

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

UNIVERSITE MOHAMED BOUDIAF - M'SILA

FACULTE : Technologie

DEPARTEMENT : Génie Mécanique

N° :



DOMAINE : Technologie

FILIERE : Génie Mécanique

OPTION : Construction

Mémoire présenté pour l'obtention
Du diplôme de Master Académique

Par : - Arbi Samir

- Bouzidi Adel

Intitulé

Formulation et modélisation par élément finis
du comportement dynamique des poutres
composites

Soutenu devant le jury composé de :

Dr. Abdelkader Djerad

Université MOHAMED BOUDIAF - M'SILA

Président

Dr. Latrache Mohamed

Université MOHAMED BOUDIAF - M'SILA

Rapporteur

Dr. Saib Cherif

Université MOHAMED BOUDIAF - M'SILA

Examineur

Année universitaire : 2020 /2021

REMERCIEMENTS

REMERCIEMENTS

On remercie dieu le tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de terminer ce mémoire.

Tout d'abord, ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide et l'encadrement de Mr MOHAMED LATRACH, on le remercie pour la qualité de son encadrement exceptionnel, pour sa patience, sa rigueur et sa disponibilité durant notre préparation de ce mémoire.

Nos remerciements s'adressent à Mr MOHAMED LATRACH Pour son aide pratique et son soutien moral et ses encouragements.

Nos remerciements s'adressent également à tous nos professeurs pour leurs générosités et la grande patience dont ils ont su faire preuve malgré leurs charges académiques et professionnelles.

Nos remerciements à tous nos camarades de promotion pour leur soutien.

Nos remerciements vont également à tous ceux et celles qui de, près ou de loin, m'ont porté aide et encouragement

Dédicace

Dédicace

Je dédie ce projet :

A ma chère mère,

A mon cher père,

*Qui n'ont jamais cessé, de formuler des prières à mon égard, de me soutenir
et de m'épauler pour que je puisse atteindre mes objectifs.*

A mes frères ,DJOUDI.ZITONI . MESSOUD

A ma chère sœur

Pour ses soutiens moraux et leurs conseils précieux tout au long de mes études.

A mon cher grand-père,

Qui je souhaite une bonne santé.

A ma chère binôme ,BOUZIDI ADEL,

Qui m'a aidé et supporté dans les moments difficiles.

A mes chères ami(e)s , DAHMANE,AMIR , AIMEN, MILOUD,ABDERRZAQ , MABROUK,SMAIL,

ABDELOUAHAB , MEHDI , WALID

Pour leurs aides et supports dans les moments difficiles.

A toute ma famille,

A tous mes autres ami(e)s,

A tous ceux que j'aime et ceux qui m'aiment.

, LARBI SAMIR

Dédicace

Je dédie ce projet :

A ma chère mère,

A mon cher père,

*Qui n'ont jamais cessé, de formuler des prières à mon égard, de me soutenir
et de m'épauler pour que je puisse atteindre mes objectifs.*

A mes frères,

A mes chères sœurs

Pour ses soutiens moraux et leurs conseils précieux tout au long de mes études.

A mon cher grand-père,

Qui je souhaite une bonne santé.

A ma chère binôme ,BOUZIDI ADEL,

Qui m'a aidé et supporté dans les moments difficiles.

A mes chères ami(e)s , FATEH ,ISLEM , BEDREDDINE, AZEDDINE

Pour leurs aides et supports dans les moments difficiles.

A toute ma famille,

A tous mes autres ami(e)s,

A tous ceux que j'aime et ceux qui m'aiment.

, BOUZIDI ADEL

Sommaire

Sommaire

Sommaire :

REMERCIEMENTS

Dédicace

Sommaire

Liste des Figures

Liste des Tableaux

Nomenclature

Notations Et Symboles

I.1. INTRODUCTION

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

I.2. Définition d'un matériau composite

I.3. Constituants des matériaux composites

I.3.1. La matrice

I.3.1.1. Les résines thermodurcissables

I.3.1.2. Les résines thermoplastiques

I.3.1.3. Les matrices naturelles

I.3.1.4. Résines époxydes

I.3.1.5. Phénoplastes ou phénols-formols

I.3.1.6. Les résines thermostables

I.3.2. Renfort

I.3.2.1 Fibres de verre

I.3.2.2. Fibres de carbone

I.3.3. L'interface

I.4. Les Procédées de fabrication

I.4.1 Les technologies dites en moule ouvert

I.4.1.1. Moulage au contact

I.4.1.2 Moulage par projection simultané

I.4.2. Les technologies dites en moule ferme

I.4.2.1. Moulage sous vide

Sommaire

I.4.2.2. Moulage par injection basse pression de résine (RTM)

I.4.2.3. Moulage à froid

I.4.2.4. Moulage par injection de compound BMC

I.4.2.5. Moulage par compression de mat pré imprègne SMC

I.5. Architecture du composite :

I.5.1. Les monocouches

I.5.2. Les stratifiées

I.5.3. Les sandwichs

Conclusion

Chapitre II Comportement vibratoire des poutres en matériaux composites

II. Comportement vibratoire des poutres en matériaux composites

II.1 Les champs de déplacement

II.2 Flexion cylindrique

II.2.1 Théorie classique des stratifiés

II.2.2 Prise en compte du cisaillement transverse

II.3 VIBRATION DES POUTRES

II.3.1. Equation générale

II.3.2. Poutre encastrée a une extrémité, l'autre étant libre

Chapitre III : Analyse numérique

III.1. Description d'ANSYS

III.2. Modélisation du comportement dynamique d'une poutre en matériaux composite

1- Analyse Statique

2- Analyse dynamique

III.3. Effet d'angle d'orientation sur les modes et les fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en M

III.4. Effet de nombres des plis sur les modes et les fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en MC

Conclusion Générale

Résumé

Bibliographie

Liste des Figures

Listes des Figures

Les listes des figures :

Nom des figures	Page
Figure I.1 : Schéma illustratif d'un matériau composite.	
Figure I.2: matériaux composites	
Figure I.3 : Différentes familles de matrices	
Figure I.4: Principaux matériaux de renfort	
Figure I.5 : principe de moulage au contact.	
Figure I.6: principe de moulage par projection simultanée.	
Figure I.7 : Moulage sous vide.	
Figure I.8 : principe de moulage par injection de résine	
Figure I.9: principe de moulage a la presse à froid.	
Figure I.10 : principe de moulage par compression.	
Figure I.11: Enroulement filamentaire.	
Figure 1.12: Exemple du plan du drapage d'un composite stratifié.	
Figure I.13 : Composite sandwich	
Figure II.1 : Géométries non déformées et déformées d'un bord d'une structure en matériau composite	
Figure III.1 : Interface du cde ANSYS apdl	
Figure III.2 : Géométrie des deux poutres en M.C étudiée	
Tableau III.1 : Caractéristiques mécaniques de la poutre	

Listes des Figures

Figure III.3 : L'élément SOLID186	
Figure III.4 : Maillage des poutres	
Figure III.5 : Conditions aux limites	
Figure III.6 : Application d'une force F(N)	
Figure III.7 : Flèches pour différentes orientation des fibres	
Figure III.8 : Diagramme des flèches en fonction des angles d'orientation des fibres	
Figure III.9 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =0°)	
Figure III.10 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =30°)	
Figure III.11: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =45°)	
Figure III.12: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =60°)	
Figure III.13: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =60°)	
Figure III.14: Diagramme des fréquences de vibration libre de la poutre en fonction des angles d'orientation.	
Figure III.15: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Une seule couche [25]).	
Figure III.16 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Deux couches [25,-25]).	
Figure III.17 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Trois couches [25,-25,25]).	
Figure III.17 : Diagramme des fréquences de vibration libre de la poutre en fonction des nombres des couches.	

Liste des Tableaux

Listes des Tableaux

Liste des tableaux :

Nom des tableaux	Page
Tableau I.1 : Caractéristiques des résines thermodurcissables et des résines thermoplastiques	
Tableau I.2 : Caractéristiques mécaniques des fibres de verre	
Tableau I.3 : Caractéristiques mécaniques des fibres de carbone	
Tableau III.1 : Caractéristiques mécaniques de la poutre	
Tableau III.2 : Flèches en fonction des angles d'orientation des fibres	
Tableau III.3 : Fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en MC pour différentes valeurs des angles d'orientation des fibres.	
Tableau III.4 : Fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en MC pour différentes nombres des couches.	

Nomenclature

Nomenclature

Nomenclature :

CMP : Composites à Matrice plastique ;

MMO : Composites à Matrice Organique ;

CMM : Composites à Matrice Métallique ;

CMC : Composites à Matrice Céramique ;

HR : Fibres haute résistance ;

HM : Fibres haut module ;

TP : Matrices thermoplastiques ;

TD : Matrices thermodurcissables ;

UD : unidirectionnel ;

DSC : L'analyse calorimétrique différentielle ;

DMA : Avec l'analyse mécanique dynamique ;

PA : Polyamide ;

PET, PBT : Polytéréphtalate éthylénique et butylénique ; PC: Polycarbonate ;

PPS : Polysulfure de phénylène ;

POM : Polyoxyméthylène ;

PSU : Polysulfurés ;

PP : Polypropylène ;

PAI : Polyamide-imide ;

PEI : Polyéther-imide ;

PES : Polyéther-sulfone ;

PEEK : Polyéther-éther-cétone ;

NMA : d'anhydride méthylnadique;

TO: Thermo-Oxydation ;

RO: Radio-Oxydation ;

Ea : énergie suffisante ;

x : direction ;

∂ : Dérivée ;

E : l'énergie d'activation ;

L'indice f :signifie que le paramètre se rapporte à un fibre ;

L'indice m :signifie que le paramètre se rapporte à une matrice ;

Nomenclature

Sd : la zone endommagée ;

Se : la zone efficace de la résistance ;

S : le volume superficiel élémentaire ;

n : norme ;

T300 / 914 : composites à matrice thermodurcissable (époxy) ; G-E / époxy : nano-composites (Graphite-E/époxy) ;

Notations Et Symboles

Notation Et Symboles

Notations et symboles :

Symbole	Désignation	Unité
ρ_f	Densité	kg/m ³
E_f	Module d'Young de fibre	GPa
E_m	Module d'Young de matrice	GPa
ε_f	Deformation a la rupture	%
G_f	Module de cisaillement de la fibre	GPa
G_m	Module de cisaillement de la matrice	GPa
K_f	Module de compression de la fibre	GPa
K_m	Module de compression de la matrice	GPa
σ_f	Contrainte a la Rupture de fibre	MPa
σ_m	Contrainte a la rupture de matrice	MPa
σ_d	Contrainte de decohesion	MPa
τ	Contrainte de cisaillement de l'interface .	N
R	La demui distance entre fibre prendre maximum $R=3a$	m
a	Diametre de la fibre	m
r_f	Diametre apres sollicitations	m
h	L'epaisseur de l'echantillon	m
$L ; L_1 ; L_2$	Longueur de la fibre	m
L_{eq}	La longueur des fibres aurait la même rupture dans une manière cohérente ;	m
X	Etant un nombre aléatoire entre 0 et 1 ;	
$D_{12} ; D_{22}$	Variables internes de dommages D_{12} Le cisaillement. D_{22} Pour la traction transversale ;	
T_g	Temperature de transition vitreuse;	°C
$T_0 ; T_e ; T$	T_0 la temperature de chambre, T_e la temperature de developpement, T la temperature d'essai	°C
$\alpha_f ; \alpha_m$	Coefficients de dilatation de la fibre et la matrice	°C ⁻¹

Notation Et Symboles

ν_f	Coefficient de poisson	
σ	Contrainte applique	N
σ_f^T	La contrainte thermique	
σ_{max}^f	La contrainte maximale appliqué	
V_m	Le volume de la matrice	
m_m et σ_{0m}	Les paramètres de Weibull	
D	L'endommagement étant un nombre aléatoire entre 0 et 1	

Introduction Générale

Introduction générale

Introduction générale

Dans de nombreuses applications industrielles ou de défense, le bruit ou les vibrations constituent un problème majeur. Les méthodes conventionnelles d'atténuation consistant à amortir la perturbation par des techniques passives s'avèrent peu efficaces en basses fréquences. Dans ce contexte, les méthodes de contrôle actif apparaissent a priori plus adaptées. Le principe de ces techniques dites actives est de générer un champ interférant avec le champ de la perturbation. Le champ superposé doit donc être identique à celui de la perturbation en termes d'amplitude mais de phase opposée pour chacune des fréquences concernées. Si le principe est simple, sa mise en oeuvre l'est d'autant moins que la perturbation est souvent imprévisible et constituée de multiples fréquences. En outre, la minimisation de la perturbation est souvent recherchée dans un espace étendu, ce qui complique encore considérablement le problème.

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.

La méthode des éléments finis (MEF) est une méthode numérique de résolution approchée des équations différentielles décrivant les phénomènes physiques de l'ingénierie, une extension fantastique, qui va de pair avec le développement et l'accroissement de la puissance des ordinateurs. Elle est devenue un outil de travail, calcul et conception quotidienne, voire familière, de l'ingénieur, dans des domaines aussi variés que l'analyse des structures, le transfert de chaleur, la mécanique des fluides, l'électromagnétisme, les écoulements souterrains, la combustion ou encore la diffusion des polluants.

Dans ce mémoire, on à étudié aussi l'effet des angles d'orientation des fibres et le nombre des couches sur variation libre des fréquences propres des plaques stratifiées carrées minces symétriques en matériaux composites.

Introduction générale

Le mémoire est divisé en trois chapitres :

Le premier chapitre est un exorde bibliographique affectant 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 élu à la formulation décrivant le comportement vibratoire des matériaux composites. Il s'agit de déterminer les termes de la matrice de rigidité de la monocouche en utilisant les lois de mélange. La loi de comportement du stratifié est ensuite établie sur la base des hypothèses des théories des poutres.

Dans **le dernier chapitre** on expose une modélisation numérique sur les poutres composites. Premièrement, une analyse statique sur une poutre de section carrée en matériaux composites est chargée par une force. Une deuxième analyse dynamique afin d'amener les modes et les fréquences naturelles de la poutre de section rectangulaire pour les différents angles d'orientation et nombres des couches respectivement.

Chapitre I

I.1. INTRODUCTION :

Le développement de nouveaux matériaux est soumis aux besoins des utilisateurs (constructeurs). Ceux-ci veulent toujours des matériaux plus performants, plus économiques et qui durent plus longtemps. Les chercheurs sont le plus souvent amenés à optimiser les solutions déjà utilisées, mais dans certains cas, ils doivent complètement repenser le problème et envisager de " nouveaux matériaux". En effet, on ne découvre plus de nouveaux matériaux, mais on crée plutôt des nouvelles associations de matériaux. L'un des résultats de cette association est l'aboutissement à un matériau composite, qui fait le sujet de notre étude.

I.2. Définition d'un matériau composite : [1]

Les matériaux composites, appelés souvent composites, sont des matériaux solides et multiphasiques. Ils sont une combinaison de matériaux de composition ou de formes différentes et sont constitués d'au moins deux matériaux immiscibles aux caractéristiques complémentaires. La zone de contact entre chacun des matériaux constitue l'interface, dont la qualité est très influente sur les caractéristiques mécaniques et physiques du composite.

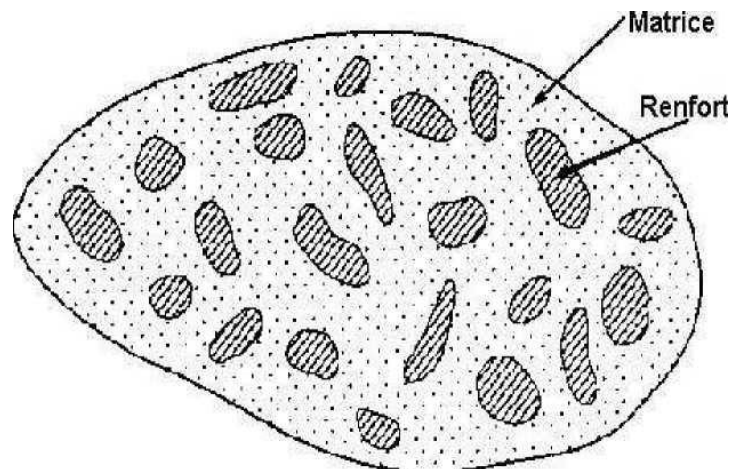


Figure I.1 : Schéma illustratif d'un matériau composite.

I.3. Constituants des matériaux composites :

Les matériaux composites sont constitués principalement :

- 1- D'une matrice à laquelle sont ajoutés, dans certains composites des charges, L D'un renfort.
- 1- D'une interface.

