

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE
CENTRE UNIVERSITAIRE DE TISSEMSILT
INSTITUT DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE
DÉPARTEMENT DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE

Visa du chef de département des
Sciences et de la Technologie
Signature:.....
Date :.....

Analyse statique des plaques stratifiées en matériaux composites

Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme de master académique en
Filière : Génie civil
Spécialité : Structures

Encadreur: Dr. Adim Belkacem
Signature:
Date:

Réalisé par : Ghabi Asmaa.
Signature:
Date:

Membres du jury

Dr. Tabet Mohamed (Président)
Dr. Bourada Fouad (Examineur)
Dr. Adim Belkacem (Encadreur)
Dr. Ouazir Mansour (Invité)

Tissemsilt - 2018/2019



Remerciement

Avant tout nous remercions Allah tout puissant qui nous a donné la bonne santé et le courage, la volonté et la force pour accomplir ce présent travail, merci de nous avoir éclairé le chemin de la réussite.

*J'exprime mes profonds remerciements à mon à mon encadreur **Dr. ADIM Belkacem** pour son encadrement scientifique très riche et le suivi efficace et dynamique, son aide précieuse, sa confiance, ses encouragements, sa patience et son soutien favorable pour l'aboutissement de ce travail.*

Je désire aussi adresser mes remerciements les plus respectueux aux membres de jury, qui m'a fait l'honneur de bien vouloir juger ce travail.

Mes vifs remerciements vont aussi aux membres de ma famille et plus particulièrement mon père et ma mère pour leur soutien et leur encouragement et qu'ils trouvent ici mes profondes reconnaissances.

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude et mes remerciements à la famille du département des Sciences et Technologie du Centre universitaire de Tissemsilt.

Je tiens à remercier aussi mes chers amis nous remercions toutes les personnes qui nous ont aidés ne serait-ce qu'avec un mot d'encouragement.



Je dédie Ce modeste travail :

A mes chers parents Qui m'ont été d'un grand soutien autant matériel que moral et qui n'ont ménagé aucun effort pour me venir en aide, et mes sources d'affectation de courage et d'inspiration

qui a autant sacrifié pour me voir atteindre ce jour, de respect, en témoignage de ma profonde reconnaissance pour tout l'effort et le soutien incessant qui m'a toujours apporté

Je dédie également ce travail À Mon encadreur Dr. Adim Belkacem Et À tous mes enseignants durant mon cycle d'étude universitaire. À Tout mes chers amis : S.Hadoud, S.Zafer, N.Hanchi, S.djakhboub, À Tout mes collègues de promotion de génie civil sans exception

À tous mes frères, mes Sœurs. Qui, m'ont soutenu tout au long du temps réservé à la conception de mon présent mémoire et qui m'ont souhaité bonne chance et bonne réussite mes cousins « Bakhta, Nadia, et Karima » et.

A toute la famille GHABI

A mes chers bébés: Dhiyaadin, Abd Elah et tassnime

A tous ceux qui mes sont chers.

Résumé

La présente recherche consiste à analyser la flexion des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites, en utilisant une nouvelle théorie raffinée d'ordre élevé à quatre variables contre cinq variables dans les autres théories d'ordre élevé.

Parmi les avantages de cette nouvelle théorie : Elle prend en considération l'effet de cisaillement dans le calcul des déformations sans recours à des facteurs de correction de cisaillement et qui donne lieu à une variation parabolique des contraintes de cisaillement suivant l'épaisseur en satisfaisant les conditions de nullité de ces contraintes de cisaillement aux surfaces (supérieure et inférieure) de la plaque.

Les résultats numériques obtenus par la présente théorie de cisaillement d'ordre élevé prédit avec une précision des flèches adimensionnelles et les contraintes normales et tangentielles tout en les comparant avec les autres solutions des théories d'ordre élevé disponibles dans la littérature.

À la lumière des résultats obtenus nous pouvons dire que la présente théorie raffinée de cisaillement d'ordre élevé est précise, simple et efficace pour étudier la flexion des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites.

Mots clés: Matériaux composites, plaque stratifiée, flèche, théorie raffinée d'ordre élevé, Cisaillement transverse.

Abstract

The aim of this research is to study the bending of composite laminates by using a novel high-order four unknown shear deformation theory.

This new refined theory takes into account the effect of transverse shear as well as the parabolic distribution of shear stresses and satisfies the conditions of zero shear stresses in the upper and lower faces of the plate without the aid of shear correction factors.

In the present study, we performed a comparison between the results obtained by the present refined high order theory and the different theories existing in the literature, namely: high order shear deformation plate's theories as well as the exact theory, where a convergence of results from these different theories has been observed.

In the light of this study, it can be concluded that the present refined high-order shear deformation theory is accurate, simple and effective for bending analysis of composite laminated plates.

Keywords: Composite materials, laminated plate, deflection, refined high order theory, transversal shear.

ملخص

الهدف من هذا البحث هو دراسة انحناء الصفائح المركبة باستخدام نظرية جديدة للقصر العرضي باستخدام أربع متغيرات، تأخذ هذه النظرية المكررة الجديدة بعين الاعتبار تأثير القصر العرضي وتضمن توزيع إجهاد القص بشكل قطع مكافئ وتفي بشروط انعدام إجهاد القص عند السطوح (العلوي و السفلي) للصفحة دون الحاجة لمعامل تصحيح القصر العرضي.

أجرينا في هذه الدراسة، مقارنة بين النتائج التي تم الحصول عليها بواسطة النظرية المكررة الحالية والنظريات المختلفة الموجودة في المراجع، وهي: النظريات عالية الترتيب، فضلا عن النظرية الدقيقة، حيث لوحظ تقارب نتائج هذه النظريات المختلفة. في ضوء هذه الدراسة، يمكن القول أن النظرية المكررة الحالية دقيقة وبسيطة وفعالة لتحليل سلوك الانحناء للصفائح المركبة.

الكلمات المفتاحية: المواد المركبة، الصفائح المكسدة، الانحناء، نظرية عالية

الترتيب، القصر العرضي.

Table des matières

REMERCIEMENT	I
DEDICACE.....	II
RESUME.....	III
ABSTRACT	IV
ملخص	V
TABLE DES MATIERES	VI
LISTE DES FIGURES	X
LISTE DES TABLEAUX	XIV
LISTE DES NOTATIONS (ABREVIATIONS)	XVI
INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE I. GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES	3
I.1. INTRODUCTION	3
I.2. LES COMPOSANTS DU MATERIAU COMPOSITE	4
I.2.1. Le renfort (ou bien la fibre)	5
I.2.1.1. Fibres de verre	6
I.2.1.2. Fibres de carbone.....	7
I.2.1.3.Fibres de kevlar (d'aramides).....	9
I.2.1.4.Fibres céramiques.....	11
I.2.1.5. Fibre métallique	12
I.2.1.6. Fibres naturelles.....	13
I.2.1.7. Fibre de silice (ou de quartz).....	14
I.2.1.8. Fibres de polyéthylène de haut module	14
I.2.2. La matrice	14
I.2.2.1.Les matrices organiques (MO)	15
I.2.2.3.Les matrices céramiques (MC).....	20
I.2.2.4.Les matrices métalliques (MM)	20
I.2.3.Les charges et additifs	21
I.2.3.1. Les charges	21
I.2.3.2.Les additifs.....	22
I.3.CLASSIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES	23
I.3.1. Classification suivant la forme des constituants	23
I.3.2. Classification suivant la nature de la matrice	23
I.4.LES DIFFERENTS PROCEDES DE MISE EN ŒUVRE DES MATERIAUX COMPOSITES ...	24
I.4.1.Moulages sans pression	24
I.4.1.1.Moulage au contact:	24
I.4.1.2.Moulage par projection simultanée.....	25
I.4.2.Moulage sous vide	26
I.4.3.Moulage par compression	26
I.4.3.1.Moulage par injection de résine	26
I.4.3.2.Moulage par compression à froid	27
I.4.3.3.Moulage par compression à chaud	28
I.4.3.4.Moulage par injection	28
I.4.4.Moulage en continu	29

I.4.5. Moulage par pultrusion	30
I.4.6. Moulage par centrifugation.....	31
I.4.7. Moulage par enroulement filamentaire	31
I.4.7.1. Principe.....	31
I.4.7.2. Enroulement circonférentiel.....	32
I.4.7.3. Enroulement hélicoïdal	32
I.4.7.4. Enroulement polaire	33
I.4.7.5. Mandrins	33
I.4.7.6. Applications de l'enroulement filamentaire	34
I.4.7.7. Le collage de plaques composites.....	34
I.5. ARCHITECTURE DES MATERIAUX COMPOSITES	35
I.5.1. Monocouches.....	35
I.5.2. Stratifiés.....	35
I.5.2.1. Les différents types des stratifiés.....	36
I.5.3. Sandwichs	37
1.6. LES DOMAINES D'APPLICATION DES COMPOSITES	38
1.6.1. Les composites dans la construction civile.....	38
1.6.2. Les composites dans l'automobile	38
1.6.3. Les composites et la construction électrique	39
1.6.4. Les composites et la construction industrielle	40
1.6.5. Les composites dans les équipements de sports et loisirs.....	40
1.6.6. Les composites et la construction nautique.....	40
1.6.7. Les composites dans l'aéronautique	41
1.6.8. Les composites dans le ferroviaire.....	41
1.6.9. Les composites dans le secteur médical.....	41
I.7. PROPRIETES PHYSIQUES DES COMPOSITES.....	42
I.7.1. Propriétés de masse	42
I.7.2. Propriétés thermiques.....	42
I.7.3. Propriétés hygroscopiques	43
I.7.4. Propriétés chimiques.....	43
I.8. PROPRIETES MECANIQUES DES COMPOSITES.....	43
I.8.1. Déformation élastique.....	43
I.8.2. Relation contraintes-déformations.....	43
I.8.3. Comportement en traction.....	44

I.8.4. Comportement en compression et cisaillement	44
I.9. DURABILITE DES MATERIAUX COMPOSITES	45
I.9.1. Durée d'application de la charge	45
I.9.2. Résistance à la fatigue	45
I.9.3. Effets de l'environnement	45
I.9.4. Température	46
I.9.5. Absorption d'eau	46
I.9.6. Feu	46
I.10. INFLUENCE DE L'ENVIRONNEMENT SUR LE COMPORTEMENT DES COMPOSITES ..	46
I.10.1. La température	46
I.10.2. L'humidité	46
I.10.3. Fluage et corrosion sous contrainte	47
I.11. LES AVANTAGES ET INCONVENIENTS DES MATERIAUX COMPOSITES	47
I.11.1. Avantages des matériaux composites	47
I.11.2. Inconvénients des matériaux composites	47
I.12. CONCLUSION	48
CHAPITRE II. INVESTIGATION SUR LES DIFFERENTES THEORIES DES PLAQUES	49
II.1. INTRODUCTION	49
II.2. DOMAINE D'UTILISATION DES PLAQUES	50
II.3. THEORIES DU COMPORTEMENT MECANIQUE DES MATERIAUX STRATIFIES	50
II.4. LES HYPOTHESES FONDAMENTALES DE LA THEORIE DES POUTRES ET DES PLAQUES	51
II.4.1. Principe de Saint venant	51
II.4.2. Principe de Navier Bernoulli généralisé	51
II.4.3. La théorie classique des plaques minces de Love-Kirchhoff (CPT)	51
II.4.4. Théorie de déformation en cisaillement du premier ordre (First Order Shear Deformation plate Theory FSDPT)	53
II.4.5. La théorie de déformation en cisaillement d'ordre élevé (Higher Order Shear Deformation Plate Theory HSDPT)	54
II.4.6. Revue sur les différents modèles de la théorie d'ordre élevé	56
II.4.7. Théorie de zig-zag	57
II.5. LOI DE COMPORTEMENT	58
II.5.1. Matériau Anisotrope	59
II.5.2. Matériau Monoclinique	60

II.5.3. Matériau Orthotrope	60
II.5.4. Matériau Unidirectionnel ou Isotrope Transverse	61
II.5.5. Matériau Isotrope	61
II.6. CONCLUSION	62
CHAPITRE III. ANALYSE STATIQUE DES PLAQUES STRATIFIEES EN MATERIAUX COMPOSITES	64
III.1. INTRODUCTION.....	64
III.2. LA THEORIE D'ORDRE ELEVE A QUATRE VARIABLES	64
III.3. LES HYPOTHESES DE LA PRESENTE THEORIE	64
III.4. CINEMATIQUES.....	66
III.5. EQUATIONS CONSTITUTIVES	67
III.6. EQUATIONS GOUVERNANTES.....	68
III.7. SOLUTION DE NAVIER DES PLAQUES COMPOSITES STRATIFIEES SIMPLEMENT APPUYEES.....	71
III.7.1. Cas des composites stratifiées à plis croisés (0°/90°) (cross-ply)	71
III.7.2. Cas des composites stratifiées à plis alternées et équilibrés ($\theta^\circ/-\theta^\circ$) (angle-ply)	72
III.8. CONCLUSION.....	74
CHAPITRE IV. VALIDATION ET DISCUSSION DES RESULTATS.....	75
IV.1. INTRODUCTION	75
IV.2. CONCLUSION.....	93
CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES	95
REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES	97

Liste des figures

Figure I.1. Composants du composite	4
Figure I.2. Les Différents Types de Renforts (Bahlouli, 1994)	6
Figure I.3. Fibres de verres sous deux formes (fil, feuille).....	7
Figure I.4. Fibre de carbone sous deux formes (tube, feuille)	7
Figure I.5. Armures classiques de tissus techniques.	9
Figure I.6. Exemples des fibres d'aramides.	10
Figure I.7. Exemples des fibres céramiques.	12
Figure I.8. Fibres de bore.....	12
Figure I.9. Fibres métalliques	13
Figure I.10. Fibres naturelles	13
Figure I.11. Différentes fibres naturelles.	14
Figure I.12. Les Différents Types de Matrices. (Bahlouli, 1994)	15
Figure I.13. Différents types des matériaux composites	23
Figure I.14. Principe du moulage au contact.	24
Figure I.15. Principe du moulage par projection simultanée.....	25
Figure I.16. Moulage sous vide.....	26
Figure I.17. Moulage par injection de résine.	27
Figure I.18. Principe du moulage par compression.....	27
Figure I.19. Moulage par injection.....	29
Figure I.20. Moulage en continu de plaques.....	30
Figure I.21. Moulage en continu de panneaux ondulés.....	30
Figure I.22. Moulage par pultrusion.....	31
Figure I.23. Principe de l'enroulement circonférentiel.	32
Figure I.24. Principe de l'enroulement hélicoïdal.	33

Figure I.25. Enroulement hélicoïdal continu.	33
Figure I.26. Matériau Composite Monocouche. (Bahlouli, 1994).....	35
Figure I.27. Matériau Composite Stratifié.	36
Figure I.28. Matériau Composite Stratifié.....	36
Figure I.29. Du Pli au Stratifié.	37
Figure I.30. Un Stratifié Symétrique.	37
Figure I.31. Matériau Composite Sandwich. (Bahlouli, 1994).....	37
Figure II.1. Géométrie d'une plaque.....	49
Figure II.2. Domaine d'utilisation des plaques.	50
Figure II.3. Cinématique de Kirchhoff-Love.....	52
Figure II.4. Cinématique de Kirchhoff-Love.....	54
Figure II.5. Illustration de la plaque d'ordre élevé (Reddy, 1997)	55
Figure II.6. Champ de déplacement des modèles Zig-Zag (Nguyen, 2004)	58
Figure II.7. Matériau Composite Unidirectionnel.....	61
Figure III.1. Une plaque stratifiée en matériaux composites avec un système de coordonnées (x, y, z).	65
Figure IV.1. Effet de rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée croisée $(0^\circ/90^\circ)_n$ en matériaux composites.	77
Figure IV.2. Effet de rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée alternée $(45^\circ/-45^\circ)_n$ en matériaux composites.....	78
Figure IV.3. Influence de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée croisée $(0^\circ/90^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types de fibres.....	79
Figure IV.4. Influence de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types de fibres.....	80

Figure IV.5. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de verre E.....82

Figure IV.6. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de verre R.82

Figure IV.7. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de carbone HR.83

Figure IV.8. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de carbone HM.....83

Figure IV.9. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de kevlar 49.84

Figure IV.10. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée en matériaux composites pour les fibres de kevlar 49.85

Figure IV.11. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de carbone HM.....85

Figure IV.12. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de carbone HR.86

Figure IV.13. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de verre R.86

Figure IV.14. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de verre E.....87

Figure IV.15. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_x$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.88

Figure IV.16. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_x$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.89

Figure IV.17. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_y$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.89

Figure IV.18. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_y$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.90

Figure IV.19. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{xy}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.90

Figure IV.20. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{xy}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.91

Figure IV.21. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{xz}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.91

Figure IV.22. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{yz}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.92

Figure IV.23. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{xz}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.92

Figure IV.24. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{yz}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.93

Liste des tableaux

Tableau I.1. Différents types de verres filables. (Berthelot, 2005).....	6
Tableau I.2. Propriétés des fibres de Kevlar. (Mechab, 2009)	10
Tableau I.3. Principales différences entre matrices thermoplastique et thermodurcissable. (Boukhabia, 2018)	16
Tableau I.4. Les composites à matrice métallique.	20
Tableau IV.1. Propriétés matérielles des fibres et de la matrice utilisés (Berthelot, 2005)	75
Tableau IV.2. Effet de séquence d'empilement et du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelles \bar{w} d'une plaque carrée et rectangulaire stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_1$ en matériaux composites.	76
Tableau IV.3. Effet de séquence d'empilement et du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelles \bar{w} et les contraintes de cisaillement d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_1$ en matériaux composites	76
Tableau IV.4. Effet de séquence d'empilement et le rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelles \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_n$ en matériaux composites.....	77
Tableau IV.5. Effet de séquence d'empilement et le rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelles \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_n$ en matériaux composites.....	78
Tableau IV.6. Effet de séquence d'empilement et le rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche \bar{w} et les contraintes de cisaillement d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_n$ et $(45^\circ/-45^\circ)_n$ en matériaux composites	Erreur ! Signet non défini.
Tableau IV.7. Effet de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types de fibres.	79
Tableau IV.8. Effet de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types de fibres.....	80
Tableau IV.9. Effet de rapport d'aspect a/b et l'effet d'angle d'orientation $(0^\circ/90^\circ)_4$ et $(\theta^\circ/-\theta^\circ)_n$ sur la variation de la flèche adimensionnelles \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les différents types fibres.....	81

Tableau IV.10. Effet de rapport d'aspect a/b et l'effet d'angle d'orientation $(0^\circ/90^\circ)_4$ ou $(\theta^\circ/-\theta^\circ)_4$ sur la variation de la flèche adimensionnelles \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les différents types fibres.....84

Tableau IV.11. L'effet d'angle d'orientation $(45^\circ/-45^\circ)_4$ et sur la variation de les contraintes $\bar{\sigma}_x$ $\bar{\sigma}_y$ $\bar{\tau}_{xy}$ $\bar{\tau}_{xz}$ $\bar{\tau}_{yz}$ d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les différents types fibres.88

Liste des notations (abréviations)

a	Longueur de la plaque
b	Largeur de la plaque
h	L'épaisseur de la plaque
E	Module de Young
E_{11}	Module de Young longitudinal
E_{22}	Module de Young transversal
G_{12}, G_{13}, G_{23}	Module de cisaillement
ν	Coefficient de Poisson
E_c	Module d'élasticité du composite.
E_f	Module d'élasticité des fibres.
E_m	Module d'élasticité de la matrice
G	Module de cisaillement transverse
u, v, w	Les déplacements suivant les directions x, y et z .
u_0, v_0	Les composantes du champ de déplacement sur le plan moyen de la plaque
$f(z)$	Fonction de gauchissement (fonction de cisaillement transverse)
$f'(z)$	La première dérivée de la fonction de gauchissement par rapport à z
$\Psi(z)$	Est une fonction dérivée de cisaillement transverse caractérisant les théories correspondantes.

\bar{w}	La flèche adimensionnelle,
$\bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y, \bar{\sigma}_z$	Contraintes normales suivant les directions x, y et z
$\bar{\tau}_{xy}, \bar{\tau}_{xz}, \bar{\tau}_{yz}$	Contraintes de cisaillement
$\varepsilon_x, \varepsilon_y$	Déformations dans les directions x et y,
$\gamma_{xy}, \gamma_{xz}, \gamma_{yz}$	Déformations de distorsion
$\delta u_0, \delta v_0, \delta w_b, \delta w_s$	Champ virtuel de déplacement
w_b	Composante de la flèche due à la flexion
w_s	Composante de la flèche due au cisaillement
N_x, N_y, N_{xy}	Efforts normaux de membrane
M_x^b, M_y^b, M_{xy}^b	Moments de flexion pure
M_x^s, M_y^s, M_{xy}^s	Moments de flexion supplémentaire due au cisaillement transverse
K_x^b	Courbure de flexion suivant x
K_x^s	Courbure de cisaillement suivant x
K_y^b	Courbure de flexion suivant y
K_y^s	Courbure de cisaillement suivant y
K_{xy}^b	Courbure de flexion suivant xy
K_{xy}^s	Courbure de cisaillement suivant xy
S_{yz}^s, S_{xz}^s	Effort de cisaillement pur,

n, m	Nombres de modes,
A_{ij}	Termes de rigidité en membrane de la plaque
B_{ij}	Termes de rigidité de couplage de la plaque
D_{ij}	Termes de rigidité de flexion de la plaque
$A_{ij}^s, B_{ij}^s, D_{ij}^s, H_{ij}^s$	Sont des termes de rigidité de la plaque en cisaillement
Q_{ij}	Les coefficients de rigidité
\bar{Q}_{ij}	Les coefficients de rigidité en fonction de l'orientation des fibres
CFRP	plaque composite à base de fibre de Carbone
KFRP	plaque composite à base de fibre de Kevlar
GFRP	plaque composite à base de fibre de verre



Introduction générale

Introduction générale

La science des matériaux et structures vit depuis deux décennies une évolution profonde. Intégrant la compréhension de la formation des microstructures et des relations entre microstructures et propriétés mécaniques, s'appuyant sur un développement récent de la modélisation et de méthodes expérimentales de pointe, on s'approche maintenant du stade de conception de « matériaux sur mesure

Un "matériau composite" est constitué de l'assemblage de deux matériaux ou plus de nature différente ; se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément. Il est constitué d'une matrice et d'un renfort, constitué de fibres. La matrice est elle-même composée d'une résine (polyester, époxy, etc....), généralement un rôle mécanique est de fournir une certaine cohésion entre les différents éléments de renfort et ainsi joue le rôle de « ciment » en assurant un minimum d'homogénéité à l'ensemble. Le renfort apporte au matériau composite ses performances mécaniques élevées, alors que la matrice permet de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis des agressions extérieures (Berthelot, 1996). Le mélange entre eux est réalisé par polymérisation (réaction chimique).

Les composites stratifiés sous forme de plaques ou de poutres constituent un sujet de recherche important, suite à leur utilisation croissante en construction, et la tendance permanente vers une meilleure optimisation de résistance et de rigidité, ils sont des éléments structuraux qui couvrent un large éventail de besoins industriels. Leurs utilisations nécessitent la mise en œuvre d'outils performants indispensables à la modélisation de leur comportement mécanique et au dimensionnement de structures pour lesquelles ils sont utilisés (Dufort, 2000).

Les matériaux composites sont donc, hétérogènes. L'utilisation de ces matériaux depuis quelque décennie dans l'industrie prouve leur efficacité et leur résistance.

Parmi les avantages :

- ✓ La légèreté ;
- ✓ La maintenance réduite et liberté de forme, augmentent la durée de vie des équipements qui le composent, grâce à leur résistance mécanique et chimique.

L'inconvénient des matériaux composites c'est qu'ils présentent un changement brusque des caractéristiques au niveau de l'interface à cause de fortes concentrations des contraintes entre les deux constituants différents. Cette concentration est due principalement à l'incohérence entre les deux composants provoquant l'augmentation du coefficient de dilatation. En conséquence, le matériau

composite peut subir soit le décollement soit la rupture causée par le cisaillement transversal inter laminaire.

Dans le premier chapitre nous présentons des généralités sur les matériaux composites (définition, une description de leurs types, leurs composition, leurs structures, les procédés de fabrication, les domaines d'application et finalement leurs avantages et leurs inconvénients).

Le deuxième chapitre est consacré à la présentation des différentes théories des plaques qui servent à analyser le comportement des plaques à savoir : La théorie classique des plaques CLPT, la théorie du premier ordre FSDPT, la théorie d'ordre élevé HSDPT et la théorie zig-zag. Ces théories sont employées dans la littérature pour la modélisation analytique ou numérique des composites.

Au troisième chapitre une étude analytique de la flexion des plaques stratifiées en matériaux composites en utilisant une nouvelle théorie raffinée d'ordre élevé à quatre variables. Basant sur cette théorie d'ordre élevée on présente la formulation mathématique qui nous aide à résoudre le problème posé : champ du déplacement les déformations, les équations constitutives, ces derniers sont obtenus en utilisant le principe des travaux virtuels, d'où, les flèches adimensionnelles et les contraintes normales et tangentielles sont obtenues par la solution de Navier.

Afin de valider notre théorie présentée dans le troisième chapitre cité précédemment, des études comparatives sont largement détaillées dans le quatrième chapitre ensuite une étude paramétrique a été présentée pour déterminer les différents facteurs qui influents sur la flexion des plaques stratifiées en composites. Où Les résultats sont obtenus en utilisant le programme Maple, ce dernier est un logiciel qui aide à la résolution des problèmes mathématiques grâce à des fonctions permettant de résoudre des équations typiques (dérivées, intégrales...etc.).

Enfin, nous terminons notre travail par une conclusion générale construite avec les résultats obtenus à l'aide de la présente méthode et permet de souligner son efficacité pour l'analyse du comportement des plaques stratifiées en matériaux composites, et nous tirons quelques perspectives pour les travaux futurs



***Généralité sur les
matériaux
composites***

Chapitre I. généralités sur les matériaux composites

I.1. Introduction

Le matériau composite est un matériau solide, constitué par l'association à l'échelle microscopique de plusieurs matériaux aux caractéristiques complémentaires (Pastore, 1996). Cela permet d'associer un ensemble de propriétés mécaniques ou physiques qu'il serait impossible à obtenir avec les composants pris de façon isolée. Un matériau composite est donc un assemblage d'au moins de deux matériaux non miscibles (mais ayant une forte capacité d'adhésion). Le matériau ainsi constitué possède des propriétés que les éléments constitutifs seuls ne possèdent pas. Il a des qualités qui se combinent avec synergie pour réaliser des propriétés particulières en réponse à un besoin bien spécifié. Les plus répandus et possédant des propriétés mécaniques exceptionnelles sont ceux constitués de deux phases : La matrice et les renforts. (Dorlot, 1986) ainsi une résine chargée de fibres de carbone possède une résistance à la traction plus importante que la résine seule. Au contraire, les fibres seules n'auraient pas de cohésion entre elles, par exemple un bloc de graphite présenterait un mauvais comportement en traction ou en cisaillement. On distinguera ici deux types de composites :

- ✓ Les matériaux à fibres continues ou laminés ;
- ✓ Les matériaux à phases dispersées (fibres discontinues ou charges, de nature minérale ou organique, dispersées dans une matrice (Hermès, 1995))

A l'opposé des matériaux traditionnels, le composite sait s'adapter aux exigences de conception alors qu'une conception traditionnelle découle habituellement des propriétés des matériaux constitutifs.

Les composites entrent aujourd'hui dans pratiquement tous les domaines d'applications possibles : Piscines, bassins, bâtiments, les transports aériens, maritime, routier, ferroviaire, sports et loisirs. Les principales caractéristiques et propriétés des matériaux composites sont :

- ✓ Gain de masse ;
- ✓ Résistance et rigidité spécifique élevée ;
- ✓ Bonne tenue en fatigue ;
- ✓ Absence de corrosion,
- ✓ Pas de zone de plastification : comportement linéaire ;
- ✓ Bonne tenue aux agressions chimiques et naturelles (UV).

Selon les performances, on distingue deux types de composites : les composites grandes diffusions (GD) et les composites hautes performances (HP). Les GD ont des propriétés mécaniques plutôt faibles mais d'un coût compatible avec une production en grande série. Ils représentent 95% des

composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort avoisinant 30%. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'existe pas ou n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters (95% des résines thermodurcissables) avec des fibres de verre (plus de 99% des renforts utilisés !). Renforts et matrices sont à des coûts voisins. Les HP, principalement utilisés dans l'aéronautique, sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux GD.

Il faudra toujours tenir compte du fait que l'élaboration de la structure est liée à celle du matériau. Pour les pièces travaillantes, on utilisera plutôt des composites à fibres longues et à matrice organique et pour les garnitures, capotages on utilisera des plastiques renforcés (Berthelot, 2005),(Sallai, 2011)

I.2. Les composants du matériau composite

Les matériaux composites unidirectionnels sont définis comme un arrangement parallèle de fibres noyées dans une matrice. Les principales phases élémentaires et les facteurs d'échelle entre chaque élément sont illustrés sur la figure (I.1)

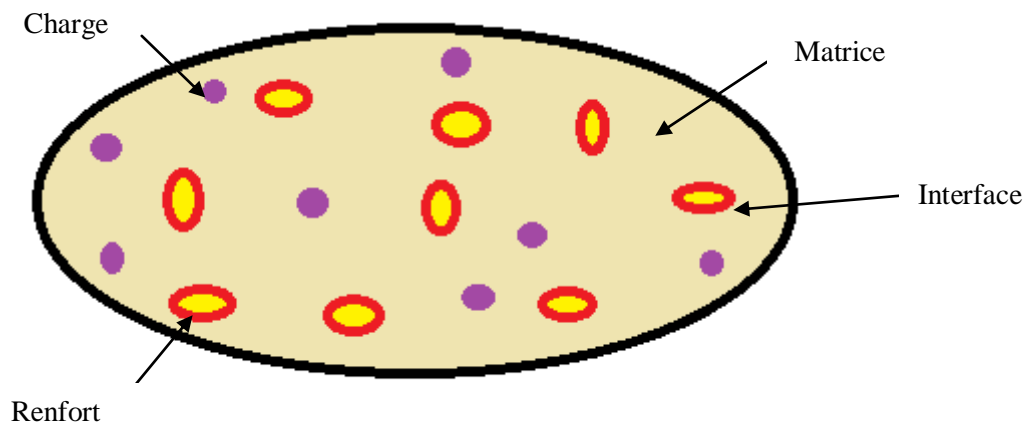


Figure I.1. Composants du composite

Le matériau composite est constitué d'une protection appelée "matrice" et de l'ossature appelée "renfort". Les renforts fibreux sont disposés de façon judicieuse dans la matrice qui conserve leur disposition géométrique et leur transmet les sollicitations (Berthelot, 1996)

1) Le renfort : armature, squelette, assure la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité). Souvent de nature filamentaire (des fibres organiques ou inorganiques).

