

Université ABBES LAGHROUR Khenchela



جامعة عباس لغرور خنشلة
Faculté de Sciences et Technologie
كلية العلوم و التكنولوجيا
Département de Génie Mécanique
قسم الهندسة الميكانيكية



Mémoire

de fin d'études Pour l'obtention du diplôme
de Master (LMD)

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Construction Mécanique

Thème

*Etude du Comportement Mécanique d'une
poutre sandwich (Carbone / Céramique)
sous effet de flexion statique.*

Réalisé par :

_ Taferghoust Samiha

_ Doua Sara

Dirigé par : Messaoudi Aissam

Membres de jury :

M. *Président* Université de khenchela

M. *Examineur* Université de khenchela

Présenté le 15/10/2020

Remerciements

Tout d'abord nous remercions le bon Dieu tout puissant de la santé, de la volonté, la patience qu'il nous a donnée tout au long de notre cursus.

Nous tenons à remercier très vivement :

*Notre encadreur : Mr *Messaoudi Aissam * pour son aide qui nous a fait aimer notre travail.*

N'oublions pas de remercier les membres de mon jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à ce travail,

Un grand remerciement aux différents enseignants du département de génie mécanique et notamment le Chef de Département : Berkia Abde el hak

Pr :Fayçal Khadraoui ,

Pr : Chitour Mourad

M: Sid Nouredinne, Mansouri Khalifa , Allaoui Abde el halim, Ghilani laala Touts les enseignants.

Dédicaces

Je vous dédie ce modeste travail

A mes très chers parents,

*Nul mot ne pourra exprimer mes sentiments et ma
Gratitude envers vous,*

Je vous remercie pour tout ce que vous avez fait pour moi.

*A mes très chers frères A qui je souhaite une vie pleine de bonheur,
De prospérité et de réussite.*

A ma très chère femme

A tous mes amis :

T.samaha

Dédicaces

Je dédie ce Modest travail : à mes parents qui étaient si proches de moi au cours de mes études, je souhaite que dieu donnera le bonheur et la santé et une longue vie.

Je dédie également ce travail à ma famille et à mes amis, ainsi qu'à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce projet, je vous dis merci.

D.SARA

Résumé

Le travail proposé s'intéresse à l'étude simulation numérique du comportement mécanique de poutre sandwich sollicités en flexion.

Les peaux sont constituées d'un matériau composite Carbone HM et d'une matrice en céramique. Le travail consiste à Présenter un aperçu sur les connaissances générale sur les sandwichs et composites et la théoriques sur les poutres sandwichs et conventionnelles ainsi le les différent modes de dégradation, et simulation, qui est l'étude du comportement mécanique en flexion statique.

Les résultats de poutre sandwich obtenus seront comparés aux résultats de poutre conventionnelle.

Mots clés : Structure Sandwich, Matériaux Composite, Poutre, Abaqus, Flexion

Abstract

The proposed work focuses on the numerical simulation study sandwich beam the mechanical behavior subject to bending. The skins are made of a composite material Carbon HM and a ceramic matrix. The work is to present an overview on the general knowledge of composites and sandwich and theoretical on sandwiches and conventional beams and the different modes of degradation and simulation, which is the study of the mechanical behavior in static bending. The sandwich beam results will be compared to conventional beam results.

Keywords: Sandwich Structure Composite Materials, Beam, Abaqus, flexion

Table des matières

Liste des notations

Liste des abréviations

Liste des figures

Liste des Tableaux

Introduction Générale..... 1

Partie I : Etude bibliographique

Chapitre I : Généralité Sur Les Matériaux Composites

Introduction	3
I.1 Définition de matériau composite	3
I.2 Différent types et classification des matériaux composites.....	4
I.3 Les éléments constituant les matériaux composites	5
I.3.1 Les matrices.....	5
I.3.2 Les renforts.....	9
I.3.3 Architecture des renforts	12
I.4 Architecture des matériaux composites	14
I.4.1 Les stratifiés	15
I.4.2 Les type des stratifiés	15
I.5 Domaine d'application	16
I.6 Les Composites Sandwiches	17
I.6.1 Qu'est ce qu'un matériau sandwich ?	17
I.6.2 Contexte industriel	18
I.7 Les éléments constituant les matériaux sandwichs.....	19
I.7.1 Les peaux (ou semelles)	20
I.7.2 L'Ame.....	20
I.7.3 Les mousses	22
I.7.4 L'âme en nid d'abeilles.....	25
I.8 L'adhésif de surface (ou interface).....	26
I.9 Procédés de fabrication	26
I.9.1 Technologies par voie humide (imprégnation directe)	27
I.9.2 Technologies par voie sèche (imprégnation indirecte)	27
I.9.3 Assemblage par collage.....	27
I.9.4 Moussage « in situ ».....	28
I.9.5 Moulage de panneaux en continu.....	28
I.10 Intérêt des structures sandwichs.....	29

Table des matières

Chapitre II : Théories Sur Le Comportement d'une Poutre Sandwichs en Flexion

Introduction.....	30
II .1 . Définition de la Flexion	30
II .3 . Principe d'Essai de Flexion 3 Points	31
II .4 . La Théorie des Poutres.....	31
II .5 . Les Caractéristiques du Mélange Renfort-Matrice	32
II .5 .1 . La Teneur en Masse de Renfort.....	33
II .5 .2 . La Teneur en Volume de Renfort.....	33
II .5 .3 . La Masse Volumique	33
II .5 .4 . Coefficient de Poisson.....	34
II .5 .5 . L'épaisseur du Pli UD.....	34
II .5 .6 . Modules d'élasticité du Pli UD.....	34
II .5 .6 .1 . Module d'élasticité dans le Sens des Fibres.....	34
II .5 .6 .2 . Module d'élasticité dans le Sens Travers des Fibres.....	35
II .5 .6 .3 . Module de Glissement.....	35
II .5 .6 .4 . Module d'élasticité dans une Direction Quelconque.....	35
II .5 .7 . Résistance à la Rupture d'un Pli UD.....	36
II .5 .8 . Résistance à la Rupture d'un Pli UD dans une Direction Quelconque.....	36
II .5 .9 . Les Coefficients de Dilatation Thermique.....	36
II .5 .10 . Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli tissé.....	37
II .5 .11 . Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli chargé avec des Mats...	37
II .6 . Comportement élastique d'une Couche de Matériaux Orthotropes.....	38
II .6 .1 Comportement dans les axes du Matériau.....	38
II .6 .2 Loi de Comportement d'un pli Composite.....	39
II .6 .3 Le Comportement Mécanique dans une Direction Quelconque.....	40
II .6 .3 .1 Comportement et Coefficients de Souplesse.....	40
II .6 .3 .2 Comportement et Coefficients de Raideur.....	40
II .6 .4 . Le Comportement Thermomécanique du Pli UD.....	41
II .6 .4 .1 . Le Comportement Thermomécanique dans les Directions d'Orthotrope	41
II .6 .4 .2 . Le Comportement Thermomécanique dans une Direction Quelconque	42
II .7 . Théorie Adaptée aux Poutres Sandwichs en Flexion.....	43
II .8 . Caractéristique Géométrique des Sandwichs.....	44
II .8 .1 . La Rigidité en Flexion	44
II .8 .2 Contraintes et Déformations des Matériaux Sandwichs.....	46
II .9 . Comportement des Sandwichs en Flexion.....	49
II .9.1. Flexion Trois-points.....	50
II .9 .2. Flexion Quatre Points.....	53

Table des matières

Chapitre III : Les Mode de Dégradation des Matériaux Sandwichs

Introduction	55
III .1 Le mode d'endommagement et ruine des structures sandwichs	55
III .1 .1 Flambement généralisé des peaux	56
III .1 .2 Rupture des peaux en traction ou en compression	57
III .1 .3 Modes locaux de rupture	57
III .1 .4 Rupture de l'âme en cisaillement	58
III .1 .5 Flambement généralisé de l'âme ou « crimping »	58
III .1 .6 Flambement localisé, « wrinkling » ou « dimpling »	59
III .1 .7 Dégradation de l'adhésive	60
III .2 Endommagement des matériaux composites	61
III .2 .1 Les différentes échelles d'observation de l'endommagement	61
III .2 .2 Les mécanismes d'endommagement	62
III .2 .3 Rupture des fibres	62
III .2 .4 Fissuration matricielle	63
III .2 .5 Décohésion fibre-matrice	63
III .2 .6 Délaminage entre les couches (plis)	64

Partie II : Modélisation Numérique

Chapitre IV : Modélisation Numérique

IV .1 . Objectifs	65
IV .2 . Présentation du Logiciel	65
IV .2 .1 Les Caractéristiques du Logiciel ABAQUS	65
IV .2 .2 Système d'unité	66
IV .3 . Géométrie des Modèles	67
IV .4 . Matériau à études	68
IV .4 . 1. Présentation du Modèle	68
IV .4 . 1 . 1 . Les peaux	68
IV .4 . 1 . 2 . L'Ame	70
IV .5 . Organigramme de programme pour modelé N° 1	72
IV .7 . Modélisations	74
IV .8 .1 Modélisation Modèle N° 1	74
IV .8 . 1 . 1. Assembly	74
IV .8 . 1 . 2. Les Chargements et conditions aux limites	74

Table des matières

IV. .1 .2. Maillage	75
IV .8 Résultats	79
IV .8 .1 . Présentation des charges sur le Modèle étudiée	79
IV .8 .1 . 1. Les Iso-Valeur des Contraintes.....	79
IV .8 .1 . 2. L'évolution des contraintes en fonction des chargements appliqués... ..	83
IV .8 .1 . 3. L'évolution des contraintes en fonction des axes	87
IV .8 .1 . 4. L'évolution des déplacements en fonction des chargements appliqués	88
IV .8 .1 . 5. L'évolution des déplacements en fonction des axes.....	91
IV. 9. Les valeurs obtenues	98
IV. 10 Discussion des résultats obtenus.....	101
Conclusion Générale.....	102
Liste référence bibliographique.....	103

Nomenclature

Nomenclature :

Mf :	La teneur en masse de renfort
Mm :	La teneur en masse de la matrice
Vf :	La teneur en volume de renfort
Vm :	La teneur en volume de la matrice
ρ_f :	Masse volumique de renfort
ρ_m :	Masse volumique de la matrice
ρ :	Masse volumique du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
ν :	Coefficient de poisson d'un matériau isotrope
ν_f :	Coefficient de poisson de renfort
ν_m :	Coefficient de poisson de la matrice
ν_{LT} :	Coefficient de poisson du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
ν_{xy} :	Coefficient de poisson du pli tissé
ν_{mat} :	Coefficient de poisson du pli chargé avec des mats
H :	Epaisseur du pli unidirectionnel
mof :	Le grammage du pli unidirectionnel
E :	Module d'élasticité d'un matériau isotrope
Ef :	Module d'élasticité de renfort
Em :	Module d'élasticité de la matrice
EL :	Module d'élasticité dans le sens des fibres
tf :	Epaisseur de peau
tc :	Epaisseur de l'âme
D :	Distance entre l'axe neutre de deux peaux
b :	Largeur du sandwich
h :	Epaisseur du sandwich
P :	Charge appliquée
L :	Distance entre les appuis (flexion 3 points)
L1 :	Distance entre les appuis intérieurs (flexion 4 points)
L2 :	Distance entre les appuis extérieurs (flexion 4 points)
Ec :	Module d'élasticité de l'âme
Ef :	Module d'élasticité du matériau de peau
Ef1,	Module d'élasticité et épaisseur de la peau supérieure
tf1 :	
Ef2,	Module d'élasticité et épaisseur de la peau inférieure
tf2 :	
Gc :	Module de cisaillement de l'âme
D :	Rigidité en flexion
S :	Rigidité en cisaillement
M	Moment
Mx :	Moment de flexion
Tx :	Force transversale
σ :	Contrainte de traction dans les matériaux peaux
τ :	Contrainte de cisaillement dans le matériau d'âme

Nomenclature

A et D :	Points d'appuis de la structure en flexion 4 points
B et C :	Points d'appuis de la charge en flexion 4 points
W :	Déplacement/ la flèche
w1 :	Déplacement due à la flexion des peaux
w2 :	Déplacement due au cisaillement du matériau d'âme
wt :	Déplacement totale
I /Iz :	Moment d'inertie
J :	Rigidité isotrope
G :	Module de glissement
σ_{max} :	Contrainte maximale
σ_{nom} :	Contrainte nominale
σ_{eff} :	Contrainte effective
σ_{xx} :	Contrainte normale suivant la direction x
σ_{yy} :	Contrainte normale suivant la direction y
σ_{zz} :	Contrainte normale suivant la direction z
σ_L :	Contrainte normale dans le sens des fibres Notations principales
σ_T :	Contrainte normale dans le sens travers des fibres
τ_{xy} :	Contrainte tangentielle
X :	Contrainte à la rupture dans le sens des fibres (traction ou compression)
Y :	Contrainte à la rupture dans le sens travers des fibres (traction ou compression)
Y1 :	Taux de restitution d'énergie
Xt :	Contrainte à la rupture dans le sens des fibres en traction
Xc :	Contrainte à la rupture dans le sens des fibres en compression
Yt :	Contrainte à la rupture dans le sens travers des fibres en traction
γ_{LT} :	La distorsion (déformation) angulaire du matériau composite (ou un pli unidirectionnel)
ϵ_L :	Les déformations dans le sens des fibres
ϵ_T :	Les déformations dans le sens travers des fibres
ϵ :	la déformation élastique
α_f :	Coefficient de dilatation thermique des fibres
α_m :	Coefficient de dilatation thermique de la matrice
α_L :	Coefficient de dilatation thermique dans le sens des fibres
α_T :	Coefficient de dilatation thermique dans le sens travers des fibres
α_x :	Coefficient de dilatation thermique suivant la direction x

Liste des abréviations

CMO :	Composite à Matrice Organique
CMM :	Composites à Matrice Métallique
CMC :	Composites à Matrice Céramique
GD :	Composites Grande Diffusion
HP :	Composites Hautes Performances
UD :	Pli Unidirectionnel
EF :	Eléments Finis
Carbone HR :	Carbone Haute Résistance
Carbone HM :	Carbone Haut Module
TD :	Thermodurcissable
TP :	Thermoplastique
PA :	Polyamide
PET :	Polytéréphtalate éthylénique
PBT :	Polytéréphtalate butylénique
PC :	Polycarbonate
PPS :	Polysulfure de phénylène
POM :	Polyoxyméthylène
PSU :	Polysulfurés
PP :	Polypropylène
PAI :	Polyamide-imide
PEI :	Polyéther-imide
PES :	Polyéther-sulfone
PEEK :	Polyéther-éther-cétone
PVC	polychlorure de vinyle
PE.PP	polyoléfines
PS	Polystyrène
PUR	polyuréthane

Liste des figures

Chapitre I : Généralité Sur Les Matériaux Composites

Figure : I.1. Schéma d'un matériau composite.....	3
Figure : I .2. Exemple de matériau composite.....	5
Figure : I .3. Types de matériaux Composites.....	5
Figure : 1.4. Classification des matrices.....	5
Figure : 1.5. Type des résines thermodurcissables.....	6
Figure : 1.6. Type des résines thermoplastiques.....	7
Figure : 1.7. Type des Matrices métalliques.....	8
Figure : 1.8. Type des Matrices céramiques.....	9
Figure : 1.9. Classification des renforts.....	9
Figure : 1.10. Exemples de fibres les plus utilisées dans la construction des stratifiés verre, b) aramide et c) carbone.....	11
Figure : 1.11. Une nappe unidirectionnelle	12
Figure : 1.12. Tissu forme toile.....	12
Figure : 1.13. Tissu forme serge.....	13
Figure : 1.14 Tissu forme satin.....	13
Figure : 1.15. Les tissus 3D	14
Figure : 1.16. Les tissus 3D hybride	14
Figure : 1.17. Composition d'un stratifié.....	15
Figure : 1.18. Schéma d'un sandwich.....	17
Figure : I.19. L'avion le Mosquito.....	18
Figure : I.20. Matériaux pour les peaux.....	20
Figure : 1.21. Exemples d'âmes les plus utilisées dans la construction des composites sandwichs :a) mousse, b) balsa bois c) nid d'abeilles.....	21
Figure : 1.22. Matériaux pour les âmes	21
Figure : 1.23. Les mousses renforcées.....	24
Figure : 1.24. Âmes en parois minces.....	25
Figure : 1.25. L'âme en nid d'abeille.....	25

Chapitre II : Théories Sur Le Comportement d'une Poutre Sandwichs en Flexion

Figure : II.1. Flexion de poutre.....	31
Figure : II.2. : Flexion 3 points	31
Figure : II.3. Pli unidirectionnel à direction quelconque.....	35
Figure : II.4. Axes principaux et de référence du pli (UD).....	39
Figure : II.5. Répartition des chargements dans une poutre sandwich dans le plan...	43
Figure : II.6. Schéma représentatif d'un sandwich... ..	44
Figure : II.5. Charge appliquée sur une poutre sandwich.....	46
Figure : II.6. Flexion 3 points de la poutre sandwich.....	50

Liste des figures

Figure : II.7. Répartition des contraintes de cisaillement.....	51
Figure : II.8. Déformation en cisaillement dans l'âme.....	52
Figure : II.9. Flexion 4 points de la poutre sandwich.....	53

Chapitre III : Les Modes de Dégradation des Matériaux Sandwichs

Figure : III.1 : Différentes sollicitations (M, N, T) appliquées sur un sandwich.....	56
Figure : III .2 Flambement généralisé des peaux du sandwich.....	57
Figure : III.3 : Rupture des peaux en traction ou en compression.....	57
Figure : III.4 Modes locaux de rupture par indentation.....	58
Figure : III.5 Rupture de l'âme en cisaillement	58
Figure : III.6 Flambement généralisé de l'âme du sandwich.....	59
Figure : III.7 Flambement localisé « wrinkling »	59
Figure : III.8 Flambement localisé «damppling»	60
Figure : III.9 Type de dégradation de l'adhésif	60
Figure : III.10 Rupture des fibres suite à une fissuration transverse de la matrice	62
Figure : III.11 Exemple de fissuration transverse de la matrice d'un stratifié carbone/époxyde	63
Figure : III.12. Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composite verre/époxyde Vinylester	64
Figure : III.13. Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés	64

Chapitre IV: Modélisations Numériques

Figure : IV.1. Interface de code calcul abaqus	66
Figure : IV.2. Poutre sandwich a étudiée.....	67
Figure : IV.3. Poutre acier à étudiée.....	68
Figure : IV.4. L'assembly de la poutre1.....	74
Figure : IV.5. Les chargements mécaniques et condition à la limite de poutre1.....	74
Figure : IV.6. Maillage du poutre1... ..	75
Figure : IV.7. Maillage de l'âme du poutre1... ..	76
Figure : IV.8. Maillage de la peau du poutre1.....	76
Figure : IV.9. L'assembly de la poutre2.....	77
Figure : IV.10. Les chargements mécaniques et condition à la limite de poutre2.....	77
Figure : IV.11. Maillage du poutre2... ..	78
Figure : IV.12. Les contraintes σ_{XX} dans la poutre1.....	79
Figure : IV.13. Les contraintes σ_{YY} dans la poutre1.....	79
Figure : IV.14. Les contraintes σ_{ZZ} dans la poutre1.....	80
Figure : IV.15. Les contraintes tangentielles τ_{XY} dans la poutre1.....	80
Figure : IV.16. Les contraintes tangentielles τ_{XZ} dans la poutre1.....	81

Liste des figures

Figure : IV.17. Les contraintes tangentielles τ_{YZ} dans la poutre1.....	81
Figure : IV.18. Les contraintes van mises dans les peaux.....	82
Figure : IV.19. Les contraintes van mises dans la peau supérieur.....	82
Figure : IV.20. Les contraintes van mises dans la peau inférieur.....	82
Figure : IV.21. Les contraintes σ_{XX} poutre 1.....	83
Figure : IV.22. Les contraintes σ_{XX} . Peaux et l'âme.....	83
Figure : IV.23. Les contraintes σ_{YY} poutre 1.....	83
Figure : IV.24. Les contraintes σ_{YY} les peaux et l'âme.....	83
Figure : IV.25. Les contraintes σ_{ZZ} poutre 1.....	84
Figure : IV.26. Les contraintes σ_{ZZ} les peaux et l'âme.....	84
Figure : IV.27. Les contraintes τ_{XY} poutre 1.....	84
Figure : IV.28. Les contraintes τ_{XY} les peaux et l'âme.....	84
Figure : IV.29. Les contraintes τ_{XZ} poutre 1.....	85
Figure : IV.30. Les contraintes τ_{XZ} les peaux et l'âme.....	85
Figure : IV.31. Les contraintes τ_{YZ} poutre 1.....	85
Figure : IV.32. Les contraintes τ_{YZ} les peaux et l'âme.....	85
Figure : IV.33. Les contraintes V. mises peau Sup.....	86
Figure : IV.34. Les contraintes V. mises peau Inf.....	86
Figure : IV.35. Les contraintes V. Mises les deux peaux.....	86
Figure : IV.36. Les contraintes V. mises peau Sup.....	87
Figure : IV.37. Les contraintes V. mises peau Inf.....	87
Figure : IV.38. Les contraintes V. mises peau Sup.....	87
Figure : IV.39. Les contraintes V. mises peau Inf.....	87
Figure : IV.40. Les déformations, $P= 0.6 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.....	88
Figure : IV.41. Les déformations, $P= 0.3 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.....	88
Figure : IV.42. Les déformations, $P= 0.1 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.....	89
Figure : IV.43. Les déplacements magnitude dans la poutre 1.....	89
Figure : IV.44. Les déplacements U1, peaux.....	90
Figure : IV.45. Les déplacements U2, peaux.....	90
Figure : IV.46. Les déplacements U3, peaux.....	90
Figure : IV.47. Les déplacements magnitudes.....	91
Figure : IV.48. Les déplacements magnitudes.....	91
Figure : IV.49. Les déplacements U1, U 2, U3.....	91
Figure : IV.50. Les déplacements U1, U 2, U3.....	91
Figure : IV.51. Les déplacements U1, U 2, U3 dans les peaux.....	92
Figure : IV.52. Les contraintes V. Mises dans la poutre2.....	92
Figure : IV.53. Les contraintes V. Mises dans la poutre2.....	93
Figure : IV.54. Les contraintes V. Mises l'axe xx.....	93
Figure : IV.55. Les contraintes V. Mises l'axe xx.....	93
Figure : IV.56. Les contraintes V. Mises l'axe yy.....	94
Figure : IV.57. Les contraintes V. Mises l'axe yy.....	94
Figure : IV.58. Les contraintes V. Mises l'axe zz.....	94

Liste des figures

Figure : IV.59. Les contraintes V. Mises l'axe zz	94
Figure : IV.60. Les déformations, P= 0.6 N/mm ² modèle 2.....	95
Figure : IV.61. Les déformations, P= 0.3 N/mm ² modèle 2.....	95
Figure : IV.62. Les déformations, P= 0.1 N/mm ² modèle 2.....	96
Figure : IV.63. Les déplacements magnitude.....	96
Figure : IV.64 .Les déplacements U	96
Figure : IV.65. Les déplacements magnitude.....	97
Figure : IV.66. Les déplacements U surface sup.....	97
Figure : IV.67.Les déplacements U, Surface Inf	97
Figure : IV.68. Les déplacements U1.U2.U3 pour les deux surfaces.....	98

Liste Des tableaux

Chapitre I : Généralité Sur Les Matériaux Composite

Tableau : 1.1. Caractéristiques moyennes des renforts..... 11

Tableau : I.2. Exemples de matériaux composites et leur domaine d'application..... 16

Chapitre IV : Modélisations numériques

Tableau : IV.1.Des unités de logiciel abaqus..... 67

Tableau : IV.2. Dimensionnement de la poutre sandwich..... 67

Tableau : IV.3 dimensionnement de la poutre acier..... 68

Tableau : IV.4 Propriétés mécaniques des peaux..... 69

Tableau : IV.5 Propriétés mécaniques de lame en carbure de silicium..... 70

Tableau : IV.6 Propriétés mécaniques de superalliage..... 71

Tableau : IV.7 les déplacements (U max et U min) dans la poutre 1..... 98

Tableau : IV.8 les déplacements magnitude (max et min) dans la poutre 1..... 99

Tableau : IV.9 les déplacements (U max et U min) dans la poutre 2..... 99

Tableau : IV.10. Les déplacements magnitude (max et min) dans la poutre 2..... 99

Tableau : IV.11. Comparaison des contraintes pour les deux poutres..... 100

Tableau : IV.12. Comparaison des déplacements magnitudes et (U max et U min)
pour les deux poutres 100



Introduction Générale

Introduction Générale

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

Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on notera les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs se distinguent des autres matériaux comme les métaux, les céramiques et les polymères par le fait qu'ils sont constitués :

- de deux semelles ou peaux, de faibles épaisseurs. Ces peaux sont constituées de matériaux à relativement haute résistance.
- d'une âme beaucoup plus épaisse et de faible densité.

Peaux et âmes sont séparables mécaniquement. On peut par conséquent modifier les propriétés de ces matériaux en variant les proportions de leurs constituants ou les propriétés des constituants eux-mêmes. Ces ajustements permettent donc d'atteindre les propriétés souhaitées pour répondre à des applications bien identifiées.

Les structures sandwichs offrent donc de grandes potentialités aux concepteurs dans des secteurs très divers.

Les matériaux d'âme retenus, dans cette étude, sont :

- le matériau c'est un céramique (*carbure de silicium*) ;

Pour la réalisation des structures composites, les peaux suivantes, obtenues à partir de Différents types de matrice et de fibres, sont utilisées :

- pré-imprégnés *carbone /céramique* (10 plis) ;

Le travail de mémoire présente les principaux résultats obtenus lors de l'étude modélisation numérique du comportement en flexion statique des structures sandwichs.

L'objectif est de répondre à la question Est-ce que les poutres sandwich céramique/carbone Est mieux que les métaux et les alliages pour fabriquer une ailette d'une turbine à gaz ?

Le travail est composé de 04 chapitres :

Le premier chapitre (I) présente une synthèse bibliographique très concise sur les matériaux composites et plus particulièrement sur les structures sandwichs. Les différents types des éléments constituant.

Le deuxième et le troisième chapitre (II, III) sont totalement consacrés à la théorie et le comportement des poutres sandwich à la flexion et les caractéristiques des matériaux composite. Aussi les différents modes d'endommagement.

Enfin, quatrième chapitre (IV) résume les résultats de la simulation numérique réalisée sur les différents spécimens de sandwichs. La simulation est conduite en utilisant le logiciel de calcul abaqus, basé sur l'approche par éléments finis. Les résultats mettent en des différentes grandeurs (les contraintes, déformations, déplacement,) sur la résistance du sandwich.

Enfin, cette thèse se termine par une conclusion générale permettant de synthétiser les principaux résultats obtenus et d'envisager quelques perspectives.

Chapitre I

Chapitre I :

Généralité Sur Les Matériaux Composites

Introduction

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

I.1 Définition de matériau composite :

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux, l'assemblage final ayant des propriétés supérieures aux propriétés de chacun des matériaux constitutifs, figure (I.1). On appelle maintenant de façon courante "matériaux composites" des arrangements des renforts qui sont noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée interface. Ces matériaux composites sont la plupart du temps hétérogènes et anisotropes.

La matrice assure la cohésion et l'orientation des fibres, elle permet également de transmettre les sollicitations auxquelles sont soumises les pièces. Les composites trouvent leurs principales applications dans le transport aérien (civil et militaire), maritime et ferroviaire, le bâtiment, l'aérospatial ainsi que les sports et loisirs [1].

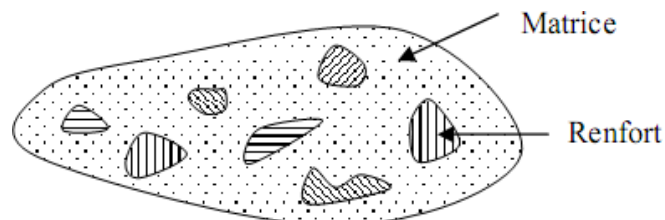


Figure : I.1. Schéma d'un matériau composite [1].

I.2 Différent types et classification des matériaux composites

On distingue deux types des matériaux composites :

- Les composites grandes diffusions (GD).
- Les composites hautes performances (HP).

Les GD 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 (+ 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. Des méthodes de calculs de structures et d'homogénéisations ont été développées pour les HP [2].

Il existe aujourd'hui un grand nombre de matériaux composites que l'on classe Généralement en trois familles en fonction de la nature de la matrice:

- les composites à matrices organiques (CMO) qui constituent, de loin, le volume le plus important aujourd'hui à l'échelle industrielle,
- les composites à matrices céramiques (CMC) réservés aux applications de très haute technicité et travaillant à haute température comme le spatial, le nucléaire et le militaire, ainsi que le freinage (freins céramique),
- les composites à matrices métalliques (CMM) qui intéressent les concepteurs des industries automobiles, électroniques et de loisir pour leur capacité à répondre à des exigences mécaniques spécifiques.

Dans notre d'étude, on s'intéresse aux matériaux composites mats et sandwichs, qui font partie de la deuxième famille, mentionnée précédemment [3].



Figure: I .2. Exemple de matériau composite [3].



