
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
MASTER (LMD)

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Construction Mécanique

Thème

**Étude analytique et numérique en flexion
des poutres composites sandwichs**

Réalisé par :

- Brahimi Cherif.
- Aoun Oussama

Dirigé par : Khadhraoui Fayçal

Membres de jury :

- Mr. Chitour Mourad
- Mr. Himer Nabil

Année universitaire : 2019-2020

Remerciement

*Je tiens à adresser mes remerciements les plus chaleureux et ma profonde gratitude à mon encadreur Mr : **KHADHRAOUI FAYCAL**, maitre assistant à l'université Abbes Laghrour, pour m'avoir proposer le sujet de ce mémoire. C'est grâce à sa grande disponibilité, ses conseils, ses orientations, et ses encouragements que j'ai pu mener à bien ce travail. Je remercie également tout ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire , en particulier , Enfin, Merci à toute ma famille, mes frère et à tous mes amis et tous mes collègues sans exception*

Dédicaces

Je dédie ce travail à, Ma mère et mon père que Dieu ait pitié de lui , a habite le plus hauts paradis ceux à qui je doit tant , pour leur amour et leur support continu tout le long du cursus de mes études. Que ce travail soit le témoignage sincère et affectueux de ma profonde reconnaissance pour tout ce que vous avez fait pour moi. Ils m'ont soutenu au prix de sacrifices inoubliables.

Mes frères et ma sœur qu'i m'encourager et soutenu des mes moments les plus difficiles.

Notre collègue Inas Boumahdaf que Dieu la repose et la met au paradis.

Cherif

Dédicaces

Je dédie ce travail à, Ma mère et mon père, pour leurs amour et leurs support continu tout le long du cursus de mes études. Que ce travail soit le témoignage sincère et affectueux de ma profonde reconnaissance pour tout ce que vous avez fait pour moi. Ils m'ont soutenu au prix de sacrifices inoubliables.

Mes sœurs et mon frère qu'i m'encourager et soutenu des mes moments les plus difficiles.

Oussama

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 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 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 beams 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 Général..... 1

Partie I : Etude bibliographique

Chapitre I : Généralités sur les Matériaux composites 3

I. Introduction..... 3

I.1. Définition de matériau composites 3

I.2. Différent types et classification des matériaux composites 4

I.3. Domaine d'application 5

I.4. Les éléments constituant les matériaux composites 7

I.4.1. Les matrices 7

I.4.2. Les renforts 9

I.4.3. Principaux fibres 9

I.5. Constituants d'un sandwich 11

I.5.1. Les peaux (ou semelles) 11

I.5.2. L'âme 11

I.5.3. Les mousses..... 12

I.6. L'adhésif de surface (ou interface) 13

I.7. Les stratifiés 14

I.8. Propriétés des matériaux composites 15

I.9. Procédés de fabrication 15

I.9.1. Stratification par projection simultanée 15

I.9.2. Technologie par voie humide (imprégnation directe) 16

I.9.3. Technologie par voie sèche (imprégnation indirecte) 17

I.9.4. assemblage par collage 17

I.9.5. Moussage « in situ » 17

I.9.6. Moulage de panneaux en continu 18

I.10. Intérêt des structures sandwich 18

Table des matières

Chapitre II : Théories sur le comportement d'une poutre sandwich en flexion	20
II.Introduction	20
II.1. Théorie classique des stratifiés.....	20
II.2. Flexion des poutres 3-points	26
II.3. Flexion des poutres 4-points	28
Partie II : Étude Analytique et numérique des poutres sandwich en flexion	
Chapitre III : Étude analytique d'une poutres en flexion.....	32
III. Introduction	32
III .1. Détermination des modules d'élasticité.....	33
III .2. Comportement en flexion des poutres sandwich	35
III .3. Application numérique	37
III .3.1. Par la méthode analytique	37
III .3.2. Modélisation par la méthodes des éléments finis.....	38
III.4. Interprétation des résultats.....	40
Chapitre IV : Modélisation numérique	41
VI. Introduction.....	41
IV.1. Matériau à études	42
IV.2.Présentation du Logiciel.....	42
IV.2.1. Module Part.....	45
IV.2.1. Module Assembly.....	46
IV.2.1. Module Step	46
IV.2.1. Module Interaction	47
IV.2.1. Module Load	48
IV.2.1. Module Mesh.....	48
IV.2.1. Module job	48
IV.2.1. Système d'unité	48
IV.3.Géométrie de poutre	49
IV.4.Modélisation	49

Table des matières

IV .4.1. Part	49
IV .4.2. Assembly	50
IV .4.3 . Les Chargements et condition au limite	50
IV.4.4. Maillage	51
IV.5. Résultats	51
IV.5.1. Les Iso-Valeur des Contraintes (σ)	51
IV.5.2. L'évolution des déplacements (U) en fonction des chargements appliqués...	52
IV.5. Les diagrammes de Résultats	53
IV.7.Discussion des résultats obtenus.....	53
IV.8. Comparaison	54
Conclusion Générale.....	59
Bibliographie.....	60

Nomenclature

P : Charge appliquée

J : Rigidité isotrope

E : Module d'élasticité d'un matériau isotrope

E_f : Module d'élasticité de renfort

E_m : Module d'élasticité de la matrice

E_L : Module d'élasticité dans le sens des fibres

I / I_z : Moment d'inertie

M : le moment

M_x : Moment de flexion

G : Module de glissement

V_f : La teneur en volume de renfort

V_m : La teneur en volume de la matrice

V_v : La teneur en volume de vide

M_f : La teneur en masse de renfort

M_m : La teneur en masse 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)

h : Epaisseur du pli unidirectionnel

G : Module de glissement

G_f : Module de glissement de renfort

G_m : Module de glissement la matrice

σ : Contrainte de traction dans les matériaux peaux

σ_{max} : Contrainte maximale

Nomenclature

σ_{\min} : Contrainte minimale

σ_{xx} : Contrainte normale suivant la direction x

σ_{yy} : Contrainte normale suivant la direction y

σ_{zz} : Contrainte normale suivant la direction z

τ : Contrainte de cisaillement dans le matériau

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

S : Rigidité en cisaillement

h : Epaisseur du poutre

ω_0 : Déplacement due à la flexion

D : Distance entre l'axe neutre de deux peaux

b : Largeur du poutre

Liste des abréviations

HP : Composites Hautes Performances
GD : Composites Grande Diffusion
CMO : Composite à Matrice Organique
CMM : Composites à Matrice Métallique
CMC : Composites à Matrice Céramique
TD : Thermodurcissable
TP : Thermoplastique
PEEK : Polyéther-éther-cétone
PVC : Polychlorure de vinyle
PC : Polycarbonate
PA : Polyamide
PET : Polytéréphtalate-éthylénique
PBT : Polytéréphtalate butylénique
POM : Polyoxyméthylène
PP : Polypropylène
PAI : Polyamide-imide
PEI : Polyéther-imide
PES : Polyéther-sulfone
PAN : Polyacrylnitrique
CAO : Conception Assistée par Ordinateur

Liste des figures

Partie I : étude bibliographique

Chapitre I :Généralité sur les composites .

Figure I.1:	<i>Schéma d'un matériau composite</i>	3
Figure I.2:	Classification des matrices	6
Figure I.3:	Type des Matrices métalliques	7
Figure I.4:	Type des Matrices céramiques	8
Figure I.5:	Classification des renforts	9
Figure I.6:	Exemples de fibres les plus utilisées dans la construction des stratifiés..	10
Figure I.7:	Exemples d'âmes les plus utilisées dans la construction des composites sandwichs : a) mousse b) balsa bois c) nid d'abeille.....	12
Figure I.8:	Les mousses renforcées	13
Figure I.9:	les stratifiées	14
Figure I.10:	Stratification par projection simultanée	15

Chapitre II : Flexion des poutres .

Figure II.1:	Élément de poutre.....	20
Figure II.2:	Effet du couplage flexion-torsion dans le cas de la flexion d'une poutre constituée d'un matériau stratifié.....	22
Figure II.3:	Sollicitation d'une poutre en flexion 3-points.....	27
Figure II.4:	Sollicitation d'une poutre en flexion 4-points.....	29

Partie II : étude analytique et numérique d'une poutre sandwich en flexion

Chapitre III : Étude analytique en flexion des poutres composites sandwichs .

.

Liste des figures

Figure III.1: Poutre sandwich encastrée avec une pression.....	34
Figure III.2: Résultats analytiques et numériques des déplacements.....	39
Figure III.3: Résultats analytiques et numériques des déformations.....	39

Chapitre IV :Modélisation Numérique.

Figure IV.1: Composants de la fenêtre principale du logiciel ABAQUS/CAE.....	44
Figure IV.2: Démarche de simulation avec le module CAE	44
Figure IV.3: Create Part.....	45
Figure IV.4: Create Material	45
Figure IV.5: Create Section.....	46
Figure IV.6: Assign Section	46
Figure IV.7: Instance Part.....	46
Figure IV.8: Create Step.....	46
Figure IV.9: Create Field Output.....	47
Figure IV.10: Create History Output	47
Figure IV.11: Create Interaction	47
Figure IV.12: Create Interaction Property	47
Figure IV.13: Create Load Figure	48
Figure IV.14: Create Boundary.....	48
Figure IV.15: Create Fiel	48
Figure IV.16: les parts de poutre sandwich étudié.....	48
Figure IV.17: assemblage de poutre sandwich.....	49
Figure IV.18: Les chargements mécaniques et conditions aux limites de poutre.....	49

Liste des figures

Figure IV.19: Maillage de la poutre	51
Figure IV.20: Les contraintes maximale von-mises de poutre	51
Figure IV.21: Les contraintes σ_{xx} dans la poutre	52
Figure IV.22: Les contraintes σ_{yy} dans la poutre	52
Figure IV.23: Les contraintes σ_{zz} dans la poutre	52
Figure IV.24: Les déplacements maximaux de poutre.....	53
Figure IV.25: Les déplacements suivant l'Axe xx.....	54
Figure IV.26: Les déplacements suivant l'Axe yy	54
Figure IV.27: Les déplacements suivant l'Axe zz	54
Figure IV.28: La variation des contraintes (σ) de composite en fonction d'épaisseur	55
Figure IV.29: la variation de déplacements (U)de composite en fonction de longueur.....	55
Figure IV.30: Les déplacements comparés (pour les 6 matériaux) en fonction de la longueur.....	56
Figure IV.31: Les déformations comparées (pour les 6 matériaux) en fonction de la longueur.....	57

Liste des tableaux

Chapitre I : Généralité sur les composites.

Tableau I.1: Exemples de matériaux composites, pris au sens large.....	5
Tableau I.2: <i>Caractéristiques moyennes des renforts</i>	11

Chapitre III : Étude analytique et numérique en flexion des poutres composites sandwichs .

Tableau III.1: Les caractéristiques mécaniques du carbone et de céramique.....	33
Tableau III.2: Caractéristiques mécaniques du sandwich carbone/céramique.....	35
Tableau III.3: Déplacements et déformations d'une poutre sandwich avec variation de la charge répartie(P) par la méthode numérique et analytique.....	38

Chapitre IV : Modélisation Numérique..

Tableau IV.1: Propriétés mécaniques de lame en céramique	41
Tableau IV.2: <i>Propriétés mécaniques des peaux</i>	42
Tableau IV.3: Des unités de logiciel Abaqus.....	48
Tableau IV.4: Dimensionnement de la poutre sandwich	49
Tableau IV.5: Les contraintes Max et Min	53
Tableau IV.6: le déplacement Max et Min	53
Tableau IV.7: Caractéristiques mécaniques des supers alliages.....	56



Introduction Générale



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 (*Alumine*) ;

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*

Introduction générale

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

Dans cette thèse on s'intéresse à l'étude de flexion des poutres sandwich composites

Nous avons étudié le comportement en flexion sous chargement statique d'une poutre sandwich composites. Des résultats de simulation du comportement en fatigue de ces matériaux et de leur endommagement seront présentés et analysés.

Le travail réalisé est structuré en quatre chapitres :

Le chapitre 1 traite d'une recherche bibliographique sur les matériaux composites, leurs modes d'obtention, leurs comportements mécaniques en flexion statique,

Le chapitre 2 est consacré entièrement à l'étude théorique du comportement statique en flexion trois points et quatre points des poutres sandwich .

Le chapitre 3 est consacré à l'étude analytique du comportement mécanique en flexion d'une poutre sandwich ,

Le chapitre 4 présente une modélisation numérique du comportement statique en flexion d'une poutre sandwich en utilisant le calcul de structures par éléments finis sous le code ABAQUS. Les résultats obtenus par l'étude analytique et numérique sont comparés à ceux obtenus par le calcul de structures par éléments finis sous ABAQUS.

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

Partie I :

Étude bibliographique

Objectif : Présenter un aperçu sur les connaissances théoriques en rapport avec le thème qui seront utilisées dans la suite du travail

- Présentation générale des matériaux composites et des sandwich.
- Théories sur Le comportement des poutres aux matériaux composite en flexion.

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 :

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].

Aujourd'hui, il existe une large variété de polymères et autres qui sont utilisés pour constituer les panneaux sandwich

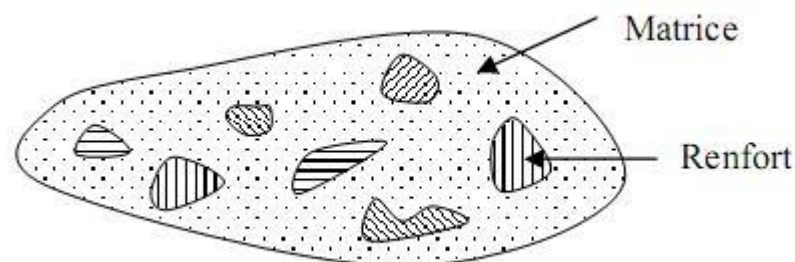


Figure : I.1. Schéma d'un matériau composite [1].

I.2. Différent types et classification des matériaux composites :

Les matériaux composites peuvent être classés suivant la forme des composants, suivant la nature des composants ou suivant leurs applications et performances. 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 [3].

I.3. 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 se présente des différents types de composites et leurs constituants et le domaine d'application [4].

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
1. Composites à matrice organique Papier, carton Panneaux de particules Panneaux de fibres Toiles enduites Matériaux d'étanchéité Pneumatiques Stratifiés Plastiques renforcés	Résine/charges/fibres cellulo-siques Résine/copeaux de bois Résine/fibres de bois Résines souples/tissus Elastomères/bitume/textiles Caoutchouc/toile/acier Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc. Résines/microsphères	Imprimerie, emballage, etc. Menuiserie Bâtiment Sports, bâtiment Toiture, terrasse, etc. Automobile Domaines multiples
2. Composites à matrice minérale Béton Composite carbone- carbone Composite céramique	Ciment/sable/granulats Carbone/fibres de carbone Céramique/fibres céramiques	Génie civil Aviation, espace, sports, biomédecine, etc. Pièces thermomécaniques
3. Composites à matrice métallique	Aluminium/fibres de bore Aluminium/fibres de carbone	Espace

4. Sandwiches	Métaux, stratifiés, etc.	Domaines multiples
Peaux	Mousses, nids d'abeilles,	
Ames	balsa, plastiques renforcés, etc.	

Tableau II.1. Exemples de matériaux composites, pris au sens large [4].

I.4. Les éléments constituant les matériaux composites

I.4.1 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 [5].

➤ Classification des matrices :

La classification des types de matrice couramment rencontrés est indiquée sur la Figure (I.2)

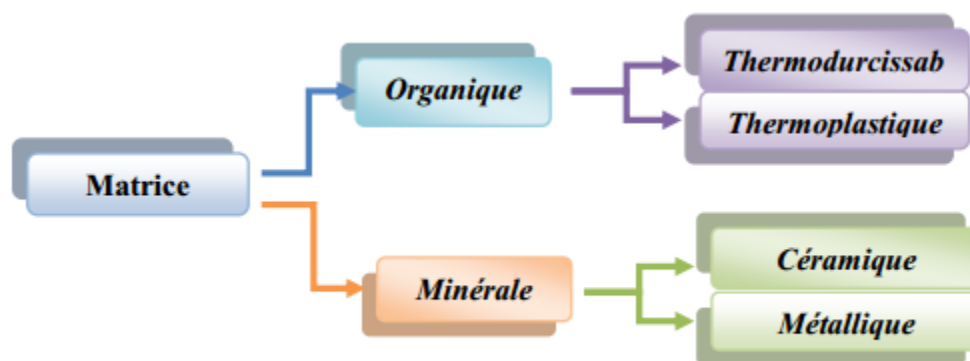


Figure 1.2 : Classification des matrices.