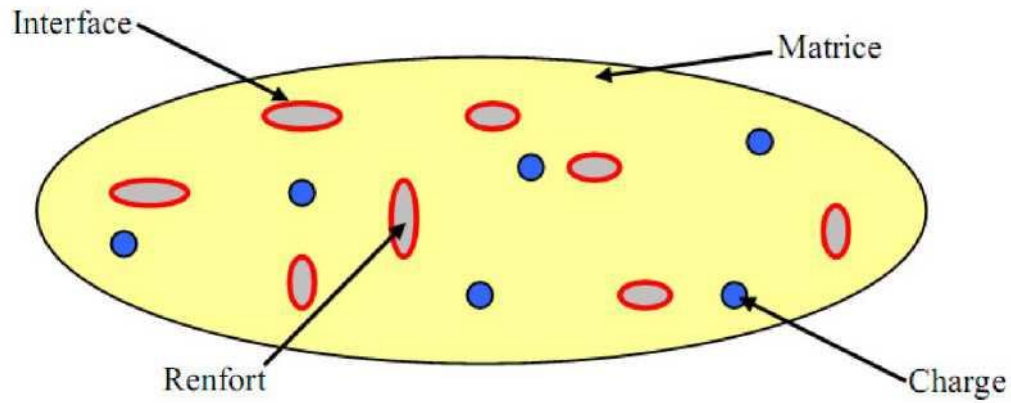


Figure I.2: matériaux composites. [02]

I.3.1. La matrice :

La matrice permet de lier les fibres du renfort fibreux entre elles, ainsi que de répartir les efforts (résistance a la compression ou à la flexion). La matrice est facilement déformable et assure la protection chimique des fibres. Généralement, c’est un polymère ou une résine organique.

On peut retrouver dans l’organigramme ci-dessous, les différentes familles de matrices

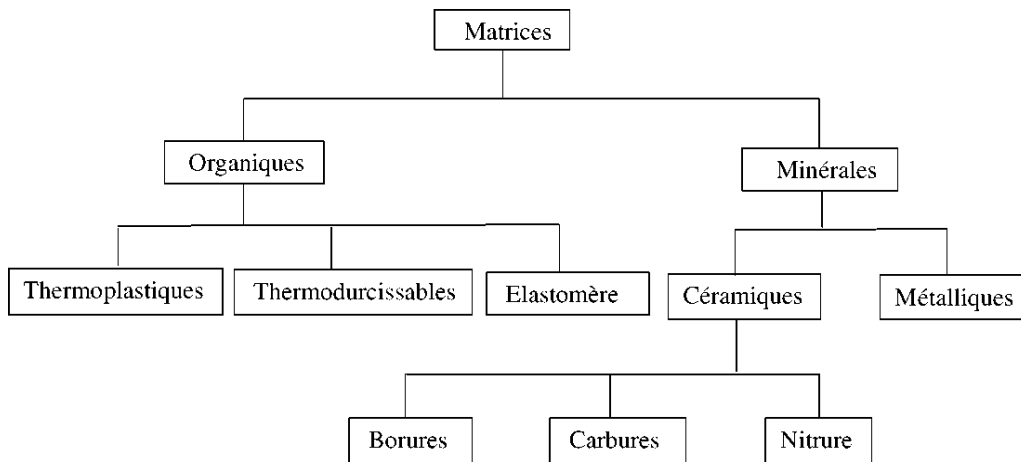


Figure I.3 : Différentes familles de matrices

Les résines les plus employées dans les matériaux composites sont les résines thermodurcissables et les résines thermoplastiques.

I.3.1.1. Les résines thermodurcissables :

Les résines thermodurcissables sont des polymères qui après un traitement thermique ou physico-chimique (catalyseur, durcisseur), se transforment en des produits essentiellement infusibles et insolubles. Ces résines ont donc la particularité de ne pouvoir être mises en forme qu'une seule fois. [03]

I.3.1.2. Les résines thermoplastiques :

Les résines thermoplastiques sont des solides généralement solubles, formes de chaînes distinctes bien compactées, liées entre elles par des seules liaisons secondaires (force de van der Waals, liaisons d'hydrogène) et mis en forme par chauffage et refroidissement [04].

Une comparaison entre quelques caractéristiques des résines thermodurcissables et celles des résines thermoplastiques est présentée dans le tableau I.1 :

<i>Matrices</i>	<i>Thermoplastiques</i>	<i>Thermodurcissables</i>
<i>Etat de base</i>	<i>Solide prêt a l'emploi</i>	<i>Liquide visqueux a polymérisé</i>
<i>Stockage matière de base</i>	<i>Illimite</i>	<i>Réduit</i>
<i>Mouillabilité des renforts</i>	<i>Difficile</i>	<i>Aisée</i>
<i>Moulage</i>	<i>Chauffage refroidissement</i>	<i>Chauffage continu</i>
<i>Cycle</i>	<i>Long</i>	<i>Court</i>
<i>Tenue au choc</i>	<i>Assez bonne</i>	<i>Limitée</i>
<i>Tenue thermique</i>	<i>Réduite</i>	<i>Meilleure</i>
<i>Chute et déchets</i>	<i>Recyclables</i>	<i>Perdus</i>

Tableau I.1 : Caractéristiques des résines thermodurcissables et des résines thermoplastiques

I.3.1.3. Les matrices naturelles :

Ce sont des matériaux synthétisés par les êtres vivants, animaux et micro-organismes. La famille la plus importante est celle des polysaccharides comme l'amidon, la cellulose la lignine [05].

I.3.1.4. Résines époxydes :

Le terme époxydes désigne une grande variété de pré-polymères comportant un ou plusieurs motifs époxydiques dont les principales applications concernent les matériaux composites (matrice époxyde avec des renforts en fibre de verre ou de carbone). [06]

I.3.1.5. Phénoplastes ou phénols-formols :

Les phénoplastes sont des matières thermodurcissables obtenues par polycondensation d'un phénol et d'un aldéhyde avec élimination d'eau et formation d'un réseau tridimensionnel. [7]

I.3.1.6. Les résines thermostables :

Elles se distinguent essentiellement des autres résines par leurs performances thermiques. Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace. [08]

I.3.2. Renfort :

Les renforts peuvent être d'origine minérale (verre, bore, céramique...) ou organique (carbone ou aramide). Les fibres les plus employées sont les fibres de verre, les fibres de carbone sont privilégiées.

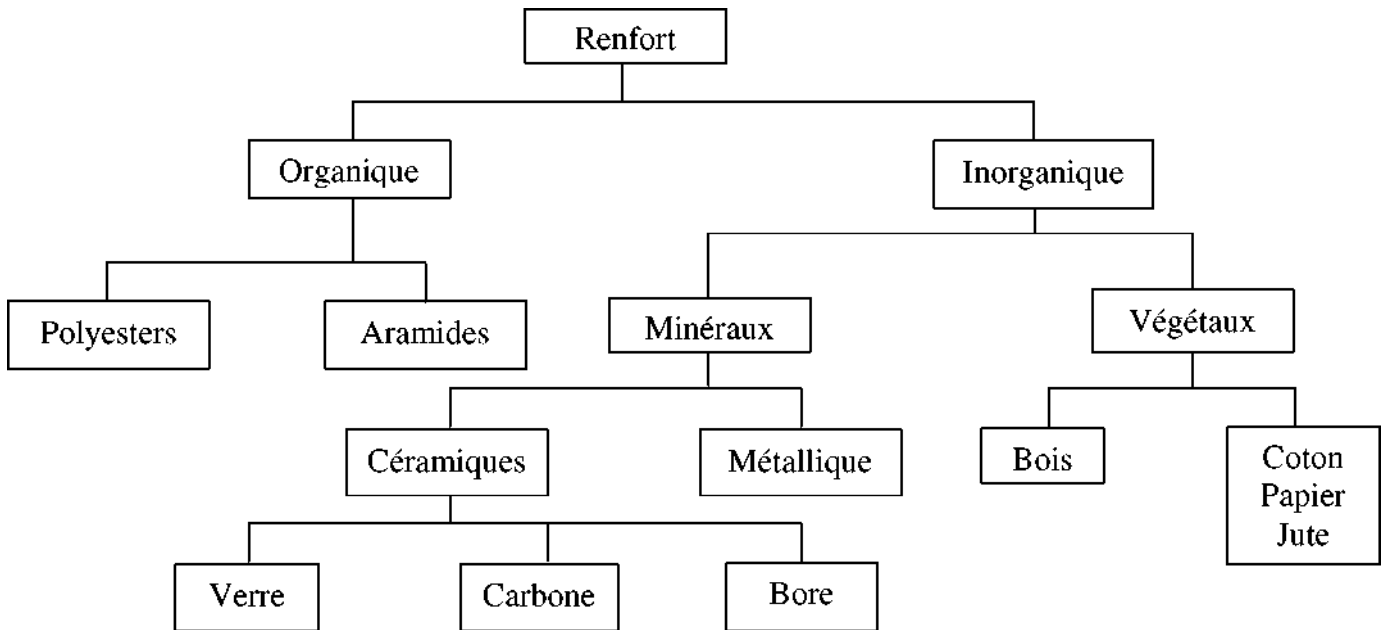


Figure I.4: Principaux matériaux de renfort

I.3.2.1 Fibres de verre :

Elles sont en général fabriquées à partir de la fusion et de l'extrusion de silice associée à divers oxyde (alumine, alcalins, alcalinoterreux). On distingue différents types de fibre :

Verre E : le plus courant, il possède de bonnes propriétés diélectriques.

Verre D : il est destiné aux applications de construction ou électronique, en raison de ses propriétés diélectriques supérieures aux autres fibres de verre.

Verre C : il est très résistant chimiquement et est principalement utilisé pour les applications anticorrosion.

Verre R ou S : il est destiné pour les applications haute performance du fait de

Sa résistance en traction et son module d'élasticité supérieurs aux autres fibres de verre.

Les fibres de verre sont fragiles et sensibles à l'abrasion. Pour cette raison, elles sont revêtues d'une résine ou ensimage qui a pour fonction de protéger les fibres mais qui favorise également l'adhésion de la matrice.

Les caractéristiques mécaniques des fibres de verre décrites ci-dessus sont résumées dans le Tableau I.2.

<i>Caractéristiques</i>	<i>Type E</i>	<i>Type D</i>	<i>Type C</i>	<i>Type R</i>	<i>Type S</i>
<i>Resistance en traction (MPa)</i>	<i>3500</i>	<i>2450</i>	<i>2800</i>	<i>4650</i>	<i>4650</i>
<i>Module en traction (Gp)</i>	<i>73,5</i>	<i>52,5</i>	<i>70</i>	<i>86,5</i>	<i>86,5</i>
<i>Allongement a la Rupture (%)</i>	<i>4,5</i>	<i>4,5</i>	<i>4,0</i>	<i>5,3</i>	<i>5,3</i>

Tableau I.2 : Caractéristiques mécaniques des fibres de verre. [09]

I.3.2.2. Fibres de carbone :

Les fibres de carbone sont pour la plupart obtenues à partir d'une fibre précurseur de type poly acrylonitrile (PAN). Ces fibres subissent une étape d'oxydation pour faire réticuler le PAN et le rendre ainsi moins « fusible » en vue des traitements thermiques ultérieurs.

Elles sont ensuite soumises à une seconde étape, qui peut être une carbonisation à 1500°C ou à une graphitisation à 3000°C. Pendant cette étape, les fibres sont maintenues sous tension afin de conserver l'orientation de la structure moléculaire.

Dans le premier cas, on obtient des fibres haute résistances ou HR, et dans le deuxième cas, on obtient des fibres haut module ou HM (Tableau 3). Il existe également des fibres de module intermédiaire, appelée intermédiaire moulus ou IM. Elles peuvent ensuite passer dans un électrolyte ou subir une oxydation pour créer des groupements polaires, destinés à favoriser l'enzymage. Il existe différents traitements de surface pour les fibres de carbone.

<i>Caractéristique</i>	<i>Fibres HR</i>	<i>Fibres HM</i>	<i>Fibres IM</i>
<i>Resistance en traction (MPa)</i>	<i>3400-4500</i>	<i>2000-2500</i>	<i>4800</i>
<i>Module en traction (Gp)</i>	<i>230-250</i>	<i>390-450</i>	<i>296</i>
<i>Allongement a la rupture (%)</i>	<i>1.4-1.8</i>	<i>0.5-0.6</i>	<i>2</i>
<i>Resistance en compression (MPa)</i>	<i>2200-2800</i>	<i>1300-1700</i>	<i>-</i>

Tableau I.3 : Caractéristiques mécaniques des fibres de carbone. [10]

Les fibres de carbone continues sont disponibles sous diverses formes de mèches de 3000 à 24000 filaments, de fibres coupées, de rubans ou bien encore de tissus, qu'ils soient uni ou multidirectionnels. Elles présentent des caractéristiques spécifiques élevées comme leur haut module en traction. Elles ont également un coefficient de dilatation très faible, une conductivité thermique élevée. En revanche, certains inconvénients demeurent comme leur résistance limitée aux chocs, une faible résistance à l'abrasion.

I.3.3. L'interface :

L'utilisation d'une couche interface permet d'assurer la compatibilité entre le renfort et la matrice. Qui se forme spontanément lorsque deux phases sont mises en présence l'un de l'autre au moment de l'élaboration du matériau et qui se maintient entre ces deux phases pendant toute la vie du matériau, l'interface n'est pas simplement une simple discontinuité entre les deux phases du matériau hétérogène ou leur juxtaposition. [11]

I.4. Les Procédées de fabrication : [12]

Les techniques de fabrication jouent un rôle considérable dans les composites car chacune des opérations influe de manière irréversible sur le produit final.

De nombreuses méthodes de fabrication ont été développées pour répondre aux besoins, et leurs choix dépend surtout des caractéristiques mécaniques dérivées et de la géométrie du produit. On peut citer :

I.4.1 Les technologies dites en moule ouvert :

I.4.1.1. Moulage au contact :

Le principe est de procéder manuellement à la réalisation des pièces à partir des résines thermodurcissables, a température ambiante et sans pression.

Les renforts sont déposés sur le moule et imprègnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée.

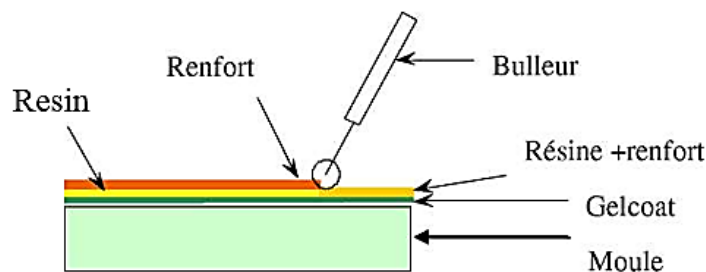


Figure I.5 : principe de moulage au contact.

On utilise cette technologie de moulage dans le cas de fabrication des petites séries des pièces : de 1 à 1000 pièces/an, Pièces de très grandes dimensions et pour des Revêtements sur supports divers.

Ce type de type de moulage représente des avantages tel que :

- Très larges possibilités de forme.
- Pas de limite dimensionnelle.
- Une surface lisse gelotée (aspect, tenue à la corrosion).
- Propriétés mécaniques moyennes a bonnes.
- Investissements spécifiques très faibles.
- Moule simple, peu onéreux, rapide à réaliser en interne.

Mais aussi il se limite à :

- Une seule face lisse.
- Nécessite de finition (détourage, perlage, etc.).
- Qualité tributaire de la main d'rouvre.
- Faible cadence de production par moule.
- Espace de travail important.
- Conditions de travail médiocres.

I.4.1.2 Moulage par projection simultané :

Les matières premières sont mises en rouvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :

Un dispositif de coupe - projection du renfort (rowing).

Un ou deux pistolets projetant simultanément la résine.

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

Parmi les avantages associés à ce type de moulage on retrouve :

Très larges possibilités de forme et dimensions

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

Investissements très modères

Moule simple, peu onéreux, rapides à réaliser en interne.

En plus des limites rencontrées par le moulage au contact, celui-ci se limite à des Propriétés mécaniques moyennes.

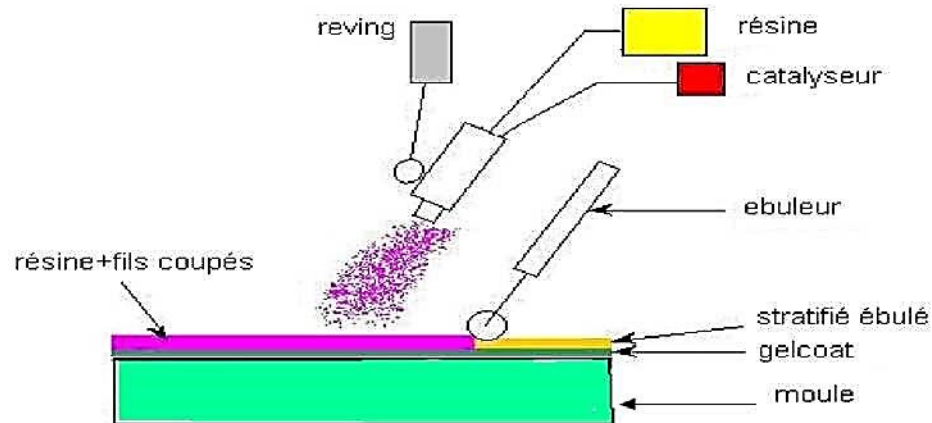


Figure I.6: principe de moulage par projection simultanée.