Figure : I .3. Types de matériaux Composites [3].

I .3Les éléments constituant les matériaux composites

I .3 .1 Les matrices

Le choix de la matrice dépend du domaine d'application auquel est destiné le composite (Résistance à des températures élevées, résistance à la corrosion, coût de revient etc.). Le rôle de la matrice est de transmettre les charges entre les fibres pour utiliser leurs propriétés mécaniques et de maintenir les renforts dans une forme compacte. Les résines les plus utilisées sont les époxydes et les polyesters insaturés qui sont des résines à polymérisation irréversible [4].

La matrice réunit les fibres par ses caractéristiques cohésive et adhésive. Elle maintient les fibres dans leur orientation et leur position prévues pour les charges appliquées. Ses autres rôles consiste à distribuer les efforts entre les fibres, fournir une résistance à la propagation de fissure, et fournir toutes les résistances en cisaillement du composite. La matrice détermine en général la limite de la température d'utilisation et l'environnement de service du matériau.

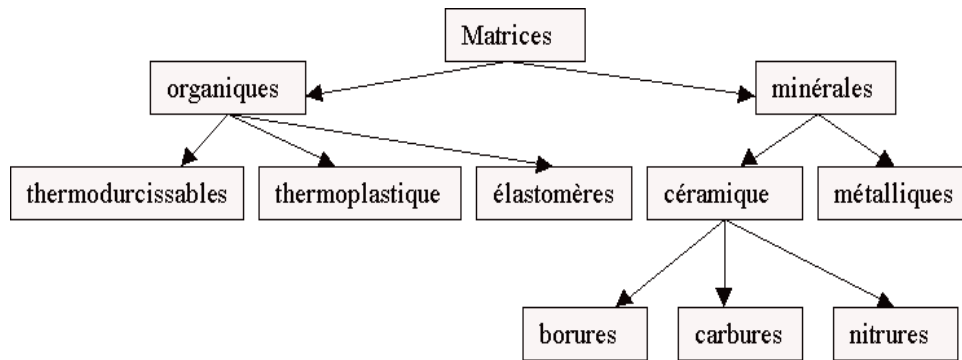


Figure I.3 : Différentes familles de matrice [3].

Les résines constituent la matrice et occupent une partie importante de fraction volumique dans plusieurs cas, elles servent à maintenir les fibres ensemble et transférer les sollicitations à ces derniers et les protéger de l'environnement extérieur [1]. Les résines doivent donc avoir des très bonnes propriétés afin de conserver celle du matériau composite, c'est donc en fonction de ces propriétés et composants qu'on distingue plusieurs types de résines qui ont la faculté de pouvoir être mise en forme pour donner un matériau fini ou semi fini [1].

I.3.2. Les résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables possèdent la propriété qu'elles ne peuvent être mise en forme qu'une seule fois car leur mise en forme par polymérisation en présence de chaleur ne peut être détruite que par une importante énergie thermique. Ceci qui leur confère des propriétés mécaniques très élevées et sont donc les plus utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites [1]. On distingue alors :

- **Les résines polyesters** : Ces résines sont les plus utilisés dans le monde des matériaux composites à cause de leur faible coût de production, diversité de multiples choix, adaptation aux simples procédés de fabrication. Les résines polyesters ont de très bonnes propriétés mécaniques traduites par leur bonne rigidité et stabilité dimensionnelle, leur bonne tenue chimique et leur facilité de mise en œuvre mais présentent quelques inconvénients comme la médiocre tenue en température, la dégradation par effet de rayons ultraviolets et les défauts liés aux retraits.

- **Les résines de condensation** : Les résines de condensation sont des anciennes résines thermodurcissables utilisées dans le cas des pièces nécessitant une bonne résistance aux

Agents chimiques et une tenue élevée en température. Elles ont des bonnes propriétés exprimées par leur stabilité dimensionnelle, leur faible retrait et leur bonne résistance aux agents chimiques, or elles présentent quelques défauts comme la non- adaptation aux produits alimentaires et la difficulté de production. Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les résines aminoplastes et les résines uraniques.

- **Les résines époxydes** : Après les résines polyesters, les résines époxydes sont les plus utilisés à cause de leurs propriétés mécaniques excellentes ce qui leur confère la faculté de pouvoir être utilisées sans le rajout des charges. Les résines époxydes sont donc chères au marché et sont désignées pour les composites à hautes performances notamment l'industrie spatiale et aéronautique. Parmi les avantages de ces résines on peut citer leur bonne résistance à la traction, à la flexion et aux agents chimiques, la facilité de mise en forme et le très faible retrait cependant elles sont coûteuses et, sensibles à la fissuration.

I.3.2. Les résines thermoplastiques

Les résines thermoplastique possèdent la singularité de pouvoir être mise en forme et reformées plusieurs fois seulement par chauffages et refroidissement, elles sont donc recyclables ce qui les rend de faible coût et offrent la possibilité d'élaboration avec la majorité des procédés, cependant cela leur donne des caractéristiques médiocres. Les résines thermoplastiques présentent une très grande famille et peuvent être classées en deux grandes catégories majeures qui sont les résines thermoplastiques en grande diffusion et les résines thermoplastiques techniques.

I.3.3. Les résines thermostables

Les résines thermostables sont quasiment identiques aux résines thermodurcissables, elles diffèrent avec ces dernières seulement dans la tenue à la température et sont donc utilisé pour la fabrication des pièces à hautes performances résistant à des hautes températures. Ces résines sont donc ainsi destinées pour l'industrie aéronautique et de l'espace. Parmi les résines thermostable, on peut citer les résines bismaléimides et les résines polyamides.

I.4 .Les additifs

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçant, ex : charges sphériques creuses 5 à 150 μm). Des charges non renforçant peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites.

I.5 .Les interface

Les composites étant des matériaux hétérogènes, ils possèdent des interfaces, c'est-à-dire des surfaces de contact entre la matrice et le renfort. Tant que le composite est intact, les deux constituants adhèrent parfaitement l'un à l'autre, et l'interface ne joue donc aucun rôle particulier. Cependant, l'interface joue un rôle important lorsque le composite subit des dégradations mécaniques et commence à se fissurer suite à une surcharge, à la fatigue, etc. En effet, les interfaces ont la propriété de dévier les fissures : lorsqu'une fissure se propage dans la matrice et atteint l'interface (figure I.4 a), elle ne traverse généralement pas cette dernière et les renforts ne sont donc pas endommagés. Au lieu de cela, la fissure change de direction et suit l'interface (figure I.4 b).

En d'autres termes, au lieu d'une rupture brutale, on observe plutôt une décohésion, c'est-à-dire un décollement progressif entre les renforts et la matrice. L'interface joue donc le rôle de fusible et rend les composites plus ductiles et plus tenaces, c'est-à-dire plus résistants à la rupture, que leurs constituants élémentaires.

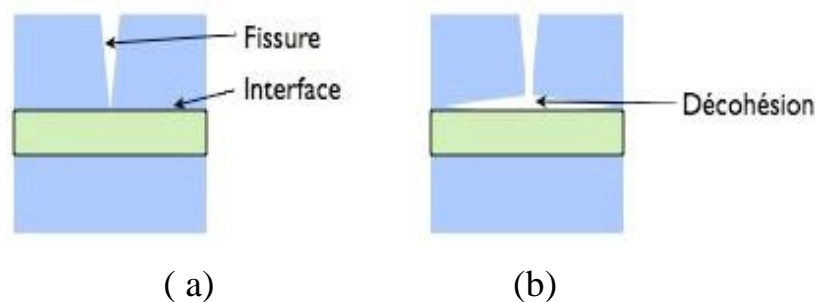


Figure I.4 :Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites ; (a) lorsqu'une fissure atteint l'interface, (b) elle est déviée

I.6 .Les renforts

Un renfort présente des arrangements particuliers selon l'échelle d'observation. Si on l'examine d'abord à une échelle microscopique, on observe des fibres d'un diamètre de l'ordre de 10 μm constituées de verre, de carbone ou d'aramide. En passant à l'échelle mésoscopique (ordre de grandeur de 1 mm), les fibres sont groupées par paquets de 1 000 à 10 000 pour former des torons ou mèches. Ce sont ces torons qui sont ensuite utilisés pour tisser les renforts.

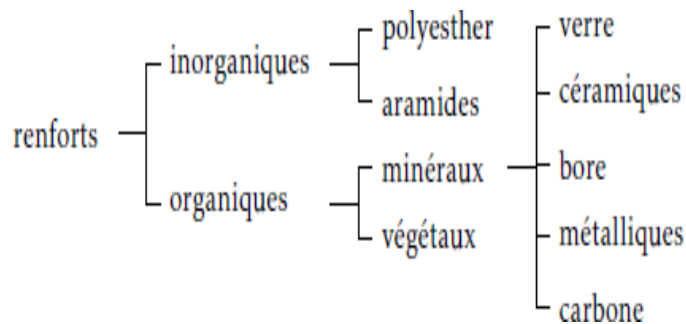


Figure I. 5 : types de renforts

I.6.1.Architecture des renforts

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

Il existe différentes géométries et textures de renforts :

- Unidirectionnelle

Les fibres sont orientées dans une même direction ; elles sont parallèles et peuvent se présenter sous deux formes :

- Sans liaison particulière (roving).
- Reliées par un fil (nappes).

- **Multidirectionnelle aléatoire**

La rigidité et la résistance des fibres sont de l'ordre de 50 à 100 fois supérieures à celles des résines. Elles peuvent se présenter sous les formes :

- Fibres coupées et broyées, sans arrangement particulier,
- Feutre de fibres agglomérées par un liant : le mat peut être à fibres courtes. (Longueur inférieure à 50 mm), sans orientation particulière ou à fibres continues.

- **Orientée**

Le tissu comporte des fils de chaîne ou de trame (fibres bidirectionnelles) ; suivant le mode de croisement de la trame et de la chaîne, le tissu sera une toile, un sergé ou un satin. On réalise également, pour des applications particulières (aérospatiale, défense), des armatures de renforcements bi-ou tridimensionnelles. On réalise aussi des plaques ou coques dont la raideur et la résistance varient avec la direction de la sollicitation (figure I.6).

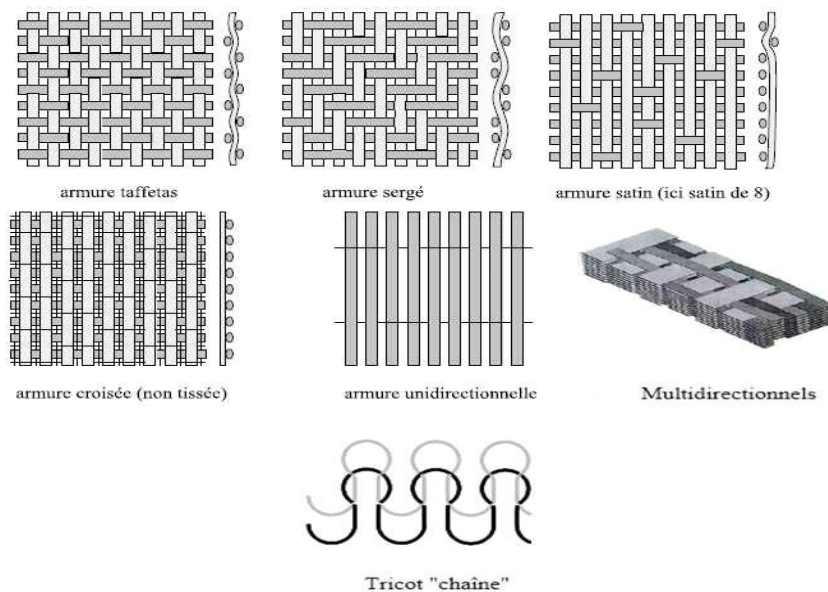


Figure I.6 : Principales orientations des fibres.

I.6 .2.Les principales fibres

On distingue plusieurs types de fibres utilisés dans plusieurs domaines, on trouve parmi ces types :

I.6 .2.1.Les fibres de verre

Parmi les différents types de fibres, celles du verre sont les plus utilisés dans la construction de structures composites à cause de leur excellent rapport performances-prix. l'appellation fibres de verre est un nom générique comme fibre de carbone, acier ou Aluminium. Tout comme différentes compositions d'aciers ou d'alliages d'aluminium sont disponibles, de nombreuses compositions chimiques de fibres de verre sont disponibles dans le commerce.

Les fibres de verre courantes sont à base de silice (environ 50 à 60% de SiO_2) et contiennent une foule d'autres oxydes de calcium, de bore, de sodium, d'aluminium et de fer, par exemple. Ces fibres sont caractérisées par un module de Young élevé, une forte résistance et une densité quasiment faible. Cependant ces propriétés sont bien inférieures à celles des autres types destinés à la construction des composites à hautes performances.

I.6 .2.2.Les fibres de carbone

Le carbone est un élément très léger et peut exister sous diverses formes cristallines. Les fibres de ce dernier ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur qui se trouve sous forme de fibres acryliques élaborées à partir du Polyacrylonitrile (PAN) dont dépend la qualité des fibres de carbone finales. Ces derniers sont caractérisés par leur hautes performances notamment la faible densité, très haute résistance à la rupture et à la flexion et leur grand module.

On trouve les fibres de carbone dans de nombreuses applications dans l'aéronautique, le spatial ainsi que les sports et loisirs de compétitions (Formule 1, mâts de bateaux). Le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production.

I.6 .2.3.Les fibres aramides

La fibre d'aramide est un terme générique désignant une classe de fibres organiques synthétiques appelées fibres de polyamide aromatiques qui est une fibre fabriquée dans laquelle la substance formant la fibre est un polyamide synthétique à longue chaîne dans lequel au moins 85% des liaisons amides sont directement attachées à deux cycles aromatiques". Les noms commerciaux bien connus de fibres d'aramide incluent Kevlar et

Nomex (Du Pont) et Twaron (TeijinAramid). La fibre d'aramide est très légère et présente une variété en performances selon le type de fibre utilisé mais les plus utilisés ont une rigidité et une résistance en traction très élevées, il a environ la moitié du module mais le double de la résistance à la rupture et à la flexion ce qui la rend la plus utilisée pour la fabrication des tenus anti bales.

I.6 .2.4.Les fibres céramiques

Ces fibres sont élaborées à partir de matériaux céramiques par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Elles sont destinées principalement aux applications où la température est très élevée (entre 500 et 2000° C) notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avion et des navettes, et dans les applications nucléaires. Parmi les fibres céramiques on trouve les fibres de Bore, les fibres de carbures de Silicium et les fibres de Bore de carbure de Silicium. Les fibres céramiques continues présentent un ensemble attrayant de propriétés. Ils combinent une résistance élevée et un module d'élasticité avec une capacité de température élevée et une absence générale d'attaque environnementale. Ces caractéristiques les rendent attractifs en tant que renforts dans les matériaux de structure à haute température.

I.6 .2.5.Les autres fibres

Généralement ces fibres sont utilisées pour des applications spécifiques (papiers spéciaux, pour une bonne conductivité électrique...). Elles possèdent des modules d'élasticité très faibles comparés aux autres fibres. Ces fibres sont appréciées à cause de leur prix de revient assez bas pour la plupart d'entre elles et la haute capacité d'isolation thermique pour certaines d'entre elles. Parmi ces autres types, On peut citer :

- les fibres d'origine végétale (cellulose, lin, chanvre,... etc.).
- les fibres d'origine minérale (amiante, silice).
- les fibres synthétiques (tergal, dacron, etc.) issus des polyesters, de polypropylène ou de polyéthylène
- les fibres métalliques (acier, cuivre, aluminium) qui sont utilisées souvent avec des matrices métalliques.

I.6 .2.6.Caractéristiques générales

Les matériaux composites offrent une combinaison de caractéristiques générales comparable ou supérieure à celle de nombreux matériaux métalliques ou traditionnels. En effet, en raison de leur faible densité, les rapports résistance / poids et module-poids de ces matériaux composites sont nettement supérieurs à ceux des matériaux métalliques. La phase discontinue (le renfort) est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue (la matrice). En outre, la résistance à la fatigue et la tolérance à la fatigue de nombreux stratifiés composites sont excellentes.

Les propriétés des matériaux composites dépendent de beaucoup de facteurs et sont différentes selon les divers types de matériaux composites, ces propriétés résultent de :

- Des propriétés, de la nature et de la quantité des matériaux constitutifs.
- Des constituants, de la géométrie et de la distribution du renfort.
- De leurs interactions, de la nature de l'interface matrice-renfort, etc.

Les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- La légèreté et le gain de masse.
- La bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée).
- L'absence de corrosion.
- L'absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture).
- Le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la chaleur.
- L'insensibilité à certains produits chimiques courants (solvants, peinture, huiles, Pétroles,...).
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyenne.
- Très forte anisotropie

I.7 .Classification des Matériaux Composites

I.7 .1.Classification selon l'utilité

Selon leur taux d'utilisation qui a augmenté remarquablement au cours des dernières décennies, les composites sont classés en deux grandes catégories : les composites à grande diffusion et les composites à haute performance.

I.7.2. Les composites à grande diffusion GD

Les matériaux composites à grande diffusion occupent une portion de 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort est de 30%. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters avec des fibres de verre avec la simplicité du principe d'élaboration des matériaux (moulage par contact, SMC et injection), ce qui rend leurs coûts voisins.

I.7.3. Les composites à hautes performances HP

Les matériaux composites dits "hautes performances HP", présentant des propriétés mécaniques spécifiques élevées et un coût unitaire important. Ce sont les plus employés en aéronautique et dans le spatial. On peut créer toutes sortes de matériaux différents qui peuvent être utilisés dans des applications bien différentes. En aéronautique, plusieurs types de matériaux composites sont utilisés dans les différentes structures d'un avion, car aucun ne peut présenter toutes les caractéristiques indispensables au fonctionnement de l'élément considéré.

Le développement effectif de tels matériaux a débuté en 1975 pour servir dans l'aviation militaire, mais s'est peu à peu étendu dans le domaine de l'aviation civile. Aujourd'hui ; il peut couvrir plus de 50% de la structure d'un aéronef,

I.8. Classification selon la forme des constituants

Les matériaux composites dépendent des constituants (renforts et matrice) qui leur forment. En effet, suivant ces composants peuvent être classés les composites en deux grandes classes : les matériaux composites à fibres et les matériaux composites à particules.

I.8.1. Les Composites à fibres

Les renforts sont généralement plus durs que les matrices. Ils contribuent à améliorer la résistance mécanique à la traction et la rigidité des matériaux composites et se présentent sous forme filamentaire dans ce cas. Les fibres utilisées se présentent soit sous une forme continue,

soit sous une forme discontinue (coupés, courtes...). Leurs arrangement et orientations permettent d'aboutir à des propriétés mécaniques précises des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Parmi les fibres les plus connus, on en trouve les fibres de verre qui ont un bon rapport de prix/qualité et sont largement utilisés, et les fibres de carbone qui sont généralement conçus pour les composites à hautes performances.

I.8.2. Les composites à Particules

Un composite est dit à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules, qui par opposition aux fibres ne possède pas une dimension privilégiées. Les composites à particules sont généralement utilisés pour améliorer certaines propriétés mécaniques des matériaux ou de matrice comme la rigidité, la tenue à la température et la résistance à l'abrasion.

I.9. Classification selon la nature des constituants

Il est évident que la nature de chaque chose influe directement sur son apparition et sur son comportement que nous traduisons en propriétés mécaniques, et encore beaucoup plus dans le cas des matériaux composites, parce que ces derniers sont constitués d'éléments de natures distinctes, ce qui rajoute de la diversification à cela. On distingue essentiellement selon la nature de la matrice 3 catégories de composites :

I.9.1. Composites à matrice organique

Peuvent contenir des fibres :

- Minérales : verre, carbone.
- Organiques : kevlar, Polyamides
- Métalliques : bore, aluminium

I.9.2. Composites à matrice minérale

Peuvent être combinés à partir des alliages légers d'aluminium, de magnésium et de Titane avec des fibres :

- Minérales : carbone, carbone de silicium.
- Métalliques : bore.
- Métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BSiC).

I.9.3 .Composite à matrice métallique

Peuvent contenir :

- Des fibres métalliques (bore).
- Des particules métalliques comme les cermets.
- Des particules minérales comme les carbures et les nitrates.

I.9.4 .Les stratifiées

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. On pourra avoir des stratifiés de type :

- Equilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+\theta$ que de couches orientées suivant la direction $-\theta$.
- Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen.
- Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .

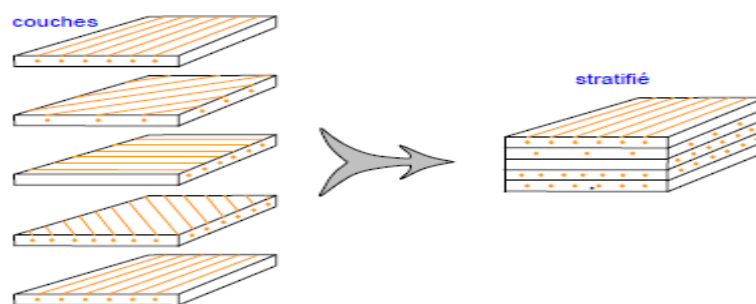


Figure I.7 : Composite stratifié.

I.10. Domaine d'application

Les composites entrent aujourd'hui dans pratiquement tous les domaines d'applications possibles : bâtiments... Les transports aériens, maritime, routier, ferroviaire... Sports et loisirs, etc...

Dans le tableau on présente des différents types de composites et leurs constituants et le domaine d'application. [5]

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

Tableau : I.2. Exemples de matériaux composites et leur domaine d'applications. [5]

I.11. Les Composites Sandwiches

Aujourd'hui, on enregistre une progression importante dans l'emploi des matériaux composites dans des domaines aussi divers que l'aéronautique, l'automobile, le sport et les loisirs. Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on peut citer les matériaux sandwichs. Les structures sandwichs occupent un large créneau dans la construction des pièces composites. Historiquement, ce sont les premières structures composites allégées et performantes. L'objectif de ce premier chapitre est de positionner la problématique des matériaux sandwichs en nous attachant à mettre en évidence toutes leurs particularités propres.

I.11.1 Qu'est ce qu'un matériau sandwich ?

Une structure sandwich résulte de l'assemblage par collage ou soudure de deux semelles ou peaux (Fig. 1.8) et d'un matériau d'âme. Les peaux sont de faibles épaisseurs et possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques (module élevé, grande résistance). Entre les deux peaux est intercalé un matériau d'âme de forte épaisseur et de faible densité. En gardant une distance constante entre les deux peaux, l'insertion de cette âme permet d'augmenter le moment d'inertie de la structure, et par conséquent sa rigidité en flexion, tout en minimisant la masse de l'ensemble.

Dans un sandwich, il ne faut pas oublier un troisième composant : l'adhésif. C'est ce dernier qui permet un bon assemblage de la structure et aussi une bonne transmission des contraintes d'un milieu à l'autre. Sa principale caractéristique doit être une bonne résistance en cisaillement. Dans le cas de peaux en matériau composite, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation d'une résine auto-adhésive [6].

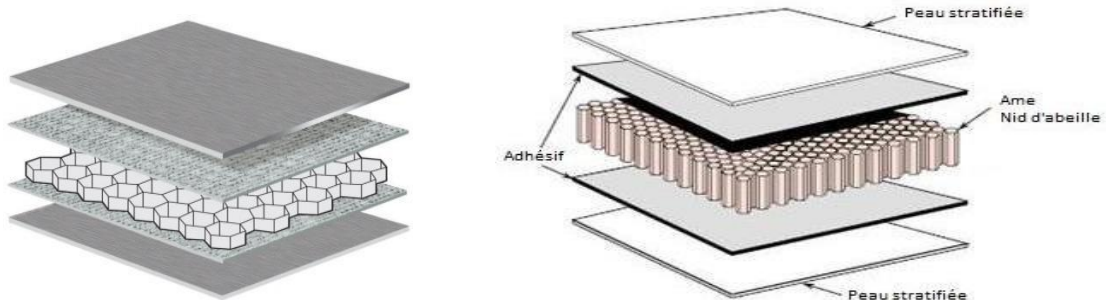


Figure: 1.18. Schéma d'un sandwich [8].

I.11.2 Contexte industriel

La construction en sandwich est un concept qui a été qui existe depuis 1820. Cependant, il a fallu un siècle pour que l'utilisation en masse commence. En effet, l'une des premières applications de la construction en sandwich est la fabrication d'un avion militaire britannique de la Seconde Guerre Mondiale, le Mosquito (voir figure I.19). Contrairement aux structures métalliques, sa structure en panneaux sandwichs avec des peaux de placage en bois et une âme en balsa, lui confère une grande légèreté et par voie de conséquence une vitesse plus élevée.



Figure : I.19. L'avion le Mosquito [7].

Au cours des années 1940, l'apparition de nouveaux matériaux d'âme a encouragé les principaux constructeurs d'avions militaires à utiliser davantage les composites sandwichs. En effet, en 1943, la base aérienne américaine Wright-Patterson (WPAFB) a commencé à utiliser des structures sandwich avec des peaux stratifiées en résine polyester renforcée de fibres de verre liées entre elles par une âme de faible densité (balsa ou nid d'abeille en fibres de verre) pour fabriquer le fuselage de leur VULTEE BT-15.

Ces dernières années, la plupart des avions civils ont également adopté cette construction pour de nombreux composants. Par exemple, les planchers de l'avion Boeing 747 sont fabriqués à partir d'un panneau sandwich de balsa et de feuille d'aluminium.

Dans le domaine de la construction navale, les caractéristiques de légèreté et surtout d'absence de corrosion des structures sandwich, lorsque les divers constituants ne sont pas métalliques, commencent à susciter de l'intérêt. Une étude expérimentale et analytique a montré que le remplacement d'une construction en acier conventionnelle par une construction en sandwich peut apporter des gains de masse jusqu'à 40 à 50%.

L'utilisation de construction sandwich à âme en nid d'abeille pour la fabrication des voiliers a pour conséquence de diminuer la masse de la structure de 70% comparativement à la construction traditionnelle en composite à base de fibres de graphite (carbone). De nos jours, pratiquement tous les bateaux de plaisance américains de moins de 43 mètres sont construits en sandwichs composites en fibres de verre.

Les structures sandwichs sont également utilisées dans la construction des articles de sports et de loisirs, tels que les skis acrobatiques, les kayaks, les planches de surf, les tables de billard, et les raquettes de tennis.

Dans le secteur ferroviaire, les structures sandwich ont été sélectionnées pour la fabrication des cabines de trains à grande vitesse (TGV). Les propriétés exceptionnelles de ces structures en font le matériau idéal pour atténuer les problèmes de la propagation des ondes de pression lors de croisement de deux trains dans un tunnel. De plus, la bonne résistance au feu et la grande résistance à des températures très élevées de certaines mousses thermoplastiques, ont permis par exemple la conception du train allemand « Transrapid ». Grâce à une structure en matériaux sandwichs, ce dernier peut atteindre des vitesses supérieures à 550 Km/h.

Plus récemment, la construction sandwich est de plus en plus utilisée dans les projets de réhabilitation des infrastructures routières (Génie civil) telles que la fabrication des tabliers de ponts où la légèreté, la durabilité et la résistance à la corrosion sont indispensables [7].

I.11.3. Les éléments constituant les matériaux sandwichs

Une structure sandwich présente une solution de compromis permettant à la fois de rigidifier et d'alléger une structure. Elle est constituée généralement de trois composants de base possédant des propriétés différentes, mais complémentaires : les peaux, l'âme et l'adhésif. La figure présente les différents éléments constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich [8]:

- Les peaux
- l'âme
- L'adhésif de surface

I .11.3 .1 Les peaux (ou semelles)

Généralement planes, qui reprennent les efforts de flexion. Elles peuvent être de plusieurs natures : en métal, en stratifié, en bois (contreplaqué) ou encore en plaque thermoplastique. Le choix de la nature de la peau s'effectue principalement en fonction des performances mécaniques exigées. Mais en général, une rigidité élevée et une excellente résistance à la compression et à la tension sont les principales qualités recherchées [8].

La figure (I.20). Illustre les différents matériaux de fabrication des peaux

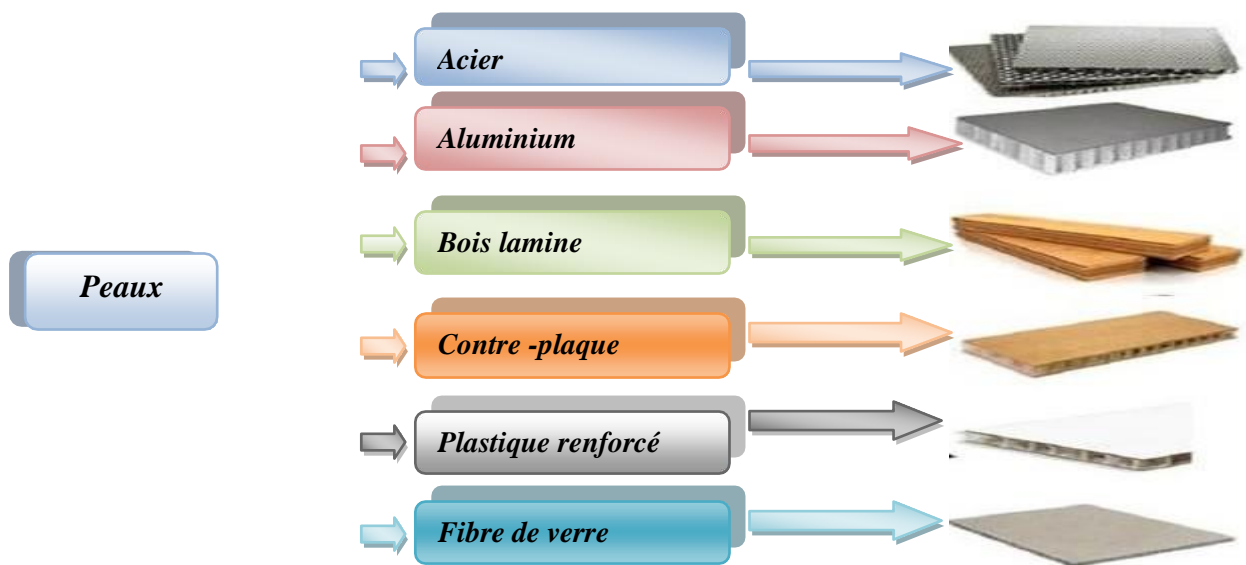


Figure : I.20. Matériaux pour les peaux.