➤ Les Matrices organiques :

Les matrices en polymère de synthèse sont les plus courantes dans les composites de grande diffusion, associées à des fibres de verre, d'aramide ou de carbone. Elles ont un faible

module et une faible résistance à la traction, mais se prêtent facilement à l'imprégnation des renforts.

On utilise actuellement surtout des résines thermodurcissables (TD) que l'on associe à des fibres longues, mais l'emploi de polymères thermoplastiques (TP) renforcés de fibres courtes se développe fortement. Il est important de bien situer les différences fondamentales de ces deux types de matrices [1].

➤ **Les matrices métalliques :**

L'imprégnation de renforts par un alliage liquide étant une opération techniquement délicate, en pratique seuls les alliages d'aluminium sont utilisés dans ce type de technique, associés à des fibres ou particules de graphite ou de céramiques. Ils sont faciles à mettre en œuvre car leur température de fusion est relativement basse, leur masse volumique est faible et ils sont peu coûteux. Le compromis obtenu entre la ténacité de la matrice métallique et la rigidité des renforts donne au composite des caractéristiques mécaniques intéressantes par rapport à l'alliage seul, surtout au-dessus de 200 °C.[1]

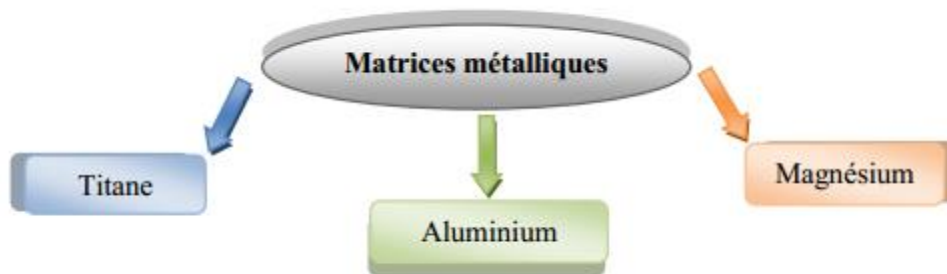


Figure I.3 : Type des Matrices métalliques.

➤ **Matrices Céramiques :**

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

Les matrices avec oxydes : alumine, mullite, zircon. Comme pour les fibres, les propriétés de ces matrices sont mauvaises à haute température. Par contre, elles ne s'oxydent pas à haute température.

Les matrices sans oxyde comme le graphite, le silicium de carbure et le silicium de nitrite. Encore une fois, ils sont sensibles à l'oxydation. Pour pallier à ce problème, des inhibiteurs sont insérés dans la matrice.

Les matrices en verre céramique qui sont formé par une combinaison de ces constituants : Li_2O , Al_2O_3 , SiO_2 et MgO . Ces matrices permettent une température de fusion plus basse que les autres céramiques. Ceci permet une fabrication plus facile, mais d'un autre côté leur résistance thermique est moins grande.

Pour le choix de la matrice et du renforcement, il faut regarder le coefficient thermique des deux constituants. Le mieux est d'avoir un coefficient d'expansion thermique similaire. Aussi, il faut s'assurer que la compatibilité chimique entre la matrice, les revêtements et les renforts. Au niveau des composites céramiques les plus connus, il y a le carbone/carbone qui est composé de fibre de carbone et de graphite. Ce composite est fait pour résister à des températures à plus de 4000°F. Il est largement utilisé dans l'aéronautique et l'automobile. Sinon, il y a d'autres composites comme le SiC/SiC , le C/SiC ou encore $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Al}_2\text{O}_3$. [1,4].

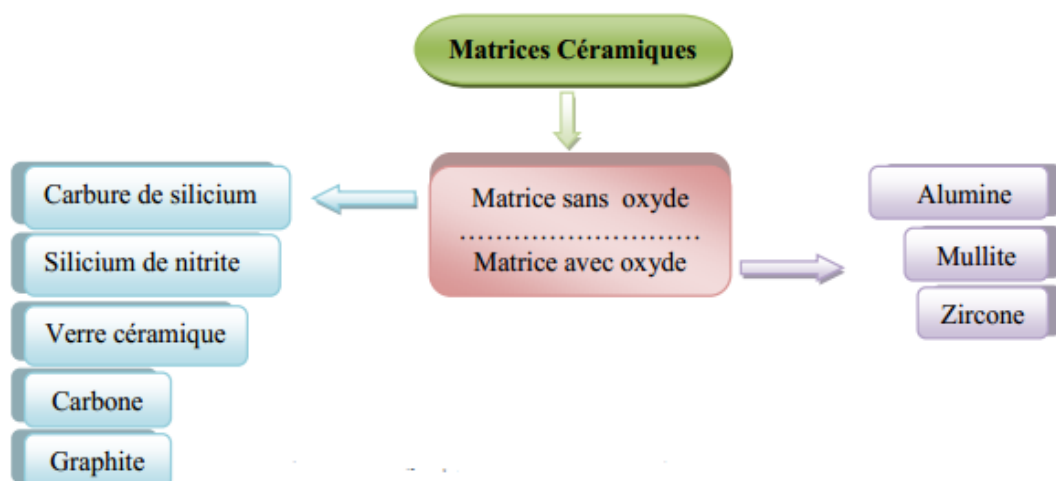


Figure I.4 : Type des Matrices céramiques.

I.4.2. Les renforts :

Le rôle des fibres est d'assurer les fonctions des propriétés mécaniques du matériau composite. Les fibres les plus utilisées sont les fibres de verre, d'aramide et de carbone (Fig. 1.5). Elles présentent des caractéristiques intéressantes.

➤ Classification des renforts :

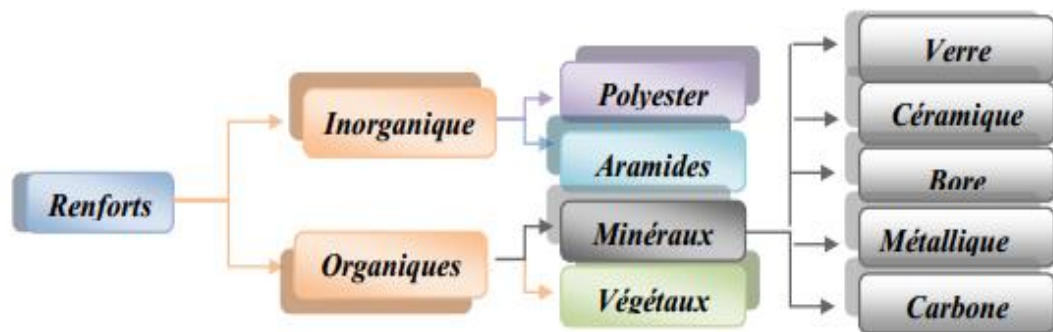


Figure 1.5 : Classification des renforts.

I.4.3 principaux fibres :

- **Les fibres de verre** : sont produites à partir du verre en fusion passant à travers des filières de 3 à 25 μm où il est refroidi. L'excellent rapport qualité/prix des fibres de verre fait qu'elles sont les plus utilisées actuellement dans les composites à matrice polymère. Le verre est un matériau très fragile du fait de sa forte sensibilité aux microfissures. Cette fragilité diminue lorsque

le verre est sous forme de fibre, puisque les microfissures sont moins nombreuses, ce qui lui confère de bonnes performances. D'une manière générale, les fibres de verre présentent une résistance élevée à la rupture, une masse volumique faible (voisine de 2500 kg/m^3) et une rigidité relativement plus faible que celles des autres renforts.

Il existe différents types de verre : le verre E, C, D, R ou S, de différentes propriétés dues à la différence de la composition du mélange de préparation [4].

- **Les fibres de Kevlar ou aramide** :

Qui sont produites par polymérisation de polyamides, ayant des modules allant de 60 à 180 GPa et une masse volumique d'environ 1400 kg/m³. Ces fibres possèdent deux avantages particuliers du fait qu'elles sont les moins denses et les plus résistantes à l'impact [5].

- Les fibres de carbone :

qui sont fabriquées à partir d'un précurseur (polyacrylonitrile) oxydé, carbonisé et graphité. Les fibres de carbone ont des modules qui varient de 150 à 800 GPa et une masse volumique en général inférieure à 2000 kg/m³. La propriété la plus connue des fibres de carbone est bien sûr sa légèreté.

C'est en effet grâce à cet argument que la fibre de carbone est un des constituants principaux des voitures de course et des engins aérospatiaux [1.4].



Figure I.6 : Exemples de fibres les plus utilisées dans la construction des stratifiés[6]

- Caractérisation des renforts :

Les caractéristiques des renforts sont représentées dans le tableau

Quant aux renforts fibres, ils se présentent sous diverses formes commerciales :

- Formes linéiques a fibre unitaire est généralement appelée filament élémentaire ou mono filament. Les mono filaments sont réunis en fils ou mèche. Les fils continus ou discontinus sont caractérisés par leur masse linéique.
- Formes surfaciques es fils sont utilisés pour réaliser des formes surfaciques de divers types : mats, tissus ou rubans.
- Mats :Ce sont des nappes de fils continus ou discontinues, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle [1].

Renforts								
Caractéristiques	Verre R	Verre R	Carbone HM	Carbone HR	Kevlar	Bore	Silicate d'alumine	Polyéthylène
Diamètre du filament (μm)	16	10	7	12	100	100	10	/
Masse volumique (kg/m^3)	2600	2500	1750	1450	2600	2600	2600	960
Module d'élasticité longitudinal (MPa)	74000	86000	230000	130000	400000	400000	200000	100000
Module de cisaillement (MPa)	30000	/	50000	12000	/	/	/	/
Coefficient de poisson	0.25	0.2	0.3	0.4	/	/	/	/
Coefficient de dilatation thermique ($^{\circ}\text{C}^{-1}$) $\times 10^{-5}$	0.5	0.3	0.02	-0.2	0.4	0.4	/	/
Contraintes de rupture – Traction (MPa)	2500	3200	3200	2900	3400	3400	3000	3000
Allongement à rupture(%)	0.5	4	1.3	2.3	0.8		1.5	/

Tableau 1.2 : Caractéristiques moyennes des renforts [1].

I.5. Constituants d'un sandwich

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 [7] :

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

I.5.1 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 .

I.5.2 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 .

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.



Figure I.7 : Exemples d'âmes les plus utilisées dans la construction des composites sandwichs : a) mousse b) balsa bois c) nid d'abeilles [6].

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]

I.5.3 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 [8].

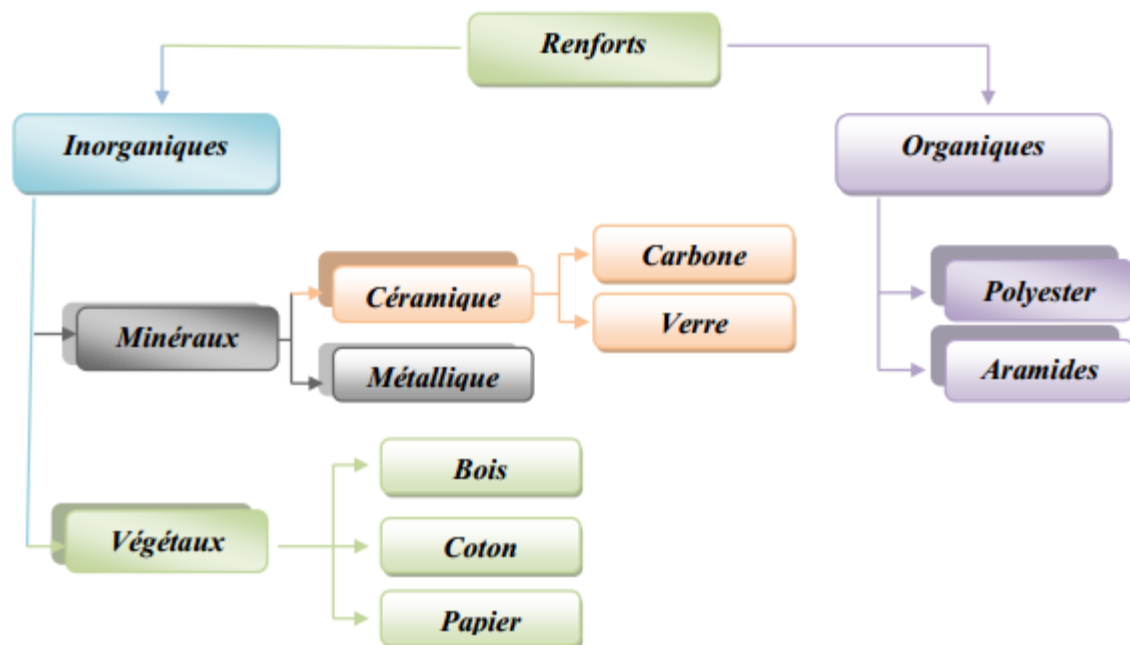


Figure I.8 : Les mousses renforcées.

I.6. 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.

I.7. Les Stratifiés :

On appelle stratifié un matériau composé d'un ensemble ordonné de couches d'orientation et d'épaisseur données, constituées de divers matériaux (figure I-12). Une couche d'un stratifié est souvent appelée une strate. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement, information qui fournit de manière synthétique l'orientation des diverses couches d'un stratifié. L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure. [1.5]

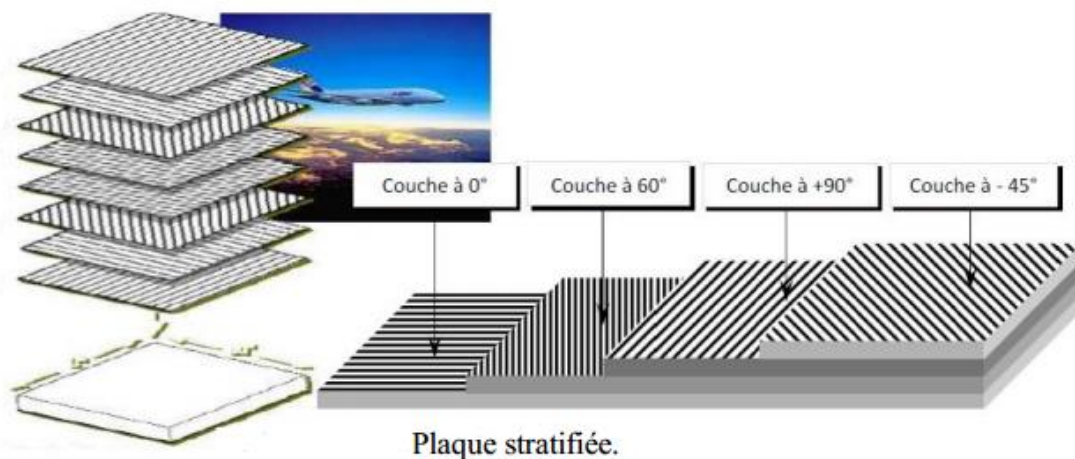


Figure I.9 : les stratifiées

- **Les type des stratifiés**

Ils existent trois type de stratifiées, Parmi les types les plus utilisées, nous retrouvons :

- Stratifiés symétriques
- Stratifiés séquences
- Stratifiés hybrides

I.8. Propriétés des matériaux composites

Les matériaux composites se différencient des matériaux classiques par un fort module d'Young, une faible masse volumique et une bonne tenue en fatigue. Ils ont l'avantage d'avoir une limite élastique très élevée, de ne pas se corroder et de résister aux produits chimiques courants tels que les graisses, huiles, peintures, etc. De plus, les techniques de mise

I.9. Procédés de fabrication :

La fabrication de structures sandwiches 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.[9]

I.9.1 Stratification par projection simultanée :

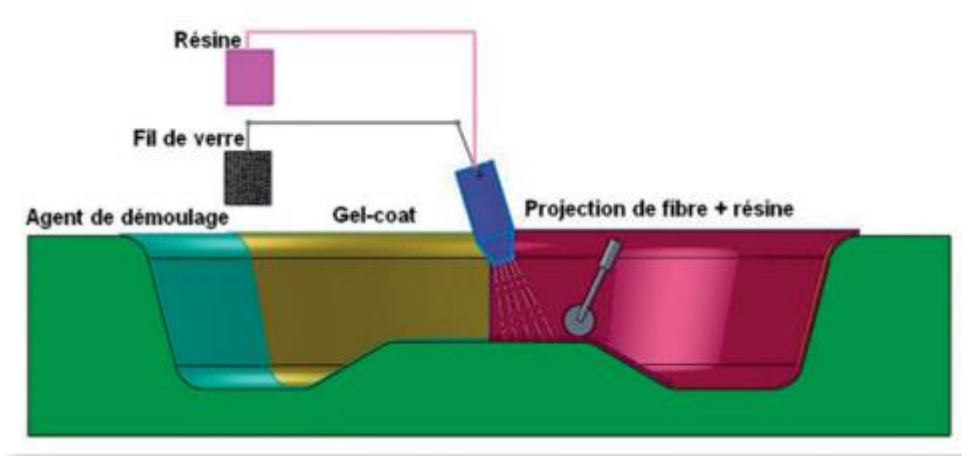


Figure I.10: Stratification par projection simultanée .

