1.Fissuration transverse.....	26
II.2.2.Fissuration longitudinale.....	26
II.2.3.Délamination.....	26
II.2.4.Rupture de fibres.....	27
II.3 Analyse progressive d'endommagement (PDA).....	28
II.3.1 Critère initiale d'endommagement.....	28
II.3.2 Loi d'évolution d'endommagement (DEL).....	30
II.4 Formulation dynamique des éléments finis d'une plaque composite.....	31
II.4.1 Théorie de déformation de cisaillement du premier ordre (FSDT).....	31

Chapitre 03

Simulation numérique de la progression d'endommagement dans une plaque en matériaux composite par ANSYS Workbench ACP.

III.1 ANSYS Workbench.....	35
III.2 ANSYS Workbench ACP (ANSYS Composite PrepPost)	37
III.3 Géométrie de l'éprouvette.....	38
III.3.1 Propriétés des matériaux, insertion des critères initiales d'endommagement et la loi de d'évolution d'endommagement.....	39
III.3.2 Maillage de l'éprouvette normalisée.....	40
III.3.3 Conditions aux limites de l'éprouvette normalisée.....	42
III.3.4 Application des charges sur l'éprouvette normalisée.....	44
III.3.5 Solution et obtention des résultats.....	44
III.4 Simulation du dynamique d'une plaque endommagée.....	48
III.5 Conclusion.....	50
Conclusion générale.....	48
Reference bibliographique	
résumé	

Liste des figures

Chapitre I

Figure I.1: Matériaux composite.....	3
Figure I.2: Différentes familles de matrice.....	4

Figure I.3: Diverses formes et origines de renforts.....	7
Figure I.4: présente les principaux motifs d'armures : toile.....	12
Figure I.5: présente les principaux motifs d'armures : serage.....	12
Figure I.6: présente les principaux motifs d'armures : satin.....	13
Figure I.7: Principe du moulage au contact.....	14
Figure I.8: Principe du moulage par projection simultanée.....	15
Figure I.9: Moulage sous vide.....	16
Figure I.10: Moulage par injection de résine.....	16
Figure I.11: Principe du moulage par compression À froid.....	17
Figure I.12: Principe du moulage par compression à chaud.....	17
Figure I.13: Moulage par injection.....	18
Figure I.14: Moulage en continu de plaques.....	19
Figure I.15: Moulage en continu de panneaux ondulés.....	19
Figure I.16: Moulage par pultrusion.....	20
Figure I.17: Stratifié constitué de couches parfaitement liées.....	20
Figure I.18: Désignations du stratifié.....	21
Figure I.19: Schématisation d'une plaque sandwich.....	21
Figure I.20 : Pièces de voiture en matériaux composites.....	23
Figure I.21 : Présentation les pièces faites de matériaux installés dans l'avion.....	24

Chapitre II

Figure II.1 Les principaux endommagements rencontrés dans un stratifié.....	22
Figure II.2 : Fissuration transversale de la matrice.....	23
Figure II.3: Fissuration longitudinale de la matrice.....	23
Figure II.4: Mécanisme de délaminage.....	24
Figure II.5: Mécanisme rupture de fibre.....	25

Chapitre III

Figure III .1 : L'interface de l'ANSYS Workbench.....	36
Figure III .2 : Passage à l'environnement de l'ANSYS Workbench ACP.....	37
Figure III .3 : Géométrie d'éprouvette normalisée.....	38
Figure III .4.a : choix et propriétés des matériaux d'éprouvette.....	39
Figure III .4.b : Insertion des critères initiales d'endommagement et la loi de d'évolution d'endommagement.....	40
Figure III .5 : Maillage de l'éprouvette.....	41
Figure III .6.a,b et c : Condition aux limites appliquées sur l'éprouvette.....	43
Figure III. 7 : Application d'une déplacement ($x=2$ mm) sur l'extrême droite d'éprouvette.....	44
Figure III. 8(a,b,c,d,e,f) : Eprouvette en matériaux composite endommagée sous traction dans la phase élastique.....	47
Figure III.9 : Formes des six premiers modes des vibrations libres d'une plaque en matériaux composite endommagée.....	49

Liste des tableaux

Tableau I.1. Tableau de caractéristiques et applications de divers types de fibres de verre pour matériaux composites.....	8
Tab1.2. Tableau de Tableau de caractéristiques et applications de divers types de fibres de polymères pour matériaux composites.....	9
Tableau 1.3. Tableau de Tableau de caractéristiques et applications de divers types de fibres de carbone pour matériaux composites.....	10
Tableau III.1 : Six premières fréquences naturelles des vibrations libres d'une plaque en matériaux composite endommagée.....	50

Introduction Générale

INTRODUCTION GENERALE :

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

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

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

Le but de ce travail est donc d'analyser l'essai de traction afin de comprendre le comportement d'un matériau composite endommagée, et d'analyser aussi le comportement dynamique d'une plaque en matériaux composites endommagée.

Le travail est divisé en trois chapitres :

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

Le deuxième chapitre sera consacré à la littérature de la phénomène d'endommagement selon la formulation de la théorie d'hashin (1973).

Dans le **dernier chapitre** on présente une simulation numérique sur les plaques composites endommagée (Eprouvette normalisée), une analyse dynamique afin de déterminer les formes et les fréquences naturelles de vibration d'une plaque rectangulaire en matériaux composites endommagée.

CHAPITRE I

Généralités sur les matériaux composites

I.1.INTRODUCTION:

Les matériaux composites sont utilisés dans tous les domaines technologiques d'actualité de technologie tels que la mécanique, l'aéronautique et l'aérospatial pour fabriquer des pièces structurales ou vitales, du fait de leurs propriétés mécaniques, leur facilité de mise en forme et leur légèreté. D'où une optimisation du poids qui permet de réduire la consommation de carburant. Cependant la mise en forme et l'usinabilité de ces matériaux (par enlèvement de la matière, par jet d'eau ou par laser) reste toujours un problème ouvert pour la recherche, car l'usinage fait apparaître des dommages de natures différentes dans la structure. Ces dommages diminuent de façon importante les avantages fonctionnels des pièces en matériaux composites au cours de leur utilisation, les matériaux composites subissent des agressions à l'origine d'une large variété d'endommagement: des défauts dus à l'exposition à l'humidité, à des cycles de température, à la fatigue mécanique ou à des impacts. Dans la perspective de quantifier l'endommagement des matériaux composites et d'identifier les différents mécanismes sources, les méthodes de contrôle non destructif des matériaux composites, depuis leur polymérisation jusqu'à la fin de leur cycle de vie, sont nécessaires.

I.2.DEFINITION:

Les matériaux composites, au sens le plus courant du terme, sont de l'assemblage de deux matériaux ou plus de natures différentes de synthèse conçus et mis en œuvre essentiellement pour des applications structurales, et où la fonction mécanique est donc dominante. Ils combinent un matériau de renfort, dispersé sous forme de particules, fibres courtes ou fibres longues, au sein d'une matrice qui les enrobe. Le choix des renforts et de la matrice, de leur disposition, de leur fraction respective, permet à l'élaborateur du matériau de le concevoir pratiquement « sur mesure », optimisé pour la pièce où il sera utilisé, et même parfois optimisé localement en fonction de la distribution locale des contraintes dans la pièce.

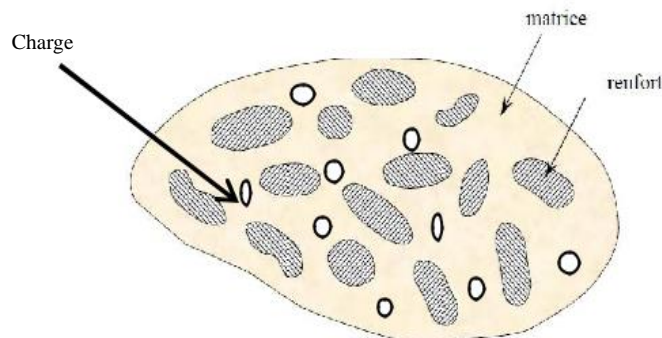


Figure I.1 : Matériaux composite

I.3. CONSTITUANTS DES MATERIAUX COMPOSITES :

I.3.1. La matrice :

Est la phase continue dont les fonctions sont :

-De réaliser la liaison entre les renforts de manière à répartir les sollicitations et ainsi de prévenir les ruptures catastrophiques.

-D'assurer la protection de ces renforts vis-à-vis des agents agressifs.

-De donner la forme à la pièce et garantir ses caractéristiques géométriques. Les matrices utilisées dans les matériaux composites se divisent en deux grandes familles : les matrices organiques et les matrices inorganiques (minérales).

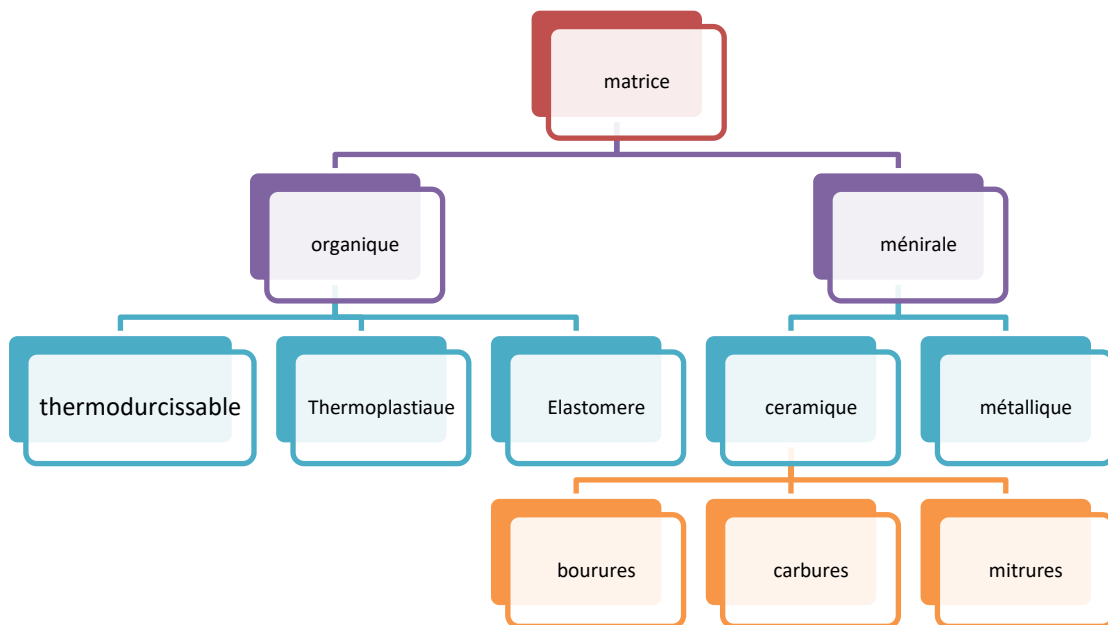


Figure I.2 : Différentes familles de matrice.

a) Matrices organiques

Les matrices en polymère de synthèse sont les plus courantes dans les composites de grande diffusion, associées à des fibres de verre, d'aramide ou de carbone. Elles ont un faible module et une faible résistance à la traction, mais se prêtent facilement à l'imprégnation des renforts.

- **Principaux avantages**

- faible masse volumique
- coût-matière relativement faible

- insensibilité à de nombreux agents chimiques
- mise en œuvre aisée et rapide, compatible aussi bien avec du prototypage qu'avec une production en série

- **Principales limitations**

- tenue en température médiocre;
- sensibilité à l'humidité.

Les plus utilisées sont :

- les résines polyester insaturées, thermodurcissables, imprégnées à l'état liquide, avant réticulation;

- les résines époxydes, également thermodurcissables, mises en œuvre dans des conditions similaires; elles sont un peu plus coûteuses que les précédentes;

- des polymères thermoplastiques (polypropylène, polyamide), qui permettent un thermoformage d'ébauches planes et autorisent le recyclage. Parmi eux, certains permettent d'obtenir de relativement bonnes performances mécaniques (PEEK) ou en température (PI);

- des élastomères (polyuréthanes, silicones) sont également utilisés. Certains polymères thermoplastiques courants (PE, PS, PVC...) sont souvent renforcés et rigidifiés par incorporation de fibres courtes, de paillettes ou de particules peu coûteuses (fibres de verre hachées, mica, talc, silice) pour la fabrication d'objets de grande diffusion.

La quasi-totalité des matériaux d'origine biologique sont des composites : élastine + collagène pour les tissus animaux, collagène + hydroxyapatite pour les os, fibres de cellulose + matrice de lignine et d'hémicellulose pour le bois et les textiles naturels.

b) Matrices métalliques

L'imprégnation de renforts par un alliage liquide étant une opération techniquement délicate, en pratique seuls les alliages d'aluminium sont utilisés dans ce type de technique, associés à des fibres ou particules de graphite ou de céramiques. Ils sont faciles à mettre en œuvre car leur température de fusion est relativement basse; Leur masse volumique est faible et ils sont peu coûteux, le compromis obtenu entre la ténacité de la matrice métallique et la rigidité

Des renforts donne au composite des caractéristiques mécaniques intéressantes par rapport à l'alliage seul, surtout au-dessus de 200 c°.

Leur cout de mise en œuvre élève réserve les composites à matrice métallique aux applications aéronautiques et spatiales Signalons également les tentatives d'obtention de composites par moulage et solidification dirigée d'alliages eutectiques, permettant d'obtenir simultanément « un situ » une matrice et des fibres métalliques.

c) Matrices minérales

Des composites à matrices céramiques (C, Al₂O₃, SiO₂, Cr₂O₃, MgO, SiC...) peuvent être obtenus par imprégnation de préformes de fibres (métaux, verres, aramides, carbone, céramique) soit par des suspensions liquides, ensuite frittées en température sous haute pression, soit par des gaz réactifs permettant un dépôt entre les fibres (notamment pour les composites carbone-carbone).

- **Principaux avantages**
 - ✓ faible masse volumique
 - ✓ réfractarité
 - ✓ bonne résistance à la compression et haute rigidité, même en température
 - ✓ inertie chimique.
- **Principales limitations**
 - ✓ sensibilité aux chocs
 - ✓ mise en œuvre délicate et coûteuse;
 - ✓ pour les composites carbonés
 - ✓ carbone, sensibilité à l'oxydation dès 400 °C

I.3.2. Renforts :

Les rôles des renforts consistent à :

- supporter les efforts appliqués;
- conférer au composite sa rigidité élastique et sa résistance à la rupture, éventuellement à Haute température. .

Ils doivent également être compatibles avec la matrice du composite sur le plan chimique, c'est-à-dire assurer une adhérence inter faciale renfort-matrice suffisante et stable dans le temps. Les principaux types de renforts se distinguent par leur géométrie (particules, billes, fibres longues), par leur disposition, notamment pour les fibres

(aléatoire 3D, feutres, nappes de mat 2D, nappes unidirectionnelles, tissages 2D, tissages 3D) ou par leur nature

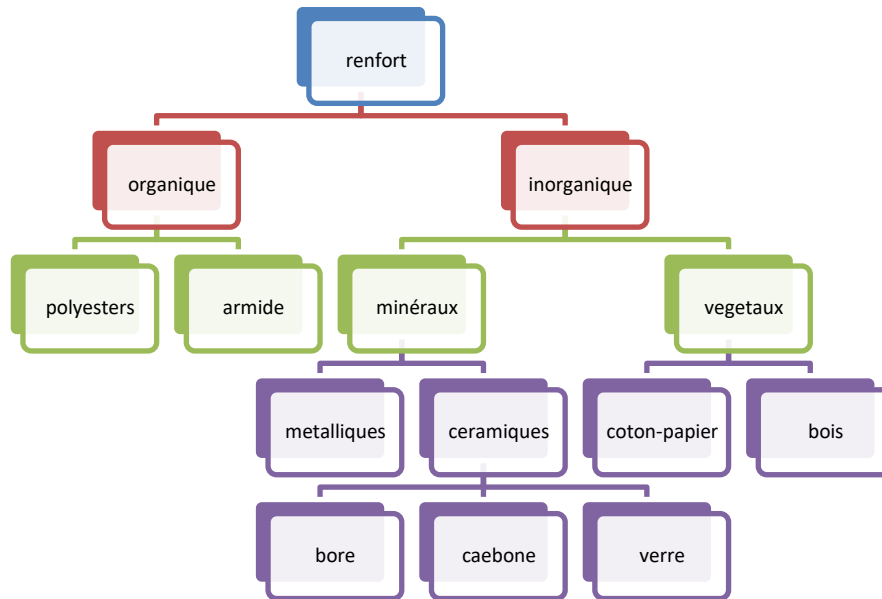


Figure I.3 : Diverses formes et origines de renforts

1) Fibres de verre

Les fibres de verre de diverses qualités sont de loin les renforts les plus courants. Leur procédé d'élaboration par filage du verre en fusion permet d'obtenir des fibres de 5 à 15 μm de diamètre. Leur résistance à la rupture en traction ou flexion est d'autant plus élevée que leur diamètre est faible. Un diamètre de quelques microns autorise un rayon de courbure de quelques dixièmes de millim (tableau I.1)

Fibres	Verre E	Verres R et S	Verre D	Verre C
Caractéristiques principales	Qualité courante	Hautes performances mécaniques et thermiques	Rigidité diélectrique	Bonne tenue chimique
Masse volumique (Mg/m ³)	2,6	2,53	2,14	2,5
Résistance à la traction R_m (MPa)	2 400	3 600	2 500	2 800
Module de Young E (GPa)	73	86	55	70
Allongement à la rupture A (%)	4,5	5,2	4,8	4
Température maximale d'utilisation (°C)	500	650	450	450
Coefficient de dilatation thermique ($10^{-6}/K$)	5	4	3,5	8,5
Applications	Composites de grande diffusion	Armement, aéronautique, spatial	Radomes, capots perméables aux ondes électromagnétiques	Réacteurs chimiques, renforcement du béton, panneaux de façades

Tab I.1 : Tableau de caractéristiques et applications de divers types de fibres de verre pour matériaux composites

2) Fibres polymères

Malgré leur faible masse volumique, peu de polymères permettent d'obtenir des fibres de module suffisant pour présenter un intérêt comme renfort de composites. Le tableau I.2 regroupe les principales. Les fibres aramides, en particulier, présentent d'excellentes caractéristiques de rigidité et de résistance en traction, une bonne tenue à la fatigue et à l'impact, mais un comportement médiocre en compression et cisaillement (donc en flexion). Elles sont le plus souvent utilisées en association avec des fibres de verre ou de carbone.