I .11.3 .2 L'Âme

C'est l'élément central d'une structure sandwich. Elle se caractérise par une faible masse et des faibles caractéristiques mécaniques.

Son rôle principal est de supporter les efforts de compression et de cisaillement engendrés suite au mouvement de glissement des peaux sous chargement, et de maintenir leur écartement.

En effet, si l'épaisseur des panneaux n'est pas maintenue constante, il en résulte une diminution des capacités des peaux externes à résister à la flexion. L'épaisseur élevée de l'âme a pour but d'accroître le moment d'inertie du panneau sans augmenter la masse

volumique, les types d'âmes les plus communs dans le secteur industriel sont : le bois de balsa, les nids d'abeilles et les mousses en polymères rigides.



Figure : 1.21. Exemples d'âmes les plus utilisées dans la construction des composites sandwichs : a) mousse, b) balsa bois c) nid d'abeilles [8].

Les structures sandwichs sont classées selon la nature de leurs âmes. Les âmes peuvent être classées en trois catégories principales, les mousses, les mousses renforcées et les parois minces. [8]

La figure. Ci-dessous représente les matériaux de fabrication de ces types

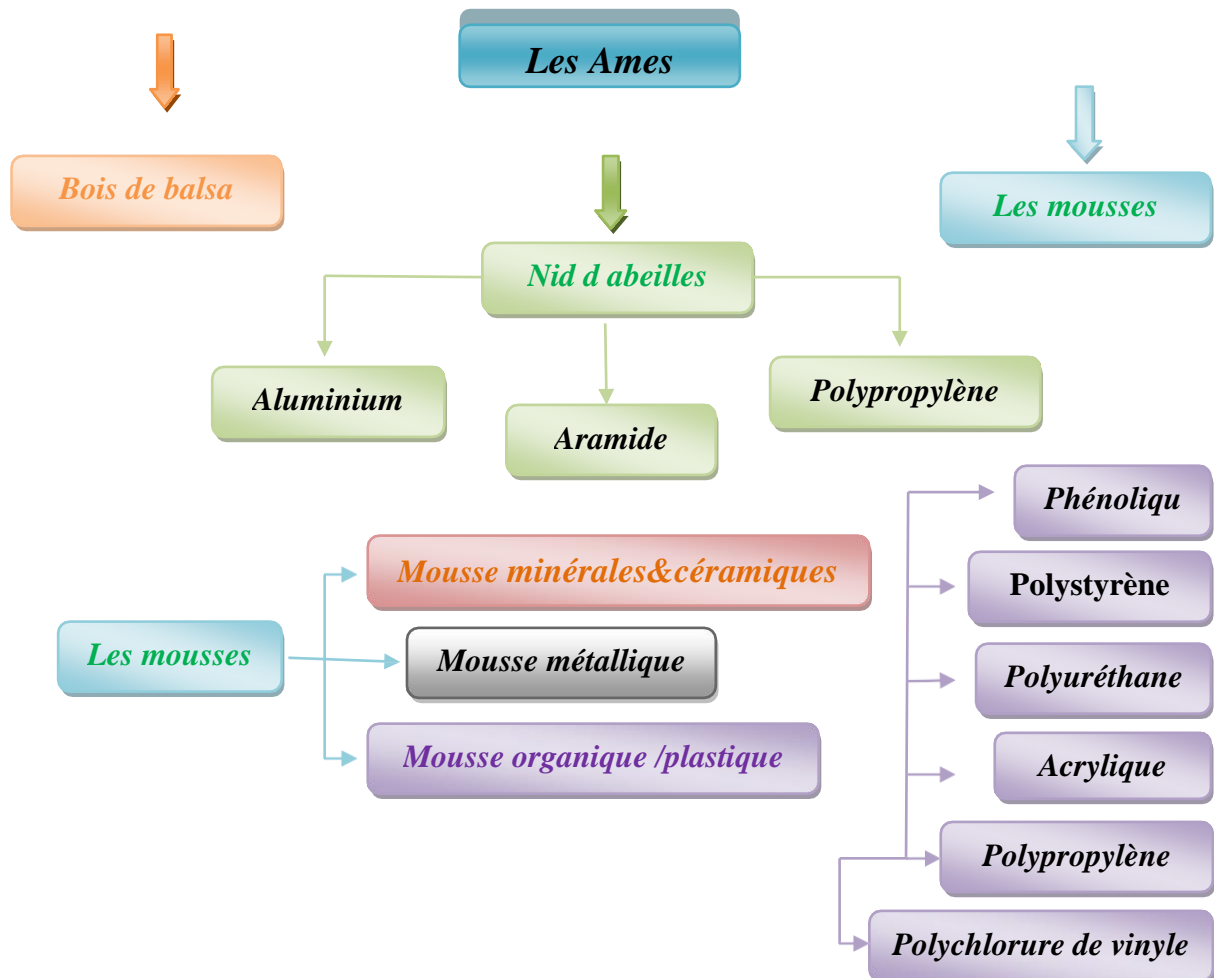


Figure : 1.22. Matériaux pour les âmes.

I .11.3 .3 Les mousses

Les mousses peuvent être de nature organique, métallique ou céramique. Leurs Propriétés les plus intéressantes sont les suivantes :

- l'allégement : Les mousses organiques ont de très faibles densités. Elles permettent donc une diminution du poids d'une structure, tout en assurant la conservation des propriétés mécaniques de celle-ci.
- l'isolation thermique : Celle-ci est améliorée par la présence des pores idéalement fermés, nombreux, et de taille réduite. Ils assurent une discontinuité au sein de la structure. Ainsi, la conductivité thermique abaisse considérablement ;
- l'isolation phonique : Elle est augmentée à l'aide des tortuosités et cheminements Introduits par les pores, de préférence ouverts.

D'autres propriétés, dues principalement à la nature de la matrice, sont aussi à Considérer : tenue à la température, au feu, aux agents chimiques [9].

➤ **Mousses métalliques**

Les plus utilisées sont les mousses d'aluminium, largement exploitées dans l'industrie automobile et aérospatiale. Ces mousses sont rigides et leur température de fusion varie globalement entre 820 et 890 °C.

Il existe également des mousses de zinc, de plomb, d'étain, et leurs alliages, ainsi que des possibilités d'emploi du bronze, du titane, et du cuivre.

Si l'on considère plus particulièrement les mousses d'aluminium, très utilisées dans l'industrie, on constate qu'elles se distinguent par une grande rigidité spécifique, une grande capacité d'amortissement mécanique et acoustique, des conductivités thermique et électrique réduites, une bonne aptitude à l'assemblage mécanique (sciage, fraisage, perçage, clouage, vissage...), ainsi qu'au soudage ainsi qu'une bonne résistance à l'environnement (biologique en particulier).

Dans le cadre de certaines applications, les mousses métalliques s'avèrent Particulièrement bien adaptées. La densité permet de concevoir des montages flottants (Appontements, aménagements portuaires...), et ce d'autant plus que les cellules de la mousse Sont fermées. De même, la bonne résistance des mousses d'aluminium à la compression permet l'utilisation de celles-ci dans des systèmes « anti-crash ». Pour cette

application, elles présentent l'avantage, par rapport aux mousses de polymères, d'avoir une plus grande tenue en température, ainsi qu'un meilleur comportement au feu [9].

➤ **Mousses minérales et céramiques**

La terre cuite, allégée de manière artisanale, est sans doute la mousse céramique la plus ancienne qui soit au monde. Malgré son âge, ce type de mousse conserve son intérêt. Ceux-ci sont souvent employés pour leurs propriétés absorbantes, résultant d'une porosité souvent ordonnée.

Il existe également des mousses de verre, de béton, de carbone vitreux, de carbure de silicium, de borate... On peut encore citer les billes d'argile expansées (utilisées dans L'hydro culture), les terres cuites acoustiques utilisées dans des écrans antibruit...

Ces mousses ne présentent pas de caractéristiques mécaniques élevées. Leur principal avantage réside dans leur tenue en température. Ainsi, une mousse de carbure de silicium, d'une densité de 0,29 g/cm³, peut résister à plus de 1 500 °C en atmosphère oxydante et 2 200 °C en atmosphère neutre. Elle peut être employée dans des échangeurs thermiques, des éléments chauffants, des filtres, des supports de catalyseurs [9].

➤ **Mousses organiques**

L'éponge, la pierre ponce, le liège, ainsi que le balsa, sont des mousses organiques naturelles. À celles-ci s'ajoutent des mousses organiques de synthèse, auxquelles les mousses de polymères appartiennent. Actuellement, la majorité des mousses organiques utilisées dans l'industrie sont des mousses de synthèse. Pourtant, certains produits naturels, comme le liège ou le balsa, par exemple, conservent des applications dans les technologies actuelles.

Les mousses de polymères expansés (alvéolaires) constituent la forme la plus courante de matériaux d'âme. Elles peuvent être produites à partir d'une grande variété de polymères synthétiques, dont le polychlorure de vinyle (PVC), les polyoléfinés (PE, PP), le polystyrène (PS), le polyuréthane (PUR) ... Elles sont disponibles dans une gamme de masses volumiques allant de moins de 30 kg/m³ à plus de 300 kg/m³. Les épaisseurs proposées varient typiquement de 5 à 50 mm.

Les principaux facteurs influant sur les propriétés des mousses sont essentiellement les matières premières choisies, ainsi que le procédé de production. Ces propriétés sont décrites sur la base des critères suivants :

- la nature ouverte ou fermée des cellules ;
- la distribution de la taille des cellules, en distinguant micro et macroporosité ;
- le volume total des cellules, dont découle la densité de la mousse résultante ;
- la rigidité du matériau obtenu, fonction de la température de transition vitreuse du matériau constitutif, supérieure ou inférieure à la température ambiante ;
- les caractéristiques « classiques » des matériaux : comportement en température, en environnement [9].

➤ Les mousses renforcées

Les renforts assurent la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité). Souvent de nature filamentaire (des fibres organiques ou inorganiques). La figure suivante illustre les différents matériaux des renforts [9].

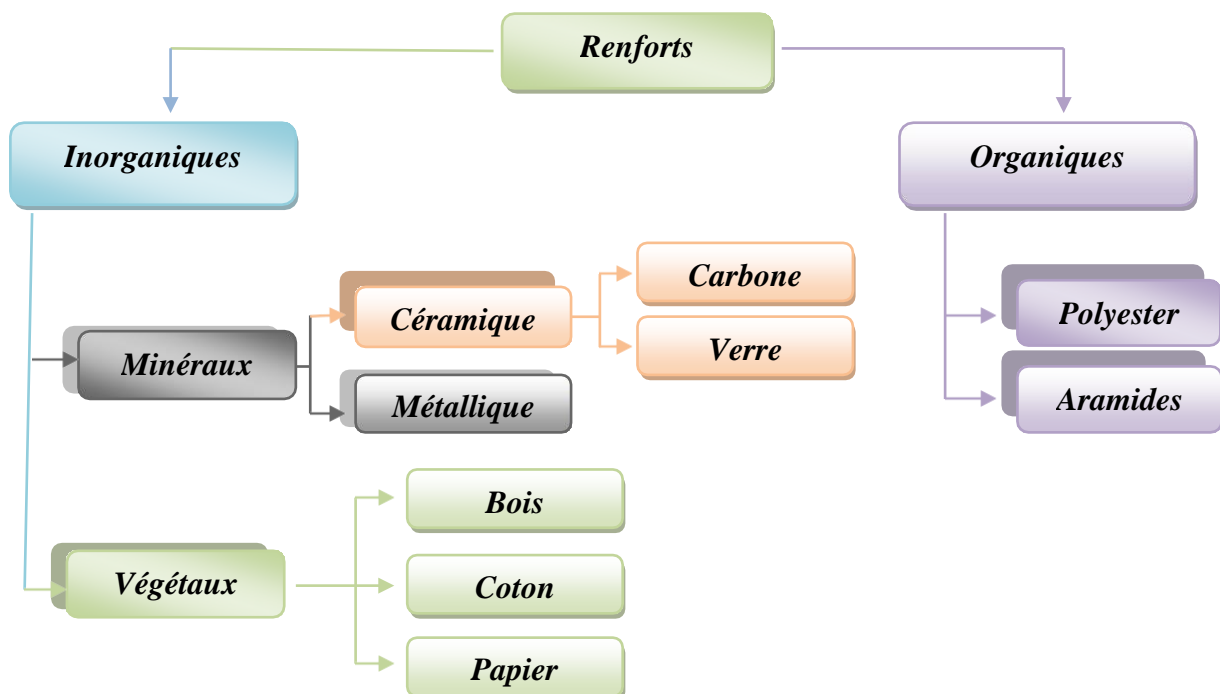


Figure : 1.23. Les mousses renforcées.

➤ Les parois minces

Les âmes en parois minces existent sous plusieurs formes, cœur gaufré, cœur ondulé et en nid d'abeille, ce dernier (dit aussi « Nida ») est le plus utilisé [9].

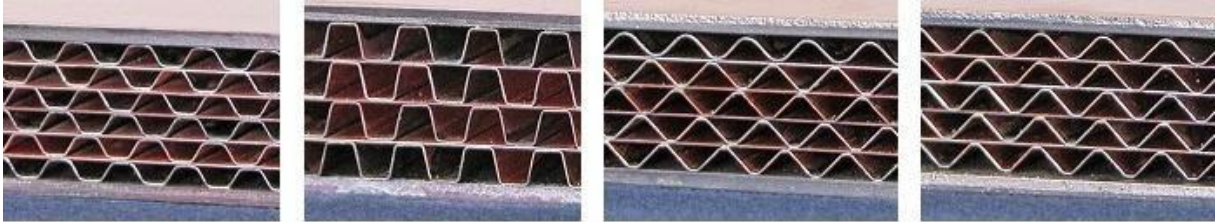


Figure : 1.24. Âmes en parois minces [9].

I.11.3.4 L'âme en nid d'abeilles

est un matériau structural souple constitué de mailles hexagonales, réalisée à partir de différents matériaux comme par exemple le papier ou l'aluminium.

Les propriétés de l'âme en nid d'abeilles varient selon le sens transversal ou longitudinal des alvéoles. De plus, la taille de celles-ci, l'épaisseur des parois et la méthode de mise en œuvre sont des paramètres qui influencent la résistance au cisaillement transversal et longitudinal de ce genre d'âmes.

Elle a des propriétés mécaniques qui dépassent celles des mousses. Sa masse volumique peut varier entre 15 et 160 kg/m³ et son épaisseur entre 3 et 150 mm.

Lorsque des structures sandwichs sont constituées d'une âme en nid d'abeilles et soumises à un chargement, les efforts en flexion sont absorbés par les deux peaux tandis qu'une grande partie des efforts en cisaillement est encaissée par l'âme [8,9].



Figure : 1.25. L'âme en nid d'abeille [9].

Parmi les âmes Nida les plus utilisées, nous retrouvons:

➤ **L'âme en nid d'abeille métallique**

L'aluminium et les alliages ultralégers sont les matériaux les plus utilisés pour fabriquer les Nids d'abeilles métalliques. Par exemple, le nid d'abeilles est constitué de mailles hexagonales en aluminium. Étant donné la faible densité et les performances physiques et mécaniques élevées, il est utilisé principalement comme âme destinée à prendre les efforts de cisaillement dans des constructions sandwichs collées légères.

➤ **L'âme en nid d'abeilles plastique**

C'est un nid d'abeilles extrudé en polypropylène utilisé comme âme de structure sandwich (Panneaux). La nature thermoplastique de ces nids d'abeilles facilite leur mise en forme. Ils sont thermiquement isolants grâce à l'air emprisonné dans les alvéoles.

Les sandwichs en Nida polypropylène sont moins rigides que ceux en aluminium mais demeurent plus légers et moins dispendieux [8,9].

I .11.3.5. L'adhésif de surface (ou interface)

Cet élément est d'une importance cruciale, il solidarise l'âme et les peaux. Il doit permettre un bon assemblage de la structure en formant une liaison continue, non poreuse et d'épaisseur constante. Par ailleurs, et une bonne transmission des contraintes d'un milieu à l'autre est nécessaire, Pour cela, la principale caractéristique de l'adhésif doit être une bonne résistance au cisaillement.

Dans le cas de peaux en matériau composite, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation d'une résine auto-adhésive [8].

I .12. Procédés de fabrication

La fabrication de structures sandwichs fait appel, dans un grand nombre de cas, à des technologies de transformation standard des composites (moulage au contact, moulage au sac sous vide, moulage par injection de résine, moulage à la presse, moulage par

Enroulement filamentaire ou centrifugation...), qui permettent d'intégrer une âme dans l'épaisseur de la structure ainsi fabriquée. On citera dans cette partie les procédés les plus utilisés pour l'élaboration d'un sandwich [10].

I .12 .1 Technologies par voie humide (imprégnation directe)

Les sandwichs peuvent être obtenus traditionnellement par des procédés de mise en œuvre dits par « voie humide », les renforts secs étant imprégnés par la résine thermodurcissable au cours de la mise en forme, soit par moulage au contact, soit par projection simultanée, soit encore par injection de résine, ou par enroulement filamentaire. Les structures obtenues par contact ou projection simultanée présentent des propriétés mécaniques moyennes, en particulier si les peaux ont été fabriquées à partir de fibres coupées. Le taux de résine, le taux de porosité et, plus généralement, la qualité du stratifié, dépendent de l'habileté du mouleur.

Celles produites par enroulement filamentaire ou par injection de résine (sous vide ou sous pression) présentent des propriétés mécaniques plus élevées du fait de l'utilisation possible de renforts à fibres continues (unidirectionnels, tissus) et de l'obtention de taux de fibres plus importants [10].

I .12 .2 Technologies par voie sèche (imprégnation indirecte)

Les procédés de mise en œuvre par voie sèche (ou procédés d'imprégnation indirecte) consistent à réaliser des structures sandwiches dont les peaux sont obtenues à partir de pré-imprégnés. La mise en œuvre peut s'effectuer sous vide en étuve, sous presse chauffante, ou sous vide en autoclave. Le recours aux pré-imprégnés permet de garantir une imprégnation des renforts uniforme et de qualité, et confère à la pièce sandwich de bonnes propriétés mécaniques résultant du taux de fibres élevé. L'excès de résine contenu dans le pré-imprégné, qui sera extrait par l'application de la pression et de la température adéquates, peut être utilisé pour assurer le collage âme/peau [10].

I .12.3 Assemblage par collage

L'assemblage des sandwichs par collage reste un procédé très répandu, qui consiste à associer à l'aide d'un adhésif l'âme et les peaux préalablement préformées. Les

phases de mise en forme et d'assemblages sont alors bien distinctes. La préparation des surfaces est une étape importante qui permet d'assurer une adhésion de qualité :

- nettoyage afin d'éliminer les matières grasses ou la poussière ;
- augmentation de la rugosité ;
- apprêt par attaque chimique des peaux métalliques...

L'adhésif, dont la nature est fonction des matériaux constitutifs du sandwich, doit être appliqué uniformément. L'empilement (âme + adhésif + peaux) est chauffé et mis sous pression, l'application de la pression pouvant se faire à la presse, en autoclave sous vide, par moulage au sac [10].

I .12 .4 Moussage « in situ »

La mise en œuvre de sandwichs par expansion « in situ » de la mousse formant l'âme est un procédé initialement développé pour les composites thermodurcissables, et essentiellement appliqué aux mousses polyuréthanes et phénoliques.

Le principe consiste à injecter le polymère d'âme mélangé à son agent gonflant entre les peaux préformées préalablement positionnées dans un moule ou un caisson de coulée.

Cette technologie de mise en œuvre permet d'obtenir aisément des structures de géométries complexes ne se limitant pas à des panneaux plans, et de réaliser des pièces présentant un bon aspect de surface, si les peaux ont été moulées sur leur face extérieure.

Elle conduit cependant à la fabrication de pièces pouvant présenter des âmes à densités hétérogènes, et ce d'autant plus que la géométrie est complexe avec des variations d'épaisseurs [10].

I .12 .5 Moulage de panneaux en continu

La fabrication de panneaux sandwichs peut également être réalisée en continu, au moyen d'un procédé pouvant être totalement automatisé. Une grande liberté est laissée au concepteur quant au choix des matériaux constitutifs des peaux (feuilles métalliques, pré-imprégnés, tissus secs, polymères...) qui se présentent sous forme de rouleaux. Un film adhésif est inséré, si nécessaire, entre l'âme et les peaux.

La mise en forme des panneaux s'effectue généralement par compression entre rouleaux de calandrage. L'ensemble est dans un premier temps, chauffé sous pression

afin d'assurer l'adhésion entre l'âme et les peaux, puis refroidi, toujours sous pression, de manière à consolider le sandwich [10].

I .13. Intérêt des structures sandwichs

L'intérêt principal des structures sandwichs, par opposition aux composites traditionnels dits monolithique, réside dans leur rigidité spécifique très élevée. La densité de l'âme est couramment de l'ordre de 100 kg m^{-3} . En modifiant la nature et l'épaisseur de la peau et/ou de l'âme, on parvient à donner à la structure le matériau qui convient le mieux. Ainsi, l'amélioration de la rigidité qui traduit le comportement en flexion du matériau, s'obtient en augmentant soit l'épaisseur de l'âme qui conduit à l'augmentation de son moment d'inertie, soit le module d'élasticité des peaux. Puisque l'âme du sandwich possède une faible densité, la masse du composite n'évolue pas de façon importante.

Les matériaux composites sandwichs disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques. Ils contribuent au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils offrent une meilleure isolation thermique ou phonique et, pour certains d'entre eux, une bonne isolation électrique. Ils enrichissent aussi les possibilités de conception en permettant d'alléger des structures et de réaliser des formes complexes, aptes à remplir plusieurs fonctions. Dans chacun des marchés d'application (automobile, bâtiment, électricité, équipements industriels,...), ces performances remarquables sont à l'origine de solutions technologiques innovantes [6].

Chapitre II

Chapitre II :

*Théories Sur Le Comportement d'une Poutre
Sandwichs en Flexion*

Introduction

Le type d'essais le plus employé pour déterminer les caractéristiques mécaniques et le comportement des matériaux composites est en fait la flexion.

Ce choix correspond souvent aux sollicitations auxquelles sont soumises les pièces réelles, mais surtout offre l'avantage de diminuer considérablement les difficultés de réalisation de l'essai par l'utilisation d'éprouvettes simples sans avoir la difficulté du collage des étalons ni le problème rencontré lors du serrage des mors dans le cas des essais de traction (sur contraintes locales conduisant à des ruptures prématurées de l'éprouvette).

De plus, selon que l'opérateur travaillera en flexion 3 points ou 4 points et, suivant la distance entre appuis, il pourra privilégier un mode de rupture en traction-compression ou en cisaillement.

Les poutres sont les pièces de base des structures d'où l'importance du développement de la méthode d'analyse de son comportement. Au point de vue pratique, une poutre doit avoir une longueur très supérieure à sa largeur ($L \gg b$), (Figure II.1).

Il est présenté dans ce chapitre, l'étude de la flexion des poutres constituées de sandwich de composites.

Afin de faire l'étude des poutres en sandwich de composites, il est important de passer en revue l'analyse des poutres en matériau isotrope (Figure II.1) [11].

II.1 . Définition de la Flexion :

La flexion est la déformation d'un objet qui se traduit par une courbure. Dans le cas d'une poutre, elle tend à rapprocher les deux extrémités de la poutre. Dans le cas d'une plaque, elle tend à rapprocher deux points diamétralement opposés sous l'action.

- L'essai de flexion d'une poutre est un essai mécanique utilisé pour tester la résistance en flexion. On utilise la flexion dite « trois points » et la flexion dite « quatre points ».

En chaudronnerie, le pliage d'une tôle est une flexion pour laquelle on veut dépasser la limite élastique du matériau, afin d'avoir une déformation définitive (déformation plastique). Dans la plupart des autres cas, on cherche au contraire les conditions nécessaires pour ne pas dépasser la limite élastique, afin de préserver l'intégrité de la pièce [12].

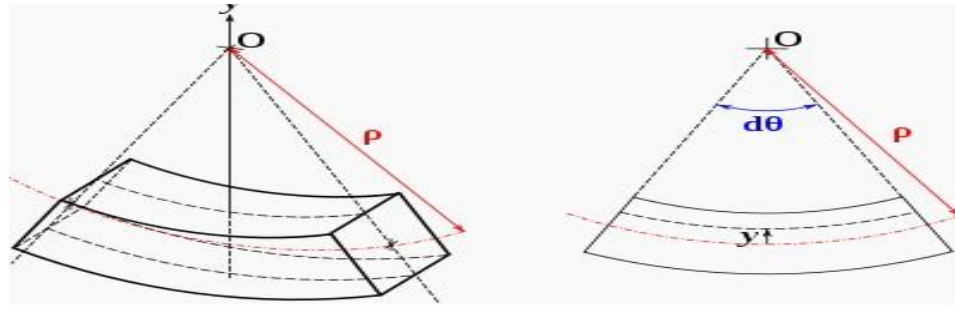


Figure : II.1. Flexion de poutre.

II .3 .Principe d'Essai de Flexion 3 Points

L'essai de flexion est un test mécanique qui fait partie de la famille des essais indépendants du temps comme le choc et la dureté. Il consiste à placer une barre rectangulaire sur deux appuis et d'appliquer un effort ponctuel au centre, comme illustré à la (figure II.2) [13].

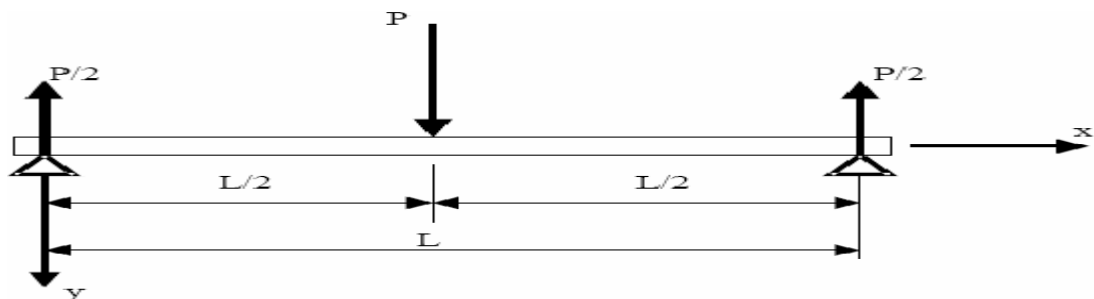


Figure : II.2. Flexion 3 points.

II .4 . La Théorie des Poutres

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

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

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

II-5 Comportement élastique d'une couche de matériaux orthotropes:

II-5-1 Comportement dans les axes du matériau :

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

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \dots\dots\dots(2-1)$$

Soit sa matrice de souplesse S_{ij} :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \dots\dots\dots(2-2)$$

II-5-2 Etat de contraintes planes:

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

$$\sigma(M) = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & 0 \\ \sigma_{12} & \sigma_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{33} \end{bmatrix} \dots\dots\dots(2-3)$$

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

II .6. Les Caractéristiques et Comportement Elastique des Matériaux

Composites

II .6 . 1.Les Caractéristiques du Mélange Renfort-Matrice

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

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

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

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

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

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

Pour une concentration donnée, la distribution du renfort dans le volume du composite est également un paramètre important. Une distribution uniforme assurera une "homogénéité" du matériau : les propriétés du composite seront indépendantes du point de mesure. Dans le cas d'une distribution non uniforme du renfort, la rupture du matériau sera initiée dans les zones pauvres en renfort, diminuant ainsi la résistance du composite.