Principe :

La projection simultanée est réalisée dans un moule ouvert préalablement enduit d'un agent de démoulage et d'un gelcoat en couche de surface.

Ce procédé se distingue du contact par l'utilisation d'une machine qui permet la projection simultanée de fibres coupées et de résine sur le support. La couche projetée épousant

parfaitement les formes du support, est alors compactée à l'aide d'un débulleur. L'épaisseur de la pièce est obtenue par la succession de couches projetées et débullées.

La polymérisation se fait à température ambiante. Après durcissement du stratifié, la pièce est démoulée à l'aide d'un jet d'air comprimé et usinée aux dimensions finales.

Les pièces sont fabriquées à température ambiante, sans pression et possèdent une seule face d'aspect. Il est possible comme au contact, de renforcer localement certaines parties de pièce ou de réaliser des structures sandwich. Les propriétés mécaniques obtenues sont intéressantes. Les cadences journalières restent malgré tout, faibles et les séries réalisées peuvent atteindre les 1 000 pièces/an/moule. Des systèmes automatisés de projection simultanée existent mais leur coût de mise en route et d'entretien reste très élevé.

Ce procédé génère une pollution importante due à la projection simultanée de fibre et de résine. Il nécessite de travailler dans des zones aménagées parfaitement ventilées dont le coût d'installation est loin d'être négligeable. Ce point d'hygiène est une contrainte forte du procédé qui bien que performant disparaît peu à peu des ateliers au profit de procédés dit « plus propres ». [10]

I.9.2 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 filamenteux.

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 filamenteux 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. [9]

I.9.3 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. [9]

I.9.4 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.[9]

I.9.5 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.

I.9.6 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.[9]

I.10. 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 [7].

Conclusion :

La technologie moderne essaie à plusieurs fois de concevoir aux matériaux de construction une bonne rigidité, une haute résistance mécanique, une ténacité élevée et une grande légèreté. Dans ce même contexte l'ingénieur désire, dans un grand nombre de situation, concevoir des structures présentant un rapport performance /masse, le plus élevé possible. pour atteindre ces performances, il recherche toujours des matériaux ayant des caractéristiques spécifiques élevées .Les matériaux répondant à ce critère tels que le verre, le carbone ,le boresont très fragiles, un petit défaut suffit pour amorcer la rupture totale de la structure .Pour pouvoir réaliser des structures suffisamment tolérantes aux dommages, il est nécessaire d'utiliser des matériaux renforcés par des fibres qui sont liées entre elles par une résine . Aucun matériau classique ne permet de combiner ces caractéristiques d'où la nécessité de l'utilisation des matériaux composites, les matériaux sandwichs et les matériaux Intelligents.

Les matériaux composites à matrice céramique (CMC) sont principalement utilisés dans l'industrie aéronautique et spatiale pour des applications structurales à haute température. Leur emploi est envisagé dans certaines pièces de moteurs d'avions civils comme alternative aux solutions métalliques

Chapitre II :

Flexion des Poutres

II. Théorie sur le comportement d'une poutre sandwich en flexion :

INTRODUCTION :

L'importance de développer une analyse sur le comportement en flexion des poutres est liée d'une part à l'utilisation des poutres comme éléments de base dans la réalisation des structures, et d'autre part à la caractérisation des propriétés mécaniques des matériaux stratifiés et des matériaux sandwichs à partir d'essais de flexion réalisés sur des éprouvettes en forme de poutres. Contrairement au cas de la flexion cylindrique étudiée dans le précédent chapitre, la théorie des poutres considère que la longueur L de la poutre est très supérieure à sa largeur b (figure II.1). La différence entre flexion cylindrique et flexion de poutre est analogue à la différence entre déformations planes et contraintes planes de la théorie de l'élasticité. Dans ce chapitre, nous étudions la flexion des poutres, constituées de stratifiés ou sandwichs symétriques pour lesquels il y a absence de couplage flexion-membrane. L'axe x sera choisi suivant la longueur de la poutre et l'épaisseur de la poutre sera notée h . [11]

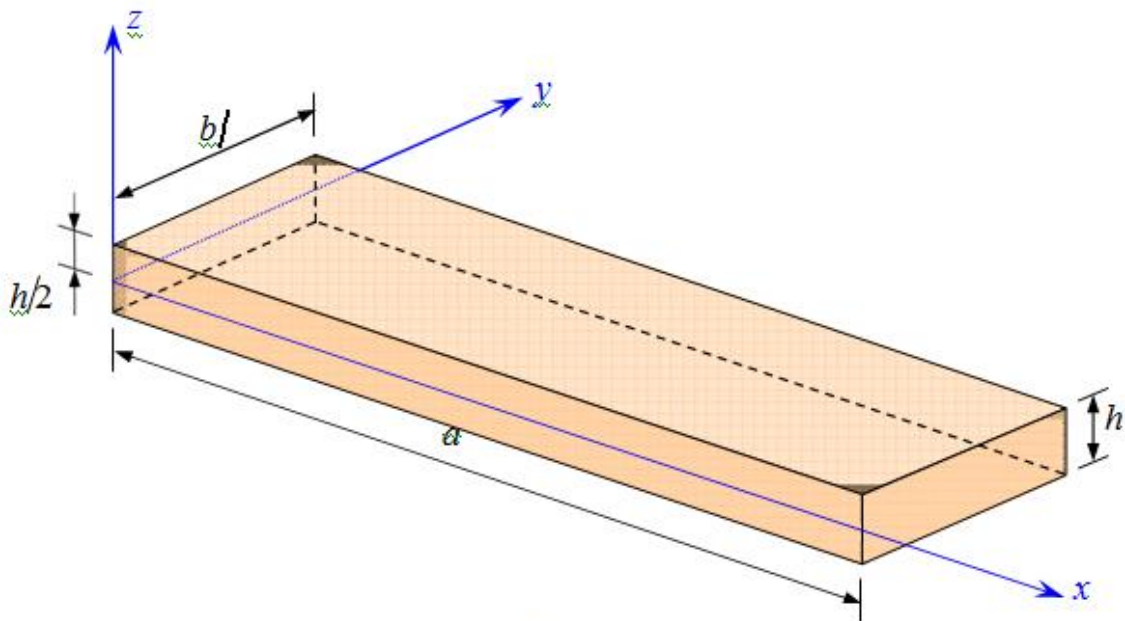


Figure II.1 : Élément de poutre.

II.1. Théorie Classique des Stratifiés :

Expressions générales :

Dans le cas d'une flexion pure d'un stratifié symétrique, l'équation constitutive se réduit à :

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix}, \quad (2.1)$$

où k_x , k_y et k_{xy} sont définis dans les relations :

$$k_x = -\frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x^2}(x, y), \quad k_y = -\frac{\partial^2 \omega_0}{\partial y^2}(x, y), \quad k_{xy} = -2\frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x \partial y}(x, y) \quad (2.2)$$

L'équation (1) peut être écrite sous la forme inverse suivant :

$$\begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11}^* & D_{12}^* & D_{16}^* \\ D_{12}^* & D_{22}^* & D_{26}^* \\ D_{16}^* & D_{26}^* & D_{66}^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix}, \quad (2.3)$$

où D_{ij}^* sont les éléments de la matrice inverse de $[D_{ij}]$:

$$\begin{aligned} D_{11}^* &= \frac{1}{\Delta} (D_{22}D_{66} - D_{26}^2), & D_{12}^* &= \frac{1}{\Delta} (D_{16}D_{26} - D_{12}D_{26}) \\ D_{16}^* &= \frac{1}{\Delta} (D_{12}D_{26} - D_{16}D_{22}), & D_{22}^* &= \frac{1}{\Delta} (D_{11}D_{66} - D_{16}^2) \\ D_{26}^* &= \frac{1}{\Delta} (D_{12}D_{16} - D_{26}D_{11}), & D_{66}^* &= \frac{1}{\Delta} (D_{11}D_{22} - D_{12}^2), \end{aligned} \quad (2.4)$$

et Δ est le déterminant de la matrice $[D_{ij}]$:

$$\Delta = D_{11}D_{22}D_{66} + 2D_{12}D_{16}D_{26} - D_{11}D_{26}^2 - D_{22}D_{16}^2 - D_{66}D_{12}^2$$

La théorie des poutres fait l'hypothèse que, dans le cas d'une flexion suivant l'axe

x , les moments de flexion et de torsion M_y et M_{xy} sont nuls :

$$M_y = 0, \quad M_{xy} = 0, \quad (2.5)$$

Les relations (2) et (3) conduisent donc à :

$$k_x = \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x^2} = D_{11}^* M_x, \quad (2.6)$$

Enfin, la théorie des poutres fait l'hypothèse supplémentaire que la flèche n'est fonction que de x :

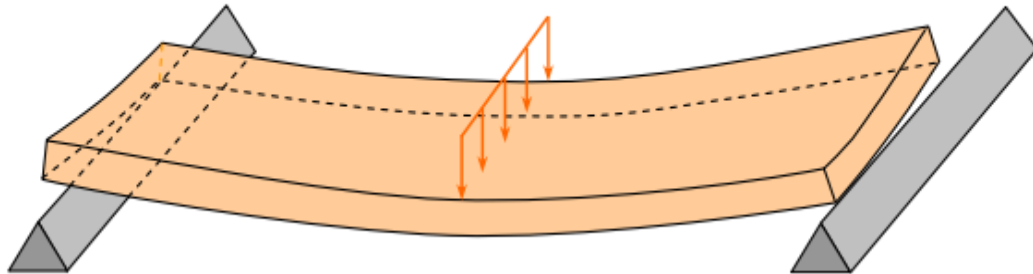


Figure II.2 : Effet du couplage flexion-torsion dans le cas de la flexion d'une poutre constituée d'un matériau stratifié.

$$\omega_0 = \omega_0(x) \quad (2.7)$$

La plus grande attention doit toutefois être apportée à cette dernière hypothèse. En effet, les équations (2) et (3) montrent que les courbures k_y et k_{xy} sont fonctions du moment de flexion M_x , soit :

$$\begin{aligned} k_y &= -\frac{\partial^2 \omega_0}{\partial y^2} = D_{12}^* M_x \\ k_{xy} &= -2 \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x \partial y} = D_{16}^* M_x \end{aligned} \quad (2.8)$$

Ces relations montrent que la flèche w_0 dépend a priori de la variable y . Cet effet est particulièrement important dans le cas d'éprouvettes de flexion de laboratoire, de forme plus proche d'une lame que d'une poutre. Il en résulte que la flexion et la torsion induites par les termes D_{12}^* et D_{16}^* dans les équations (8) tendent à produire un décollement partiel de la poutre sur ses supports (figure .2). Cet effet est toutefois négligeable dans le cas où le rapport longueur sur largeur (L/b) est suffisamment élevé. Dans cette hypothèse (7), l'équation (6) s'écrit :

$$\frac{d^2 \omega_0}{dx^2} = -D_{11}^* M_x, \quad (2.9)$$

Il est usuel d'écrire cette équation sous la forme :

$$\frac{d^2\omega_0}{dx^2} = -\frac{M}{E_x I} , \quad (2.10)$$

en introduisant :

— le module E_x de flexion de la poutre :

$$E_x = \frac{12}{h^3 D_{11}^*} , \quad (2.11)$$

— le moment quadratique I de la section droite de la poutre par rapport au plan (x, y) :

$$I = I_{xy} = \frac{bh^3}{12} , \quad (2.12)$$

le moment M de flexion :

$$M = bM_x , \quad (2.13)$$

Compte tenu des hypothèses faites, l'équation de flexion des plaques se réduit ici à :

$$\frac{d^2 M_x}{dx^2} + q = 0 , \quad (2.14)$$

En tenant compte de (9) et (10), cette équation s'écrit :

$$\frac{d^4 \omega_0}{dx^4} = D_{11}^* q , \quad (2.15)$$

Ou

$$\frac{d^4 \omega_0}{dx^4} = \frac{p}{E_x I} , \quad (2.16)$$

Avec

$$P = bq . \quad (2.17)$$

L'équation différentielle (15) en w_0 a la même forme que l'équation différentielle obtenue dans le cas d'une flexion cylindrique. Les deux équations diffèrent par les coefficients introduits : D_{11}^* dans la flexion de poutre et $1/D_{11}$ (stratifié symétrique) dans le cas de la flexion cylindrique .[11]

D'autre part , la quatrième équation des plaques s'écrit ici :

$$\frac{dM_x}{dx} = Q_x, \quad (2.18)$$

Ou

$$\frac{dM}{dx} = Q, \quad (2.19)$$

En posant :

$$Q = bQ_x, \quad (2.20)$$

Les contraintes dans la couche k du stratifié s'écrivent :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^k \\ \sigma_{yy}^k \\ \sigma_{xy}^k \end{bmatrix} = z \begin{bmatrix} Q_{11}^k & Q_{12}^k & Q_{16}^k \\ Q_{12}^k & k & Q_{26}^k \\ Q_{16}^k & Q_{26}^k & Q_{66}^k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix}, \quad (2.21)$$

en notant, pour simplifier, Q_{ij}^k les coefficients de rigidité Q'_{ij} de la couche k ,

rapportés aux axes des plaques, D'où :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= z(Q_{11}^k D_{11}^* + Q_{12}^k D_{12}^* + Q_{16}^k D_{16}^*) M_x, \\ \sigma_{yy}^k &= z(Q_{12}^k D_{11}^* + Q_{22}^k D_{12}^* + Q_{26}^k D_{16}^*) M_x, \\ \sigma_{xy}^k &= z(Q_{16}^k D_{11}^* + Q_{26}^k D_{12}^* + Q_{66}^k D_{16}^*) M_x, \end{aligned} \quad (2.22)$$

Les expressions de ces contraintes peuvent être réécrites, en introduisant M et I , sous la forme :

$$\sigma_{xx}^k = a_{xx}^k \frac{M}{I} z, \quad (2.23)$$

$$\sigma_{yy}^k = a_{yy}^k \frac{M}{I} z, \quad (2.24)$$

$$\sigma_{xy}^k = a_{xy}^k \frac{M}{I} z, \quad (2.25)$$

Avec :

$$\begin{aligned}
 a_{xx}^k &= (Q_{11}^k D_{11}^* + Q_{12}^k D_{12}^* + Q_{16}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12}, \\
 a_{yy}^k &= (Q_{12}^k D_{11}^* + Q_{22}^k D_{12}^* + Q_{26}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12}, \\
 a_{xy}^k &= (Q_{16}^k D_{11}^* + Q_{26}^k D_{12}^* + Q_{66}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12},
 \end{aligned} \tag{2.26}$$

Les expressions précédentes des contraintes ne sont correctes qu'à une distance assez éloignée ($> h$) des bords de la poutre. Les résultats précédents ne sont donc applicables qu'au cas de poutres ayant un rapport b/h assez élevé. D'autre part, dans le cas de poutres en matériau homogène, les relations (26) associées aux expressions (1) et (2) conduisent à $a_{xx} = 1$ et $a_{yy} = a_{xy} = 0$. Les équations (23) à (25) se réduisent aux équations de la théorie classique des poutres.[11]

La contrainte de cisaillement dans les couches se déduit de l'équation d'équilibre (19.109), soit :

$$\frac{d\sigma_{xz}^k}{dz} = -\frac{d\sigma_{xx}^k}{dx} = -a_{xx}^k \frac{1}{I} \frac{dM}{dx} z.$$

D'où :

$$\sigma_{xz}^k = -\frac{Q}{2I} a_{xx}^k (z^2 + c_k). \tag{2.27}$$

Les constantes c_k dans chaque couche sont déterminées en annulant σ_{xz} sur les faces supérieure et inférieure, et en assurant la continuité de σ_{xz} entre chaque couche.