I.4.2. Les technologies dites en moule ferme :

I.4.2.1. Moulage sous vide :

Le moulage sous vide s'effectue en utilisant un moule ouvert sur lequel on dispose les couches de renfort imprègne.

Une fois que le renfort (mat, tissu, préforme) est placé à l'intérieur du moule et la résine catalysée est versée sur ce dernier, une feuille de plastique souple vient couvrir le tout hermétiquement (pose d'un joint d'étanchéité sur le périmètre de la pièce). On fait le vide sous la feuille de plastique des bulles d'air, fluage de l'excédent de résine qui est absorbé par un tissu de pompage. L'ensemble est ensuite soumis à polymérisation en étuve ou en autoclave.

La résine peut également être injectée par l'aspiration consécutive au vide.

On utilise ce type de moulage dans le cas d'une production en petites séries de pièces nécessitant deux faces lisses.

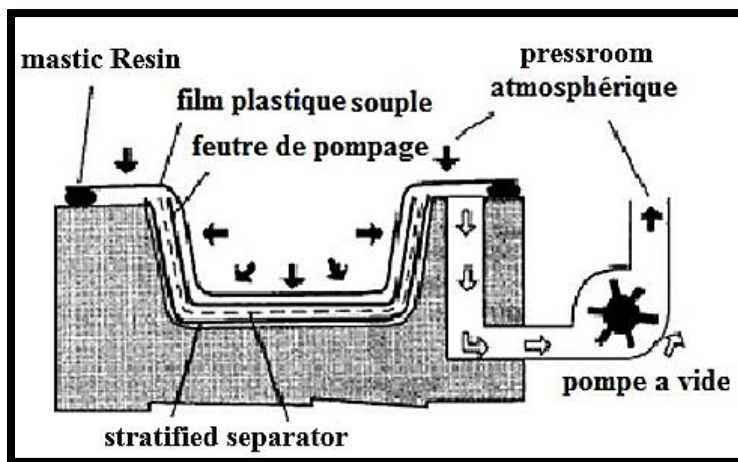


Figure I.7 : Moulage sous vide.

I.4.2.2. Moulage par injection basse pression de résine (RTM) :

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Mödling) s’effectue entre moule et contre-moule rigides.

Le renfort (mats, préforme, éventuellement tissus) est mis en place dans le moule, une fois celui-ci solidement fermé, la résine, accélérée et catalysée, est injectée sous faible pression (1.5 à 4 bars) à travers le renfort jusqu’au remplissage complet de l’empreinte.

La pression de moulage est faible. Le procédé convient pour des cadences jusqu’à 30 pièces par jour.

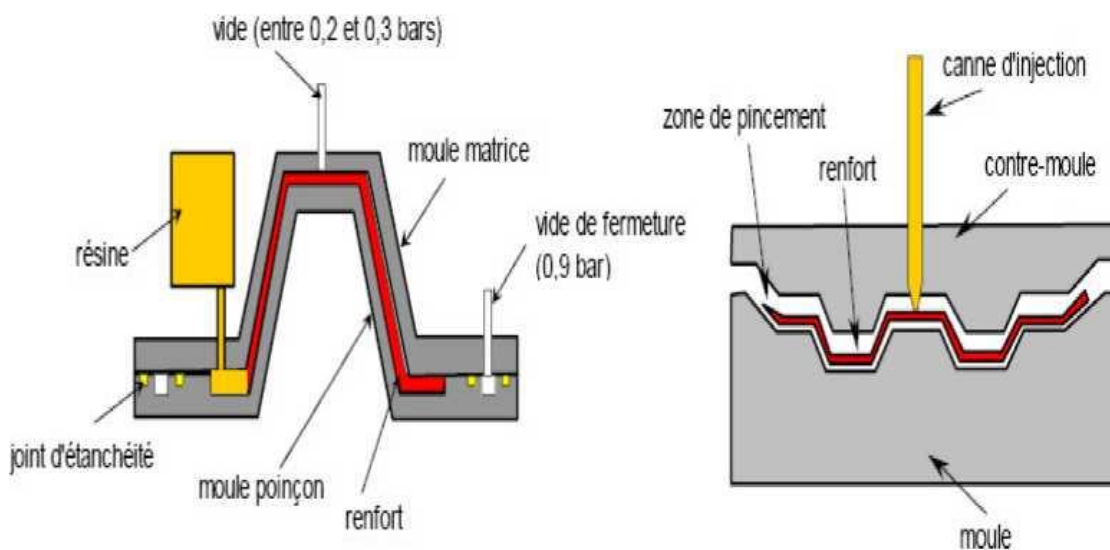


Figure I.8 : principe de moulage par injection de résine

I.4.2.3. Moulage à froid :

C'est un moulage à l'aide d'une presse à compression entre moule et contre moule rigides, initialement sans apport thermique extérieur.

Le renfort (mat) est posé sur la partie inférieure du moule, la résine dotée d'un système catalytique très réactif, est tout de suite versée en vrac.

La fermeture du moule sous pression (2 à 4 bars) entraîne la répartition de la résine dans l'empreinte et l'imprégnation du renfort. Le durcissement de la résine est accéléré progressivement par l'élévation de température du moule, car la réaction exothermique. Ce qui permet un démoulage rapide.

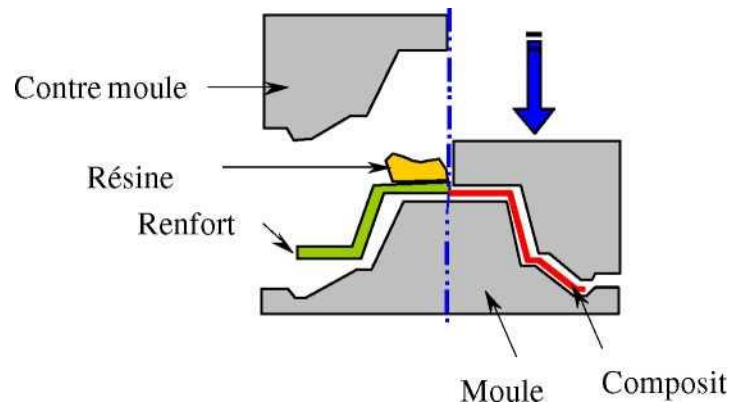


Figure I.9: principe de moulage à la presse à froid.

I.4.2.4. Moulage par injection de compound BMC :

Le compound (Bulk Molding Compound), préparé dans un malaxeur, est une masse à mouler constituée de résine, de charges et d'adjuvants divers, renforcée par des fils de verre coupés.

Le moulage se fait à chaud (130 - 150 °C) par injection (principalement) entre moule et contre moule en acier usiné.

La pression (50 à 100 bars) de fermeture du moule entraîne le fluage de la matière préalablement dosée et le remplissage de l'empreinte.

Le temps de durcissement très court permet un démoulage rapide.

On utilise ce type de moulage pour une production en grandes séries, et pour des pièces de taille petite et moyenne, plus ou moins épaisses.

I.4.2.5. Moulage par compression de mat pré imprègne SMC :

Le mat pré imprègne (Sheets Molding Compound) est une nappe de fils coupés ou continus, imprégnée par un mélange de résine polyester, de charges et d'adjuvants spécifiques divers.

Découpe en flans de masse et dimensions déterminées, le mat pré imprègne est moulé à chaud (140 à 160 °C) par compression entre un moule et un contre moule en acier usiné.

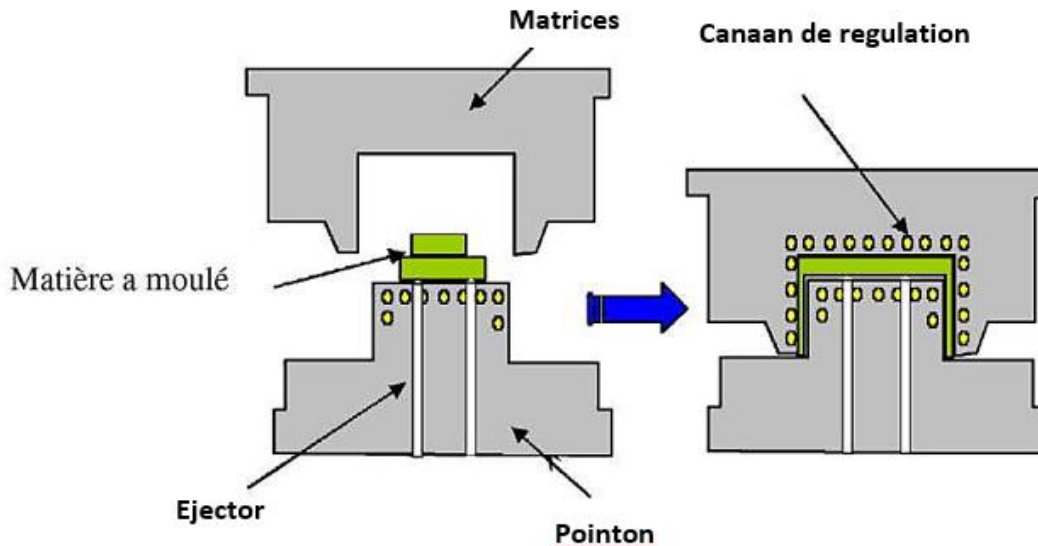


Figure I.10 : principe de moulage par compression.

I.4.2.6. Moulage par enroulement filamentaire :

Suivant le schéma ci-après, il peut être intégré dans une chaîne de fabrication en continu, et ainsi autoriser l'obtention de tubes de grande longueur. Application aux enveloppes de fusées, de torpilles, de conteneurs etc.

Pour des pièces de révolution à méridienne quelconque, l'enroulement est réalisé sur un mandrin de forme démontable, puis polymérise en étuve ou en autoclave. Ce procédé est utilisé pour la fabrication de pièces devant résister aux pressions internes, (réservoirs, corps de propulseur etc.)

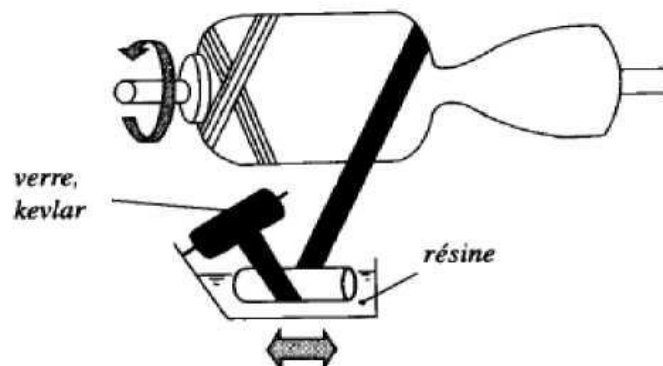


Figure I.11: Enroulement filamentaire.

I.5. Architecture du composite : [13]

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

- Les monocouches
- Les stratifiées
- Les sandwiches

I.5.1. Les monocouches :

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

La superposition de la monocouche dans l'ordre du plan de drapage va constituer le stratifié (Figure I. 12).

I.5.2. 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 (Figure I.12). 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.

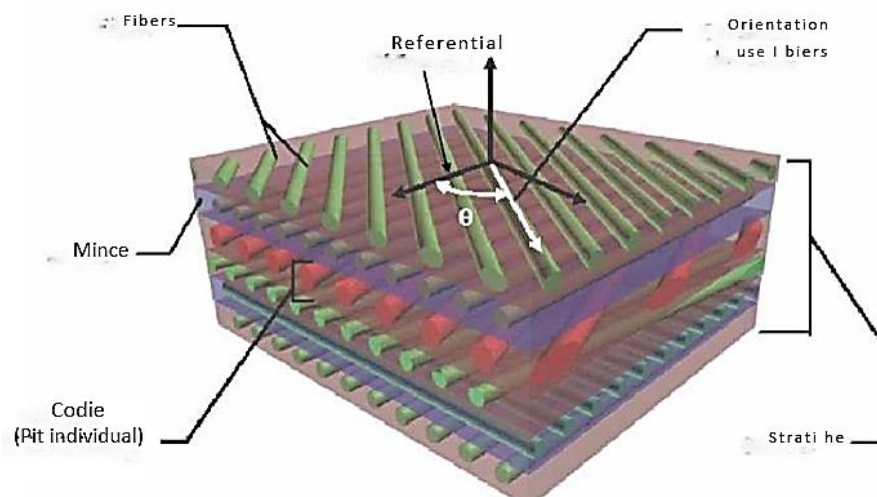


Figure 1.12: Exemple du plan du drapage d'un composite stratifié.

Les stratifiés peuvent être de trois types :

- **Equilibres** : le stratifié contient autant de couches orientées suivant la direction $+90^\circ$ que de couches suivant la direction -90° ,
- **Symétriques** : les couches du stratifié sont disposées symétriquement par rapport à un plan moyen (miroir),
- **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.5.3. Les sandwichs :

Les sandwichs sont des matériaux possédant deux peaux de grande rigidité et de faible épaisseur renfermant une crue (amé) de forte épaisseur et de faible résistance (Figure I.13). L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une bonne résistance à la flexion et est un excellent isolant thermique.

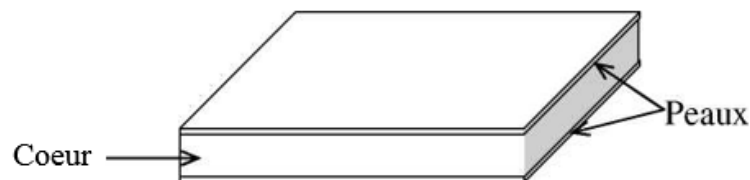


Figure I.13 : Composite sandwich

Conclusion :

Le choix d'une association entre un renfort et une matrice est très délicat. En effet, un composite ne peut remplir pleinement sa fonction mécanique que si les charges appliquées au matériau peuvent être transmises de la matrice à la fibre. En raison de cette interaction, un matériau composite présente une certaine tolérance à l'endommagement.

Plusieurs mécanismes interviennent et contribuent au travail de rupture : fissuration matricielle, décohésion interfaciale. Ces mécanismes qui mettent en jeu les propriétés physiques et mécaniques de chaque constituant soulignent dès à présent le rôle déterminant joué par la liaison fibre/matrice.

Chapitre II

II. Comportement vibratoire des poutres en matériaux composites

II.1 Les champs de déplacement

Le champ général des déplacements en un point (x, y, z) (Figure II.1). [13]

$$\begin{aligned}
 u(x, y, z, t) &= u_0(x, y, z, t) + z\varphi_x(x, y, t) \\
 v(x, y, z, t) &= v_0(x, y, z, t) + z\varphi_y(x, y, t) \\
 w(x, y, z, t) &= w_0(x, y, z, t)
 \end{aligned}
 \tag{II.1}$$

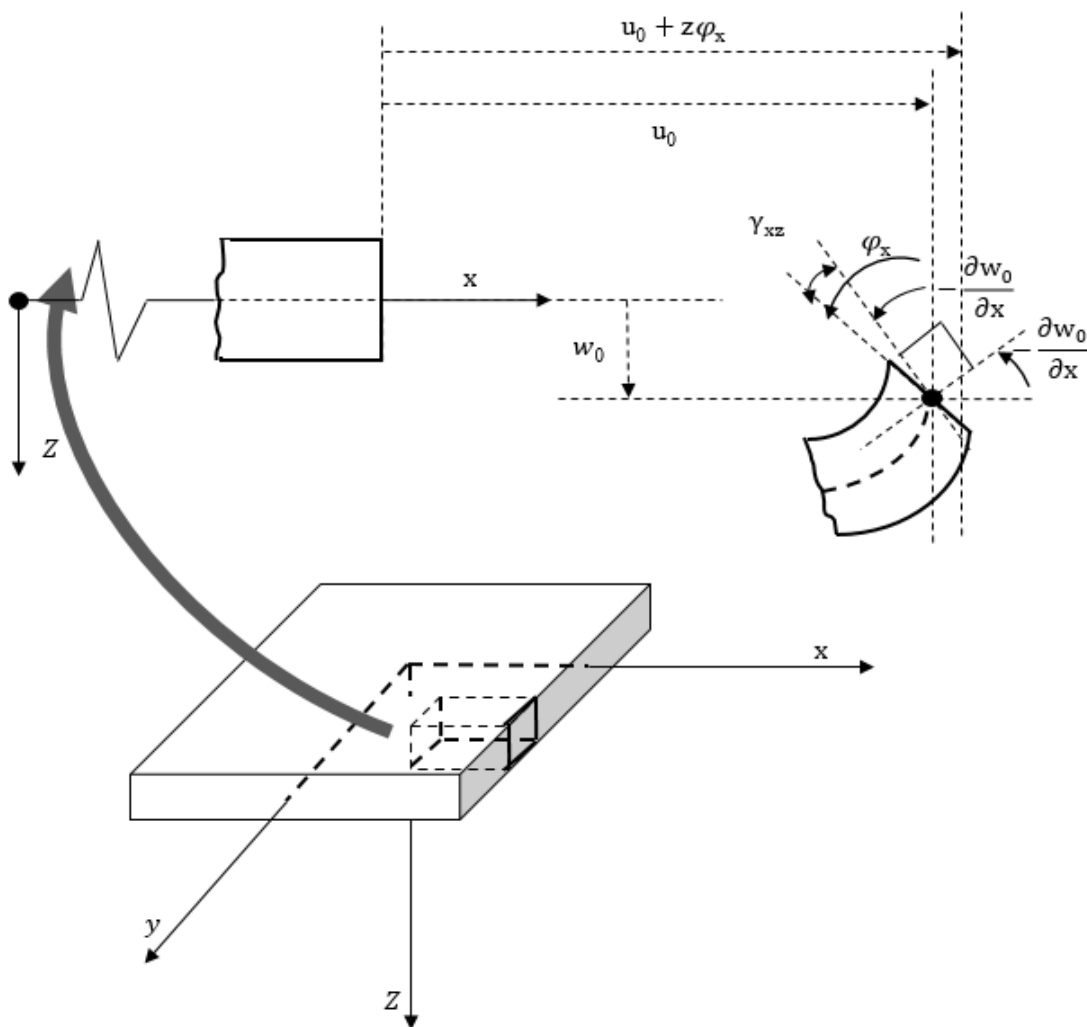


Figure II.1 : Géométries non déformées et déformées d'un bord d'une structure en matériau composite.