2) La matrice : assure la cohésion de la structure, la transmission des efforts vers le renfort et la protection chimique. Elle est généralement constituée d'une matière plastique (résine thermoplastique ou thermodurcissable).

3) L'interface: Entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée "interface". Cette zone assure la compatibilité renfort-matrice, qui transmet les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif.

4) Les charges et additifs : sont incorporés dans un matériau composite pour :

- ✓ Modifier la couleur;
- ✓ Modifier sensiblement les propriétés mécaniques ou thermiques;
- ✓ Réduire le coût ;
- ✓ Améliorer la résistance au feu;
- ✓ Diminuer le retrait;
- ✓ Faciliter le démoulage ;
- ✓ Améliorer la résistance au vieillissement ;
- ✓ Modifier la densité du matériau.(Sallai, 2011)

I.2.1. Le renfort (ou bien la fibre)

Le renfort est le squelette supportant les efforts mécaniques. Son rôle principal est d'assurer la résistance mécanique du matériau composite. Il se présente sous plusieurs formes : fibres courtes (mat) ou fibres continues (tissus ou textures multidirectionnelles) en fonction de l'usage et la fonction envisagée. Les fibres présentent une bonne résistance à la traction mais une résistance à la compression faible. Les renforts fibreux peuvent être continus : Unidirectionnels(UD), Tissus...et discontinus: Mats, Feutres ...Leur nature peut être : Verre E ou R, Aramide, Carbone, Bore, Carbure de silicium. Parmi les fibres les plus utilisés (figure I.2), on peut citer :

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

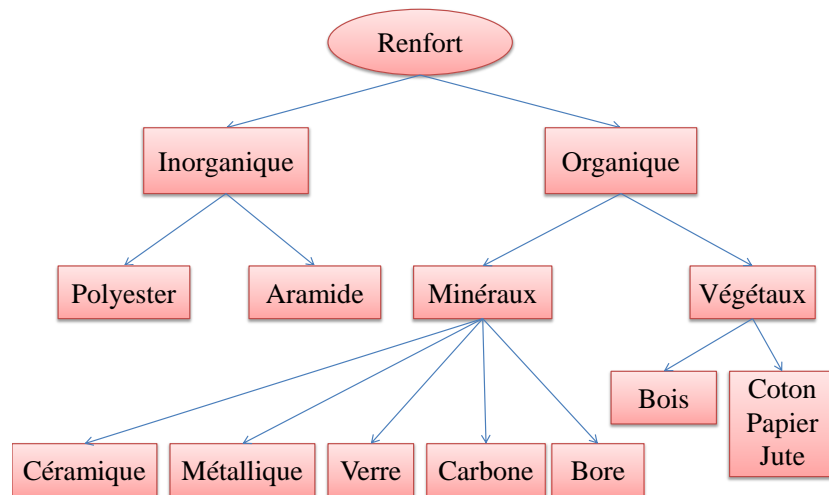


Figure I.2. Les Différents Types de Renforts (Bahlouli, 1994)

I.2.1.1. Fibres de verre

Les fibres de verre sont un filament de verre extrêmement fin. Par extension, les matériaux composites renforcés de cette fibre sont généralement associés à des polymères. Ils sont utilisés dans les bâtiments et infrastructures (notamment dans les piscines) (29%), les transports (30%), l'électricité (16%), les sports et loisirs (14%) et pour les équipements industriels (11%). Leur coût de production est peu élevé, ce qui en fait l'une des fibres les plus utilisées à l'heure actuelle. Elle permet par exemple un allègement des structures d'environ 30% par rapport à l'acier et une réduction de poids en améliorant les performances, pour un prix compétitif : on peut en faire une fabrication en séries. Parmi ses propriétés ; l'inertie chimique, la résistance au choc, l'isolation, etc. Il existe une multitude de fibres de verre (Tableau I.1) dont les propriétés dépendent de leur composition. Actuellement, trois types de fibres de verre sont commercialisés sous forme de fils. Ce sont les variétés E, S et R. (Sallai, 2011)

La fibre de verre, utilisée pour fabriquer de nombreux matériaux composites armés, existe partout autour de nous. Ce sont des matériaux hautement résistants qui aident à réduire le poids des matériaux, tout en améliorant leur performance.

Tableau I.1. Différents types de verres filables. (Berthelot, 2005)

Type	Caractéristiques générales
E	À usage général ; bonnes propriétés électriques
D	Hautes propriétés diélectriques
A	Haute teneur en alcali
C	Bonne résistance chimique
R, S	Haute résistance mécanique



Figure I.3. Fibres de verres sous deux formes (fil, feuille)

I.2.1.1.1. Avantages des fibres de verre

- ✓ Bonne résistance spécifique (pour le verre R) ;
- ✓ Une bonne adhérence entre fibres et résines ;
- ✓ Tenue à la température élevée ;
- ✓ Incombustibilité ;
- ✓ Dilatation et conductivité thermique faible ;
- ✓ Bon rapport de performances mécaniques/prix ;
- ✓ Bonnes propriétés diélectriques.

I.2.1.1.2. Handicaps des fibres de verre

- ✓ Faible module (par rapport au carbone ou aramide),
- ✓ Vieillissement au contact de l'eau.

I.2.1.2. Fibres de carbone

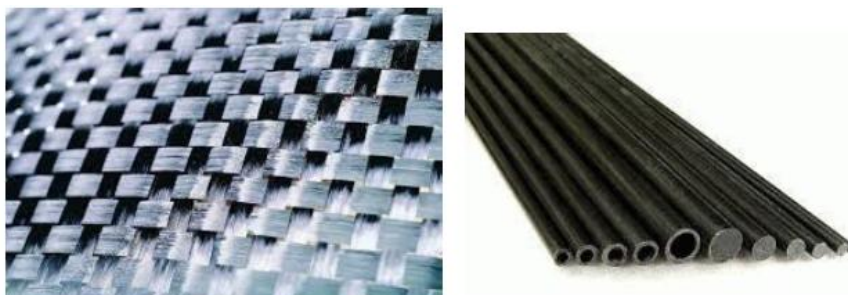


Figure I.4. Fibre de carbone sous deux formes (tube, feuille)

Sont des matériaux constitués de fibres extrêmement fines (figure I.4), composés principalement d'atomes de carbone.

Il existe deux types de fibres, celles à haute résistance (3 000 MPa) issues d'une mise en œuvre par carbonisation, celles à haut module (400 000 MPa) issues d'une fabrication par graphitisation. Les fibres de carbone sont fabriquées à partir du poly acrylonitrile. Les principales étapes de cette fabrication sont un étirage (orientation), une oxydation, une carbonisation et, pour obtenir une fibre à haut module, une graphitisation.

La fabrication des fibres de carbone fait appel à une technologie très délicate. En effet, les caractéristiques de la fibre obtenue en fin de processus dépendent, non seulement de la qualité de la fibre poly acrylonitrile de départ (ou précurseur), mais également du déroulement précis et rigoureux de chaque étape du procédé de fabrication dont le schéma est le suivant :

- ✓ Fabrication de précurseur (PAN) ;
- ✓ Étirage (orientation) ;
- ✓ Oxydation(220°C) dans l'air sous tension ;
- ✓ Carbonisation 1500°C sous atmosphère inerte fibres de carbone haute résistance (HR);
- ✓ Graphitisation 3000 °C sous atmosphère inerte fibres de carbone haut module (HM).

Les caractéristiques des fibres obtenues sont :

- ✓ Pureté : 99 % de carbone ;
- ✓ Masse volumique : 2.10 à 2.20 g/cm³ ;
- ✓ Résistance traction : 2500 à 3000 MPa ;
- ✓ Module en traction : environ 500 GPa.

Il existe deux types de carbones : carbone de haute ténacité (HT) et carbone de haut module (HM).

Les fibres de carbone ont une très bonne tenue thermique et un très faible coefficient de dilatation ($-0.7 \cdot 10^{-6} \text{m/C}^\circ$). Les fibres sont inertes à température ambiante et vis-à-vis de la plupart des agents chimiques (Sallai, 2011)

Les mèches de carbone sont caractérisées par leur nombre de filaments défini par une unité conventionnelle le k (1 millier de filaments correspond à un k).

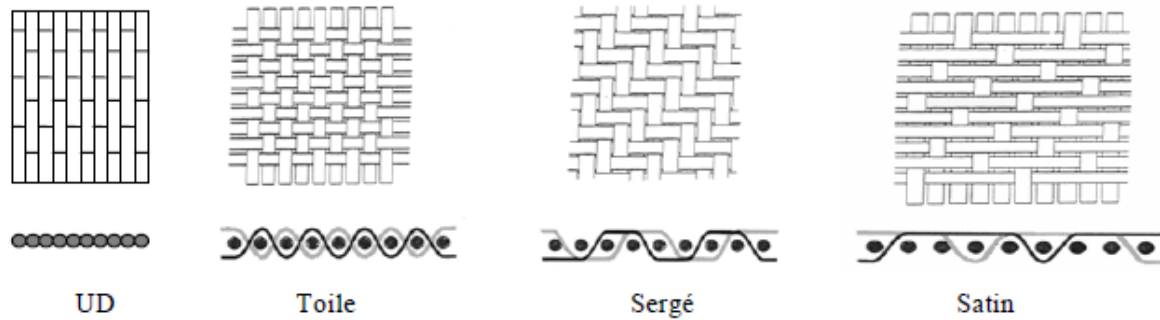


Figure I.5. Armures classiques de tissus techniques.

I.2.1.2.1. Avantages des fibres de carbone

- ✓ Excellentes propriétés mécaniques ;
- ✓ Très bonne tenue en température (non oxydante) ;
- ✓ Dilatation thermique nulle ;
- ✓ Bonne conductibilité thermique et électrique ;
- ✓ Bonne tenue à l'humidité ;
- ✓ Usinage aisé ;
- ✓ Faible densité.

I.2.1.2.2. Handicaps des fibres de carbone

- ✓ Prix très élevé ;
- ✓ Précautions à prendre dans la mise en œuvre (fibre cassantes) ;
- ✓ Tenue limitée aux chocs et à l'abrasion ;
- ✓ Difficile avec les résines ;
- ✓ Mauvais comportement chimique avec ;
- ✓ Oxygène : 400°C ;
- ✓ Acides oxydants chaud ;
- ✓ Métaux corrosion galvanique.

I.2.1.3. Fibres de kevlar (d'aramides)

Le mot aramide vient de la contraction d'Aromatique-polyamide. Les fibres d'aramide sont constituées de filaments jaunes continus d'un diamètre de l'ordre de 12 μm assemblés en fils (figure I.6). Elles sont des fibres synthétiques qui résistent bien à la chaleur et ont de bonnes propriétés mécaniques. Elles sont utilisées dans les protections balistiques comme la confection de gilets pare-balles. (Sallai, 2011)

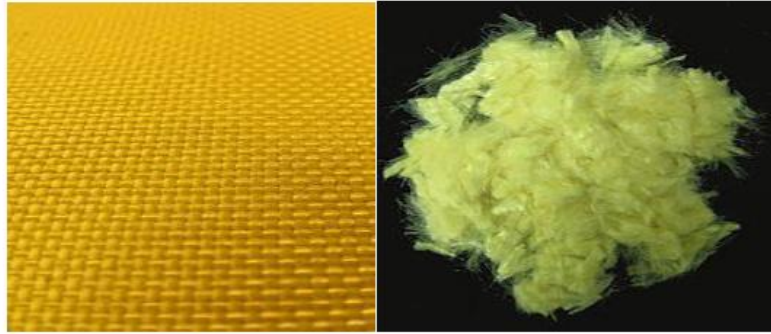


Figure I.6. Exemples des fibres d'aramides.

Il existe trois types de fibres Kevlar :

- ✓ Fibres Kevlar 29(BM : à bas module d'élasticité) ;
- ✓ Fibres Kevlar 49(HM : à haut module d'élasticité) ;
- ✓ Fibres Kevlar 149(UHM : à ultra-haut module d'élasticité).

Les propriétés physiques et mécaniques de ces deux types de fibres sont représentées dans le tableau I.2.

Tableau I.2. Propriétés des fibres de Kevlar. (Mechab, 2009)

Propriétés en traction	Kevlar 49	Kevlar 29
R_T (MPa)	3000	2700
E_{0T} (MPa)	120000 à 130000	60000
A_R (%)	2.1	4
Masse volumique (g / cm ³)	1.45	1.44

Où :

R_T : Résistance à la rupture ;

E_{0T} : Module de Young ;

A_R : l'allongement à la rupture.

Du point de vu dilatation, le Kevlar présente la même particularité dans le sens des fibres que celle du carbone.

Les fibres d'aramide présentent un bon équilibre de résistance et de module en traction et, en particulier, une excellente résistance spécifique à la rupture en traction. Les fibres d'aramide ont des caractéristiques médiocres en compression qui sont probablement une des conséquences de leur faible adhérence à la résine. Un des reproches que l'on fait aussi à la fibre aramide, est la difficulté rencontrée pour découper les renforts secs et pour poncer et percer les pièces composites (Ashby, 1991), (Sallai, 2011)

I.2.1.3.1. Les avantages des fibres d'aramide

- ✓ Bonne résistance spécifique à la traction ;
- ✓ Faible densité. (1.45) ;
- ✓ Dilatation thermique nulle;
- ✓ Absorption des vibrations, amortissement;
- ✓ Excellente résistance aux chocs et à la fatigue;
- ✓ Bon comportement chimiques vis à vis des carburants;
- ✓ Prix moyen 2 à 3 fois moins cher que les fibres de carbone;
- ✓ Matériau non conducteur.

I.2.1.3.2. Les inconvénients des fibres d'aramide

- ✓ Prix élevé;
- ✓ Faible tenue en Pression;
- ✓ Reprise d'humidité importante (4%) étuvage avant imprégnation;
- ✓ Faible adhérence avec les résines d'imprégnation;
- ✓ Sensibilité aux UV;
- ✓ Usinage difficile;
- ✓ Tenue au feu, (décomposition à 400°C).

I.2.1.4. Fibres céramiques

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renforts et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée Entre 500°C et 2 000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions. Quelques exemples de fibres céramiques :

- ✓ Fibres de Carbure de Silicium ;
- ✓ Fibres de Bore;

- ✓ Fibres de Bore carbure de silicium. (Boukhabia, 2018)

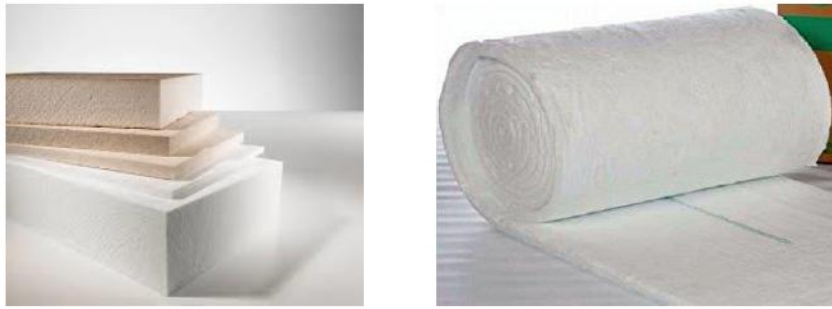


Figure I.7. Exemples des fibres céramiques.

I.2.1.4.1. Fibres de Bore

Il s'agit de gros filaments (diamètre : $d \geq 100 \mu\text{m}$) formés d'une âme en tungstène ou en carbone de $10 \mu\text{m}$ recouverte d'une couche de bore d'épaisseur $40 \mu\text{m}$. (Sallai, 2011)



Figure I.8. Fibres de bore

I.2.1.5. Fibre métallique

Elles sont les plus chères de toutes, en raison de leur difficulté de fabrication (de l'ordre de 1000 euros/kg). C'est la fibre la plus utilisée dans les applications hautes performances en aéronautique, en construction industrielle et dans les sports et loisirs. Très fortement orientées, les microstructures des fibres de carbone donnent une importante rigidité et résistance des fibres dans la direction longitudinale que dans la direction transversale.

La fibre de carbone se compose des fibres extrêmement fines, d'environ 5 à $10 \mu\text{m}$ de diamètre, et elle est composée principalement d'atomes de carbone. Ceux-ci sont agglomérés dans des cristaux microscopiques qui sont alignés plus ou moins parallèlement à l'axe long de la fibre. L'alignement des cristaux rend la fibre extrêmement résistante pour sa taille. Plusieurs milliers de fibres de carbone sont enroulées ensemble pour former un fil, qui peut être employé tel quel est ou tissé.

Ces fibres sont fabriquées pour atteindre de plus hautes résistances en traction, mais ceci est fait au dépend de leurs capacités de déformations faibles. Les fibres de carbone peuvent aussi être très conductrices de chaleur et d'électricité, ce qui peut être un avantage ou un désavantage, selon le point de vue du concepteur. (Adim, 2016a)



Figure I.9. Fibres métalliques

I.2.1.6. Fibres naturelles

Les fibres naturelles sont des substances filamenteuses issues de végétaux et d'animaux ou minéral, susceptibles d'être filées pour fabriquer des fils et des cordes. Elles sont tissées, tricotées ou tressées pour confectionner des textiles indispensables à la société.



Figure I.10. Fibres naturelles

On peut subdiviser les fibres naturelles en trois grands groupes selon leur origine (figure I.11) :

1) Les fibres végétales qui comprennent :

- ✓ Des fibres provenant des poils séminaux de graines (coton, kapok);
- ✓ Les fibres libériennes extraites de tiges de plantes (lin, chanvre, jute, ortie);
- ✓ Les fibres extraites de feuilles (sisal), de troncs (palmier), d'enveloppes de fruits (noix De coco).

2) Les fibres animales qui proviennent des poils, telles que la toison animale, et des sécrétions telles que la soie ;

3) Les fibres minérales telles que l'amiante.(Adim, 2016a)

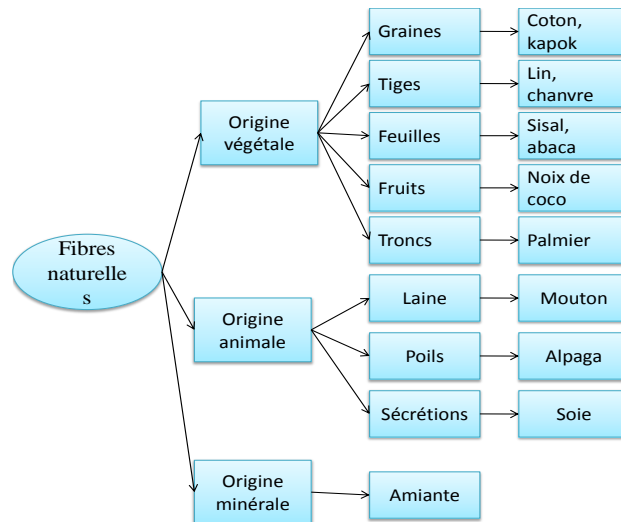


Figure I.11. Différentes fibres naturelles.

I.2.1.7. Fibre de silice (ou de quartz)

Elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée. (Ameur, 2009)

I.2.1.8. Fibres de polyéthylène de haut module

Elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité. Pour des structures peu sollicitées, on peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester. (Ameur, 2009)

I.2.2. La matrice

Le rôle de la matrice est de lier les fibres du renfort entre eux, les incorpore et leur donner une adhérence suffisante pour que la transmission des efforts et la répartition des contraintes soient assurées. C'est comme "l'emballage". Elle assure également une protection chimique ou contre la corrosion par exemple. (Gornet, 2008)

On distingue quatre grandes familles des matrices (figure I.12):

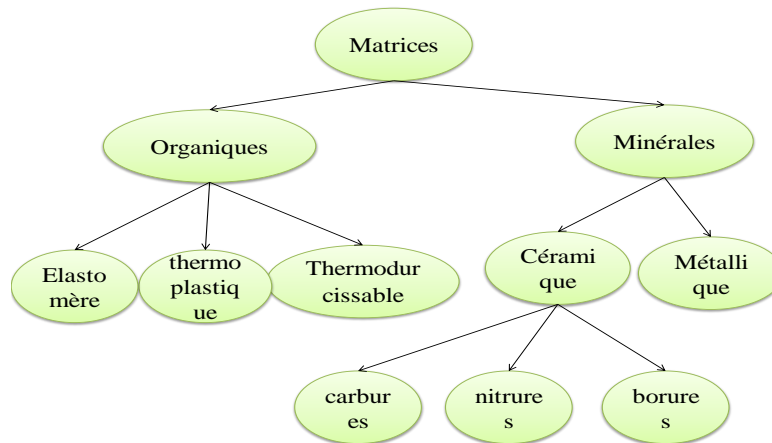


Figure I.12. Les Différents Types de Matrices. (Bahlouli, 1994)

I.2.2.1. Les matrices organiques (MO)

La matrice a pour rôle de lier les fibres renforts, d'assurer le transfert de charge entre elles, de les protéger des chocs, des frottements et de l'environnement extérieur. En outre, elle présente l'avantage d'être chimiquement réactive, ce qui permet l'établissement de liaisons fortes avec le renfort. Elle apporte aussi la tenue chimique de la structure et enfin d'assurer la forme de la structure. Cependant, la matrice ne doit pas être trop rigide pour ne pas contrarier le travail des fibres ce qui fait de sa ductilité un paramètre important.

La satisfaction simultanée de tous ces critères étant difficile, les matrices sont choisies selon le domaine d'utilisation du matériau composite. Cela a donné différentes matrices utilisées selon la fonction pour laquelle le composite est destiné. Ce qui a donné naissance à un matériau nouveau, modulable et adaptable aux caractéristiques mécaniques exigées. Elle est à base de polymères. Un polymère est un enchaînement de groupes organiques identiques appelés monomères. Un monomère est une suite d'atomes de carbone liés entre eux et avec d'autres éléments (H, N, Si, Cl...).

On distingue les homopolymères, répétition d'une unique structure moléculaire et les copolymères, répétition de plusieurs structures différentes. Ils sont classés en deux catégories: les thermoplastiques (TP) et les thermodurcissables (TD). Il y a aussi les élastomères, qui sont utilisés dans l'industrie automobile. Il est important de bien situer les différences fondamentales de ces deux types de matrices. (Ait Athmane, 2011)

En résumé la différence entre la matrice thermoplastique et thermodurcissable dans le tableau suivant :

Tableau I.3. Principales différences entre matrices thermoplastique et thermodurcissable. (Boukhabia, 2018)

Matrice	Thermoplastique TP	Thermodurcissable TD
Etat de base liquide	Solide prêt à l'emploi	Visqueux à polymériser
Stockage	Illimité	Réduit
Mouillabilité renforts	Difficile	Aisée
Moulage	Chauffage +refroidissement	Chauffage continu
Cycle	Court	Long
Tenue au choc	Assez bonne	Limitée
Tenue thermique	Réduite	Bonne
Chutes et déchets	Recyclables	Perdus ou recyclés en charges
Condition de travail	Propreté	Emanation pour méthode humide

I.2.2.1.1. Les matrices thermoplastiques (TP)

L'emploi de ces matrices s'est développé à partir des années 1970. Ils se présentent sous forme de chaînes linéaires, il faut les chauffer pour les mettre en forme (les chaînes se plient alors), et les refroidir pour les fixer (les chaînes se bloquent). Cette opération est réversible et ces polymères sont recyclés par simple chauffage. Ils sont de loin les plus employés du fait de leur faible coût et de leur facilité d'utilisation. Le changement d'état solide/liquide ou pâteux peut se faire plusieurs fois avec une perte de caractéristiques à chaque cycle (Menail, 2009).

Ils comportent deux classes : les amorphes, sans ordre moléculaire, et les cristallins. Les principales matrices TP utilisées (possédant tous une tenue en température supérieure à 100°C) sont les suivantes :

- ✓ Polyamide (PA) : tenue au choc, bonne résistance à la fatigue et aux hydrocarbures ;
- ✓ Poly téréphtalate éthylénique et butylénique (PET, PBT) : bonne rigidité, bonne ténacité ;
- ✓ Polycarbonate (PC) : tenue au choc ;
- ✓ Polysulfure de phényle (PPS) : résistance à l'hydrolyse ;
- ✓ Polyoxyméthylène (POM) : bonne tenue à la fatigue ;
- ✓ Polysulfures (PSU et PPS) : bonne stabilité chimique et à l'hydrolyse, peu de fluage, tenue au chaud ;
- ✓ Polypropylène (PP) : peu onéreux et assez stable en température, mais combustible.

De plus en plus, on utilise des thermoplastiques thermostables (tenue thermomécanique est de l'ordre de 140°C), en particulier les suivants :

- ✓ Polyamide-imide (PAI) ;
- ✓ Polyéther-imide (PEI) ;
- ✓ Polyéther-sulfone (PES) ;
- ✓ Polyéther-éther-cétone (PEEK). (Ait Athmane, 2011)

I.2.2.1.2. Les matrices thermodurcissables (TD)

Les composites à matrice thermodurcissable représentent 70% des composites utilisés en Europe. Pour les besoins de grandes consommations donc de gros volumes (90 tonnes en France et 600000 tonnes aux états unis), ces résines sont très utilisées pour des raisons de prix et de facilité de mise en œuvre.

Ils sont formés de macromolécules orientées selon un réseau tridimensionnel et polymérisent selon la forme souhaitée par une transformation irréversible, qu'il est très difficile à rompre, sinon par l'apport d'une importante quantité de chaleur. Cette caractéristique confère à ces résines de meilleures performances thermomécaniques. Ces polymères ne sont pas recyclables, et ce phénomène pose un problème, qui n'a pas encore de solution fiable (Menail, 2009)

Les principales résines thermodurcissables sont :

- ✓ Les polyesters insaturés : pour les applications grande diffusion qui présentent un bon compromis cout/performance ;
- ✓ Les résines époxy (ou époxydes) qui constituent la résine type des composites HP ;
- ✓ Les Vinylesters, dont la chimie de durcissement est identique à celle des polyesters insaturés, mais avec un cout supérieur d'un facteur deux à trois, justifié par une très bonne tenue à la corrosion ;
- ✓ Les phénoliques, pour leur tenue au feu et à hautes températures.

D'autres familles sont également utilisées (polyuréthanes, mélamines, silicones...) mais encore en quantités faibles pour les applications composites. (Ait Athmane, 2011)

I.2.2.1.2.1. Les polyesters insaturés

C'est la résine la plus utilisée dans l'application composite de grande distribution. Une résine de polyester insaturé contenant un monomère (généralement le styrène) est réticulée à température ambiante par addition d'un catalyseur de type peroxyde organique et d'un accélérateur. Elle passe successivement de l'état liquide visqueux initial à l'état de gel, puis à l'état de solide infusible.

La réaction est exothermique et la température de la résine augmente progressivement depuis le gel jusqu'à un maximum pour redescendre ensuite lentement à la température ambiante. Le durcissement sera d'autant plus rapide ou, si l'on préfère, le temps nécessaire dans le moule sera d'autant plus court que la courbe de température en fonction du temps se rapprochera davantage de la verticale.(Ait Athmane, 2011)

Les avantages et limites des polyesters insaturés sont présentés ci-dessous :

I.2.2.1.2.1.1. Avantages des polyesters

- ✓ Bonne accroche sur fibres de verre ;
- ✓ Possibilité de Translucidité ;
- ✓ Bonne tenue chimique ;
- ✓ Mise en œuvre facile ;
- ✓ Tenue en température ($> 150^{\circ}\text{C}$) ;
- ✓ Prix réduit.

I.2.2.1.2.1.2. Inconvénients des polyesters

- ✓ Inflammabilité (sauf résines chlorées) ;
- ✓ Tenue vapeur et eau bouillante ;
- ✓ Retrait important (6 à 15 %) ;
- ✓ Durée de conservation en pot limitée ;
- ✓ Emission de styrène.

I.2.2.1.2.2. Les résine époxydes

Les résines époxydes sont des résines thermodurcissables qui réticulent de façon irréversible. Elles polymérisent à l'aide d'un durcisseur et d'un accélérateur. La polymérisation a lieu à température ambiante également.

La faible absorption d'eau et l'absence de post-retrait assurent au polymère une bonne résistance aux divers agents chimiques. Ces deux propriétés permettent d'obtenir une protection importante contre la corrosion chimique. (Ait Athmane, 2011)

En outre, nous tenons à définir la matrice époxyde qui résulte de la polyaddition de l'épichlorhydrine sur un polyalcool et constitue la résine type des composites hautes performances HP. On distingue deux classes de résines en fonction :

- ✓ Du durcissement à chaud ou à froid ;
- ✓ De la tenue en température ($120-130^{\circ}\text{C}$, ou $180-200^{\circ}\text{C}$). (Bouremana, 2011)

Les avantages et limites des époxydes sont présentés ci-dessous :

I.2.2.1.2.2.1. Avantages des époxydes

- ✓ Tenue mécanique, thermique, chimique et fatigue ;
- ✓ Faible retrait (1 à 2 %) ;
- ✓ Excellente adhérence sur fibres ;
- ✓ Autoextinguibilité ;
- ✓ Mise en œuvre facile, sans solvant.

I.2.2.1.2.2.2. Inconvénients des époxydes

- ✓ Prix élevé ;
- ✓ Sensibilité à l'humidité et aux UV ;
- ✓ Vieillissement sous température ;
- ✓ Sensibilité aux chocs ;
- ✓ Temps de polymérisation.

I.2.2.1.2.3. Les vinylesters

On peut la considérer comme une variante des polyesters produite à partir d'acides acryliques. Elles possèdent une bonne résistance à la fatigue et un excellent comportement à la corrosion, mais demeure combustible.

I.2.2.1.2.4. Les phénoliques

Elles sont issues de la polycondensation du phénol et du formol et se caractérisent par une bonne tenue au feu, sans fumée. Elles restent fragiles, sensibles à l'humidité, difficiles à colorer et à mettre en œuvre.

I.2.2.1.2.5. Les polyuréthanes et polyurées

Dans la fabrication de pièces composites, on utilise surtout des formules élastomériques dont la faible viscosité permet un bon remplissage du moule.

Les constituants sont livrés à l'état de prépolymères liquides :

- Polyols + polyisocyanates = polyuréthanes ;
- Polyéthers + polyamines = polyurées(Ait Athmane, 2011)

I.2.2.3. Les matrices céramiques (MC)

Dans les années 80, la disponibilité de nombreux nouveaux matériaux céramiques devait relancer les recherches dans ce domaine avec des perspectives de développement industriel plus encourageantes. Des exemples d'applications industrielles ont été développés dans l'automobile, à l'initiative de l'industrie japonaise.