Dans le cas d'une poutre constituée d'un matériau homogène, nous avons $a_{xx} = 1$ et la contrainte de cisaillement transverse s'annule sur les faces inférieure et supérieure :

$\sigma_{xx} = 0$ pour $z = \pm h/2$. Il en résulte :

$$\sigma_{xz} = \frac{Qh^2}{8I} \left[1 - 4 \left(\frac{z}{h} \right)^2 \right] = \frac{3Q}{2bh} \left[1 - 4 \left(\frac{z}{h} \right)^2 \right]. \tag{2.28}$$

La contrainte de cisaillement est maximum pour $z = 0$, soit :

$$\sigma_{xz}(z = 0) = \tau_0 = \frac{3Q}{2bh}, \tag{2.29}$$

La relation (27) peut alors être réécrite sous la forme :

$$\sigma_{xz}^k = -a_{xx}^k \tau_0 \left[4 \left(\frac{z}{h} \right)^2 + d_k \right]. \quad (2.30)$$

où d_k sont de nouvelles constantes à déterminer en assurant la continuité de σ_{xz} dans l'épaisseur de la poutre. Pour une poutre constituée d'un matériau homogène, la relation (30) se réduit à (28), soit :

$$\sigma_{xz}^k = \tau_0 \left[1 - 4 \left(\frac{z}{h} \right)^2 \right]. \quad (2.31)$$

II.2. Flexion 3-points :

Nous considérons (figure II.3) une poutre en flexion 3-points. La symétrie du problème conduit à ne considérer qu'une moitié de poutre. Le moment de flexion s'exprime par la relation :

$$M = -\frac{Px}{2}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{2}, \quad (2.32)$$

où P est la charge totale exercée au milieu de la poutre. En reportant cette expression dans (10), il vient :

$$\frac{d^2 \omega_0}{dx^2} = \frac{Px}{2E_x I}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{2}. \quad (2.33)$$

Dans le cas d'appuis simples, les conditions aux frontières sont pour $x = 0$:

$$M=0, \quad \omega_0 = 0. \quad (2.34)$$

D'autre part, la symétrie impose que, pour $x = L/2$:

$$\frac{d\omega_0}{dx} = 0. \quad (2.35)$$

L'intégration de (33) associée aux conditions (34) et (35) conduit à :

$$\omega_0 = -\frac{Pl^2}{48E_x I} x \left[3 - \left(\frac{2x}{L} \right)^2 \right]. \quad (2.36)$$

La flèche w_c au centre de la poutre ($x = L/2$) s'écrit :

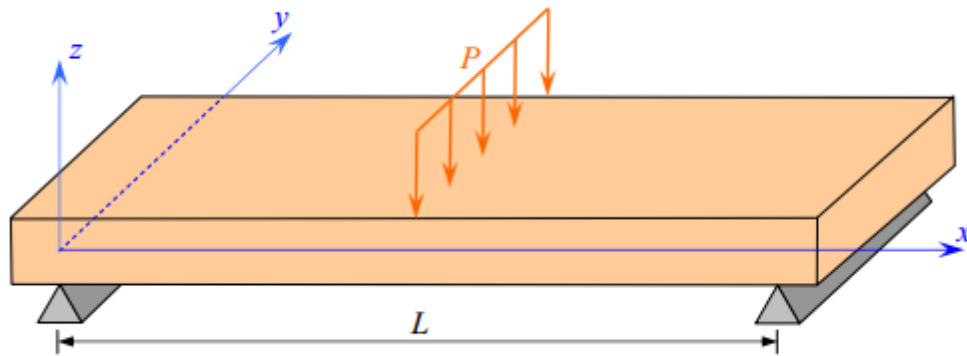


Figure II.3 : Sollicitation d'une poutre en flexion 3-points.

$$\omega_c = \frac{PL^3}{48I\omega_c} = \frac{PL^3}{48b} D_{11}^* . \quad (2.37)$$

Cette relation peut être utilisée pour déterminer soit le module de flexion de la poutre , soit le coefficient D_{11}^* connaissant la flèche ω_0 au centre pour une charge imposée P :

$$E_x = \frac{PL^3}{48I\omega_c} = \frac{PL^3}{4bh^3\omega_c} , \quad (2.38)$$

$$D_{11}^* = \frac{48b\omega_c}{PL^3} . \quad (2.39)$$

Les contraintes dans la couche k s'écrivent d'après (23) à (25) :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -6a_{xx}^k \frac{p}{bh^3} xz, \\ \sigma_{yy}^k &= -6a_{yy}^k \frac{p}{bh^3} xz, \\ \sigma_{xy}^k &= -6a_{xy}^k \frac{p}{bh^3} xz. \end{aligned} \quad (2.40)$$

Ces contraintes sont maximales pour $x = L/2$, soit :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -3a_{xx}^k \frac{pL}{bh^3} z . \\ \sigma_{yy}^k &= -3a_{yy}^k \frac{p}{bh^3} z . \\ \sigma_{xy}^k &= -3a_{xy}^k \frac{p}{bh^3} z . \end{aligned} \quad (2.41)$$

Dans le cas d'une poutre en matériau homogène isotrope : $a_{xx} = 1$, et la contrainte normale s'écrit :

$$\sigma_{xx} = -\frac{3PL}{bh^3}z. \quad (2.42)$$

La contrainte de traction maximale est atteinte sur la face inférieure ($z = -h/2$), et s'exprime suivant :

$$\sigma_{xx\max} = \sigma_0 = -\frac{3PL}{bh^3}z \quad (2.43)$$

Les contraintes dans la couche k d'un stratifié peuvent donc s'écrire sous la forme :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -2a_{xx}^k \sigma_0 \frac{z}{h}, \\ \sigma_{yy}^k &= -2a_{yy}^k \sigma_0 \frac{z}{h}, \\ \sigma_{xy}^k &= -2a_{xy}^k \sigma_0 \frac{z}{h}. \end{aligned} \quad (2.44)$$

II.3. Flexion 4-points :

Nous considérons maintenant (figure II.4) une poutre en flexion 4-points, chargée avec deux charges $P/2$ exercées aux quarts de la longueur entre appuis. Ce type de sollicitation est assez couramment utilisé dans des essais pour caractériser le comportement des matériaux. La symétrie du problème conduit à ne considérer également ici qu'une moitié de poutre. Pour la moitié gauche de la poutre, le moment de flexion est donné par :

$$M = -\frac{Px}{2}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4}, \quad (2.45)$$

$$M = -\frac{PL}{8}, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2}, \quad (2.46)$$

En reportant ces expressions dans (10), il vient :

$$\frac{d^2\omega_0}{dx^2} = \frac{d^2\omega_1}{dx^2} = \frac{P}{2E_x I}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4}, \quad (2.47)$$

$$\frac{d^2\omega_0}{dx^2} = \frac{d^2\omega_2}{dx^2} = \frac{P}{8E_x I}, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2}, \quad (2.48)$$

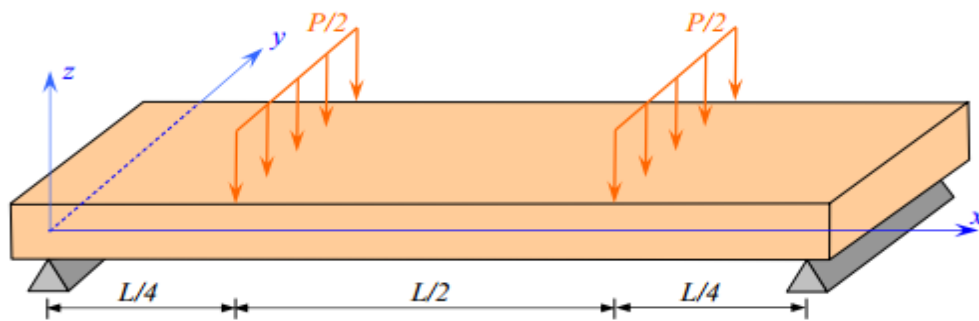


Figure II.4 : Sollicitation d'une poutre en flexion 4-points.

en introduisant :

$$\omega_1 = \omega_0, \quad \text{pour } 0 \leq x \leq \frac{L}{4},$$

$$\omega_2 = \omega_0, \quad \text{pour } \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2},$$

L'équation (47) obtenue dans le cas où $0 \leq x \leq L/4$ est identique à l'équation (33) obtenue dans le cas de la flexion 3-points.[11]

Dans le cas d'appuis simples, les conditions aux frontières pour $x = 0$ sont :

$$M = 0, \quad \omega_1 = 0. \quad (2.49)$$

La condition sur le moment est satisfaite par la relation (45). La symétrie impose que la pente de la déformée s'annule au centre de la poutre, soit pour $x = L/2$:

$$\frac{d\omega_2}{dx} = 0. \quad (2.50)$$

Enfin, la continuité de la flèche et de la pente de la déformée doit être assurée pour $x = L/4$, soit :

$$\omega_1 = \omega_2, \quad \frac{d\omega_1}{dx} = \frac{d\omega_2}{dx}. \quad (2.51)$$

L'intégration des équations (47) et (48) conduit, compte tenu des conditions (49) à (51), à :

$$\omega_1 = \frac{PL^2}{192E_x I} x \left[9 - 16 \left(\frac{x}{L} \right)^2 \right], \quad (2.52)$$

$$\omega_c = \frac{PL^3}{768E_x I} x \left[1 - 48 \frac{x}{L} + 48 \left(\frac{x}{L} \right)^2 \right]. \quad (2.53)$$

Ces expressions permettent de déterminer la flèche w_q au point $x = L/4$ et la flèche w_c au centre ($x = L/2$) :

$$\omega_q = \frac{PL^3}{96E_x I} = \frac{PL^3}{96b} D_{11}^*, \quad (2.54)$$

$$\omega_c = \frac{11PL^3}{768E_x I} = \frac{11PL^3}{768b} D_{11}^*. \quad (2.55)$$

Ces relations peuvent être utilisées pour déterminer soit le module de flexion de la poutre, soit le coefficient D_{11}^* à partir de la mesure des flèches ω_q ou ω_c :

$$E_x = \frac{PL^3}{96I\omega_q} = \frac{PL^3}{8bh^3\omega_q}, \quad (2.56)$$

$$E_x = \frac{11PL^3}{768I\omega_c} = \frac{11PL^3}{64bh^3\omega_c}, \quad (2.57)$$

Et

$$D_{11}^* = \frac{96b\omega_q}{PL^3} = \frac{768b\omega_c}{PL^3}. \quad (2.58)$$

Les contraintes dans la couche k s'écrivent d'après (23) à (25) :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -6a_{xx}^k \frac{P}{bh^3} xz, \\ \sigma_{yy}^k &= -6a_{yy}^k \frac{P}{bh^3} xz, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4}, \\ \sigma_{xy}^k &= -6a_{xy}^k \frac{P}{bh^3} xz, \end{aligned} \quad (2.59)$$

Et

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -\frac{3}{2} a_{xx}^k \frac{PL}{bh^3} z, \\ \sigma_{yy}^k &= -\frac{3}{2} a_{yy}^k \frac{PL}{bh^3} z, \\ \sigma_{xy}^k &= -\frac{3}{2} a_{xy}^k \frac{PL}{bh^3} z, \end{aligned} \quad (2.60)$$

La comparaison avec les relations (41) montre que pour $0 \leq x \leq L/4$ les contraintes sont exprimées par des relations identiques à celles trouvées dans le cas de la flexion 3-points. D'autre part, la comparaison entre les relations (59) et (60) montre que les contraintes

maximales se produisent pour x compris entre $L/4$ et $L/2$, les contraintes étant indépendantes de x dans cet intervalle. Comme dans le cas de la flexion 3-points, les contraintes maximales ne sont pas nécessairement atteintes sur les faces externes. Dans le cas d'une poutre homogène ($a_{xx} = 1$), la contrainte normale s'écrit :

$$\sigma_{xx} = \frac{3PL}{4bh^2}z, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2}. \quad (2.61)$$

La contrainte de traction maximale est atteinte sur la face inférieure ($z = -h/2$) et s'exprime par :

$$\sigma_{xxm} = \frac{3PL}{4bh^2}. \quad (2.62)$$

Les contraintes dans la couche k d'une poutre en matériau stratifié peuvent donc être réécrites suivant :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -2a_{xx}^k \sigma_{xxm} \frac{z}{h}, \\ \sigma_{yy}^k &= -2a_{yy}^k \sigma_{xxm} \frac{z}{h}, \\ \sigma_{xy}^k &= -2a_{xy}^k \sigma_{xxm} \frac{z}{h}. \end{aligned} \quad (2.63)$$

Ces expressions sont de la même forme que les relations (44) obtenues dans le cas de la flexion 3-points. La variation σ_{xx}/σ_{xxm} de est donc donnée également par la figure (5) dans le cas des stratifiés étudiés précédemment.

La relation (19) associée à (45) et (46) montre que :

$$Q = -\frac{p}{2}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4}, \quad (2.64)$$

$$Q = 0, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2}. \quad (2.65)$$

Il en résulte que la contrainte de cisaillement transverse est nulle. Par contre, pour $0 \leq x \leq L/4$, la contrainte de cisaillement est donnée par la relation (30) avec la même valeur de τ_0 que dans le cas de la flexion 3-points. La variation de la contrainte de cisaillement dans l'épaisseur du stratifié, pour $0 \leq x \leq L/4$ est donc identique à celle obtenue en flexion 3-points pour $0 \leq x \leq L/2$. [11]

Partie II :

Étude analytique et numérique d'une poutre sandwich en flexion

Objectif : Des modélisations et Simulations numériques du comportement poutre sandwich matériaux composites sous chargement mécanique

- Faire une étude analytique d'une poutre sandwich en flexion..
- Conception Numérique d'une poutre par logiciel Abaqus.
- Simulation Numérique d'une poutre par logiciel Abaqus sollicité par flexion.

Chapitre III :

*Étude analytique d'une poutre composite
sandwichs en flexion*

III. Étude analytique en flexion des poutres composites sandwichs :

Introduction

Les sandwichs sont des matériaux composites multicouches à hautes performances mécaniques qui consistent en deux peaux métalliques ou en matériaux composites, séparées par un cœur épais de faible densité. Cette configuration donne au matériau sandwich une rigidité spécifique.

Les composites sandwichs se développent aujourd'hui dans pratiquement tous les domaines. De plus en plus utilisés dans la conception et la fabrication des pièces mécaniques des structures aéronautiques, aérospatiales et maritimes grâce à leurs excellentes propriétés mécaniques.

Plusieurs travaux de recherche ont étudié le cas des poutres composites sandwichs sollicitées en flexion. La théorie classique des stratifiés est largement utilisée par les chercheurs pour analyser les déformations et les déplacements des composites. **Jean-Marie Berthelot**, pour la flexion des poutres, étudie les deux cas d'une poutre en stratifié symétrique sollicitée en flexion 3-points et 4-points. (**Moustapha IDRISSE 2013**) a analysé le comportement mécanique des composites sandwichs en statique et en fatigue. (**Mustapha Assararet al.,2006**), on fait une analyse du comportement en fatigue flexion 3-points de différents sandwichs. Pour mener un contrôle de déplacement (**Jamal Arbaouiet al.,2014**) ont fait un test de flexion en quatre points typique sur un panneau sandwich multicouche en nid d'abeilles en polypropylène modélisé sous la forme d'un seul solide et de plusieurs couches de propriétés mécaniques équivalentes.