Les fonctions u_0 , v_0 , w_0 , φ_x et φ_y sont solutions des relations fondamentales.

Dans l'absence de cisaillement transverse, les fonctions φ_x et φ_y s'expriment en fonction de w_0 , et le champ des déplacements est entièrement déterminé par la connaissance des fonctions u_0 , v_0 , w_0 .

Ces fonctions sont solution des relations fondamentales, en tenant compte éventuellement en présence d'un chargement en membrane.

L'analyse de la vibration des plaques consiste d'abord à rechercher les fréquences propres de la Vibration. Cette recherche s'effectue généralement en exprimant, par exemple en absence de cisaillement transverse. Le champ des déplacements sous la forme :

$$\begin{aligned} u_0(x, y, t) &= u_0(x, y)e^{i\omega t} \\ v_0(x, y, t) &= v_0(x, y)e^{i\omega t} \\ w_0(x, y, t) &= w_0(x, y)e^{i\omega t} \end{aligned} \quad (\text{II.2})$$

Où ω est la fréquence de vibration de la plaque. La détermination des fréquences propres est obtenue ensuite en reportant ces expressions dans les relations fondamentales.

Les fréquences propres peuvent être obtenues par la méthode de *Ritz*. l'énergie cinétique s'exprime alors suivant

L'expression :

$$E_c = \frac{1}{2} \omega^2 \iint \rho_s (u_0^2 + v_0^2 + w_0^2) dx dy \quad (\text{II.3})$$

Où l'intégrale est étendue aux dimensions de la plaque.

II.2 Flexion cylindrique

II.2.1 Théorie classique des stratifiés

Dans le cas d'une plaque stratifiée soumise à une charge de compression initiale N_0 , aucune charge latérale n'étant exercée ($q=0$).

Les relations fondamentales sont données par les équations :

$$A_{11} \frac{\partial u_0}{\partial x^2} + A_{16} \frac{\partial v_0}{\partial x^2} - B_{11} \frac{\partial w_0}{\partial x^3} = \rho_s \frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2} \quad (\text{II-4})$$

$$A_{16} \frac{\partial u_0}{\partial x^2} + A_{66} \frac{\partial v_0}{\partial x^2} - B_{16} \frac{\partial w_0}{\partial x^3} = \rho_s \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} \quad (\text{II-5})$$

$$D_{16} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} + B_{11} \frac{\partial^4 u_0}{\partial x^3} - B_{16} \frac{\partial^3 v_0}{\partial x^3} + N_0 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + \rho_s \frac{\partial^2 w_0}{\partial t^2} = 0 \quad (\text{II.6})$$

Soit en tenant compte de (2.2) :

$$A_{11} \frac{d^2 u_0}{dx^2} + A_{16} \frac{d^2 v_0}{dx^2} - B_{11} \frac{d^3 w_0}{dx^3} = \rho_s \frac{d^2 u_0}{dt^2} \quad (\text{II.7})$$

$$A_{16} \frac{d^2 u_0}{dx^2} + A_{66} \frac{d^2 v_0}{dx^2} - B_{16} \frac{d^3 w_0}{dx^3} = \rho_s \frac{d^2 v_0}{dt^2} \quad (\text{II.8})$$

$$D_{11} \frac{d^4 w_0}{dx^4} + B_{11} \frac{d^3 u_0}{dx^3} - B_{16} \frac{d^3 v_0}{dx^3} + N_0 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + \rho_s \frac{\partial^2 w_0}{\partial t^2} = 0 \quad (\text{II.9})$$

Dans le cas où la plaque est en appuis simples sur ses cotés $x = 0$ et $x = a$. les conditions aux frontières sont satisfaites avec les déplacements :

$$u_0(X) = A_m \cos nm$$

$$u_0(X) = A_m \cos m\pi \frac{x}{a}$$

$$v_0(X) = B_m \cos m\pi \frac{x}{a} \quad (\text{II.10})$$

$$w_0(X) = C_m \sin m\pi \frac{x}{a}$$

En reportant ces expressions dans l'équation nous obtenons :

$$(\rho_s \omega^2 - A_{11}) A_m - \frac{m^2 \pi^2}{a^2} A_{11} B_m + \frac{m^3 \pi^3}{a^3} B_{11} C_m = 0$$

$$- \frac{m^2 \pi^2}{a^2} A_{11} A_m + \left(\rho_s \omega^2 - \frac{m^2 \pi^2}{a^2} A_{66} \right) B_m + \frac{m^3 \pi^3}{a^3} B_{16} C_m = 0 \quad (\text{II.11})$$

$$- \frac{m^3 \pi^3}{a^3} B_{11} A_m - \frac{m^3 \pi^3}{a^3} B_{16} B_m + \left(\frac{m^4 \pi^4}{a^4} D_{11} - \frac{m^2 \pi^2}{a^2} N_0 - \rho_s \omega^2 \right) C_m = 0$$

En fonction de l'ordre de grandeur des fréquences propres, il est possible de négliger le terme

$\rho_s \omega^2$ Dans les coefficients de $A_m B_m$ dans les deux premières équations.

Les équations s'écrivent alors :

$$- A_{11} A_m - A_{16} B_m + \frac{m\pi}{a} B_{11} C_m = 0 \quad (\text{II.12})$$

$$- A_{16} A_m - A_{66} B_m + \frac{m\pi}{a} B_{16} C_m = 0 \quad (\text{II.13})$$

$$- \frac{m^3 \pi^3}{a^3} B_{11} A_m - \frac{m^3 \pi^3}{a^3} B_{16} B_m + \left(\frac{m^4 \pi^4}{a^4} D_{11} - \frac{m^2 \pi^2}{a^2} N_0 - \rho_s \omega^2 \right) C_m = 0 \quad (\text{II.14})$$

La résolution des deux premières équations conduit à :

$$A_m = \frac{m\pi}{a} \frac{B}{A} C_m$$

$$B_m = \frac{-m\pi}{a} \frac{C}{A} C_m \quad (\text{II.15})$$

Avec :

$$A = A_{11} A_{66} - A_{16}^2$$

$$B = A_{66} B_{11} - A_{16} A_{16} \quad (\text{II.16})$$

$$C = A_{11} A_{16} - A_{16} B_{11}$$

En reportant A_m et B_m dans la dernière équation.

Nous obtenons :

$$\left(\frac{m^4 \pi^4}{a^4} - \frac{D}{A} - \frac{m^2 \pi^2}{a^2} N_0 - \rho_s \omega^2 \right) C_m = 0 \quad (\text{II.17})$$

Avec :

$$D = D_{11} A - A_{11} B - B_{16} C \quad (\text{II.18})$$

Les coefficients A, B, C et D ont déjà été introduits lors de l'étude de la flexion cylindrique

Une solution non nulle à l'équation (II.17) est obtenue seulement dans le cas où le coefficient de C_m s'annule.

Ce qui conduit à l'expression des fréquences propres de vibration :

$$\omega_m = \frac{m\pi}{a} \sqrt{\frac{1}{\rho_s} \left(\frac{m^4 \pi^4}{a^4} \frac{D}{A} - N_0 \right)}, \quad N_0 > 0 \quad (\text{II.19})$$

Si $N_0 = 0$ l'expression (2.19) des fréquences propres peut s'écrire sous la forme :

$$\omega_m = \omega_m \sqrt{1 - H} \quad (\text{II.20})$$

Où le coefficient H a été introduit en :

$$H = \frac{B_{11} B + B_{16} C}{AD_{11}} \quad (\text{II.21})$$

Et ω_m est la fréquence propre de vibration en flexion dans le cas où il n'existe pas de couplage membrane -flexion -torsion ($B_{ij} = 0$), exprimée suivant :

$$\omega_m = \frac{m^2 \pi^2}{2} \sqrt{\frac{D_{11}}{\rho_s}} \quad (\text{II.22})$$

Le couplage membrane -flexion -torsion réduit donc les valeurs des fréquences propres de vibration en flexion.

Dans le cas d'une compression initiale en membrane de valeur $-N_0$ avec $N_0 < N_{cr}$ où N_{cr} est la charge critique de flambement exprimée.

Les valeurs (II.20) de fréquences propres sont réduites.

La fréquence propre la plus basse s'écrit

$$\omega_1 = \frac{\pi}{a} \sqrt{\frac{1}{\rho_s} \left(\frac{\pi^4}{a^4} \frac{D}{A} - N_0 \right)}, \quad < \quad N_0 < \frac{\pi^4}{a^4} \frac{D}{A} \quad (\text{II.23})$$

Dans le cas où l'on exerce une charge initiale de traction de valeur N_0 , l'expression des fréquences propres s'écrit :

$$\omega_m = \frac{m\pi}{a} \sqrt{\frac{1}{\rho_s} \left(\frac{m^2 \pi^4}{a^4} \frac{D}{A} + N_0 \right)}, \quad N_0 > 0 \quad (\text{II.24})$$

La charge de traction augmente donc la valeur de fréquence propre des vibrations en flexion la fréquence fondamentale s'exprime suivant :

$$\omega_1 = \frac{\pi}{a} \sqrt{\frac{1}{\rho_s} \left(\frac{\pi^4}{a^4} \frac{D}{A} + N_0 \right)} \quad (\text{II.25})$$

II.2.2 Prise en compte du cisaillement transverse [16]

Nous considérons maintenant l'effet de la déformation en cisaillement transverse sur les fréquences de vibration.

Dans le cas de stratifiés orthotropes et symétriques ($B_{ij} = 0$), en l'absence de charges latérales. Les équations (II.26) à (II.27) se réduisent à :

$$u_0 = 0 \quad v_0 = 0$$

$$K_{55} F_{55} \left(\frac{\partial \varphi_x}{\partial x} + \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x^2} \right) = \rho_s \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial t^2} \quad (\text{II.26})$$

$$D_{11} \frac{\partial^2 \varphi_x}{\partial x^2} - K_{55} F_{55} \left(\varphi_x + \frac{\partial \omega_0}{\partial x} \right) = I_{xy} \frac{\partial^2 \varphi_x}{\partial t^2}$$

Dans le cas d'appuis simples. Les conditions aux frontières sont données par les équations

Les solutions φ_x et ω_0 satisfaisant à ces conditions aux frontières et aux équations (II.26), sont par extension des expressions de la forme :

$$\varphi_x = B_m e^{ti\infty} \cos m\pi \frac{x}{a} \quad (\text{II.27})$$

$$\omega_0 = C_m e^{ti\infty} \sin m\pi \frac{x}{a}$$

II.3 VIBRATION DES POUTRES

II.3.1. Equation générale

Dans le cas d'une poutre soumise à une compression, la relation fondamentale des vibrations est l'expression :

$$\frac{\partial^4 \omega_x}{\partial x^4} + \frac{12}{h^3 E_x} \left(N_0 \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x^2} + \rho_s \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial t^2} \right) = 0 \quad (\text{II.31})$$

L'équation aux fréquences propres est obtenue en écrivant ω_0 sous la forme habituelle :

$$\omega_0(x, t) = \omega_0(x)e^{ti\omega} \quad (\text{II.32})$$

En reportant cette expression dans (2.31). Nous obtenons :

$$\frac{\partial^4 \omega_0}{\partial x^4} + \frac{12}{h^3 E_x} \left(N_0 \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x^2} + \rho_s \omega^2 \omega_0 \right) = 0 \quad (\text{II.33})$$

II.3.2. Poutre encastree a une extremité, l'autre étant libre

Dans le cas d'une poutre encastree à l'extremité $x = 0$ et libre à l'autre extremité $x = L$,

Les conditions aux frontieres sont :

$$\text{Extrémité } x = 0 \quad \omega_0(0) = 0, \quad \frac{d\omega_0}{dx}(0) = 0 \quad (\text{II.60})$$

$$\text{Extrémité } x = L \quad M_x(L) = 0, \quad Q_x(L) = 0, \quad (\text{II.61})$$

Ou d'après :

$$\frac{d^2 \omega_0}{dx^2}(L) = 0, \quad \frac{d^3 \omega_0}{dx^3}(L) = 0 \quad (\text{II.62})$$

La flèche est à nouveau exprimée sous la forme (2.33).

La fonction $X_m(x)$ satisfaisant les conditions d'encastrement à l'extremité $x = 0$, il reste à vérifier :

$$\frac{d^2 X_m}{dx^2}(L) = 0 \quad \frac{d^3 X_m}{dx^3}(L) = 0 \quad (\text{II.63})$$

Soit :

$$\cos \lambda_m + \cosh \lambda_m - \gamma_m (\sin \lambda_m + \sinh \lambda_m) = 0$$

$$\cos \lambda_m + \cosh \lambda_m + \gamma_m (\sin \lambda_m + \sinh \lambda_m) = 0 \quad (\text{II.64})$$

Les équations de la physique qui gouvernent le comportement des systèmes de structures expliquent le comportement vibratoire des matériaux composites.

Chapitre III

Chapitre III : Analyse numérique

III.1. Description d'ANSYS

Le logiciel ANSYS (Figure III.1) a été développé par Dr. John Swanson, fondateur de la société ANSYS Inc. qui a son siège à Houston, PA, USA. Il s'agit d'un outil de développement en analyse d'ingénierie. La méthode utilisée est celle des éléments finis. Il est utilisé dans des domaines allant de l'automobile et l'électronique à l'aérospatiale et la chimie. Le logiciel ANSYS permet la modélisation de structures, produits, composants ou systèmes et d'étudier leurs réponses physiques telles que les niveaux de contraintes, les distributions de température ou l'effet de champs électromagnétiques [X].