Dans le cas de matériaux composites dont le renfort est constitué de fibres, l'orientation des fibres détermine l'anisotropie du matériau composite. Cet aspect constitue une des caractéristiques fondamentales des composites : la possibilité de contrôler l'anisotropie du produit fini par une conception et une fabrication adaptées aux propriétés souhaitées

II.6 .2 . La Teneur en Masse de Renfort

On appelle ainsi le rapport :

$$M_f = \frac{\text{Masse renfort}}{\text{Masse totale}} \quad (2.5)$$

En conséquence, la teneur en masse de matrice est telle que :

$$M_N = \frac{\text{Masse Matrice}}{\text{Masse totale}} \quad (2.5)$$

Ou encore :

$$M_N = 1 - M_f \quad (2.7)$$

II .6 .3 . La Teneur en Volume de Renfort

On appelle ainsi le rapport :

$$V_f = \frac{\text{volume de renfort}}{\text{volume totale}} \quad (2.8)$$

En conséquence, la teneur en volume de matrice est telle que :

$$V_m = \frac{\text{volume de Matrice}}{\text{volume total}} \quad (2.9)$$

Ou encore :

$$V_m = 1 - V_f \quad (2.10)$$

On peut passer du taux en masse au taux en volume, et réciproquement:

$$V_f = \frac{\frac{M_f}{\rho_f}}{\frac{M_f}{\rho_f} + \frac{M_N}{\rho_N}} \quad (2.11)$$

$$M_f = \frac{V_f \rho_f}{V_f \rho_f + V_N \rho_N} \quad (2.12)$$

II .6 .4 . La Masse Volumique

C'est, pour le mélange « renfort+matrice » le rapport :

$$\rho = \frac{\text{masse totale}}{\text{volume total}} \quad (2.13)$$

Soit encore :

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (2.14)$$

II .6 .5 . Coefficient de Poisson

Il caractérise la contraction dans le sens transverse (T) du pli lorsqu'on le sollicite en traction suivant le sens long (L) :

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (2.15)$$

II .6 .6 . L'épaisseur du Pli UD

On définit sous le terme de grammage la masse (m_{of}) de renfort par mètre carré. L'épaisseur d'un pli notée (h), est alors telle que :

$$h = \frac{N_{of}}{V_f \rho_f} \quad (2.16)$$

On peut également exprimer l'épaisseur à partir de la teneur en masse de renfort au lieu de la teneur en volume :

$$h = N_{of} \left(\frac{1}{\rho_f} + \frac{1}{\rho_m} \left(\frac{1-M_f}{M_f} \right) \right) \quad (2.17)$$

II .6 .7 . Modules d'élasticité du Pli UD

II .6 .7 .1 . Module d'élasticité dans le Sens des Fibres

Il est bien approché par la relation :

$$E_L = E_{fL} V_f + E_m V_m \quad (2.18)$$

Ou encore :

$$E_L = E_{fL} V_f + E_m (1 - V_f) \quad (2.19)$$

En pratique ce module dépend essentiellement du module longitudinal de la fibre (E_f)

II .6 .7 .2 . Module de Glissement

Un ordre de grandeur de ce module difficile à approcher par le calcul est donné par

l'expression suivante, dans laquelle (G_{flt}) représente le module de cisaillement de la fibre.

$$G_{LT} = G_m \left(\frac{1}{(1-V_f) + \frac{G_m}{G_{flt}} V_f} \right) \quad (2.21)$$

II .6 .7 .3 . Module d'élasticité dans une Direction Quelconque

Il est possible d'évaluer les modules d'élasticité dans des directions autres que le sens long (L) et travers (T) :

$$E_s = \frac{c^4}{\frac{E_L}{E_T} + c^4} + \frac{c^4}{+ 2C^2S^2} \left(\frac{1}{2G_{LT}} - \frac{P_{LT}}{E_L} \right) \quad (2.22)$$

$$c = \cos \theta, s = \sin \theta$$

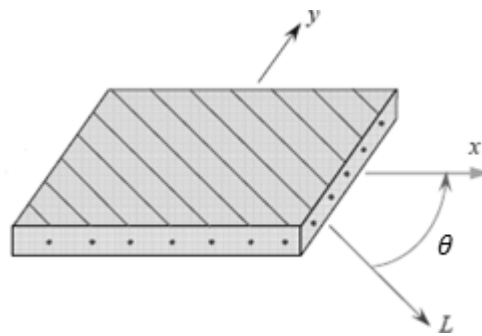


Figure 2.1. Pli unidirectionnel à direction quelconque.

II .6 .8 . Résistance à la Rupture d'un Pli UD

Lorsque les fibres se rompent avant la matrice, on obtient pour le mélange et pour une sollicitation dans la direction (L) :

$$\sigma_{L \text{ rupt}} = \sigma_{f \text{ rup}} V_f + \sigma_{m \text{ rupt}} V_m \quad (2.23)$$

$$\sigma_{L \text{ rupt}} = \sigma_{f \text{ rupt}} \left(V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_f} \right) \quad (2.24)$$

II .6 .9 . Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli tissé

Le pli tissé est alors remplacé par un seul pli UD anisotrope qui aura le même taux volumique (V_f) de renfort et d'épaisseur (h_t), (x) étant la direction de la chaîne et (y) celle de la trame, on a alors :

$$K = \frac{n_1}{n_1+n_2} \quad (2.28)$$

n_1 : nombre de fils de chaîne par mètre.

n_2 : nombre de fils de trame par mètre.

$$E_s \approx KE_L + (1 - K)E_T \quad (2.29)$$

$$E_y \approx KE_T + (1 - K)E_L \quad (2.30)$$

$$G_{sy} = G_{LT} \quad (2.31)$$

$$P_{sy} = \frac{P_{LT}}{(K+(1-K)\frac{E_L}{E_T})} \quad (2.32)$$

II .6 .10 .Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli chargé avec des Mats

Les mats sont des renforts bidimensionnels à fibres coupées (longueur comprise entre 5 et 10 cm). Les mats sont isotrope dans leur plan(x,y),ils peuvent donc être caractérisés par deux constantes élastiques seulement :

$$E_{mat} \approx \frac{3}{8}E_L + \frac{5}{8}E_T \quad (2.33)$$

$$P_{mat} \approx 0.3 \quad (2.34)$$

$$G_{Nat} \approx \frac{E_{Nat}}{2(1+P_{Nat})} \quad (2.35)$$

Avec :

E_L et E_T : les modules élastiques (sens long et sens travers) de l'unidirectionnel qui aura le même taux volumique (V_f) de renfort que le pli de mat.

II .7 . Comportement élastique d'une Couche de Matériaux Orthotropes

II .7 .1 Comportement dans les axes du Matériau

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope, rapporté à ses axes principaux est décrit en introduisant soit sa par matrice de rigidité C_{ij} [13].

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \dots\dots\dots(2-36)$$

Soit sa matrice de souplesse S_{ij} :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \dots\dots\dots(2-37)$$

Ou sous la forme considérée :

$$\sigma = CS.$$

Cette loi, généralement appelée loi de Hook généralisée, introduit la matrice de rigidité

C symétrique. Les coefficients C_{ij} sont appelés les constantes de rigidité.

Soit sa par matrice de souplesse S_{ij}

La relation d'élasticité (3.1) peut être écrite sous la forme inverse, suivant :

$$S = C\sigma$$

En introduisant la matrice inverse de la matrice de rigidité. La matrice S est appelée matrice de souplesse ou de flexibilité, et s'écrit sous le cas général.

$$S = C^{-1}$$

Les coefficients S_{ij} sont appelés les constantes de souplesse ou constantes de flexibilité.

Dont les valeurs de souplesses sont calculées à partir des essais mécaniques, c'est à dire :

$$\begin{aligned} S_{11} &= \frac{1}{E_1}, & S_{12} &= \frac{-\nu_{21}}{E_2}, & S_{13} &= \frac{-\nu_{31}}{E_3} \\ S_{22} &= \frac{1}{E_2}, & S_{23} &= \frac{-\nu_{32}}{E_3}, & S_{33} &= \frac{1}{E_3} \\ S_{44} &= \frac{1}{\sigma_{23}}, & S_{55} &= \frac{1}{\sigma_{13}}, & S_{66} &= \frac{1}{\sigma_{12}} \end{aligned}$$

II.8 . Théorie Adaptée aux Poutres Sandwichs en Flexion

La conception optimale d'une structure composite type sandwich nécessite une détermination précise des propriétés mécaniques du matériau. Les structures sandwichs, sont généralement chargées en flexion, traction-compression ou en flambement. Les essais de flexion (essai de flexion trois points ou quatre points) sont largement utilisés afin d'optimiser les caractéristiques des matériaux de l'âme et de la peau, pour une application donnée. Il convient de connaître leurs comportements pour ce type de sollicitation (comportement et endommagement).

La théorie des poutres simples est adaptée aux poutres sandwichs, avec quelques modifications mineures. L'utilisation de cette théorie permet de trouver une méthode simple permettant de calculer la rigidité en flexion et en cisaillement, les contraintes dans les peaux et les contraintes de cisaillement dans l'âme.

Dans le cas général, la répartition des chargements, dans une structure sandwich, est décrite sur la (figure II.5). Pour simplifier l'étude, la poutre sandwich sera soumise à un moment de flexion M_x , un effort normal N_x et une force transversale T_x [15].

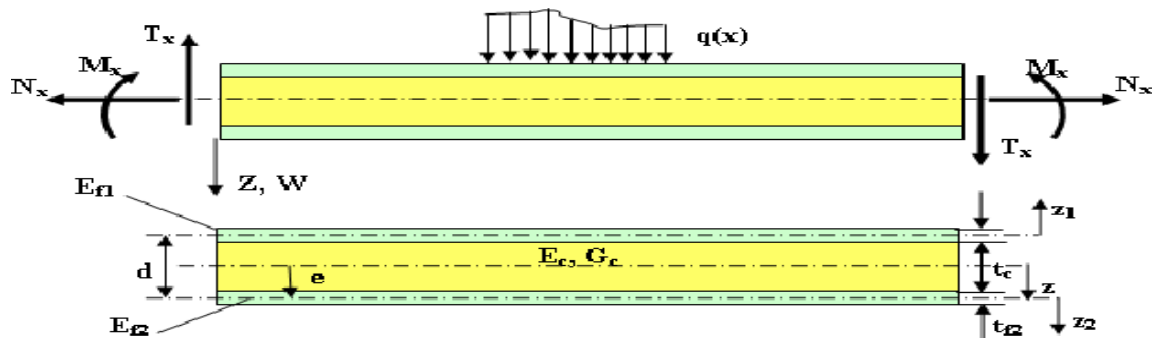


Figure: II.5. Répartition des chargements dans une poutre sandwich dans le plan.

Remarque : Les indices « c » et « f » correspondent respectivement aux caractéristiques de l'âme (cœur) et des peaux (faces).

II.9. Caractéristique Géométrique des Sandwichs

Du fait de la fabrication des sandwichs, les propriétés mécaniques sont adaptées en faisant varier la nature des peaux (identiques ou non), de l'âme et de l'épaisseur de chacune des phases. En règle générale, les peaux ont la même épaisseur t_f et le rapport t_f/h_c (h_c étant l'épaisseur de l'âme) est compris entre 0,01 et 0,1. D'après Allen, les sandwichs sont classés en trois catégories selon la valeur du rapport d/t_f , d étant la distance entre les axes neutre des peaux du sandwich:

- Pour un rapport de d/t_f inférieur à 5.77, le sandwich est dit à peaux épaisses.
- Pour un rapport de d/t_f compris entre 5.77 et 100, le sandwich est dit à peaux fines.
- Pour un rapport de d/t_f supérieur à 100, le sandwich est dit à peaux très fines.

Ces bornes limites sont définies par rapport à la contribution de chaque constituant vis-à-vis de la rigidité en flexion et en cisaillement du sandwich [15].

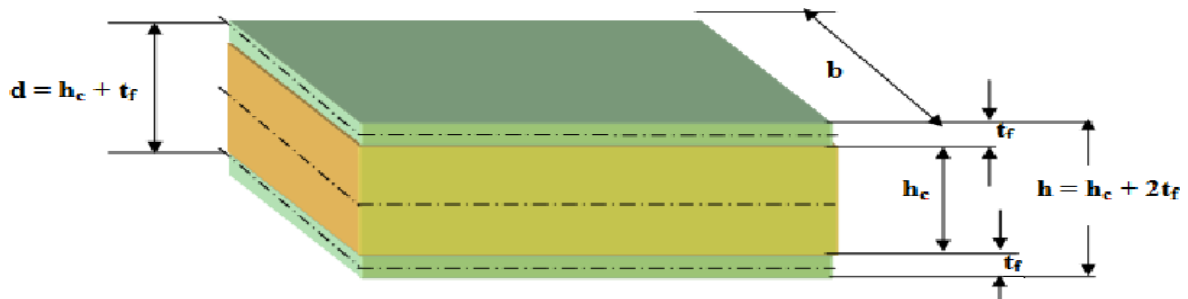


Figure: II.6. Schéma représentatif d'un sandwich [15].

II.9.1. La Rigidité en Flexion

Les structures sandwichs sont généralement sollicitées en flexion ou en compression-Flambement. Afin d'optimiser les caractéristiques des matériaux de l'âme et de la peau pour une application donnée, il convient donc de connaître leur comportement pour ce type de sollicitation. La grandeur caractéristique d'un matériau sandwich est sa rigidité en flexion, D , est donnée par la relation suivante [6] :

$$D = \int E_b Z^2 dz = \frac{E_f b t^3}{6} + 2E_p b e_p \left(\frac{d}{2}\right)^2 + \frac{E_c b t_c^3}{12} \quad (2.38)$$

$$D = \frac{E_f b t^3}{6} + \frac{E t b d^2}{2} + \frac{E_c b t_c^3}{12} \quad (2.39)$$

$$D = 2D_f + D_o + D_c \quad (2.40)$$

Avec :

- t_f et E_f sont respectivement l'épaisseur et le module d'élasticité du matériau peau
- t_c et E_c sont respectivement l'épaisseur du matériau d'âme.
- $2D_f$: rigidité des peaux par rapport à leur propre axe neutre.
- D_o : contribution à la rigidité en flexion des peaux par rapport à l'axe neutre du sandwich au centre de l'âme pour un sandwich symétrique
- D_c : rigidité apportée par l'âme par rapport à son axe neutre

En fonction des caractéristiques, un certain nombre d'approximations sont utilisées :

- les approximations de peaux minces :

$$\frac{2D_f}{D_o} < 0.01 \text{ si } 3 \left(\frac{d}{t_f}\right)^2 > 100 \text{ or } \frac{d}{t_f} > 5.77 \quad (2.41)$$

- les approximations d'âme faible :

$$\frac{D_c}{D_o} < 0.01 \text{ si } \frac{6E_f t_f d^2}{E_c t_c^3} > 100 \quad (2.42)$$

Si les deux relations ci-dessus sont satisfaites, la rigidité en flexion est limitée à :

$$D \approx E_f \frac{b t_f d^2}{2} \quad (2.43)$$

En cisaillement, la rigidité S est principalement gouvernée par les caractéristiques de l'âme, la contribution des peaux étant négligeable. Cette rigidité s'exprime par la formule:

$$S = G_c \frac{b d^2}{t_c} \quad (2.44)$$

G_c : Le module de cisaillement du matériau d'âme

II .9.2 Contraintes et Déformations des Matériaux Sandwichs

Dans le cas général, la répartition des sollicitations dans une poutre sandwich est décrite sur la **Fig. II.5**. Pour simplifier l'étude, la poutre est uniquement soumise à un moment de flexion M_x et à une force transversale T_x [6].

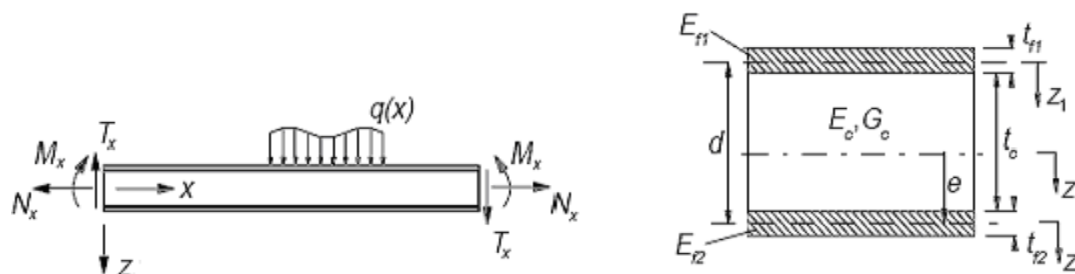


Figure : II .5. Charge appliquée sur une poutre sandwich [6].

La déformation à une distance z par rapport à l'axe neutre du sandwich est donnée par :

$$S = \frac{M_x Z}{D} \tag{2.45}$$

Dans cette étude, la position de l'axe neutre vérifie la condition suivante :

$$\int \sigma_s dz = 0 \tag{2.46}$$

Pour un sandwich symétrique (même peau avec un module d'élasticité élevé et une faible épaisseur), la position de l'axe neutre est au milieu du cœur (de l'âme). Les contraintes de traction ou de compression dans les peaux peuvent être calculées en utilisant l'équation (2.61) :

$$\sigma_s = E S_s = E \frac{M x z}{D} \quad (2.47)$$

La contrainte de compression dans la peau supérieure est donnée par :

$B(z)$ est le moment surfacique d'ordre 1, calculé par :

$$B(z) = \int_z^{d+t_f} E(z) d \quad (2.48)$$

Les contraintes de cisaillement dans les peaux et l'âme sont calculées par :

Pour un sandwich symétrique de même peau fine avec : $E_{f1} = E_{f2}$, $t_{f1} = t_{f2}$, $e = \frac{d}{2}$ et une âme possédant un faible module d'élasticité, la contrainte de cisaillement reste constante dans l'âme et elle est donnée par l'équation (2.74) :

$$v_c = v_{sz}(z) = \frac{T_x}{bd} \quad (2.49)$$

La faible densité du matériau, composant le noyau associée à une contrainte de cisaillement plus ou moins constante dans la section transversale, font que, dans toute analyse mécanique de ce type de structure la prise en compte des déformations de cisaillement est primordiale. On peut admettre que la déformation est composée d'une contribution classique due à la flexion et d'une autre due au cisaillement.

S: la rigidité en cisaillement donnée par :

$$S = \frac{Gh}{k} \quad (2.50)$$

Où G est le module de cisaillement, h la hauteur de la poutre et k le facteur de cisaillement égal à (2.57) pour une section transversale rectangulaire homogène. La rigidité en cisaillement peut être calculée en utilisant l'équation d'équilibre de l'énergie [9].

Pour un sandwich de peaux fines et d'âme de faible module d'élasticité, cette rigidité est donnée par la relation (2.60) [6].

II .10. Comportement des Sandwichs en Flexion

L'essai de flexion trois points offre la possibilité d'étudier le comportement d'un matériau, privilégiant d'une part en flexion une rupture par contrainte normale σ_x due au moment de flexion M_x , avec un effort tranchant T_z presque négligeable, et d'autre part en cisaillement, une rupture par contrainte de cisaillement τ due à effort T_z).

Ceci est réalisé par l'adoption de conditions d'appuis fixées par la norme de l'élanement L/h . La contrainte ultime peut être due à la rupture en traction de la peau tendue ou à la rupture en compression de la peau comprimée, si l'élanement L/h est grand. Dans le cas contraire, l'éprouvette peut se fendre dans le plan médian sous l'effet des efforts tranchants. Les contraintes de poinçonnement, induites par le rouleau supérieur, risquent de provoquer une rupture prématurée en compression. Nos premiers essais reposent sur ce type de sollicitation [12].

II .10.1 Flexion Trois-points

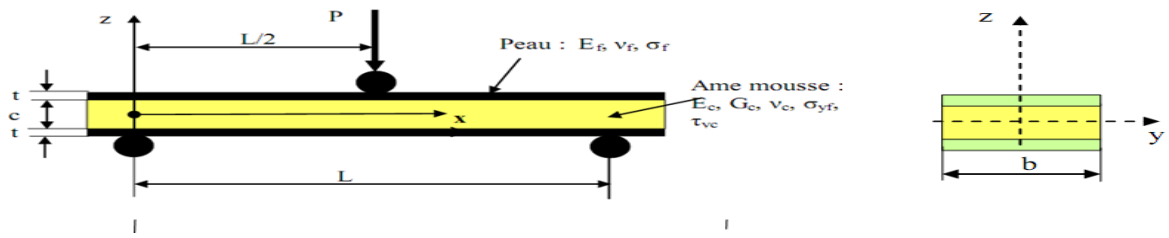


Figure : II .6 Flexion 3 points de la poutre sandwich

Dans le cas d'un chargement central d'une poutre (Fig. II .6), le moment fléchissant s'écrit:

$$\text{➤ } M_s = \frac{P_x}{2} \quad \text{pour} \quad 0 < x < L/2 \quad (2.51)$$

$$\text{➤ } M_s = \frac{P(L-x)}{2} \quad \text{pour} \quad L/2 < x < L \quad (2.52)$$

P : étant la charge appliquée et **x** la distance par rapport à l'origine.

L'effort tranchant **T** :

$$\text{➤ } T = -\frac{P}{2} \quad \text{Pour} \quad 0 < x < L/2 \quad (2.53)$$

$$\text{➤ } T = \frac{P}{2} \quad \text{pour} \quad L/2 < x < L \quad (2.54)$$

Les contraintes de traction ou de compression dans les peaux sont alors :

$$\sigma_f = (Mz/D) E_f \quad \text{pour} \quad t_c/2 \leq z \leq h/2 \quad \text{et} \quad -h/2 \leq z \leq -t_c/2 \quad (2.55)$$

Le maximum étant obtenu pour $z = \pm \frac{h}{2}$ et $x = \frac{L}{2}$ on obtient :

$$\sigma_{fNas} = \pm \frac{PLh}{8D} E_f \quad (2.56)$$

Pour l'âme nous obtenons :

$$\sigma_c = \frac{Mz}{D} E_c \quad \text{Si} \quad -\frac{t_c}{2} \leq z \leq \frac{t_c}{2} \quad (2.57)$$

Les contraintes planes maximales supportées par l'âme s'expriment alors par :

$$\sigma_{c \text{ Nas}} = \frac{PLt_c}{8D} E_c \quad (2.58)$$

En ce qui concerne la contrainte de cisaillement τ_c dans l'âme, du fait de l'hétérogénéité de la structure, on tient compte du changement de module d'élasticité dans la section transversale, d'où :

$$\tau_c = \frac{T}{Db} S \cdot E \quad (2.59)$$

b largeur au niveau z_1 et S moment statique par rapport à l'axe Oy pour lequel $z > z_1$. La distribution des contraintes de cisaillement est illustrée sur la figure (II.7).

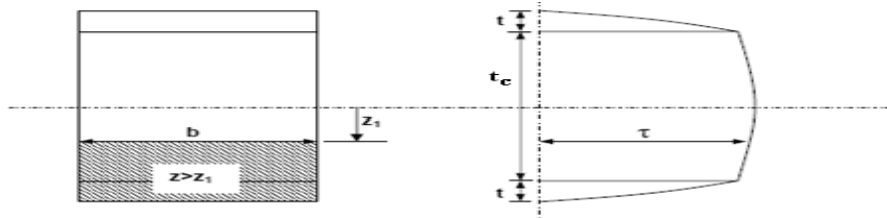


Figure : II .7. Répartition des contraintes de cisaillement [6].

Dans l'expression, D est la rigidité en flexion de la structure et $(\sum E \cdot S)$ représente la somme des produits de toutes parties de la section pour lesquelles $z < z_1$.

Cette somme peut s'écrire sous la formule suivante :

$$\sum SE = E_f \frac{b t_c d}{2} + \frac{E_c b}{2} \left(\frac{t_c}{2} - Z \right) \left(\frac{t_c}{2} + Z \right) \quad (2.60)$$

D'où la contrainte de cisaillement dans l'âme au niveau z :

$$\tau_c = \frac{T}{D} \left[E_f \frac{t_f d}{2} + \frac{E_c}{2} \left(\frac{t_c^2}{4} - Z^2 \right) \right] \quad (2.61)$$

Cette contrainte est maximale au centre du sandwich et vaut :

$$\tau_{c \text{ Nas}} = \frac{P}{4 \cdot D} \left(E_f \cdot t \cdot d + E \frac{t_c^2}{4} \right) \quad (2.62)$$

De plus, sachant que $E_f > E_c$, on peut négliger le terme tenant compte du module d'Young de l'âme de sandwich. La contrainte de cisaillement maximale s'écrit alors :

$$\tau_{c \text{ Nas}} = \frac{P}{4D} E_f t d \quad (2.63)$$

La rigidité en flexion D peut être réduite au second terme du second membre de son expression globale (équation (2.54)). La contrainte maximale de cisaillement dans l'âme se réduit à :

$$V_{c \text{ Nas}} = \frac{P}{2bd} \quad (2.64)$$

Nous pouvons constater que $\tau_{c \text{ max}}$ c'est constante dans l'épaisseur de l'âme.

Si maintenant, on observe une portion de la poutre soumise à la flexion (Fig. II .8), nous pouvons constater que les points a , b , c et d qui étaient alignés avant le chargement ne le restent pas. Les sections droites des peaux, par rapport à leur propre axe neutre, restent droites. Ceci n'est pas le cas pour l'âme, qui subit une forte déformation en cisaillement.

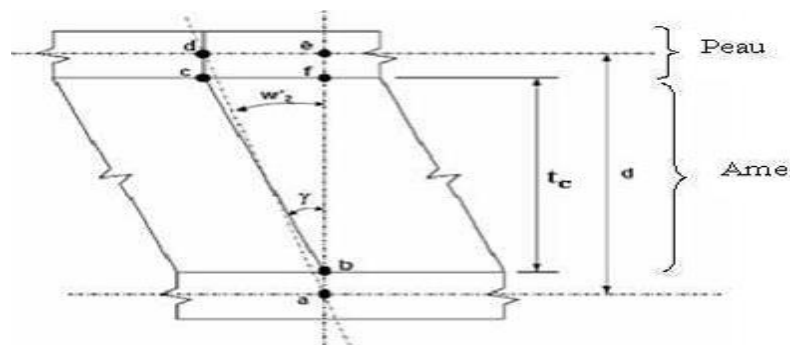


Figure : II .8. Déformation en cisaillement dans l'âme [6].

Le déplacement mesuré, pour un matériau sandwich soumis à la flexion trois points, se compose de deux parties indépendantes [6] :

- le déplacement dû à la flexion w_1 ;
- le déplacement dû au cisaillement w_2 ;

Avec : $w_t = w_1 + w_2$

La flèche due à la flexion peut être calculée par la théorie classique de la flexion :

$$W_1 = \frac{PL^3}{48D} \quad (2.65)$$

Finalement la flèche totale s'exprime par :

$$W_t = W_1 + W_2 = \frac{PL^3}{48D} + \frac{PL}{4S} \quad (2.66)$$

II .10 .2 . Flexion Quatre Points

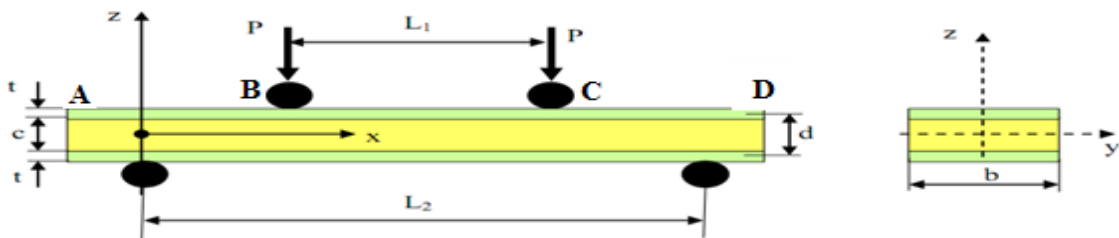


Figure : II.9 Flexion 4 points de la poutre sandwich.

Dans le cas du chargement central d'une poutre (Fig .II.9), le moment fléchissant s'écrit [6]:

$$M = \frac{P(L_2 - L_1)}{2} \quad \text{Pour } B < x < C \quad (2.67)$$

Où :

- L_1 est la distance entre les appuis intérieurs (BC)
- L_2 est la distance entre les appuis extérieurs (AD)

L'effort tranchant T :

$$T = 0 \quad \text{pour } B < x < C \quad (2.68)$$

$$T = -P \quad \text{pour } A < x < B \quad (2.69)$$

$$T = P \quad \text{pour } C < x < D \quad (2.70)$$

Les contraintes de traction, ou de compression dans les peaux sont alors :

$$\sigma_f = \pm \frac{M}{t_f d} \quad (2.71)$$

La contrainte maximale entre les appuis intérieurs s'écrit :

$$\sigma_{f \text{ Nas}} = \pm \frac{P(L_2 - L_1)}{2t_f b d} \quad (2.72)$$

La contrainte de cisaillement maximale dans l'âme est donnée par la formule suivante :

$$\tau_{c \text{ Nas}} = \frac{P}{2bd} \quad (2.73)$$

Le déplacement mesuré pour une poutre sandwich aux points de chargement $L_2/2$ et $(L_2 - L_1)/2$ est donc la somme d'une contribution classique due à la flexion W_1 et d'une contribution due au cisaillement de l'âme W_2 de sorte que $W_t = W_1 + W_2$ avec :

➤ au point $L_2/2$ (en raisonnant comme dans le cas de la flexion 3 points) :

$$W_1 = \frac{11PL_2^3}{768D} \quad (2.74)$$

$$W_2 = \frac{PL_2}{8S} \quad (2.75)$$

$$W_t = W_1 + W_2 = P \left(\frac{11PL_2^3}{768D} + \frac{PL_2}{8S} \right) \quad (2.76)$$

Chapitre III :

Les Modes de Dégradation des Matériaux

Sandwichs

Introduction

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

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

Il existe donc plusieurs modes d'endommagement des matériaux sandwichs qui dépendent de la géométrie de la poutre, du type de sollicitation, de la contrainte appliquée, etc. La résistance et le module d'élasticité des peaux conditionnent le comportement à la flexion d'un matériau sandwich. En flexion, la peau supérieure du sandwich est sollicitée en traction et la peau inférieure en compression, tandis que l'âme transmet des efforts de cisaillement. C'est pourquoi, ce type de construction fait de la structure sandwich, une structure peu flexible, recherchée pour sa rigidité. De plus, on peut augmenter l'inertie du panneau en augmentant l'épaisseur de l'âme sans pour autant augmenter sa masse [16].