Pour notre étude, nous allons effectuer une analyse du comportement mécanique des poutres sandwichs soumises à une charge répartie (p), sollicitées en flexion pure, les forces de cisaillement dans ce cas sont négligeables. Cette étude est basée sur la théorie des poutres étroites. Nous allons d'abord calculer les propriétés mécaniques du composite sandwich par la loi des mélanges et la loi du comportement d'un composite à renfort mât. Ensuite, nous allons comparer les déplacements et les déformations (analytiques et numériques) d'une poutre sandwich sous l'effet de la charge appliquée. L'étude a pour objectif la comparaison des déplacements et les déformations d'une poutre sandwich avec des poutres en supers alliages. Le protocole de recherche se résume en ce qui suit :

III.1. Détermination des modules d'élasticité :

Tableau III.1 Les caractéristiques mécaniques du carbone et de céramique. [16]

Matériaux	E (GPa)	ν	V (%)
Carbone	390	0,35	0.4
céramique	380	0,25	0.6

- Pour les propriétés mécaniques des couches constituant l'âme sont évaluées par des modèles micromécaniques (loi des mélanges).

En utilisant les expressions suivantes :

Module de cisaillement de la fibre:

$$G_f = \frac{E_f}{2(1+\nu_f)} \quad (3.1)$$

Module de cisaillement de la matrice :

$$G_m = \frac{E_m}{2(1+\nu_m)} \quad (3.2)$$

Module d'élasticité longitudinal E_1

$$E_1 = E_f V_f + E_m(1 - V_f) \quad (3.3)$$

Module d'élasticité transversal E_2

$$E_2 = \frac{E_m E_f}{E_f V_m + E_m V_f} \quad (3.4)$$

Coefficient de Poisson ν_1

$$\nu_1 = \nu_f V_f + \nu_m(1 - V_f) \quad (3.5)$$

Coefficient de Poisson ν_2

$$\nu_2 = \frac{\nu_1 E_2}{E_1} \quad (3.6)$$

Module de cisaillement G_1

$$G_1 = \frac{G_m G_f}{V_m G_f + V_f G_m} \quad (3.7)$$

Module de cisaillement G_2

$$G_2 = \frac{E_2}{2(1 + \nu_2)} \quad (3.8)$$

- Pour les propriétés mécaniques du composite à renfort mât
- Dans ce cas les rigidités réduites transformées correspondantes seront examinées par :

$$\tilde{Q}_{ij} = \frac{\int_0^{2\pi} (\bar{Q}_{ij}) \partial\theta}{\int_0^{2\pi} \partial\theta} \quad (3.9)$$

- Et les modules élastiques de la couche de mâts sont :

$$\begin{aligned} E_{\text{mât}} &= \frac{(V_1 - V_3)(V_1 + V_3)}{V_1} \\ \nu_{\text{mât}} &= \frac{V_3}{V_1} \\ G_{\text{mât}} &= \frac{V_1 - V_3}{2} \end{aligned} \quad (3.10)$$

- Avec les expressions de V_i sont :

$$\begin{aligned} V_1 &= \frac{1}{8}(3Q_{11} + 3Q_{22} + 3Q_{12} + 4Q_{66}); \\ V_2 &= \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{22}); \\ V_3 &= \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 4Q_{66}) \end{aligned} \quad (3.11)$$

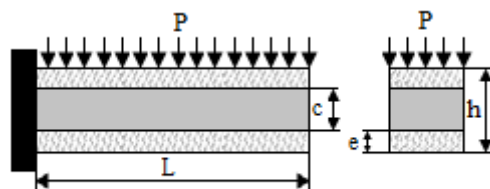


Figure III.1 : Poutre sandwich encastree avec une pression.

Les caractéristiques mécaniques du matériau composite sandwich avec $V_f=0.4$:

- Par la loi des mélanges

Tableau III.2 : Caractéristiques mécaniques du sandwich carbone/céramique.

Modules d'élasticité (GPa)			Coefficients de Poisson			Modules de cisaillement (GPa)		
E_1	E_2	E_3	ν_1	ν_2	ν_3	G_1	G_2	G_3
384	383.94	383.94	0.29	0.29	0.29	148.88	148.82	148.88

- Par la loi du comportement des composites à renfort mât :

III.2. Comportement en flexion des poutres sandwichs :

Le comportement mécanique élastique d'une structure sandwich est généralement analysé par la théorie classique des stratifiés. [17]

La loi de comportement de la structure sandwichs est exprimée par :

$$\begin{bmatrix} N \\ - \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon \\ - \\ k \end{bmatrix}. \quad (3.12)$$

Dans le cas d'une flexion d'une poutre symétrique, l'équation constitutive(12) se réduit à :

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x^0 \\ \kappa_y^0 \\ \kappa_{xy}^0 \end{bmatrix}. \quad (3.13)$$

Où les courbures sont définies comme :

$$\kappa_x^0 = \frac{\partial^2 W_0}{\partial x^2}, \quad \kappa_y^0 = \frac{\partial^2 W_0}{\partial y^2}, \quad \kappa_{xy}^0 = -2 \frac{\partial^2 W_0}{\partial x \partial y}. \quad (3.14)$$

Les courbures peuvent s'obtenir en inversant l'équation (13) :

$$\begin{bmatrix} \kappa_x^0 \\ \kappa_y^0 \\ \kappa_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11}^{\backslash} & D_{12}^{\backslash} & D_{16}^{\backslash} \\ D_{12}^{\backslash} & D_{22}^{\backslash} & D_{26}^{\backslash} \\ D_{16}^{\backslash} & D_{26}^{\backslash} & D_{66}^{\backslash} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Il y a deux cas distincts à considérer : les poutres étroites et les poutres larges. La distinction est basée sur le rapport b/h de la section. [13]

Dans ce travail nous utilisons la Poutre étroite (rapport b/h est faible)

$$(M_x = \frac{M}{b} \neq 0) \text{ Alors : } M_y = M_{xy} = 0$$

Les équations (13) et (14) conduisent à :

$$\begin{aligned} \kappa_x^0 &= \frac{\partial^2 W_0}{\partial x^2} = D_{11}^{\backslash} M_x \\ \kappa_y^0 &= \frac{\partial^2 W_0}{\partial y^2} = D_{12}^{\backslash} M_x \end{aligned} \quad (3.16)$$

$$\begin{aligned} \kappa_{xy}^0 &= -2 \frac{\partial^2 W_0}{\partial x \partial y} = D_{16}^{\backslash} M_y \\ \frac{\partial^2 W_0}{\partial x^2} &= -\kappa_x^0 = -D_{11}^{\backslash} M_x = -D_{11}^{\backslash} \frac{M}{b}. \end{aligned} \quad (3.17)$$

L'expression du module d'élasticité en flexion (E_{fx}) sandwich :

$$E_{fx} = \frac{12}{D_{11}^{\backslash} h^3}. \quad (3.18)$$

Ou :

$$I_{yy} = \frac{bh^3}{12} \quad (3.19)$$

Et la rigidité apparente est :

$$J_a = E_{fx} I = \frac{b}{D_{11}^{\backslash}}. \quad (3.20)$$

Dans le cas de la flexion d'une poutre encastree avec chargement repartie la fleche maximale ou $x = L$ est egale à :

$$w = \frac{PL^3}{8 E_{fx} I} = \frac{PL^3}{8 J_a} \quad (3.21)$$

Les deformations dans les axes principaux de la couche k

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{bmatrix}_k = Z_k \begin{bmatrix} \kappa_x^0 \\ \kappa_y^0 \\ \kappa_{xy}^0 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Les contraintes dans les axes principaux de la couche k :

$$\begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \sigma_{LT} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{bmatrix}_k \quad (3.23)$$

III.3. Application numerique :

On se propose d'etudier la flexion d'une poutre sandwich (Fig.1), soumise à une pression $p=6$ MPa, de longueur $L = 100$ mm, de section rectangulaire avec les caracteristiques geometriques $b = 12$ mm,

l'ame en composite ceramique, avec epaisseur de $c = 3.6$ mm. Les peaux en materiaux composite carbone/ceramique à renfort (mat) ayant un comportement isotrope $e = 1.2$ mm.

III.3.1 Par la methode analytique :

$$D = 1.0e + 006 * \begin{bmatrix} 7.7608 & 2.1877 & 0.000017 \\ 2.1877 & 7.7609 & 0.000017 \\ 0.000017 & 0.000017 & 2.7867 \end{bmatrix}$$

$$\dot{D} = 1.0e - 006 * \begin{bmatrix} 0.1400 & -0.0395 & -0.0000 \\ -0.0395 & 0.1444 & -0.0000 \\ -0.0000 & -0.0000 & 0.3589 \end{bmatrix}$$

$$D'_{11} = 1.39974 \text{ e} - 007$$

$$J_a = E_{fx} I = \frac{b}{D'_{11}} = 85729765.937 \text{ MPa mm}^4$$

III.3.2 Modélisation par la méthode des éléments finis :

Le logiciel de calcul des structures par la méthode des éléments finis Abaqus a été utilisé pour déterminer le champ des déplacements et les déformations dans la poutre sandwich en flexion. Le maillage est effectué automatiquement à l'aide des éléments tétraédriques, la structure est discrétisée en 4416 éléments et 4625 nœuds. Les conditions aux limites et de chargement sont similaires à un test de flexion. L'analyse permet de déterminer les champs des déplacements dans la poutre sandwich et pour les mêmes poutres en super alliages. [14]

Tableau III.3 : Déplacements et déformations d'une poutre sandwich avec variation de la charge répartie(**P**) par la méthode numérique et analytique

Charges (MPa)	Déplacements (mm)		Déformations	
	Analytique	Abaques	Analytique	Abaques
0.1	0.1750	0.1744	0.00021	0.0002887
0.2	0.3499	0.3487	0.000419	0.0005775
0.3	0.5249	0.5231	0.000629	0.0008663
0.4	0.6999	0.6975	0.00083	0.001155
0.5	0.8748	0.87198	0.0010	0.0013972
0.6	1.0498	1.0464	0.0013	0.0017327

Les résultats présentés dans le tableau 3 seront traduits sous forme de graphe dans la figure III.2 et figure III.3.

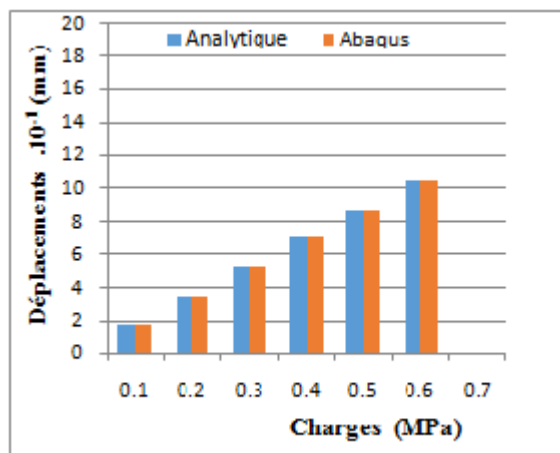


Figure III.2 : Résultats analytiques et numériques des déplacements.

Le graphe de la figure III.2, présente la comparaison entre les résultats analytiques et numériques avec variation de la charge. On remarque que les résultats numériques et analytiques sont quasi-identiques.

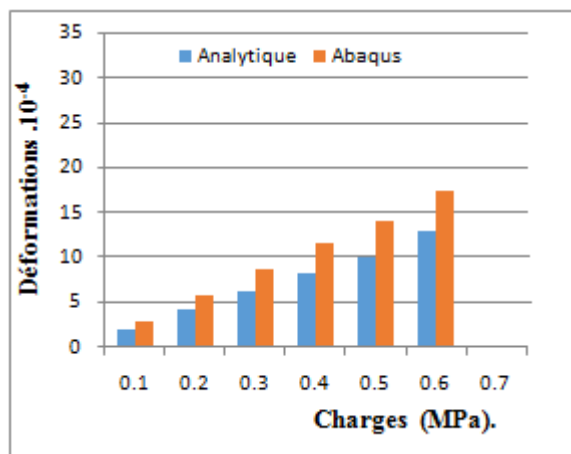


Figure III. 3 : Résultats analytiques et numériques des déformations

Le graphe de la figure III.3, présente la comparaison entre les résultats analytiques et numériques avec variation de la charge. On remarque que les résultats numériques et analytiques sont très proches[15].

III.3. Interprétation des résultats :

Le graphe de la figure.2, représente l'évolution des déplacements en fonction de la longueur de la poutre sous chargement mécanique. On remarque que le déplacement de la poutre composite sandwich augment avec la variation de charge appliquer.

Le graphe de la figure.3, représente l'évolution des déformations en fonction de la longueur de la poutre sous chargement mécanique. On remarque que la déformation de la poutre composite sandwich augment avec la variation de charge appliquer.

Chapitre IV :

Modélisation numérique

Introduction

ABAQUS a été utilisé pour analyser le problème du comportement thermo-mécanique dans la poutre sandwich. Dans cette étude, nous avons utilisé l'élément fini pour construire le maillage de la poutre. Les conditions limites et les charges appliquées sont semblables à un essai de flexion. L'analyse permet de déterminer le champ des déplacements dans la poutre sandwich et dans les autres matériaux isotropes conventionnels.

IV.1. Matériau à études

Dans notre étude nous proposons de réaliser une poutre en matériaux composite, la matrice choisie c'est la céramique (Alumine Al_2O_3). Cette matrice est renforcée par des fibres de carbone. Ce matériau est caractérisé par bonne tenue mécanique aux températures élevées, bonne conductivité thermique, grande dureté, bonne résistance à l'usure, inertie chimique.

• Matrice Céramique

D'aluminium de formule Al_2O_3 est le plus abondant oxyde métallique de la croûte terrestre après la silice. Elle existe sous forme hydratée dans un minerai naturel, la bauxite.

Alumine, ou oxyde d'aluminium, est une poudre blanche de masse moléculaire 102 très stable. C'est un oxyde réfractaire, car sa température de fusion est très élevée (2054 °C). L'alumine se forme naturellement à l'air à la surface de l'aluminium, mais contrairement à la rouille pour les alliages ferreux, l'alumine forme une couche étanche qui protège l'aluminium de l'oxydation et lui garde son aspect métallique brillant [18].

Les propriétés mécaniques		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	3950
Module d'élasticité : E	(MPa)	380
Coefficient de poisson : ν		0.25

Tableau : IV.1 : Propriétés mécaniques de lame en céramique. [19]

• 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 poly-acrylonitrile 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
- Une bonne conduction électrique

La variation des paramètres de fabrication (température, temps etc.) permet d'obtenir des fibres aux caractéristiques différentes : haut module d'élasticité ou module d'élasticité intermédiaire, haute résistance à la traction etc[20].

Les propriétés mécaniques		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	1800
Module d'élasticité :E	(MPa)	390000
Coefficient de poisson : ν		0.35

Tableau : IV.2 : Propriétés mécaniques des peaux

IV.2. Présentation du logiciel ABAQUS :

ABAQUS est un progiciel de calcul des éléments finis développé par ABAQUS. Inc (Dassault Systèmes). Il est très largement utilisé dans les industries automobiles et aéronautiques. En raison du large spectre de ses capacités d'analyse et de sa bonne ergonomie, il est également très populaire dans les milieux universitaires, pour la recherche et l'éducation.

Il se compose de trois produits : ABAQUS/Standard, ABAQUS/Explicit et ABAQUS/CAE.

- ABAQUS/Standard : est un solveur généraliste qui recourt à un schéma traditionnel d'intégration implicite.
- ABAQUS/Explicit : Le solveur emploie un schéma d'intégration explicite pour résoudre des problèmes dynamiques ou quasi statiques non linéaires.

- ABAQUS/CAE : constitue une interface intégrée de visualisation et de modélisation pour lesdits solveurs.

Chacun de ces produits est complété par des modules additionnels et/ou optionnels, spécifiques à certaines applications.

Les produits ABAQUS, ABAQUS/CAE notamment, sont écrits intégralement avec les langages C++, Fortran pour les parties calcul et Python pour les scripts et les paramétrisations. La gestion de l'interface graphique est assurée par FOX Toolkit.