Toutes les fibres organiques sont pénalisées par leur sensibilité à l'humidité et à la température et, Paradoxalement, par une médiocre compatibilité avec les matrices organiques.

Fibres	Polyamides aromatiques : aramides (Kevlar®)		Poly- esters saturés	Polyéthylène à haut module (PEHM)
	Kevlar 29®	Kevlar 49®		
Caractéristiques principales	Résistance en traction, au choc et à la fatigue	Résistance en traction, au choc et à la fatigue, haut module	Faible coût	Résistance en traction et au choc, rigidité
Masse volumique (Mg/m ³)	1,44	1,45	1,3	0,97
Résistance à la traction R_m (MPa)	3 000	3 600	1 200	3 000
Module de Young E (GPa)	60	134	14	100
Allongement à la rupture A (%)	7	3,5	12	5
Température maximale d'utilisation (°C)	200	200	100	100
Applications	Câbles, pneumatiques	Composites à hautes performances, voiles.		Blindages, casques coques de bateaux

Tab I.2 : Tableau de Tableau de caractéristiques et applications de divers types de fibres de polymères pour matériaux composites.

3) Fibres de carbone

Elles sont élaborées par pyrolyse en atmosphère contrôlée de fibres de polymère précurseur, ce qui permet d'obtenir sous diverses variantes un squelette d'atomes de carbone à structure graphitique à haut module et haute résistance malgré de nombreuses imperfections (tableau I.3)

Fibres	Carbone à haute résistance HR	Carbone à bas module BM	Carbone à haut module HM	Carbone à très haut module THM
Masse volumique (Mg/m ³)	1,85	1,70	1,90	1,95
Résistance à la traction R_m (MPa)	3 500 à 4 900	1 800	2 800 à 4 400	2 300
Module de Young E (GPa)	200 à 250	180	400 à 600	750 à 820
Allongement à la rupture A (%)	1,3 à 2,1	2	0,7 à 1,2	0,3

Tab 1.3 : Tableau de caractéristiques et applications de divers types de fibres de carbone pour matériaux composites.

4) Autres types de fibres et renforts

Il existe d'autres types de fibres métalliques continues (bore, tungstène, acier...) ou de renforts minéraux (Al_2O_3 , B_4C , SiC, Si_3N_4 , BeO, TiO_2 , TiC...) sous forme de filaments ou de particules. Ils sont compatibles avec des matrices métalliques imprégnées par fusion. Malgré leur résistance et leur rigidité, le diamètre élevé des fibres (la centaine de microns) les rend sensibles à la flexion et surtout, leur coût élevé restreint leur utilisation à quelques applications de haute technologie. .

I.3.3. Les charges : on trouve deux types de charge suivant:

a) Charges renforçantes

L'objet de l'incorporation de charges renforçantes est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine. Ces charges peuvent être classées suivant leur forme géométrique en :

- charges sphériques et
- charges non sphériques.

b) Charges non renforçantes

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

- Charges de faible coût

- Charges ignifugeantes
- Charges conductrices et antistatiques.

I.4. LES CARACTERISTIQUES DES MATERIAUX COMPOSITES

Les propriétés des matériaux composites dépendent de beaucoup de facteurs et sont différentes selon les divers types de matériaux composites. Des propriétés de la nature et de la qualité des matériaux constitutifs.

- ✓ de la géométrie et de la distribution du renfort
- ✓ de leurs interactions et de la nature de l'interface matrice-renfort
- ✓ les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont : le gain de masse
- ✓ la bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée)
- ✓ l'absence de corrosion
- ✓ l'absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture) le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la sensibilité aux certains produits chimiques
- Selon la nature de la matrice, on distingue trois grandes classes de composites, considérées ici par ordre croissant de tenue en température :
 - ✓ Les composites à matrice polymère (CMP)
 - ✓ Les composites à matrice métallique (CMM)
 - ✓ Les composites à matrice céramique (CMC)

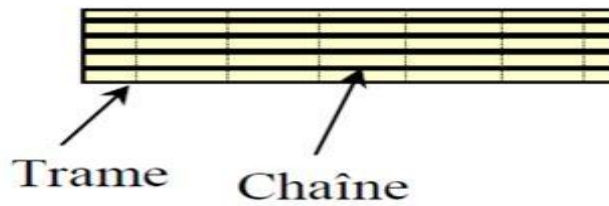
I.5. PRESENTATION COMMERCIALES DES RENFORTS FIBREUX

1) Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée. Il existe différentes géométries et textures de renforts

2) Les unidirectionnels (UD)

Dans une nappe UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère. Taux de déséquilibre très grand.



Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise.

3) Toile ou taffetas

Chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement. Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre.

Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques.

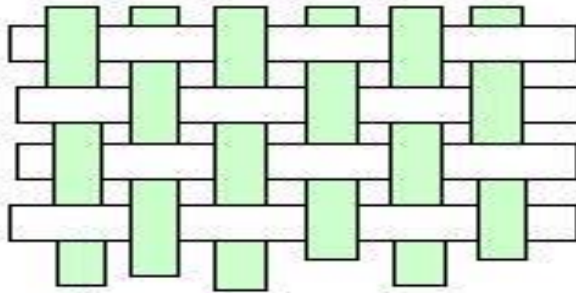


Figure I.4 : présente les principaux motifs d'armures : toile.

4) Serge

Chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au dessus de (m) fils de chaîne. Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils. Ci-contre, un sergé 2/2. (Figure I.5)

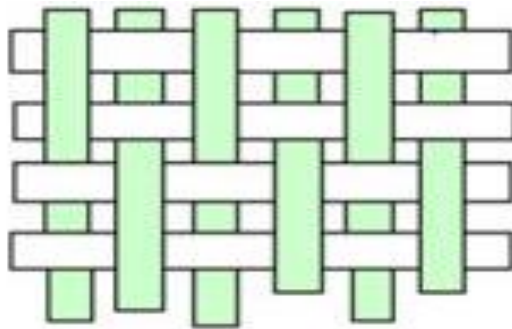


figure I.5 : présente les principaux motifs d'armures : serrage.

5) Satin

Chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs fils de trame et réciproquement.

Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique.

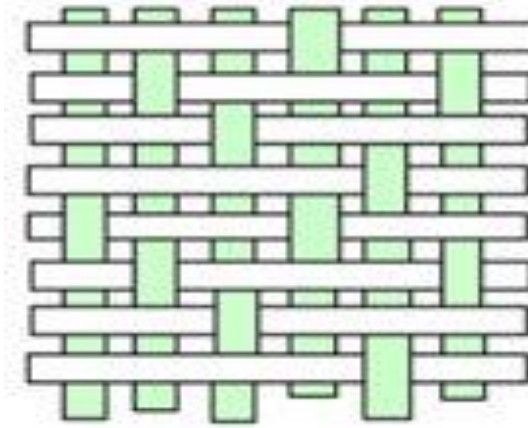


figure I.6 : présente les principaux motifs d'armures :satin.

I.6. MISE EN OEUVRE DES MATÉRIAUX COMPOSITES

I.6.1 Moulages sans pression

Les méthodes de moulage à froid et sans intervention d'une presse sont les méthodes les plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. Cette facilité a été à l'origine du succès des matériaux composites à fibres de verre, dans l'industrie et l'artisanat. Ces méthodes permettent la réalisation de pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et dimensions. Bien que la proportion de fibres puisse varier, elle reste toutefois limitée. Les pièces comportent une seule face lisse, reproduisant l'aspect du moule. Enfin, la qualité de la pièce moulée dépend dans une large mesure du savoir-faire du mouleur.

I.6.1.1 Moulage au contact

Avant moulage, le moule est revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface, souvent colorée, dénommée "gel coat".(Figure I.7)

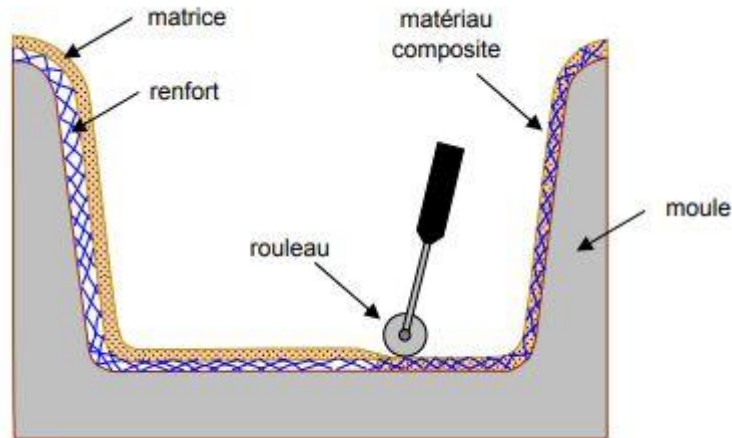


Figure I.7 : Principe du moulage au contact.

Le moulage est ensuite effectué selon les opérations suivantes :

1. Le moule est enduit avec de la résine catalysée et accélérée, au pinceau ou au rouleau.
2. Le renfort : mat, tissu, etc., est disposé dans le moule. Divers types de renforts peuvent être utilisés suivant les différentes parties de la pièce. Les renforts doivent alors se superposer.
3. Le renfort est ensuite imprégné avec la matrice, puis un ébullage est effectué avec un rouleau cannelé.
4. Après gélification de la première couche, les couches suivantes sont appliquées, en utilisant la même technique. Des inserts peuvent être mis entre ces couches : tubes, vis, écrous, armatures, etc.
5. Le démoulage est ensuite effectué après un temps qui dépend de la résine et de la température (de l'ordre de 10 heures).
6. La polymérisation est ensuite effectuée en milieu ambiant pendant plusieurs semaines. Cette polymérisation peut éventuellement être accélérée par étuvage (par exemple 5 à 10 heures, aux environs de 80 °C).
7. après polymérisation, on procède à la finition de la pièce : ébarbage, ponçage, éventuellement, peinture, ...etc.

I.6.1.2 Moulage par projection simultanée

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifié et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé.

La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et débarrassée des bulles au rouleau cannelé.

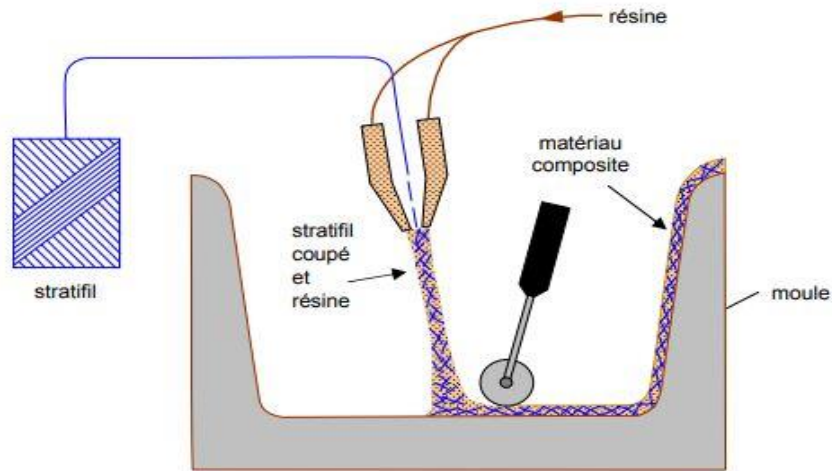


Figure I.8 : Principe du moulage par projection simultanée.

Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient. Le renfort est toutefois limité à des fibres coupées, et les caractéristiques mécaniques du matériau restent moyennes. Il est possible d'obtenir deux faces lisses en utilisant un moule et contre-moule, chargés séparément, puis accolés. Ce procédé réserve également la possibilité d'interposer une couche de tissu entre les deux, et permet alors d'obtenir des pièces ayant de meilleures caractéristiques mécanique

I.6.2 Moulage sous vide

Consiste à utiliser simultanément le vide et la pression atmosphérique. Après enduction de gel-coat, on dispose le renfort sur un moule rigide, puis on coule la matrice. Le contre-moule, recouvert d'une membrane assurant l'étanchéité (feuille de caoutchouc, nylon, etc.), est ensuite emboîté. Une pompe à vide crée une dépression à travers le moule et le contre-moule poreux, qui étale et déballe la résine. Le contre-moule peut éventuellement être limité à la seule membrane d'étanchéité. Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries. Il permet d'obtenir de bonnes qualités mécaniques, grâce à une proportion de résine uniforme et à une diminution des inclusions d'air. Dans le cas de l'utilisation d'un contre-moule rigide, un bel aspect de surface est obtenu sur les deux faces. Les cadences de production sont toutefois assez lentes.

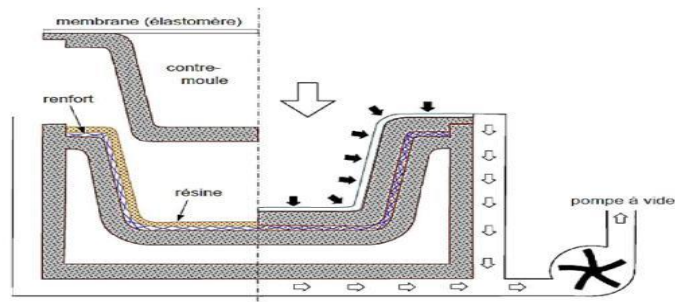


Figure I.9 : Moulage sous vide.

I.6.3 Moulage par compression

I.6.3.1 Moulage par injection de résine

Le moulage consiste, par injection de résine sous pression, à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé. L'alimentation automatique des résines élimine leur manipulation. La proportion de renfort peut être élevée, d'où l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées. Ce procédé de moulage convient à la réalisation de pièces profondes et de formes compliquées.

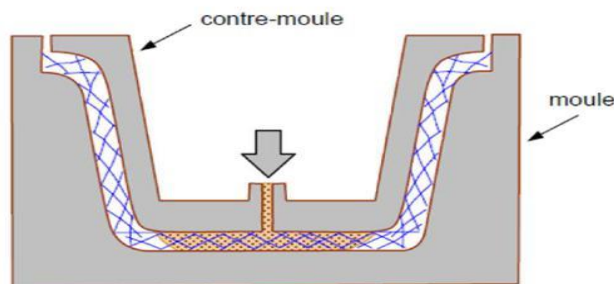


Figure I.10 : Moulage par injection de résine.

I.6.3.2 Moulage par compression à froid

Le moulage est effectué à basse pression (< 5 bars) sans chauffage du moule, en utilisant l'exotherme de polymérisation de la résine. L'énergie calorifique accumulée par le moulage des pièces est alors suffisante pour maintenir le moule à des températures de 50 à 70 °C, en fonctionnement permanent. Moule et contre-moule sont enduits d'agent de démoulage et de gel-coat. Puis le renfort et la matrice sont déposés sur le moule. L'ensemble moule/contre-moule est fermé, puis pressé. Le temps de polymérisation est lié au type de résine, au catalyseur et à la température atteinte par le moule en régime continu de production. Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces de moyennes séries (4 à 12 pièces par heure).

L'investissement (matériel et moule) est moins important que le procédé de compression à chaud. La presse basse pression est simplifiée. Les moules peuvent être réalisés par le transformateur en matériaux composites. Les pièces possèdent un bel aspect de surface sur chaque face. La productivité est inférieure au moulage à la presse à chaud.

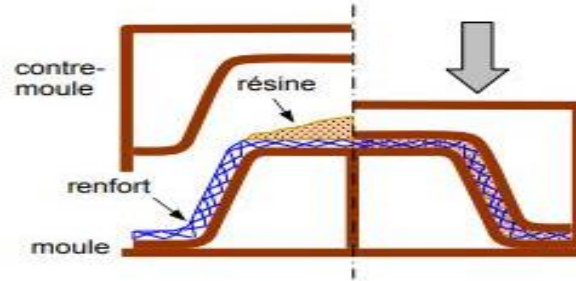


Figure I.11 : Principe du moulage par compression À froid.