Lorsque les températures d'utilisation sont supérieures à 1000°C, on a recours aux composites à matrice céramique. Dans ce type de composite, le renfort est généralement constitué de fibres longues en carbone, en silice ou en carbure de silicium, assemblé par tissage multidimensionnel.

Ces matériaux sont développés essentiellement dans le domaine aérospatial en tant que structure thermique en raison de leur haute résistance thermomécanique spécifique.

I.2.2.4. Les matrices métalliques (MM)

Les matériaux composites à matrice métallique ont été développés à partir des années 1960-1965 en deux vagues successives. Des efforts importants de recherche ont été menés aux États-Unis et en France dans les années 60 autour d'une fibre mono filamentaire de bore, sans véritable développement industriel ultérieur. Ce composite métal-métal était pénalisé par le coût très élevé de la fibre. À cette date, les applications envisagées étaient exclusivement orientées vers l'aéronautique et l'espace. L'utilisation de matériaux composites à des températures supérieures à 300 °C interdit pratiquement l'usage des matrices organiques et suppose donc que l'élément de renforcement soit noyé au sein d'une matrice métallique. Les plus employées sont les métaux légers et leurs alliages en particulier l'aluminium, le titane et le nickel. Voici quelques composites à matrices métalliques : (Ait Athmane, 2011)

Tableau I.4. Les composites à matrice métallique.

Symbole	Définition
CMAI	Composite à matrice aluminium
CMM	Composite à matrice métallique
CMMg	Composite à matrice magnésium
CMTi	Composite à matrice titane
PAN	Polyacrylonitrile
PCS	polycarbosilane
PTCS	polytitanocarbosilane

I.2.3. Les charges et additifs

Différents produits peuvent être incorporés à la résine pour lui conférer des caractéristiques particulières. Les quantités de produits peuvent varier de quelques dizaines de pourcentage dans le cas de charges à quelques pourcentages et moins dans le cas d'additifs. Les propriétés particulières qui peuvent généralement être améliorées portent sur les résistances mécaniques (compression) et les propriétés de mise en œuvre (thixotropie). Nous pouvons ainsi citer en exemple les charges renforçantes qui se présentent sous formes sphériques (microbilles de verres) ou non sphériques (écailles de mica), les charges non renforçantes qui ont pour rôle de diminuer le coût de la résine et peuvent contribuer à l'augmentation de certaines propriétés (masse volumique, dureté, module d'élasticité).

Les additifs interviennent comme lubrifiants, colorants ou agents anti-ultraviolets.

Il est important de noter que l'ensemble de ces ajouts modifient les propriétés physiques et mécaniques des résines.

Pour choisir la matière plastique de la substance utilisée comme charge, on doit respecter certaines conditions :(Sallai, 2011)

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

I.2.3.1. Les charges

Ils sont le plus souvent minéraux : carbonate de calcium, mica, talc, carbone (noir de fumée), le graphite colloïdal, ... etc.

Ils peuvent être rarement métalliques : aluminium et fer qui permettent d'augmenter la conductivité thermique des résines.

I.2.3.1.1. 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 ;
- ✓ Charges non sphériques.

I.2.3.1.2. Charges non renforçantes

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

Parmi ces classes on trouve :

- ✓ Charges de faible cout ;
- ✓ Charges ignifugeantes ;
- ✓ Charges conductrices et antistatiques. (Rouam, 2014)

I.2.3.1.3. Charges ignifugeantes

Ces charges ajoutées aux résines ont pour rôle de réduire ou d'empêcher les phénomènes de combustion. Parmi les charges solides utilisées dans les résines thermodurcissables, nous citons :

- ✓ L'hydrate d'alumine, produit le plus utilisé dans les résines thermodurcissables,
- ✓ L'oxyde d'antimoine.

I.2.3.2. Les additifs

Les additifs se trouvent en faible quantités (quelques pourcents et moins) et interviennent comme :

- ✓ Lubrifiants et agents de démoulage : ces agents ont pour objet de faciliter le façonnage de la résine et de réduire la tendance de la résine à adhérer aux moules ;
- ✓ Pigments et colorants : sont des produits insolubles se présentant sous forme de poudres ou de paillettes. Ils sont obtenus à partir d'oxydes ou de sels métalliques. À partir de ces pigments, il est possible d'obtenir des pâtes colorantes ;
- ✓ Agents anti-retrait : sont généralement des produits à base de thermoplastiques ou d'élastomères, se présentent sous forme de poudre ou de solution. Pour diminuent ou annulent le phénomène de retrait. Ces produits améliorent également l'écoulement de la matière dans certaines techniques de moulage ;
- ✓ Agents anti-ultraviolets : ont pour fonction de protéger les résines des rayons ultraviolets. Le principe de ces agents est d'absorber le rayonnement ultraviolet et éviter ainsi la détérioration prématurée de la résine par rupture de liaisons atomiques ou par passage à un état excité qui favorise l'oxydation (Boukhezar, 2009)

I.3. Classification des matériaux composites

Les composites peuvent être classés suivant la forme des constituants ou suivant la nature des composants.

I.3.1. Classification suivant la forme des constituants

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes :

- ✓ Composites à fibres : On appelle composite à fibre, si le renfort se trouve sous forme de fibre (soit fibres continues, soit fibres discontinues, coupées ou courtes)
- ✓ Composites à particules : On appelle composite à particule, lorsque le renfort se trouve sous forme de particule. Au contraire d'une fibre, la particule n'a pas de dimension privilégiée. Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion...etc. mais dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques. Ce type de composite recouvre un domaine étendu dont le développement s'accroît sans cesse.

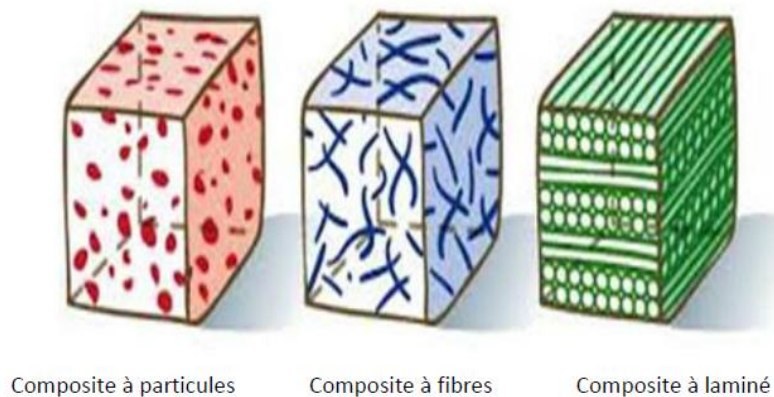


Figure I.13. Différents types des matériaux composites

I.3.2. Classification suivant la nature de la matrice

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés comme suit :

- ✓ Composites à matrice organique (résine, charges) : peuvent être utilisés dans le domaine des températures ne dépassant pas 300°C ;
- ✓ Composites à matrice métallique : (alliages légers et ultra légers d'aluminium, de magnésium, de titane) : domaine des températures jusqu' à 600°C ;

- ✓ Composites à matrice minérale (céramique) : domaine des températures jusqu' à 1000°C. Ce type de composite (matrice) peut être associé à divers renforts ;(Boukhabia, 2018)

I.4. Les différents procédés de mise en œuvre des matériaux composites

Il existe plusieurs procédés de fabrication des matériaux composites, on cite par la suite les méthodes les plus utilisés :

I.4.1. 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.4.1.1. 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".

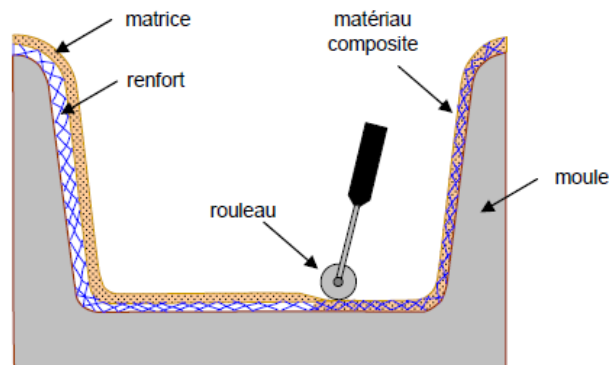


Figure I.14. Principe du moulage au contact.

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 débullage 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. (Berthelot, 2005)

I.4.1.2. 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 stratifil 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.

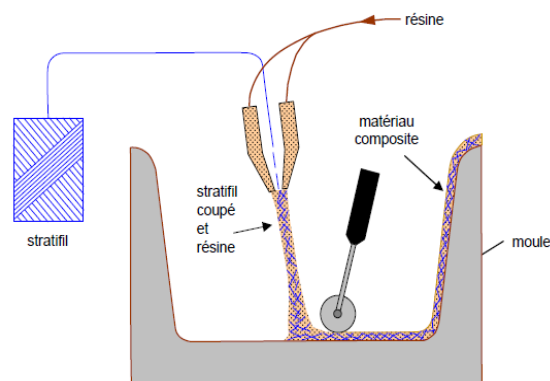


Figure I.15. Principe du moulage par projection simultanée.

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 mécaniques.

I.4.2. Moulage sous vide

Le 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 déboule 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.

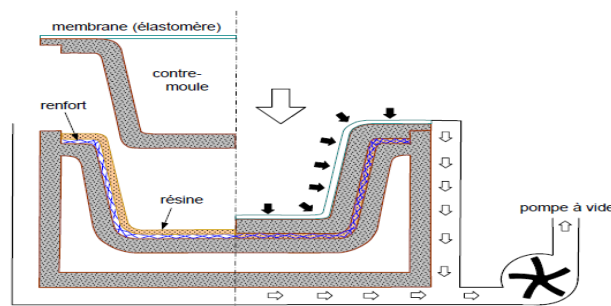


Figure I.16. Moulage sous vide.

I.4.3. Moulage par compression

I.4.3.1. 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.

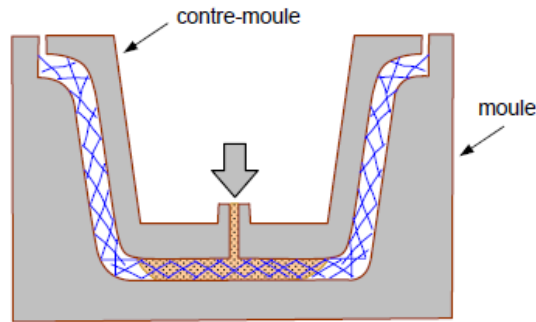


Figure I.17. Moulage par injection de résine.

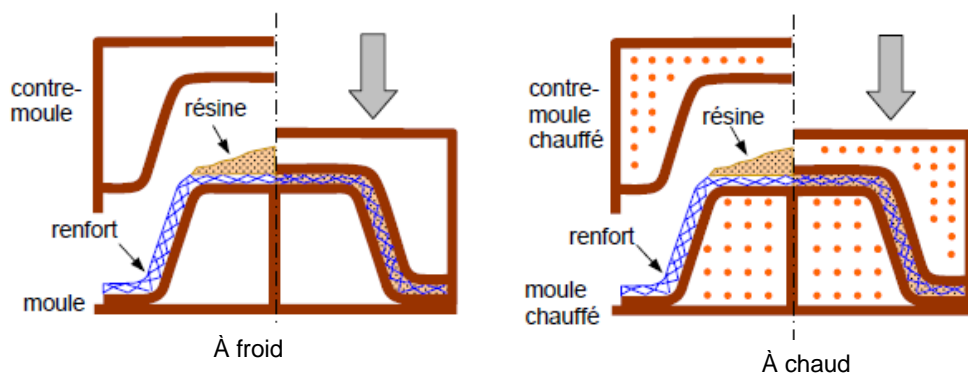


Figure I.18. Principe du moulage par compression.

I.4.3.2. 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.

I.4.3.3. 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 de polymérisation de la résine, fonction 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.

I.4.3.4. 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.

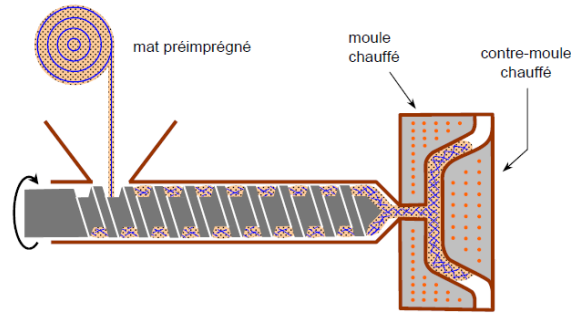


Figure I.19. Moulage par injection.

I.4.4. Moulage en continu

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes, panneaux, sandwichs de panneaux ondulés pour toitures (figure 1.21), 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 (figure 1.20), 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 par 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.

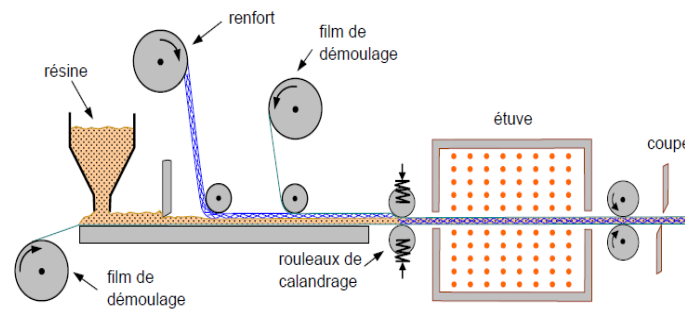


Figure I.20. Moulage en continu de plaques.

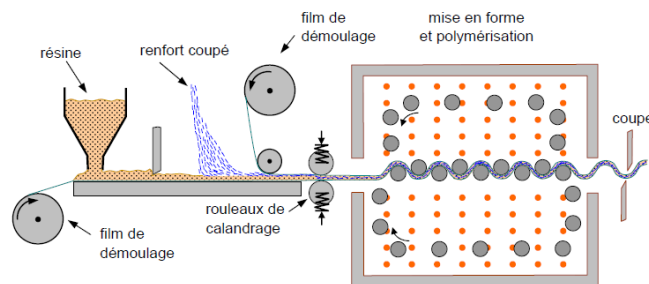


Figure I.21. Moulage en continu de panneaux ondulés.

I.4.5. 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 (figure), les renforts : fils, stratifils, 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.

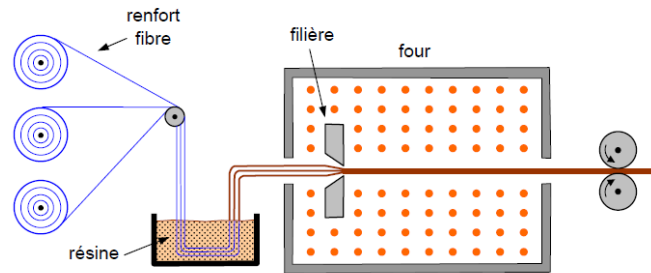


Figure I.22. Moulage par pultrusion.

I.4.6. Moulage par centrifugation

Cette technique est réservée au moulage de pièces de révolution, en particulier tubes, tuyaux, cuves, etc. Elle est une extrapolation de la technique de fabrication des tuyaux en fonte ou en béton centrifugé.

Le moule de révolution, enduit d'agent de démoulage, est mis en rotation (à environ 2 000 tours/min). Après dépôt éventuel de gel coat, on introduit simultanément en continu :

- ✓ Le renfort : fibres coupées ou stratifil coupé ;
- ✓ La résine catalysée et accélérée (résines époxydes, polyesters, etc.) durcissant à froid ;
- ✓ L'imprégnation du renfort par la résine est réalisée sous l'effet de la centrifugation.

La stratification s'effectue par passages successifs de la buse d'alimentation en résine et renfort. La polymérisation est effectuée à température ambiante, ou éventuellement accélérée dans une étuve. Un renfort sous forme de rouleau (mat, tissu, etc.) peut être introduit éventuellement en discontinu avant rotation du moule. La résine est introduite ensuite lors de la centrifugation.

Après polymérisation, la pièce cylindrique est extraite du moule, le retrait des résines permettant le démoulage. Cette technique permet d'obtenir un bel aspect de surface à l'extérieur, avec un diamètre et une épaisseur des pièces bien calibrés.

Ce processus d'élaboration nécessite un matériel de grande précision et un très bon équilibrage du moule.

I.4.7. Moulage par enroulement filamentaire

I.4.7.1. Principe

Le renfort (fil continu, ruban, etc.) imprégné de résine catalysée est enroulé avec une légère tension, sur un mandrin cylindrique ou de révolution en rotation.

Ce type de moulage est bien adapté aux surfaces cylindriques et sphériques, et permet une conception avancée des pièces. Les stratifiés obtenus peuvent comporter des proportions élevées de renfort (jusqu'à 80 % en volume), permettant donc d'obtenir de hautes caractéristiques mécaniques. L'investissement en matériel est très important.

Suivant les mouvements relatifs du mandrin et du système d'approvisionnement en renfort, divers types d'enroulements (et par conséquent de stratifications) sont obtenus. On distingue : l'enroulement circonférentiel, l'enroulement hélicoïdal, l'enroulement polaire.

I.4.7.2. Enroulement circonférentiel

Le bobinage est effectué à 90° par rapport à l'axe du mandrin et confère une résistance tangentielle élevée. Pour obtenir une résistance longitudinale satisfaisante, il est nécessaire d'intercaler des couches de tissus unidirectionnels dans le sens axial du mandrin.

Ce type d'enroulement est assez peu utilisé.

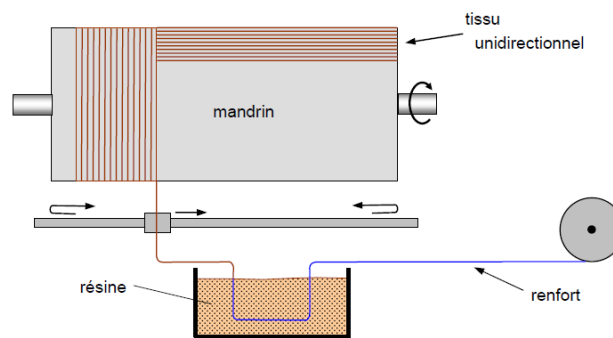


Figure I.23. Principe de l'enroulement circonférentiel.

I.4.7.3. Enroulement hélicoïdal

I.4.7.3.1. Enroulement discontinu

La direction d'enroulement des fils est inclinée par rapport à l'axe du mandrin d'un angle dont la valeur est déterminée par le mouvement relatif du guide-fil par rapport à la rotation du mandrin (figure 1.25). La valeur de l'angle est choisie en fonction du rapport souhaité entre la résistance tangentielle et la résistance transversale. La nappe de fils est régulièrement répartie et stratifiée sur toute la surface du mandrin par des mouvements alternatifs du guide-fils parallèlement à l'axe du mandrin. Ce type d'enroulement donne une grande liberté pour la disposition angulaire des fils. Il permet en particulier de réaliser des couches successives avec des angles différents.

Ce procédé d'enroulement a de nombreuses applications pour la fabrication de pièces de grandes dimensions comme des conteneurs, la fabrication d'enveloppes de fusées, de torpilles, de tubes de forage pétrolier, de bouteilles de gaz, etc.

I.4.7.3.2. Enroulement continu

L'enroulement continu (figure 1.25) permet la fabrication industrielle de tubes et tuyaux hautes performances de divers diamètres et grandes longueurs.

I.4.7.4. Enroulement polaire

L'enroulement polaire permet de fabriquer des pièces à extrémités sphériques sans discontinuité de l'enroulement. Dans ce type d'enroulement, le mandrin doit posséder trois degrés de liberté en rotation, permettant de commander trois rotations simultanées ou non. Cette technologie sert à fabriquer des réservoirs haute pression, des réservoirs de moteurs de fusée, des équipements spatiaux, etc.

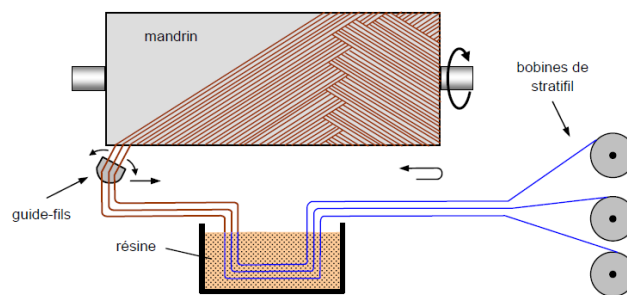


Figure I.24. Principe de l'enroulement hélicoïdal.

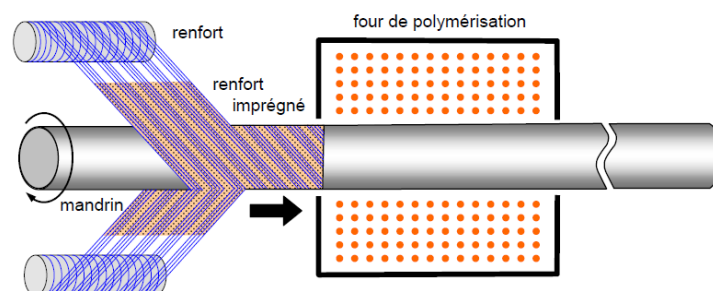


Figure I.25. Enroulement hélicoïdal continu.

I.4.7.5. Mandrins

Les mandrins pour l'enroulement filamentaire doivent permettre le démoulage. Ils peuvent être :

- ✓ En métal, en bois, etc., monobloc ou en plusieurs éléments démontables ;

- ✓ En matériau à bas point de fusion ;
- ✓ En matériau soluble : par exemple grains de sable agglomérés dans un liant soluble dans l'eau;
- ✓ En élastomère gonflable.

I.4.7.6. Applications de l'enroulement filamentaire

Les applications de l'enroulement filamentaire ont été dégagées dans les paragraphes précédents. D'une manière générale, ce processus de mise en œuvre est utilisé pour fabriquer des pièces ayant une symétrie de révolution : tuyaux, tubes, réservoirs, bouteilles de gaz, enveloppes cylindriques, etc. Des pièces de grandes dimensions peuvent être réalisées : conteneurs, silos, etc. Les dimensions des pièces sont limitées par le type de machine utilisée. L'intérêt de l'enroulement filamentaire réside également dans la possibilité d'une automatisation assistée par ordinateur.

Le procédé d'enroulement filamentaire est également applicable à des pièces sans symétrie de révolution : pales d'hélicoptères et de turbines, réservoirs à sections rectangulaires, etc.

I.4.7.7. Le collage de plaques composites

Les plaques composites sont obtenues à partir de fibres continues qui sont enduites par passage en continu dans un bain de résine. Ces résines peuvent être de type époxyde, polyester, vinyles ter ou phénolique. L'ensemble des mèches pré imprégnées passe en suite dans une filière où l'excès de résine est éliminé, puis dans un four de polymérisation. Les produits finis se présentent sous forme de bandes ou de joncs, plus ou moins rigides suivant les épaisseurs et les diamètres. La section des bandes les plus courantes est 100 x 1 mm, leur longueur, suivant la demande, varient de quelques centimètres à plusieurs centaines de mètres.

À partir de ces bandes pultrudées, la technique de renforcement est similaire à celle du plat collé métallique selon le procédé L'Hermitte. Elle a démarré conjointement au Japon et en Europe, plus exactement en Suisse à la fin des années 1980. Après quelques chantiers d'essais, cette technique fut employée par la société Sika en Suisse dès 1993, puis étendue en Allemagne dès 1995 et en Angleterre en 1996. L'avantage de cette méthode est la facile extrapolation des résultats obtenus par le collage de tôles d'acier à ceux obtenus avec des produits putrides également collés, la technique du renforcement restant la même. Comparé avec la technique utilisant l'acier, cette technique de renforcement permet de travailler avec des produits légers (1/5 de la densité de l'acier); elle a aussi l'avantage de nécessiter une pression de collage limitée et élimine les phénomènes d'oxydation. Cependant, l'utilisation de cette technique, comme celle du plat collé métallique, permet difficilement de maîtriser les épaisseurs de colle, en raison de la rigidité des aciers et des composites. L'application de ces renforcements sur

des surfaces ayant des défauts de planéité ou sur des surfaces courbes ou non développables reste très limitée. Le procédé de collage est le suivant :

- ✓ Nettoyage à l'acétone de la face de collage de la plaque ;
- ✓ Traitement de surface à réparer par sablage ;
- ✓ Traitement par eau sous pression et meulage ;
- ✓ Nettoyage de la surface par un dépoussiérage ;
- ✓ Le polymère époxy est appliqué sur la plaque de composite ;
- ✓ La plaque est ensuite pressée sur la surface, l'excédent de colle est enlevé ;
- ✓ Une pression à l'aide d'un sac à vide est appliquée jusqu'à complète polymérisation du polymère.(Berthelot, 2005)

I.5. Architecture des matériaux composites

Les matériaux composites peuvent se présenter (Bahlouli, 1994)soit :

I.5.1. Monocouches

Les monocouches (figure I.26) représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisées par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibres courtes(Mechab, 2009)

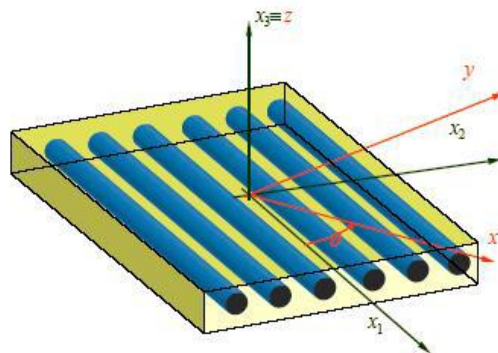


Figure I.26. Matériau Composite Monocouche. (Bahlouli, 1994)

I.5.2. Stratifiés

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié.

Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques. La notation « composite » ; veut dire un stratifié qui possède un empilement

(0, +45, +90, -45) 2s (figure I.27), est un stratifié avec quatre couches dans les directions : (0°, +45°, +90°, -45°). L'orientation 0° coïncide avec la direction X du repère principal du composite. Ces plans seront répartis symétriquement par rapport au plan moyen du stratifié. (Mechab, 2009)

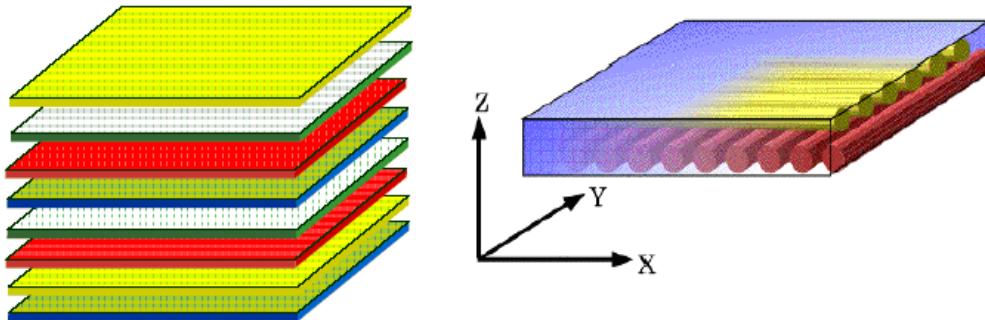


Figure I.27. Matériau Composite Stratifié.

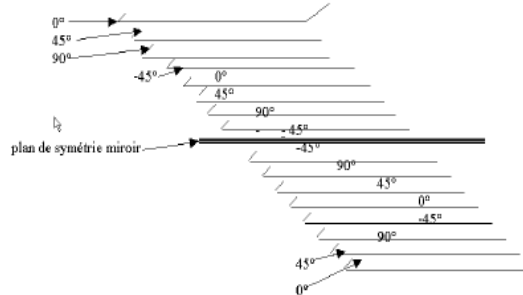


Figure I.28. Matériau Composite Stratifié

I.5.2.1. Les différents types des stratifiés

Parmi les stratifiés, il existe quatre types (Figure I.29) :

I.5.2.1.1. Stratifié unidirectionnel

L'orientation des fibres est la même dans tous les plis, ils sont toutes dans la même direction. Exemple : un stratifié unidirectionnel à 0°, $\theta=0^\circ$ dans les différents plis.

I.5.2.1.2. Stratifié à pli orienté $\pm\theta$

L'orientation des fibres est alternée d'un pli à l'autre, (+ θ /- θ), avec θ différent de 0 ou de 90°.

I.5.2.1.3. Stratifié à Pli Croisé :

L'orientation des fibres est alternée d'un pli à l'autre, 0/90°/0/90°.

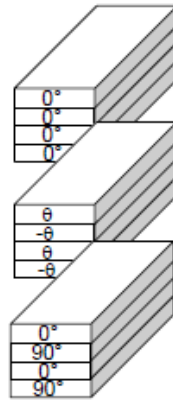


Figure I.29. Du Pli au Stratifié.

I.5.2.1.4. Stratifié symétrique

L'orientation des fibres est symétrique par rapport à la ligne centrale du stratifié (figure I.30), c.à.d. pour chaque pli à angle θ au-dessus du plan médian il y a un pli à angle égal de l'autre côté du plan médian, $\theta(z)=\theta(-z)$.

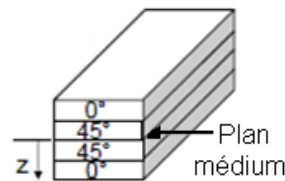


Figure I.30. Un Stratifié Symétrique.

I.5.3. Sandwichs

Les matériaux sandwichs résultent généralement de l'association de deux semelles (ou "peaux") de faible épaisseur (figure I.31), constituées de matériaux à haute résistance, de rigidité très grande et de haut module de résistance.

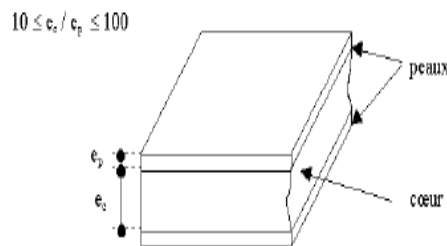


Figure I.31. Matériau Composite Sandwich. (Bahlouli, 1994)

Entre ces deux semelles se trouve l'âme (ou bien "le cœur") d'épaisseur très importante par rapport à celle de la semelle et de faible résistance. L'ensemble forme un matériau sandwich d'une grande légèreté en flexion, une résistance à la rupture élevée associée à un faible poids par unité de surface et d'une excellente isolation thermique. (Sallai, 2011)

1.6. Les domaines d'application des composites

1.6.1. Les composites dans la construction civile

L'utilisation des composites dans la construction civile est un nouveau créneau, qui commence à intéresser nos bâtisseurs. Le nombre de dégâts causés par les séismes à travers le monde a poussé les chercheurs à s'intéresser aux composites. L'handicap majeur de l'utilisation des matériaux composites dans la construction civile, reste leur coût, qui est encore excessif. L'utilisation des composites renforcés de fibres de carbone, en complément des composites à fibre de verre (TD et TP) pourra se développer dans le secteur de la construction civile lorsque leur prix deviendra inférieur à 6€/kg. (Menail, 2009).

Les composites apportent au bâtiment la souplesse des formes, la résistance aux contraintes climatiques, et les composites renforcés de fibres de carbone la résistance aux séismes.