ABAQUS fut d'abord conçu pour analyser les comportements non-linéaires. Il possède en conséquence une vaste gamme de modèles de matériau. Ses modélisations d'élastomères, en particulier, méritent d'être reconnues.

En 2005, ABAQUS. Inc a été acquis par Dassault Systèmes et est devenue SIMULIA.

Il est important de savoir que le module CAE est relativement récent (quelques années) et qu'il est plutôt destiné à la mise en données de problèmes relativement classiques. (Figure IV.1)

Ce module n'intègre donc pas toutes les commandes utilisables dans ABAQUS et fait souvent le choix de paramètres par défaut.

La réalisation complète d'un jeu de données s'effectue après un passage successif dans les modules :

- Part
- Property
- Assembly
- Step
- Interaction
- Load
- Mesh
- Job

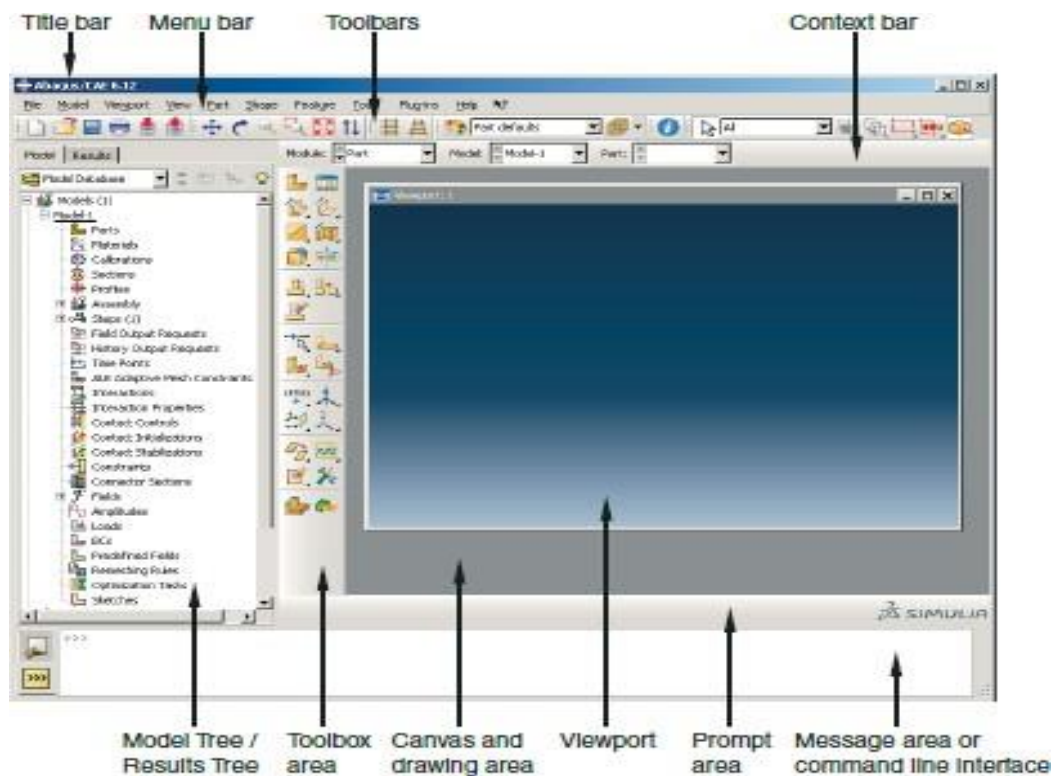


Figure IV.1 : Composants de la fenêtre principale du logiciel ABAQUS/CAE

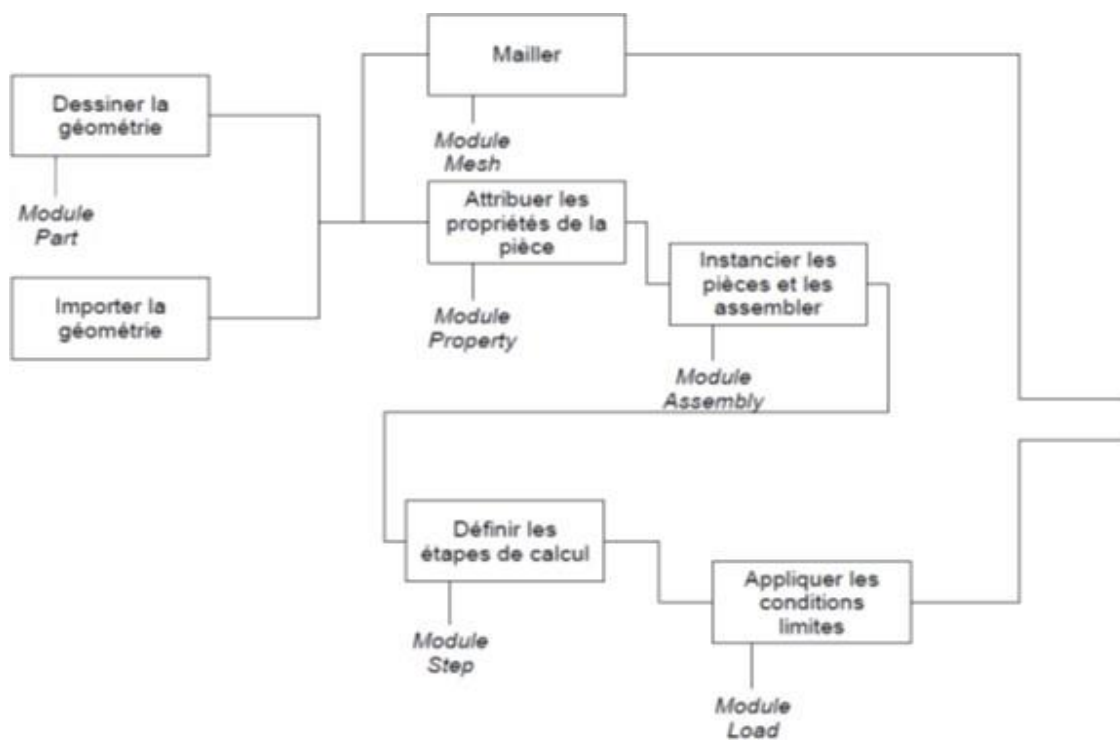


Figure IV. 2 : Démarche de simulation avec le module CAE

IV.2.1 Module Part :

Dans ce module on définit la géométrie des entités du modèle. Elles comprennent à la fois les parties déformables et les parties rigides. Pour créer les entités, il faut utiliser l'icône de création en haut à gauche (Figure IV.3).



Figure IV.3 : Create Part

Il ne reste plus qu'à sélectionner convenablement :

- L'espace de modélisation : *3D* par exemple,
- Le type d'entité à générer : *deformable* ou *analytical rigid*,
- La forme de l'entité.

On y définit les propriétés du ou des matériaux (des parties déformables du modèle) et la masse des corps rigides si nécessaire. Pour créer un matériau, il suffit de cliquer sur l'icône en haut à gauche (Figure IV.4).



Figure IV.4: Create Material

Il vaut mieux ensuite donner un nom spécifique à chaque matériau ce qui permet éventuellement la création d'une base de données. Ensuite, il reste à définir :

- Les propriétés élastiques via *Mechanical, Elasticity, Elastic* (module d'Young et le coefficient de Poisson pour un matériau isotrope).
- Les propriétés plastiques via *Mechanical, Plasticity, Plastic*. (sous l'hypothèse d'un écrouissage isotrope, la courbe d'écrouissage est entrée sous la forme : limite d'élasticité/déformation plastique. Dans cette courbe, la contrainte est de type Cauchy (F divisée par la surface actuelle) et la déformation est logarithmique ($\ln(L/L_0)$)).

Il faut ensuite affecter les propriétés matériau à une entité du maillage : pour cela il est nécessaire de créer tout d'abord une section avec l'icône en forme de poutre en I (Figure IV.5). Ensuite, on associe la section précédemment définie à une entité créée dans le module Part, en activant l'icône située en dessous de la précédente, où sont représentés un I et un L (Figure IV.5).



Figure IV.5: Create Section



Figure IV.6 : Assign Section

IV.2.2 Module Assembly :

Dans ce module, il s'agit de créer une (voire plusieurs) instance(s) à partir des entités que vous avez définies dans le module Part. Ces instances seront celles manipulées par la suite dans le modèle. Dans le cas général, à partir de l'icône en haut à gauche (Figure IV.7), pour créer une instance on sélectionne tous les éléments créés dans Part.



Figure IV.7 : Instance Part

IV.2.3 Module Step :

C'est ici qu'on choisira (Figure 4.8), dans le cas d'études de crash ou d'impact, le module « Dynamic explicit ». Vous remarquerez au passage les nombreuses autres possibilités qui sont offertes par ce code de calcul.



Figure IV.8: Create Step

C'est également dans le module Step qu'on précise les sorties désirées. Il y a 2 types de sorties : des sorties de type *champ* qui fournissent des valeurs à un instant donné et des sorties de type *historique* qui vont donner l'évolution d'une grandeur au cours du temps. La nature de ces sorties est définie par défaut mais on peut créer d'autres, grâce aux 2 icônes en forme de L à gauche de la fenêtre (Figure IV.9 et Figure IV.10).



Figure IV.9 : Create Field Output

Figure IV.10 : Create History Output

IV.2.4 Module Interaction :

C'est dans ce module qu'on définit les interactions entre différentes entités du modèle, ce qui peut prendre la forme d'un contact ou d'équations de liaison entre degrés de liberté.

Dans le cas d'impact, on définit des contacts généralement entre un corps rigide et la pièce déformable. Le contact s'effectue entre deux surfaces qui appartiennent en général à 2 corps différents ; dans le cas contraire, on parle d'auto-contact (self contact).

La première opération consiste donc à définir les surfaces concernées, ceci au moyen de l'icône Create Interaction (Figure 4.9) en précisant à partir de quel pas la prise en compte du contact est active. Il faut alors définir des surfaces maître et esclave.

En pratique, la surface esclave est celle qui appartient au corps le plus souple des deux corps en contact. Une fois les surfaces définies, une nouvelle fenêtre s'ouvre, dans laquelle certains choix par défaut sont proposés pour définir les propriétés mécaniques du contact, dans la rubrique Interaction Property ce qui s'effectue en cliquant sur . On donne alors un

nom aux propriétés de contact, puis on va dans *Mechanical* et dans *Tangential Behavior* où on doit préciser le type de contact : sans frottement ou avec frottement auquel cas il est recommandé d'utiliser une méthode de pénalité (moins rigoureuse que la méthode de Lagrange, mais cette dernière est plus difficile à faire converger). Dans la direction normale à la surface de contact, par défaut, le contact est traité sans autoriser de pénétration (Hard Contact). En fait, on peut aussi créer les propriétés de contact grâce à l'icône Create Interaction Property (Figure 4.10).



Figure IV.11 : Create Interaction



Figure IV.12 : Create Interaction Property

IV.2.5 Module Load:

Ce module consiste à définir le chargement (Figure 4.11), les conditions aux limites (Figure 4.12), les vitesses initiales (Figure 4.13)



Figure IV.13 : Create Load



Figure IV.14: Create Boundary



Figure IV.15: Create Field

Condition

IV.2.6 Module Mesh :

L'utilisation de ce module est classique. On peut définir le nombre de points pour faire la discrétisation de la pièce, puis choisir le type de maillage.

IV.2.7 Module Job :

Après avoir lancé le calcul, on peut suivre l'évolution du procès en cliquant sur *Monitor* : on peut ainsi avoir en temps réel l'évolution des incréments de chargement et apprécier la convergence des calculs.

IV.2.8 Système d'unité :

ABAQUS ne gère pas les unités : c'est à l'utilisateur d'utiliser un système d'unités cohérent. Une fois que les unités de mesure utilisées dans les données sont définies, tous les résultats seront exprimés dans ces mêmes unités, le tableau (IV.3) 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.3 : Des unités de logiciel Abaqus [22]

IV.3. Géométrie de poutre :

Longueur L	Largeur b	Hauteur d	Épaisseur de peaux	Épaisseur de l âme
100	12	6	1.2	3.6

Tableau : IV.4 : Dimensionnement de la poutre sandwich

IV.4. Modélisation

IV.4.1 Part :

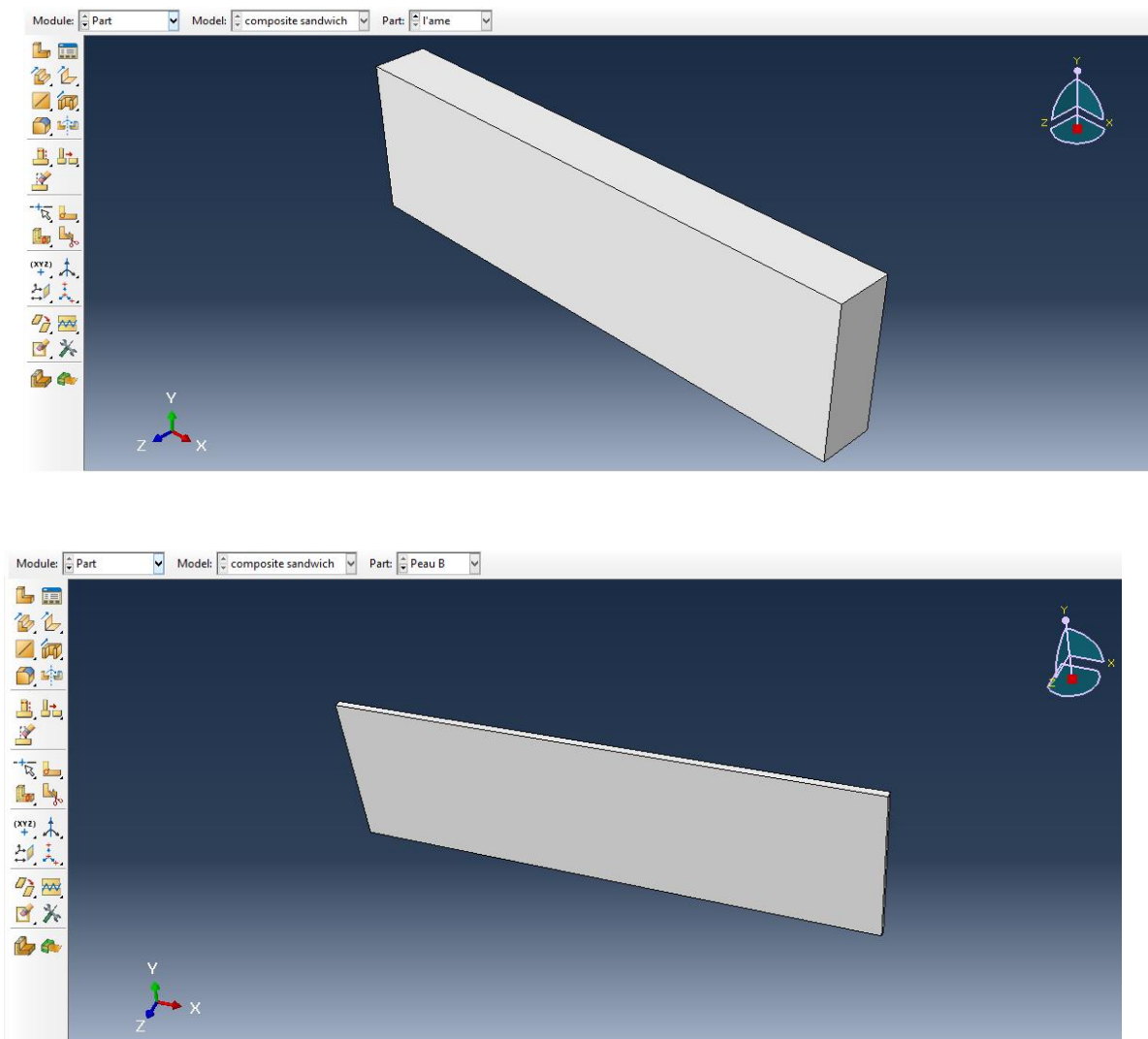


Figure IV.16 : les parts de poutre sandwich étudié

IV.4.2 Assemblage :