I.6.3.3 Moulage par compression à chaud

Cette technique permet d'obtenir des pièces en grandes séries au moyen de presses hydrauliques et de moules métalliques chauffants.

Le renfort, constitué par du mat à fils coupés ou à fils continus, par des tissus ou par des préformes, est déposé sur le moule chauffant, enduit au préalable d'un agent de démoulage. Puis la résine catalysée est coulée en vrac sur le renfort. Le moule est fermé suivant un cycle déterminé par descente et pressage du contre moule. Le temps de pressage est lié au temps fonctions de la réactivité de la résine et de l'épaisseur de la pièce. Le moule est ensuite ouvert, et la pièce éjectée. Ce procédé de moulage permet d'obtenir des proportions importantes de renfort, et par conséquent des pièces de bonnes caractéristiques mécaniques. Les dimensions des pièces sont fonction de l'importance de la presse. La pression de moulage est de l'ordre de 10 à 50 bars, la température des moules de l'ordre de 80 à 150 °C. Les cadences de fabrication peuvent atteindre 15 à 30 pièces par heure. Elles nécessitent un investissement important en matériel, presse et moule.

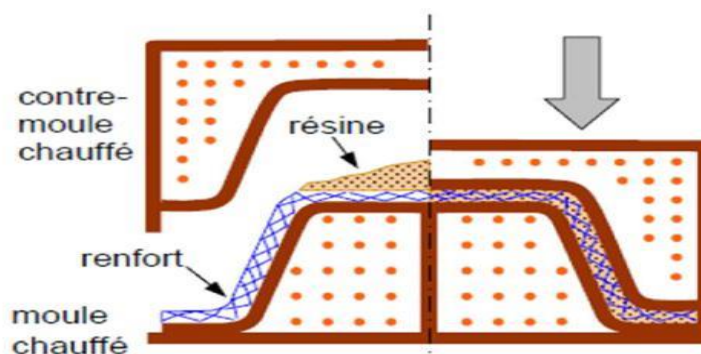


Figure I. 12 : Principe du moulage par compression à chaud.

I.6.3.4 Moulage par injection

La méthode de moulage par injection est la méthode la plus répandue des méthodes de mise en œuvre des thermoplastiques armés (les autres méthodes étant l'extrusion, l'extrusion soufflage, le thermoformage, etc.). Le moulage par injection est réalisé sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques. Des granulés comportant la résine et le renfort (fibres courtes, billes, etc.) ou des mats pré imprégnés sont extrudés par une vis d'Archimède. La matrice est fluidifiée par chauffage et injectée sous pression élevée dans un moule chauffé, où a lieu la polymérisation. Le type de matériaux obtenus est plus généralement appelé "plastiques renforcés" que matériaux composites. En effet, compte tenu de la nature des renforts (fibres courtes, sphères, etc.), la contrainte à la rupture et le module d'Young des résines sont multipliés par un facteur de l'ordre de 2 à 4. Cette technique est adaptée à la production de pièces en très grandes séries.

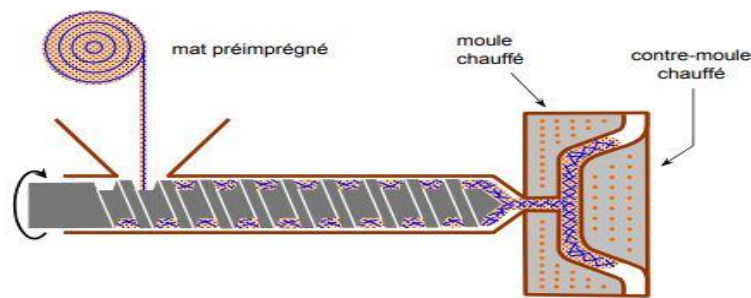


Figure I.13 : Moulage par injection

I.6.4 Moulage en continu

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes, panneaux, sandwiches, de panneaux ondulés pour toitures ,plaques nervurées, etc. Schématiquement, ce procédé peut être séparé en plusieurs phases.

1. Une phase d'imprégnation des renforts : fibres, mats ou tissus. La résine catalysée et le renfort sont véhiculés sur un film de démoulage (cellophane, mylar, polyéthylène, etc.).
2. Une phase de mise en forme.
3. Une phase de polymérisation, effectuée dans une étuve (60 à 150 °C) en forme de tunnel, dont la longueur est fonction de la température et de la résine (15 à 50 m de long).

4. Une phase de refroidissement et découpage. Dans le cas de la fabrication de plaques planes, la mise en forme est simplement réalisée par une mise à l'épaisseur de la plaque, par pressage entre des rouleaux de calandrage.

Dans le cas de panneaux ondulés, la mise en forme intervient au cours de la polymérisation l'intermédiaire de rouleaux mobiles, le procédé de moulage en continu peut être entièrement automatisé, et permet alors d'élaborer des plaques ou panneaux en continu. Il nécessite toutefois un investissement très important en matériel.

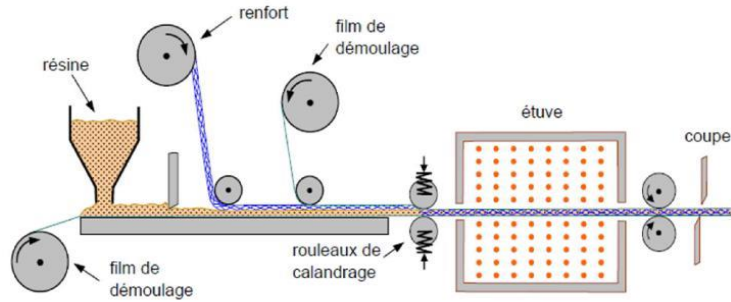


Figure I.14 : Moulage en continu de plaques.

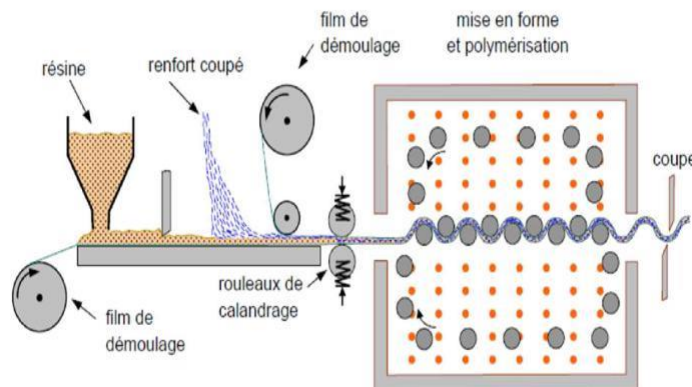


Figure I.15 : Moulage en continu de panneaux ondulés.

I.6.5 Moulage par pultrusion

Le procédé de moulage par pultrusion sert pour la fabrication de profilés, rectilignes ou courbes, à section constante, hautement renforcés dans la direction principale.

Dans cette technique, les renforts : fils, stratifiés, rubans, etc., passent dans un bain de résine catalysée où ils sont imprégnés. Ils traversent ensuite une filière chauffée dans laquelle ont lieu simultanément mise en forme du profilé et polymérisation de la résine.

Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques et thermodurcissables. Les profilés obtenus ont des caractéristiques mécaniques élevées, compte tenu de la possibilité d'obtenir

Des proportions de renfort élevées jusqu'à 80 % en volume, le procédé est adapté aux productions d'assez grandes séries (vitesse de défilement jusqu'à 20 m/h). Il nécessite un investissement important de matériel. Exemples de fabrication : cannes à pêche, profilés divers, raidisseurs, etc.

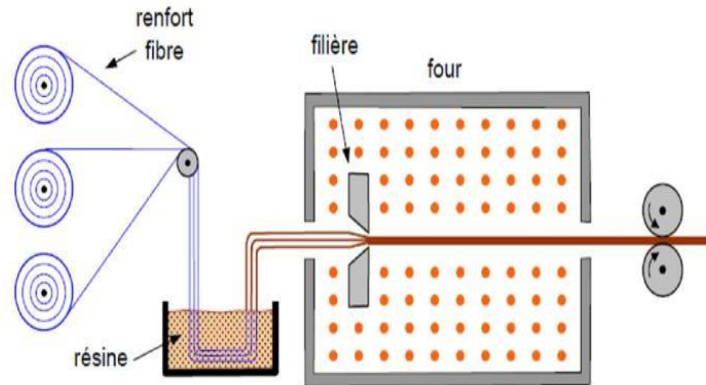


Figure I.16 : Moulage par pultrusion.

I.7. ARCHITECTURE DES MATERIAUX COMPOSITES

I.7.1. Les Stratifiés

On appelle stratifié un matériau composé d'un ensemble ordonné de couches d'orientation et d'épaisseur données, constituées de divers matériaux. Une couche d'un stratifié est souvent appelée une strate. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement, information qui fournit de manière synthétique l'orientation des diverses couches d'un stratifié. 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.

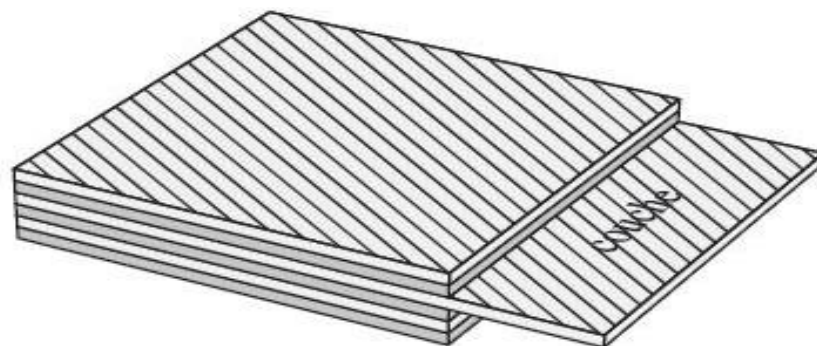
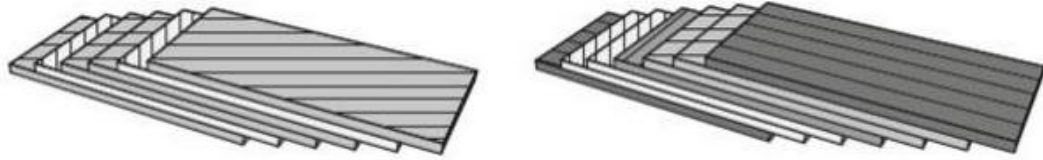


Figure I.17 : Stratifié constitué de couches parfaitement liées.

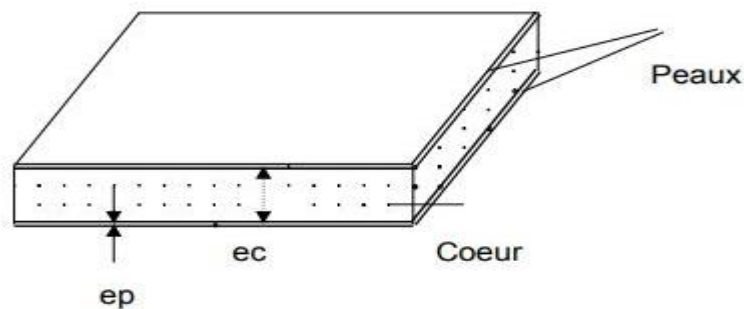


(a) [-45/45/-45/-45/45/-45]

(b) [0/45/45/90/-45/-45/0]

Figure I.18 : Désignations du stratifié.**I.7.2.définition d'un matériau sandwich :**

Une structure sandwich est obtenue à partir de deux peaux ou revêtements, réalisées dans un matériau ayant de très bonnes caractéristiques, collées sur une âme réalisée avec un matériau très léger et ayant des faibles caractéristiques mécaniques. L'objet d'un tel procédé et de constituer une structure permettant de concilier le géré et rigidité pour de telles structures le rapport des épaisseurs du cœur e_c et des peaux e_p doit être limité entre 10 et 100 ($10 \leq e_c / e_p \leq 100$).

**Figure I.19** : Schématisation d'une plaque sandwich**Contenu du matériau sandwich:****1) Ame**

Elle peut être réalisée avec les matériaux suivants : ·

- **Mousses**

Ces matériaux légers peu onéreux, facilement usinables et ont cependant de très faibles caractéristiques mécanique. ·

- **Balsa**

Est un bois bien connu pour ces différents utilisations et de leurs principales qualités que la légèreté, le haut pouvoir d'isolation thermique et acoustique et la non déformation aux variations thermiques. · Nid d'abeille : Cette structure est réalisée généralement à partir de matériau en plaques minces (alliage d'aluminium, papier polyamide). Des raies de colle sont disposées en bande régulières sur les plaques qui sont collées entre elles pour former un bloc, ce dernier est coupé en tranches qui seront, transformées à leur tour en planche de nida ' nid d'abeille ' par expansion.

- **les peaux**

les peaux sont le plus souvent des stratifiés à renfort fibreux (verre , carbone , kevlar) dans le cas de panneaux sandwichs , les peaux peuvent être du carbone/ epoxyde , kevlar / epoxyde ou encore bore /epoxyde , ou métallique ' Al, Acier , Inox , ou des feuilles d'alliages légers, par leur rapport rigidité / poids meilleur, un certain nombre de structures sandwiches métalliques sont remplacées par des sandwichs composites.

I.7.3. Autres architectures :

Les autres architectures des matériaux composites peuvent être schématiquement classées en : plastiques renforcés et composites volumiques. Ces matériaux sont constitués de résines ou matrices dans lesquelles sont introduits des renforts de type :

Fibres courtes,

- ✓ Billes pleines ou billes creuses,
- ✓ Poudres : métalliques de graphite

I.8.DOMAINE D'APPLICATION DES MATERIAUX COMPOSITES :

Les matériaux composites, pour leurs propriétés remarquables par rapport aux matériaux traditionnels telles la rigidité, légèreté et résistance à des contraintes d'origine mécanique ainsi, connaissent depuis plusieurs décennies un développement spectaculaire dans des secteurs industriels très variés.

I.8.1.Construction automobile

Les matériaux composites se démarquent par leur légèreté et leur facilité de mise en œuvre.

Leur résistance mécanique, physique et chimique offre un large éventail de possibilités en termes d'utilisation, de design, de géométrie et d'intégration de fonctions. S'adaptant parfaitement à toute sorte d'environnement, même les plus hostiles, ils s'intègrent totalement à notre quotidien à tel point qu'ils peuvent passer inaperçus. L'industrie automobile reste un grand champ d'investigation pour les matériaux composites. A ce jour, plus de 30 000 tonnes de matières plastiques et composites sont utilisées pour la fabrication de pièces de carrosserie, notamment dans les pare-chocs, les ailes, les portes latérales, les ouvrants arrières, les pièces sous capot....

(figure I.20)



Figure I.20 : Pièces de voiture en matériaux composites.

I. 8. 2. Construction aéronautique

L'utilisation des matériaux composites dans les constructions aéronautiques entraîne un gain de poids substantiel. Leur emploi permet, à performances égales, des gains de masse variant de 10% à 20%. Le poids de l'avion moyen-courrier Boeing 767 a été réduit, par l'emploi des composites, de 921 kilogrammes par rapport à la solution conventionnelle, Lorsque des matériaux composites sont introduits dans l'industrie aéronautique comme suit :

- Plusieurs parties structurales et aérodynamiques sont en stratifié ou sandwich (dans l'A380, la pièce qui opère la jonction entre ailes et fuselage est en composite).
- Freins en carbone (brevet Messier Bugatti): matrice en carbone et fibres non tissées en carbone aussi.
- Pales des hélices et des turbines, même à contrôle passif du pas. (Figure I.21)



Figure I.21 : Présentation les pièces faites de matériaux installés dans l'avion.

CHAPITRE II

Mécanisme d'endommagement des matériaux composites

II.1 INTRODUCTION:

Les matériaux composites occupent actuellement une place considérable dans tous les secteurs industriels, leur sensibilité aux impacts même à des faibles vitesses soulève certaines inquiétudes à tend à limiter leur champ d'application. Sur la base d'une modélisation numérique, le code de calcul Ansys Workbench 18.1, a été utilisé pour simuler le comportement à l'impact pour prévoir l'endommagement des fibres et de la matrice des structures en composite, sollicitées à l'impact. Ce travail traite de l'évolution de l'endommagement sur les différents plis d'une plaque en matériaux composites époxy/carbone de stratifiées en composite.