L'utilisation des composites dans le bâtiment ne pourra se développer que si les prescriptions techniques actuelles sont mieux adaptées à leur spécificité.

1.6.2. Les composites dans l'automobile

Le secteur de l'automobile utilise pour 95% des composites à matrice polyesters et fibres de verre, mais intègre massivement les composites thermoplastiques depuis 2003.

Les composites apportent au secteur de l'automobile une facilité d'entretien et une grande liberté de conception ; l'allègement de 1 kg, obtenu par l'utilisation des composites, autorise un surcoût de 3€/kg gagné ou permet d'économiser 1,5 € de carburant par 100 km.

Dans l'automobile, le développement à long terme des composites est menacé par la difficulté de les intégrer dans les chaînes de fabrication et par les exigences de recyclabilité.

En Europe, environ 12 millions de véhicules, d'une masse moyenne de 1000 kg sont produits annuellement, soit 12 millions de tonnes de matériaux (Giocosa, 1999)

Si à ses débuts, il y a environ 100 ans, une automobile était constituée principalement de bois et d'acier, aujourd'hui elle rassemble de nombreux matériaux appartenant à différentes familles :

- ✓ Matériaux ferreux : fontes, aciers (environ 70 % de sa masse) ;
- ✓ Matériaux non ferreux : aluminium, cuivre, magnésium (environ 5 %) ;
- ✓ Matériaux minéraux : verres, céramiques (environ 4 %) ;
- ✓ Matériaux organiques : peintures, adhésifs, textiles, fluides, caoutchoucs, thermoplastiques et thermodurcissables renforcés ou non par des fibres (verre, carbone, aramide, naturelles) ou des charges minérales (environ 20 %).

Les matériaux organiques composites à matrice thermoplastique ou thermodurcissable renforcées par des fibres, généralement de verre, courtes ou longues ont fait leur apparition dans l'automobile durant les années 60-70. Même s'ils sont aujourd'hui utilisés presque exclusivement pour remplir certaines fonctions, leur taux d'utilisation ne dépasse pas 10 à 15 % selon les véhicules.

A priori, ces matériaux présentent en effet trois handicaps majeurs par rapport aux matériaux métalliques dans le cadre d'une utilisation dans le secteur automobile :

- ✓ Un prix élevé au kilogramme ;
- ✓ Des caractéristiques mécaniques plus faibles ;
- ✓ Des procédés de mise en œuvre souvent lents à l'exception du procédé d'injection.
- ✓ Pourtant les matériaux composites à matrice organique présentent des avantages importants :
- ✓ Une faible densité ;
- ✓ Des technologies de mise en œuvre par moulage qui limitent la matière engagée dans la filière, offrent la possibilité d'obtenir des pièces de forme complexe et suppriment les usinages de finition.

1.6.3. Les composites et la construction électrique

La consommation massive des composites GD, sous forme de semi-produits SMC comprimés, dans les domaines électrique et électronique, prends de l'ampleur avec l'utilisation importante de l'audiovisuel (TV, microordinateurs, lecteurs de DVD, etc....).

En utilisant les propriétés remarquables des matériaux composites, la construction électrique réalise des équipements fiables, aux fonctions multiples et longue durée de vie.

Les cadences de production des composants électriques, pouvant atteindre plusieurs milliers par jour, sont peu compatibles avec celles du procédé de compression SMC. Des exigences croissantes en

recyclabilité des produits constituent une menace importante pour ce secteur d'application des composites.

1.6.4. Les composites et la construction industrielle

Le développement des composites TD et TP, avec la possibilité de jouer sur leurs caractéristiques, ont fait que ces matériaux, se sont imposés dans le monde industriel. Les fibres de carbone pourront être utilisées en complément aux fibres de verre à la fois comme renfort et comme capteur, et seront associées à des résines polyesters ou époxy.

L'utilisation des matériaux composites peut contribuer à améliorer la sécurité de certains sites industriels sensibles et faciliter la conception des bâtiments.

Pour les constructions industrielles standards, les matériaux composites gardent encore leur handicap d'un coût élevé par rapport aux matériaux conventionnels, les métaux. Leur caractérisation en milieu corrosif est encore insuffisamment connue.

1.6.5. Les composites dans les équipements de sports et loisirs

Les performances sportives exigent des matériaux performants. Les matériaux composites répondent bien à ces exigences, malgré un coût relativement élevé. Les sports et loisirs utilisent des composites HP avec un taux de renforts de plus de 70%. Les sports concernés par ces matériaux sont surtout, le tennis, le ski, les sports nautiques etc

Les composites permettent d'augmenter sur mesure les performances, la fiabilité des articles de sports.

La résistance mécanique et élastique des composites TP reste encore trop faible comparée à celle des alliages légers, en particulier pour les composites à matrice en polypropylène et en polyamide.

1.6.6. Les composites et la construction nautique

Dans la construction nautique de plaisance et de pêche, les composites sont indispensables pour les embarcations de taille inférieure à 40 mètres. Le moulage au contact représente encore 85% des composites utilisés dans ce secteur. D'ailleurs c'est le seul domaine exploité en Algérie. Les entreprises étatiques et privées telles que ECOREP, 3S, POLYOR, se sont spécialisées dans la construction des bateaux de pêche et de plaisance. Elles utilisent surtout de la résine polyester et la fibre de verre E.

Les problèmes d'environnement sont susceptibles de menacer à terme l'industrie nautique des matériaux composites ; en effet, les nouvelles réglementations européennes limitant les émissions des composés organiques volatiles COV (styrène), qui pourraient constituer une menace pour cette industrie si elle ne s'adapte pas.

1.6.7. Les composites dans l'aéronautique

Avec l'augmentation du prix du pétrole, l'utilisation des matériaux composites est devenue une nécessité. Chaque kilogramme gagné sur la structure d'un avion, fait gagner aux compagnies de voyageurs de l'argent et protège en parallèle l'environnement par réduction des émanations de CO₂. L'aéronautique utilise principalement des composites HP constitués d'une matrice époxy associée à un taux élevé de renforts en fibres de carbone.

L'aéronautique utilise les composites hautes performances pour la fabrication de pièces de structure primaire des appareils en raison de leur légèreté, de leur souplesse de forme et des économies de frais de maintenance qu'ils engendrent. Le gain total de 450 kilos sur un Airbus permet d'accueillir six passagers supplémentaires. Un gain de 100 kilos sur la structure d'une fusée allonge sa trajectoire de 100 kilomètres.

1.6.8. Les composites dans le ferroviaire

Les matériaux composites sont utilisés dans le domaine ferroviaire pour deux principaux atouts : un bon comportement au feu et un moulage facile des pièces utilisées. Le secteur ferroviaire utilise principalement des composites à matrice therm durcissable et fibres longues, mais il apparaît peu dynamique.

La généralisation des composites dans le ferroviaire est handicapée par leur coût supérieur à 9€/kg, contre 2€/kg pour les solutions en acier et par les difficultés de l'approche fonctionnelle rencontrées par les concepteurs.

1.6.9. Les composites dans le secteur médical

Les composites TD et TP ont investi récemment le secteur médical et de la sécurité, comme ils ont investi auparavant les autres secteurs. Il s'agit surtout des composites hautes performances, à matrice époxy et fibres de carbone, ou à matrice thermoplastique et fibres longues de verre ou de carbone d'autre part. L'utilisation des composites permet d'augmenter la fiabilité et la précision des instruments grâce à une meilleure résistance aux chocs, une grande rigidité et une bonne résistance à la corrosion (prothèses, brancards).

Le médical reste attaché à l'utilisation des aciers spéciaux dont le prix de 9€/kg reste bien au-dessous de celui des composites HP qui peut atteindre 50€/kg. (Ait Athmane, 2011)

I.7. Propriétés physiques des composites

Chaque type de matériau composite à ses propres caractéristiques physiques selon les caractéristiques de fibres utilisées, le pourcentage de fibres, le type de résine, les configurations de la section transversale et de la surface du matériau de renforcement et de la méthode de fabrication.

I.7.1. Propriétés de masse

Les fractions massiques (des fibres, de la matrice et des additifs) peuvent être déterminées à partir d'essais en laboratoire. La taille des particules inorganiques, qui peuvent être sphériques ou allongées, est donnée en termes de tailles moyennes des particules, exprimée normalement comme le diamètre sphérique équivalent, en microns.

La taille moyennes des particules varie entre 0,1 et 0,3 μm . les tailles des particules sont généralement graduées, échelonnées, pour assurer une bonne distribution spatiale des fillers. On doit reconnaître que les diamètres des fibres de renforcement non métalliques courantes qui s'étendent de 6 à 25 μm , peuvent être du même ordre de grandeur que les diamètres des fillers. Ceci peut avoir un effet sur les propriétés résultantes du composite. De plus, de nombreux fillers ont des formes allongées et peuvent produire une anisotropie structurale dans la phase matricielle. Cependant, la résine est normalement isotropique.

I.7.2. Propriétés thermiques

La connaissance des coefficients d'expansion thermique est particulièrement importante. Dans le cas d'un béton renforcé de barres en acier, les CET des deux matériaux ont des valeurs très proches. On a donc suggéré que le béton renforcé d'acier pouvait tolérer des changements en température sans générer des contraintes internes à l'interface entre les barres de renforcement et le béton. Celles-ci pourraient conduire à un endommagement ou à une réduction de la capacité d'adhérence. Mais les barres, dans ce cas-là, ont deux C.E.T, un dans le sens longitudinal et l'autre dans le sens transversal. Pour la plupart des matériaux composites unidirectionnels, couramment utilisés dans la construction, le C.E.T longitudinal est proche de celui du béton. Cependant, le C.E.T transversal est 2 à 10 fois supérieur à celui du béton. Ceci est dû au fait que le C.E.T longitudinal est dominé par les fibres (qui ont des C.E.T longitudinaux faibles) tandis que le C.E.T transversal est dominé par celui de la matrice, qui est, d'une façon significative, plus grand que celui des fibres. On doit non seulement reconnaître que le C.E.T des matériaux composites ont des valeurs différentes dans la direction longitudinales et

transversales, mais que, les constituants individuels peuvent aussi être anisotropes et avoir des propriétés longitudinales et transversales différentes. On sait, par exemple, que les fibres de carbone et d'aramide sont isotropes transversalement. Elles ont des C.E.T différents dans les directions longitudinales et transversales.

I.7.3. Propriétés hygroscopiques

Le coefficient d'expansion hygroscopique C.E.H, est une propriété physique des matériaux composites. Il décrit les changements dimensionnels qui se développent, quand le matériau absorbe de l'humidité. Ce phénomène n'est pas considéré comme important pour les renforcements métalliques. Comme dans le cas des C.E.T, le C.E.H est différent dans les directions longitudinales et transversales. Les constituants peuvent atteindre des concentrations en humidité différentes à l'équilibre. De plus, la plupart des fibres absorbent beaucoup moins d'humidité que les résines polymériques (sauf dans le cas des fibres organiques, tels que les fibres d'aramides. Souvent, l'absorption de l'humidité dans la fibre est négligeable. Dans le cas des composites unidirectionnels, on suppose souvent que le C.E.H dans la direction longitudinale est nulle. De plus, on suppose que l'expansion hygroscopique dans la direction transversale est reliée au C.E.H de la matrice.

I.7.4. Propriétés chimiques

Les propriétés chimiques des matériaux composites sont peut-être les propriétés les plus difficiles à identifier pour les renforcements. Ceci est dû au fait que la composition chimique des matériaux composites joue un rôle central dans deux domaines. Ceux-ci sont un grand souci pour les ingénieurs en construction : la perte des propriétés mécaniques (spécialement la rigidité) à température élevée et la durabilité.(Bouremana, 2011)

I.8. Propriétés mécaniques des composites

I.8.1. Déformation élastique

Contrairement à l'acier, les matériaux composites ne montrent pas une déformation plastique, et leur rupture est fragile. Dans le béton on ne peut généralement pas accepter qu'il ait une déformation plastique.

I.8.2. Relation contraintes-déformations

Les propriétés mécaniques des barres de renforcement, peuvent être obtenues à partir des propriétés des constituants, à l'aide de la règle des mélanges, qui considère que chaque constituant

contribue selon sa proportion en volume dans le composite. Soit V_f la fraction volumique des fibres. En première approximation, le module d'élasticité du composite est donné par l'expression suivante :

$$E_c = E_f * V_f + E_m * V_m \text{ Avec } V_f + V_m = 1 \quad (I.1)$$

$$E_c = E_f * V_f + E_m * (1 - V_f) \quad (I.2)$$

Ou :

E_c : Module d'élasticité du composite.

E_f : Module d'élasticité des fibres.

E_m : Module d'élasticité de la matrice.

I.8.3. Comportement en traction

La variation de la résistance en traction des matériaux composites est beaucoup plus élevée, comparée à celle de l'acier. La variation dépend du type de fibres, de la configuration des fibres, des liants et des dimensions de l'échantillon. Beaucoup d'essais ont été réalisés pour déterminer les résistances en traction des barres de renforcements. D'une façon générale, ces barres sont caractérisées par :

- ✓ Les résistances en traction des barres à base de fibres de carbone ($V_f = 47$ à 70%) sont pour la plupart comprises entre 1100 et 2200 MPa, le module élastique de 100 à 150 GPa.
- ✓ Les résistances en traction des barres en fibres de verre ($V_f = 50$ à 60%) sont comprises entre 900 et 1100 MPa, le module élastique est autour de 45 GPa.
- ✓ Les résistances en traction des barres en fibres d'aramide ($V_f = 43$ à 70%) sont comprises entre 1350 et 1650 MPa et leur module d'élasticité est d'environ 60 GPa.

I.8.4. Comportement en compression et cisaillement

Les matériaux composites sont généralement utilisés comme des renforcements de traction. Les résistances en compression et en cisaillement sont généralement très faibles. On n'utilise donc généralement pas les matériaux composites comme renforcement en compression et en cisaillement. (Bouremana, 2011)

I.9. Durabilité des matériaux composites

La durabilité, dans le contexte du génie civil, peut se définir comme la propriété qu'a un matériau de garder ses caractéristiques chimiques, physiques, mécaniques et structurales dans le temps, et ce malgré les conditions d'expositions auxquelles il peut être soumis. Parmi ces expositions, on distingue principalement les conditions environnementales et mécaniques. Il y a lieu de noter qu'il y a deux soucis principaux concernant la durabilité, le premier relatif à la longévité du composite lui-même dans cet environnement, et l'autre relatif à la longévité de l'interface entre la plaque composite et le substrat (béton, acier, bois maçonnerie, etc....).

Les travaux effectués jusqu'à maintenant ont démontré les possibilités prometteuses des composites. Les études portant sur les poutres en béton armé ou métalliques renforcées de plaques en matériaux composites collées, ont démontré que la capacité flexionnelle et la rigidité de ces éléments pouvaient être considérablement augmentées. Les paramètres suivants influencent la performance des matériaux composites :

I.9.1. Durée d'application de la charge

Généralement, la courbe contrainte-déformation d'un FRP est approximativement linéaire. Cependant, avec une charge soutenue, la courbe devient légèrement non linéaire. Les déformations à long terme dans le FRP causé par le fluage peuvent devenir significatives. Ces déformations sont dépendantes de la charge appliquée et des types de résine et de fibres utilisés.

I.9.2. Résistance à la fatigue

Ces matériaux présentent une bonne résistance à la fatigue. Par contre, dépendant de l'amplitude des contraintes, les fibres de carbone peuvent perdre environ jusqu'à 20 % de leur résistance statique lorsque soumises un million de cycles. Cette perte est beaucoup plus grande pour les autres types de fibres, pouvant s'élever à 60 % dans le cas des fibres aramides ou même atteindre 75 % pour les fibres de verre.

I.9.3. Effets de l'environnement

Les effets environnementaux peuvent dégrader les matrices à base de polymères, ce qui peut mener à une perte de résistance ou à une rupture du FRP.

Les causes de cette détérioration sont les rayons X ou gamma, la dégradation chimique, mécanique ou biologique.

I.9.4. Température

Puisque chaque fibre et chaque matrice a un coefficient de dilatation thermique spécifique, les fluctuations thermiques peuvent affaiblir le matériau. De plus, l'exposition à des températures élevées peut faire changer la couleur des laminés.

I.9.5. Absorption d'eau

L'absorption d'eau a un effet planificateur sur le laminé et peut modifier les propriétés mécaniques de la résine, telles que la réduction du module élastique du composite et la diminution de la résistance jusqu'à 25-30 %. Ce paramètre dépend directement du type de résine utilisé.

I.9.6. Feu

Les matrices de polymères sont très sensibles au feu et, selon sa composition chimique, des fumées toxiques peuvent se produire. Cependant, des additifs peuvent permettre d'améliorer cette lacune. (Ameur, 2009)

I.10. Influence de l'environnement sur le comportement des composites

Les composites ne plastifient pas. Les composites sont affectés par la chaleur et par l'humidité. Ils ne se corrodent pas sauf en cas de contact entre l'aluminium et les fibres de carbone. Ils sont insensibles aux produits chimiques (graisses, huiles, etc.) et ont une tenue aux impacts et aux chocs inférieure à celle des métaux.

I.10.1. La température

Vis-à-vis de la température, les performances des matériaux composites sont principalement conditionnées par l'adhésif. En revanche, pour une température basse, les performances sont conditionnées par la matrice.

En cas d'incendie, le renforcement par collage extérieur par matériaux composite doit être protégé par une technique d'isolation.

I.10.2. L'humidité

La résine de la matrice absorbe l'eau. La quantité d'eau absorbée dépend du type de résine et de la température de l'eau, donc le comportement réduit.

I.10.3. Fluage et corrosion sous contrainte

Le fluage des composites à fibres de carbone n'est pas un facteur déterminant pour le dimensionnement du renforcement d'éléments structuraux, car les structures renforcées ont généralement déjà subi leur propre fluage.

L'atmosphère ou l'environnement ambiant est en général insuffisant pour causer une corrosion du composite. Néanmoins, il peut y avoir corrosion lorsque le composite est soumis à un certain niveau de contrainte : c'est la corrosion sous contrainte. Ce phénomène est dépendant du temps, du niveau de contrainte, du type de matrice et de fibres. Les fibres de carbone ne sont que très légèrement affectées, lorsque le niveau de contrainte reste inférieur à 80 % de la résistance ultime : les niveaux de sollicitations réels des composites en place sont tels que les risques sont très limités. (Adim, 2016a)

I.11. Les avantages et inconvénients des matériaux composites

I.11.1. Avantages des matériaux composites

- ✓ Gain de masse ;
- ✓ Mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interface (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques) ;
- ✓ Grande résistance à la fatigue ;
- ✓ Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf en cas de contact entre l'aluminium et des fibres de carbone) ;
- ✓ Insensibles aux produits chimiques « mécaniques » comme la graisse, huiles, liquides hydrauliques, peintures, solvants, pétrole...etc.

I.11.2. Inconvénients des matériaux composites

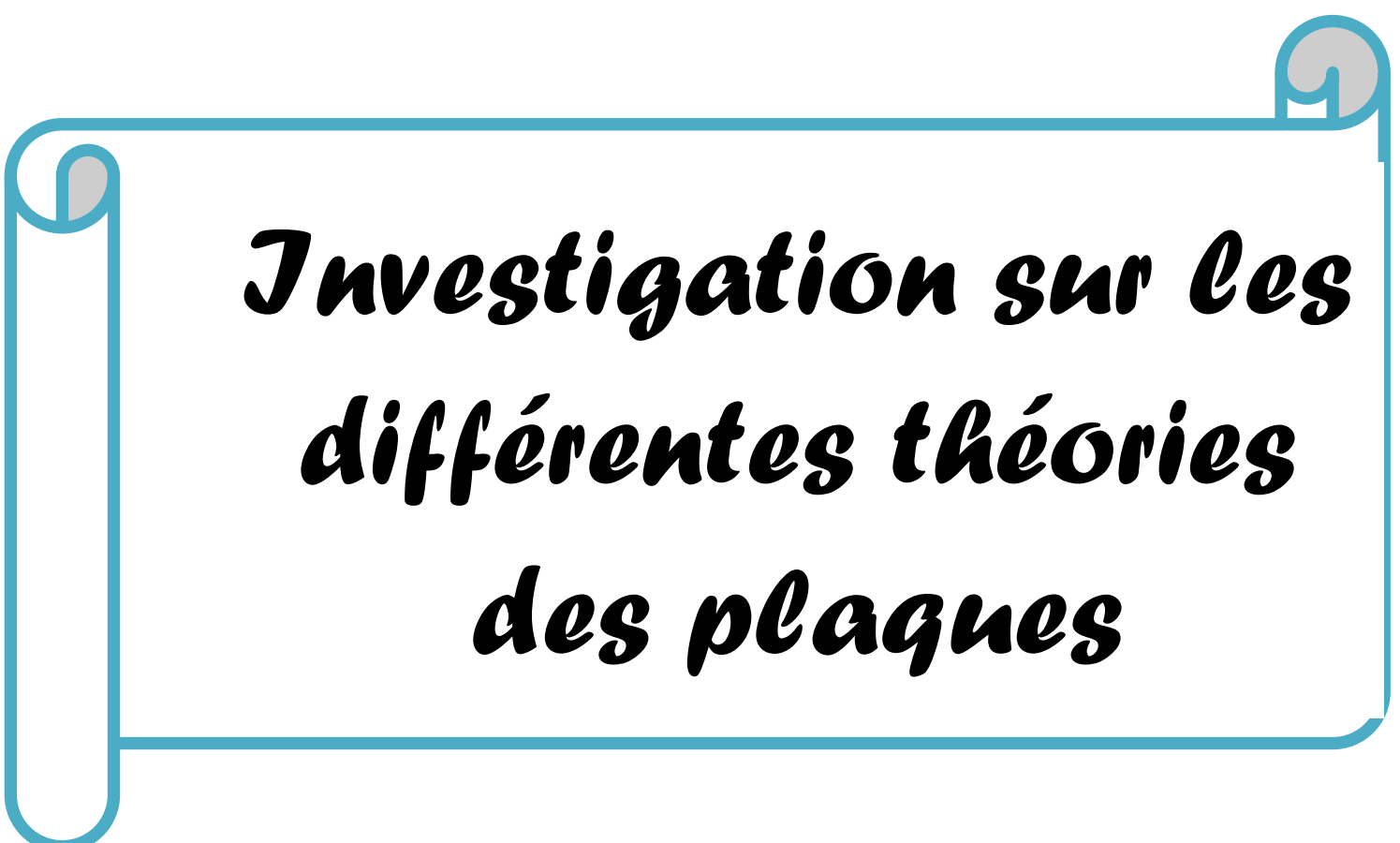
- ✓ Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température;
- ✓ Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes ;
- ✓ Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques ;
- ✓ Coût parfois prohibitifs (temps, coût, étude et mise en œuvre);
- ✓ Grande concentration de contraintes dans les composites stratifiés et les sandwichs.

La mise en place de technologies et des filières pour la gestion des déchets en fin de vie qui est la partie la plus difficile à satisfaire en raison du caractère thermostable de la plupart des composites.

De plus, dans ce dernier point, le recyclage est actuellement très limité parce que le broyage ou les autres procédés sont très coûteux et fournissent une matière de faible qualité (Babacar, 2008)

I.12. Conclusion

De ce qui précède nous pouvons retenir que le FRP est un matériau fabriqué afin de répondre à une exigence désirée par le concepteur et ce contrairement aux matériaux traditionnels. Le fait de connaître les propriétés de ses constituants contribue dans la compréhension du comportement du matériau composite lui-même, ainsi la nature, la résistance le nombre de couches, l'orientation et le pourcentage volumétrique des fibres ; l'origine de la matrice et sa capacité de déformation influent sur les caractéristiques intrinsèques du FRP. Notre étude a été axée particulièrement sur les composites à fibre de verre, de carbone et d'aramide car ils constituent les matériaux les plus utilisés dans le domaine de génie civil.



***Investigation sur les
différentes théories
des plaques***

Chapitre II. Investigation sur les différentes théories des plaques

II.1. Introduction

Les plaques composites stratifiées sont largement utilisées dans l'industrie et les nouveaux domaines de la technologie, où ils représentent une partie essentielle de la construction civile, militaire, aérospatiale, marine et automobile. Ces composants structurels, dans de nombreux cas, sont soumis à des différents types de chargements. Il est maintenant bien connu que, pour l'analyse de la stabilité des plaques, les effets de déformation de cisaillement sont importants en particulier pour les plaques épaisses ou même pour les plaques minces. (Adim, 2016a)

D'une manière générale, une plaque est un solide limité par deux plans parallèles dont la dimension transverse est petite en comparaison des deux autres dimensions. Il est alors possible de définir un plan moyen (référence) entre deux plans extrêmes qui est pris comme plan (o x y). L'axe correspond à la direction de l'épaisseur.

Dans ce chapitre on va présenter les théories les plus utilisés qui décrivent le comportement des plaques stratifiées en matériaux composites, où on va suivre l'évolution de ces théories en illustrant les principes, les applications et l'insuffisance de chaque théorie.

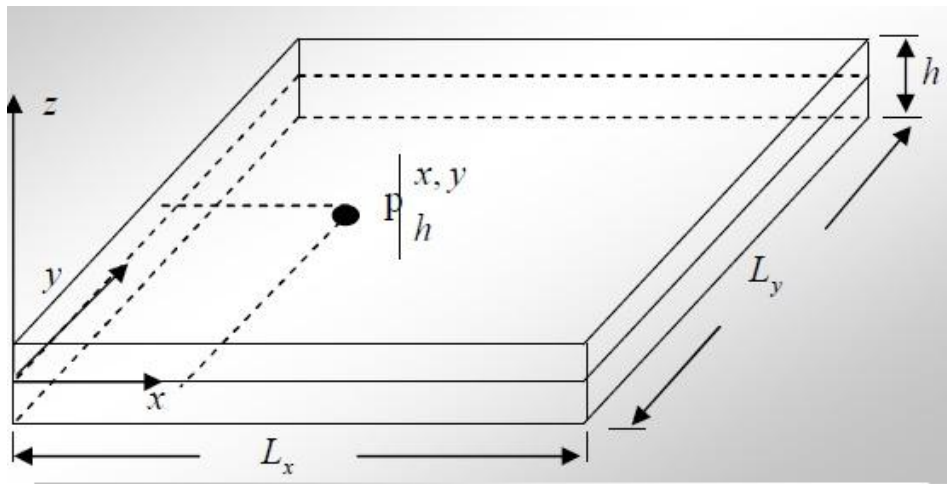


Figure II.1. Géométrie d'une plaque.

Ces plaques sont souvent suivies de l'adjectif mince ou épais suivant la grandeur de l'épaisseur h , nous admettons généralement :

$$\text{Pour les plaques épaisses : } \frac{1}{20} < \frac{h}{L} < \frac{1}{4}$$

Pour les plaques minces : $\frac{h}{L} \prec \frac{1}{20}$

II.2. Domaine d'utilisation des plaques

Le domaine de l'utilisation des plaques est très répandu dans tous les domaines, en particulier dans le domaine du génie civil où, on les utilise dans les constructions simples (habitation) où les ouvrages d'art et elle existe sous formes différentes, y compris les circulaires et rectangulaires et d'autre formes selon la qualité de l'ouvrage, Comme celle-est représenté dans les figures ci-dessous.

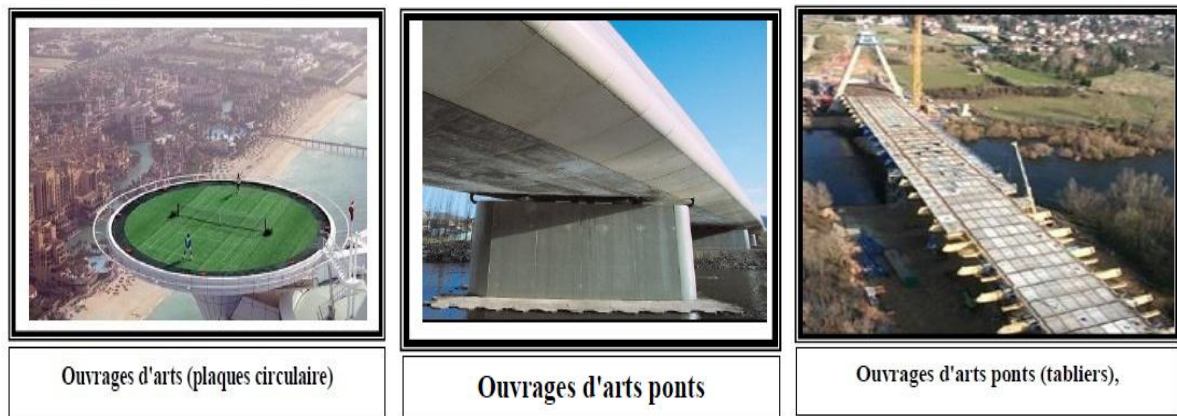


Figure II.2. Domaine d'utilisation des plaques.

II.3. Théories du comportement mécanique des matériaux stratifiés

L'étude du comportement mécanique élastique d'une structure constituée de matériaux composites est généralement analysée par la théorie des plaques stratifiées, basé sur une évaluation du champ des contraintes et champs des déplacements en tout point de la structure. Cette étude comportera deux phases :

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

Ces deux études étant effectuées, le comportement mécanique global d'une structure en composite sera ensuite analysé en adaptant les outils classiques du calcul des structures au comportement macroscopique des matériaux composites.

II.4. Les hypothèses fondamentales de la théorie des poutres et des plaques

II.4.1. Principe de Saint venant

Le principe de saint venant s'énonce : disant que le comportement en un point quelconque du matériau est indépendant de la façon dont sont appliquées les forces (si ce point est suffisamment loin du point d'application) et peut ainsi être modélisé par un torseur des forces internes en ce point. (Florence, 2017)

II.4.2. Principe de Navier Bernoulli généralisé

« Les sections droites restent planes et normales à la fibre moyenne ». Ce principe précise que les sections droites le long de la fibre moyenne restent planes après déformation. Les déformations dues à l'effort tranchant montrent que les sections droites ne peuvent pas rester planes mais subissent un gauchissement. Pour tenir de ce fait l'énoncé de ce principe peut prendre la forme suivante : deux sections droites infiniment voisines deviennent après déformation deux sections gauches superposables par déplacement. Comme ce déplacement est petit, on peut considérer que les allongements ou raccourcissements de tout tronçon de fibre sont des fonctions linéaires des coordonnées de la fibre dans le plan de la section. (Goucham, 2018)

II.4.3. La théorie classique des plaques minces de Love-Kirchhoff (CPT)

On parle d'une plaque mince, lorsque la flèche générée par les déformations de cisaillement reste négligeable devant la flèche générée par la courbure de la plaque. Dans le cas d'une plaque homogène isotrope, la part de cisaillement dans la flèche est directement reliée à l'élancement (L/h).