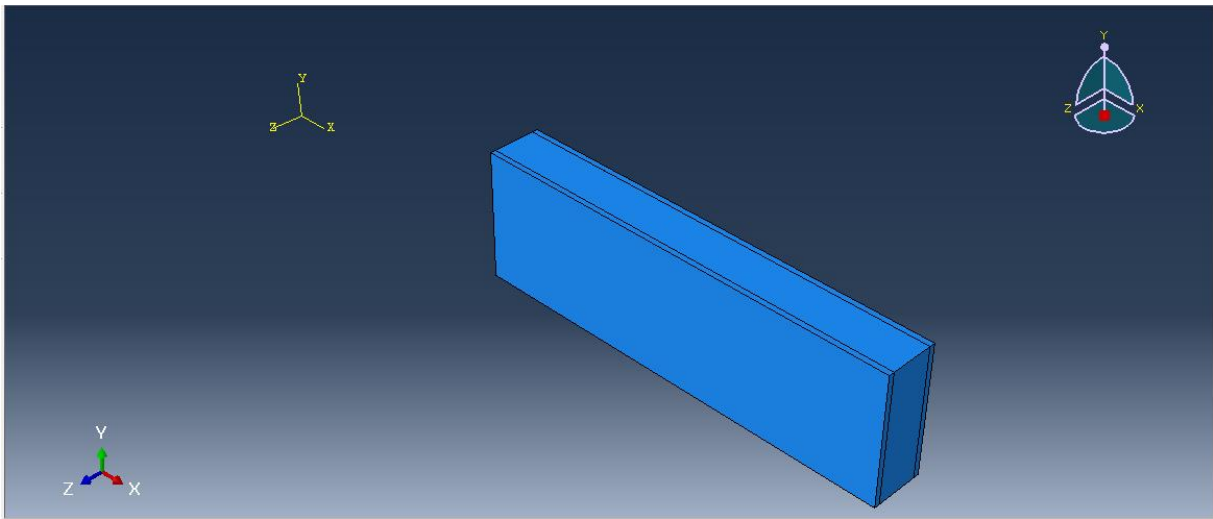


Figure IV.17: assemblage de poutre sandwich

IV.4.3 Les Chargements et condition au limite :

La poutre est sollicitée en flexion par des chargements de pression. La poutre est encastree coté de base et libre l'autre coté

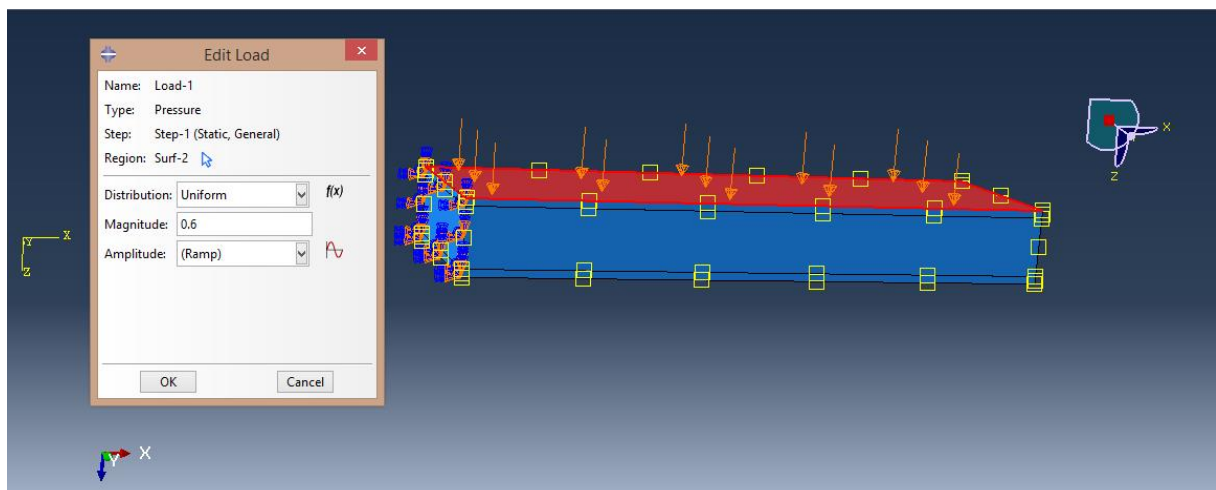


Figure IV.18 : Les chargements mécaniques et conditions aux limites de poutre

IV.4.4 Maillage :

L'objet du maillage est discrétisé 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

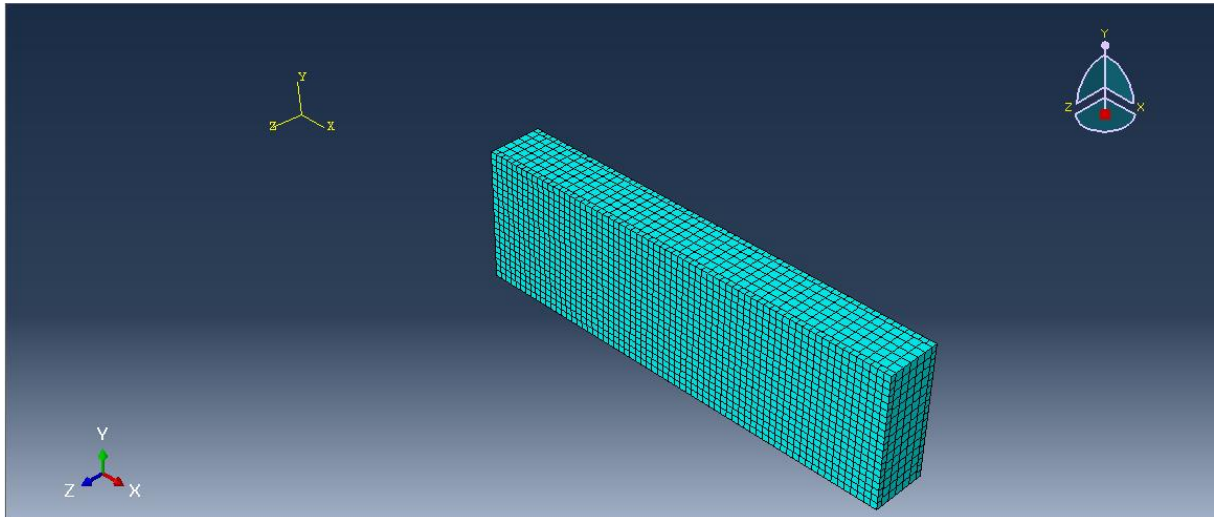


Figure IV.19: Maillage de la poutre .

IV.5. Résultats :

IV.5.1 Les Iso-Valeur des Contraintes (σ) :

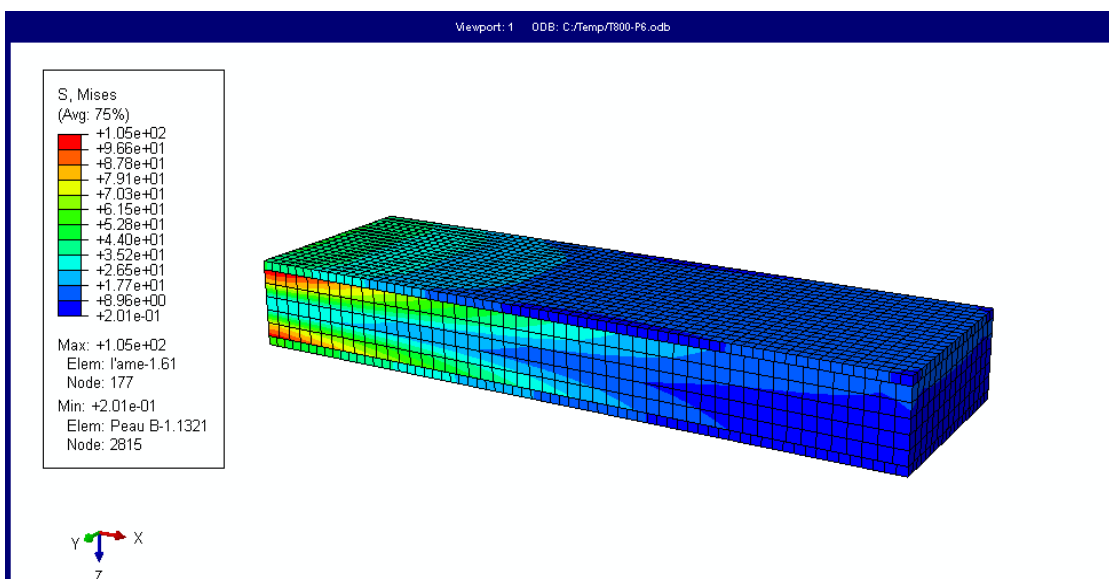


Figure IV.20 : Les contraintes maximale von-mises de poutre

L'évolution des contraintes en fonction des Axes :

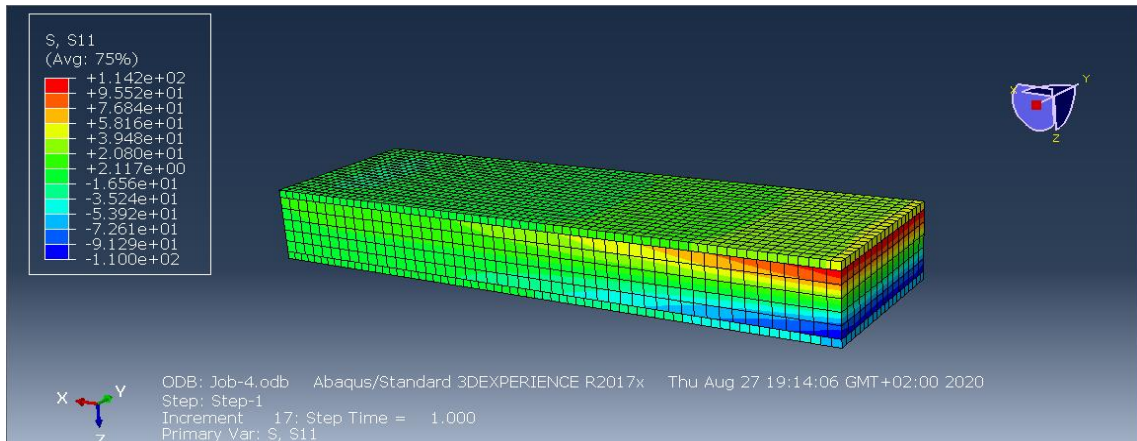


Figure VI.21 : Les contraintes σ_{xx} dans la poutre .

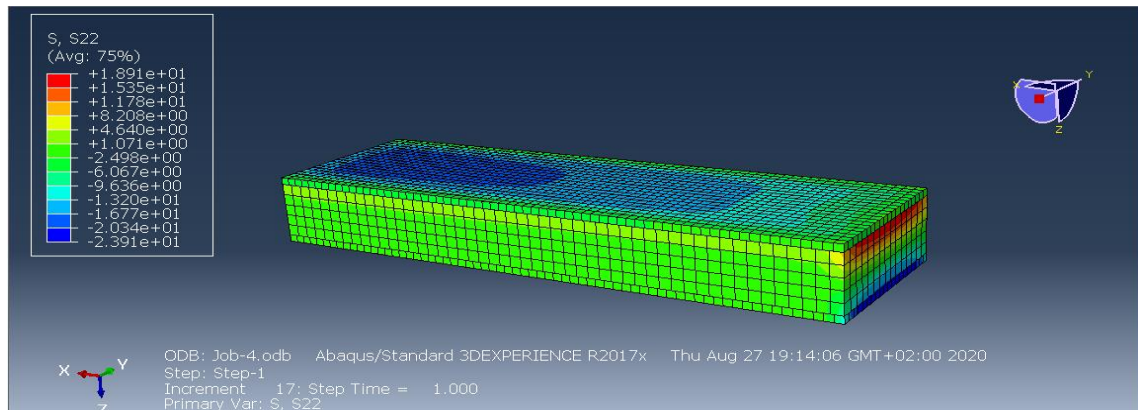


Figure VI.22 : Les contraintes σ_{yy} dans la poutre.

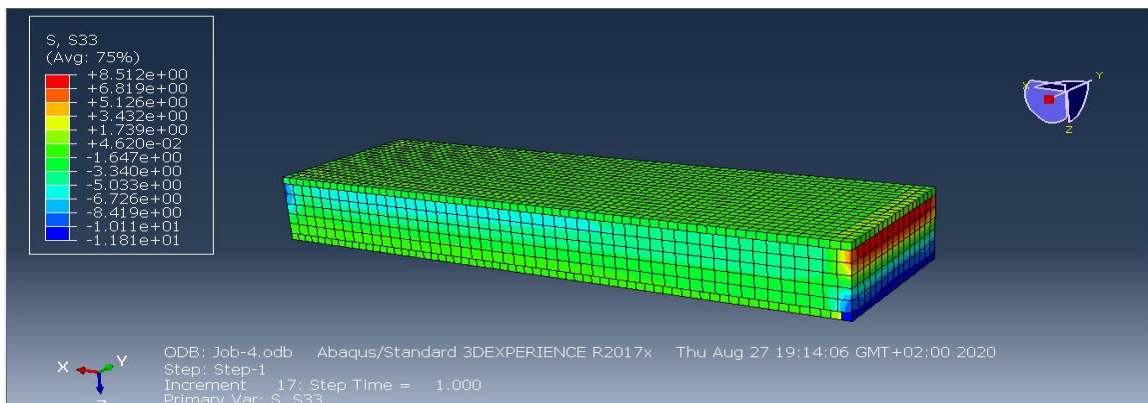


Figure VI.23 : Les contraintes σ_{zz} dans la poutre .

Name	Type	Min	Max
stress	VON: contrainte de Von Mises	0.200961MP a Node : 2815	105.34MP a Node : 177

Tableau IV.5 : Les contraintes Max et Min

Pendant l'étude des contraintes selon le critère de Von Misses, qui montre que les contraintes varient (de la Min 0.200961 MPa au nœud 2815 et aux contraintes Max 105.34 MPa au nœud 177) au centre plus bas de courbure. Selon le critère de Von Misses, la fracture est localisée au centre de la courbure plus basse.

IV.5.2 L'évolution des déplacements(U) en fonction des chargements appliqués :

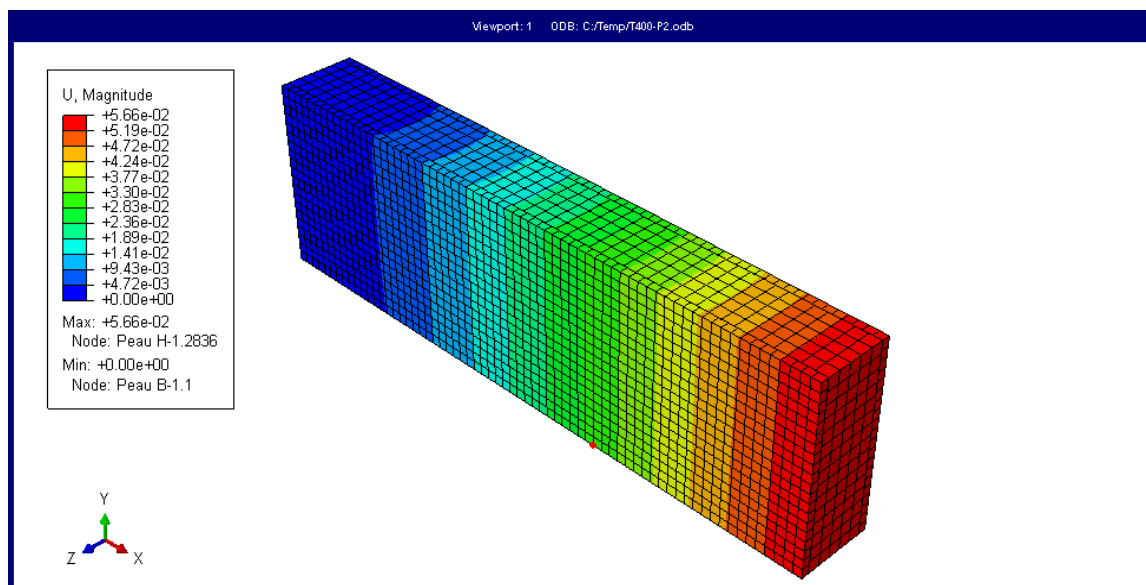


Figure IV.24 : Les déplacements maximaux de poutre.