II.2.MECANISMES D'ENDOMMAGEMENT

Dans le cas stratifiés croisés à fibres longues et à matrice organique sollicités en traction uniaxiale monotone ou cyclique, on observe généralement les types d'endommagement suivantes :

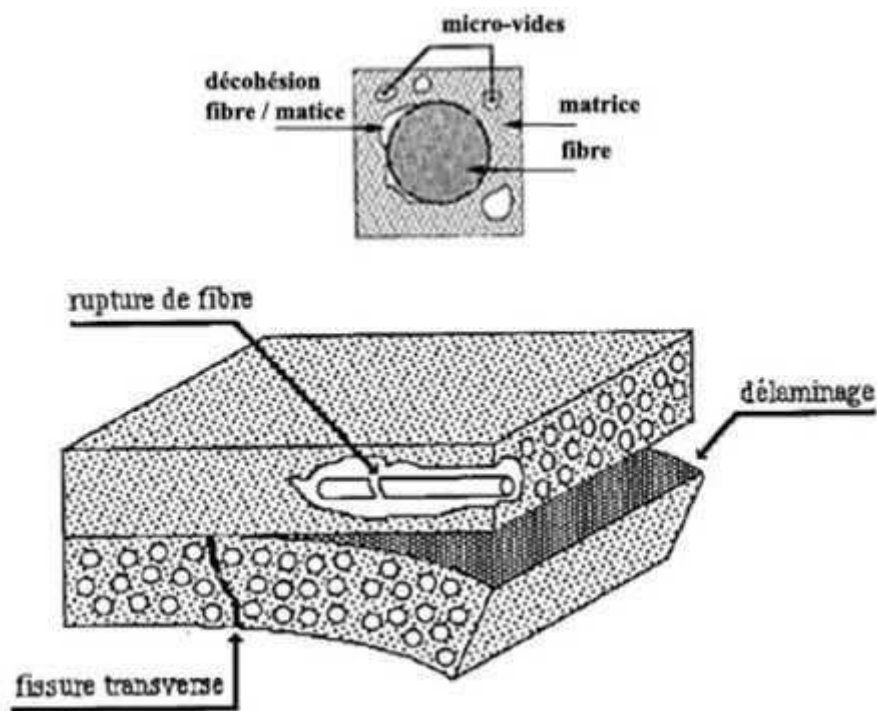


Figure II.1 : Les principaux endommagements rencontrés dans un stratifié.

II.2.1.Fissuration transverse :

Rupture dans la matrice provoquée par des criques ou des décohésions fibre/matrice peuvent être à l'origine de ces fissures amorcés par forte concentration locale. Se propageant le

Long des fibres désorientées par rapport à la direction de sollicitation ce fissures sont assez rectilignes et généralement perpendiculaires aux interfaces entre les couches adjacentes

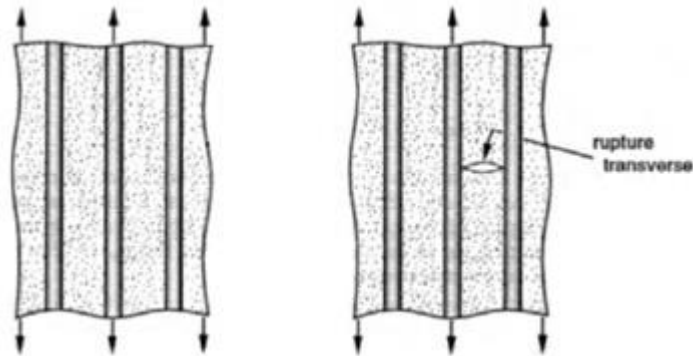


Figure II.2 : Fissuration transversale de la matrice.

II.2.2.Fissuration longitudinale :

Il s'agit de fissures qui sont analogues aux précédentes, sauf qu'elles se développent le long des fibres orientées suivant la direction de sollicitation

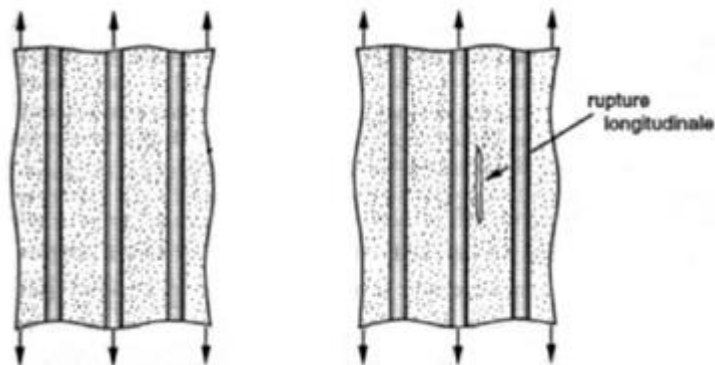


Figure II-3 : Fissuration longitudinale de la matrice.

II.2.1.Fissuration transverse :

est le résultat d'une chronologie de divers types d'endommagement les propriétés mécaniques de la matrice et de la fibre ainsi que les propriétés adhésives et cohésives de l'interface gèrent cette chronologie en révélant des types d'endommagement fréquemment rencontrés comme la microfissuration de la matrice, la rupture des fibres et la rupture des interfaces.

Ce mécanisme de rupture inter laminaire se traduit par une décohésion (décollement) plane interfaciale entre les plis qui produit un dédoublement de l'épaisseur du composite.

C'est un mécanisme de décohésion entre les couches qui apparaît sur le bord libre ou et à l'intérieur de l'éprouvette, a cause des contraintes inter laminaires élevées près des bords, le délaminage s'amorce généralement à cet endroit, puis progresse en séparant les couches.

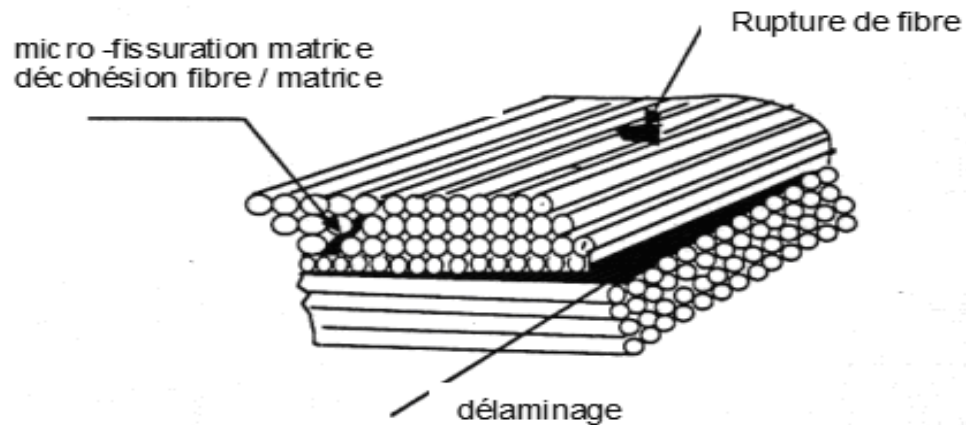


Figure II-4 : Mécanisme de délaminage

II.2.1.Fissuration transverse :

C'est la dernière forme de la ruine finale du matériau composite dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte à la rupture de la fibre.

La rupture de la fibre produit une concentration de contraintes au voisinage de la rupture, la redistribution de ces contraintes et par conséquent le processus de rupture résultant, dépend principalement de la contrainte à la rupture des fibres, de la capacité de la matrice à absorber l'énergie libérée, des propriétés de l'interface fibre-matrice...etc.

Nous nous intéressons principalement au comportement de stratifiés croisés (0°/90°)s, dans des conditions expérimentales telles que la fissuration transverse soit le mode d'endommagement prépondérant.

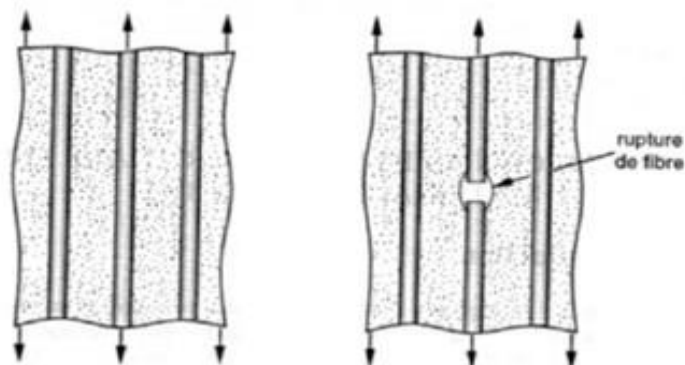


Figure II-5 : Mécanisme de Rupture des fibres

II.3 ANALYSE PROGRESSIVE D'ENDOMMAGEMENT (PDA)

Pour effectuer une analyse progressive des dommages des matériaux composites, l'utilisateur doit fournir des propriétés linéaires élastiques orthotropes et deux modèles de matériaux : la loi d'initiation et d'évolution des dommages. (Barbero 2017)

II.3.1 Critère initiale d'endommagement

En utilisant les critères d'initiation de (Hashin 1973), les PDA intègrent les quatre modes d'initiation suivants : tension des fibres, compression des fibres, tension de la matrice et compression de la matrice, représentés par les indices d'initiation des dommages I_f^t, I_f^c, I_m^t et I_m^c qui indiquent si un critère d'initiation en mode dommage a été satisfait ou non.

- **Tension de fibre ($\sigma_{11} \geq 0$)**

La tension des fibres est un abus de langage parfois utilisé dans la littérature, car ce mode représente en réalité la tension longitudinale de la plaque composite. L'indice d'initiation des dommages correspondant est calculé comme suit :

$$I_f^t = \left(\frac{\sigma_{11}}{F_{1t}}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{F_6}\right)^2 \quad (\text{II.1})$$

Où α détermine la contribution de la contrainte de cisaillement dans le plan à ce critère.

- **Compression de fibre $\sigma_{22} < 0$**

L'indice d'initiation des dommages pour la compression longitudinale de la plaque composite est calculé comme suit :

$$I_f^c = \left(\frac{\sigma_{11}}{F_{1c}}\right)^2 \quad (\text{II.2})$$

- **Tension de matrice ($\sigma_{22} \geq 0$)**

Ceci est également impropre, car ce mode représente en réalité la tension transversale et le cisaillement plan de la plaque composite :

$$I_m^t = \left(\frac{\sigma_{11}}{F_{2t}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{F_6}\right)^2 \quad (\text{II.3})$$

- **Compression de matrice ($\sigma_{22} < 0$)**

L'indice d'initiation des dommages pour la compression transversale du composite lamina est calculé comme suit :

$$I_m^c = \left(\frac{\sigma_{22}}{2F_4}\right)^2 + \left[\left(\frac{F_{2c}}{2F_4}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{F_{2c}} + \left(\frac{\sigma_{12}}{F_6}\right)^2 \quad (\text{II.4})$$

Où σ_{ij} sont les composantes du tenseur des contraintes; F_{1t} et F_{1c} sont les résistances à la traction et à la compression d'une lame dans la direction longitudinale (fibre); F_{2t} et F_{2c} sont les résistances à la traction et à la compression dans la direction transversale; F_6 et F_4 sont les résistances au cisaillement dans le plan et intralaminaires.

Dans ce travail le model considéré est proposé par (Hachin, Rotem 2015), la valeur de $\alpha = 0$ de l'équation VI.1 et $F_4 = 1/F_{2c}$.

Les commandes apdl de critère initiale d'endommagement de Hachin pour tous les modes d'endommagement est :

```
! Damage detection using failure criteria
TB, DMGI, 1, 1, 4, FCRT
TBTEMP, 0
! 4 is the value for selecting Hashin criteria,
! which is here selected for all four failure modes
TBDATA, 1, 4, 4, 4, 4
```

Les commandes apdl des strenght matérielle sont comme suit :

```
! Material Strengths
TB, FCLI, 1, 1, 6
TBTEMP, 0
! Failure Stress, Fiber Tension
TBDATA, 1, F1t
! Failure Stress, Fiber Compression
TBDATA, 2, F1c
! Toughness Stress, Matrix Tension
TBDATA, 3, F2t
```

! Failure Stress, Matrix Compression

TBDATA,4,F2c

! Failure Stress, XY Shear

TBDATA,7,F6

! Failure Stress, YZ Shear

TBDATA,8,F

II.3.2 Loi d'évolution d'endommagement (DEL)

Après avoir satisfait aux critères d'initiation sélectionnés, un chargement supplémentaire dégradera le matériau. La loi d'évolution des dommages détermine la dégradation du matériau. Dans ANSYS, il existe deux options pour l'évolution des dommages : la réduction instantanée de la rigidité et la mécanique des dommages continus. Puisque la réduction de rigidité instantanée, qui est soudainement appliquée lorsque le critère est satisfait, ne fournit aucune information sur l'évolution des dommages, cette étude utilise la méthode (PDA) pour l'évolution des dommages. La définition de la loi d'évolution d'endommagement est par les commandes apdt suivantes :

!Damage evolution (DE)

TB,DMGE,1,1,8,MPDG *! damage evolution with MPDG method*

TBTEMP,0

TBDATA,1,0.1 *! Tensile fiber stiffness reduction*

TBDATA,2,0.1 *! Compressive fiber stiffness reduction*

TBDATA,3,0.1 *! Tensile matrix stiffness reduction*

TBDATA,4,0.1 *! Compressive matrix stiffness reduction*

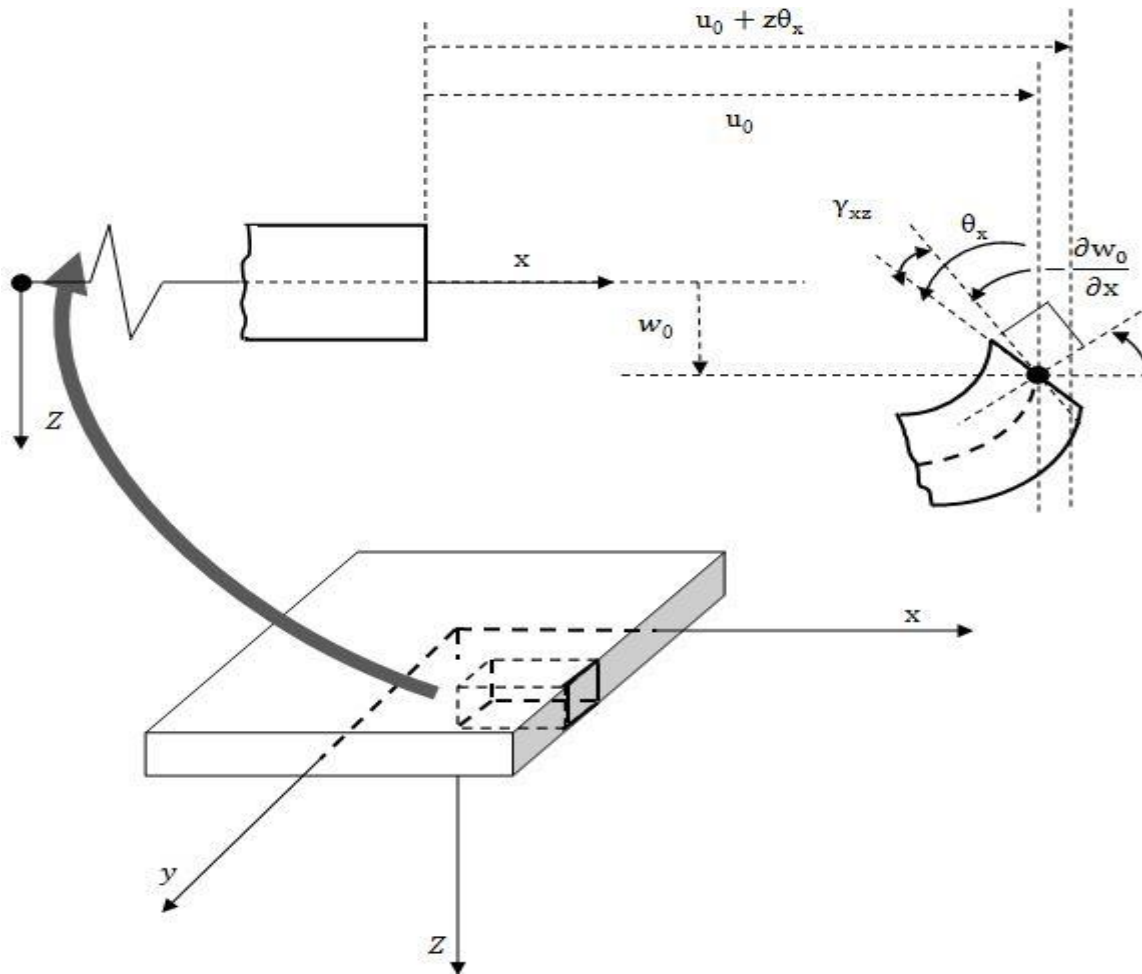
II.4 Formulation dynamique des éléments finis d'une plaque composite

L'objectif est de définir les degrés de liberté u_{0i} v_{0i} w_{0i} θ_{xi} θ_{yi} dans la plaque en termes de déplacements et rotations nodaux en utilisant un élément quadratique isoparamétrique à quatre nœuds. Chaque nœud de l'élément présente cinq degrés de liberté. L'approximation nodale pour les déplacements U_i d'un point quelconque d'un élément a pour expression :

II.4.1 Théorie de déformation de cisaillement du premier ordre (FSDT)

La théorie la plus simple qui tient en compte du cisaillement transversal est la théorie de premier ordre [FSDT]. Elle est l'extension de la théorie de Reissner-Mindlin aux stratifiés. Dans cette théorie, on considère que la normale qui reste droite mais pas nécessairement perpendiculaire à

la surface moyenne après déformation. La théorie suppose également la contrainte normale σ_{zz} estimé à zéro.



$$U_i = \sum_i^4 N_i d_i \quad (II.5)$$

d_i : Est le vecteur déplacement à chaque nœud qui s'écrit :

$$d_i = [u_{0i} v_{0i} w_{0i} \theta_{xi} \theta_{yi}]^T \quad (II.6) \quad - \frac{\partial w_0}{\partial x}$$

Où :

ξ_i et η_i sont les coordonnées local telque $\xi_i = -1, 1, 1, -1$ et $\eta_i = -1, -1, 1, 1$ pour $i = 1, \dots, 4$.