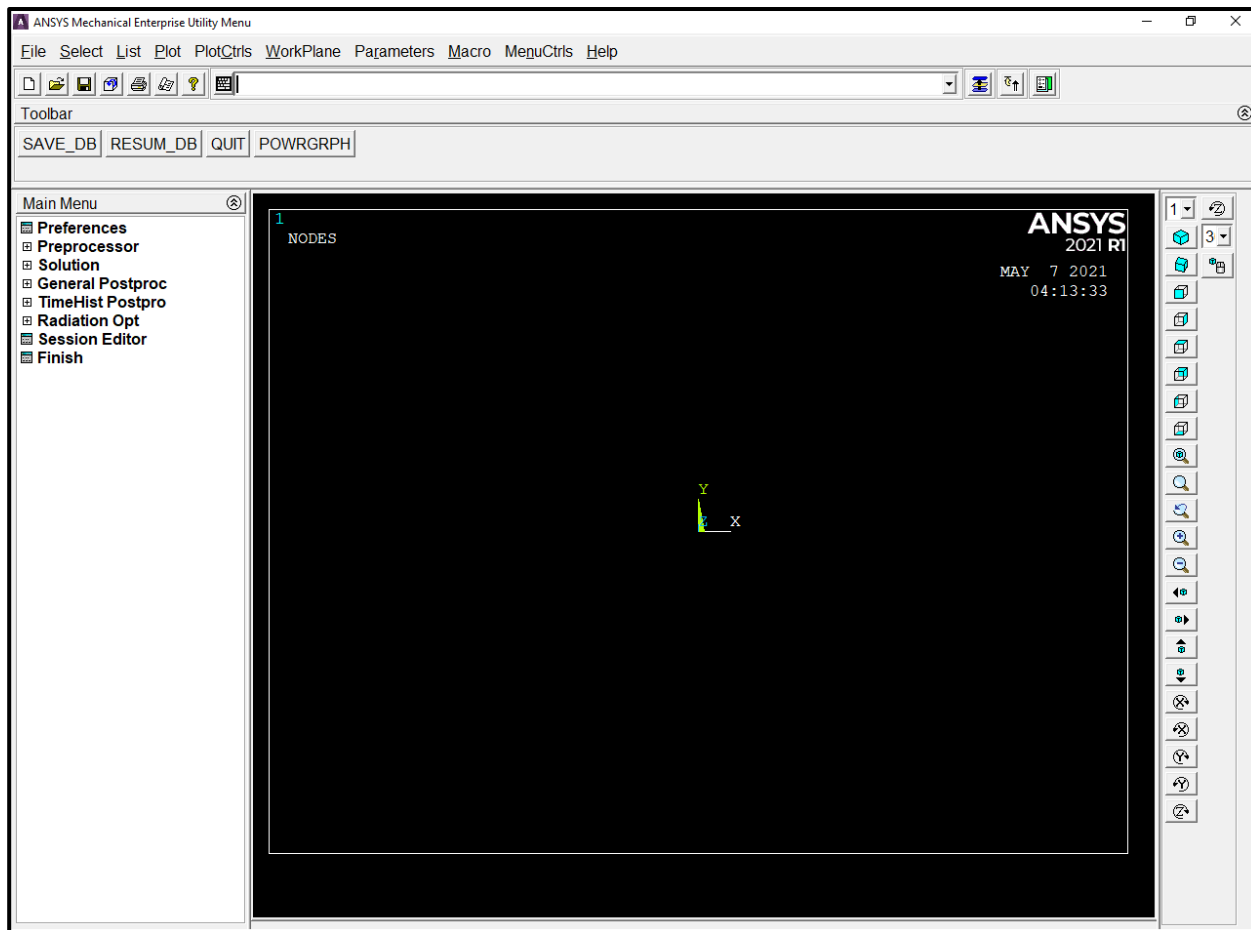


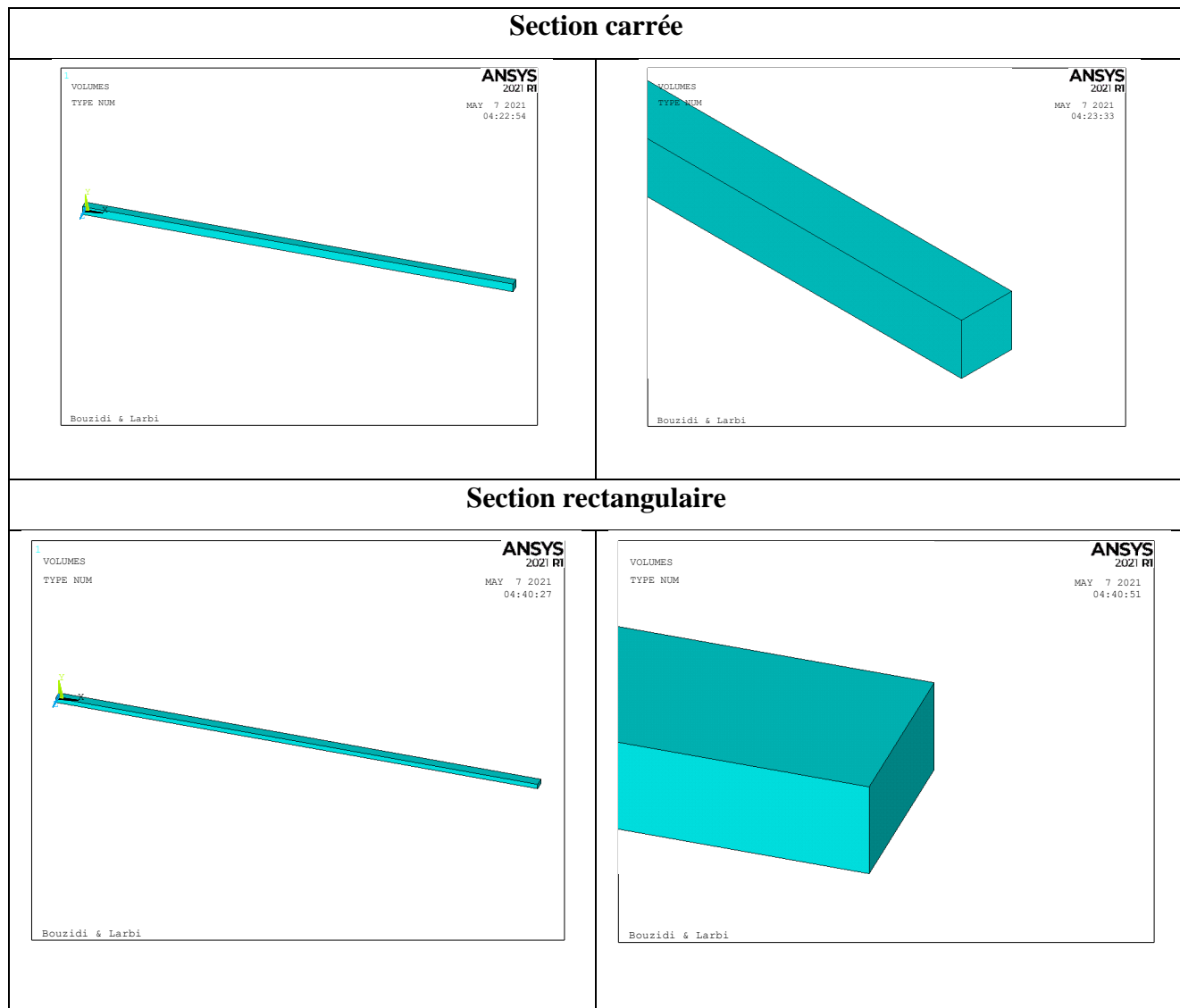
Figure III.1 : Interface du cde ANSYS apdl

III.2. Modélisation du comportement dynamique d’une poutre en matériaux composite

Les fonctionnalités du logiciel ANSYS apdl relatives au calcul des structures en matériaux composites par la méthode des éléments finis ont été utilisées pour déterminer la déflexion et les fréquences et les modes propres de vibration libre de la poutre.

A- Géométrie

Ce travail évoque la modélisation par le code ANSYS apdl d’une poutre de longueur 500mm solide élastique en matériaux composite et deux l’un de section carrée (10mm*10mm) et l’autre de section rectangulaire (10mm*5mm) (figure III.1).



FigureIII.2 : Géométrie des deux poutres en M.C étudiée

B- Choix des matériaux

Les caractéristiques mécaniques de la poutre sont présentées dans le tableau III.1.

Epoxy carbone		
	E1	119e9
	E2	8.67e9
	E3	8.67e9
	G1	5.18e9
	G2	3.29e9
	G3	3.29e9
	μ	0.31
	Rho	1550

Tableau III.1 : Caractéristiques mécaniques de la poutre

C- Choix d'élément finis

L'élément SOLID186 (Figure III.3) de la bibliothèque du ANSYS apdl est utilisé pour simuler les poutre composites par de la commande **ET,SOLID186,3**.

La figure III.2 montre l'élément SOLID186 qui possède 20 nœuds (I, J, K, L, M, N, O, P, Q, R, S, T, U, V, W, X, Y, Z, A, B) et trois DDL (UX, UY, UZ).

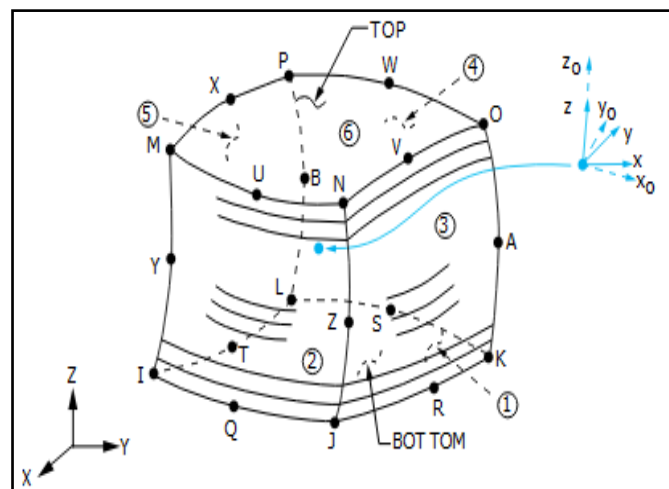


Figure III.3 : L'élément SOLID186

D- Maillage

La géométrie de la poutre (Figure III.2) est maillée par l'élément SOLID186 à **2116** élément, chaque élément du taille 5×10^{-3} m (Figure III.4).

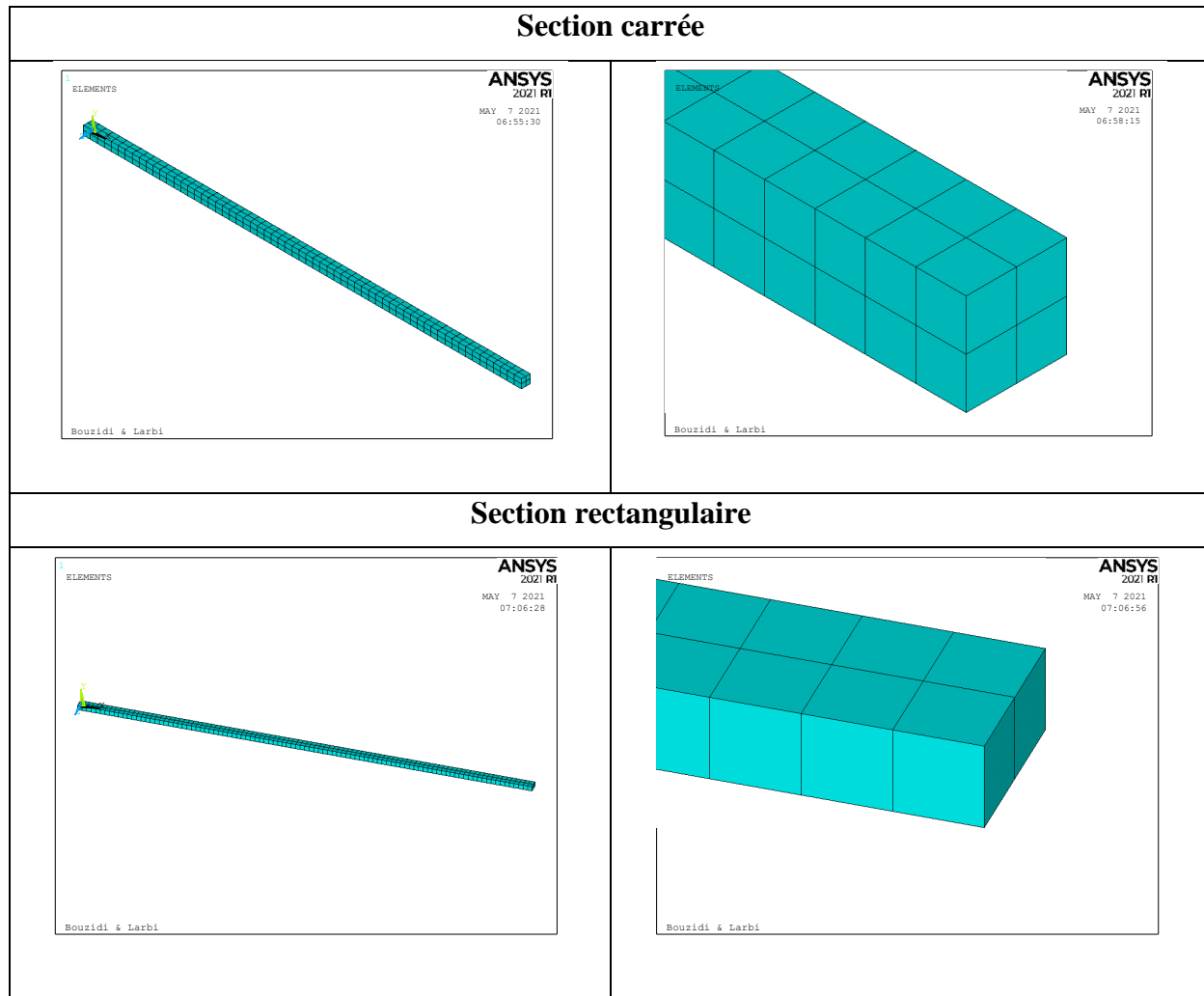


Figure III.4 : Maillage des poutres

E- Conditions aux limites

Le type de conditions aux limites utilisé dans ce travail est donné comme suit ; (Encastrement-Libre) qui est considéré autour les bords de la poutre.

La Figure III.5 montre la fixation des trois degrés de libertés (DDL) (UX, UY, UZ) au niveau des nœuds du côté gauche de la poutre.



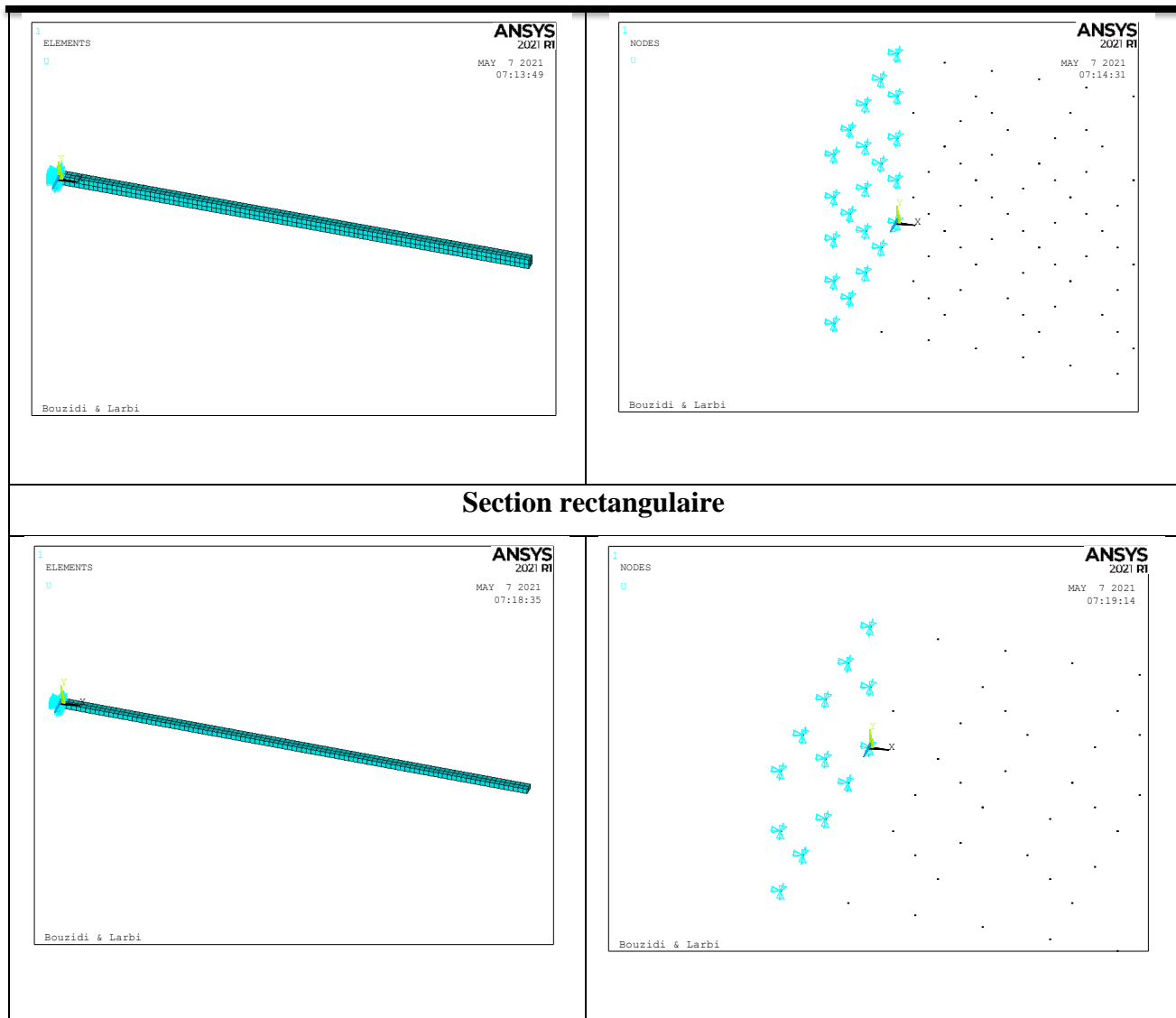


Figure III.5 : Conditions aux limites

3- Analyse Statique

Dans la présente analyse de la plaque composite orthotrope est une étude statique, nous allons appliquer une force $F=1000N$ (Figure III.6) pour les différentes orientations de fibres.