La théorie classique des plaques minces (CPT) se base sur les hypothèses de Love-Kirchhoff, selon lesquelles une droite normale au plan moyen de la plaque reste perpendiculaire après déformation (figure II.3), ce qui revient à négliger les effets de déformation en cisaillement transverse.

Ce modèle de plaque peut être référé en Timoshenko et Woinowsky-Krieger (Boukhari, 2015)

La théorie de Kirchhoff-Love est employée pour l'étude de plaques minces. Elle énonce les hypothèses suivantes :

1. Le plan moyen est initialement plan, c'est-à-dire qu'il ne présente pas de courbure ;

2. Le feuillet moyen ne subit pas de déformation dans son plan, c'est-à-dire que nous ne considérons que le déplacement transversal (noté w) des points du feuillet moyen ;

3. Les sections normales au feuillet moyen restent normales lors de la déformation, c'est à-dire que nous pouvons négliger le cisaillement ;

4. L'épaisseur de la plaque est faible, c'est-à-dire que dans la direction de l'épaisseur, la déformation est nulle impliquant que les contraintes dans cette direction peuvent être négligées ;

5. Et nous nous plaçons en petites déformations. (Florence, 2017)

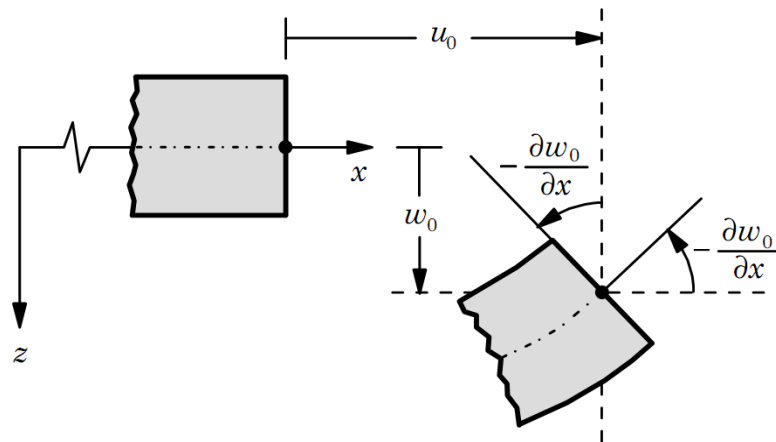


Figure II.3. Cinématique de Kirchhoff-Love.

La cinématique de cette théorie peut s'écrire d'une manière linéaire sous la forme suivante :

$$\begin{cases} U(x, y, z) = u_0(x, y) - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \\ V(x, y, z) = v_0(x, y) - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \\ W(x, y, z) = w_0(x, y) \end{cases} \quad (\text{II.1})$$

Avec :

u_0 et v_0 : Les déplacements de membrane dans les directions x et y respectivement.

w_0 : La flèche de la plaque

$z \frac{\partial w_0}{\partial x}$ et $z \frac{\partial w_0}{\partial y}$ Les rotations dues à la flexion (sans cisaillement).

Le plan principal de la plaque est le plan (o, x, y) et l'épaisseur est orientée selon l'axe $z \in \left[-\frac{h}{2}; \frac{h}{2}\right]$

Puisque ce modèle ne tient pas en compte l'effet de cisaillement transverse, il donne des résultats imprécis pour les plaques épaisses.

II.4.4. Théorie de déformation en cisaillement du premier ordre (First Order Shear Deformation plate Theory FSDPT)

La théorie de déformation en cisaillement du premier ordre a prolongé la théorie classique des plaques en tenant compte l'effet de cisaillement transverse, dans ce cas les contraintes et les déformations sont constantes à travers l'épaisseur de la plaque, ce qui oblige l'introduction d'un facteur de correction. Les études sur la théorie de déformation en cisaillement du premier ordre (FSDT) peuvent être référées dans (Reissner, 1945) et (Mindlin, 1951.) qui a mené au modèle de plaque de Reissner-Mindlin. Ainsi que (Reddy, 1997) et (Reddy, 1999). (Adim, 2016a)

L'hypothèse cinématique de Mindlin est la suivante :

Pour introduire l'effet du cisaillement transverse, l'hypothèse cinématique Mindlin (Mindlin, 1951) est adoptée : la normale reste droite mais non perpendiculaire à la surface moyenne (à cause de l'effet du cisaillement transverse) dans la configuration déformée. Le champ de déplacements de Reissner-Mindlin s'écrit :(Mechab, 2009)

$$\begin{cases} U(x, y, z) = u_0(x, y) - z\phi_x(x, y) \\ V(x, y, z) = v_0(x, y) - z\phi_y(x, y) \\ W(x, y, z) = w_0(x, y) \end{cases} \quad (\text{II.2})$$

Avec,

ϕ : La rotation de la normale au plan moyen autour des axes x, y

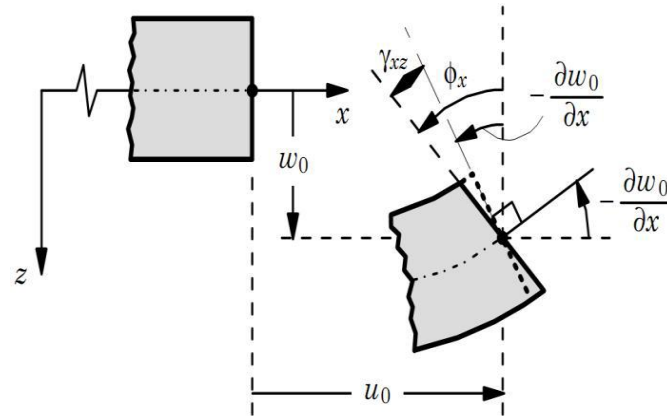


Figure II.4. Illustration de la plaque de Reissner-Mindlin

Avec ce choix de la forme des champs de déplacements, les déformations transversales sont constantes en z . Les contraintes de cisaillement sont donc uniformes dans chaque couche discontinue entre les couches. Cette mauvaise description oblige à introduire des coefficients correcteurs pour mieux prendre en compte dans l'écriture de l'énergie, les effets de cisaillement transverse (Whitney, 1973) Les résultats obtenus dépendent essentiellement du choix empirique dans des situations complexes des coefficients correcteurs et l'étude des composites épais restes aléatoires par ce type d'approche cinématique. (Mechab, 2009)

II.4.5. La théorie de déformation en cisaillement d'ordre élevé (Higher Order Shear Deformation Plate Theory HSDPT)

À la différence de la théorie CPT et la théorie FSDT avec les acceptations de la distribution linéaire du déplacement par l'épaisseur, la théorie d'ordre élevé est basée sur une distribution non linéaire des champs dans l'épaisseur. Par conséquent, on tient compte des effets de la déformation transversale de cisaillement et/ou de la déformation normale transversale. Ces modèles n'exigent pas des facteurs de correction. Les références sur de tels modèles peuvent être trouvées dans (Francis, 1949), (Mansour, 1957), (Reissner, 1975), (Reddy, 1984), et (Kant, 2002). Nous avons introduit ici quarts modèles de plaque utilisés pour analyser le comportement des matériaux à gradient de propriétés. (Boukhari, 2015)

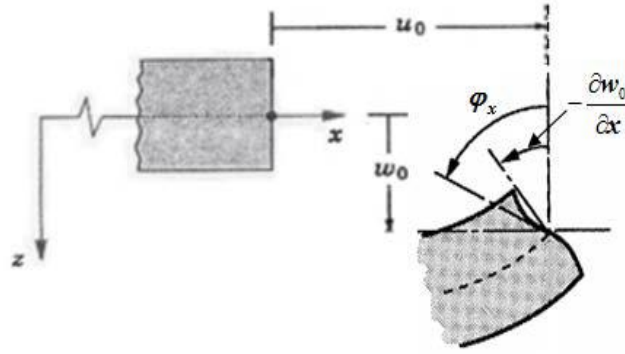


Figure II.5. Illustration de la plaque d'ordre élevé (Reddy, 1997)

Le champ de déplacement est généralement écrit comme suit :

$$\begin{cases} U(x, y, z) = u_0(x, y) - z \frac{\partial w_0}{\partial x} + f(z) \phi_x \\ V(x, y, z) = v_0(x, y) - z \frac{\partial w_0}{\partial y} + f(z) \phi_y \\ W(x, y, z) = w_0(x, y) \end{cases} \quad (\text{II.3})$$

Avec :

u_0, v_0, w_0 et ϕ_x, ϕ_y sont les déplacements en membrane et les rotations autour des axes x et y , respectivement, x et y ,

$f(z)$: est une fonction de cisaillement transverse caractérisant les théories correspondantes. En effet, les déplacements de la théorie classique de plaque (CPT) est obtenue par en prenant $f(z) = 0$

Alors que la théorie de premier ordre (FSDT) peut être obtenue par $f(z) = z$.

Les déplacements de théorie de déformation de cisaillement de la troisième ordre de Reddy (TSDT) (Reddy, 1997), (Reddy, 1999) sont obtenus par :

$$f(z) = z \left(1 - \frac{4z^2}{3h^2} \right) \quad (\text{II.4})$$

Dans le modèle de Reddy, le champ de déplacement membranaire est cubique. Ce modèle donne une bonne approximation pour les contraintes de cisaillement transverse par rapport à la solution d'élasticité tridimensionnelle. La distribution des contraintes de cisaillement transverse est parabolique

dans l'épaisseur. Les conditions aux limites sur les surfaces libres sont satisfaites. (Touratier, 1991) propose le modèle sinus (SSDT) qui est différent des autres modèles d'ordre supérieurs puisqu'il n'utilise pas de fonction polynomiale. Une fonction trigonométrique sinusoïdale est donc introduite pour modéliser la répartition des contraintes de cisaillement dans l'épaisseur. La fonction de cisaillement transverse s'écrit comme ci-dessous :

$$f(z) = \frac{h}{\pi} \sin\left(\frac{\pi z}{h}\right) \quad (\text{II.5})$$

Les contraintes de cisaillement transverses déterminées par les modèles (sinus) prennent une forme sinusoïdale dans l'épaisseur de la poutre. La précision de ce modèle par rapport à solution exacte est meilleure que la théorie de Reddy.

La version exponentielle de la théorie de déformation de cisaillement d'ordre élevé (The exponential shear deformation plate theory ESDPT) développée par (Karama, 2003). Elle est obtenue en prenant :

$$f(z) = ze^{-2\left(\frac{z}{h}\right)^2} \quad (\text{II.6})$$

II.4.6. Revue sur les différents modèles de la théorie d'ordre élevé

Pour franchir les limites des théories du premier ordre, plusieurs auteurs ont proposé quelques contributions importantes pour le développement de modèles d'ordre élevé qui se sont distingués dans la littérature par l'expression de la fonction de cisaillement $f(z)$. Les modèles sont basés sur une distribution non linéaire des champs de déplacement à travers l'épaisseur, et qui permettent de représenter le gauchissement de la section transversale dans la configuration déformée (Figure II.5) (Whitney, 1973); (Lorch, 1974); (Christensen, 1977); (Touratier, 1991) Nous citons en particulier:

-L'approche d'Ambartsumyan (Ambartsumyan, 1969) avec.

$$f(z) = \frac{z}{2} \left(\frac{h^2}{4} - \frac{z^2}{3} \right) \quad (\text{II.7})$$

-L'approche de Reissner (Reissner, 1945) avec:

$$f(z) = \frac{5}{4} z \left(1 - \frac{4z^2}{3h^2} \right) \quad (\text{II.8})$$

-L'approche de Levinson, Murthy (Murthy, 1981) et Reddy Avec:

$$f(z) = z \left(1 - \frac{4z^2}{3h^2} \right) \quad (\text{II.9})$$

Dans le modèle de Reddy, le champ de déplacement membranaire est cubique et le déplacement normal w , est constant (Reddy, 1984) Ce modèle donne une bonne approximation pour les contraintes de cisaillement transverse par rapport à la solution élastique tridimensionnelle dans le cas homogène (Duong, 2008).

La distribution des contraintes de cisaillement transverse est parabolique à travers l'épaisseur (elle doit être parabolique par couche pour un multicouche). Les conditions aux limites sur les surfaces libres sont satisfaites. Les résultats du modèle de Reddy sont également très proches des deux modèles d'ordre élevé proposés par (Kant, 2002).

Touratier propose le modèle (sinus) qui est différent des autres modèles d'ordre élevés puisqu'il n'utilise pas de fonction polynomiale. Une fonction trigonométrique sinusoïdale est donc introduite pour modéliser la répartition des contraintes de cisaillement à travers l'épaisseur (Touratier, 1991).

On représente ci-dessous quelques contributions importantes de développement de modèles d'ordre supérieur qui diffèrent par la fonction de cisaillement $f(z)$:

$$\text{Touratier } f(z) = \frac{h}{\pi} \sin\left(\frac{\pi z}{h}\right) \quad (\text{II.10a})$$

$$\text{Ferreira } f(z) = \sin\left(\frac{\pi z}{h}\right) \quad (\text{II.10b})$$

$$\text{Reissner } f(z) = \frac{5}{4} z \left(1 - \frac{4z^2}{3h^2} \right) \quad (\text{II.10c})$$

$$\text{Karama } f(z) = z e^{-2\left(\frac{z}{h}\right)^2} \quad (\text{II.10d})$$

$$\text{Aydogdu } f(z) = z \alpha \frac{-2(z/h)^2}{\ln \alpha} \quad (\text{II.10e})$$

$$\text{Soldatos } f(z) = H \sinh\left(\frac{z}{h}\right) - z \cosh\left(\frac{1}{2}\right) \quad (\text{II.10f})$$

II.4.7. Théorie de zig-zag

Le concept des théories zigzag consiste principalement dans la considération de la variation des déplacements et des contraintes qui sont individuellement au niveau de chaque couche de la plaque assurant la continuité d'interfaces qui permet de réduire le nombre des variables.

Une revue a été proposée par Erasmo Carrera (Carrera, 2004). Dans laquelle il donne d'un aperçu sur l'historique du modèle zig-zag et les théories de structures multicouches développées. Le premier qui a proposé un modèle de zig-zag en l'adoptant à la théorie du premier ordre est Di Sciuva (Sciuva, 1986), (Sciuva, 1987). Par la suite, plusieurs auteurs ont proposé des contributions significatives sur le modèle zig-zag dans la littérature (Murakami, 1986), (Carrera, 2004), (Averill, 1994), (He, 1994) (Icardi, 2001).

En addition, Karama, et Ossadzow (Karama, 1998), (Ossadzow, 2001) ont combiné des fonctions sinusoïdales (Touratier, 1991) de la cinématique de Touratier en adoptant l'approche zig-zag., Afaq et al. (Afaq, 2003) ont aussi utilisé une fonction exponentielle pour plus de précision, notamment des contraintes de cisaillement transversal. L'avantage principal du modèles zig-zag réside dans la satisfaction des conditions de continuité sans augmenter le nombre d'équations fondamentales. Le modèle zig-zag assure un bon compromis entre la précision des solutions et le cout de calcul. Néanmoins, les modèles zig-zag présentent des limitations lorsqu'il s'agit de l'analyse du délaminage. Ou lors du calcul des contraintes de cisaillement transversal par les équations constitutives, lorsque les plaques sont minces (Icardi, 2001) Un autre inconvénient des modèles zig-zag, réside dans la complexité de l'implémentation numérique en utilisant des théories d'ordre supérieur (Nguyen, 2004) (Belkaid, 2016)

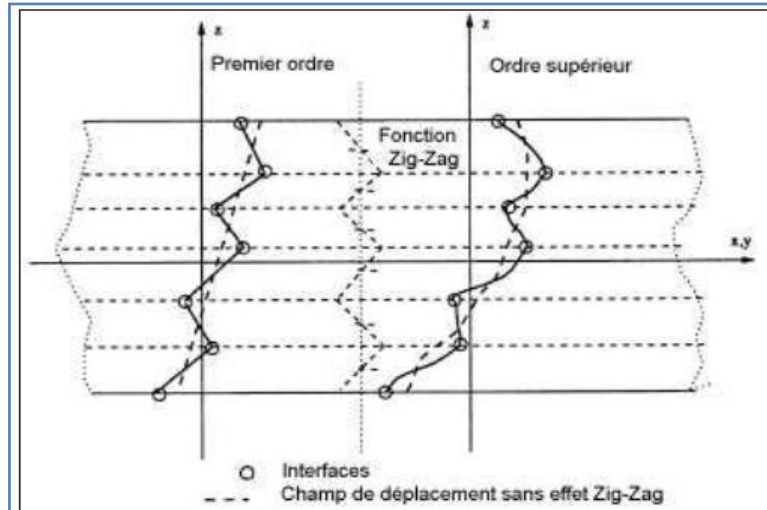


Figure II.6. Champ de déplacement des modèles Zig-Zag (Nguyen, 2004)

II.5. Loi de comportement

Les lois empiriques de comportement sont des lois dérivées des observations et de l'expérience, qui décrivent les déformations ou les contraintes en fonction des sollicitations (vitesse de déformation, température...). (Sallai, 2011)

Les champs des déformations et des contraintes dans un milieu composite, sont liés par ces lois caractérisant le comportement mécanique du matériau. A chaque catégorie de matériau correspond un type de loi. Si on s'intéresse au cas d'un matériau élastique linéaire et donc à la loi de Hooke généralisée (Tounsi, 2008), qui peut s'écrire sous la forme:

$$\{\sigma\} = [Q]\{\varepsilon\} \quad (\text{II.11a})$$

La nouvelle forme du tenseur de raideur permet de lui associer une matrice carrée (6x6) :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & Q_{14} & Q_{15} & Q_{16} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} & Q_{24} & Q_{25} & Q_{26} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & Q_{34} & Q_{35} & Q_{36} \\ Q_{41} & Q_{42} & Q_{43} & Q_{44} & Q_{45} & Q_{46} \\ Q_{51} & Q_{52} & Q_{53} & Q_{54} & Q_{55} & Q_{56} \\ Q_{61} & Q_{62} & Q_{63} & Q_{64} & Q_{65} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (\text{II.11b})$$

Q: est une matrice de rigidité qui est symétrique et qui réduit le nombre de coefficient à 21.

Cette loi, généralement appelée loi de HOOKE généralisée, introduit la matrice de rigidité Q, symétrique. Le comportement linéaire d'un matériau est donc décrit dans le cas général à l'aide de 21 coefficients indépendants, ici les 21 constantes de rigidité Q_{ij} (Mechab, 2009)

II.5.1. Matériau Anisotrope

Lorsque le matériau est quelconque et ne présente pas de symétrie élastique, il est dit anisotrope. La prise en compte de l'anisotropie est essentielle pour la conception et le dimensionnement d'une structure en matériaux composites car son comportement sera très différent de celui d'une structure isotrope de géométrie identique.

Les matériaux composites sont la plupart du temps anisotropes par opposition aux matériaux métalliques qui sont isotropes. Un matériau anisotrope est caractérisé par 21 constantes élastiques indépendantes, ce qui implique qu'il n'y'a aucune propriété de symétrie. Un tel matériau est appelé "matériau triclinique".

C'est la relation de comportement (II.11) qui lie les contraintes aux déformations. L'anisotropie; est le contraire de l'isotropie, une qualité d'un milieu dont les propriétés varient suivant la direction. Grâce à l'anisotropie, on peut disposer les matériaux en fonction des états de chargement en chaque

point, ce qui permet une réduction importante de la quantitative matière et donc du poids, critère vital en aéronautique et dans le domaine spatial. (Sallai, 2011)

II.5.2. Matériau Monoclinique

Est un matériau qui possède un plan de symétrie. Lorsqu'on effectue un changement par rapport à un plan de symétrie (e_1, e_2), la matrice de rigidité reste inchangeable et s'écrit sous la forme:

$$[C] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & Q_{26} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & Q_{36} \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & Q_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{54} & Q_{55} & 0 \\ Q_{61} & Q_{62} & Q_{63} & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.11c})$$

Le nombre de constantes indépendantes d'élasticité se réduit à 13.

II.5.3. Matériau Orthotrope

Un matériau présentant deux directions perpendiculaires pour ses caractéristiques est dit "orthotrope". Il a deux plans de symétrie de comportement mécanique, il y a donc trois axes d'orthotropes. Dans ce cas, il y a neuf (9) constantes mécaniques pour définir la loi de comportement. On remarque alors que la symétrie par rapport au troisième plan orthogonal est automatiquement acquise. Ce mode de comportement est relativement bien réalisé pour le bois (dans certains cas), les composites unidirectionnels et les produits métalliques laminés. La forme de la matrice de rigidité devient:

$$[C] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.11d})$$

Le nombre de constantes indépendantes d'élasticité se réduit à 9.

II.5.4. Matériau Unidirectionnel ou Isotrope Transverse

Un matériau unidirectionnel peut être considéré comme une fibre noyée dans un cylindre de matrice (figure I.10), il se comporte comme un matériau orthotrope possédant un axe de symétrie qui est l'axe de la révolution. L'exploitation de cette propriété a conduit à:

$$Q_{13} = Q_{12}, Q_{33} = Q_{22}, Q_{55} = Q_{66}, Q_{44} = \frac{1}{2}(Q_{22} - Q_{23}) \quad (\text{II.11e})$$

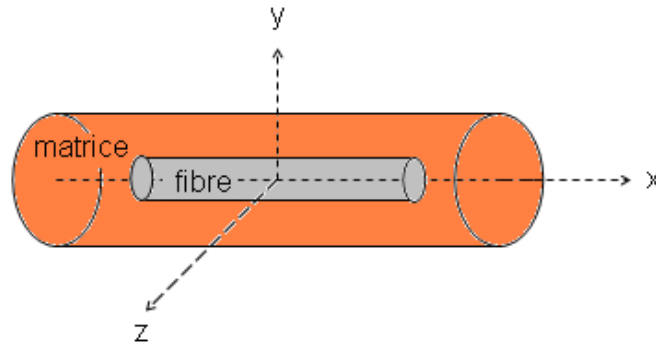


Figure II.7. Matériau Composite Unidirectionnel.

La matrice de rigidité a donc cinq constantes et s'écrit sous la forme (Tounsi, 2008)

$$[C] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(Q_{22} - Q_{23}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{II.11f})$$

II.5.5. Matériau Isotrope

Un matériau est dit isotrope si ses propriétés mécaniques sont identiques dans toutes les directions. On considère généralement les métaux comme étant isotropes statistiquement, c'est-à-dire à l'échelle macroscopique. Cependant après certains procédés de fabrication comme le laminage ou le forgeage, un acier devient anisotrope. Le bois est par contre anisotrope : ses propriétés mécaniques dépendent de la direction d'application des contraintes en raison de sa constitution fibreuse.

Les matériaux composites sont parfois volontairement rendus anisotropes par l'ajout de fibres pour améliorer leurs propriétés dans une seule direction.

Par exemple, pour une nappe unidirectionnelle, la résistance et la rigidité sont beaucoup plus grandes dans le sens des fibres que dans les autres directions. Aussi, un matériau est isotrope si ses propriétés sont indépendantes du choix des axes de référence.

Il possède donc un nombre infini de plan de symétrie. La matrice de rigidité doit être invariante dans tout changement de bases orthonormées. L'application de cette propriété dans un matériau unidirectionnel conduit aux relations suivantes (Tounsi, 2008):

$$Q_{22} = Q_{11}, Q_{23} = Q_{12}, Q_{66} = \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{22}) \quad (\text{II.11i})$$

Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est donc réduit à deux (2):

$$[C] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{12}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{12}) \end{bmatrix} \quad (\text{II.11g})$$

II.6. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons donné un aperçu sur la théorie des plaques ainsi que les modèles analytiques des plaques en matériau composite à savoir la théorie classique des plaques (CPT), la théorie de déformation en cisaillement du premier ordre (FSDT) et la théorie de déformation en cisaillement d'ordre élevé (HSDT). Sa formulation est basée sur les hypothèses de chaque théorie dans une approche bidimensionnelle d'élasticité suivie par les équations cinématiques d'un point quelconque dans la plaque en fonction des déplacements généralisés.

En général, il est rare de trouver une théorie qui serait applicable à tous les cas possibles (matériau composite anisotrope, isotrope, stratifié, sandwich ...etc) et aux différents phénomènes étudiés (statique, dynamique, flambement, ...etc), et qui serait en plus simple et facile et ne coûte pas trop en temps de calcul, car chacune d'elles présente des avantages et des inconvénients, avec des formulations qui diffèrent selon le domaine d'application.

Le chapitre suivant fera l'objet de l'utilisation d'une nouvelle théorie raffinée d'ordre élevé pour l'analyse de flambement et la vibration libre des plaques en matériaux composites.



***Analyse statique des
plaques stratifiées en
matériaux composites***

Chapitre III. Analyse statique des plaques stratifiées en matériaux composites

III.1. Introduction

Dans cette étude, une nouvelle théorie raffinée est présentée pour l'analyse statique des plaques stratifiées en matériaux composites en utilisant une fonction raffinée de cisaillement d'ordre élevé de quatre variables.

Dans ce chapitre on présente les différentes hypothèses de la présente théorie, la formulation mathématique qui nous aide à résoudre le problème posé : champs de déplacement, les déformations, les équations constitutives et les équations d'équilibre, ces derniers sont obtenus en utilisant le principe des travaux virtuels, d'où, la flèche et les contraintes normales et tangentielles sont obtenues par la solution de Navier.

III.2. La théorie d'ordre élevé à quatre variables

Contrairement aux autres théories, le nombre de fonctions inconnues impliquées dans la présente théorie de déformation de cisaillement à ordre élevé n'est que de quatre (u_0, v_0, w_s et w_b), contre cinq ($u_0, v_0, w_0, \phi_x, \phi_y$) dans le cas d'autres théories de déformation de cisaillement (Reddy, 1984), (Touratier, 1991) et (Afaq, 2003). La théorie présentée ne nécessite pas l'introduction de coefficients correcteurs pour le calcul des contraintes de cisaillement transverse et prend en compte leur distribution parabolique à travers l'épaisseur de la plaque et satisfait les conditions aux limites sur les faces supérieure et inférieure de la plaque. (Adim, 2016a)

III.3. Les hypothèses de la présente théorie

Considérons une plaque rectangulaire de longueur « a », de largeur « b » et d'épaisseur total « h » composée n_p de couches orthotropes avec le système de coordonnées comme le montre la figure III.1.

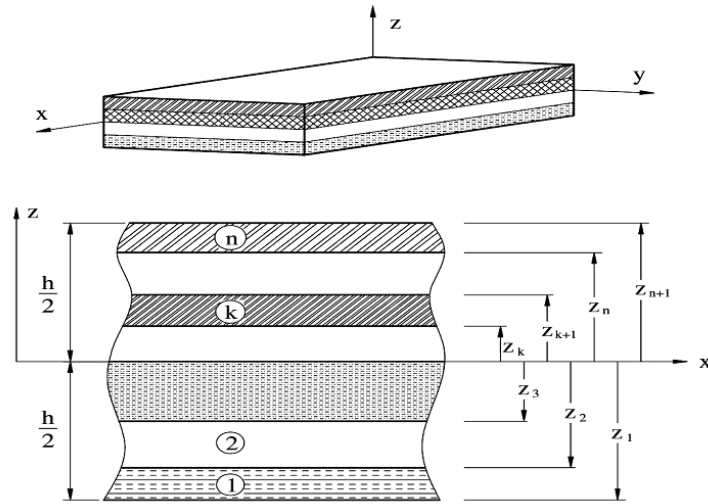


Figure III.1. Une plaque stratifiée en matériaux composites avec un système de coordonnées (x, y, z) .

Les hypothèses de la présente théorie raffinée de la plaque sont les suivantes :

- ✓ Le déplacement transversal w comprend une composante de flexion W_b et une composante de cisaillement W_s . ces composants sont en fonction des coordonnées x, y .

$$w(x, y, z) = w_b(x, y) + w_s(x, y) \quad (\text{III.1})$$

- ✓ La contrainte transversale normale σ_z est négligeable en comparaison avec les contraintes dans le plan σ_x et σ_y .
- ✓ Les déplacements « u » dans la direction « x » et « v » dans la direction « y » sont constitués des composants d'extension, de flexion, et de cisaillement ;

$$u = u_0 + u_b + u_s \quad (\text{III.2a})$$

$$v = v_0 + v_b + v_s \quad (\text{III.2b})$$

Les composants de cisaillement u_s et v_s donne lieu, en collaboration avec W_s , aux variations paraboliques de déformations de cisaillement γ_{xy} et γ_{yz} , donc à des contraintes de cisaillement τ_{xz} et τ_{yz} à travers l'épaisseur de la plaque d'une manière telle que les contraintes de cisaillement τ_{xz} et τ_{yz} sont nulles au niveau des faces supérieures et inférieures de la plaque ; Par conséquent, l'expression pour u_s et v_s ne peut être donnée par :

$$u_s = -f(z) \frac{\partial w_s}{\partial x} \quad (\text{III.3a})$$

$$v_s = -f(z) \frac{\partial w_s}{\partial y} \quad (\text{III.3b})$$

- ✓ Les composantes de flexion sont supposées être similaires aux déplacements donnés par la théorie classique des plaques CLPT. Par conséquent, l'expression peut être donnée comme suit :

$$u_b = -z \frac{\partial w_b}{\partial x} \quad (\text{III.4a})$$

$$v_b = -z \frac{\partial w_b}{\partial y} \quad (\text{III.4b})$$

III.4. Cinématiques

Sur la base des hypothèses formulées dans le paragraphe précédent, le champ de déplacement peut être obtenu en utilisant les équations. (III.1) à (III.4) comme suit :

$$\begin{cases} u(x, y, z) = u_0(x, y) - z \frac{\partial w_b}{\partial x} - f(z) \frac{\partial w_s}{\partial x} \\ v(x, y, z) = v_0(x, y) - z \frac{\partial w_b}{\partial y} - f(z) \frac{\partial w_s}{\partial y} \\ w(x, y, z) = w_b(x, y) + w_s(x, y) \end{cases} \quad (\text{III.5})$$

Où:

$$f(z) = z - z \left(1 - \frac{4z^2}{3h^2} \right) \quad (\text{III.6})$$

$f(z)$: est la fonction de cisaillement.