L'approximation bilinéaire est déduite de la base polynomiale $(1, \xi, \eta, \xi\eta)$ sur $(\xi, \eta) \in [-1, 1]$.

L'élément de référence est un carré à quatre nœuds de type « Q4 ».

Les fonctions d'interpolation sont :

$$N_i = \frac{1}{4}(1 + \xi_i)(1 + \eta_i) \quad i = 1,2,3,4 \quad (\text{II.6})$$

$$N_1 = \frac{1}{4}(1 - \xi_i)(1 - \eta_i) \quad (\text{II.7})$$

$$N_2 = \frac{1}{4}(1 + \xi)(1 - \eta) \quad (\text{II.8})$$

$$N_3 = \frac{1}{4}(1 + \xi)(1 + \eta) \quad (\text{II.9})$$

$$N_4 = \frac{1}{4}(1 - \xi)(1 + \eta) \quad (\text{III.10})$$

Les translations sont données par :

$$\begin{Bmatrix} u_0 \\ v_0 \\ w_0 \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^4 N_i(\xi, \eta) \begin{Bmatrix} u_{0i} \\ v_{0i} \\ w_{0i} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.11})$$

Les rotations sont définies par :

$$\begin{Bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^4 N_i(\xi, \eta) \begin{Bmatrix} \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.12})$$

Les coordonnées sont interpolées comme :

$$\begin{Bmatrix} X \\ Y \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^4 N_i(\xi, \eta) \begin{Bmatrix} X_i \\ Y_i \end{Bmatrix} \quad (\text{II.13})$$

Les dérivés sont donnés par :

$$\frac{\partial N_i}{\partial \xi} = \frac{1}{4}(1 + \eta_i)\xi_i \quad (\text{II.14})$$

$$\frac{\partial N_i}{\partial \eta} = \frac{1}{4}(1 + \xi_i)\eta_i \quad (\text{II.15})$$

$$\begin{Bmatrix} \frac{\partial X}{\partial \xi} \\ \frac{\partial Y}{\partial \xi} \end{Bmatrix} = \sum_{i=1}^4 \frac{\partial N_i(\xi, \eta)}{\partial \xi} \begin{Bmatrix} X_i \\ Y_i \end{Bmatrix} \quad (\text{II.16})$$

Après substitution l'équation (II.30) dans l'équation (II.2), le vecteur déformation généralisé $\{\varepsilon\}$ en tout point au sein de l'élément est obtenu par :

$$\{\varepsilon\} = \sum_{i=1}^4 (B_{mi}d_i + zB_{bi}d_i) \quad (\text{II.17})$$

$$\{\gamma\} = \sum_{i=1}^4 (B_{shi}d_i) \quad (\text{II.18})$$

Avec $[B_{mi}]$, $[B_{bi}]$ et $[B_{shi}]$ opérateurs de différentiation spatiales, définies en coordonnées cartésiennes par :

$$[B_{mi}] = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial N_i}{\partial y} & \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (II.19)$$

$$[B_{bi}] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -\frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{\partial N_i}{\partial y} \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{\partial N_i}{\partial y} & -\frac{\partial N_i}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (II.20)$$

$$[B_{shi}] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial x} & -N_i & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & -N_i \end{bmatrix} \quad (II.21)$$

Les opérateurs de différentiation spatiale peuvent s'écrire :

$$[B_b] = [B_{b1} B_{b2} B_{b3} B_{b4}] \quad (II.22)$$

$$[B_m] = [B_{m1} B_{m2} B_{m3} B_{m4}] \quad (II.23)$$

$$[B_{sh}] = [B_{sh1} B_{sh2} B_{sh3} B_{sh4}] \quad (II.24)$$

$$\{d\} = \{d_1 d_2 d_3 d_4\}, \{d_i\} = \{u_{0i} v_{0i} w_{0i} \theta_{xi} \theta_{yi}\}^T \quad (II.25)$$

Une matrice appelée matrice Jacobienne J donne une solution d'opérateur différentiel en utilisant la règle de la chaîne appliquée à la différentiation partielle.

$$\frac{\partial N_i}{\partial \xi} = \frac{\partial N_i}{\partial x} \frac{\partial N_i}{\partial \xi} + \frac{\partial N_i}{\partial y} \frac{\partial N_i}{\partial \xi} \quad (II.26)$$

$$\frac{\partial N_i}{\partial \eta} = \frac{\partial N_i}{\partial x} \frac{\partial N_i}{\partial \eta} + \frac{\partial N_i}{\partial y} \frac{\partial N_i}{\partial \eta} \quad (II.27)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N_i}{\partial \eta} \end{bmatrix} = J \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} \\ \frac{\partial N_i}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (II.28)$$

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} \end{bmatrix} \quad (II.29)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} \\ \frac{\partial N_i}{\partial y} \end{bmatrix} = J^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial \xi} \\ \frac{\partial N_i}{\partial \eta} \end{bmatrix} \quad (\text{II.30})$$

En utilisant la relation contrainte-déformation, dans l'équation (IV.16)

$$[\sigma] = [Q][B]\{d_i\} \quad (\text{II.31})$$

La substitution des équations (II.30) (II.44) et (II.45) dans l'équation d'Hamilton (II.28) donne :

$$\begin{aligned} & \int_v (\{\delta d_i\}^T \rho [N]^T [N] \{d_i\} + \{\delta d_i\}^T [B]^T [\bar{D}] [B] \{d_i\} - \{\delta \varepsilon\}^T [e] \{\varepsilon\} - \{\delta E\}^T [e] \{\varepsilon\} \\ & - \{\delta E\}^T [c] \{\varepsilon\}) dv - \int_s \{\delta d_i\}^T [N]^T \{P_s\} ds + \int_s \delta \varphi \mu ds = 0 \end{aligned} \quad (\text{II.32})$$

Où

$$[B] = [B_{mi} B_{bi} B_{shi}]^T \quad (\text{II.33})$$

Soit après réorganisation matricielle, l'expression finale des équations matricielles du mouvement se définit comme suit :

$$[M]\{\ddot{U}\}^e + [K]\{U\} + \{K_{me}\}\{\varphi\}_a + [K_{me}]\{\varphi^e\}_s = 0 \quad (\text{II.34})$$

Où $[M], [C], [K]$ représentent respectivement la matrice masse, la matrice d'amortissement et La matrice rigidité de la structure.

CHAPITRE III

**Simulation numérique de la
progression d'endommagement
dans une plaque en matériaux
composite par ANSYS Workbench
ACP.**

-OBJECTIF :

Dans ce chapitre, nous proposons quelques applications de la modélisation du comportement endommageable de structures en matériaux composite.

Le logiciel de calcul des structures par la méthode des éléments finis ANSYS a été utilisé pour analyser le problème de simulation le comportement dynamique sur les structures en matériaux composites et sandwichs endommagés.

III.1 ANSYS Workbench

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

- Les analyses statiques linéaires considèrent que les forces sont appliquées de façon statique (pas de variation au cours du temps (inertie), et aucun effet d'amortissement), sur des matériaux présentant un comportement élastique linéaire. Les forces appliquées peuvent être des forces ou des pressions (internes ou externes), des forces inertielles statiques (comme la gravité ou une vitesse de rotation), des déplacements imposés (non nuls) ou encore une température.
- Les analyses statiques transitoires permettent de déterminer la réponse d'une structure soumise à l'action de forces dépendantes du temps, c'est-à-dire ses déplacements, déformations et contraintes en fonction du temps. Ce type d'analyse est utilisé pour des cas où les effets de l'inertie et de l'amortissement du système sont importants (si non, on procède à une analyse statique).
- Les analyses dynamiques sont utilisées pour déterminer la réponse dynamique d'une structure à une contrainte causée par la propagation d'une onde, un impact ou encore le changement rapide d'une force dépendante du temps, c'est-à-dire lorsqu'on a affaire à

des échanges instantanés entre des corps en mouvements et des effets inertiels. Typiquement on utilise les analyses dynamiques pour des cas où les échelles de temps considérées sont inférieures à une seconde, typiquement de l'ordre de la milliseconde (pour des échelles de temps pour grandes, on considèrera une analyse structurale transitoire).

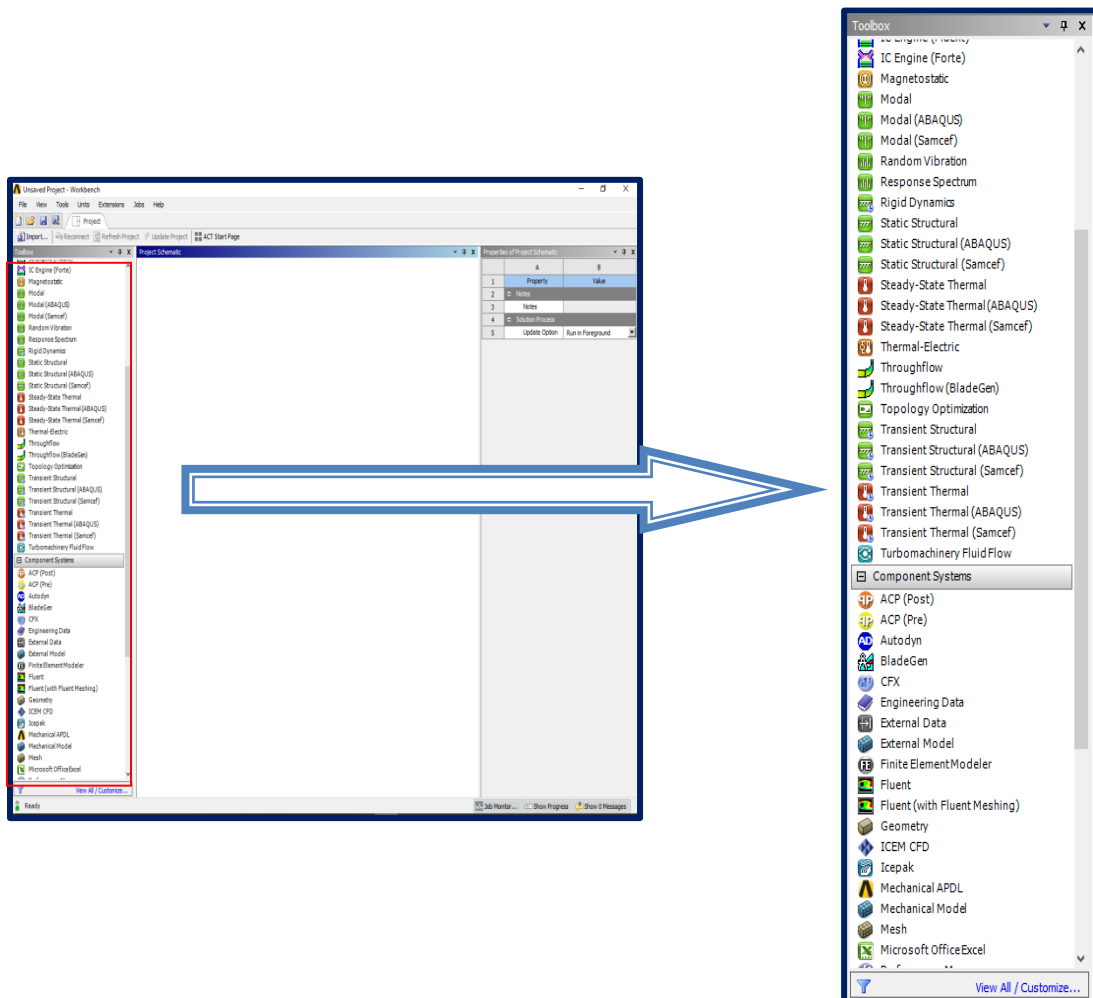


Figure III.1: L'interface du ANSYS(Workbech)

III.2 ANSYS Workbench ACP (ANSYS Composite PrepPost)

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

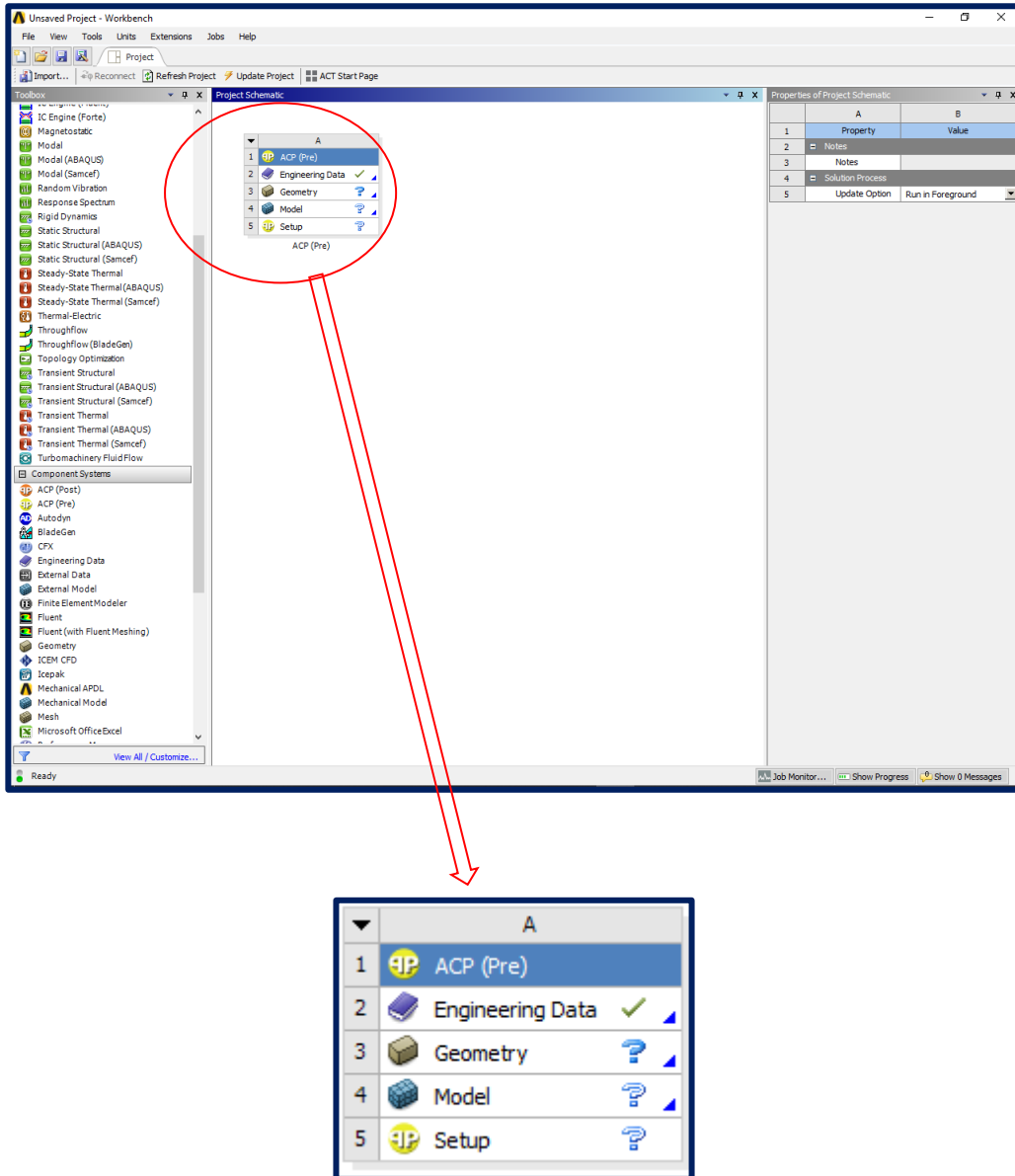


Figure III.2 : Passage à l'environnement du ANSYS Workbench ACP

III.3 Géométrie de l'éprouvette

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

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

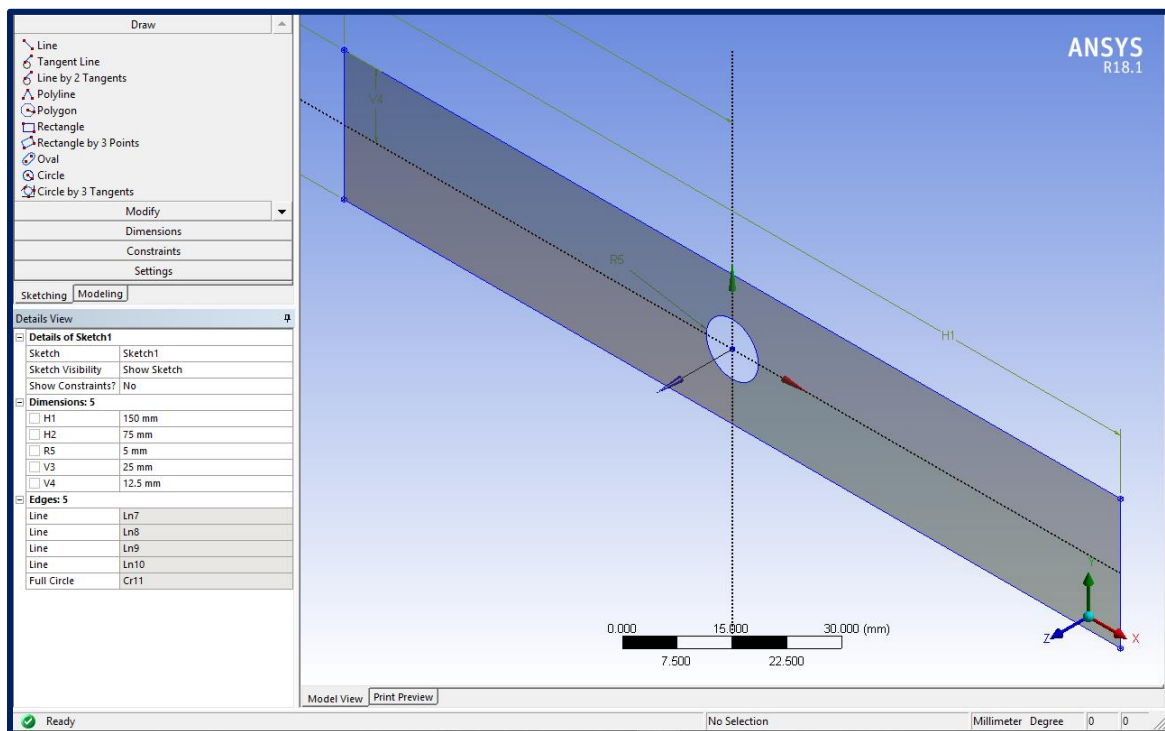


Figure III.3 : représentation de coordonné et Géométrie d'éprouvette normalisée

III.3.1 Propriétés des matériaux, insertion des critères initiales d'endommagement et la loi de d'évolution d'endommagement.