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

III .1 Le Mode d'endommagement et ruine des structures sandwichs

Les modes d'endommagement et ruine des structures sandwichs ont été étudiés par plusieurs chercheurs dans le domaine [A, B, C, D et E]. Petras A. Et al [F, G], ont montré que le processus des modes d'endommagement lors du chargement en flexion trois points, dépend de la charge, du rapport de la longueur entre appuis et de l'épaisseur des peaux

et de la densité du cœur. Triantafillou et Gibson (1987) [H], répertorient les différents modes de dégradation d'un sandwich soumis à la flexion.

Ils existent sept modes principaux de dégradation :

- déformation plastique de la peau,
- flambement de la peau en compression ou "Wrinkling",
- flambement des cellules du cœur (l'âme),
- rupture en cisaillement du cœur,
- indentation du cœur et de la peau au point d'application de la charge centrale.

Dans cette partie, nous décrivons les modes de ruptures des structures sandwiches soumises aux sollicitations données par la figure III.1 [15].

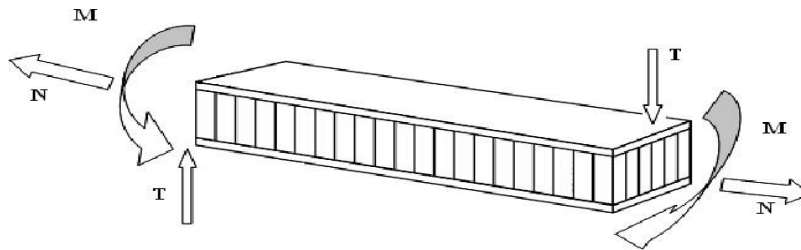


Figure : III.1. Différentes sollicitations (M , N , T) appliquées sur un sandwich [15].

III .1 .1 Flambement généralisé des peaux

Une poutre sandwich soumise à la compression peut céder sous l'effet de conditions d'instabilité concernant toute la poutre (Fig. III.2). Le flambement généralisé peut également survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures à leurs résistances à la rupture respectives. La charge qui cause le flambement du sandwich dépend de paramètres tels que les dimensions du sandwich, le type de sandwich, la rigidité en flexion, l'épaisseur des peaux, l'épaisseur de l'âme et le module de cisaillement de l'âme.

Si l'on craint un flambement généralisé, on peut utiliser des peaux ayant un module d'élasticité plus élevé, augmenter l'épaisseur des peaux, augmenter l'épaisseur de l'âme, ou encore utiliser pour l'âme un matériau avec un module de cisaillement plus élevé [17].

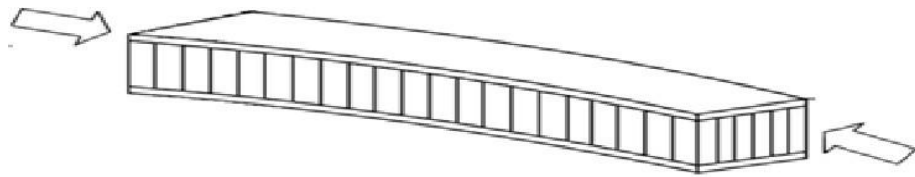


Figure III .2. Flambement généralisé des peaux du sandwich [17].

III .1 .2 Rupture des peaux en traction ou en compression

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles pour le matériau constituant les peaux (Fig. III.3). Ce phénomène peut être évité en utilisant un matériau dont les contraintes à rupture sont plus élevées, en augmentant l'épaisseur des peaux (ce qui réduit les contraintes appliquées), ou en augmentant l'épaisseur de l'âme (ce qui permet également de réduire les contraintes dans les peaux) (relations 2.79 et 2.92). La manière la plus adéquate de résoudre le problème est d'augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, une âme de plus forte densité (plus rigide) n'affecte pas les contraintes dans la peau [17].

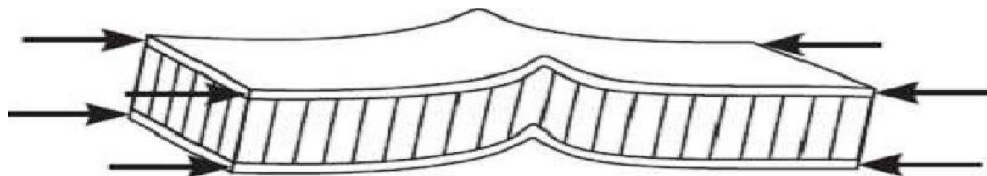


Figure : III.3. Rupture des peaux en traction ou en compression [17].

III .1 .3 Modes locaux de rupture

L'indentation locale est un mode localisé de rupture dû à une concentration de contraintes résultant, soit de l'application d'une charge localisée, soit de la position d'un appui de type ponctuel ou linéique (Fig. III.4) [17].

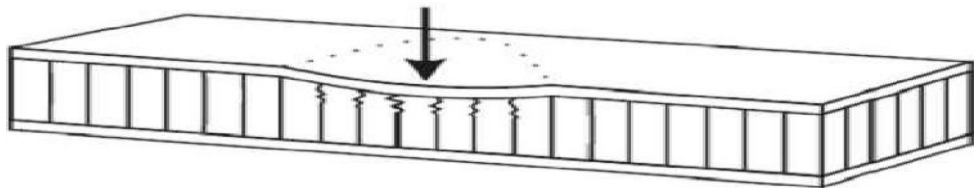


Figure : III.4. Modes locaux de rupture par indentation [17].

III .1 .4 Rupture de l'âme en cisaillement

Si la contrainte de cisaillement (prépondérante dans l'âme) dépasse la résistance au cisaillement du matériau de l'âme, il y a rupture de l'âme (Fig. III.5). Si l'on se trouve dans ce cas, on peut soit utiliser un matériau d'âme qui possède une résistance au cisaillement plus élevée, soit augmenter l'épaisseur de l'âme (relations 2.86 et 2.93). Par contre, utiliser un matériau différent pour les peaux, ou changer leur épaisseur n'aura pas d'effet [18].

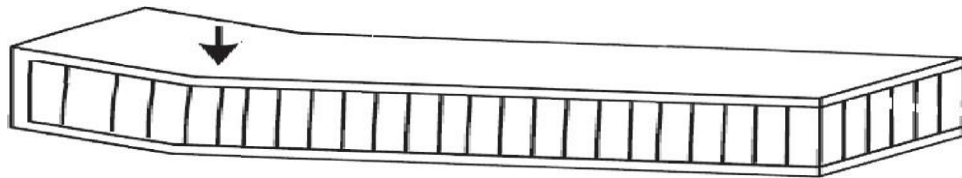


Figure : III.5. Rupture de l'âme en cisaillement [17].

III .1 .5 Flambement généralisé de l'âme ou « crimping »

Si le rapport longueur/épaisseur est relativement faible, et que la rigidité de cisaillement est négligeable devant la rigidité de flexion, le flambement généralisé prend la forme du flambement de l'âme. Le flambement de l'âme ne dépend pratiquement pas des propriétés des peaux ; par contre, il augmente de façon linéaire avec l'épaisseur de l'âme et le module de cisaillement de l'âme. Pour augmenter la résistance à cette charge critique, il faut donc soit augmenter l'épaisseur de l'âme, soit utiliser une âme avec un module de cisaillement plus élevé [18].

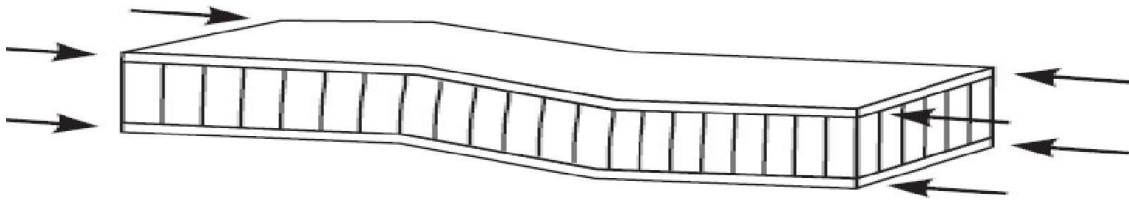


Figure : III.6. Flambement généralisé de l'âme du sandwich [18].

III .1 .6 Flambement localisé, « wrinkling » ou « dimpling »

Les peaux, considérées par elles-mêmes, sans connexion avec l'âme, flambent très facilement à cause de leur faible épaisseur. C'est l'âme qui empêche leur flambement. Cependant, si on atteint la contrainte limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement.

Dans ce cas, le flambement localisé des peaux, ou « wrinkling » (Fig. III.7), se produit. Contrairement au flambement généralisé, le flambement localisé peut prendre des configurations différentes qui ne dépendent pas de la géométrie de la structure. Par contre, il est influencé par les modules élastiques des peaux et de l'âme, et le module de cisaillement de l'âme. Si l'on craint un flambement localisé de la peau, on peut soit utiliser pour les peaux, un matériau avec un module élastique plus élevé, soit utiliser pour l'âme, un matériau présentant des propriétés élastiques plus élevées.

Dans le cas d'une âme en nid d'abeille, mise à part les ruptures par « wrinkling », il peut survenir aussi un autre mode de rupture par flambement localisé de la peau en fossettes, appelé « dampling » (Fig. III.8) [18].

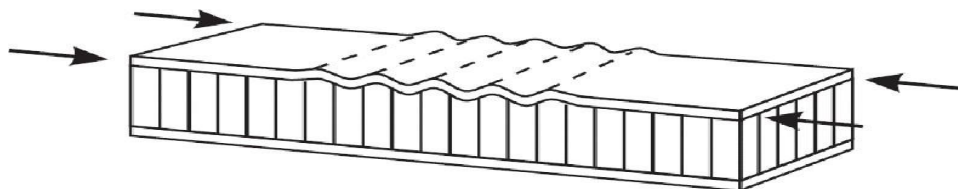


Figure : III.7. Flambement localisé « wrinkling » [18]. .

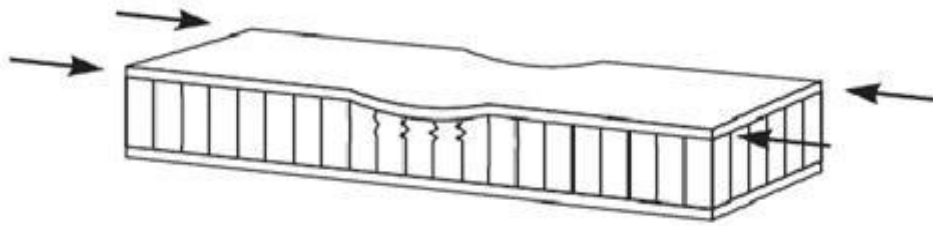


Figure : III.8. Flambement localisé «dimpling» [18].

III .1 .7 Dégradation de l'adhésive

La dégradation de l'adhésive, entre les peaux et l'âme en nid d'abeille se fait généralement selon trois types

- dégradation de l'adhésive entre les peaux et l'âme,
- dégradation de l'attachement des cellules de l'âme,
- dégradation de l'attachement du nœud des cellules de l'âme.

La Fig. III.9. Illustre les modes de dégradation de l'adhésif. L'exposition à l'humidité provoque des dégradations remarquables de la résistance de l'adhésif ce qui peut changer le mode de dégradation et causer la ruine avancée du panneau sandwich [18].

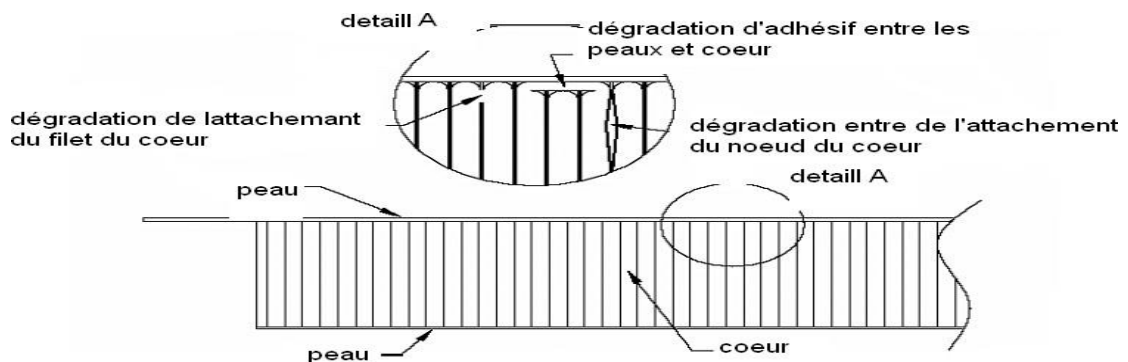


Figure : III.9. Type de dégradation de l'adhésif [18].

III .2 Endommagement des matériaux composites

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

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

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

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

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

Les plus significatifs sont les suivants :

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

III .2 .2 Les mécanismes d'endommagement

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

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

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

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

III .2 .3 Rupture de fibres

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

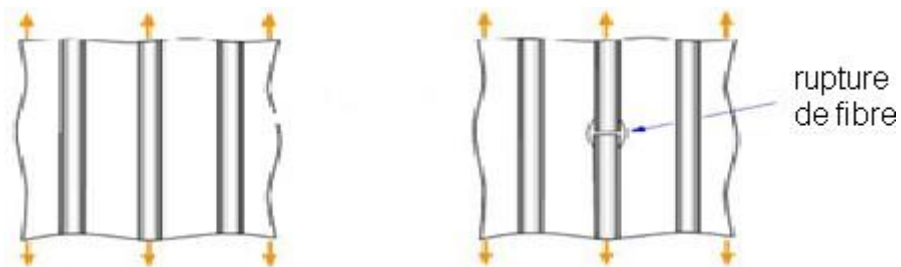


Figure III.11 – Rupture des fibres suite à une fissuration transverse de la matrice [20].

III .2 .4 Fissuration matricielle

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

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

Quant aux fissures longitudinales, elles sont perpendiculaires à la surface inter-plis et traversent l'épaisseur des plis orientés dans l'axe de sollicitation par exemple dans le cas de cisaillement [18].

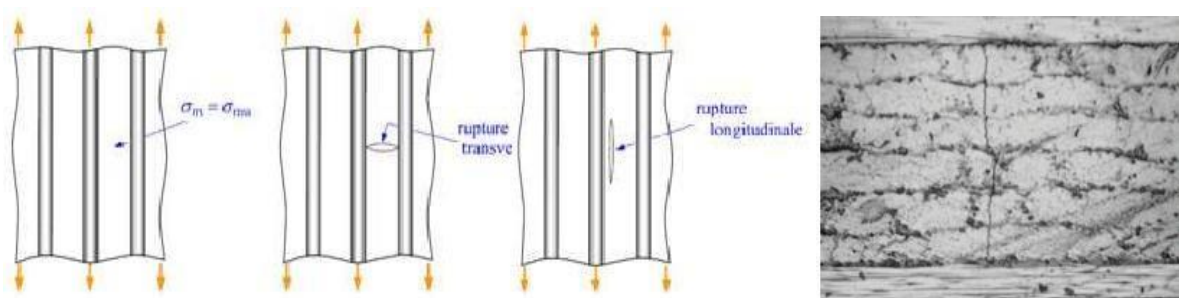


Figure III.12 – Exemple de fissuration transverse de la matrice d'un stratifié carbone/époxyde [18].

III .2 .5 Décohésion fibre-matrice

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

- si l'adhérence est très faible, la fissuration matricielle est déviée à l'interface la décohésion fibre-matrice se propage sur une grande distance (figure III.13),
- si l'adhérence est très forte, il y aura une propagation de la fissure qui sera initiée soit par rupture de fibres, soit par rupture de la matrice [20].

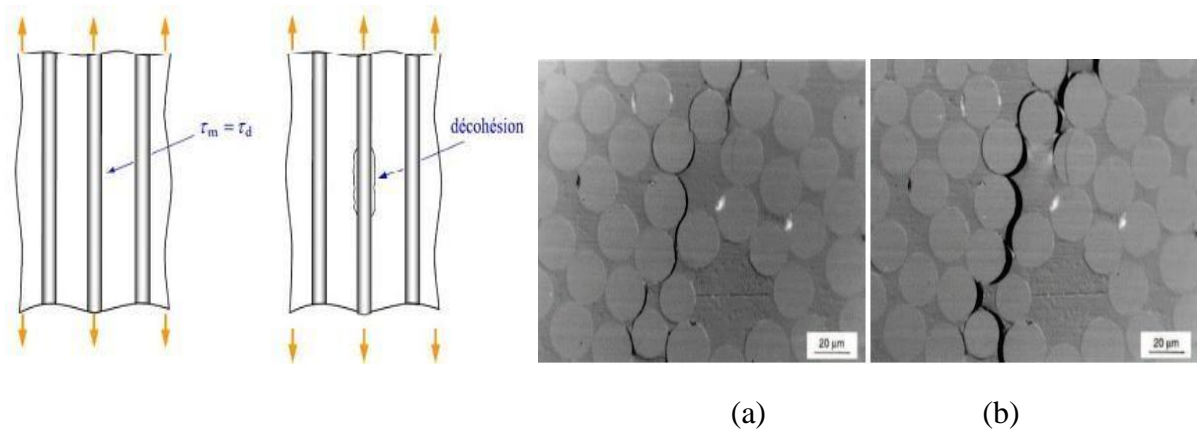


Figure III.13 – Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composite verre/époxyde vinylester [20].

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

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

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

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

Cette séparation des couches se produit dans les bords des structures et près des discontinuités géométriques où les gradients de contraintes sont plus forts et conduisent à des contraintes hors plan (de stratification) (figure III.14) [20].

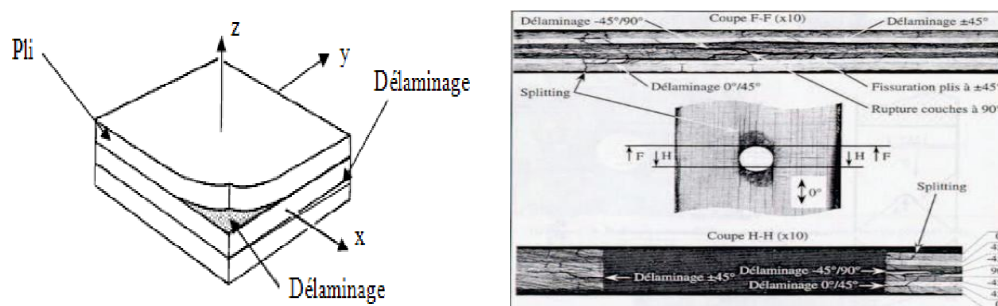


Figure III.14. Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés [20].

Partie II :

Modélisation Numérique

Objectif : Des modélisations numériques du comportement de poutre sandwich sous chargements mécaniques

- Modélisation du comportement d'une poutre sandwich sollicité par flexion
- Modélisation du comportement des peaux sollicité par flexion
- Modélisation du comportement d'une poutre conventionnelle sollicité par flexion

Chapitre IV :

Modélisation Numérique

IV .1 . Objectifs

Cette partie consiste à étudier le comportement à la flexion de poutre en matériaux composites sandwich sollicitées par des chargements de pression

- La première modélisation : le comportement d'une poutre sandwich sollicitée par des chargements mécaniques de flexion,
- Deuxième modélisation : le comportement de la peau supérieur et la peau inférieure sollicitée par des chargements mécaniques de flexion,

IV .2 . Présentation du Logiciel

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

IV .2 .1 Les Caractéristiques du Logiciel ABAQUS

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

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

Le cœur du logiciel ABAQUS est donc ce qu'on pourrait appeler son "moteur de calcul". À partir d'un fichier de données (caractérisé par le suffixe .inp), qui décrit l'ensemble

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

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

Deux grands codes:

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

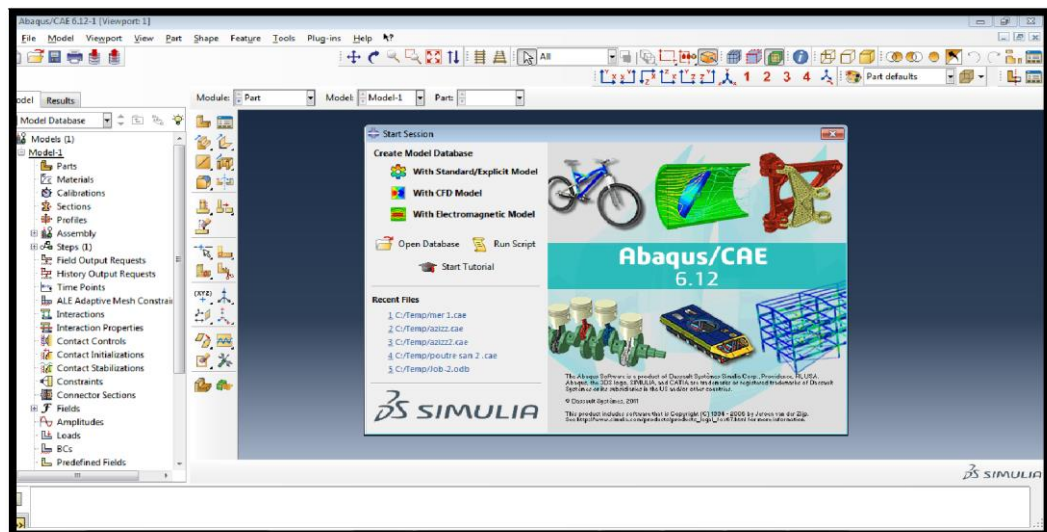


Figure : IV.1. Interface de code calcul abaqus.

IV .2 .2 Système d'unité

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

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

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

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

IV .3 . Géométrie de Modèle

Le modèle utilisé dans notre travail représenté dans la figure ci- dessous.

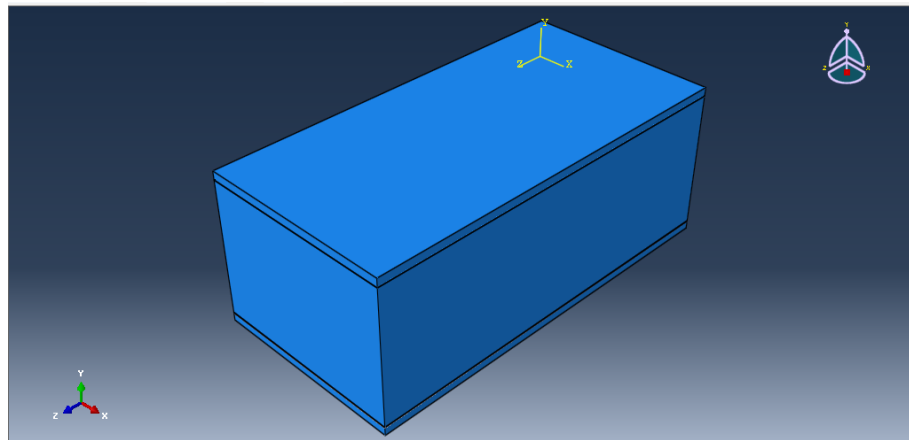


Figure : IV.2. Poutre sandwich a étudiée

Longueur L	Largeur b	Hauteur d	Épaisseur de peaux	Épaisseur de l'âme
100	30	12.6	1.3	10

Tableau : IV.2. Dimensionnement de la poutre sandwich

IV .4 . Matériau à études

Le matériau composite utilisé dans cette étude est un carbone / céramique couramment utilisé dans l'industrie aéronautique, et de céramique de carbure de silicium les plis sont composées de dix plis du **mats** à fibre court à 60 % de fibres en volume, d'épaisseur (h :0.13mm) et à matrice céramique (carbure de silicium **SiC**), les caractéristiques mécaniques du pli sont représentées dans les tableaux (IV.4).

IV .4 .1 .1 . Les peaux

Dans les matériaux sandwichs la peau doit être Généralement de faibles épaisseurs, les peaux sont constituées de tout matériau pouvant être obtenu sous forme de couche. Elles peuvent être en bois, métal ou matériau composite. Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation des matériaux composites.

Notre choix de matériaux dans cette étude c'est : composite céramique à fibres de carbone.

Les fibres de carbone sont des fibres d'environ 5 à 10 μ m de diamètre composées majoritairement d'atomes de carbone. Elles sont obtenues le plus souvent par oxydation puis carbonisation dans des fours de fibres de polyacrylonitrile ou PAN.

La structure des fibres de carbone est finalement composée d'une superposition de microcristaux longs et plats alignés parallèlement à l'axe des fibres. Les principales propriétés de ces fibres sont:

- une forte résistance en traction et en compression
- un module d'élasticité élevé i.e. une forte rigidité
- une faible densité
- une excellente résistance chimique
- une excellente tenue à la température [5].

Les propriétés mécaniques de la peau sont regroupées dans le tableau IV.4.

Propriétés mécaniques		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	2334
Module d'élasticité : E_{mate}	(MPa)	156787
Coefficient de poisson : ν		0.3

Tableau : IV.4. Propriétés mécaniques des peaux

Remarque : les caractéristiques mécaniques de la peau sont déterminées par la méthode classique des matériaux composites

IV .4 .1 .2 . L'Âme

Dans les matériaux sandwichs l'âme doit être constituée d'un matériau ayant une faible masse volumique et de bonnes propriétés en cisaillement, la mousse technique utilisée dans le cadre de cette étude est une mousse céramique (de carbure de silicium **SiC**).

Les caractéristiques de la mousse de SiC sont notamment :

- ✓ Une dureté (Mohs 9) et des performances exceptionnelles: très haute résistance à la rayure, à l'usure et à la corrosion.
- ✓ La stabilité de structure à haute température: peut être soumise à une température atteignant 2 200°C
- ✓ Une conductivité thermique élevée associée à une haute conductivité électrique, à la différence de la plupart des autres céramiques
- ✓ Un faible coefficient de dilatation thermique : d'excellentes propriétés de résistance aux chocs thermiques
- ✓ Un rapport surface/volume élevé : un poids très réduit
- ✓ Une faible résistance au fluage: une efficacité de filtration élevée. [22]

Les propriétés mécaniques de cette âme sont regroupées dans le tableau IV.5

Propriétés mécaniques		
Masse volumique :ρ	(kg/m ³)	3210
Module d'élasticité :E	(MPa)	420000
Coefficient de poisson : ν		0,16

Tableau : IV.5. Propriétés mécaniques de lame en carbure de silicium [22]

La figure suivante présente l'assemblage des éléments de la Poutre étudiée.

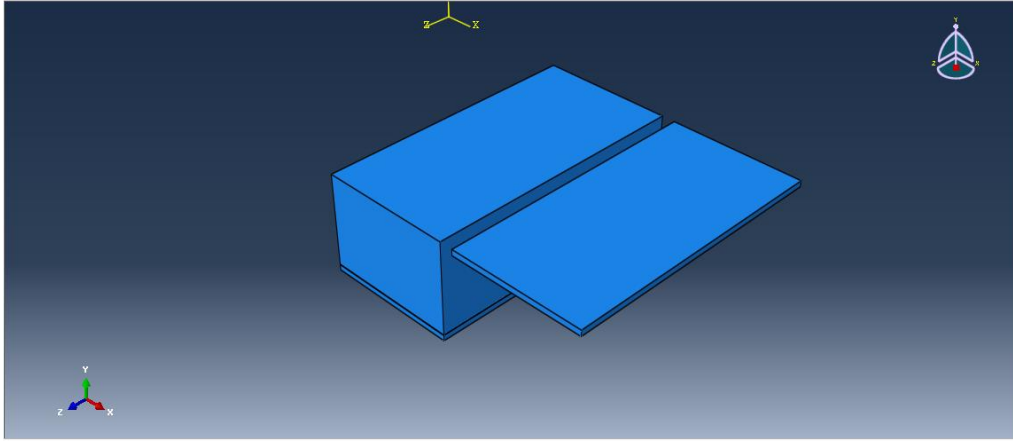


Figure : IV.3. L'assemblage des éléments de la Poutre étudiée.