Les déformations sont calculées en dérivants l'équation (III.) :

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \varepsilon_x^0 + z k_x^b + f(z) k_x^s \\ \varepsilon_y &= \varepsilon_y^0 + z k_y^b + f(z) k_y^s \\ \gamma_{xy} &= \gamma_{xy}^0 + z k_{xy}^b + f(z) k_{xy}^s \\ \gamma_{yz} &= g(z) \gamma_{yz}^s \\ \gamma_{xz} &= g(z) \gamma_{xz}^s \\ \varepsilon_z &= 0 \end{aligned} \quad (\text{III.7a})$$

Ou :

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_x^0 &= \frac{\partial u_0}{\partial x}, k_x^b = -\frac{\partial^2 w_b}{\partial x^2}, k_x^s = -\frac{\partial^2 w_s}{\partial x^2} \\
 \varepsilon_y^0 &= \frac{\partial v_0}{\partial y}, k_y^b = -\frac{\partial^2 w_b}{\partial y^2}, k_y^s = -\frac{\partial^2 w_s}{\partial y^2} \\
 \gamma_{xy}^0 &= \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x}, k_{xy}^b = -2\frac{\partial^2 w_b}{\partial x \partial y}, k_{xy}^s = -2\frac{\partial^2 w_s}{\partial x \partial y} \\
 \gamma_{yz}^s &= \frac{\partial w_s}{\partial y}, \gamma_{xz}^s = \frac{\partial w_s}{\partial x}, g(z) = 1 - f'(z), f'(z) = \frac{df(z)}{dz}
 \end{aligned} \tag{III.7b}$$

III.5. Equations constitutives

Sous l'hypothèse que chaque couche possède un plan de symétrie élastique parallèle au plan(x,y) les équations constitutives pour une couche peuvent être écrites comme suit :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \tag{III.8}$$

Où sont les rigidités de la couche considérée : Q_{ij}

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}}, Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}}, Q_{22} = \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}}, Q_{66} = G_{12}, Q_{44} = G_{23}, Q_{55} = G_{13} \tag{III.8a}$$

Etant donné que le stratifié est composé de plusieurs couches orthotropes orientés de manière arbitraire par rapport aux coordonnées principales du stratifié, les équations constitutives de chaque couche doivent être transformées en coordonnées du stratifié (x,y). Les relations contrainte-déformation dans les coordonnées du stratifié de la $k^{ème}$ couche sont donnés par :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} & 0 & 0 \\ \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} & 0 & 0 \\ \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{11} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}^{(k)} \tag{III.9}$$

Où les rigidités sont données par : \bar{Q}_{ij}

$$\begin{aligned}
\bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\
\bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\cos^4 \theta + \sin^4 \theta) \\
\bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\
\bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\
\bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos \theta \sin^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \\
\bar{Q}_{66} &= [Q_{11} + Q_{12} - 2(Q_{12} + Q_{66})] \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\cos^4 \theta + \sin^4 \theta) \\
\bar{Q}_{44} &= Q_{44} \cos^2 \theta + Q_{55} \sin^2 \theta \\
\bar{Q}_{45} &= (Q_{55} - Q_{44}) \cos \theta \sin \theta \\
\bar{Q}_{55} &= Q_{55} \cos^2 \theta + Q_{44} \sin^2 \theta
\end{aligned} \tag{III.10}$$

III.6. Equations gouvernantes

Les équations gouvernantes sont obtenues en utilisant le principe des travaux virtuel qui est donné par : (Adim, 2016)

$$U - V = 0 \tag{III.11}$$

L'énergie de déformation de la plaque est donnée par :

$$U = \frac{1}{2} \int_A \left(N_x \delta \varepsilon_x^0 + N_y \delta \varepsilon_y^0 + N_{xy} \delta \gamma_{xy}^0 + M_x^b \delta K_x^b + M_y^b \delta K_y^b + M_{xy}^s \delta K_{xy}^s + M_x^s \delta K_x^s + M_y^s \delta K_y^s + M_{xy}^s \delta K_{xy}^s + S_{yz}^s \delta \gamma_{yz}^s + S_{xz}^s \delta \gamma_{xz}^s \right) dx dy \tag{III.12}$$

D'où les efforts normaux N et les moments résultants M^b , M^s et S^s sont définis par :

$$\begin{aligned}
(N_x, N_y, N_{xy}) &= \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) dz = \sum_{k=1}^{n_p} \int_{Z_k}^{Z_{k+1}} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) dz \\
(M_x^b, M_y^b, M_{xy}^b) &= \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) z dz = \sum_{k=1}^{n_p} \int_{Z_k}^{Z_{k+1}} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) z dz \\
(M_x^s, M_y^s, M_{xy}^s) &= \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) f(z) dz = \sum_{k=1}^{n_p} \int_{Z_k}^{Z_{k+1}} (\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}) f(z) dz \\
(S_{xz}^s, S_{yz}^s) &= \int_{-h/2}^{h/2} (\tau_{xz}, \tau_{yz}) g(z) dz = \sum_{k=1}^{n_p} \int_{Z_k}^{Z_{k+1}} (\tau_{xz}, \tau_{yz}) g(z) dz
\end{aligned} \tag{III.13}$$

Substituant l'équation (III.7) dans l'équation (III.12) et en intégrant suivant l'épaisseur de la plaque, les forces et les moments résultants sont donnés comme :

$$\begin{Bmatrix} N \\ M^b \\ M^s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B & B^s \\ B & D & D^s \\ B^s & D^s & H^s \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon \\ K^b \\ K^s \end{Bmatrix}, \begin{Bmatrix} S_{yz}^s \\ S_{xz}^s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{44}^s & A_{45}^s \\ A_{45}^s & A_{55}^s \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz}^s \\ \gamma_{xz}^s \end{Bmatrix} \quad (\text{III.14})$$

Où :

$$N = \{N_x, N_y, N_{xy}\}^t; M^b = \{M_x^b, M_y^b, M_{xy}^b\}^t; M^s = \{M_x^s, M_y^s, M_{xy}^s\}^t \quad (\text{III.15a})$$

$$\varepsilon = \{\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \varepsilon_{xy}^0\}^t; K^b = \{K_x^b, K_y^b, K_{xy}^b\}^t; K^s = \{K_x^s, K_y^s, K_{xy}^s\}^t \quad (\text{III.15b})$$

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{III.15c})$$

$$B^s = \begin{bmatrix} B_{11}^s & B_{11}^s & B_{11}^s \\ B_{11}^s & B_{11}^s & B_{11}^s \\ B_{11}^s & B_{11}^s & B_{11}^s \end{bmatrix}, D^s = \begin{bmatrix} D_{11}^s & D_{11}^s & D_{11}^s \\ D_{11}^s & D_{11}^s & D_{11}^s \\ D_{11}^s & D_{11}^s & D_{11}^s \end{bmatrix}, H^s = \begin{bmatrix} H_{11}^s & H_{11}^s & H_{11}^s \\ H_{11}^s & H_{11}^s & H_{11}^s \\ H_{11}^s & H_{11}^s & H_{11}^s \end{bmatrix} \quad (\text{III.15d})$$

Où Les composantes de rigidité A_{ij}, B_{ij} etc., sont définis par :

$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, B_{ij}^s, D_{ij}^s, H_{ij}^s) = \sum_{K=1}^{n_p} \int_{Z_k}^{Z_{k+1}} \overline{Q_{ij}}(1, z, z^2, f(z), zf(z), f^2(z)) dz \quad (i, j) = (1, 2, 6) \quad (\text{III.16a})$$

$$A_{ij}^s = \sum_{K=1}^{n_p} \int_{Z_k}^{Z_{k+1}} \overline{Q_{ij}} [g(z)]^2 dz \quad (i, j) = (4, 5) \quad (\text{III.16b})$$

Et V est l'énergie due aux charges extérieures qui est donnée par :

$$V = \frac{1}{2} \int_A q \delta(w_b + w_s) dA \quad (\text{III.17})$$

Ou q est la charge appliquée.

Substituant les équations (III.12) dans l'équation (III.11) et intégrant par partie, mettant les coefficients $\delta u_0, \delta v_0, \delta w_b$ et δw_s nuls séparément on obtient les équations d'équilibres suivants :

$$\delta u_0 : \frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} = 0 \quad (\text{III.18a})$$

$$\delta v_0 : \frac{\partial N_y}{\partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} = 0 \quad (\text{III.18b})$$

$$\delta w_b : \frac{\partial^2 M_x^b}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}^b}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y^b}{\partial y^2} + q = 0 \quad (\text{III.18c})$$

$$\delta w_s : \frac{\partial^2 M_x^s}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}^s}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y^s}{\partial y^2} + \frac{\partial S_{xz}^s}{\partial x} + \frac{\partial S_{yz}^s}{\partial y} + q = 0 \quad (\text{III.18d})$$

Les équations (III.18) peuvent être exprimées en termes de déplacements $\delta u_0, \delta v_0, \delta w_b$ et δw_s en substituant l'équation (III.14) dans (III.18) :

$$\begin{aligned} & A_{11} \frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} + 2A_{16} \frac{\partial^2 u_0}{\partial x \partial y} + A_{66} \frac{\partial^2 u_0}{\partial y^2} + A_{16} \frac{\partial^2 v_0}{\partial x^2} + (A_{12} + A_{66}) \frac{\partial^2 v_0}{\partial x \partial y} + A_{26} \frac{\partial^2 v_0}{\partial y^2} \\ & - B_{11} \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^3} - 3B_{16} \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^2 \partial y} - (B_{12} + 2B_{66}) \frac{\partial^3 w_b}{\partial x \partial y^2} - B_{26} \frac{\partial^3 w_b}{\partial y^3} \\ & - B_{11}^s \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^3} - 3B_{16}^s \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^2 \partial y} - (B_{12}^s + 2B_{66}^s) \frac{\partial^3 w_b}{\partial x \partial y^2} - B_{26}^s \frac{\partial^3 w_b}{\partial y^3} = 0 \end{aligned} \quad (\text{III.19a})$$

$$\begin{aligned} & A_{16} \frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} + (A_{12} + A_{66}) \frac{\partial^2 u_0}{\partial x \partial y} + A_{26} \frac{\partial^2 u_0}{\partial y^2} + A_{66} \frac{\partial^2 v_0}{\partial x^2} + 2A_{26} \frac{\partial^2 v_0}{\partial x \partial y} + A_{22} \frac{\partial^2 v_0}{\partial y^2} \\ & - B_{16} \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^3} - (B_{12} + 2B_{66}) \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^2 \partial y} - 3B_{26} \frac{\partial^3 w_b}{\partial x \partial y^2} - B_{22} \frac{\partial^3 w_b}{\partial y^3} \\ & - B_{16}^s \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^3} - (B_{12}^s + 2B_{66}^s) \frac{\partial^3 w_b}{\partial x^2 \partial y} - 3B_{26}^s \frac{\partial^3 w_b}{\partial x \partial y^2} - B_{22}^s \frac{\partial^3 w_b}{\partial y^3} = 0 \end{aligned} \quad (\text{III.19b})$$

$$\begin{aligned} & B_{11} \frac{\partial^3 u_0}{\partial x^3} + 3B_{16} \frac{\partial^3 u_0}{\partial x^2 \partial y} + (B_{12} + 2B_{66}) \frac{\partial^3 u_0}{\partial x \partial y^2} + B_{26} \frac{\partial^3 u_0}{\partial y^3} \\ & + B_{16} \frac{\partial^3 v_0}{\partial x^3} + (B_{12} + 2B_{66}) \frac{\partial^3 v_0}{\partial x^2 \partial y} + 3B_{26} \frac{\partial^3 v_0}{\partial x \partial y^2} + B_{22} \frac{\partial^3 v_0}{\partial y^3} \\ & - D_{11} \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^4} - 4D_{16} \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^3 \partial y} - 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^2 \partial y^2} - 4D_{26} \frac{\partial^4 w_b}{\partial x \partial y^3} - D_{22} \frac{\partial^4 w_b}{\partial y^4} \\ & - D_{11}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^4} - 4D_{16}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^3 \partial y} - 2(D_{12}^s + 2D_{66}^s) \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^2 \partial y^2} - 4D_{26}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial x \partial y^3} - D_{22}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial y^4} = 0 \end{aligned} \quad (\text{III.19c})$$

$$\begin{aligned}
& B_{11}^s \frac{\partial^3 u_0}{\partial x^3} + 3B_{16}^s \frac{\partial^3 u_0}{\partial x^2 \partial y} + (B_{12}^s + 2B_{66}^s) \frac{\partial^3 u_0}{\partial x \partial y^2} + B_{26}^s \frac{\partial^3 u_0}{\partial y^3} \\
& + B_{16}^s \frac{\partial^3 v_0}{\partial x^3} + (B_{12}^s + 2B_{66}^s) \frac{\partial^3 v_0}{\partial x^2 \partial y} + 3B_{26}^s \frac{\partial^3 v_0}{\partial x \partial y^2} + B_{22}^s \frac{\partial^3 v_0}{\partial y^3} \\
& - D_{11}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^4} - 4D_{16}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^3 \partial y} - 2(D_{12}^s + 2D_{66}^s) \frac{\partial^4 w_b}{\partial x^2 \partial y^2} - 4D_{26}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial x \partial y^3} - D_{22}^s \frac{\partial^4 w_b}{\partial y^4} \\
& - H_{11}^s \frac{\partial^4 w_s}{\partial x^4} - 4H_{16}^s \frac{\partial^4 w_s}{\partial x^3 \partial y} - 2(H_{12}^s + 2H_{66}^s) \frac{\partial^4 w_s}{\partial x^2 \partial y^2} - 4H_{26}^s \frac{\partial^4 w_s}{\partial x \partial y^3} - H_{22}^s \frac{\partial^4 w_s}{\partial y^4} \\
& + A_{55}^s \frac{\partial^2 w_s}{\partial x^2} + A_{44}^s \frac{\partial^2 w_s}{\partial y^2} + 2A_{45}^s \frac{\partial^2 w_s}{\partial x \partial y} = 0
\end{aligned} \tag{III.19d}$$

III.7. Solution de Navier des plaques composites stratifiées simplement appuyées

III.7.1. Cas des composites stratifiées à plis croisés (0°/90°) (cross-ply)

Les solutions de Navier peuvent être développés pour les stratifiées rectangulaires avec deux ensembles de conditions aux limites simplement appuyés, pour les stratifiées antisymétriques à plis croisés (cross-ply). Les rigidités de la plaque suivantes sont nulles.

$$\begin{aligned}
A_{16} &= A_{26} = D_{16} = D_{26} = D_{16}^s = D_{26}^s = H_{16}^s = H_{26}^s = 0 \\
B_{12} &= B_{26} = B_{16} = B_{66} = B_{12}^s = B_{16}^s = B_{26}^s = B_{66}^s = A_{45}^s = 0 \\
B_{22} &= -B_{11}, B_{22}^s = -B_{11}^s
\end{aligned} \tag{III.20}$$

Où les conditions aux limites peuvent être écrites comme suit :

$$\begin{aligned}
v(0, y) &= w_b(0, y) = w_s(0, y) = \frac{\partial w_b}{\partial y}(0, y) = \frac{\partial w_s}{\partial y}(0, y) = 0 \\
v(a, y) &= w_b(a, y) = w_s(a, y) = \frac{\partial w_b}{\partial y}(a, y) = \frac{\partial w_s}{\partial y}(a, y) = 0 \\
N_x(0, y) &= M_x^b(0, y) = M_x^s(0, y) = N_x(a, y) = M_x^b(a, y) = M_x^s(a, y) = 0 \\
u(x, 0) &= w_b(x, 0) = w_s(x, 0) = \frac{\partial w_b}{\partial x}(x, 0) = \frac{\partial w_s}{\partial x}(x, 0) = 0 \\
u(x, b) &= w_b(x, b) = w_s(x, b) = \frac{\partial w_b}{\partial x}(x, b) = \frac{\partial w_s}{\partial x}(x, b) = 0 \\
N_x(x, 0) &= M_x^b(x, 0) = M_x^s(x, 0) = N_x(x, b) = M_x^b(x, b) = M_x^s(x, b) = 0
\end{aligned} \tag{III.21}$$

Les conditions aux limites en équation (III.21) sont satisfaites par les expressions suivantes :

$$\begin{aligned}
 u_0(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} U_{mn} \cos(\lambda x) \sin(\mu y) \\
 v_0(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} V_{mn} \sin(\lambda x) \cos(\mu y) \\
 w_b(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{bmn} \sin(\lambda x) \sin(\mu y) \\
 w_s(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{smn} \sin(\lambda x) \sin(\mu y)
 \end{aligned} \tag{III.22}$$

U_{mn} , V_{mn} , W_{bmn} et W_{smn} sont des paramètres arbitraires à déterminer.

$$\lambda = \frac{m\pi}{a} \text{ et } \mu = \frac{n\pi}{b} \tag{III.23}$$

Navier a présenté la force externe sous la forme d'une double série trigonométrique :

$$q(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} Q_{mn} \sin(\lambda x) \sin(\mu y) \tag{III.24}$$

Remplaçant les équations (III.20 et III.22) dans l'équation (III.19), la solution de Navier des stratifiées antisymétriques croisés peut être déterminée à partir de l'équation suivante :

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{12} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} & a_{34} \\ a_{14} & a_{24} & a_{34} & a_{44} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_{mn} \\ V_{mn} \\ W_{bmn} \\ W_{smn} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ q \\ q \end{Bmatrix} \tag{III.25}$$

Où:

$$\begin{aligned}
 a_{11} &= A_{11}\lambda^2 + A_{66}\mu^2, a_{12} = \lambda\mu(A_{12} + A_{66}), a_{13} = -B_{11}\lambda^3 \\
 a_{14} &= -B_{11}^s\lambda^3, a_{22} = A_{66}\lambda^2 + A_{22}\mu^2, a_{23} = B_{11}\mu^3, a_{24} = B_{11}^s\mu^3 \\
 a_{33} &= D_{11}\lambda^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})\lambda^2\mu^2 + D_{22}\mu^4 \\
 a_{34} &= D_{11}^s\lambda^4 + 2(D_{12}^s + 2D_{66}^s)\lambda^2\mu^2 + D_{22}^s\mu^4 \\
 a_{44} &= H_{11}^s\lambda^4 + 2(H_{12}^s + 2H_{66}^s)\lambda^2\mu^2 + H_{22}^s\mu^4 + A_{55}^s\lambda^2 + A_{44}^s\mu^2
 \end{aligned} \tag{III.26}$$

III.7.2. Cas des composites stratifiées à plis alternés et équilibrés ($\theta^\circ/-\theta^\circ$) (angle-ply)

Pour les stratifiées antisymétriques alternées et équilibrés (angle-ply), les rigidités suivantes de la plaque sont nulles :

$$\begin{aligned} A_{16} = A_{26} = D_{16} = D_{26} = D_{16}^s = D_{26}^s = H_{16}^s = H_{26}^s = 0 \\ B_{11} = B_{12} = B_{22} = B_{66} = B_{11}^s = B_{12}^s = B_{22}^s = B_{66}^s = A_{45}^s = 0 \end{aligned} \quad (\text{III.27})$$

Les conditions aux limites suivantes pour les stratifiées antisymétriques alternées et équilibrés peuvent être écrites comme :

$$\begin{aligned} u(0, y) = w_b(0, y) = w_s(0, y) = \frac{\partial w_b}{\partial y}(0, y) = \frac{\partial w_s}{\partial y}(0, y) = 0 \\ u(a, y) = w_b(a, y) = w_s(a, y) = \frac{\partial w_b}{\partial y}(a, y) = \frac{\partial w_s}{\partial y}(a, y) = 0 \\ N_{xy}(0, y) = M_x^b(0, y) = M_x^s(0, y) = N_{xy}(a, y) = M_x^b(a, y) = M_x^s(a, y) = 0 \\ v(x, 0) = w_b(x, 0) = w_s(x, 0) = \frac{\partial w_b}{\partial x}(x, 0) = \frac{\partial w_s}{\partial x}(x, 0) = 0 \\ v(x, b) = w_b(x, b) = w_s(x, b) = \frac{\partial w_b}{\partial x}(x, b) = \frac{\partial w_s}{\partial x}(x, b) = 0 \\ N_{xy}(x, 0) = M_y^b(x, 0) = M_y^s(x, 0) = N_{xy}(x, b) = M_y^b(x, b) = M_y^s(x, b) = 0 \end{aligned} \quad (\text{III.28})$$

Les conditions aux limites en équation (III.28) sont satisfaites par les expressions suivantes :

$$\begin{aligned} u_0(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} U_{mn} \sin(\lambda x) \cos(\mu y) \\ v_0(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} V_{mn} \cos(\lambda x) \sin(\mu y) \\ w_b(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{bmn} \sin(\lambda x) \sin(\mu y) \\ w_s(x, y) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{smn} \sin(\lambda x) \sin(\mu y) \end{aligned} \quad (\text{III.29})$$

Remplaçant les équations (III.27 et III.29) en équation (III.19), l'équation (III.25) peut être résolue en utilisant les coefficients suivants :

$$a_{11} = A_{11}\lambda^2 + A_{66}\mu^2, a_{12} = \lambda\mu(A_{12} + A_{66}), a_{13} = -(3B_{16}\lambda^2\mu + B_{26}\mu^3) \quad (\text{III.30a})$$

$$a_{14} = -(3B_{16}^s\lambda^2\mu + B_{26}^s\mu^3), a_{22} = A_{66}\lambda^2 + A_{22}\mu^2, a_{23} = -(B_{16}\lambda^3 + 3B_{26}\lambda\mu^2) \quad (\text{III.30b})$$

$$a_{33} = D_{11}\lambda^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})\lambda^2\mu^2 + D_{22}\mu^4, a_{24} = -(B_{16}^s\lambda^3 + 3B_{26}^s\lambda\mu^2) \quad (\text{III.30c})$$

$$a_{34} = D_{11}^s\lambda^4 + 2(D_{12}^s + 2D_{66}^s)\lambda^2\mu^2 + D_{22}^s\mu^4 \quad (\text{III.30d})$$

$$a_{44} = H_{11}^s\lambda^4 + 2(H_{12}^s + 2H_{66}^s)\lambda^2\mu^2 + H_{22}^s\mu^4 + A_{55}^s\lambda^2 + A_{44}^s\mu^2 \quad (\text{III.30e})$$

III.8. Conclusion

Dans ce chapitre, une étude statique des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites sous divers conditions aux limites a été présentée en utilisant une théorie raffinée d'ordre élevé à quatre variables. Nous avons exposé dans ce chapitre : Les hypothèses de la présente théorie la relation entre les composantes de déformations et celles de déplacements, les équations d'équilibre qui sont obtenues en utilisant le principe des travaux virtuels, les solutions sont obtenues par la solution de Navier.

Deux types de plaques stratifiées antisymétriques ont été considérés dans cette étude : les plaques croisées (cross-ply) ou les orientations dans ce cas doivent être soit 0° ou bien 90° , le deuxième type est les plaques alternées et équilibrées ($\theta^\circ/-\theta^\circ$) qui diffèrent du premier type d'orientation.



***Validation et
discussion
Des résultats***

Chapitre IV. Validation et discussion des résultats

IV.1. Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter un ensemble de résultats obtenus suite à l'exécution du programme de calcul développé en utilisant une nouvelle théorie raffinée d'ordre élevé, nous présenterons les résultats d'étude statique en confrontant nos résultats avec ceux publiés dans la littérature. Les résultats sont représentés par des tableaux et des courbes de la flèche et des contraintes normales et tangentielles.

Dans cette partie on va présenter une validation de la présente théorie raffinée à ordre élevée proposée en comparant les résultats obtenus en utilisant cette théorie raffinée à quatre variables avec les autres théories, après on va réaliser une étude paramétrique pour déterminer les facteurs qui influent sur la flexion des plaques stratifiées en matériaux composites.

Les caractéristiques mécaniques de la plaque utilisée dans cette application numérique sont :

Matériau 1 (Adim, 2016): $E_1 = 40E_2$, $G_{12} = G_{13} = 0.5E_2$, $G_{23} = 0.6E_2$, $\nu_{12} = 0.25$

La flèche adimensionnelle est obtenue par la formule :

$$\begin{aligned} \bar{w} &= \frac{100h^3 E_2}{a^4 q_0}, \quad \bar{\sigma}_x = \frac{h^2}{q_0 a^2}, \quad \bar{\sigma}_y = \frac{h^2}{q_0 a^2}, \\ \bar{\tau}_{xy} &= \frac{h^2}{q_0 a^2}, \quad \bar{\tau}_{xz} = \frac{h}{q_0 a} \end{aligned} \quad (IV.1)$$

Tableau IV.1. Propriétés matérielles des fibres et de la matrice utilisés (Berthelot, 2005)

Matériau	Module d'Young E(GPa)	Coefficient de Poisson ν
Verre E	73	0.22
Verre R	86	0.22
Carbone HM	380	0.33
Carbone HR	260	0.33
Kevlar 49	135	0.37
Matrice époxyde	3.45	0.30
La fraction volumique $V_f = 0.46$		

Tableau IV.2. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée et rectangulaire stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_1$ en matériaux composites.

a/h	Théorie	\bar{w}	
		Plaque carré (a = b)	Plaque rectangulaire (b=3a)
4	Ren (Ren, 1990)	1.4471	3.9653
	Reddy (Reddy, 1984)	1.0203	3.1560
	Présente	1.0209	3.0988
10	Ren (Ren, 1990)	0.6427	2.3953
	Reddy (Reddy, 1984)	0.5581	2.2439
	Présente	0.5589	2.2343
100	Ren (Ren, 1990)	0.4685	2.0686
	Reddy (Reddy, 1984)	0.4676	2.0671
	Présente	0.4685	2.0688

Le tableau IV.2 représente la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée et rectangulaire stratifiée en matériaux composites $(45^\circ/-45^\circ)_1$ en fonction de séquence d'empilement, et du rapport coté sur l'épaisseur a/h .

De la comparaison des résultats de la présente théorie raffinée d'ordre élevé de cisaillement transverse avec celles des autres théories d'ordre élevé (Reddy et Ren), on constate une bonne convergence des résultats.

Tableau IV.3. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} et les contraintes normales et de cisaillement d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_1$ en matériaux composites

Nombre de plis	a/h	Théorie	\bar{w}	$\bar{\sigma}_x$	$\bar{\sigma}_y$	$\bar{\tau}_{xy}$
$(0^\circ/90^\circ)_1$	2	Pagano (Pagano, 1970)	4.9362	-0.9070	1.4480	-0.0964
		Reddy (Reddy, 1984)	4.5619	-1.4277	1.4277	-0.0719
		Présente	4.5619	-1.4277	1.4277	-0.0719
	5	Pagano (Pagano, 1970)	1.7287	-0.7723	0.8036	-0.0586
		Reddy (Reddy, 1984)	1.6670	-0.8385	0.8385	-0.0558
		Présente	1.6670	-0.8385	0.8385	-0.0558
	10	Pagano (Pagano, 1970)	1.2318	-0.7317	0.7353	-0.0540
		Reddy (Reddy, 1984)	1.2161	-0.7468	0.7468	-0.0533
		Présente	1.2161	-0.7468	0.7468	-0.0533
	20	Pagano (Pagano, 1970)	1.1060	-0.7200	0.7206	-0.0529
		Reddy (Reddy, 1984)	1.1018	-0.7235	0.7235	-0.0527
		Présente	1.1018	-0.7235	0.7235	-0.0527
	100	Pagano (Pagano, 1970)	1.0742	-0.7219	0.7219	-0.0529
		Reddy (Reddy, 1984)	1.0651	-0.7161	0.7161	-0.0525
		Présente	1.0651	-0.7161	0.7161	-0.0525

Le tableau IV.3 représente la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} et les contraintes normales et tangentielles d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites $(0^\circ/90^\circ)_1$ en fonction du rapport coté sur l'épaisseur a/h .

Les résultats de la présente théorie raffinée d'ordre élevé de cisaillement transverse sont presque identiques à celles obtenues en utilisant les autres théories d'ordre élevé (Reddy et Pagano), sachant que la présente théorie inclut seulement quatre variables contre cinq ou plus dans les autres théories d'ordre élevé. De cette comparaison on conclut que la présente théorie est valide pour la détermination de la flèche ainsi que les contraintes normales et de cisaillement des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites.

Tableau IV.4. Effet de séquence d'empilement et le rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_n$ en matériaux composites

Nombre de plis	E_1/E_2				
	5	10	20	30	40
$(0^\circ/90^\circ)_1$	2.0403	1.6931	1.2927	1.0552	0.8963
$(0^\circ/90^\circ)_2$	1.6463	1.1302	0.7227	0.5489	0.4525
$(0^\circ/90^\circ)_3$	1.5891	1.0651	0.6699	0.5066	0.4173
$(0^\circ/90^\circ)_4$	1.5699	1.0440	0.6533	0.4933	0.4062
$(0^\circ/90^\circ)_5$	1.5612	1.0345	0.6458	0.4874	0.4013
$(0^\circ/90^\circ)_6$	1.5564	1.0294	0.6418	0.4842	0.3986
$(0^\circ/90^\circ)_8$	1.5518	1.0244	0.6379	0.4811	0.3961
$(0^\circ/90^\circ)_{10}$	1.5497	1.0221	0.6361	0.4797	0.3949
$(0^\circ/90^\circ)_{16}$	1.5473	1.0196	0.6342	0.4781	0.3936
$(0^\circ/90^\circ)_{32}$	1.5462	1.0184	0.6333	0.4774	0.3930

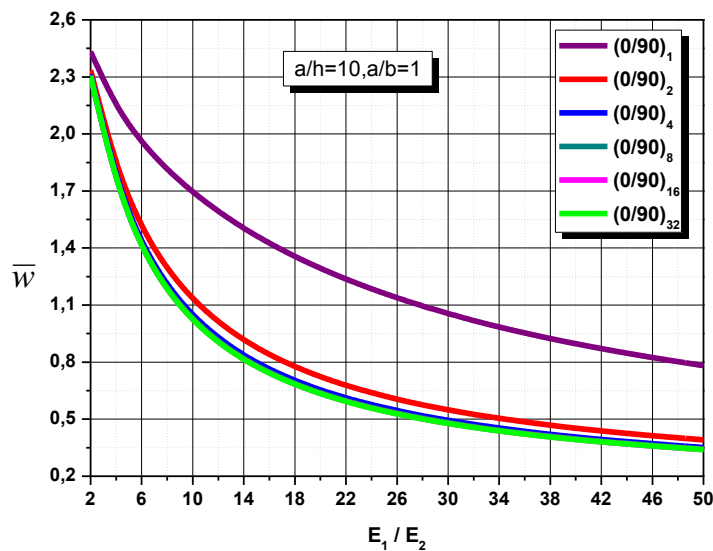


Figure IV.1. Effet de rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée croisée $(0^\circ/90^\circ)_n$ en matériaux composites.