Section Carrée	Section rectangulaire
----------------	-----------------------

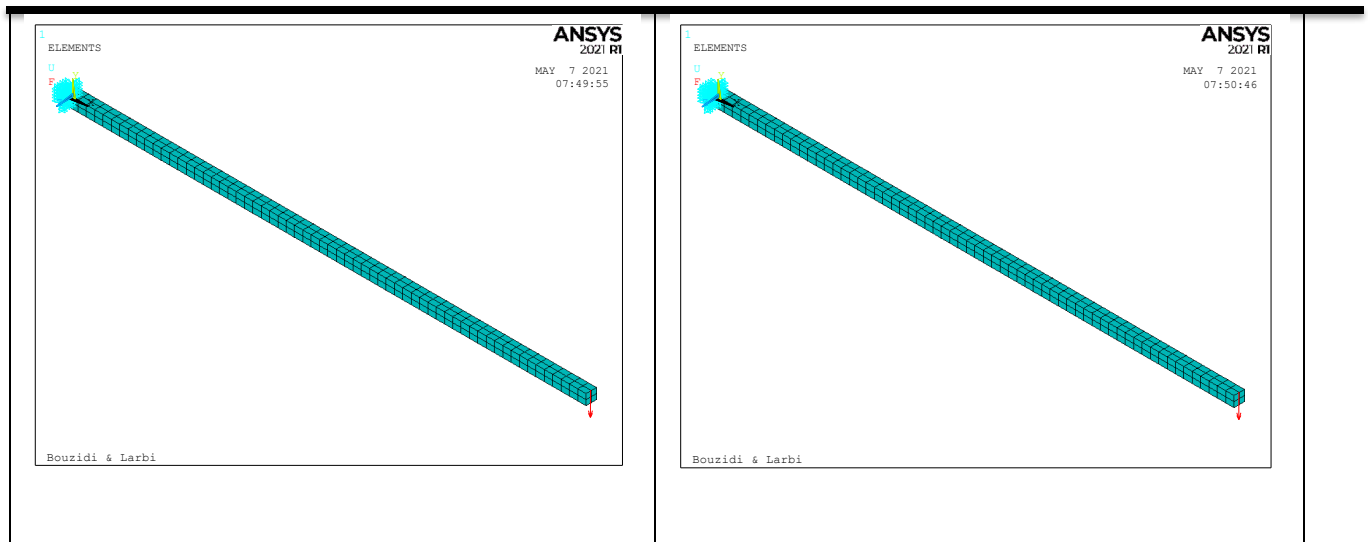
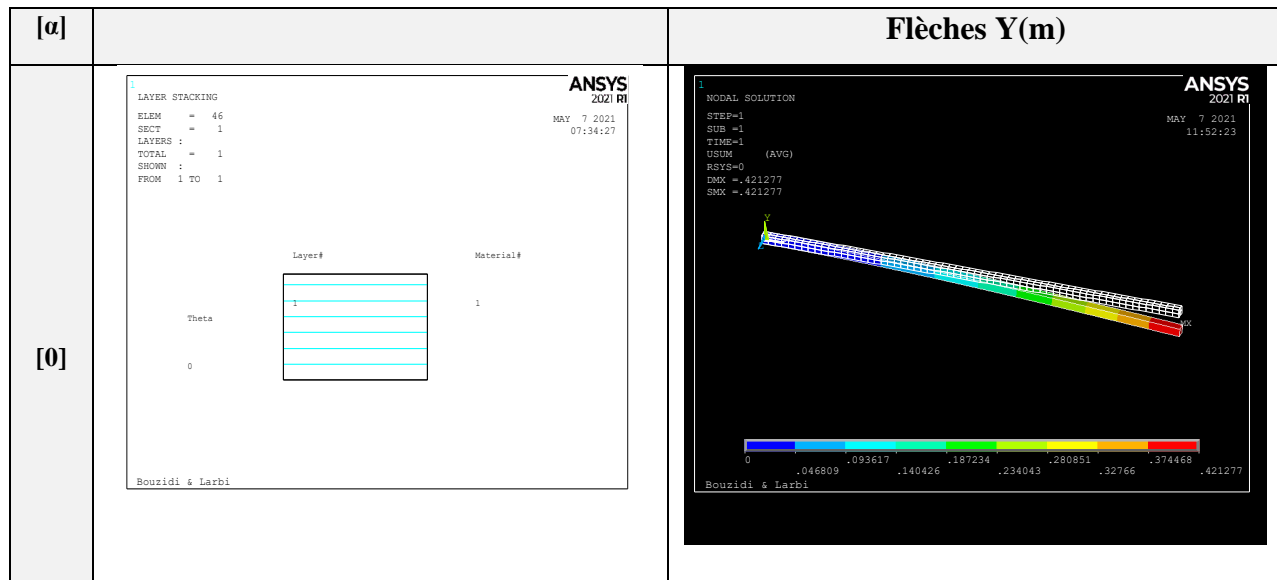


Figure III.6 : Application d'une force F(N)

Dans cette section, nous allons prendre un exemple de la poutre stratifiée de section symétrique cross-ply $[\alpha]$ (Figure III. 7).



<p>[30]</p>		
<p>[45]</p>		
<p>[60]</p>		

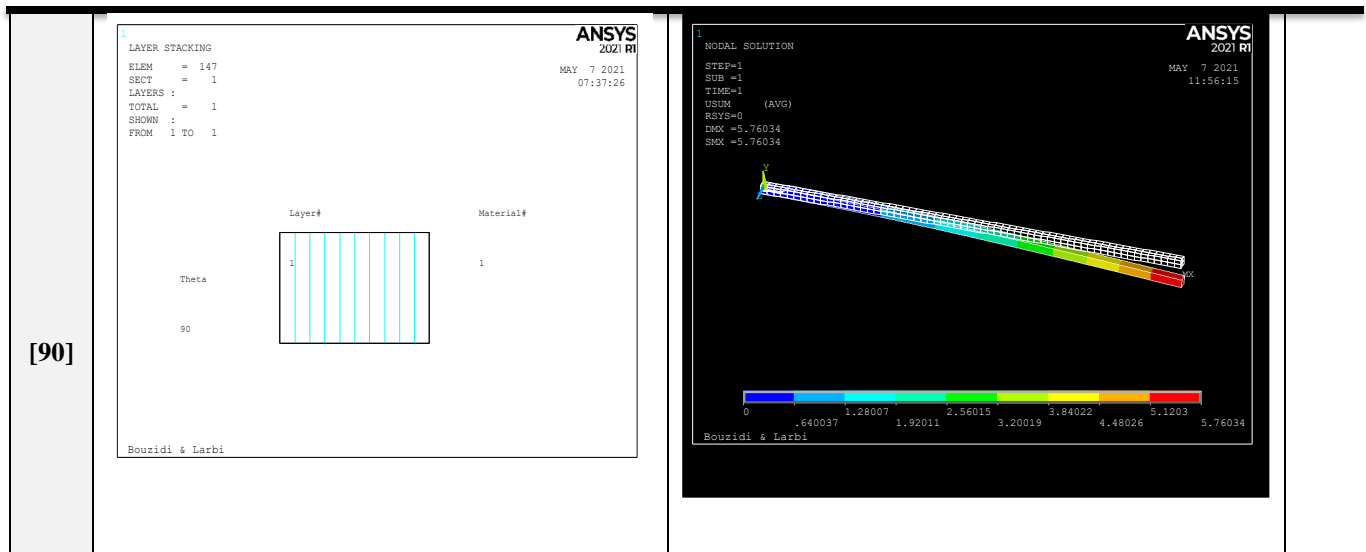


Figure III.7 : Flèches pour différentes orientation des fibres

Le tableau III.2 présente les valeurs des flèches en fonction des valeurs des angles d'orientation des fibres

Angles	[0]	[30]	[45]	[60]	[90]
Flèches ANSYS apdl (mm)	0.421277	2.32616	3.86072	5.01077	5.76034

Tableau III.2 : Flèches en fonction des angles d'orientation des fibres

Le diagramme de la figure III.8 montre proportionnalité des valeurs des flèches avec les valeurs des angles d'orientation des fibres.

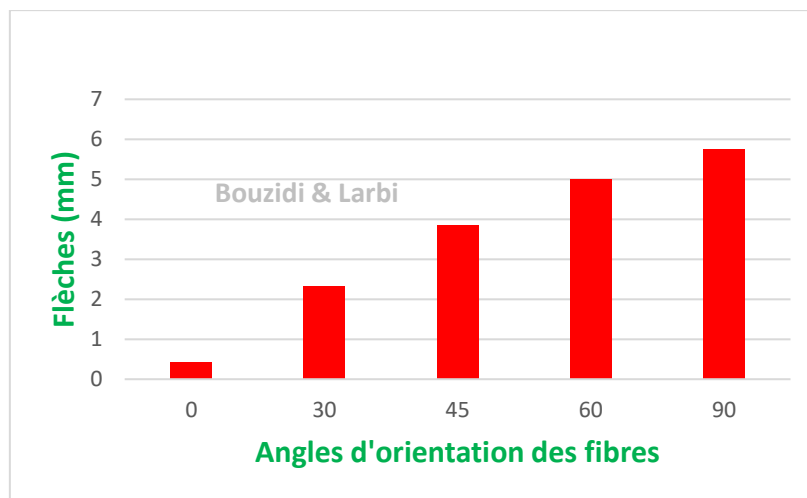


Figure III.8 : Diagramme des flèches en fonction des angles d'orientation des fibres

4- Analyse dynamique

L'objectif de cette partie d'étude vise à montrer la variation dans les formes des modes de vibration et les valeurs des fréquences dans les différentes valeurs :

- D'angles d'orientations des fibres pour la poutre de section carrée avec une seule couche.

- De nombre de couches pour la poutre de section rectangulaire.

III.3. Effet d'angle d'orientation sur les modes et les fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en M

A- Fréquences de vibration libre

Fréquences (Hz)	Angles d'orientation				
	0°	30°	45°	60°	90°
Mode 1	56.433	24.022	18.650	16.379	15.285
Mode 2	56.501	24.112	15.702	16.403	15.291
Mode 3	346.79	149.88	116.56	102.43	95.614
Mode 4	349.79	150.848	324.96	102.68	95.9533
Mode 5	750.37	416.729	327.194	285.847	266.927

Tableau III.3 : Fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en MC pour déférentes valeurs des angles d'orientation des fibres.

B- Modes propres

Les figures (III.9, III.10, III.11, III.12 et III.13) fournissent les formes de vibration libre de la poutre en MC pour déférentes valeurs des angles d'orientation des fibres.

[0]

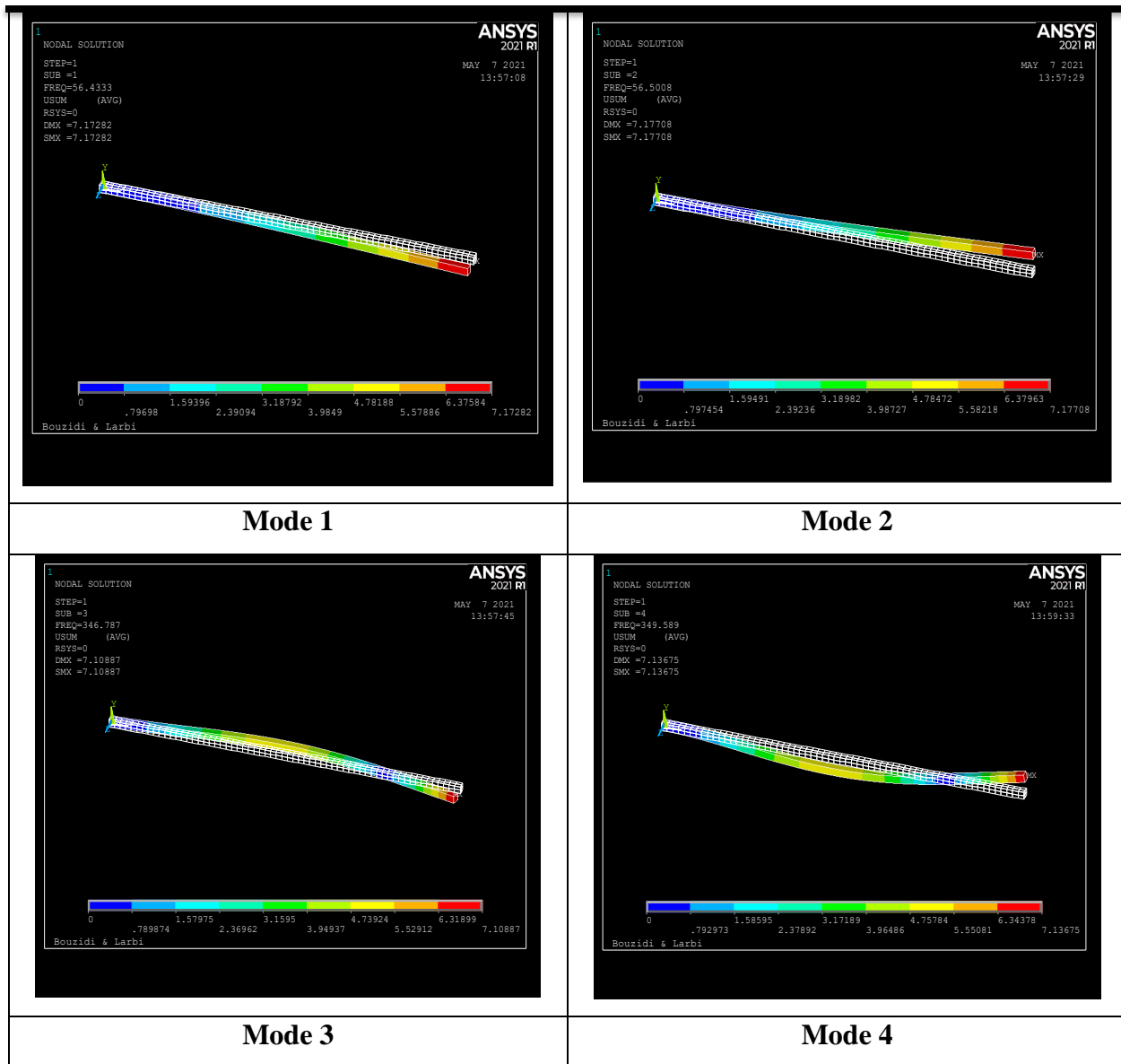


Figure III.9 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =0°)

[30]

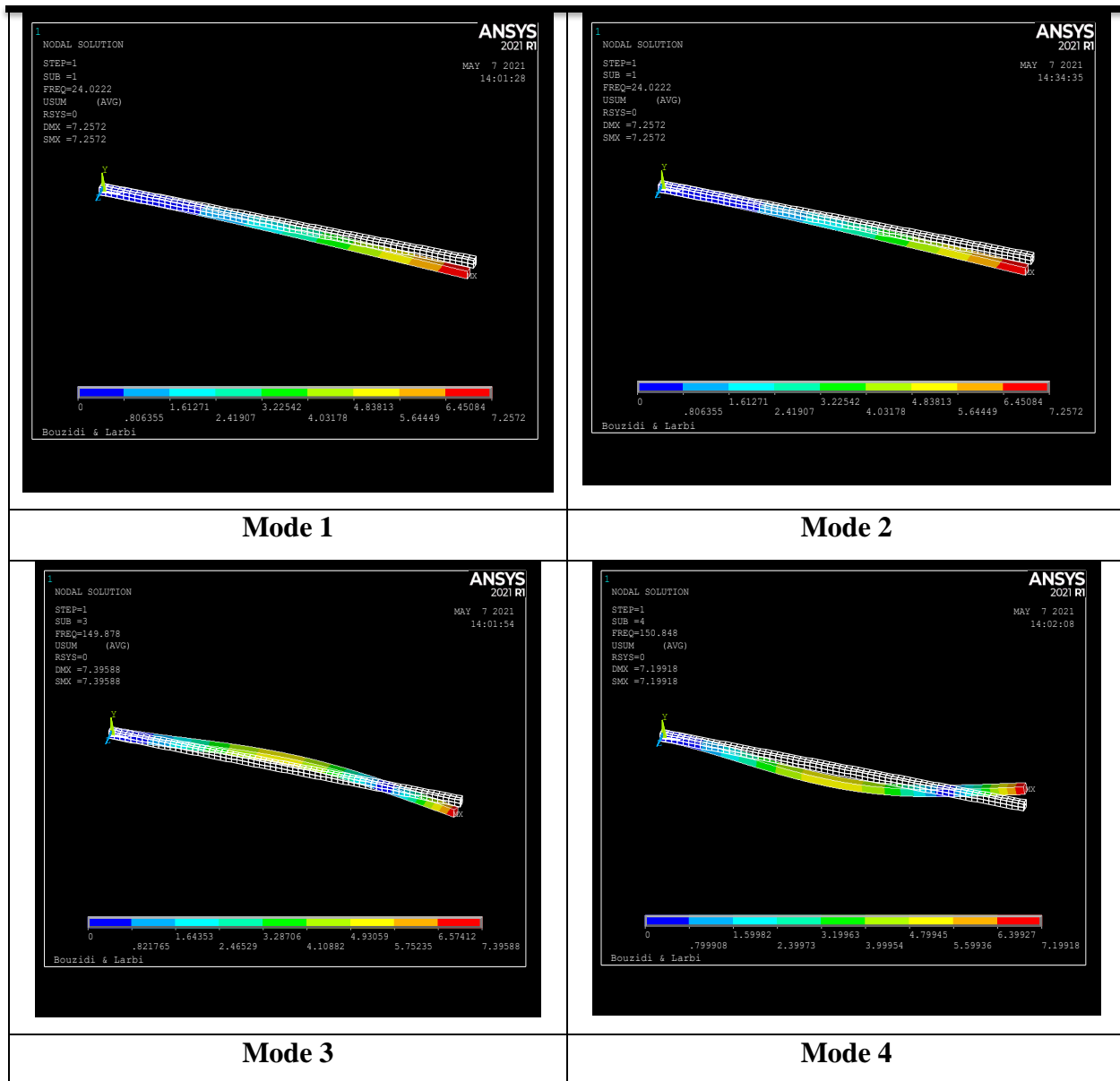


Figure III.10 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =30°)