IV .4 .1 .3 .déclaration des caractéristiques des matériaux

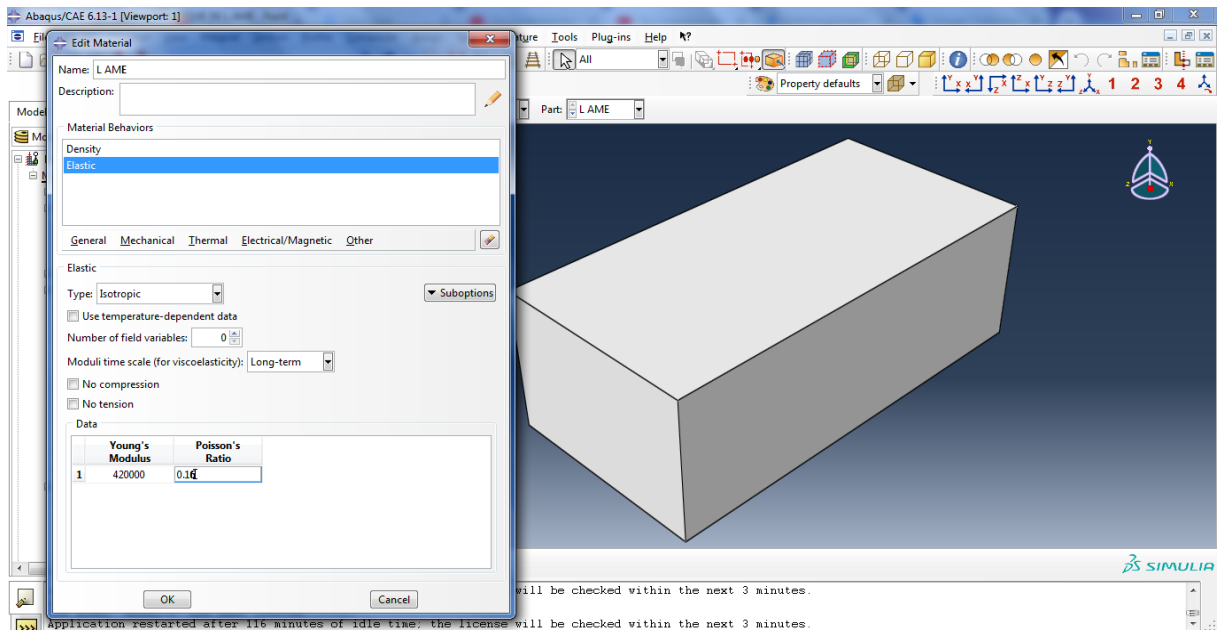


Figure : IV.4. Procède de déclaration des caractéristiques des matériaux des éléments de la Poutre étudiée.

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

Dans ce module, il s'agit de définir la géométrie des entités du modèle Peaux et âmes

Property

Dans ce module, il s'agit de définir les propriétés du matériau des modèles :E et ν de composite

Assembly

Dans ce module, il s'agit de créer une pièce fini
L'Assemblage de peau et âme

Step

Dans ce module, il s'agit de créer une mode de contacte et nature de résultat

Interaction

Dans ce module, il s'agit de créer une mode de d'assemblage

Load

Dans ce module, il s'agit de définie Chargements Mécanique appliqués à la surface & Les Conditions aux limites

Mesh

Dans ce module, il s'agit de définie le maillage du Modèle

Job

Dans ce module, il s'agit de lancer le calcul
Les Déplacement U_x, U_y, U_z
Les Contraintes $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}, \sigma_{xy}, \sigma_{xz}, \sigma_{yz}, \nu$. mises

Résulta

IV .6. Modélisation

IV .6 .1 .1 Assembly

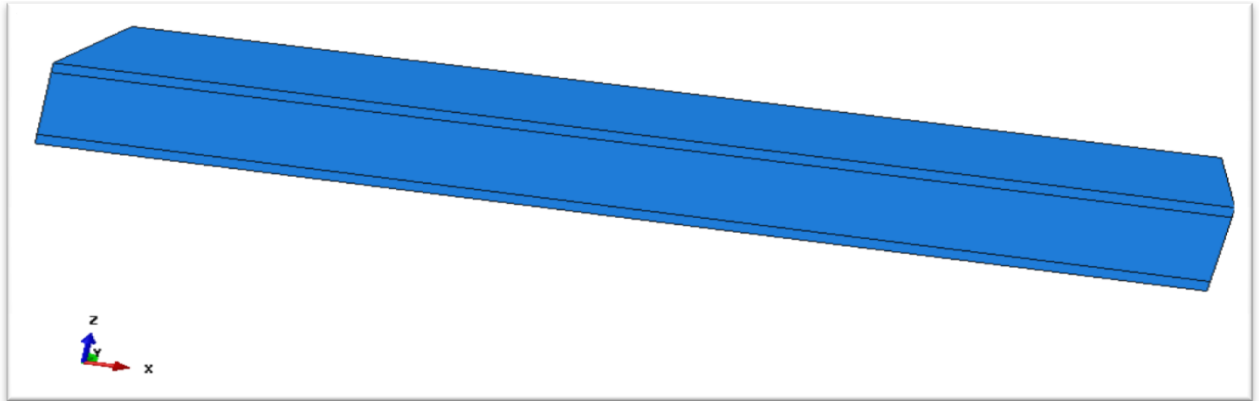


Figure : IV.5. L'assembly de la poutre.

IV .6 .1 .2 Les Chargements et condition au limite

La poutre sandwich est sollicitée en flexion par des chargements de pression ($P = i \cdot dP$ avec $i = (1,2,\dots,6)$ / $P = 0.1 \text{ N/mm}^2$)

La poutre sandwich est encasturé coté droite et libre coté gauche

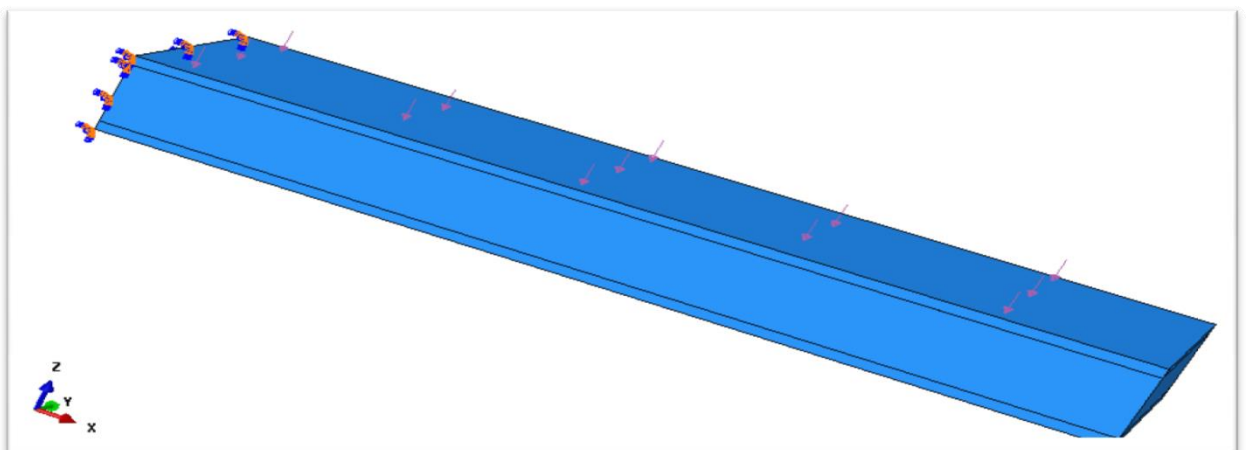


Figure : IV.6. Les chargements mécaniques et conditions aux limites de poutre.

IV .6 .1 .2 Maillage

L’objet du maillage est discrétiser géométriquement le domaine d’analyse de manière à pouvoir ultérieurement associer une formulation élément fini au support géométrique. Concrètement cette discrétisation s’effectue par la création d’objet de type de maillage à l’aide des opérateurs géométriques. Dans cette étude on a utilisé l’élément fini (Hex) pour construire les maillages de deux poutres figures (IV.6, IV.7, IV.8, IV11).

Component	Type de maillage	Pas	Nombre d’élément	Nombre d’élément Totale
Poutre 1	Hexaèdre	1	6000	9750
		2	3750	

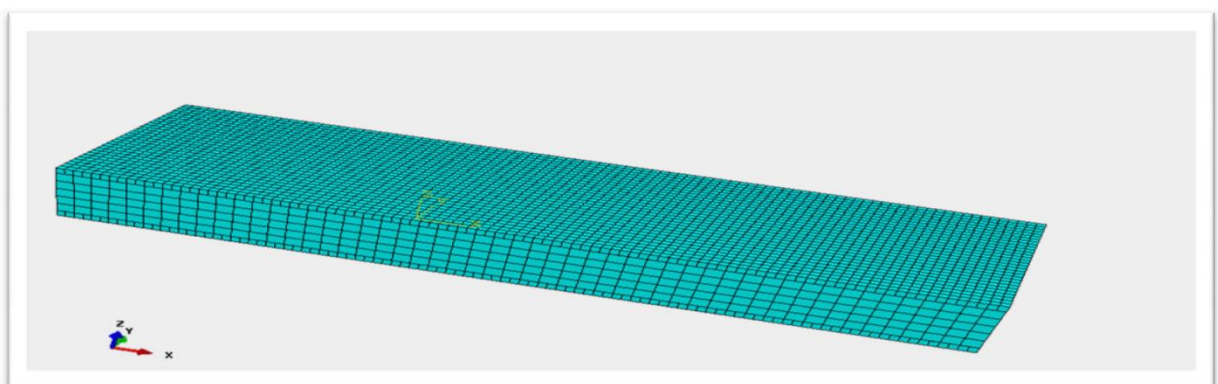
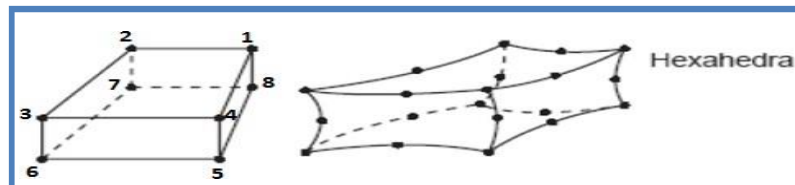
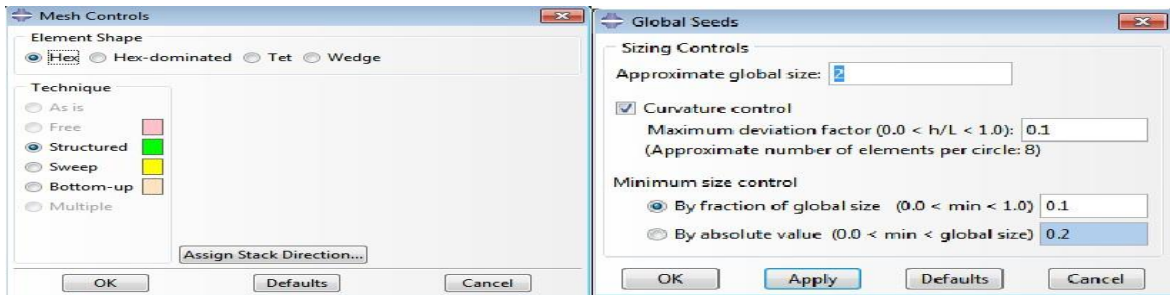


Figure : IV.7. Maillage du poutre.

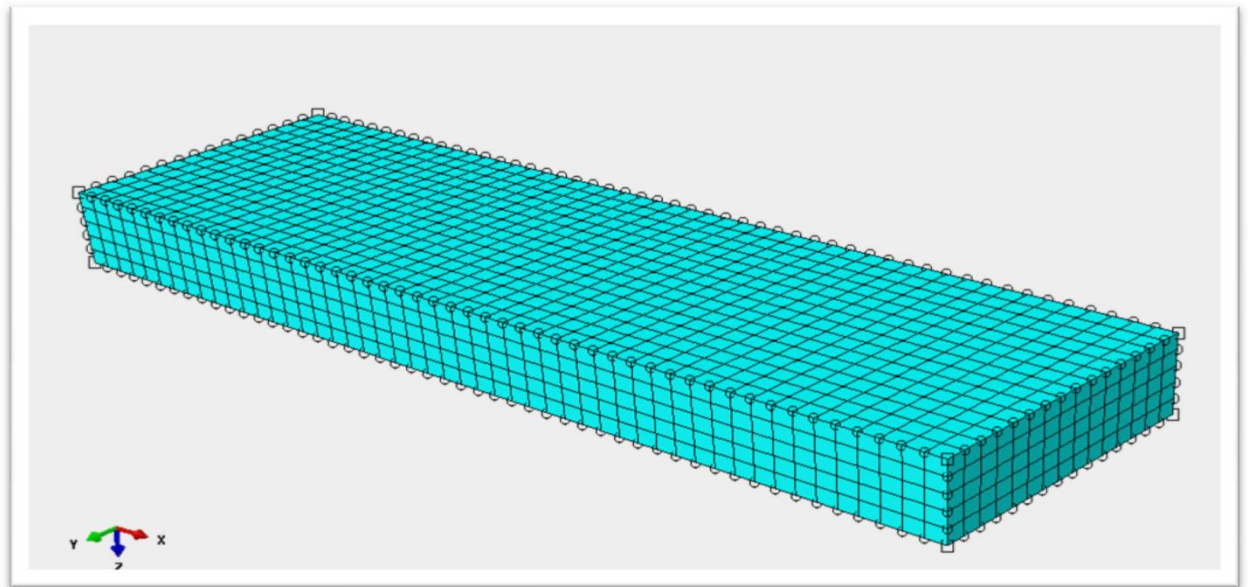


Figure : IV.8. Maillage de l'âme.

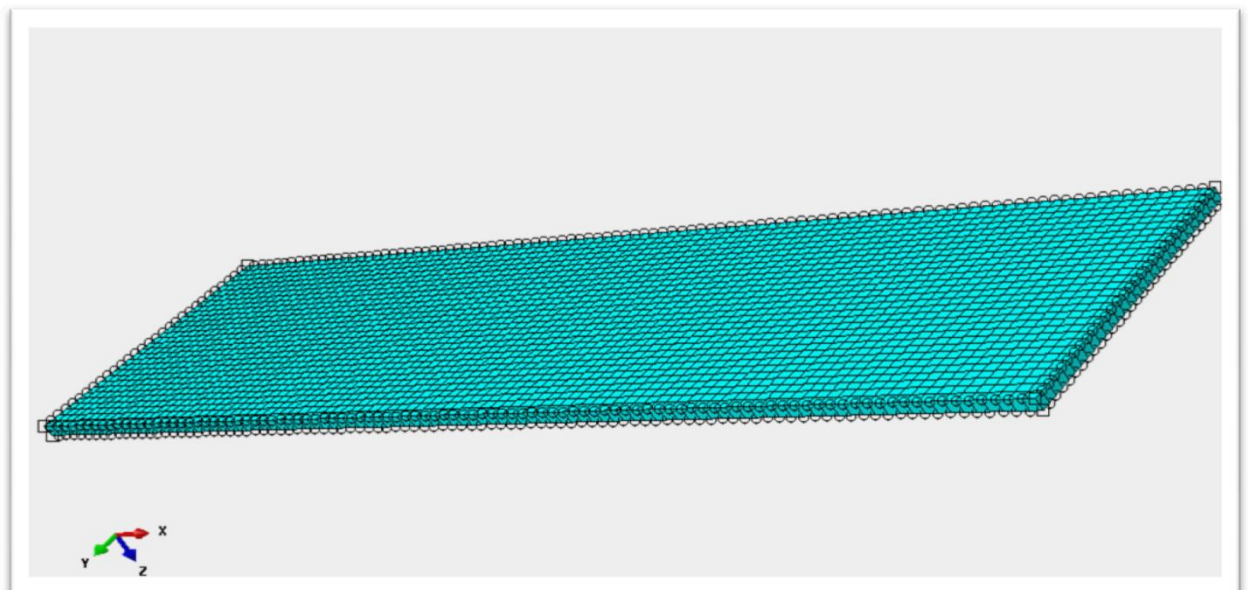


Figure : IV.9. Maillage de peau.

IV .6 .2 .2 Les Chargements et condition au limite

La poutre sandwich est sollicitée en flexion par des chargements de pression
($P = i \cdot dP$ avec $i = (1,2,\dots,6)$ / $P = 0.1 \text{ N/mm}^2$)

La poutre sandwich est encasturé coté droite et libre coté gauche

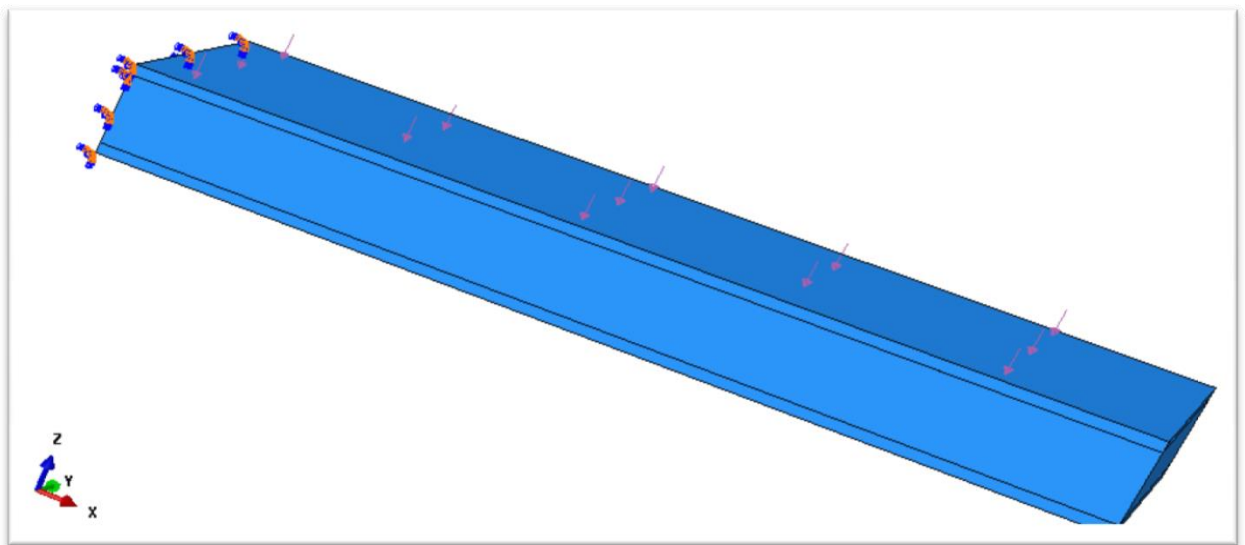


Figure : IV.10. Les chargements mécaniques et conditions aux limites de poutre

IV.8 Résultats

IV.8.1. Les Iso-Valeur des Contraintes

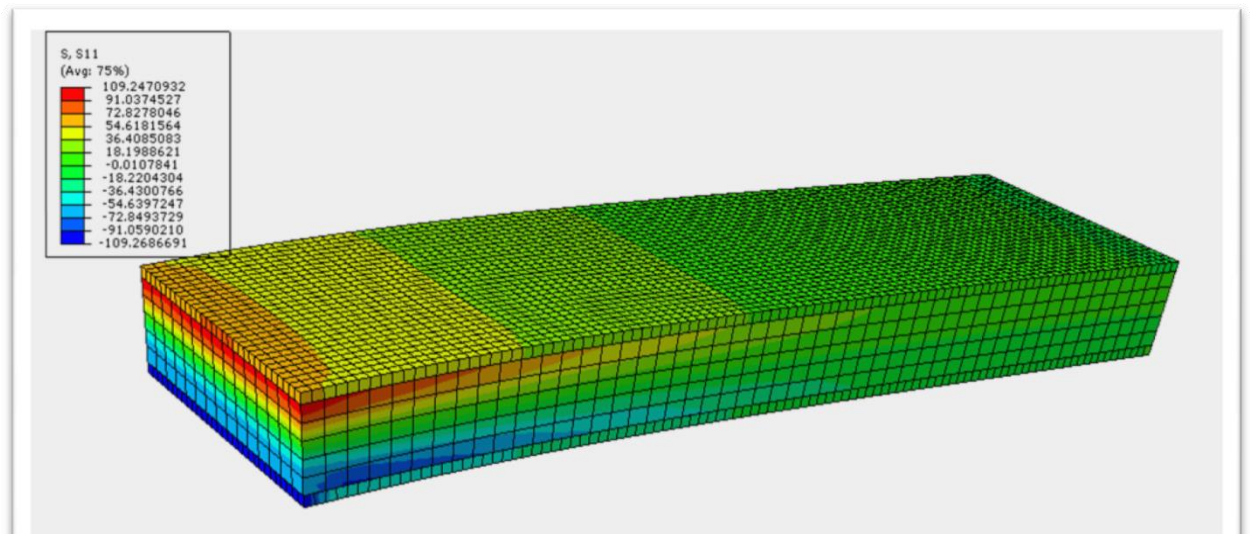


Figure : IV.11. Les contraintes σ_{xx} dans la poutre.

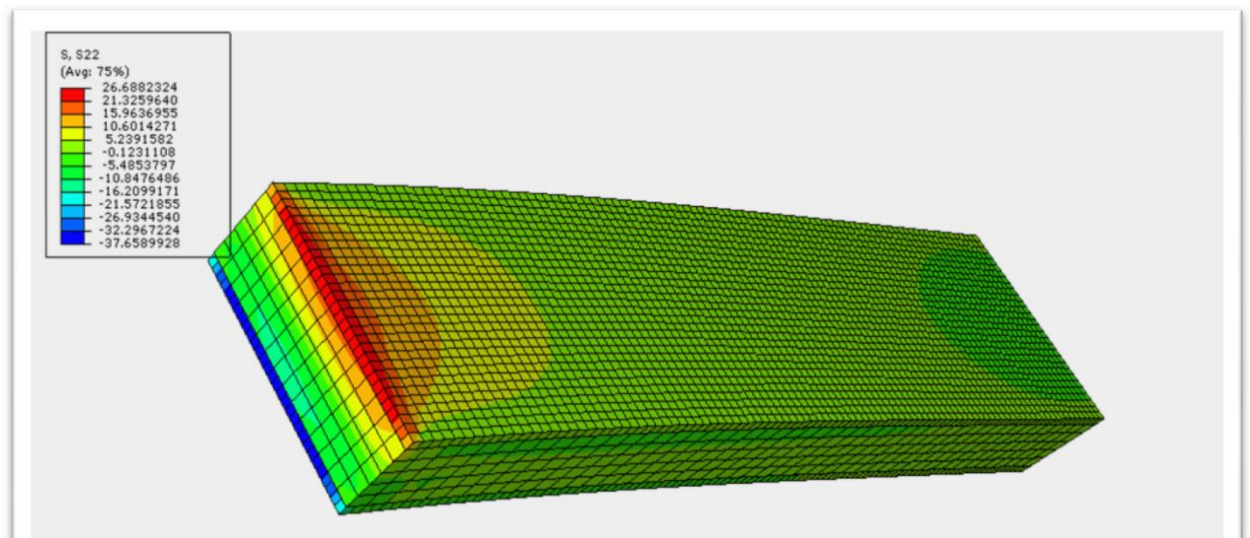


Figure : IV.12. Les contraintes σ_{yy} dans la poutre.

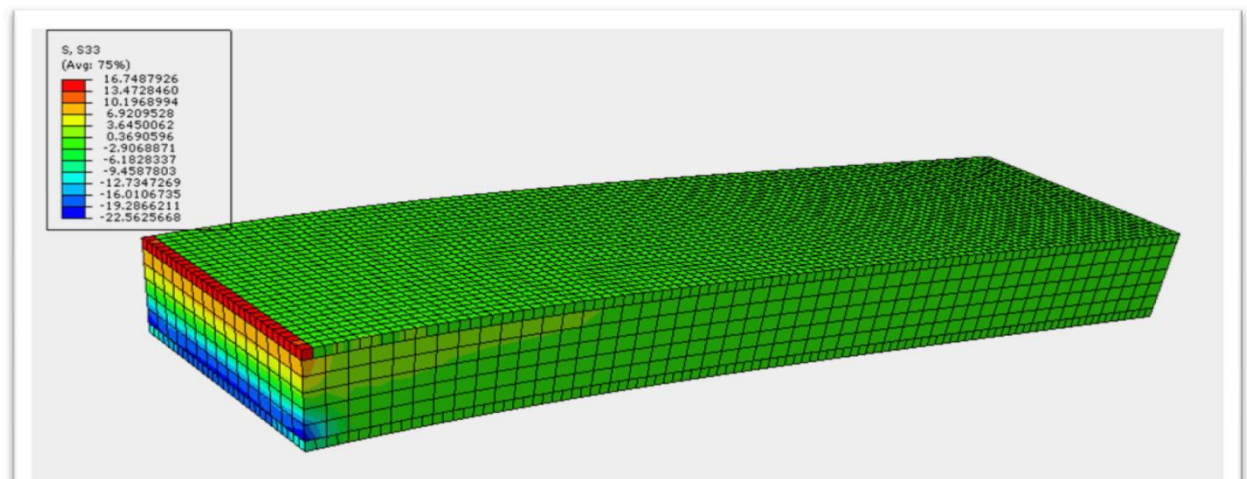


Figure : IV.13. Les contraintes σ_{zz} dans la poutre.

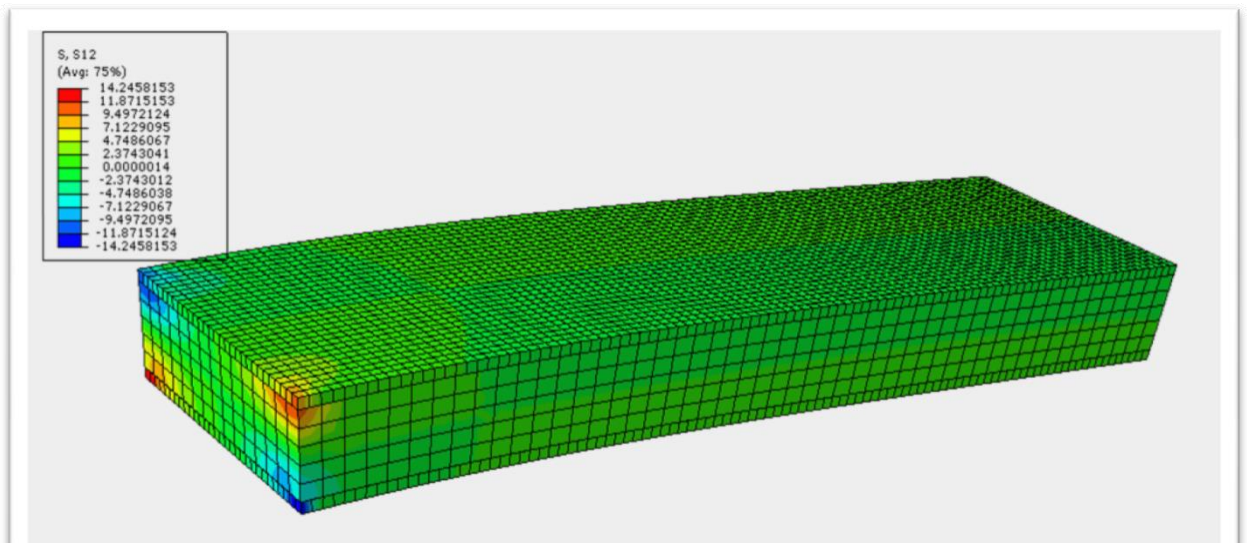


Figure : IV.14. Les contraintes tangentiels τ_{xy} dans la poutre.

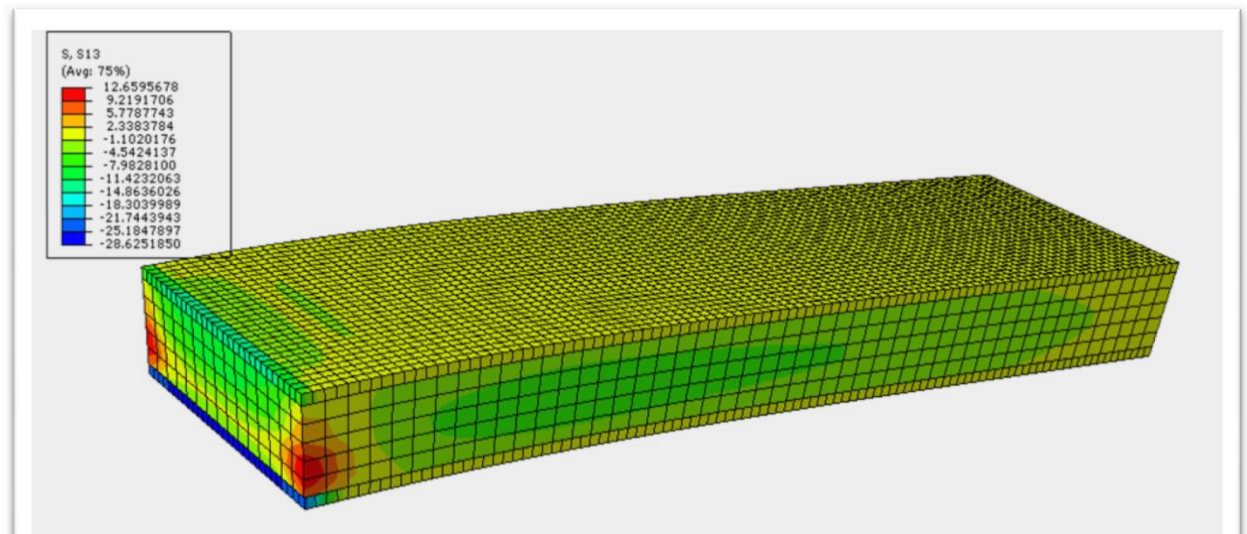


Figure : IV.15. Les contraintes tangentielles τ_{xz} dans la poutre.