Name	Type	Min	Max
Displacement	U : Resulting displacement	0 mm Node : 1	0.175803 mm Node : 2836

Tableau IV.6 : le déplacement Max et Min

L'évolution des déplacements(U) en fonction des Axes :

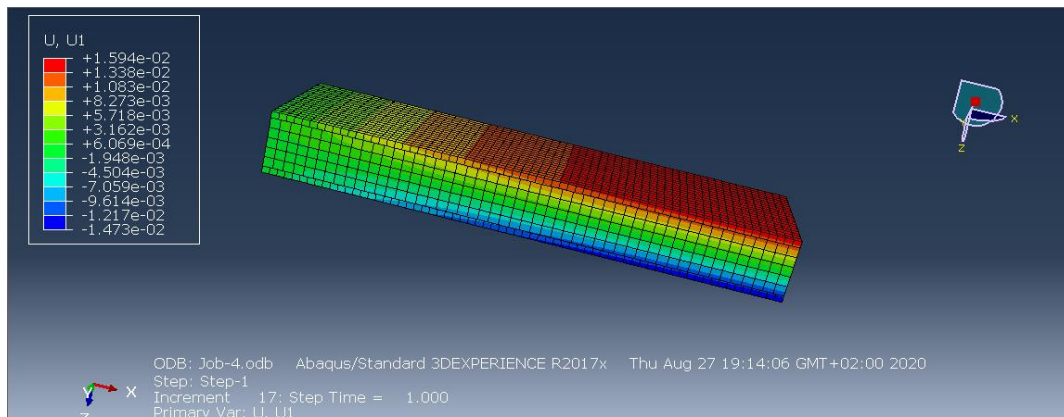


Figure IV.25 : Les déplacements suivant l'Axe xx.

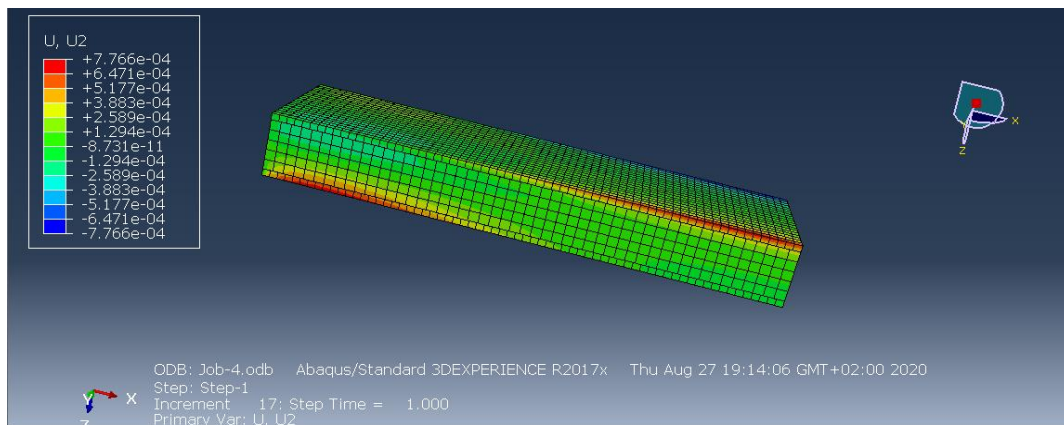


Figure IV.26 : Les déplacements suivant l'Axe yy.

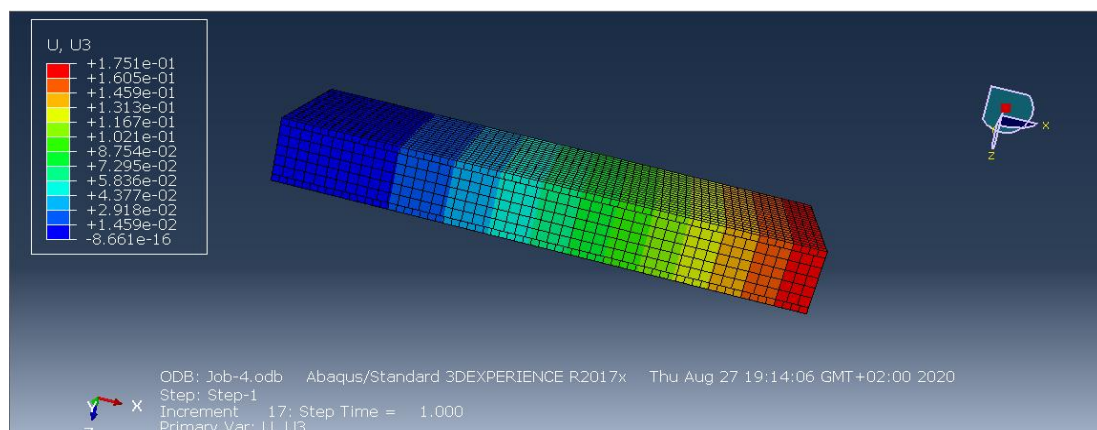


Figure IV.27 : Les déplacements suivant l'Axe zz.

Le complot des résultats de l'étude de déplacement représente respectivement les déplacements enregistrés selon les cas de chargement des mêmes conditions qui marque la limite. Il montre que le champ de déplacement augmente près de la fin avec une valeur maximum de 0.175803 millimètres au nœud No. 2836.

IV.6. les diagrammes de résultats :

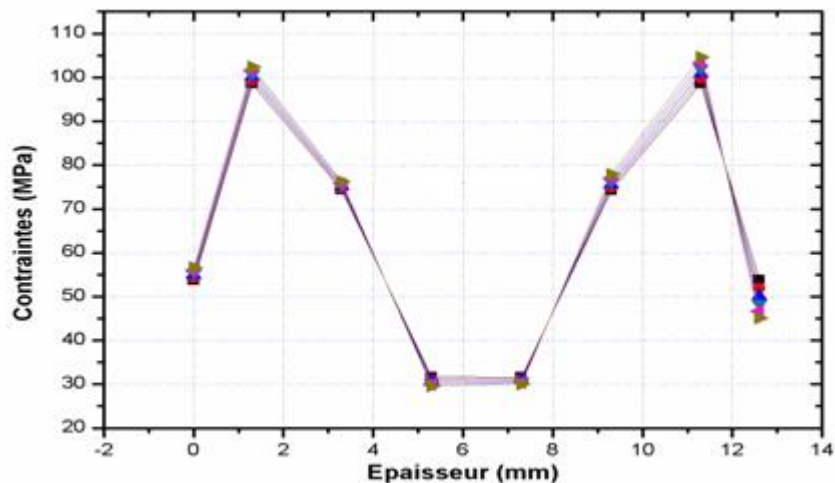


Figure IV.28 : la variation des contraintes (σ) de composite en fonction d'épaisseur

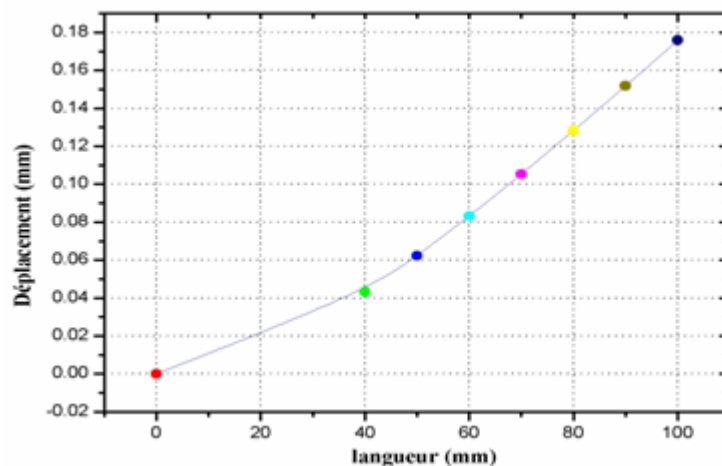


Figure IV.29 : la variation de déplacements (U) de composite en fonction de longueur .

IV.7. Discussion des résultats obtenus :

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. on peut conclure que le modèle sandwich résiste mieux à la flexion.

IV.8. Comparaison :

Matériaux	ρ (Kg/m ³)	E (GPa)	ν	G (Gpa)
Inconel 718	8220	149	0.33	55.97
Inconel 625	8440	208	0.29	60.8
Super Alloy Grade X	7780	210	0.3	80.76
NimonicAlloy 80A	8190	222	0.35	82.22
N 155	8249	143	0.34	53.19

Tableau IV.7 : Caractéristiques mécaniques des supers alliages.[23]

Ces supers alliages sont élastiques, homogènes et isotropes.

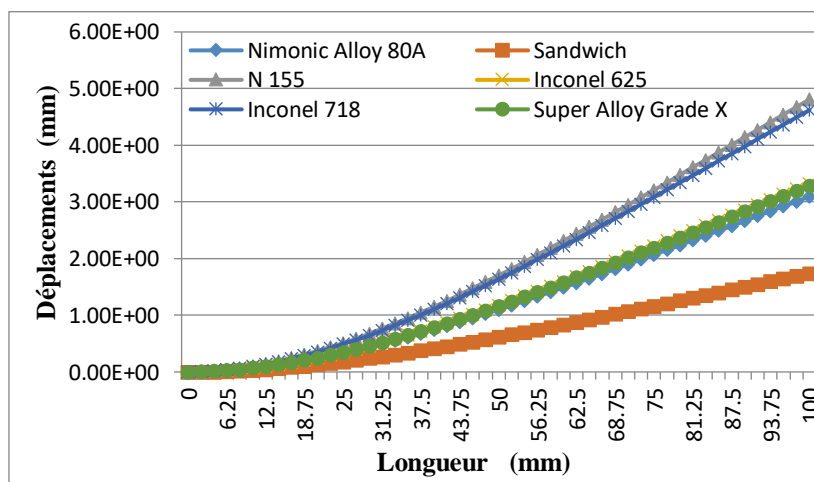


Figure IV.30 : Les déplacements comparés (pour les 6 matériaux) en fonction de la longueur.

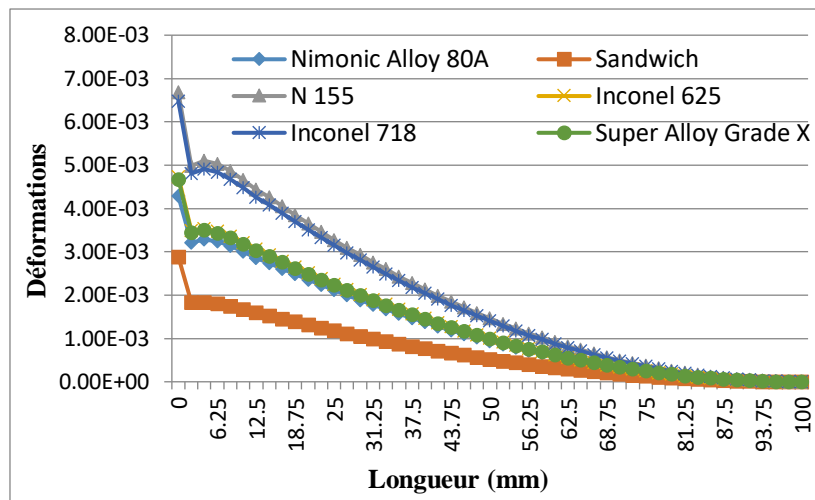


Figure IV.31 : Les déformations comparées (pour les 6 matériaux) en fonction de la longueur. [23]

Le comportement mécanique du matériau composite sandwich (carbone/céramique) étudié comparé aux matériaux différents de construction des ailettes comme l'alliage Nimonic 80A, l'Inconel 625, l'Inconel 718, superalliage à base de nickel X. Nous constatons bien que le matériau composite carbone/céramique possède de meilleures propriétés mécaniques en termes de rigidité.

CONCLUSION :

Dans ce travail nous avons proposé l'étude d'une lame de sandwich de structure composite nous composant d'un cœur et de peaux, nous avons considéré le homogénéisation de matériel comme une approche de permettre cette étude. La conduite mécanique légale a été tenue compte aussi bien que les caractéristiques mécaniques du matériel de poutre. Pour exécuter la simulation numérique nous avons utilisé Abaqus comme un code de calcul dans lequel nous avons configuré des choix d'élément finis, en chargeant et des conditions qui marque la limite. Les résultats de la simulation semblent logiques. La conduite mécanique de la matière de sandwich composite (le carbone / céramique) étudié comparé au matériel différent de la construction financière comme Nimonic 80A l'alliage, Inconel 625, Inconel 718, le superalliage à base de nickel X. Nous notons que le composite carbone / la matière céramique a de meilleures propriétés mécaniques du point de vue de la rigidité.

Les résultats, nous ont permis de constater la conformité des résultats donnés par les simulations numériques par logiciel Abaqus et ceux obtenus par l'étude Analytique. Il faut noter la précision de l'étude numérique qui donne des résultats très acceptables comparés à l'étude analytique, pour l'observation de la variation des déplacements en fonction de la longueur.



Conclusion Générale



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. En effet, leur distribution géométrique efficace assure un partage des sollicitations entre les différents constituants de façon bien adéquate.

Après l'utilisation des 2 méthodes analytique et numérique On remarque que les résultats numériques et analytiques sont quasi-identiques.

Bibliographie

- [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] Daniel Gay : « matériaux composite .2005 ISBN 2-7462-1098-3 ».
- [5] Sahir MASMOUDI : « Comportement mécanique et caractérisation par implant piézoélectrique ultrasonore intégrée d'un matériau », Thèse de doctorat, Université du Maine, Le Mans-France 2013.
- [6] REYNE M : « Technologies des composites (3ème édition revue et augmentée). » – Paris
- [7] ARBAOUI J-E : « Etude comparative et caractérisations mécaniques des structures sandwichs multicouches » : thèse doctorat. - Metz : Université Paul Verlaine, 2009.
- [8] 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.
- [9] LACHGUER Abdelkarim AKYOUN Mohamed « ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE SUR LES MATERIAUX SANDWICH ET LES RISQUES D'INSTABILITES GEOMETRIQUES LOCALES ECOLE DES MINES DE DOUAI.
- [10] JEAN-MARIE BERTHELOT. Mécanique des Matériaux et structure Composites.5eme édition. Lavoisier, Paris.2012.chapitre 20 pp 419
- [11] Les publications JEC. Composites Magazine. 2014
- [12] Mustapha Assarar, Abderrahim El Mahi, Mohammed Khawar Farooq et Jean-Marie Berthelot: Comportement en flexion des poutres en matériaux sandwichs Mécanique & Industries 2006.
- [13] A. S. Sayyad, Y. M. Ghugal and P. N. Shinde. (2015). Stress analysis of laminated composite and soft core sandwich beams using a simple higher order shear deformation theory. Journal of the Serbian Society for Computational Mechanics / Vol. 9 / No. 1 / pp. 15-35.
- [14] ANSYS Help System .Analysis Guide and Theory Reference, version 16.0.

Bibliographie

- [15] Amal Arbaoui, Yves Schmitt, J-Luc Pierrot, Francois-Xavier Royer.(2014). Numerical simulation and experimental bending behavior of multi- Layer sandwich structures. Journal of theoretical and applied mechanics, **52**, 2, pp. 431-442,
- [16] Berthelot J.-M. (2010). Mécanique des Matériaux et structures composites.
- [17] E. KLAA, Conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux composites, Thèse de Magister, Université de Batna, 2015.
- [18] MAHDJOUR SAADIA. Elaboration et Etude des Couches Minces du Carbure de Silicium. Université Mentouri Constantine.2010
- [19] FICHE MATIERE CARBURE DE SILICIUM constucture secram ceramic
- [20] P. R. Cunningham, R. G. White, (2001) A new technical measurement for the estimation of core shear strain in closed sandwich structures, Compos.
- [21] Code de calculs Abaqus version 6.12
- [22] ABAQUS 6.12, «Getting Started with Abaqus : Interactive Edition ».Site :
https://things.maths.cam.ac.uk/computing/software/abaqus_docs/docs/v6.12/pdf_books/GET_STARTED.pdf
- [23] Jamal Arbaoui, Yves Schmitt, J-Luc Pierrot, Francois-Xavier Royer.(2014). Numerical simulation and experimental bending behavior of multi- Layer sandwich structures. Journal of theoretical and applied mechanics, **52**, 2, pp. 431-442,