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

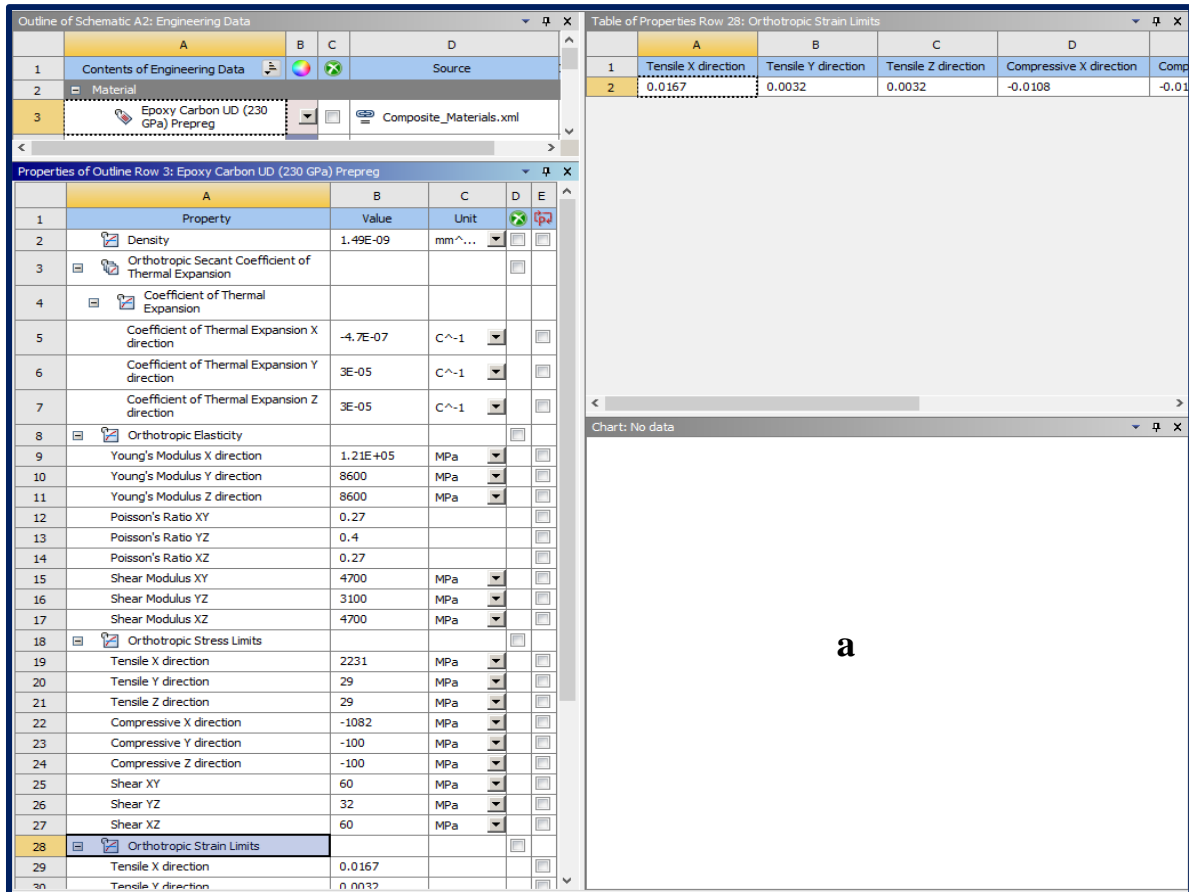


Figure III.4.a : choix et propriétés des matériaux d'éprouvette

En utilisant les critères d'initiation de (Hashin 1973), les PDA intègrent les quatre modes d'initiation suivants : tension des fibres, compression des fibres, tension de la matrice et compression de la matrice, représentés par les indices d'initiation des dommages. Après avoir satisfait aux critères d'initiation sélectionnés, un chargement supplémentaire dégradera le matériau. La loi d'évolution des dommages détermine la dégradation du matériau (Figure III.5.b).



43	 Damage Initiation Criteria			<input type="checkbox"/>	
44	Tensile Fiber Failure Mode	Maximum Stress	▼		
45	Compressive Fiber Failure Mode	Maximum Stress	▼		
46	Tensile Matrix Failure Mode	Maximum Stress	▼		
47	Compressive Matrix Failure Mode	Maximum Stress	▼		
48	 Damage Evolution Law			<input type="checkbox"/>	
49	Active Table	Material Proper...	▼		
50	Tensile Fiber Stiffness Reduction	0.75			<input type="checkbox"/>
51	Compressive Fiber Stiffness Reduction	0.75		b	<input type="checkbox"/>
52	Tensile Matrix Stiffness Reduction	0.75			<input type="checkbox"/>
53	Compressive Matrix Stiffness Reduction	0.75			<input type="checkbox"/>

Figure III.4.b : Insertion des critères initiales d’endommagement et la loi de d’évolution d’endommagement

III.3.2 Maillage de l’éprouvette normalisée

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

L’éprouvette en fibre de verre **Epoxy E-Glass UD** avec trois couches [0,0,0] a été maillé par une taille maximale d’élément quadratique global de 1 mm.

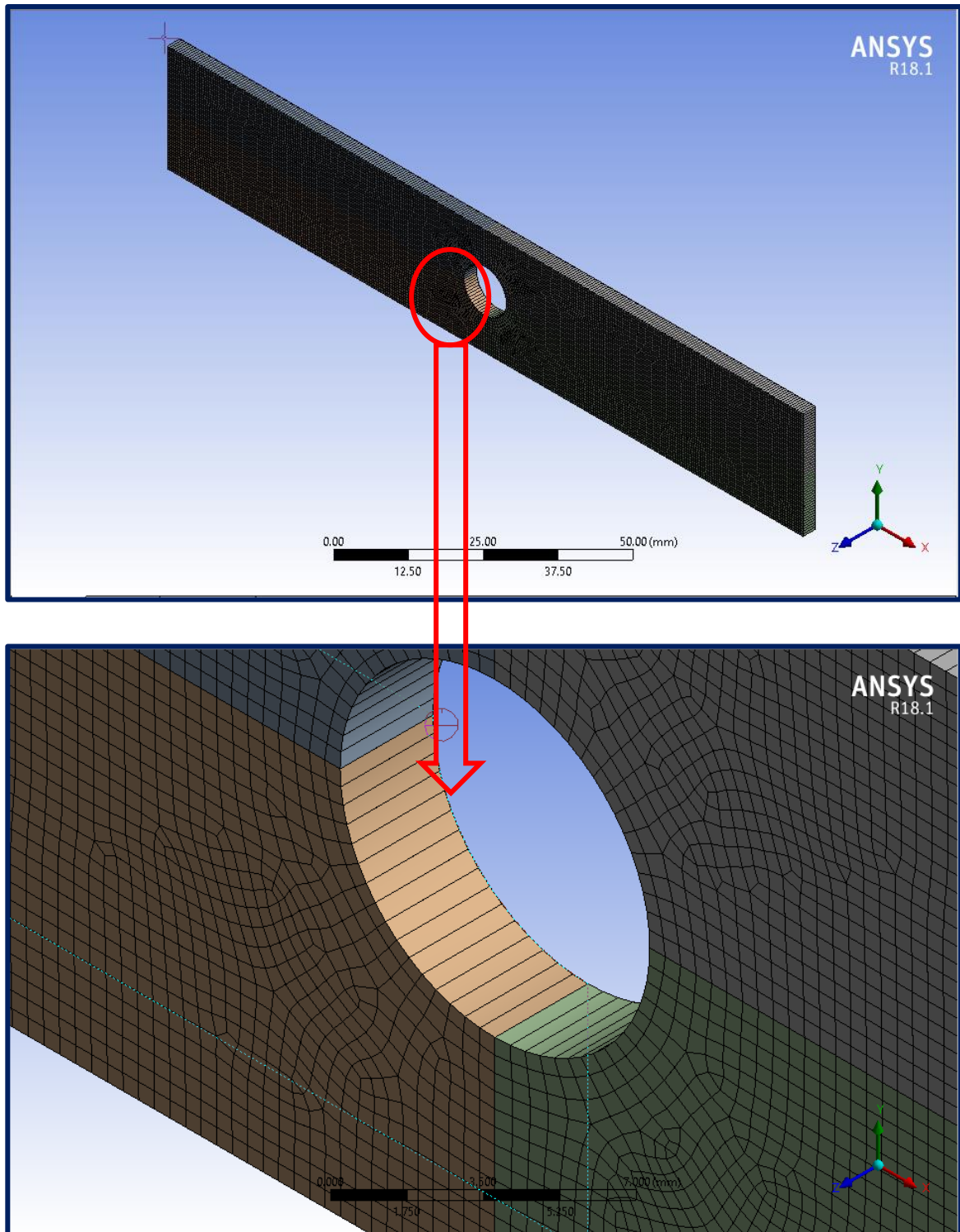
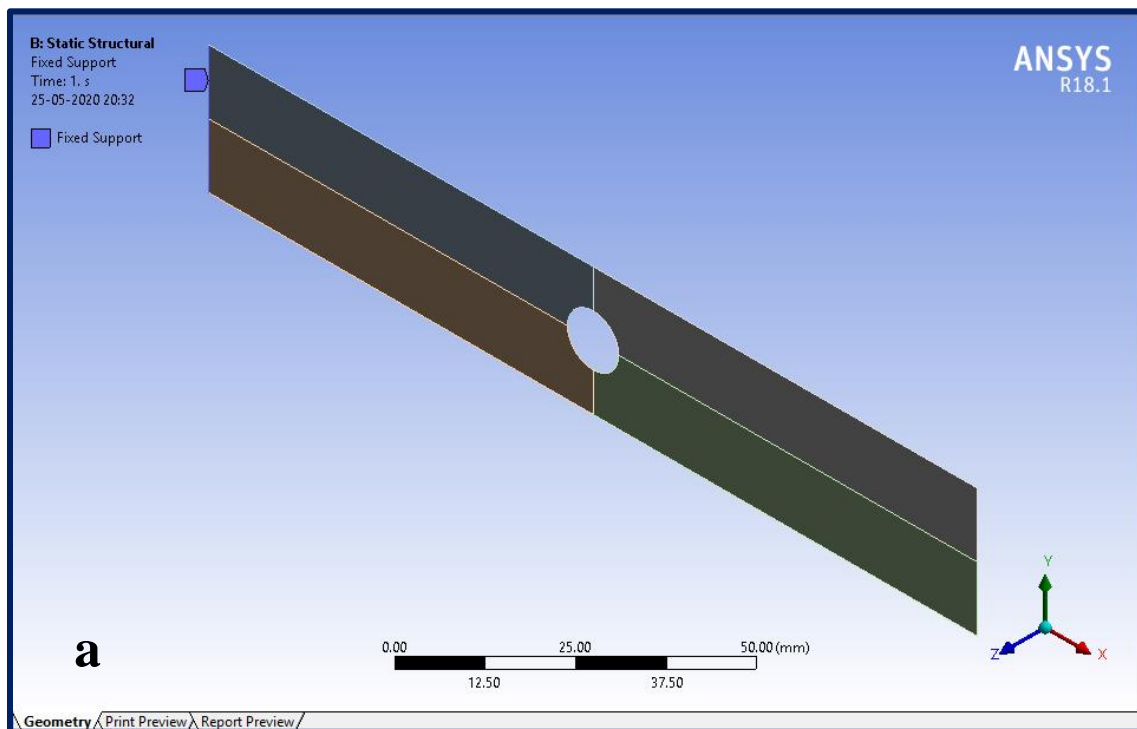


Figure III.5 : Maillage de l'éprouvette

III.3.3 Conditions aux limites de l'éprouvette normalisée

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

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



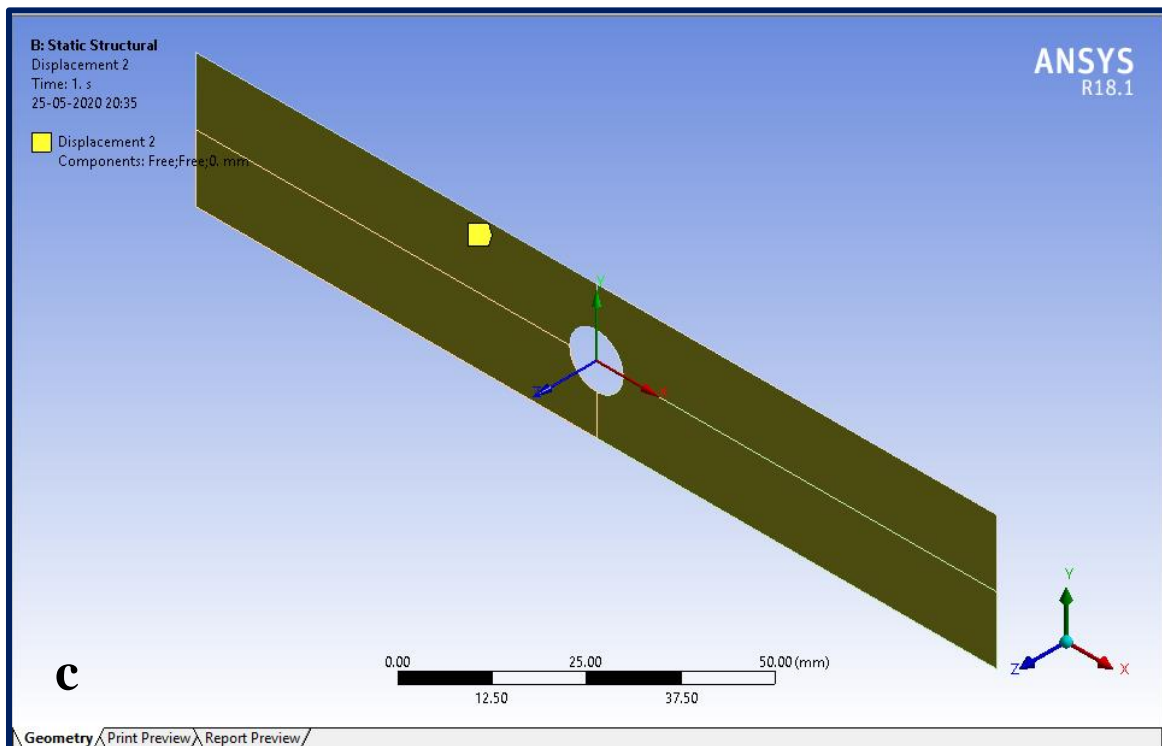
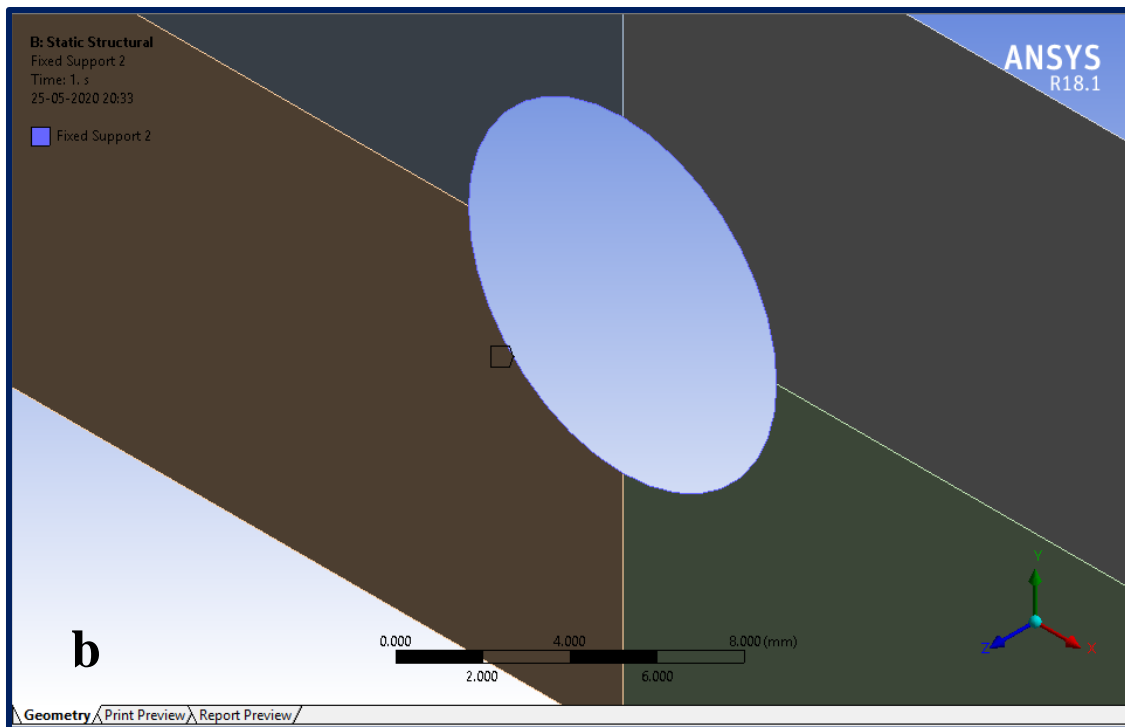