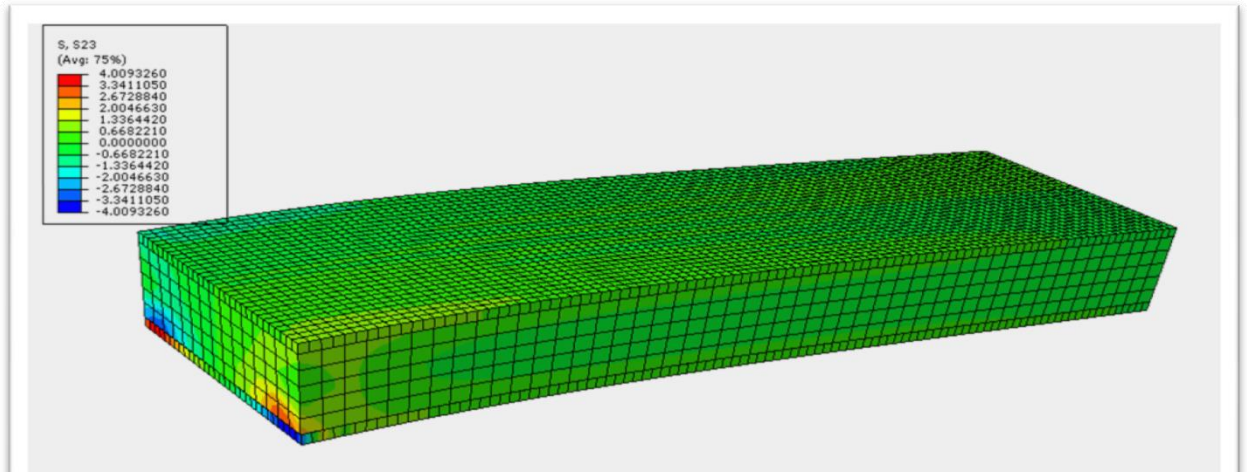


Figure : IV.16. Les contraintes tangentielles τ_{yz} dans la poutre.

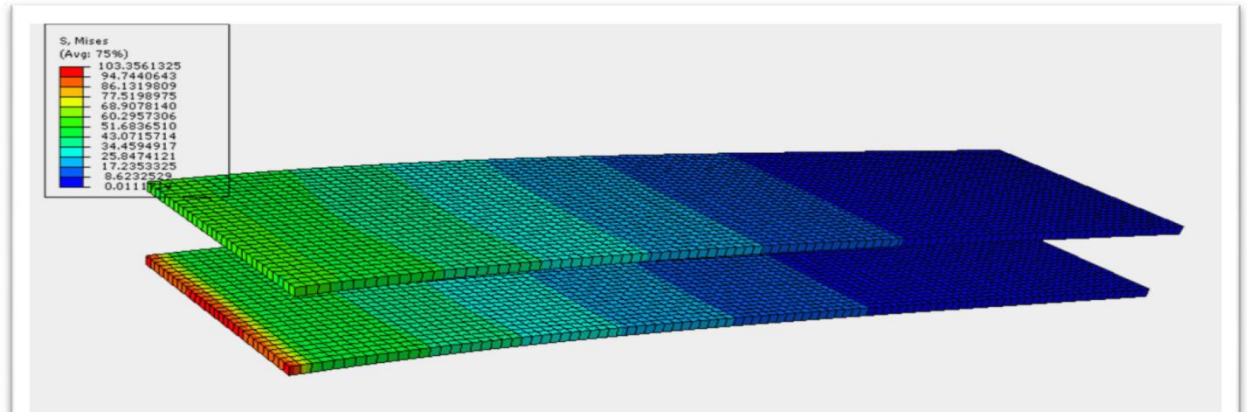


Figure : IV.17. Les contraintes van mises dans les peaux.

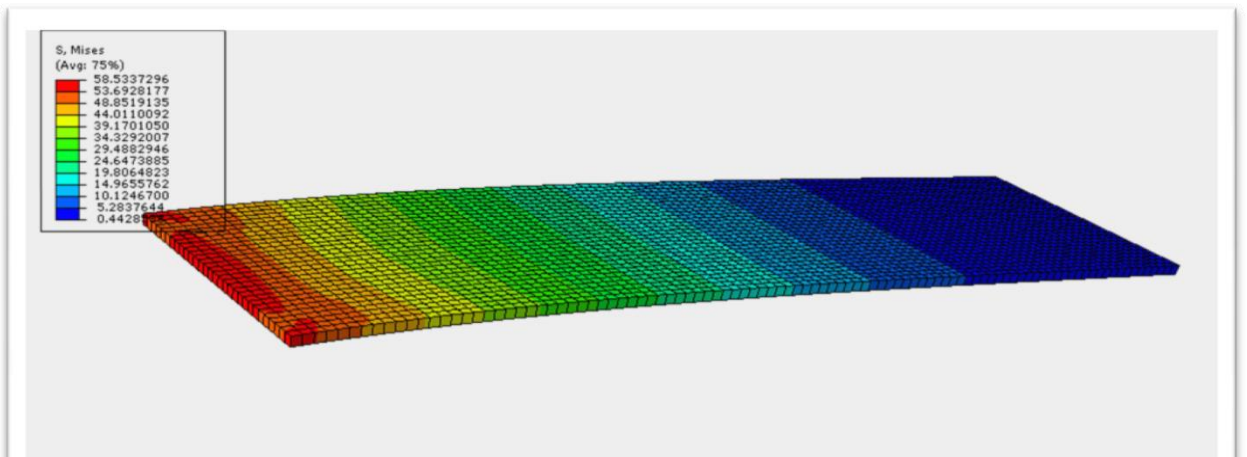


Figure : IV.18. Les contraintes van mises dans la peau supérieur.

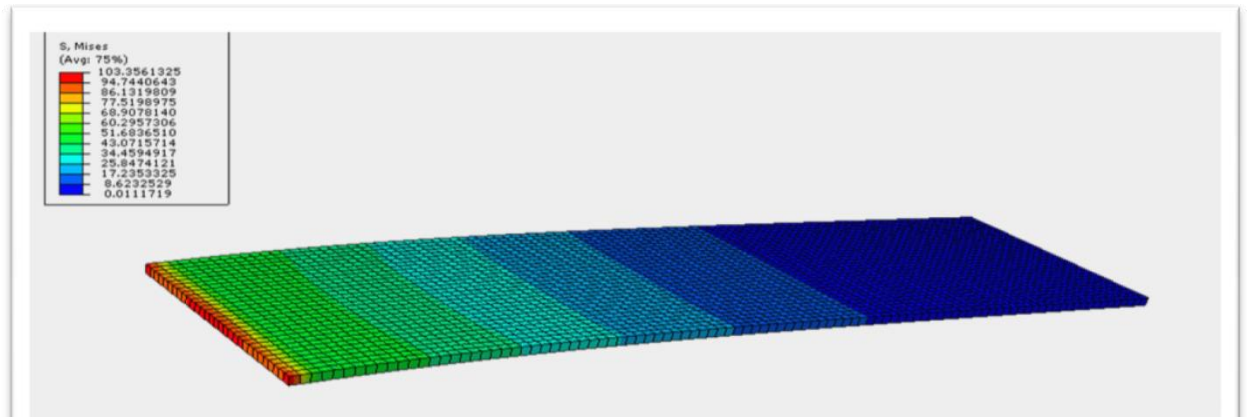


Figure : IV.19. Les contraintes van mises dans la peau inferieur

IV.8.1.2 L'évolution des contraintes en fonction des chargements appliqués

➤ les contraintes principales

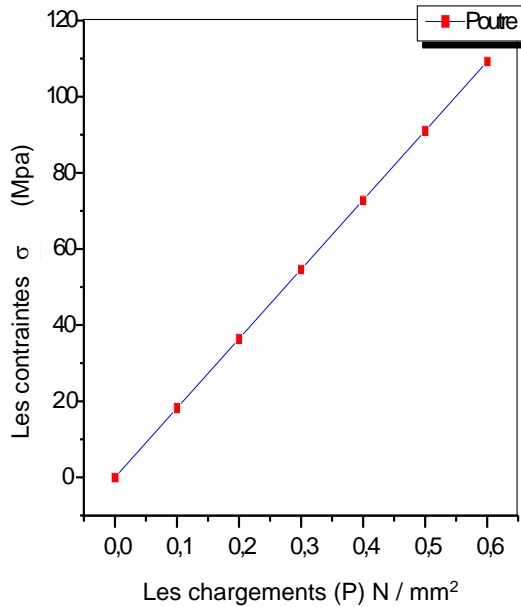


Figure : IV.20. Les contraintes σ_{xx} poutre

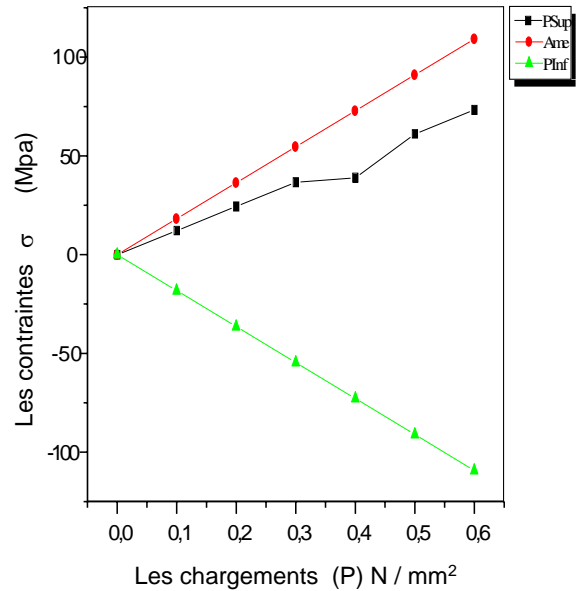


Figure : IV.21. Les contraintes σ_{xx} . Peaux et l'âme

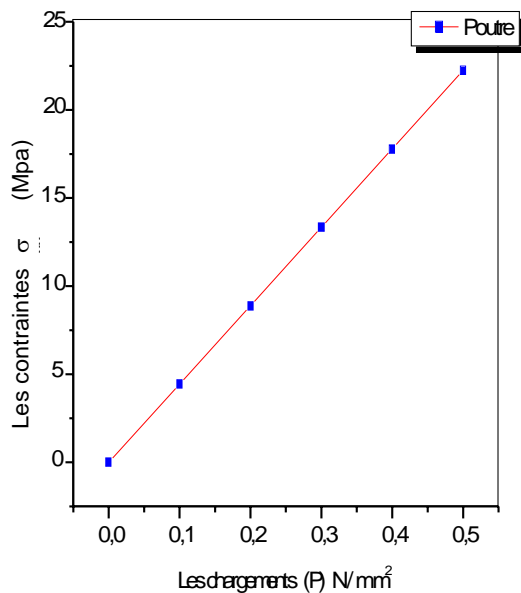


Figure : IV.22. Les contraintes σ_{yy} poutre

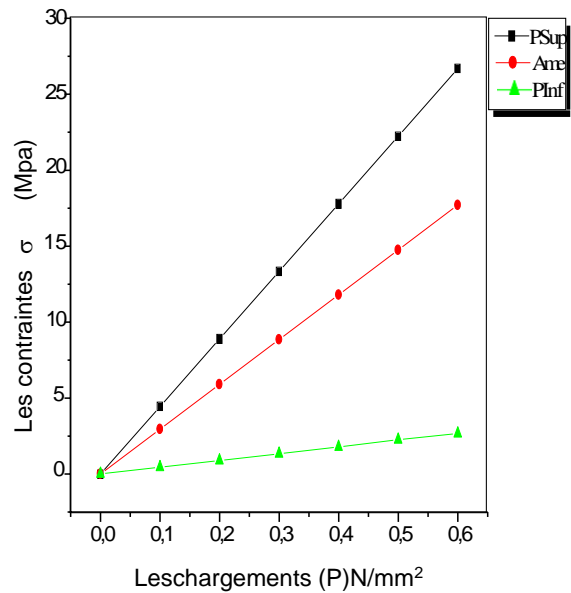


Figure : IV.23. Les contraintes σ_{yy} les peaux et l'âme

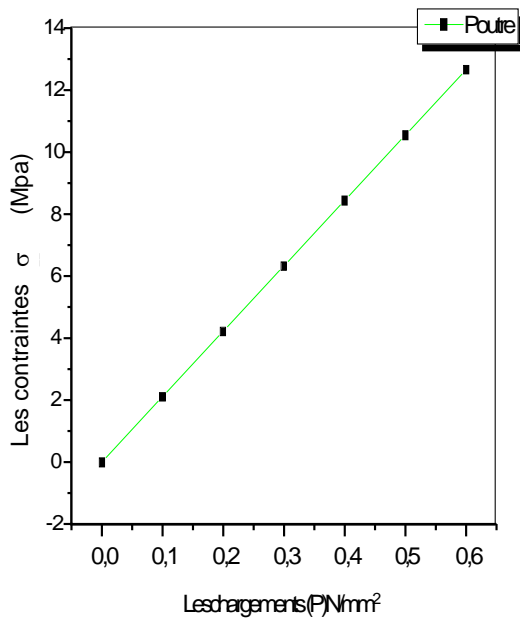


Figure : IV.24. Les contraintes σ_{zz} poutre

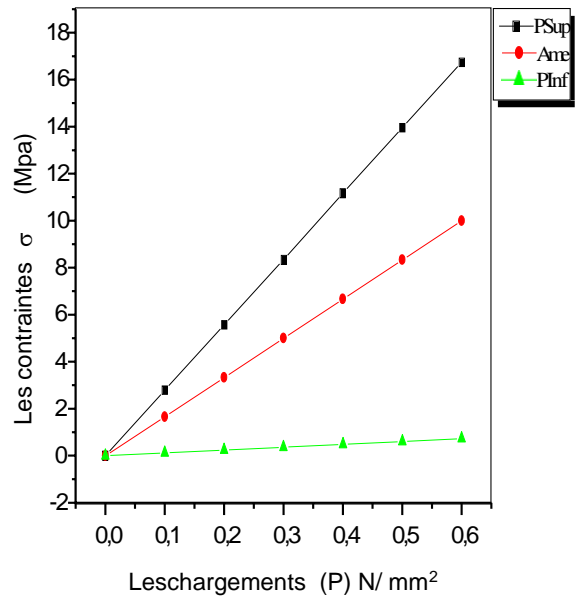


Figure : IV.25. Les contraintes σ_{zz} les peaux et l'âme

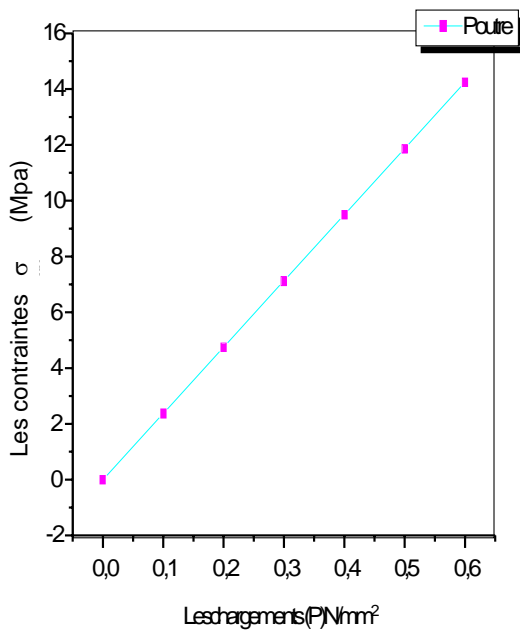


Figure : IV.26. Les contraintes τ_{xy} poutre

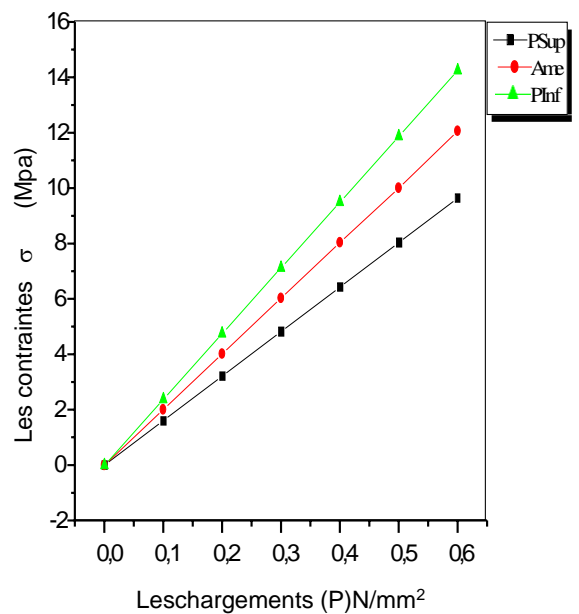


Figure : IV.27. Les contraintes τ_{xy} les peaux et l'âme

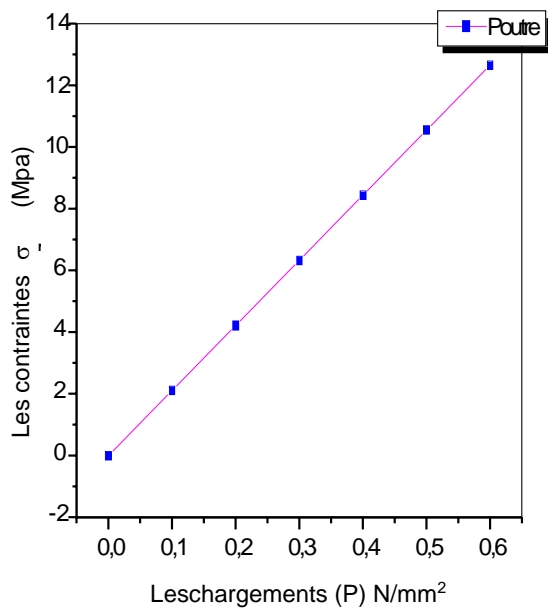


Figure : IV.28. Les contraintes τ_{xz} poutre

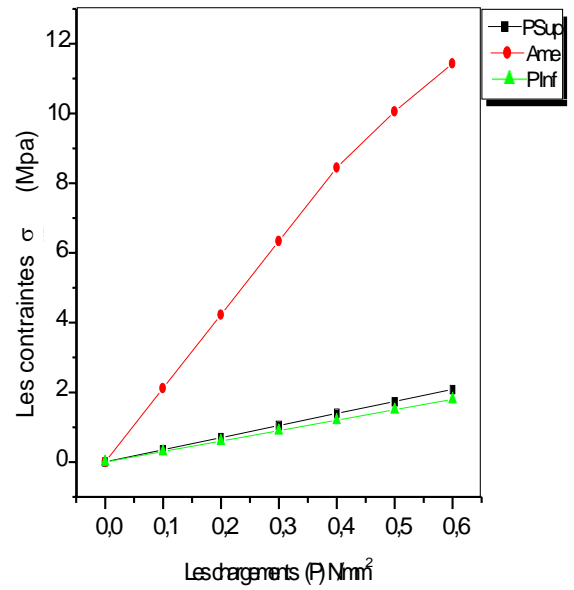


Figure : IV.29. Les contraintes τ_{xz} les peaux et l'âme

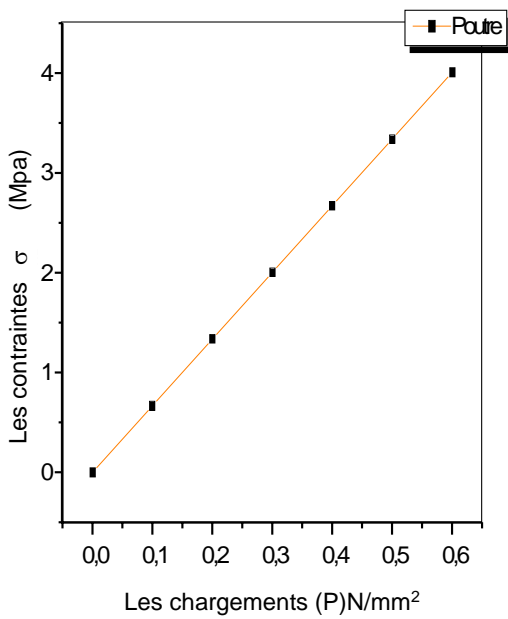


Figure : IV.30. Les contraintes τ_{yz} poutre

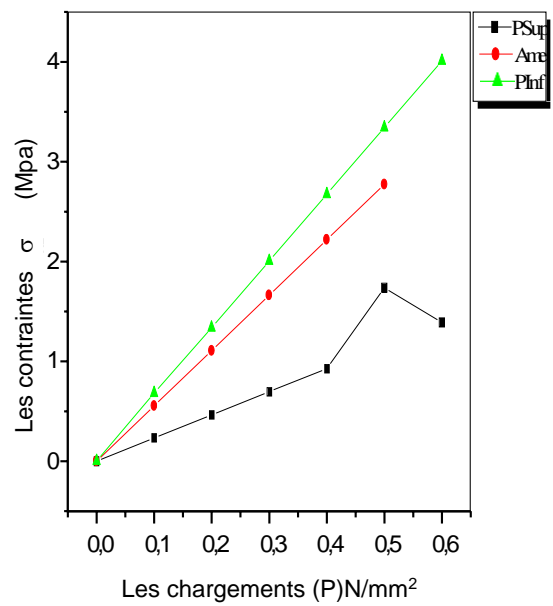


Figure : IV.31. Les contraintes τ_{yz} les peaux et l'âme

➤ Les contraintes van mises des peaux

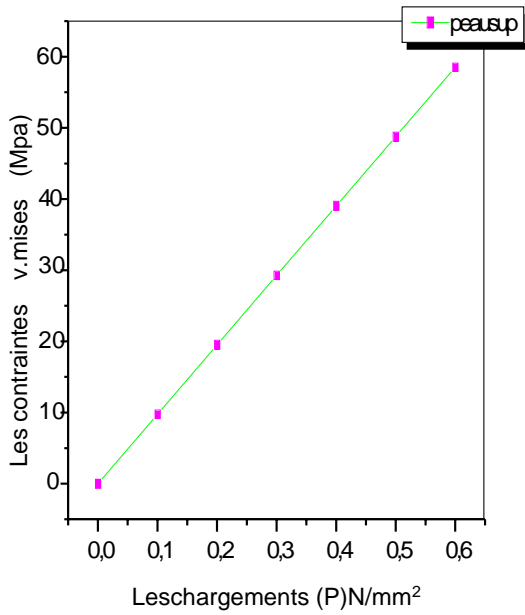


Figure : IV.32. Les contraintes V. mises peau Sup

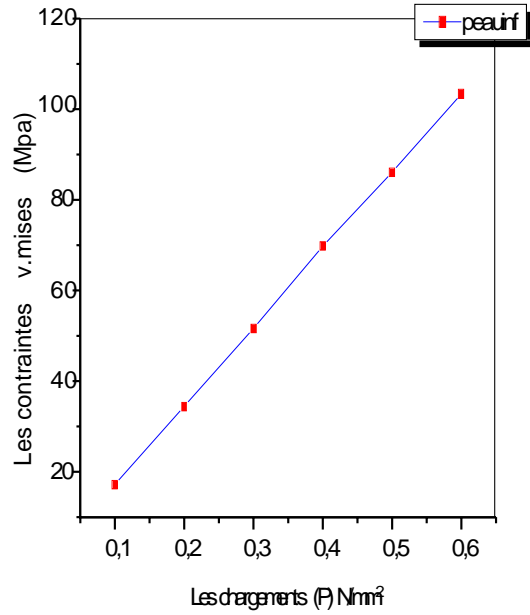


Figure : IV.33. Les contraintes V. mises peau Inf.

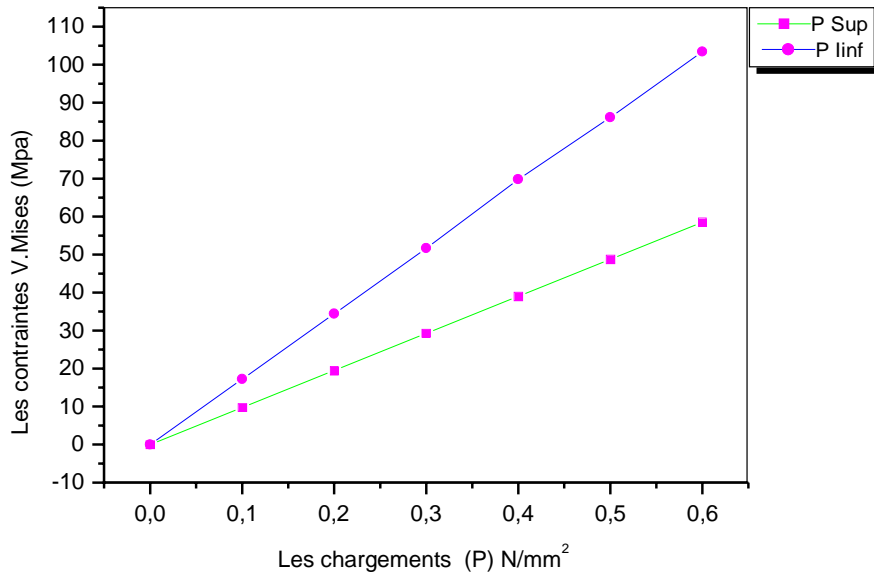


Figure : IV.34. Les contraintes V. Mises les deux peaux

IV.8.1.3. L'évolution des contraintes en fonction des axes

Les contraintes V. Mises en fonction de l'axe xx

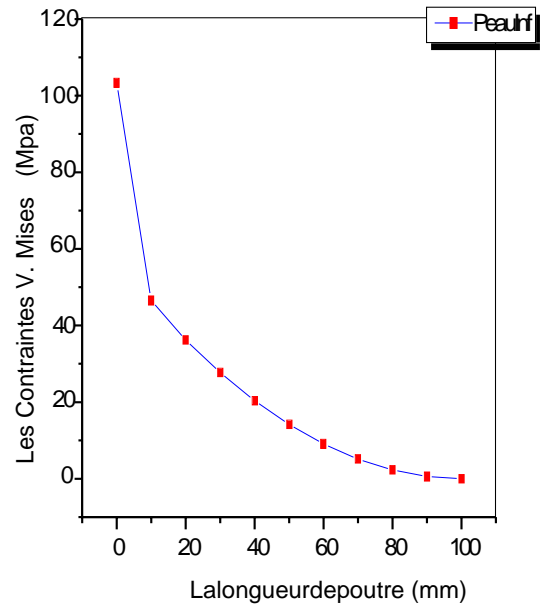
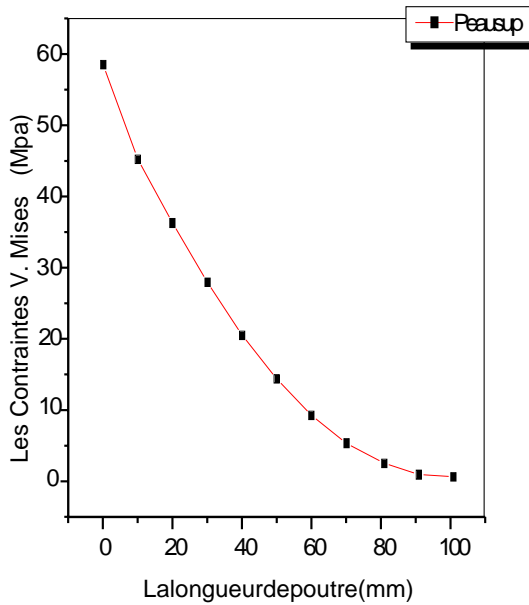


Figure : IV.35. Les contraintes V. mises peau Sup Figure : IV.36. Les contraintes V. mises peau Inf.

Les contraintes V. Mises en fonction de l'axe yy

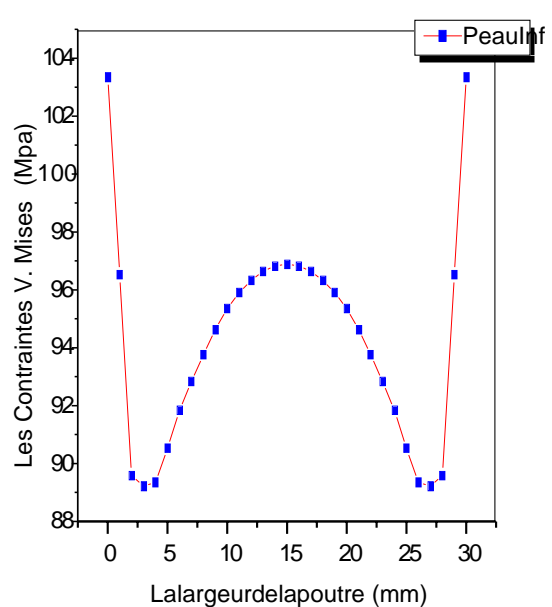
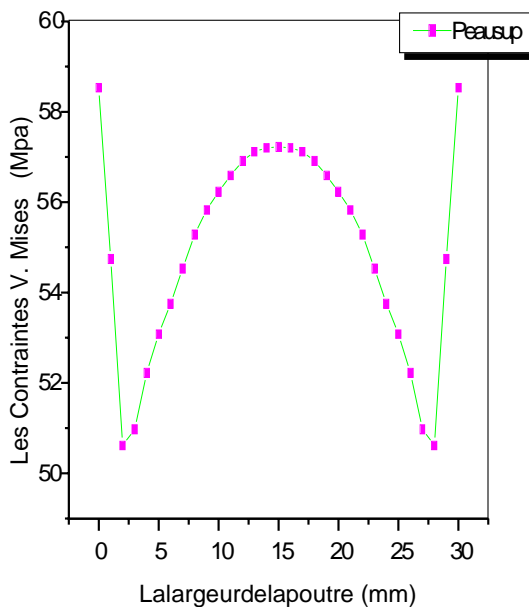


Figure : IV.37. Les contraintes V. mises peau Sup Figure : IV.38. Les contraintes V. mises peau Inf.