Tableau IV.5. Effet de séquence d'empilement et le rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_n$ en matériaux composites

Nombre de plis	E_1/E_2				
	5	10	20	30	40
$(45^\circ/-45^\circ)_1$	1.6339	1.2232	0.8556	0.6715	0.5589
$(45^\circ/-45^\circ)_2$	1.3281	0.8413	0.5205	0.3966	0.3305
$(45^\circ/-45^\circ)_3$	1.3061	0.8162	0.4998	0.3797	0.3163
$(45^\circ/-45^\circ)_4$	1.2986	0.8077	0.4929	0.3741	0.3115
$(45^\circ/-45^\circ)_5$	1.2951	0.8038	0.4897	0.3715	0.3094
$(45^\circ/-45^\circ)_6$	1.2932	0.8017	0.4880	0.3701	0.3082
$(45^\circ/-45^\circ)_8$	1.2913	0.7996	0.4863	0.3687	0.3070
$(45^\circ/-45^\circ)_{10}$	1.2905	0.7987	0.4856	0.3681	0.3065
$(45^\circ/-45^\circ)_{16}$	1.2895	0.7976	0.4847	0.3674	0.3059
$(45^\circ/-45^\circ)_{32}$	1.2891	0.7972	0.4843	0.3671	0.3056

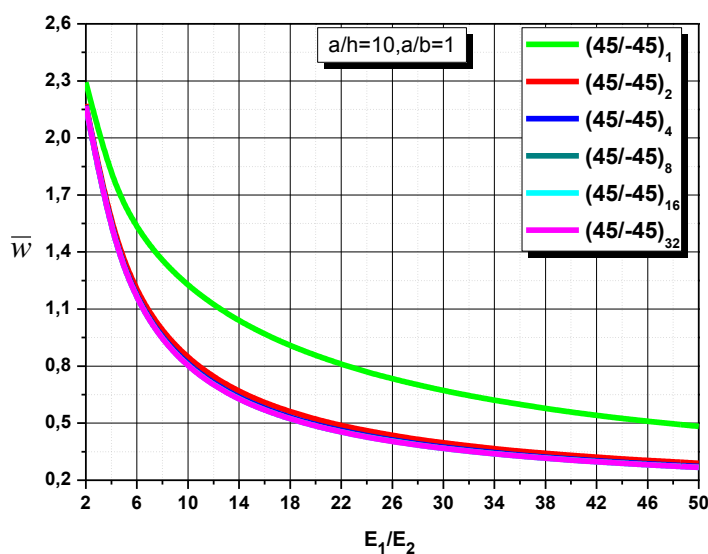


Figure IV.2. Effet de rapport de rigidité E_1/E_2 sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée alternée $(45^\circ/-45^\circ)_n$ en matériaux composites.

Les tableaux (IV.4 et IV.5) ainsi que les figures (IV.1 et IV.2) représentent la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites $(0^\circ/90^\circ)_n$ et $(45^\circ/-45^\circ)_n$ et en fonction de séquence d'empilement, et le rapport de rigidité E_1/E_2 .

D'où on a constaté que la diminution de la flèche des plaques dépend de l'augmentation de rapport de rigidité E_1/E_2 ce qui est logique puisque lorsque la rigidité de la plaque augmente (on prend E_2 constant et E_1 comme variable) conduit à la croissance de la résistance de la plaque vis-à-vis la flexion et qui devient par la suite plus stable.

De plus, la flèche diminue progressivement avec l'augmentation de la séquence d'empilement (nombre des plis) jusqu'au point où elle devient stable pour un stratifié composé de huit couches (la variation de la flèche est insignifiante), d'où on adopte cette valeur optimale dans les calculs qui suivent.

Tableau IV.6. Influence de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types des fibres.

V_f (%)	Verre E	Verre R	Carbone HR	Carbone HM	Kevlar 49
10%	2,3389	2,2404	1,4418	1,1749	1,9212
20%	2,0174	1,8958	1,0912	0,8553	1,5365
30%	1,8557	1,7286	0,9634	0,7390	1,3667
40%	1,7851	1,6569	0,9212	0,6945	1,2958
46%	1,7743	1,6463	0,8746	0,6881	1,2843
50%	1,7788	1,6509	0,9294	0,6910	1,2875
60%	1,8291	1,7025	0,9812	0,7229	1,3328
70%	1,9412	1,8181	1,0873	0,8004	1,4394
80%	2,1356	2,0220	1,2860	0,9604	1,6366
90%	2,4638	2,3761	1,7030	1,3360	2,0050

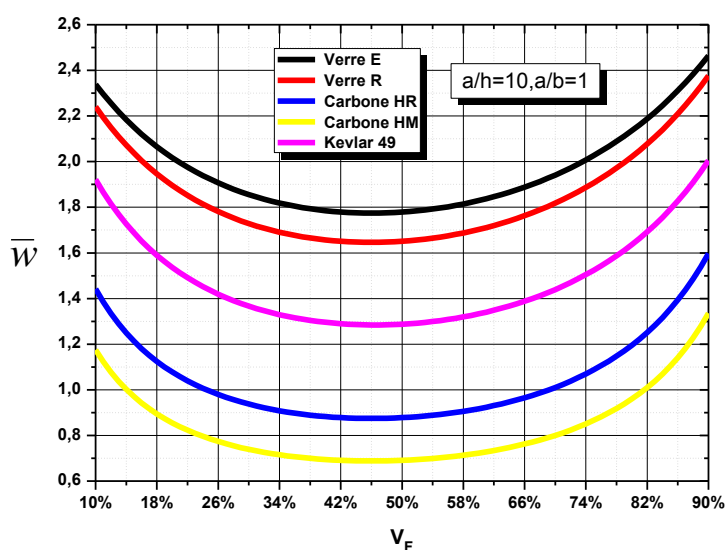


Figure IV.3. Influence de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée croisée $(0^\circ/90^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types de fibres.

Tableau IV.7. Influence de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types de fibres.

V_f %	Verre E	Verre R	Carbone HR	Carbone HM	Kevlar 49
10%	2,5664	2,4553	1,6688	1,4423	2,1215
20%	2,3438	2,2219	1,4991	1,3267	1,8873
30%	2,3380	2,2193	1,5591	1,4122	1,9031
40%	2,4711	2,358	1,7411	1,6067	2,0583
46%	1,4611	1,3355	0,6702	0,5277	1,0114
50%	2,7350	2,6304	2,0464	1,9181	2,3455
60%	3,1645	3,0733	2,5301	2,4055	2,8099
70%	3,8539	3,7911	3,3368	3,2201	3,5753
80%	5,0406	5,0507	4,8799	4,8018	4,9780
90%	7,4644	7,7289	8,9011	9,1015	8,2640

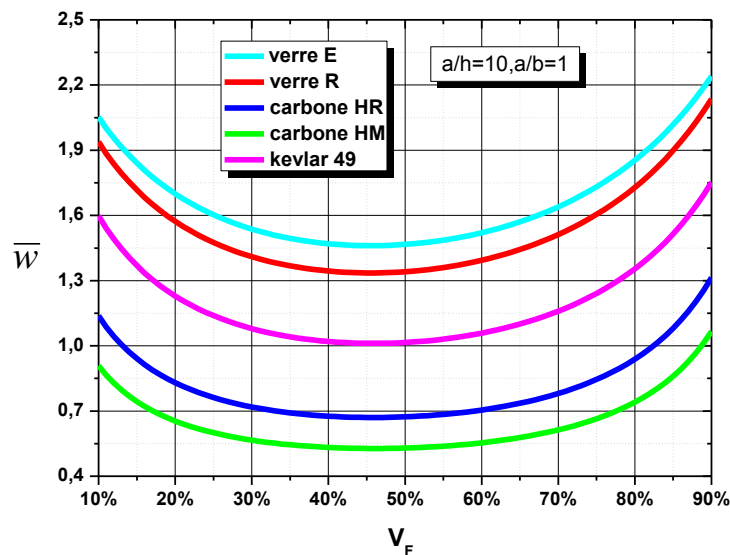


Figure IV.4. Influence de la fraction volumique V_f sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$ en matériaux composites pour différents types de fibres.

Les tableaux (IV.6 et IV.7) ainsi que les figures (IV.3 et IV.4) représentent la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites obtenue en utilisant la présente théorie raffinée d'ordre élevé de cisaillement transverse en fonction de la fraction volumique V_f pour les deux cas de stratification (cross-ply $(0^\circ/90^\circ)_n$ et angle-ply $(45^\circ/-45^\circ)_n$) et les différents types des fibres utilisés (fibre de Carbone (CFRP), fibre de Kevlar (KFRP) et fibre de verre (GFRP)), on constate que la flèche adimensionnelle dépend de la fraction volumique V_f , où la variation de pourcentage des fibres influe directement sur la rigidité de la plaque et par la suite cause de diminution de la flèche graduellement jusqu'à ce qu'ils atteignent son minimum à $V_f = 0,46$ de cette valeur il

Il y a une augmentation de la flèche à cause de l'instabilité de la plaque qui est due à la diminution de la quantité de la matrice. D'où on va prendre $V_f = 0.46$ pour le reste de l'étude comme valeur optimale.

Tableau IV.8. Effet du rapport d'aspect a/b et d'angle d'orientation sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les différents types fibres.

a/b	Type des fibres	Nombre de plis			
		$(15^\circ/-15^\circ)_4$	$(30^\circ/-30^\circ)_4$	$(45^\circ/-45^\circ)_4$	$(0^\circ/-90^\circ)_4$
0.5	Verre E	2,7563	3,0482	3,6397	3,9039
	Verre R	2,4653	2,7399	3,3045	3,5647
	Carbone HR	1,1172	1,2546	1,5618	1,7227
	Carbone HM	0,8627	0,9639	1,1949	1,3190
	Kevlar 49	1,7768	1,9932	2,4545	2,6765
1	Verre E	1,6435	1,4205	1,3396	1,8423
	Verre R	1,5091	1,2911	1,2127	1,7091
	Carbone HR	0,7677	0,6356	0,5911	0,9064
	Carbone HM	0,6029	0,5008	0,4670	0,7125
	Kevlar 49	1,1522	0,9688	0,9046	1,3325
1.5	Verre E	0,8462	0,6636	0,5633	0,6980
	Verre R	0,7984	0,6125	0,5146	0,6473
	Carbone HR	0,4730	0,3309	0,2716	0,3545
	Carbone HM	0,3837	0,2678	0,2221	0,2864
	Kevlar 49	0,6535	0,4785	0,3949	0,5086
2	Verre E	0,4346	0,3371	0,2732	0,2958
	Verre R	0,4182	0,3158	0,2523	0,2746
	Carbone HR	0,2839	0,1867	0,1444	0,1582
	Carbone HM	0,2393	0,1551	0,1216	0,1323
	Kevlar 49	0,3624	0,2564	0,1998	0,2188
2.5	Verre E	0,2370	0,1872	0,1489	0,1473
	Verre R	0,2309	0,1774	0,1389	0,1374
	Carbone HR	0,1737	0,1135	0,0854	0,0846
	Carbone HM	0,1516	0,0966	0,0738	0,0731
	Kevlar 49	0,2083	0,1489	0,1131	0,1119
3	Verre E	0,1390	0,1124	0,0891	0,0837
	Verre R	0,1365	0,1076	0,0838	0,0786
	Carbone HR	0,1104	0,0736	0,0549	0,0517
	Carbone HM	0,0992	0,0639	0,0484	0,0459
	Kevlar 49	0,1265	0,0928	0,0700	0,0656

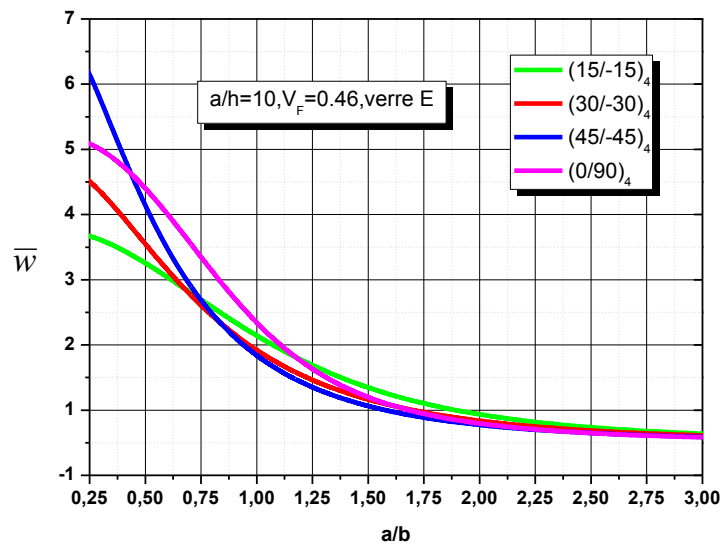


Figure IV.5. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de verre E.

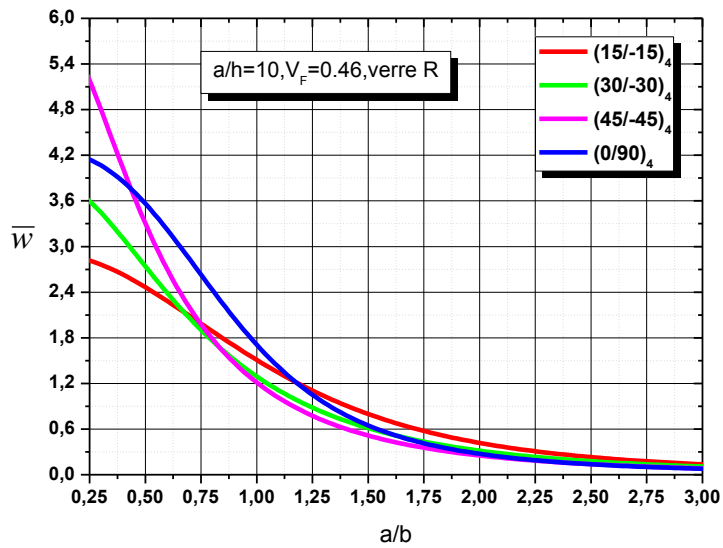


Figure IV.6. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de verre R.

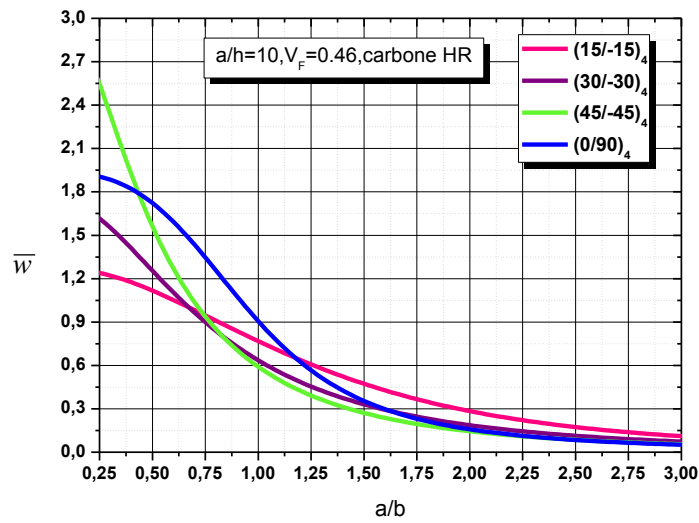


Figure IV.7. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de carbone HR.

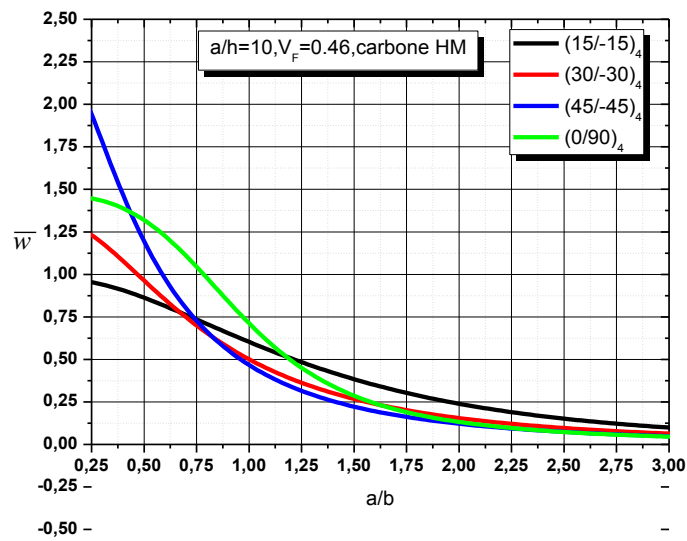


Figure IV.8. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de carbone HM.

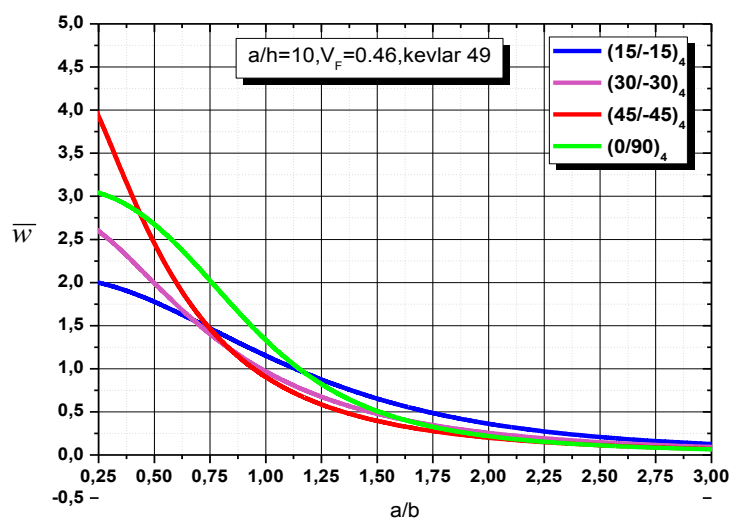


Figure IV.9. Influence du rapport coté sur épaisseur a/b sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour le cas des de kevlar 49.

Tableau IV.9. Effet de rapport d'aspect a/h et l'angle d'orientation sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée en matériaux composites pour les différents types fibres.

a / h	Type de fibres	Nombre de plis			
		$(15^\circ/-15^\circ)_4$	$(30^\circ/-30^\circ)_4$	$(45^\circ/-45^\circ)_4$	$(0^\circ/-90^\circ)_4$
10	Verre E	1,6037	1,3770	1,2907	1,7744
	Verre R	1,4743	1,2523	1,1687	1,6463
	Carbone HR	0,754	0,6187	0,5713	0,8746
	Carbone HM	0,5931	0,4880	0,4520	0,6882
	Kevlar 49	1,1288	0,9411	0,8726	1,2843
20	Verre E	1,4858	1,2588	1,1724	1,6562
	Verre R	1,3563	1,1339	1,0503	1,5280
	Carbone HR	0,6357	0,4996	0,4522	0,7554
	Carbone HM	0,4744	0,3690	0,3331	0,5689
	Kevlar 49	1,0101	0,8220	0,7535	1,1652
30	Verre E	1,4640	1,2368	1,1504	1,6343
	Verre R	1,3344	1,1120	1,0283	1,5060
	Carbone HR	0,6137	0,4775	0,4301	0,7333
	Carbone HM	0,4523	0,3469	0,3109	0,5468
	Kevlar 49	0,9881	0,7999	0,7314	1,1431
40	Verre E	1,4563	1,2292	1,1428	1,6266
	Verre R	1,3268	1,1043	1,0206	1,4983
	Carbone HR	0,6060	0,4698	0,4223	0,7255
	Carbone HM	0,4446	0,3391	0,3032	0,5390
	Kevlar 49	0,9804	0,7922	0,7236	1,1353
50	Verre E	1,4528	1,2256	1,1392	1,6230
	Verre R	1,3232	1,1007	1,0170	1,4948
	Carbone HR	0,6024	0,4662	0,4187	0,7220
	Carbone HM	0,4410	0,3355	0,2996	0,5354
	Kevlar 49	0,9768	0,7886	0,7200	1,1317

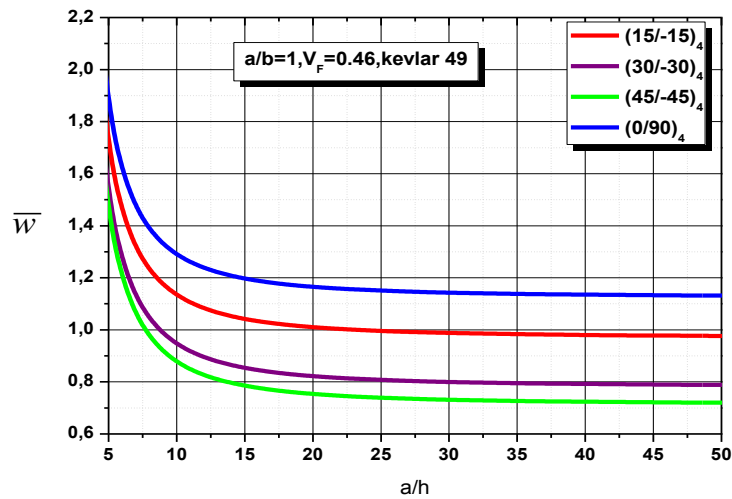


Figure IV.10. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée en matériaux composites pour les fibres de kevlar 49.

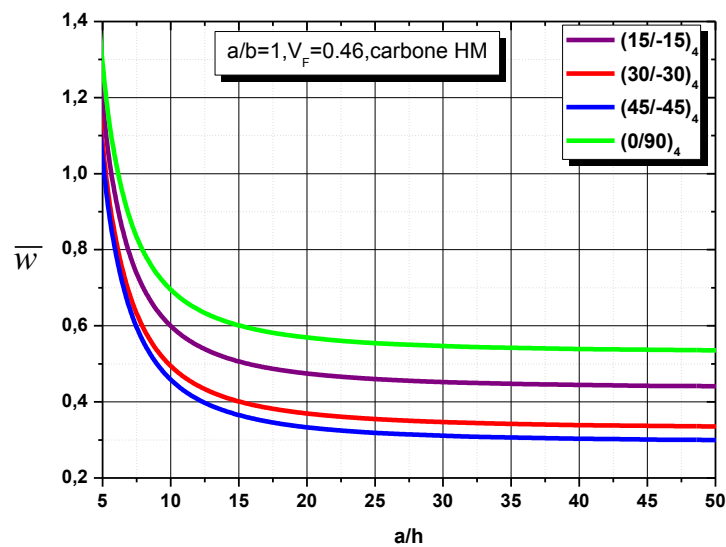


Figure IV.11. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de carbone HM.

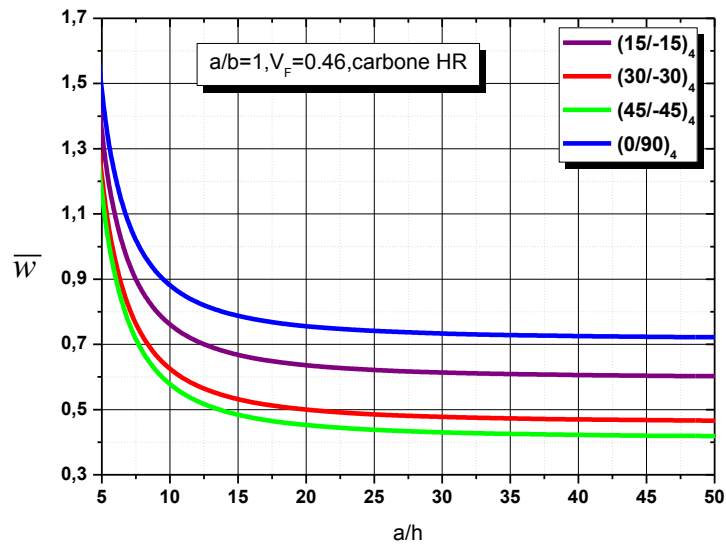


Figure IV.12. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de carbone HR.

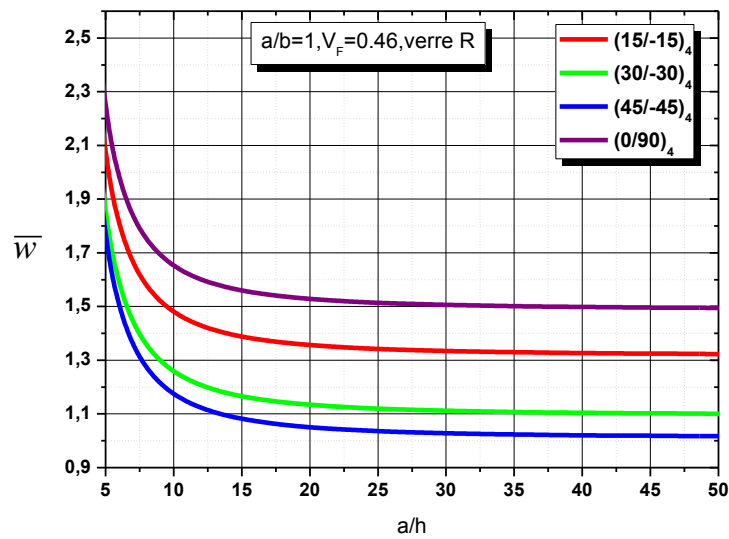


Figure IV.13. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de verre R.

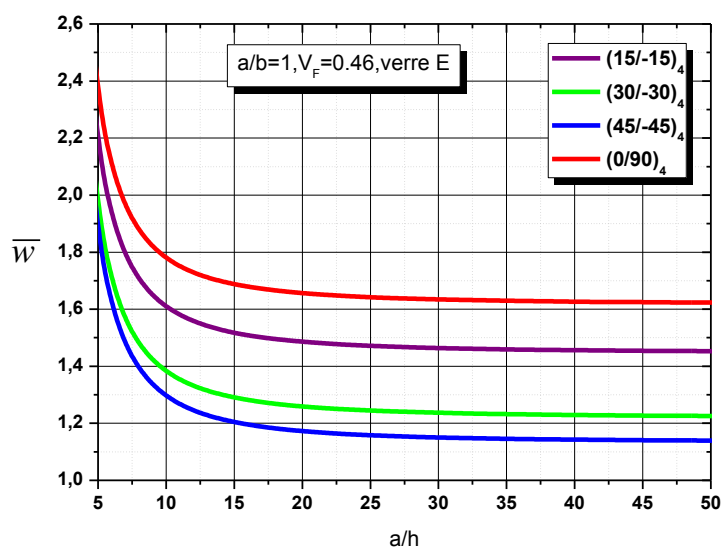


Figure IV.14. Effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h sur la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les fibres de verre E.

Le tableau (IV.8) ainsi que les figures (IV.5-IV.9) représentent la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque stratifiée en matériaux composites en fonction des différents types des fibres (CFRP, KFRP, GFRP). D'où, La flèche diminue en fonction de l'augmentation de rapport d'aspect a/b , ou ils sont maximaux pour les plaques courtes et minimales pour les plaques élancées. Il est à noter que le choix de l'orientation des fibres est conditionné principalement par la géométrie de plaque qui joue un rôle principal dans résistance aux charges mécaniques de la plaque.

Quel que soit l'orientation des fibres choisie ou la géométrie utilisée (le rapport d'aspect a/b), les flèches sont minimales pour le cas des fibres CFRP (carbone HM) et maximales pour le cas des fibres GFRP (verre E), ce qui signifie que le type des fibres utilisée influe directement sur la flèche, ou la rigidité dépend de la fibre choisie. Il est à noter qu'il faut très attentif lors du choix de type de fibres puisque plusieurs paramètres interviennent dans ce choix comme : la rigidité et la résistance aux chocs.

Les tableaux (IV.9) ainsi que les figures (IV.10-IV.14) représentent la variation de la flèche adimensionnelle \bar{w} d'une plaque stratifiée en matériaux composites en fonction de différents types de fibres (CFRP, KFRP, GFRP). D'où, la flèche diminue en fonction de l'augmentation de rapport de coté sur épaisseur a/h , ou ils sont maximaux pour les plaques minces et minimales pour les plaques épaisses.

Tableau IV.10. L'effet d'angle d'orientation sur la variation des contraintes $\bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y, \bar{\tau}_{xy}, \bar{\tau}_{xz}, \bar{\tau}_{yz}$ d'une plaque carrée stratifiée en matériaux composites pour les différents types des fibres.