Figure III.6.a,b et c : Condition aux limites appliquées sur l'éprouvette

III.3.4 Application des charges sur l'éprouvette normalisée

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

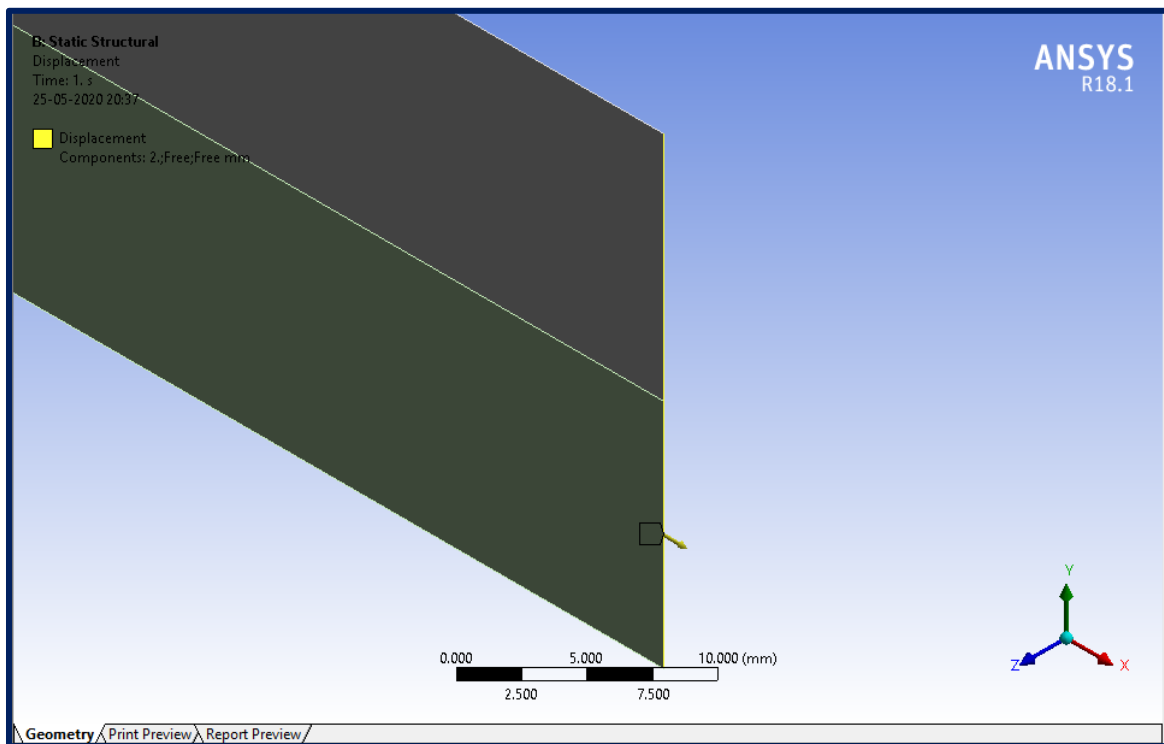
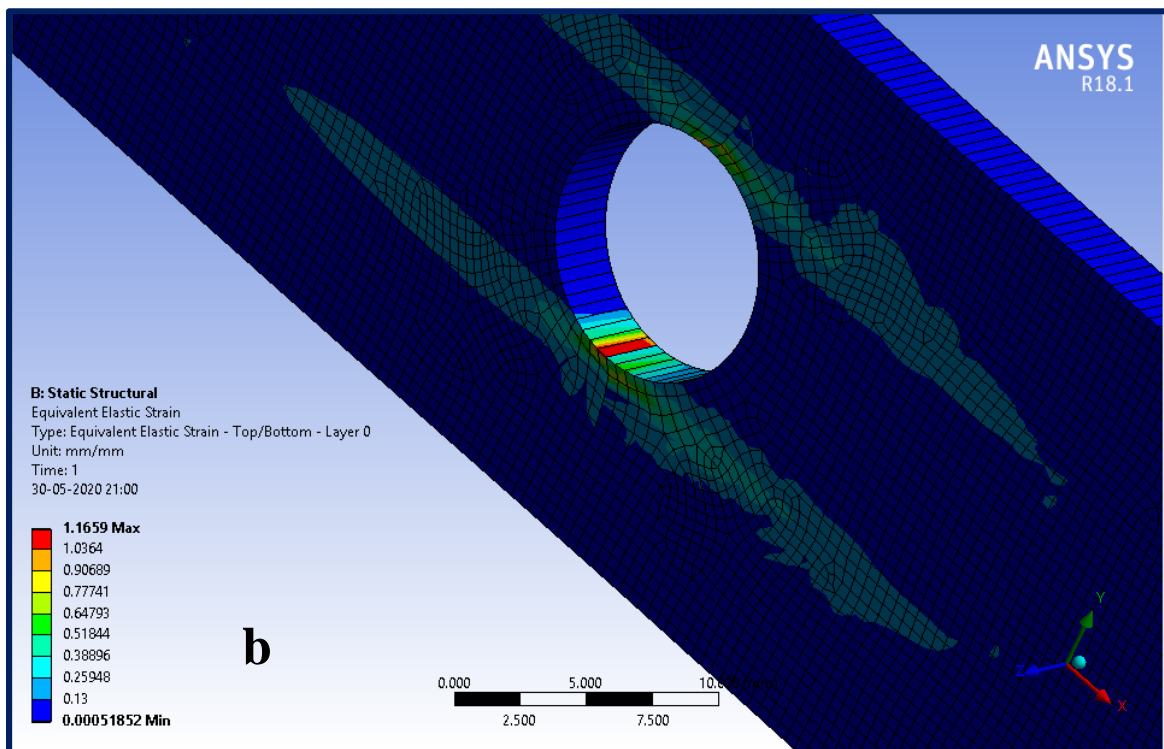
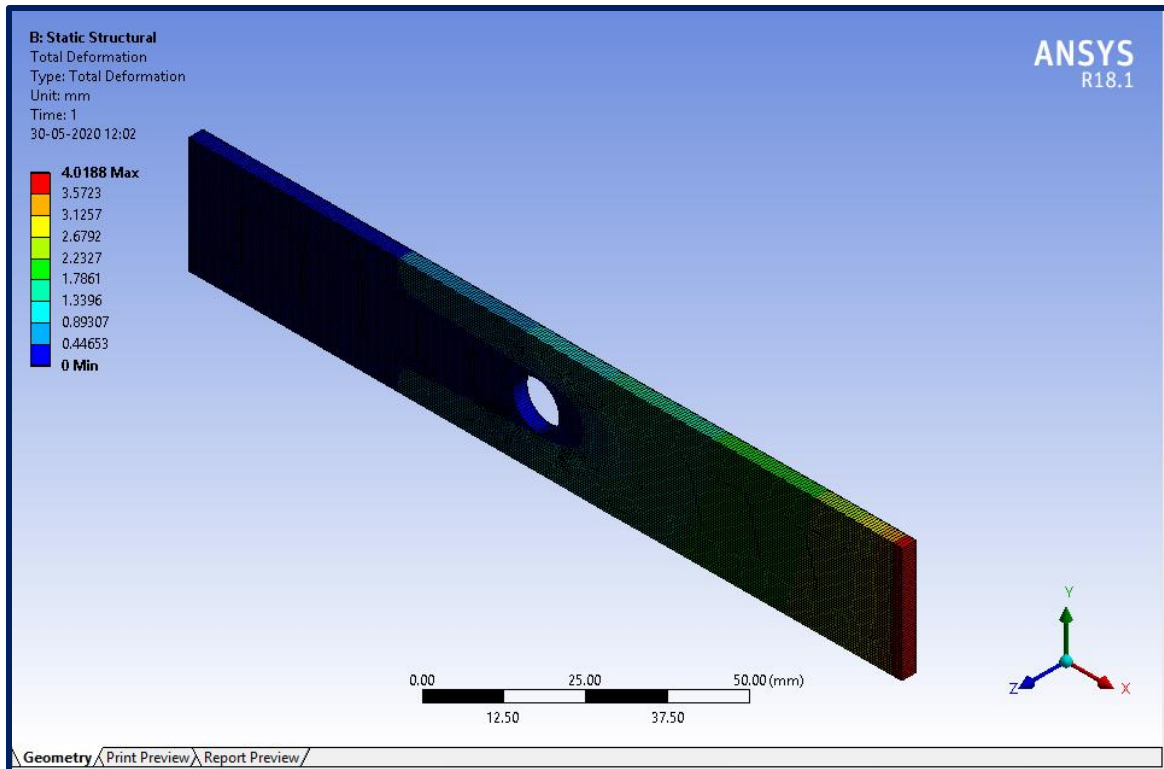
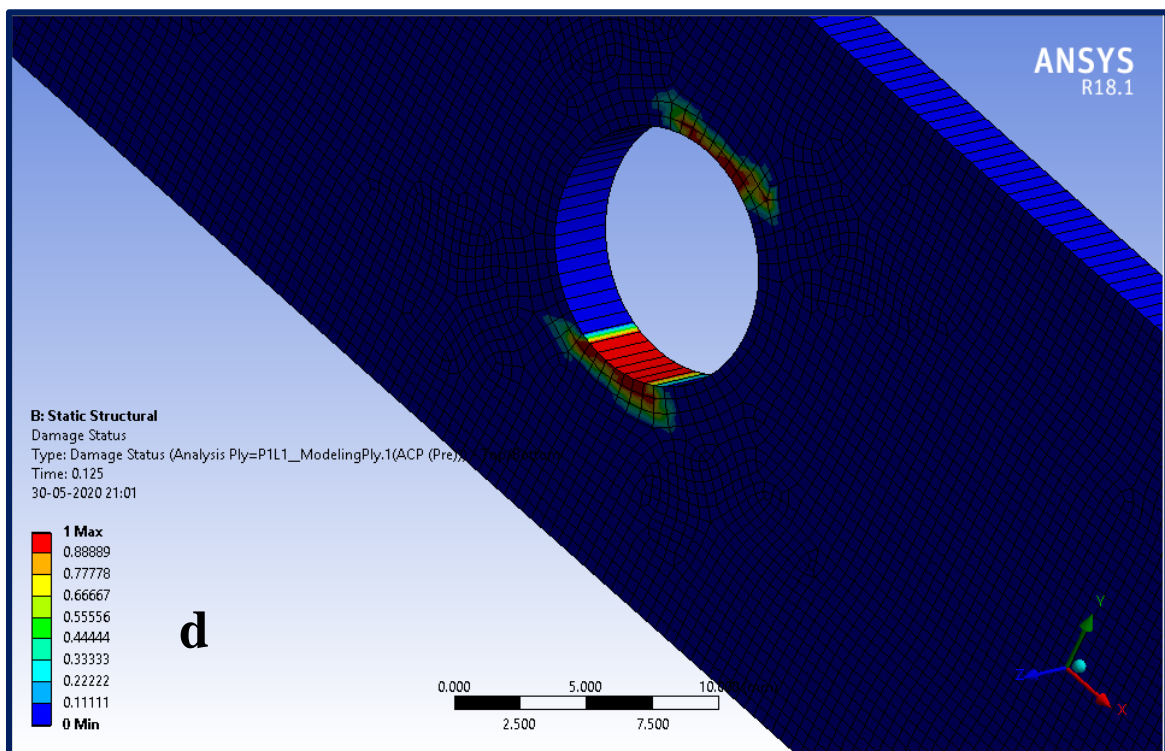
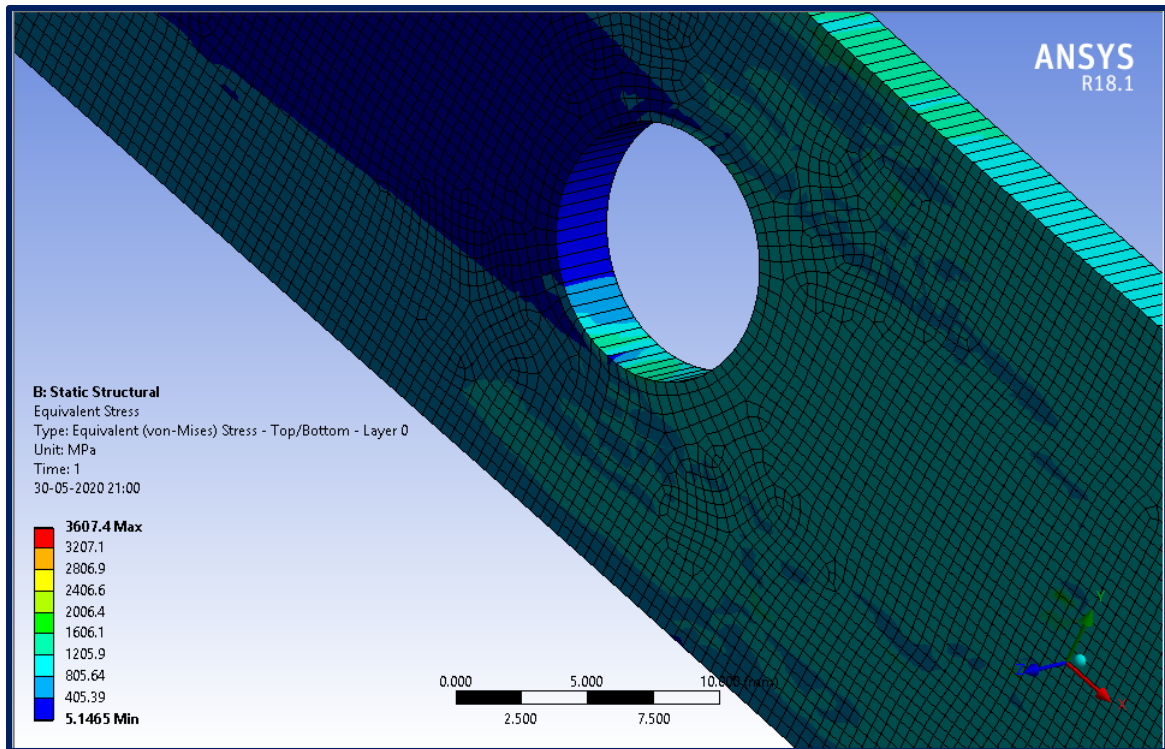


Figure III.7 : Application d'une déplacement ($x=2$ mm) sur l'extrême droite d'éprouvette