IV .8 .1 . 4. L'évolution des déplacements en fonction des chargements appliqués

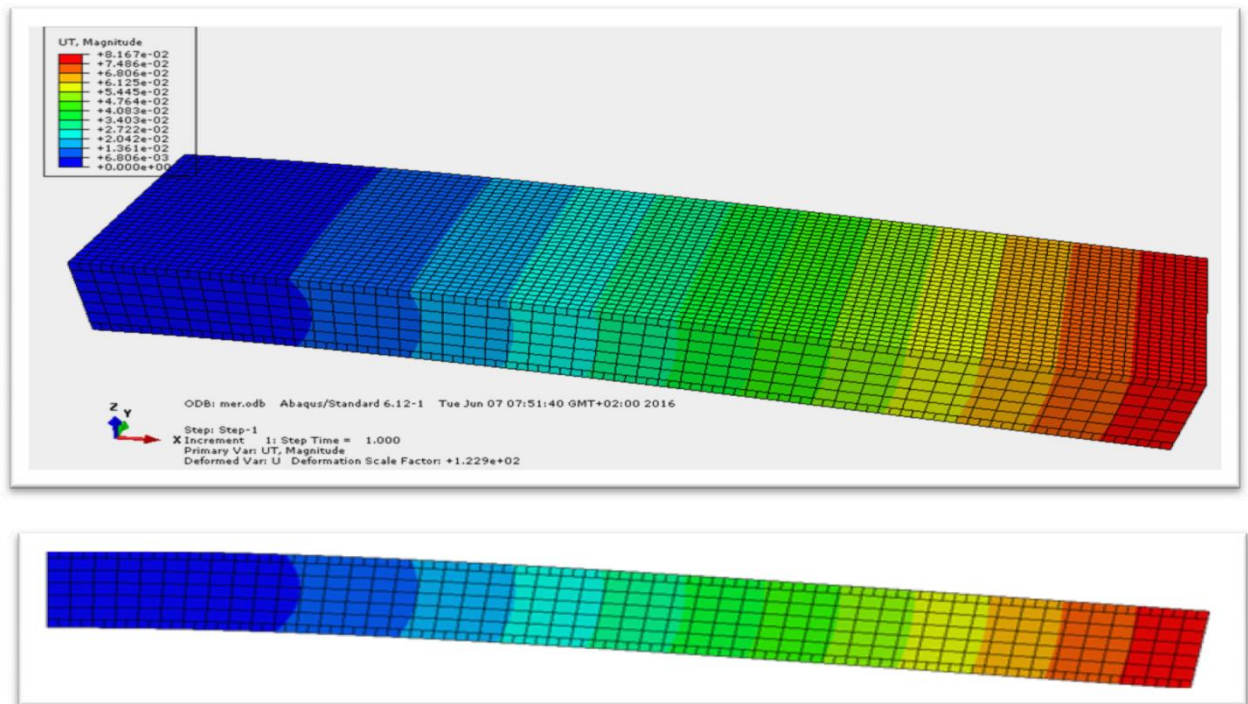


Figure : IV.39. Les déformations, $P= 0.6 \text{ N/mm}^2$ du poutre.

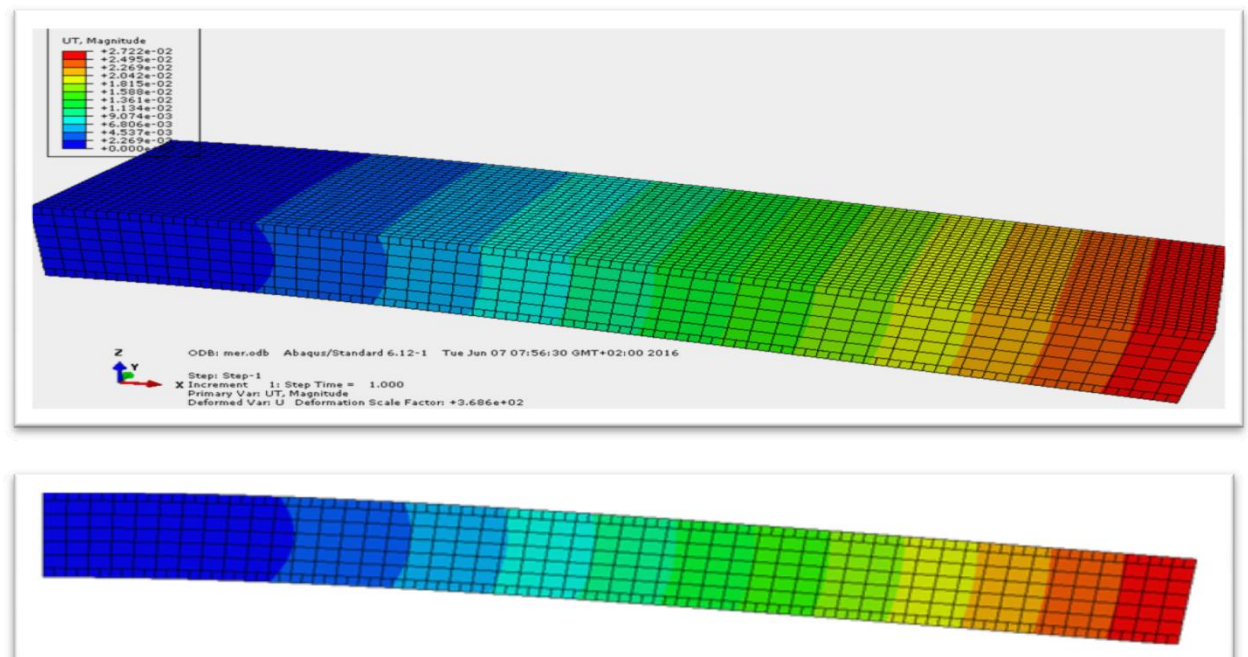


Figure : IV.40. Les déformations, $P= 0.3 \text{ N/mm}^2$ de poutre.

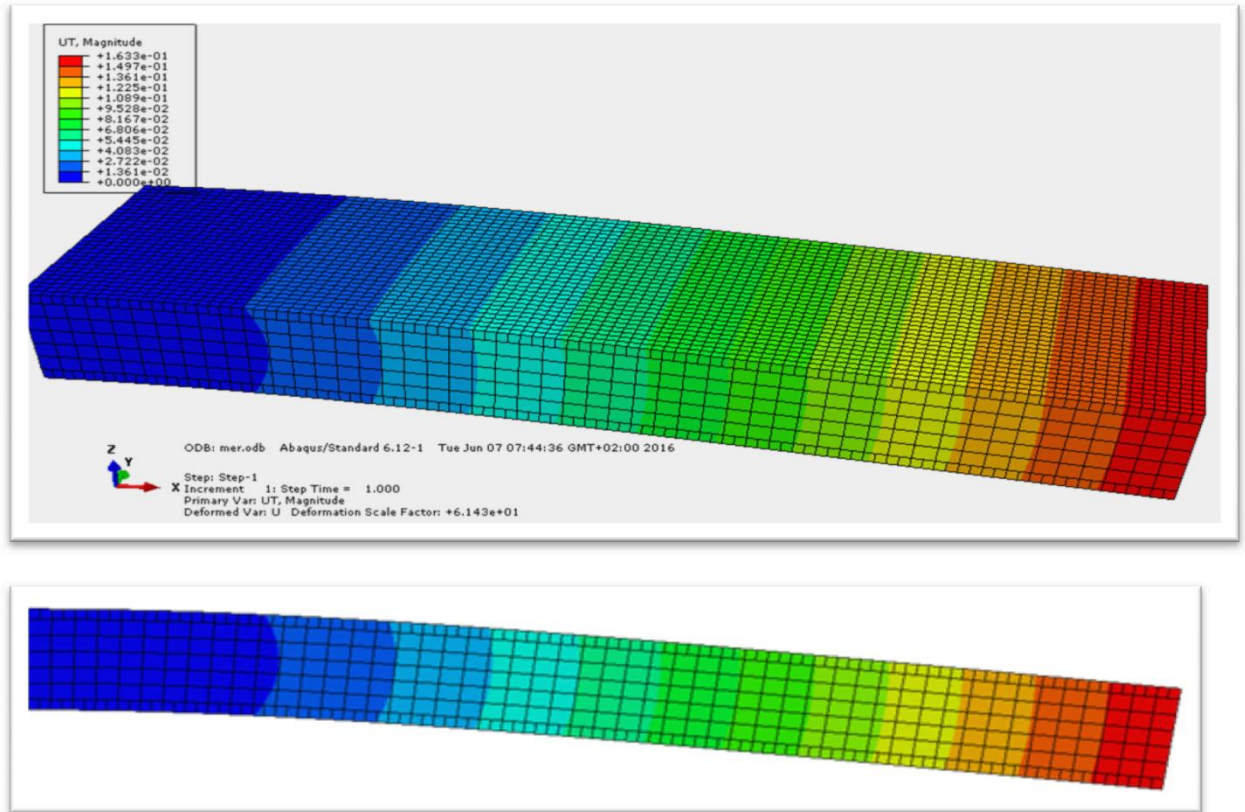


Figure : IV.41. Les déformations, $P= 0.1 \text{ N/mm}^2$ de poutre

➤ Les déplacements magnitude en fonction des chargements appliqués

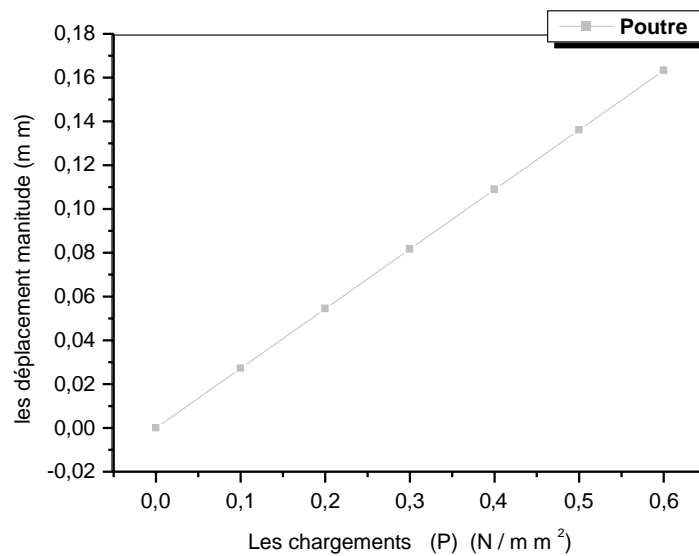


Figure : IV.42. Les déplacements magnitude dans la poutre.

➤ Les déplacements des peaux en fonction des chargements appliqués

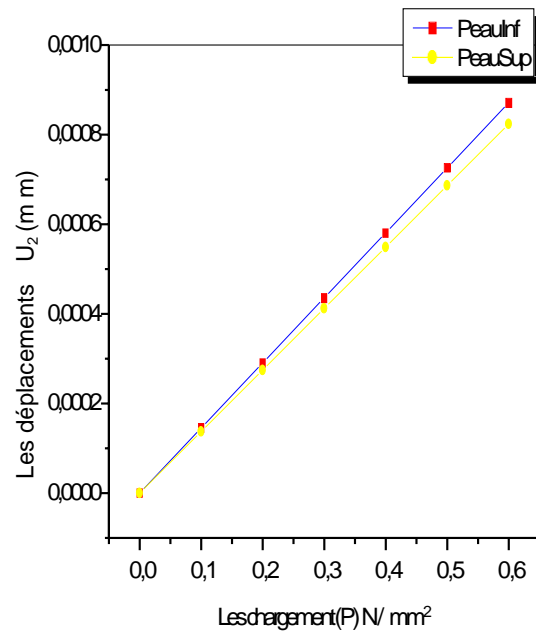
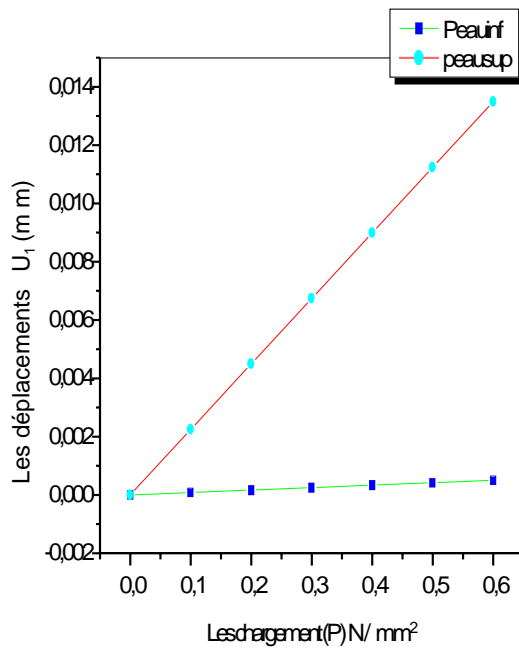


Figure : IV.43. Les déplacements U_1 , peaux

Figure : IV.44. Les déplacements U_2 , peaux

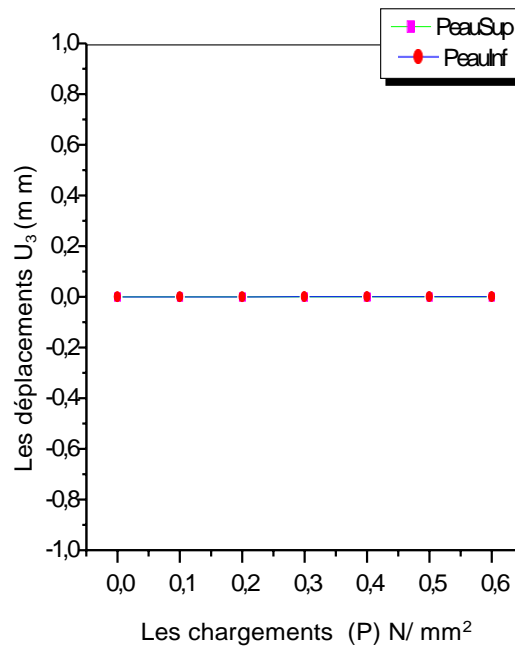


Figure : IV.45. Les déplacements U_3 , peaux.

IV .8 .1 . 5 L'évolution des déplacements en fonction des axes

➤ **Les déplacements magnitude des peux en fonction de l'axe (xx)**

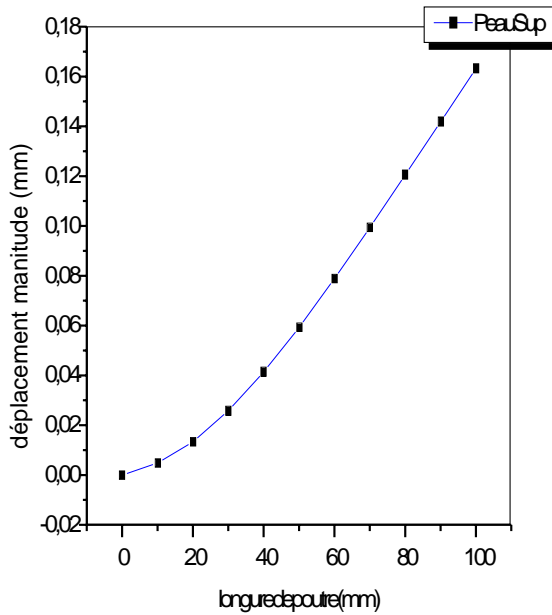


Figure : IV.46. Les déplacements magnitudes

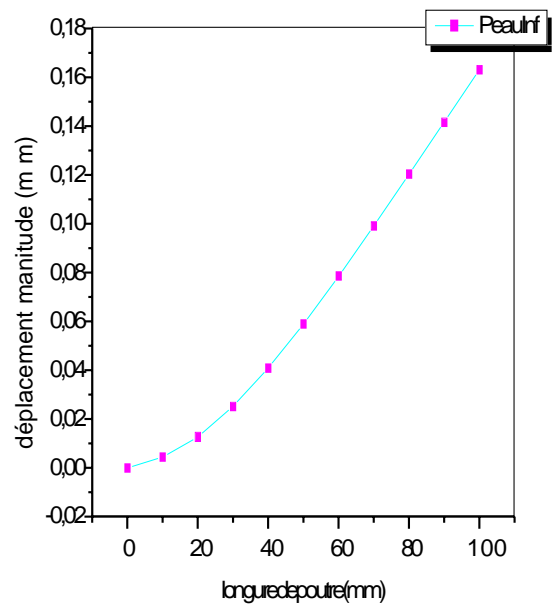


Figure : IV.47. Les déplacements magnitudes

Les déplacements U1, U2, U3 en fonction de l'axe (xx)

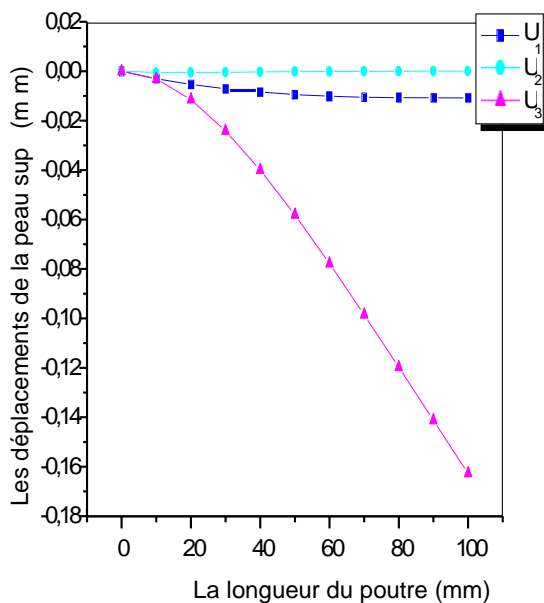


Figure : IV.48. Les déplacements U1, U2, U3

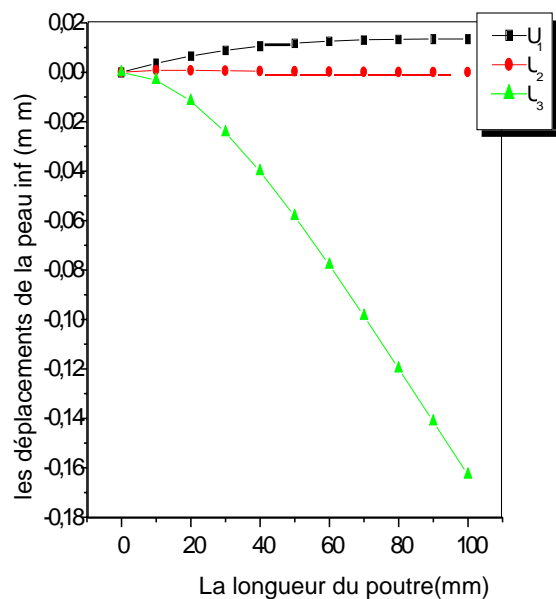


Figure : IV.49. Les déplacements U1, U2, U3

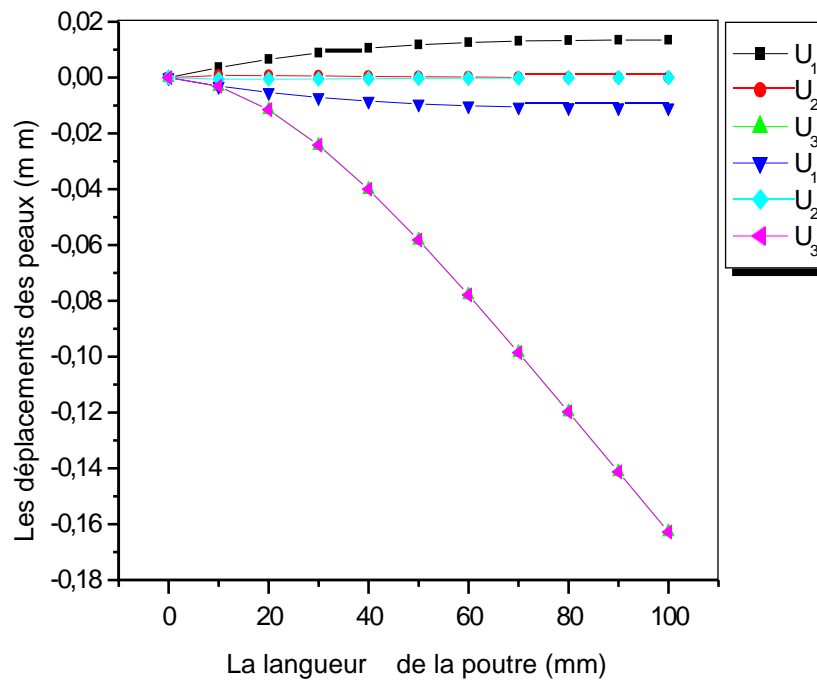


Figure : IV.50. les déplacements U1, U 2, U3 dans les peaux

IV. 9 Les valeurs obtenues

Les résultats obtenus sont représentés dans les tableaux ci-dessous.

Les déplacements d’U1.U2.U3 en fonction des chargements appliqués .

Les chargements (N/mm ²)	UX max (mm)	UX min (mm)	UY max (mm)	UY min (mm)	UZ max (mm)	UZ min (mm)
0.1	2.248E -3	2.264E -3	1.451E -4	1.451E -4	1.160E -4	1.160E -2
0.2	4.495E-3	-4.495E-3	2.903E-4	-2.903E-4	2.320E -4	-5.426E -2
0.3	6.743E-3	-6.792E-3	4.354E-4	-4.354E-4	3.480E -4	-8.139E -2
0.4	8.991E-3	-9.056E-3	5.806E-4	-5.806E-4	4.640E -4	-1.085E -1
0.5	1.124E-2	-1.132E-2	7.257E-4	-7.257E-4	5.800E -4	-1.357E -1
0.6	1.349E-2	-1.358E-2	8.708E-4	-8.708E-4	6.960E -4	-1.628E -1

Tableau IV.07.les déplacements (U max et U min) dans la poutre

Les déplacements magnitudes en fonction des chargements appliqués

Les chargements (N/mm ²)	01	02	03	04	05	06
<i>U max (mm)</i>	1.633E-1	1.361E-1	1.089E-1	8.167E-2	5.445E-2	2.722E-2
<i>U min (mm)</i>	00	00	00	00	00	00

Tableau : IV.08. Les déplacements magnitude (max et min) dans la poutre

Les contraintes van mises max dans la poutre

<i>Les contraintes (Mpa)</i>	<i>$\Delta\sigma$ (%)</i>
<i>$P=0.6N/mm^2$</i>	
<i>Contrainte V.Miss peau Sup =58.53</i>	Valeur de référence 53.18%
<i>Contrainte V.Miss Peau Inf =103.4</i>	Valeur de référence 13.28%

Tableau IV.11.les contraintes pour les deux peaux

Les déplacements max dans la poutre

<i>Les déplacements (mm)</i>	<i>ΔU (%)</i>
<i>$P=0.6N/mm^2$</i>	
<i>U magnitudes =16.33</i>	Valeur de référence -34.47 %
<i>UX max = 1.349</i>	Valeur de référence -38.62%
<i>UY max = 0.0870</i>	Valeur de référence -78.16%
<i>UZ max =0.0696</i>	Valeur de référence -68.82%

Tableau : IV.12.les valeurs des déplacements magnitudes et U max pour de la poutre

IV. 10 Discussion des résultats obtenus

On peut constater par les déformations que la flexion globale pour les deux peaux (Supérieur et inférieur) est dans le plan (oxz) suivant z, et une flexion simple

En utilisant les courbes obtenues d'évolution des contraintes on peut localiser les points critiques (valeurs maximales des contraintes) pour les deux constituants du matériau Composite sandwich (Ame et peaux).

Les résultats des modélisations mettent en évidence l'influence du matériau de l'âme et les peaux sur les comportements des poutres sandwich.



Conclusion Générale

Conclusion Générale

Bien que généralement conçues pour être soumises à des efforts en flexion les poutres sandwich carbone /céramique le sont aussi pour répondre à des autres exigences comme la rigidité en flexion résistance au choc thermique, etc. Le choix du type de sandwich dépend surtout de son application.

Les principaux objectifs du concepteur d'un sandwich sont de choisir les matériaux appropriés constituant la structure ainsi que déterminer les dimensions respectives des peaux et de l'âme à résister aux contraintes induites par les chargements appliqués.

Les structures sandwichs sont les plus rigides que les poutres conventionnelles comme une ailette d'une turbine à gaz. En effet, leur distribution géométrique efficace assure un partage des sollicitations entre les différents constituants de façon bien adéquate.

Le phénomène de flambement est la cause principale d'instabilités locales et globales des structures sandwich. de nombreuses études sont menées dans l'objectif de remédier à ce problème et augmenter la performance des matériaux sandwichs.

Liste des références bibliographiques

- [1] BREK SAMIR : « Modélisation numérique de la propagation de l'endommagement et de la rupture dans les matériaux composites stratifiés sous sollicitations Thermomécaniques et cycliques », Thèse de doctorat : université HADJ LAKHDAR DE BATNA 2012.
- [2] Nadia BAHLOULI Cours Matériaux Composites.
- [3] M. Assarar : « Etude expérimentale et modélisation du comportement dynamique des composites stratifiés et sandwichs », Thèse de doctorat, Université du Maine, Le Mans-France 2007.
- [4] Sahir MASMOUDI : « Comportement mécanique et caractérisation par implant piézoélectrique ultrasonore intégrée d'un matériau », Thèse de doctorat, Université du Maine, Le Mans-France 2013.
- [5] Daniel Gay : « matériaux composite .2005 ISBN 2-7462-1098-3 ».
- [6] ARBAOUI J-E : « Etude comparative et caractérisations mécaniques des structures sandwichs multicouches » : thèse doctorat. - Metz : Université Paul Verlaine, 2009.
- [7] DESSARTHE A. : « Assemblage des matériaux composites, structures sandwichs et matières plastiques. » - Nantes : CETIM, 1992. - 102 p.
- [8] REYNE M : « Technologies des composites (3ème édition revue et augmentée). » – Paris
- [9] MAROUENE A. « - Comportement sous choc des composites sandwichs et influence des paramètres des matériaux et du test » Mémoire pour Maîtrise. - Montréal : Ecole Polytechnique de Montréal, 2010.
-

Liste des références bibliographiques

- [10] LACHGUER Abdelkarim AKYOUN Mohamed « ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE SUR LES MATERIAUX SANDWICH ET LES RISQUES D'INSTABILITES GEOMETRIQUES LOCALES ECOLE DES MINES DE DOUAI
- [11] A. ALLICHE RESISTANCE DES MATERIAUX II THEORIE DES POUTRES Maître de Conférences Paris 6
- [12] Khedidja HACINI « Etude de comportement mécanique en flexion 3 points d'un Matériau Composite par les éléments fini » thèse. Magister : UNIVERSITE BADJI MOKHTAR – ANNABA année 2012.
- [13] Matériaux composites-Comportement mécanique et analyse des structures, J.M. Berthelot, Masson, ISBN 2-225-85425-4, 1996
- [14] Abdenacer Chemami « Etude de la Performance des Matériaux Composites Sandwichs - Application en Fatigue » thèse. Doctorat : UNIVERSITE BADJI MOKHTAR – ANNABA année 2012.
- [15] Bourouis Fairouz « OPTIMISATION DE LA RUPTURE ET DE L'ENDOMMAGEMENT DE DIFFERENTS MATERIAUX SANDWICHS
- [16] SAIDANI KAMEL : « analyse des composite sandwich et qualification de Leur intégrité vis a vis de la ruine » thèse. Doctorat : UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU année 2014.
- [17] ZAIDI Ali : « Etude du comportement de matériaux composites à matrice polymère en fatigue (effet du vieillissement) » thèse Magister université MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU année 2014.
-

Liste des références bibliographiques

- [18] Toufik ACHOUR « DES TECHNIQUES DE RÉPARATION DES STRUCTURES COMPOSITES ENDOMMAGÉES » UNIVERSITE MENTOURI CONSTANTINE » thèse majister année : 2011
- [19] M. VICTOR ALFONSO MUNOZ CUARTAS « identification de mécanisme D'endommagement de stratifié carbone-époxyde par couplage de l'émission Acoustique et de la thermographie infrarouge » thèse doctorat Université de toulouse Année : 2015.
- [20] FICHE MATIERE CARBURE DE SILICIUM constucture secram ceramic
- [21] Cours des métau et allaiges
- [A] Triantafillou T. C, Gibson L. J., Materials Science and Engng, 95:37-53, 1987.
- [B] Jin Dai, Hahn H., composite structure, 61: 247-253, 2003.
- [C] Avila A. F., composite structures, 81: 323-330, 2007.
- [D] Yoshi A., Advanced Composite Materials, 2(4): 289-305, 1992.
- [E] Thomesen O. T., Composite structures, 30: 85-101, 1995.
- [F] Petras A., Sutcliffe M.P.F., Indentation failure Analysis of sandwich Beams. Composite Structures 50, 2000, pp 311-318.
- [G] Petras A., Sutcliffe M.P.F., Indentation resistance of sandwich Beams. Composite structures 46 (1999), pp 413-424.
- [H] Triantafillou T.C, Gibson L.J., Materials Science and Engng, 95:37-53, 1987.
-

Liste des références bibliographiques

Liste des références bibliographiques