Nombre de plis	Type de fibres	$\bar{\sigma}_x(z = -h/2)$	$\bar{\sigma}_y(z = h/2)$	$\bar{\tau}_{xy}(z = -h/2)$	$\bar{\tau}_{xz}(z = 0)$	$\bar{\tau}_{yz}(z = 0)$
$(45^\circ/-45^\circ)_4$	Verre E	-0,1659	0,1659	0,1354	0,2391	0,2391
	Verre R	-0,1640	0,1640	0,1367	0,2391	0,2391
	Carbone HR	-0,1590	0,1590	0,1453	0,2390	0,2390
	Carbone HM	-0,1601	0,1601	0,1501	0,2387	0,2387
	Kevlar 49	-0,1625	0,1625	0,1380	0,2392	0,2392
$(0^\circ/90^\circ)_4$	Verre E	-0,3596	0,3596	0,0666	0,2538	0,2538
	Verre R	-0,3768	0,3770	0,0615	0,2543	0,2543
	Carbone HR	-0,4843	0,4843	0,0302	0,2563	0,2563
	Carbone HM	-0,5159	0,5159	0,0227	0,2566	0,2566
	Kevlar 49	-0,4229	0,4229	0,0467	0,2552	0,2552

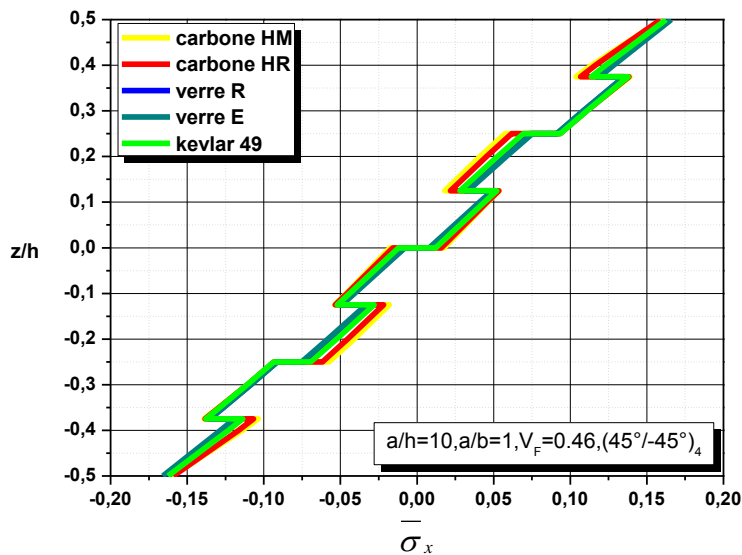


Figure IV.15. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_x$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

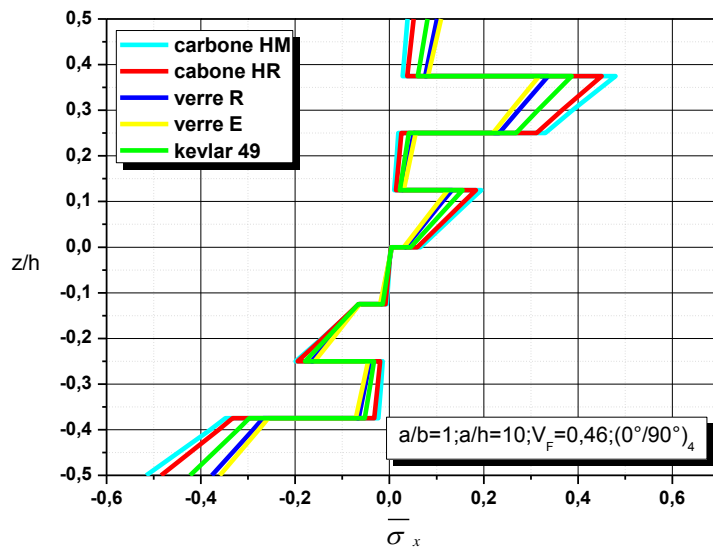


Figure IV.16. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_x$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

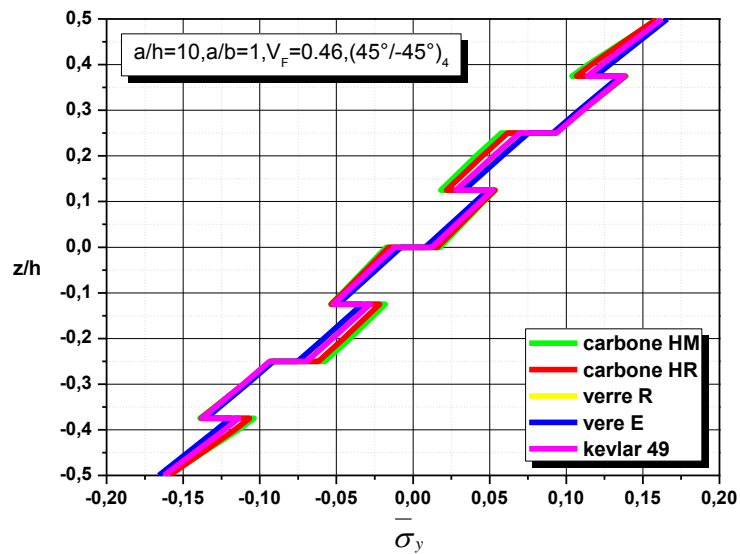


Figure IV.17. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_y$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

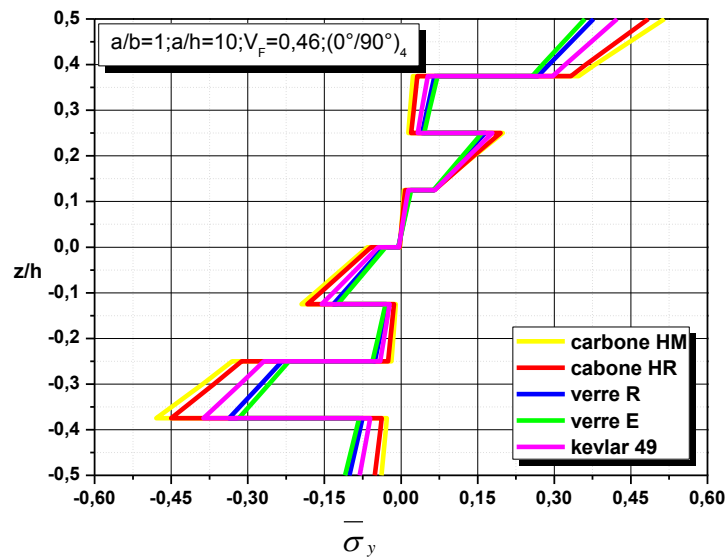


Figure IV.18. Variation de la contrainte normale $\bar{\sigma}_y$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

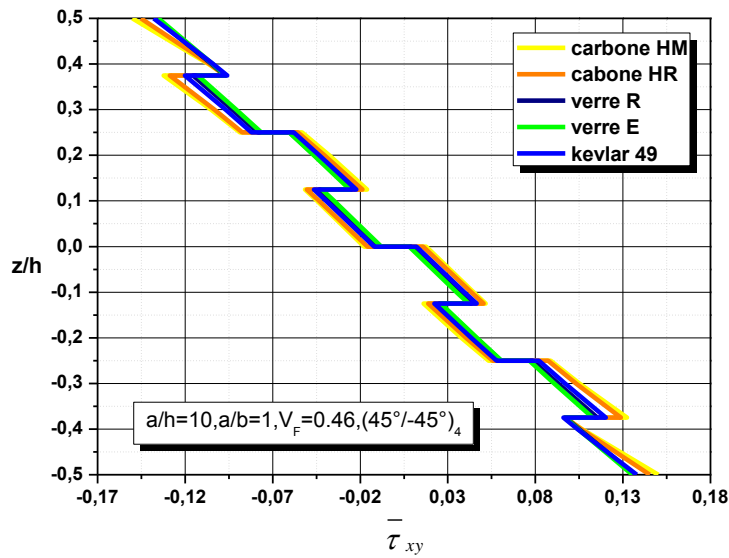


Figure IV.19. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{xy}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

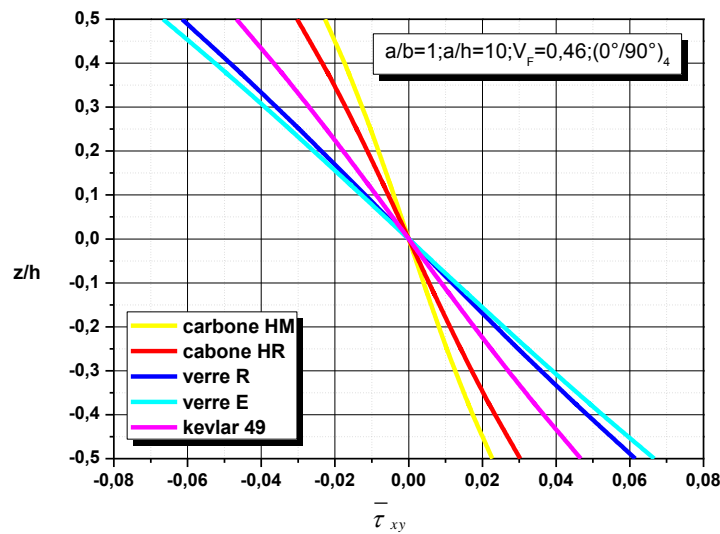


Figure IV.20. Variation de la contrainte tangentielle τ_{xy} suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

Le tableau (IV.10) ainsi que Les figures (IV.15-IV.20) représentent la variation des contraintes normales $\bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y$ et tangentielle $\bar{\tau}_{xy}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carré stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$ et $(45^\circ/-45^\circ)_4$ en matériaux composites soumises à des charges sinusoïdales en fonction de différentes types de fibres (CFRP, KFRP, GFRP). D'où on observe qu'il existe une zone de traction et zone de compression (zone tendu et zone comprimé), et on constate que la variation du type des fibres n'a pas une grande influence sur les contraintes, ou il y a une différence constatée des résultats mais reste mineur.

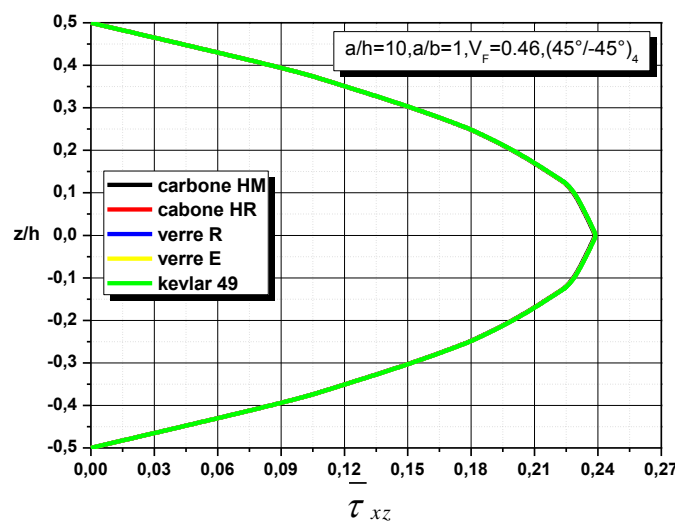


Figure IV.21. Variation de la contrainte tangentielle τ_{xz} suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

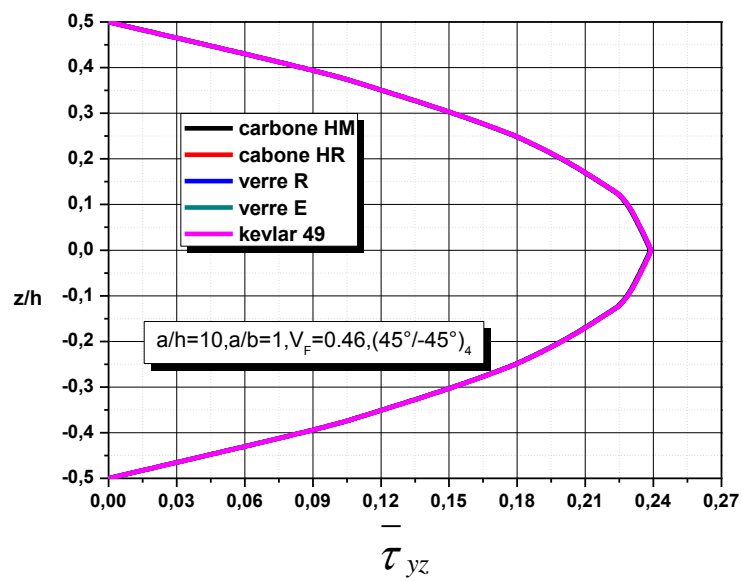


Figure IV.22. Variation de la contrainte tangentielle τ_{yz} suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(45^\circ/-45^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

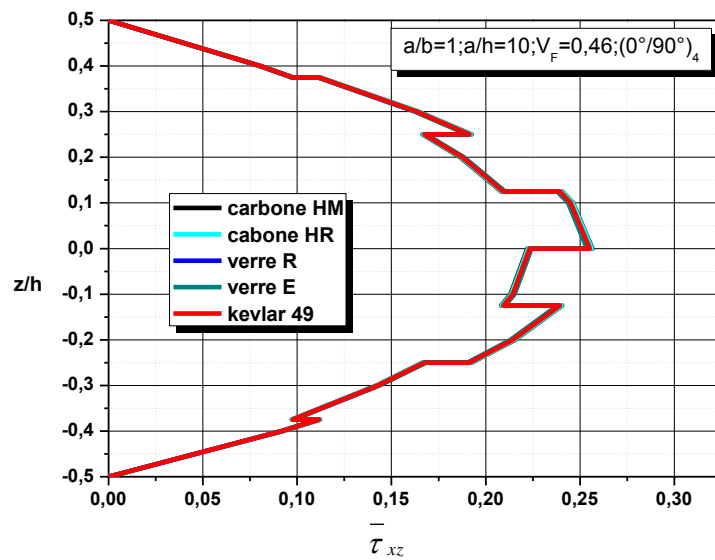


Figure IV.23. Variation de la contrainte tangentielle τ_{xz} suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

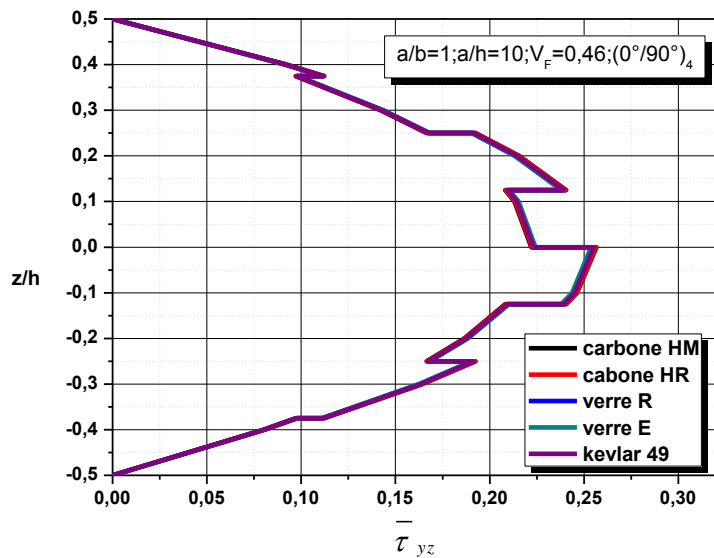


Figure IV.24. Variation de la contrainte tangentielle $\bar{\tau}_{yz}$ suivant l'épaisseur d'une plaque carrée stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$, en matériaux composites pour différents types des fibres.

Le tableau (IV.10) ainsi que les figures (IV.21-IV.24) représentent la variation des contraintes tangentielles $\bar{\tau}_{xz}$, $\bar{\tau}_{yz}$ d'une plaque carré stratifiée $(0^\circ/90^\circ)_4$ et $(45^\circ/-45^\circ)_4$ en matériaux composites en fonction de différents types de fibres (CFRP, KFRP, GFRP).

Ces graphes confirment les hypothèses de notre théorie, ou elle donne la distribution parabolique des contraintes tangentielles suivant l'épaisseur de la plaque et vérifier la nullité de ces contraintes dans les bords supérieure et inférieure de la plaque sans l'aide des facteurs correcteurs de cisaillement. Concernant l'influence de matériau, elle n'existe pas car l'effet de cisaillement est très petit dans l'épaisseur.

IV.2. Conclusion

Cette partie du manuscrit a été consacré à l'analyse de la flexion des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites. Où on a utilisé une théorie raffinée de cisaillement d'ordre élevé à quatre variables. Cette théorie satisfait les conditions de nullité des contraintes de cisaillement dans les bords supérieur et inférieur de la plaque et donne une distribution parabolique à ces contraintes de cisaillement sans l'aide des facteurs correcteurs de cisaillement.

Où une comparaison entre cette présente théorie et les autres théories existantes dans la littérature a été faite en premier lieu en raison de validation de cette théorie, de cette comparaison il est constaté

qu'il y a une convergence des résultats ce qui a confirmé les hypothèses sur lesquelles cette théorie a été fondée.

Deuxièmement, une étude paramétrique a été réalisée pour déterminer les différents facteurs qui influent sur la flexion des plaques stratifiées en matériaux composites à savoir : effet de séquence d'empilement, effet du rapport coté sur l'épaisseur a/h , effet du rapport d'aspect a/b , effet de la fraction volumique V_f , effet de l'orientation des fibres et l'effet de type des fibres utilisé.

À la lumière de cette étude, nous pouvons conclure que la présente théorie est non seulement précise, mais elle est aussi très simple et efficace pour étudier la flexion des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites sous chargement mécanique.



***Conclusion générale
et perspectives***

Conclusion générale et perspectives

L'objectif de ce mémoire est de proposer une nouvelle théorie raffinée de déformation et de cisaillement qui prend en considération l'effet de cisaillement transverse pour l'analyse du comportement en flexion des plaques stratifiées en matériaux composites.

Cette étude est basée sur une théorie de cisaillement raffinée de quatre variables, les équations d'équilibre des plaques en matériaux composites ont été étudiées. Cette théorie d'ordre élevé donne une variation parabolique aux contraintes de cisaillement à travers l'épaisseur sans l'aide des facteurs de correction de cisaillement et satisfait les conditions de nullité de ces contraintes de cisaillement sur les faces supérieure et inférieure de la plaque. Pour montrer l'efficacité de la présente théorie, les résultats obtenus par cette analyse sont comparés avec des résultats existants dans la littérature.

Pour cela une étude paramétrique a été effectuée pour examiner l'influence de l'angle d'orientation des fibres, séquence d'empilement, le rapport coté sur épaisseur a/h , le rapport d'aspect a/b , degré d'orthotrope E_1/E_2 , sur la flèche et les contraintes normales et tangentielles des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites.

Basant sur l'étude précédente on peut tirer les conclusions suivantes :

- ✓ La présente théorie peut fournir des résultats de flèche et les contraintes presque identiques avec les autres théories d'ordre élevé pour toutes types de plaques (minces ou bien épaisses) ;
- ✓ La flèche pour les plaques stratifiées en composites diminue par l'augmentation du rapport d'aspect a/b , c'est-à-dire, la flèche est minimale pour les plaques élancées ;
- ✓ La flèche des plaques stratifiées en composites diminue lorsque le rapport coté sur épaisseur a/h augmente, c'est-à-dire, que les flèches sont maximales pour les plaques épaisses et minimale pour les plaques minces;
- ✓ La flèche et les contraintes dépendent de l'angle d'orientation, où il faut être très attentif pour le choix de cette angle d'orientation;
- ✓ La flèche et les contraintes des plaques stratifiées en composites augmentent lorsque la séquence d'empilement augmente, c'est-à-dire, que la flèche et les contraintes sont maximales pour les plaques qui comportent plus de plis, il est à noter que pour les stratifiées il faut aussi prendre en considération l'aspect économique ;

En conclusion, on peut dire que la présente théorie raffinée proposée est précise, simple et efficace pour résoudre le comportement en flexion des plaques stratifiées en matériaux composites.

En perspective à ce travail, nous envisageons d'étudier l'utilisation de la nouvelle théorie pour les cas suivants :

- ✓ Utilisation de la théorie raffinée pour d'autres types de plaques telles que les plaques sandwichs ;
- ✓ Etudes d'autres types de structures comme les poutres ;
- ✓ L'influence de la température sur les plaques stratifiées.



Références

Bibliographiques

Références bibliographiques

- Adim, B . Rabahi A , Bouzid F. Z , Hassaine Daouadji T. 2014b.** *Analyse de flambement thermique des plaques en matériaux à gradient de propriétés FGM*. Oran, Algérie : s.n., 2014b.
- Adim, B A. Rabahi et Hassaine Daouadji T. 2016.** *A simple higher order shear deformation theory for mechanical behavior of laminated composite plates*. 2016.
- Adim, B. 2016a.** *Etude de la stabilité des plaques en matériaux composites : analyse et modélisation*. Tiaret : s.n., 2016a.
- Adim, B Rabahi A., Hassaine Daouadji T. 2014c.** *L'analyse du flambement des plaques en matériaux à gradient de propriétés FGM sous chargement thermique*. Tizi-Ouzou Algérie : s.n., 2014c.
- Adim, B Rabahi A., Hassaine Daouadji T., Chergui S. 2014a.** *Utilisation d'une nouvelle théorie d'ordre élevé pour l'analyse statique des plaques en matériaux composites*. Constantine, Algérie : s.n., 2014a.
- Adim, B. Daouadj .T H i,Rabahi.A. 2016.** *A simple higher order shear deformation theory for mechanical*. 2016.
- Adim, B. Rabahi, A. Hassaine Daouadji, T. 2016b.** *A simple higher order shear deformation theory for bending, buckling, and dynamic of laminated composite plates*. 2016b.
- Adim, B.Andjami,M. O, Rabahi,A. Benferhat, R. Hadji, L. Hassaine Daouadji ,T. 2013.** *Utilisation d'une nouvelle théorie d'ordre élevé pour l'analyse statique des plaques en matériaux à gradient de propriété type FGM*. Oran, Algérie : s.n., 2013.
- Afaq, K.S., 2003.** *Développement d'un nouveau modèle pour les structures composites "multicouches et sandwiches" avec prise en compte du cisaillement transverse et des effets de bord*. 2003.
- Ait Athmane, H. 2011.** *Vibration des structures composites en tenant compte de l'effet du cisaillement*. Sidi Belabbès : s.n., 2011.
- Ambartsumyan, S. A. 1969.** *Theory of anisotropic plate*. 1969.
- Ameur, M. 2009.** *Analyse et modélisation des effets de vieillissement des matériaux composites*. Sidi Belabbès : s.n., 2009.
- Ashby, J. 1991.** *Microstructure et Mise en OEuvre*. 1991.
- Averill, R. C. 1994.** *Static and dynamic response of moderately thick laminate beams with damage*. 1994.
- Averill, R.C. 1994.** *Static and dynamic response of moderately thick laminated beams with damage*. 1994.
- Babacar, Ly, E. H. 2008.** *Nouveaux matériaux composites thermoformables à base de fibres de cellulose*. Grenoble - INPG : s.n., 2008.
- Bahlouli, N. 1994.** Cours Composites sur le site Internet. " <http://www-ipst.u-strasbg.fr/cours/matériaux-composites> ". [En ligne] 1994.
- Belkaid, K. 2016.** *Etude numérique de l'effet de la température sur le comportement du flambage des plaques stratifiées en utilisant un élément fini basé sur la théorie de troisième ordre de Reddy*. Biskra : s.n., 2016.
- Berthelot, J.M. 2005.** *Matériaux Composites, Comportement Mécanique et Analyse des Structures*. s.l. : 4ème Edition, 2005.
- **1996.** *Matériaux Composites; Comportement Mécanique et Analyse des Structures*. s.l. : Masson, 1996.
- Boukhabia, Z. KADI, N. 2018.** *ETUDE STATIQUE D'UNE PLAQUE FGM SANDWICH PAR*. 2018.
- Boukhari, A. 2015.** *Application des théories à ordre élevé de déformation de cisaillement pour l'étude du comportement mécanique des plaques épaisses*. Sidi Belabbès : s.n., 2015.
- Boukhezar, M. 2009.** *Réhabilitation et renforcement des poutres au moyen des matériaux composites*. Constantine : s.n., 2009.
- Bouremana, M. 2011.** *CONTROLE DES DEFORMATIONS THERMIQUES*. Sidi Belabbès : s.n., 2011.
- Carrera, E. 2004.** *On the use of the Murakami's zig-zag function in the modeling of layered plates and shells*. 2004.
- **2002.** *Theories and finite elements for multilayered, anisotropic, composite plates and shells*. 2002.

- Cho, M. Parmerter, R. 1993.***Efficient higher order composite plate theory for general lamination configurations.* 1993.
- Christensen, f.cK. H. Lo., 1977.***A higher order theory of plate deformation. Part 1: homogeneous plate's.* 1977.
- Dorlot, Bailon, Masounave. 1986.**«*Les Matériaux.* s.l. : Éditions de l'École Polytechnique de Montréal, 1986.
- Dufort, L. 2000.***Etude de cisaillement transverse dans des poutres stratifiés.* Blaise Pascal-Clermont II : s.n., 2000.
- Dunod, ed. 2005.**«*Matériaux composites*». 2005.
- Duong, V. A. 2008.***Développement en dynamique d'un élément fini multicouche avec interfaces imparfaites.* Paris : s.n., 2008.
- Florence, Z. 2017.***Modèle mécanique d'une plaque mince.* France : s.n., 2017.
- Francis, B.H.Reissner, E. Thomas, G.G. 1949.***Notes on the foundations of theory of small displacements of orthotropic shells.* 1949.
- Giocosa, A. 1999.***Les composites dans l'industrie automobile. Techniques de l'ingénieur, traité Plastiques et Composites.* 1999.
- Gloss. 2004.***Glossaire des matériaux composites -CARMA.* 2004.
- Gornet, L. 2008.***Généralités sur les Matériaux Composites, chapitre 1.* France : s.n., 2008.
- Goucham, H. 2018.***Analyse de la vibration libre des plaques stratifiées en matériaux composites.* Tissemsilt : s.n., 2018.
- He, L. H. 1994.***A linear theory of laminated shell accounting for continuity of displacement and transverse shear stresses at layer interfaces.* 1994.
- He, L.-H. 1994.***A linear theory of laminated shells accounting for continuity of displacements and transverse shear stresses at layer interfaces.* 1994.
- Hermès, M. R. 1995.***Technologie des Composites*». 1995.
- Icardi, U. 2001.***A three-dimensional zig-zag theory for analysis of thick laminated beams.,* 2001.
- **2001.***Higher-order zig-zag model for analysis of thick composite beams with inclusion of transverse normal stress and sublaminates approximations.* 2001.
- **2001.***Higher-order zig-zag model for analysis of thick composite beams with inclusion of transverse normal stress and sublaminates approximations.,* 2001.
- Kant, E.K. Swaminathan. 2002.***Analytical solutions for the static analysis of laminated composite and sandwich plates based on a higher order refined theory.* 2002.
- Karama, M. Afaq. K.S., Mistou, S. 2003.***Comportement mécanique de la poutre composite stratifiée par le nouveau modèle de structures composites multicouches stratifiés avec cisaillement transversal de stress continuité.* 2003.
- Karama, M., et al. 1998.***Bending, buckling and free vibration of laminated composite with a transverse shear stress continuity model.* 1998.
- Lorch, G. L Nelson,R. B. 1974.***A refined theory for laminated orthotropic plates.* 1974.
- Mansour, N. P. 1957.***On the theory of thin elastic shells.* 1957.
- Mechab, I. 2009.***Etude des structures composites en utilisant.* Sidi Belabbès : s.n., 2009.
- Menail, Y. 2009.***Analyse de l'effet du vieillissement à l'air, dans l'eau douce et dans l'eau salée, sur la tenue en fatigue de composites à matrice organique, renforcée par des fibres de verre.,* Annaba : s.n., 2009.
- Mindlin, R.D. 1951.***Influence of rotary inertia and shear on flexural motions of isotropic, elastic plates.* s.l. : Journal of Applied Mechanics, vol. 18, pp. 31-38, 1951.
- Mindlin, R.D. 1951.***Influence of rotary inertia and shear on flexural motions of.* 1951.
- Murakami, H. 1986.***Laminated composite plate theory with improved in-plane responses.* 1986.
- Murakami, H. 1986.***Laminated composite plate theory with improved in-plane responses.* 1986.
- Murthy, M.V.V. 1981.***An improved transverse shear deformation theory for laminated anisotropic plate.* 1981.
- Nguyen, V.T. 2004.***Modélisation globale et locale des structures multicouches par éléments finis de plaque.* 2004.
- Ossadzow, C., Touratier M. 2001.***An improved shear-membrane theory for multilayered shells.* 2001.

- Pagano, N. 1970.** Exact solutions for rectangular bidirectional composites and sandwich plates. 1970, Vol. 4, 1, pp. 20-34.
- Pastore, C. M. 1996.** «*Mechanics of Textile and Laminated Composites with Applications to Structural Analysis*. London: Chapman & Hall : s.n., 1996.
- Reddy, J.N. 1984.** *A simple higher-order theory for laminated composite plates*. 1984.
- Reddy, J. N. Wang, C. M. Lee, K. H. 1997.** *Relationships between bending solutions of classical and shear deformation beam theories*. 1997. 3373-3384.
- Reddy, J.N. 1999.** *Theory and Analysis of Elastic plates*, Taylor & Francis, Philadelphia. 1999.
- Reddy, Junuthula N. 1997.** *Mechanics of Laminated Composites Plates: Theory and Analysis*. 1997.
- Reissner, E. 1975.** *Sur flexion transversale de plaques, y compris les effets de déformation transversale de cisaillement*. 1975.
- Reissner, E. 1945.** *The effect of transverse shears deformation on the bending of elastic plates*. 1945.
- Ren, J.G. 1990.** Bending, vibration and buckling of laminated plates. 1990, Vol. 1, pp. 413–450.
- Rouam, K. 2014.** *Elaboration, caractérisation mécanique et hygrothermique d'un stratifié renforcé par des fibres naturelles*. Boumerdès : s.n., 2014.
- Sallai, Ben.O. 2011.** *Etude et Analyse des Structures en FGM: Comparaison entre E-FGM, P-FGM et S-FGM*. Sidi Bel-Abbès : s.n., 2011.
- Sciuva, M D. 1987.** *An improved shear-deformation theory for moderately thick multilayered anisotropic shells and plates*. 1987.
- **1986.** *Bending, vibration and buckling of simply supported thick multilayered orthotropic plates: an evaluation of a new displacement model*. 1986.
- Sciuva, M. Di. 1984.** *A refined transverse shear deformation theory for multilayered anisotropic plates*. 1984.
- Tounsi, A. 2008.** *Cours sur «Théorie d'Elasticité», Laboratoire des Matériaux et Hydrologie*. Sidi Bel Abbés, Algérie. : s.n., 2008.
- Touratier, M. 1991.** *Un efficace theory de plaque standard*. 1991.
- Whitney, J.M. 1973.** *Shear correction factors for orthotropic laminates under*. 1973.

Résumé

La présente recherche consiste à analyser la flexion des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites, en utilisant une nouvelle théorie raffinée d'ordre élevé à quatre variables contre cinq variables dans les autres théories d'ordre élevé.

Parmi les avantages de cette nouvelle théorie : Elle prend en considération l'effet de cisaillement dans le calcul des déformations sans recours à des facteurs de correction de cisaillement et qui donne lieu à une variation parabolique des contraintes de cisaillement suivant l'épaisseur en satisfaisant les conditions de nullité de ces contraintes de cisaillement aux surfaces (supérieure et inférieure) de la plaque.

Les résultats numériques obtenus par la présente théorie de cisaillement d'ordre élevé prédit avec une précision des flèches adimensionnelles et les contraintes normales et tangentielles tout en les comparant avec les autres solutions des théories d'ordre élevé disponibles dans la littérature.

À la lumière des résultats obtenus nous pouvons dire que la présente théorie raffinée de cisaillement d'ordre élevé est précise, simple et efficace pour étudier la flexion des plaques stratifiées antisymétriques en matériaux composites.

Mots clés: Matériaux composites, plaque stratifiée, flèche, théorie raffinée d'ordre élevé, Cisaillement transverse.

Abstract

The aim of this research is to study the bending of composite laminates by using a novel high-order four unknown shear deformation theory.

This new refined theory takes into account the effect of transverse shear as well as the parabolic distribution of shear stresses and satisfies the conditions of zero shear stresses in the upper and lower faces of the plate without the aid of shear correction factors.

In the present study, we performed a comparison between the results obtained by the present refined high order theory and the different theories existing in the literature, namely: high order shear deformation plate's theories as well as the exact theory, where a convergence of results from these different theories has been observed.

In the light of this study, it can be concluded that the present refined high-order shear deformation theory is accurate, simple and effective for bending analysis of composite laminated plates.

Keywords: Composite materials, laminated plate, deflection, refined high order theory, transversal shear.

ملخص

الهدف من هذا البحث هو دراسة انحناء الصفائح المركبة باستخدام نظرية جديدة للقص العرضي باستخدام أربع متغيرات، تأخذ هذه النظرية المكررة الجديدة بعين الاعتبار تأثير القص العرضي وتضمن توزيع إجهاد القص بشكل قطع مكافئ ونقي بشروط انعدام إجهاد القص عند السطوح (العلوي و السفلي) للصفحة دون الحاجة لمعامل تصحيح القص العرضي. أجرينا في هذه الدراسة، مقارنة بين النتائج التي تم الحصول عليها بواسطة النظرية المكررة الحالية والنظريات المختلفة الموجودة في المراجع، وهي: النظريات عالية الترتيب، فضلا عن النظرية الدقيقة، حيث لوحظ تقارب نتائج هذه النظريات المختلفة. في ضوء هذه الدراسة، يمكن القول أن النظرية المكررة الحالية دقيقة وبسيطة وفعالة لتحليل سلوك الانحناء للصفائح المركبة.

الكلمات المفتاحية: المواد المركبة، الصفائح المكسدة، الانحناء، نظرية عالية الترتيب، القص العرضي.