[45]

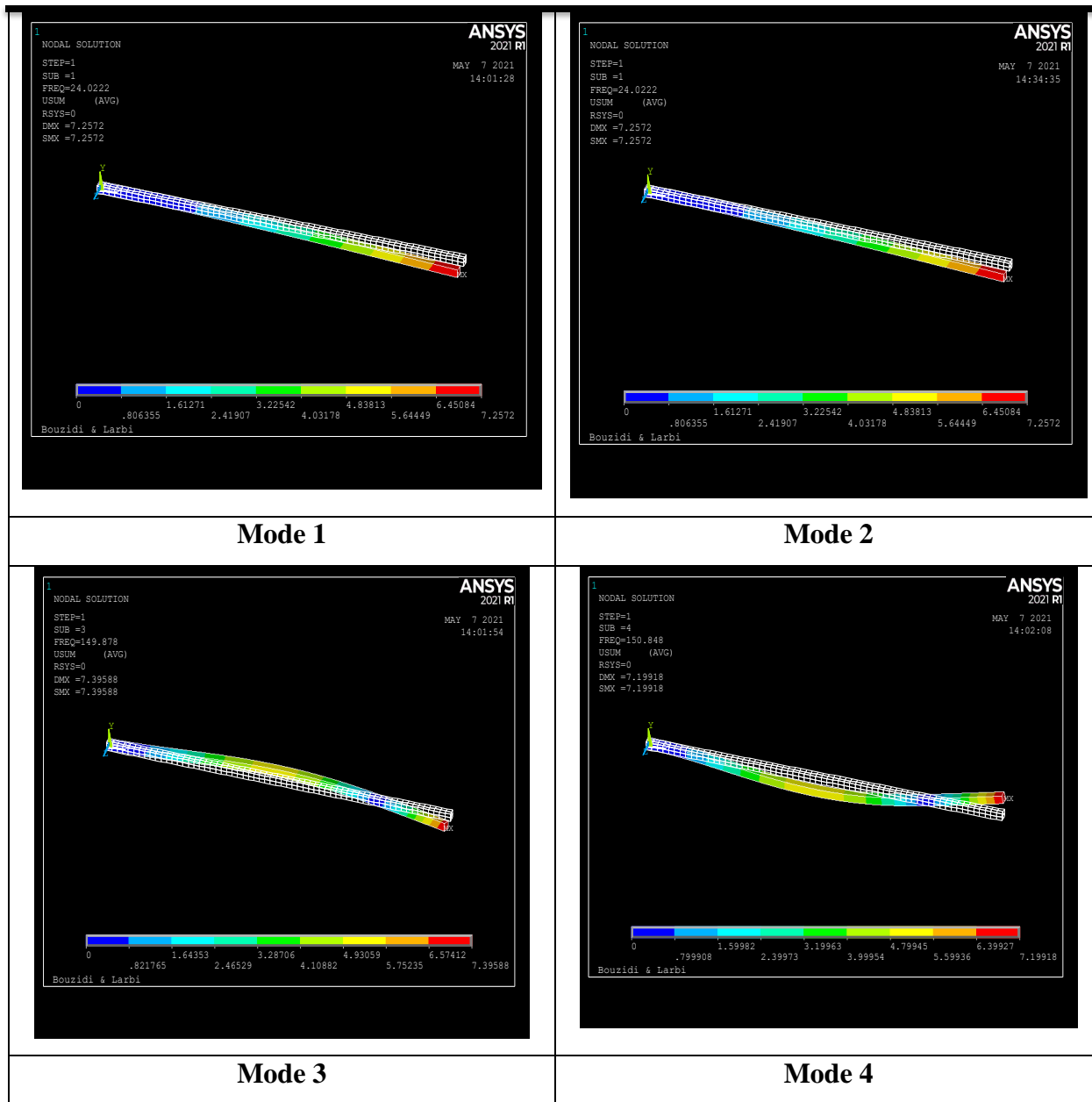


Figure III.11: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation =45°)

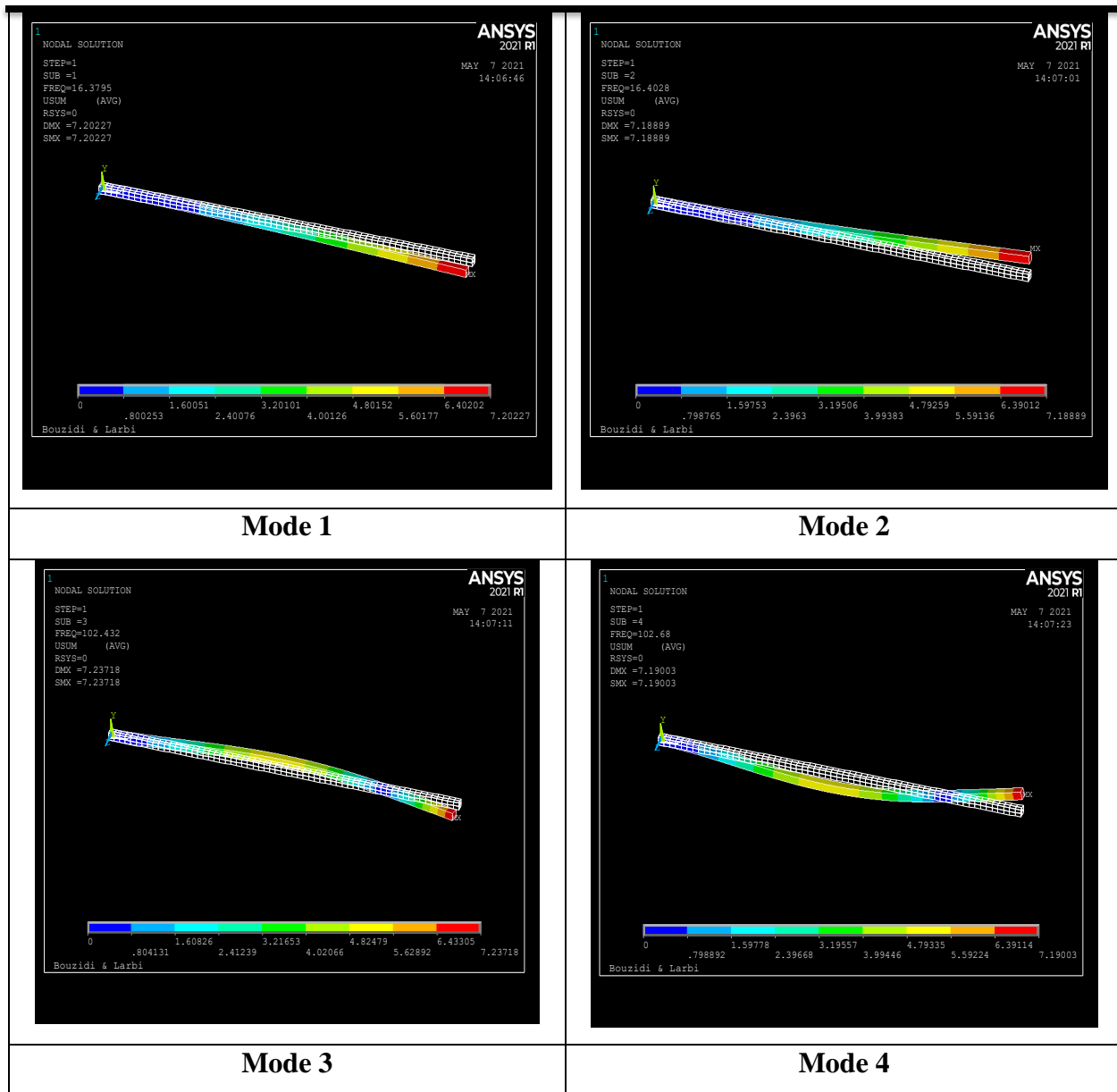


Figure III.12: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation = 60°)

[90]

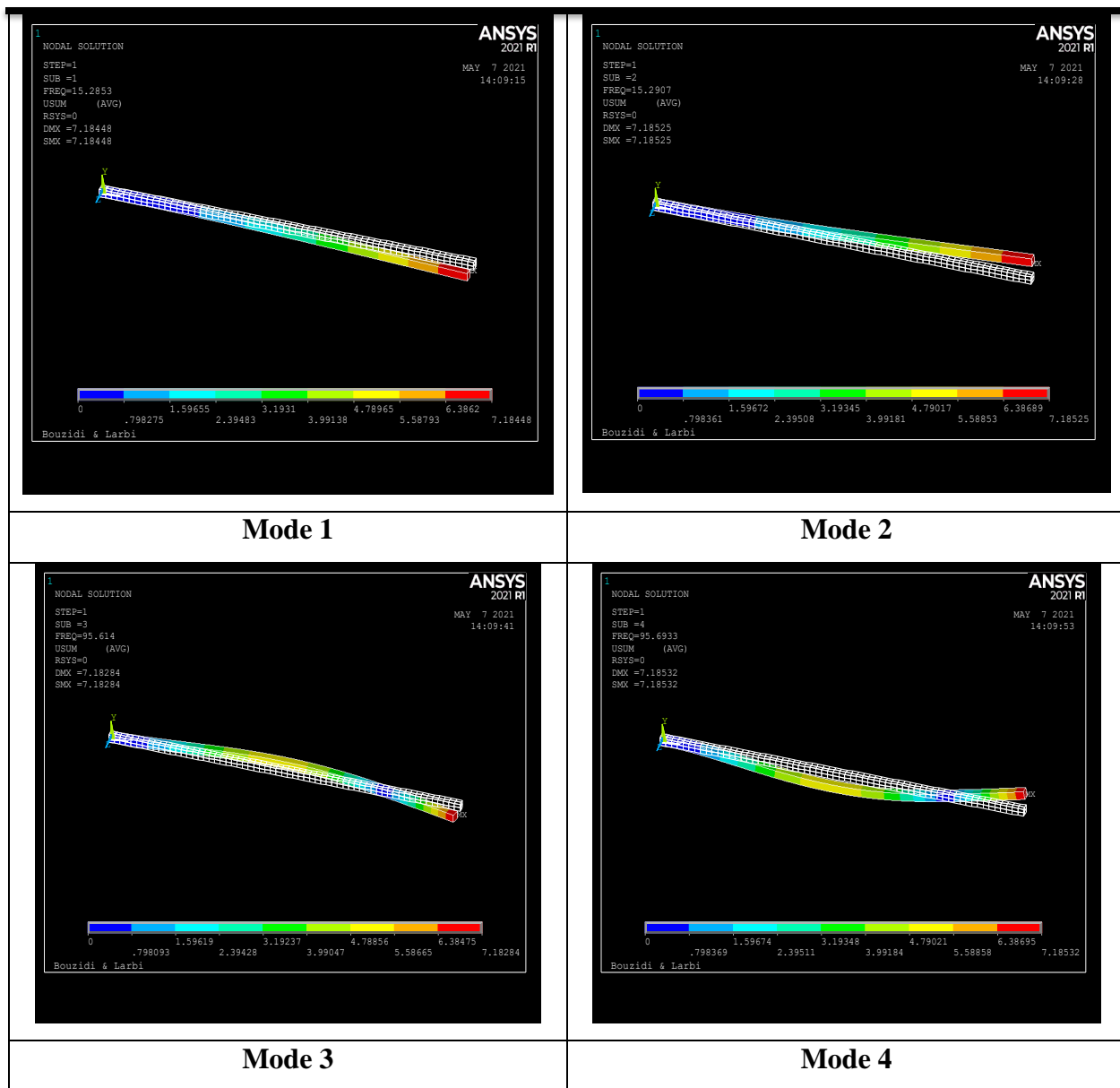


Figure III.13: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Angle d'orientation = 60°)

Le diagramme de la figure III.14 décrit la variation des valeurs des fréquences selon les cas des angles d'orientation des fibres du matériau monocouche de la poutre.

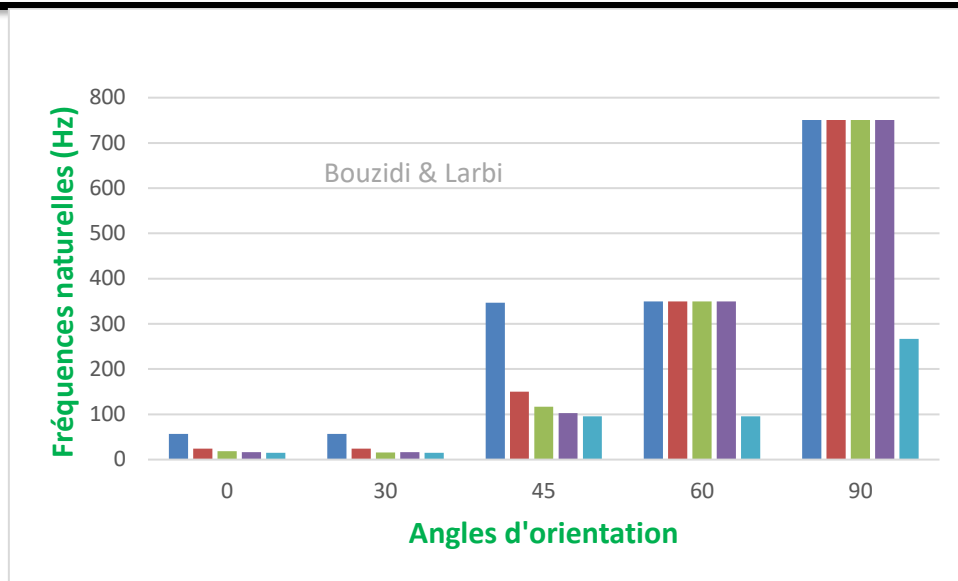


Figure III.14: Diagramme des fréquences de vibration libre de la poutre en fonction des angles d'orientation.

III.4. Effet de nombres des plis sur les modes et les fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en MC

Fréquences (Hz)	Nombres des plis		
	[25]	[25,-25]	[25,25,25]
Mode 1	13.585	13.585	19.965
Mode 2	27.051	27.051	125.06
Mode 3	85.088	85.088	220.71

Tableau III.4 : Fréquences naturelle de vibration libre de la poutre en MC pour déférentes nombres des couches.

[25]

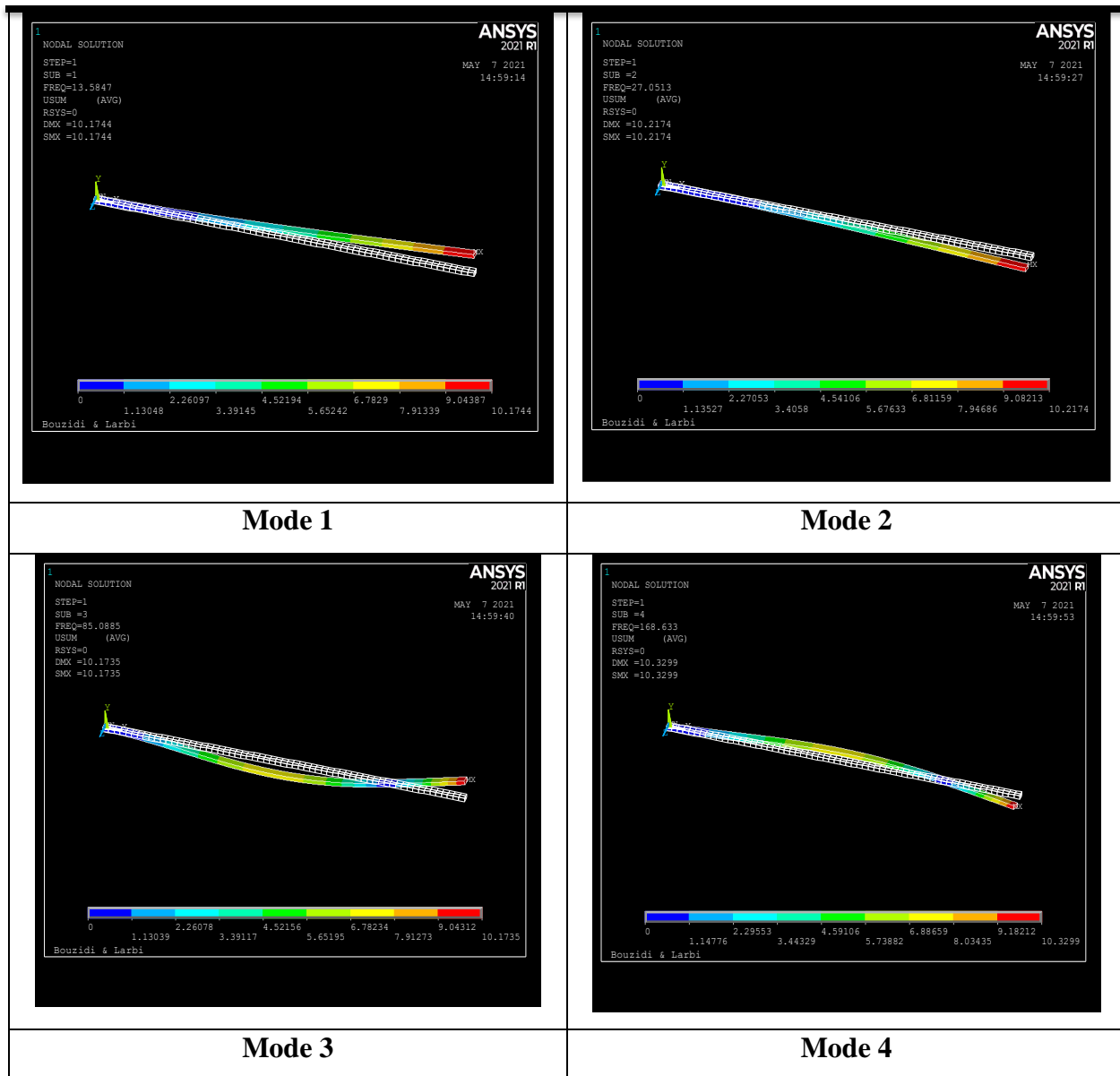


Figure III.15: Formes des modes de vibration libre de la poutre (Une seule couche [25]).