III.3.5 Solution et obtention des résultats

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





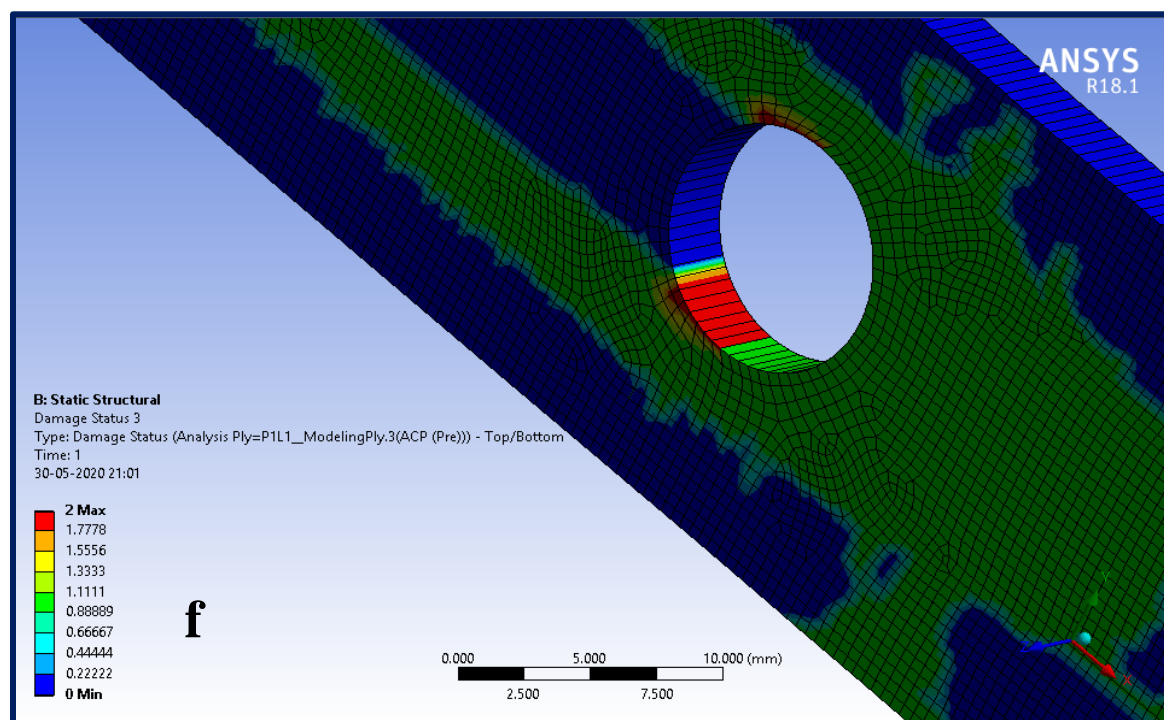
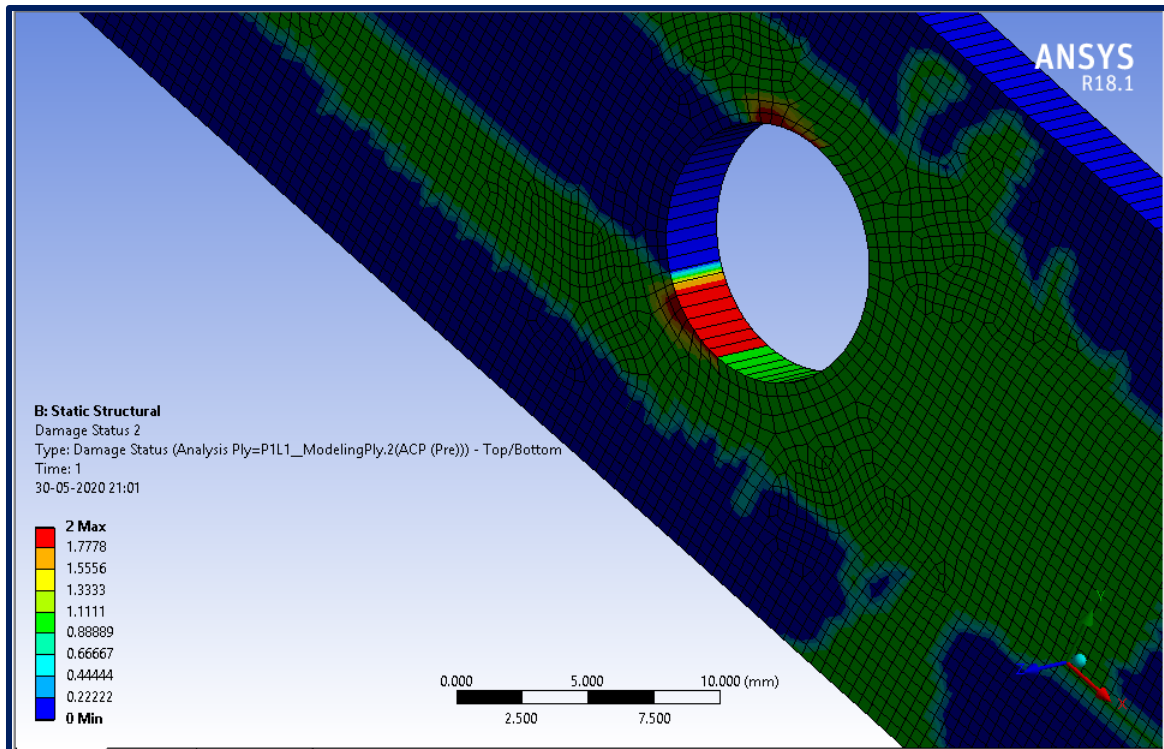


Figure III.8 (a,b,c,d,e,f) : Epreuve en matériaux composite endommagée sous traction dans la phase élastique.

III.4 SIMULATION DU DYNAMIQUE D'UNE PLAQUE ENDOMMAGEE

Les fréquences propres de vibration d'une structure dépendant des rigidités du matériau constitutif. Dans tous les cas les vibrations mettent en jeu un échange permanent entre l'énergie cinétique et l'énergie de déformation des éléments de la plaque.

L'énergie cinétique est associée à la vitesse vibratoire et la masse des éléments déformés. Alors que la déformation est associée au contraintes dynamiques liées à la rigidité des éléments déformés par le mouvement vibratoire.

Le but est consisté de calculer à investir l'analyse fréquentiels naturelles d'une plaque rectangulaire (encastrement-libre- libre – libre) en matériaux composites endommagées.

La figure III.9 montres les formes des six premiers modes des vibration libres d'une plaque en matériaux composite endommagée.

Le tableau III.1 présente les six premières fréquences naturelles des vibration libres d'une plaque en matériaux composite endommagée.

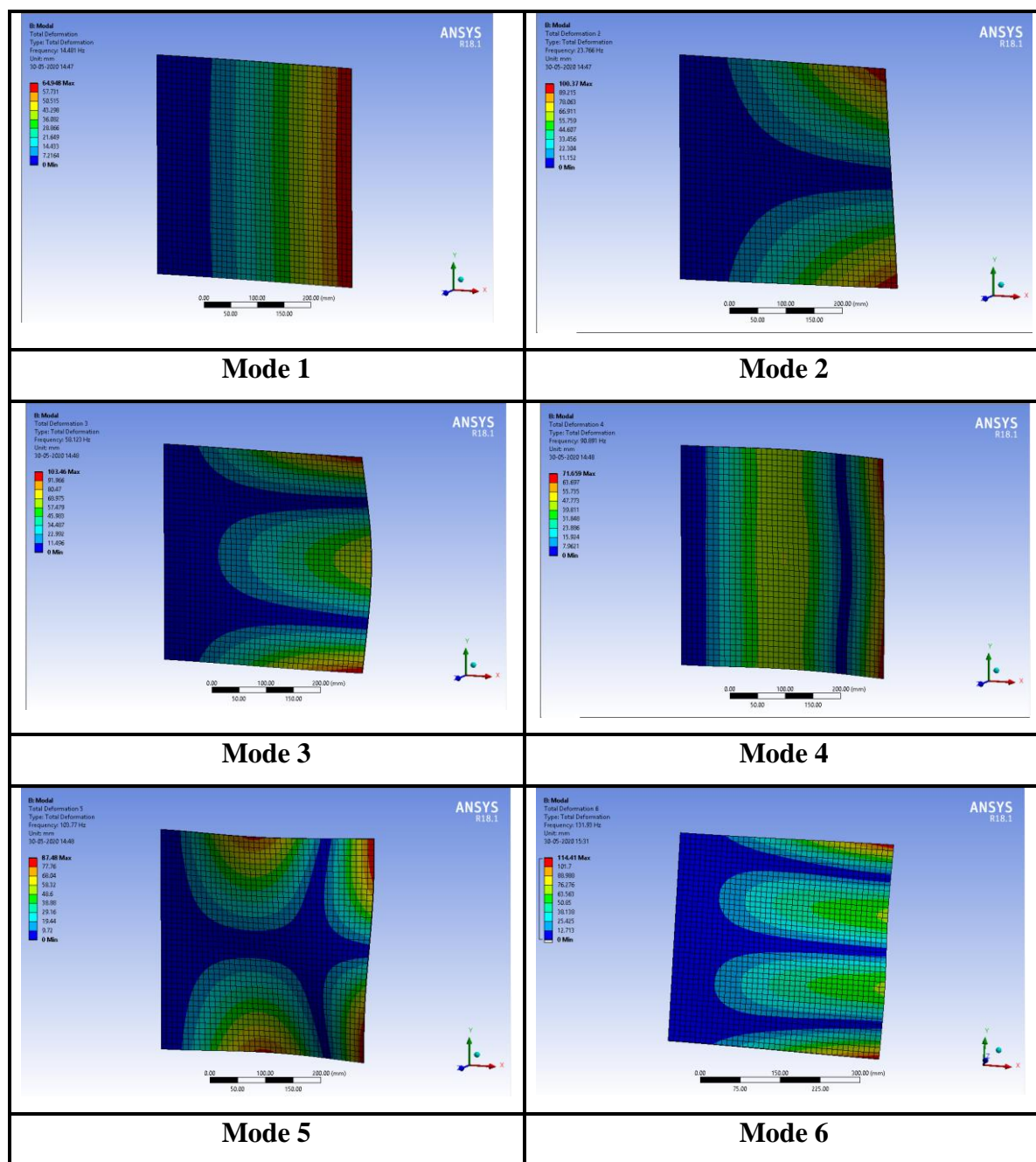


Figure III.9 : Formes des six premiers modes des vibration libres d'une plaque en matériaux composite endommagée.

Modes	Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4	Mode 5	Mode 6
Fréquences Naturelles (hz)	14.481	23.766	58.123	90.891	103.77	131.93

Tableau III.1 : Six premières fréquences naturelles des vibration libres d'une plaque en matériaux composite endommagée.

CONCLUSION

Les structures utilisées dans l'industrie, l'aéronautique, ..., sont réellement des structures endommagées, a la base de cette étude nous avons simulent le comportement dynamique de ces structures avec le code ANSYS WORWBENCH ACPavec la programmation apdlpour converger aux solutions parfaites, afin de résoudre les problèmes de vibration des structures aux cour de fonctionnement autour des fréquences naturelles.

CONCLUSION GENERALE

Aujourd'hui la méthode des éléments finis est une technique récente à caractère pluridisciplinaire, car elle met en œuvre les connaissances de trois disciplines de base, la mécanique des structures, l'analyse numérique et l'informatique appliquée.

Notre objet est représenté par des fonctions définies sur chaque élément, qui ont l'avantage d'être plus simples que celles que l'on pourrait éventuellement utiliser pour représenter la totalité de l'objet.

Cette étude consiste à décrire le comportement vibratoire d'une plaque carrée en matériaux composites endommagées utilisant la méthode des éléments finis, par la simulation avec le code ANSYS, les fréquences propres qui caractérisent les modes de vibrations dépend des matrices de rigidité de la plaque dans le cas de l'évolution d'endommagement suivant la théorie D'HASHIN.

REFERENCE BOBLIOGRAPHIE

REFERENCE BIBLIOGRAPHIE

- [1] **jeau p.Mercier-Gérald.zambeli-Wilfries.kruz**,((Introduction a la science de matériaux));3 eme édition, entièrement revue et augmentée
- [2] **Rokbi. M**, «Comportement à la rupture et caractérisation mécanique de composites polyester-fibres de verre», thèse Magister, M'sila, 2001.
- [3] **BOUZIT. F**, «élaboration et caractérisation mécanique, en statique et en fatigue, des panneaux sandwiches à base de renforts naturels», thèse Magister, BOUMERDES 2015
- [4] - **Michel Dupeux**,((AIDE-MÉMOIRE , SCIENCE DES MATÉRIAUX)); Nouveau tirage corrigé 2005; Dunod , Paris, 2004
- [5] **JEAN-MARIE BERTHLOT**, ((Matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures)) ; 4eme édition, ed tec&doc, Lavoisier, (2005).
- [6]**Damien Ducret**, « Elasticité anisotrope et endommagement des matériaux composites, caractérisation ultrasonore et modélisation micromécanique » Thèse de doctorat, institut national des sciences appliquées, Lyon, 2000
- [7] **Prombut. P**, «caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels» , thèse Doctorat, Toulouse, 2007.
- [8] **CARMA** « Glossaire des matériaux composites » Actualisation octobre 2006
- [9] **D.Day** , **Matériaux composite** , 2 eme édition ed,2005
- [10] **N.J.PAGANO**," Exact solutions for composite laminates in cylindrical bending" , Journal of composite materials, 1969, PP 398-411
- [11] **Marc Marzano** - Action Composite Pascal Celle – GNFA. 1 ANFA / Édition 2014
- [12] **Paolo Vannucci**. Matériaux composites structuraux : Méthodes d'analyse et de conception. Master. France. 2007. ffccl-01529026f
- [13] **Ansys Inc**. Release 18.1 Documentation for ANSYS. 2018.
- [14] **Barbero. E. J**, “Prediction of compression strength of unidirectional polymer matrix composites”, Journal of Composite Materials 32 (5) 483-502, 1998.

REFERENCE BOBLIOGRAPHIE

- [15] **Barbero. E.J, Shahbazi. M**, “Determination of Material Properties for ANSYS Progressive Damage Analysis of Laminated Composites”, *Composite Structures*, 05.074, 2017.
- [16] **Hashin. Z, Rotem. R**, “Fatigue failure criterion for fiber reinforced materials”, *Journal of Composite Materials*, pp448-464, 1973.
- [17] **Kamil. K**, “Modélisation par éléments fins de matériaux intelligents : application en contrôle actif de vibrations des structures aéronautiques”, *Maître ès Sciences (M. Sc)*, Département de génie mécanique faculté des sciences et de génie Université Laval, Québec, 2001.
- [18] **Leissa. A.W**, “Vibration of plates, NASA SP-160. tif”, 1969.
- [19] **Liu. G. R, Peng. X. Q et Lam. K. Y**, “Vibration control modélisation of laminated composite plates with integrated piezoelectrics “, *Journal of Sound and Vibration*, pp 716-735, 1999.
- [20] **Lueg. P**, “Process of silencing sound oscillations”, Germany, Patent DRP 655, 508, 1933.
- [21] **Reddy. J. N**, “On Laminated Composite Plates with Integrated Sensors and Actuators”, *Engineering Structures*, Vol 21 pp 568-593, 1999.
- [22] **Reddy. J. N**, “Theory and Analysis of Elastic Plates”, Taylor and Francis, 1999.
- [23] **Tliba. S, Abou-kandil. H**, “Modélisation et contrôle actif des vibrations d’une structure intelligente ”, 7e Colloque National en Calcul des structures, France, 2004.

RESUME

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

Le travail traite la simulation des structures sous l'évolution d'endommagement d'une plaque en matériaux composites graphite / époxy de stratifiées [30,-30] par le code ANSYS WORKBENCH avec une analyse statique sur l'éprouvette pour montrer le comportement mécanique et une autre dynamique afin de déterminer les modes et les fréquences naturelle de vibration libre.

ABSTRACT

Multilayer composite materials have become widely used in several industrial fields: aeronautics, automotive, shipbuilding and civil engineering. The use of this type of material requires in-depth studies in order to better understand their behavior. To this end, it is essential to set up powerful numerical modeling tools, such as, the finite element method, where in the last decades it has shown itself to be a very robust digital tool.

The work deals with the simulation of structures under the evolution of damage to a plate made of graphite / epoxy composite materials of laminates [30, -30] by the ANSYS WORKBENCH code with a static analysis on the test piece to show the mechanical behavior. and another dynamic to determine the natural modes and frequencies of free vibration.

ملخص

أصبحت المواد المركبة متعددة الطبقات مستخدمة على نطاق واسع في العديد من المجالات الصناعية : الطيران والسيارات وبناء السفن والهندسة المدنية. يتطلب استخدام هذا النوع من المواد دراسات متعمقة لفهم سلوكهم بشكل أفضل. تحقيقا لهذه الغاية ، من الضروري إعداد أدوات النمذجة العددية القوية ، مثل طريقة العناصر المحدودة ، حيث أثبتت في العقود الأخيرة أنها أداة رقمية قوية للغاية.

يتعامل العمل مع محاكاة الهياكل في ظل تطور الضرر الذي يلحق بلوحة مصنوعة من مواد مركبة من الجرافيت الإيبوكسي من الصفائح بواسطة ANSYS WORKBENCH مع تحليل ثابت على قطعة الاختبار لإظهار السلوك الميكانيكي. وديناميكية أخرى لتحديد الأنماط والترددات الطبيعية للاهتزاز الحر