[25,-25]

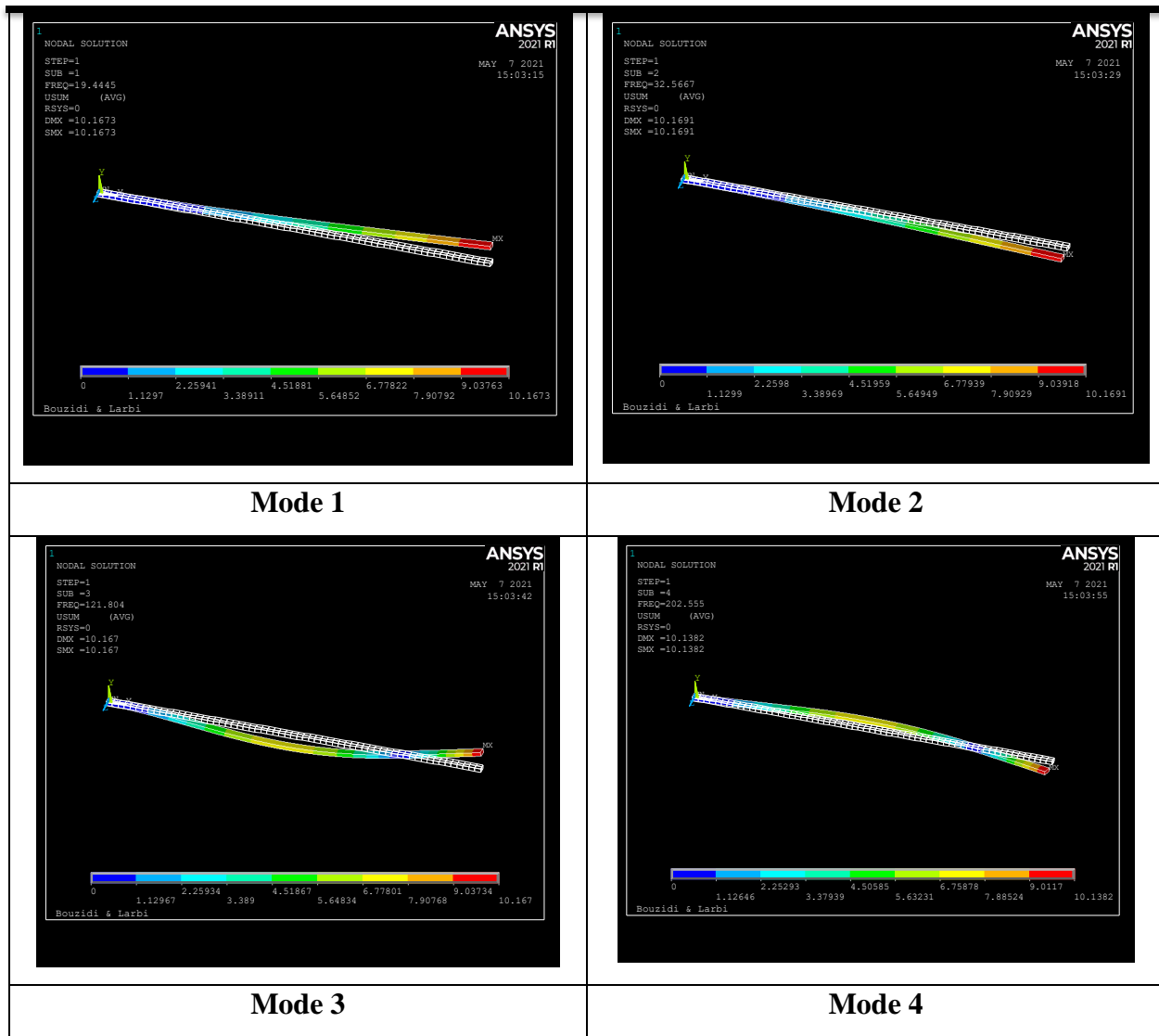


Figure III.16 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Deux couches [25,-25]).

[25,-25,25]

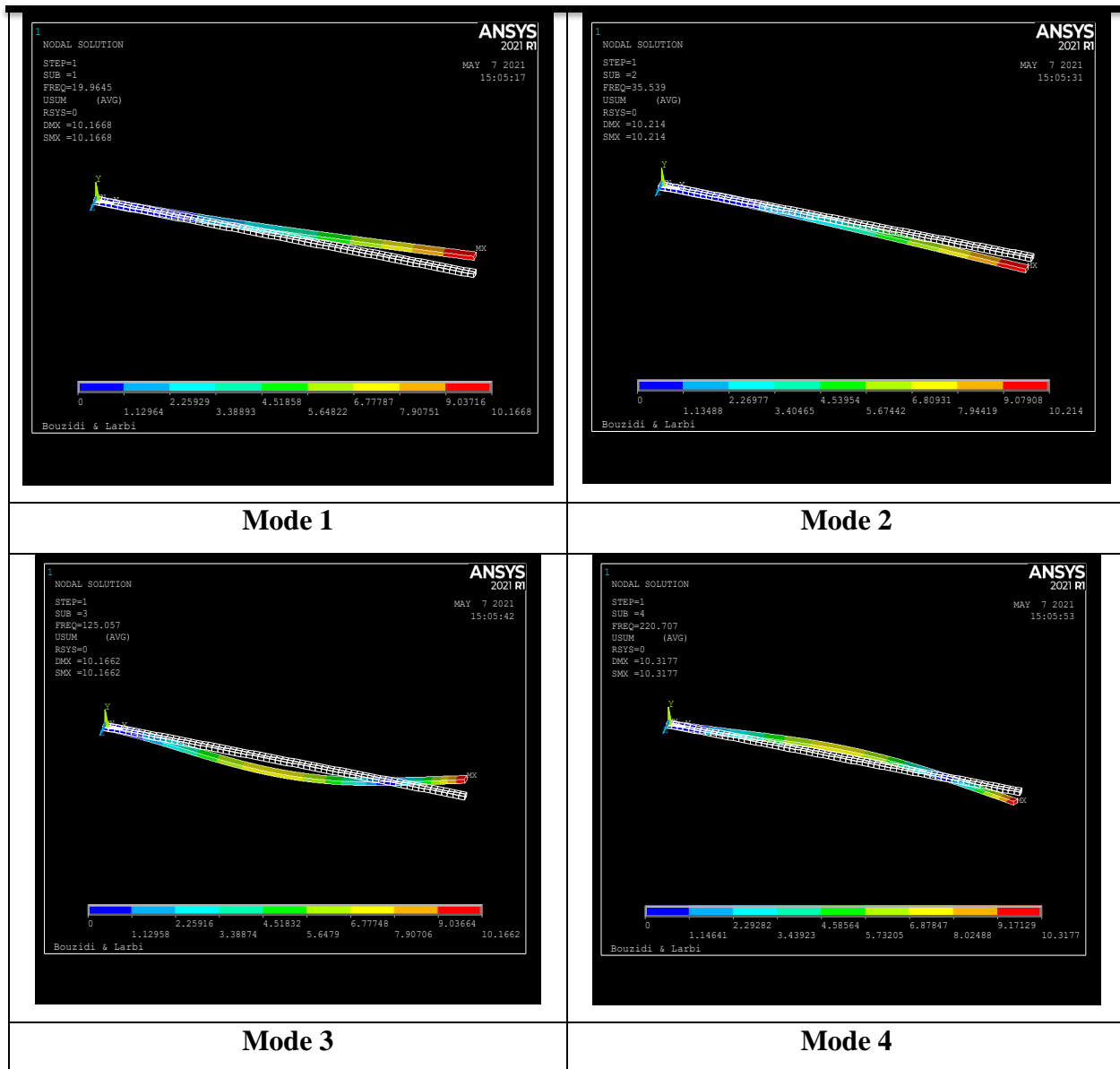


Figure III.17 : Formes des modes de vibration libre de la poutre (Trois couches [25,-25,25]).

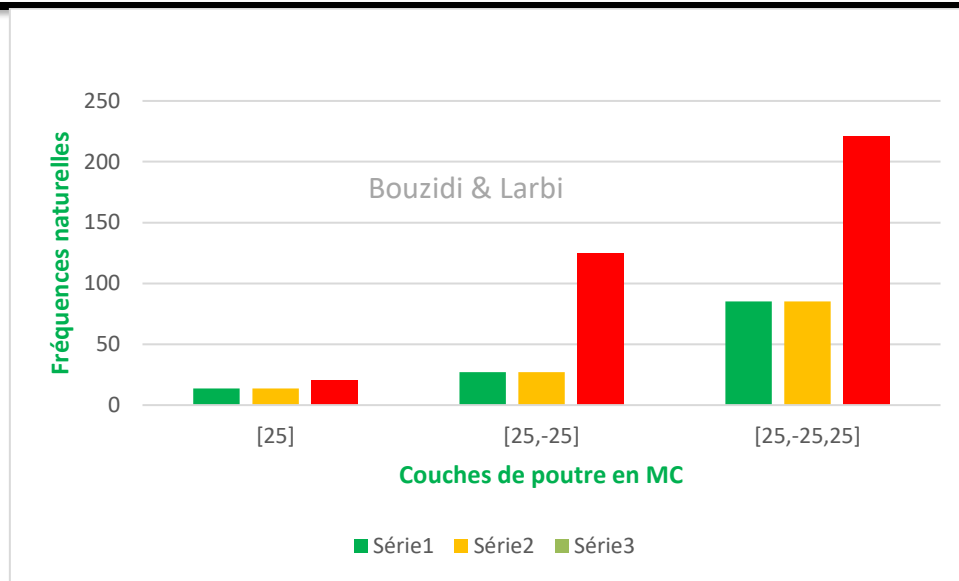


Figure III.17 : Diagramme des fréquences de vibration libre de la poutre en fonction des nombres des couches.

Les matrices des rigidités de la structure varient selon les conditions aux limites considérées par conséquent les formes des modes et les valeurs des fréquences aussi varient [REDDY].

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Conclusion Générale

L'objectif principal de ce travail est d'amener les modes naturelles ainsi que les fréquences de vibration libre des poutres en matériaux composites. Nous avons commencé par une analyse théorique qui expose les matériaux composites stratifiés en termes très généraux leur comportement mécanique, ainsi qu'une amorce sur les vibratoire dynamiques des poutres.

La deuxième partie a été entaillée par une formulation par un élément fini et par un développement. L'analyse a été basée sur un élément rectangulaire à quatre nœuds de type Hermite adapté aux stratifiés.

La dernière partie de ce mémoire a été sainte à un exemple illustratif et une étude paramétrique pour mettre en évidence les effets des orientations des fibres et nombres des couches sur la variation des formes et des fréquences naturelles de vibration libre des poutres.

Résumé

Résumé

Résumé

L'étude présentée dans ce travail est une analyse numérique des vibrations libres des poutres de section carrée et rectangulaires en matériaux composite.

L'analyse a été établie sur un élément volumique (SOLID186,3) à vingt nœuds de type adapté aux stratifié, pour étudier l'influence de certain paramètre, tel que le rapport géométrique, l'orientation des fibres et le nombres des couches sur la variation des fréquences naturelle. Au travers un série d'exemples, les résultats de modélisation numérique sont encensés la littérature dans la variation des modes et des valeurs de vibration libre des structures composés.

Dans la dernière une modélisation dynamique sur une poutre pour amener les modes et les fréquences naturelles de vibration libre.

Mots-clés :

ملخص:

الدراسة المقدمة في هذا العمل عبارة عن تحليل عددي للاهتزازات الحرة للحزم المربعة والمستطيلة في المواد المركبة.

تم إنشاء التحليل على عنصر صلب (SOLID186.3) في عشرين عقدة من النوع المناسب للصفائح، لدراسة تأثير معلومات معينة، مثل النسبة الهندسية ، وتوجيه الألياف وعدد الطبقات على تباين التردد الطبيعي.

من خلال سلسلة من الأمثلة، تم الإشادة بنتائج النمذجة العددية في تباين الأنماط وقيم الاهتزاز الحر للهياكل المركبة. في آخر النمذجة الديناميكية على شعاع لجلب الأوضاع الطبيعية وترددات الاهتزاز الحر.

الكلمات المفتاحية:

Abstract

The study presented in this work is a numerical analysis of the free vibrations of square and rectangular section beams in composite materials. The analysis was established on a solid element (SOLID186.3) at twenty nodes of type suitable for laminate, to study the influence of certain parameters, such as the geometric ratio, the orientation of the fibers and the number of layers on the natural frequency variation. Through a series of examples, the results of numerical modeling are compared with the literature in the variation of the modes and the values of free vibration of the compound structures. In the last one dynamic modeling on a beam to bring the natural modes and frequencies of free vibration.

Key words:

Bibliographie

Bibliographie

BIBLIOGRAPHIE:

- [1] BARDONNET.P,« Résines époxydes(EP) »,Techniques de l'Ingenieur,vol.A3465.
- [2] BENSaid.S, « Contribution a la caractérisation et a la modélisation électromagnétique et thermique des matériaux composites anisotropes », thèse de doctorat, l'université de Nantes, 2006.
- [3] BERREUR.L, MAILLARD.B. d, et NOSPERGER.S, « L'industrie française des
- [4] BERTHELOT.J.-M, « Matériaux composites : Comportement mécanique et analyse déstructures »,1999.
- [5] BERTHELOT.J-M, « Matériaux composites : comportement mécanique et analyse des
- [6] BEWA.H, « Matériaux polymères biodégradables et applications Note de Synthèse »,Direction des Energies Renouvelables, des Réseaux et des Marches Energetiques,p1-16,2006.
- [7] BOUDENNE.A, « Etude expérimental et théorique des propriétés thermo-physiques de matériaux composite a matrice polymère », Université PARISXII,2003.
- [8] CHEVALIER.M,« Phenoplastesouphenols-formols PF »,Techniques de l'Ingénieur, vol.A3435, Germany (1876).
- [9] Glossaire des matériaux composites, Edition CARMA, octobre, 2006.
- [10] GRISARD, L., Modélisation bidimensionnelle de la mise en forme des tôles, Thèse de doctorat en sciences appliquées, Université de Liège, 1993, 383 pages.
- [11] JULES. E.J, « Couplages entre propriétés thermiques, réactivité chimique et viscosité des matériaux composites thermodurcissables en relation avec les conditions de leur élaboration fondée sur l'hystérésis Diélectrique », Ecole nationale supérieure d'arts et metiers,2001.
- [12] KAUSCH.H.-H, HEYMANS.N, PLUMER. C.J, and DECROLY.P, « Matériaux polymères: propriétésmécaniques et physique»,2001.
- [13] Kirchhoff. G. "Vorlesungen uber Mathematico he Physik", Vol.1 B.G. Teubner Leipzig,
- [14] Matériaux Composites », Mémoire de magister, USTO, 2008
- [15] Matériaux composites », Ministère de l'économie des finances et de l'industrie, p1-47,2002.
- [16] MOKADDEM.A, ^ Modélisation du Comportement de L'interface Fibre-Matrice de Matériaux Composites », Mémoire de magister, USTO, 2008.
- [17] MOKADDEM.A, « Modélisation du Comportement de L'interface Fibre-Matrice de
- [18] RENARD.J, « Elaboration, microstructure et comportement des matériaux composites à matrice polymère », Lavoisier, 2005. structures »,4 édition, Lavoisier, 2005.