



MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE «Abbés LAGHROUR» DE KHENCHELA
FACULTE DES SCIENCES ET DE TECHNOLOGIE



Département de Génie Mécanique

N° de série :.....

Mémoire de fin d'études

Pour l'obtention du diplôme de Master (L.M.D)

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Génie Mécanique

**Modélisation du comportement des poutres en
matériaux sandwichs Carbone/Sic et superalliage
sous chargement statique.**

Réalisé par :

- Bendjeddou Ilyas.
- Bennour Abd Erahim.

Dirigé par : Mr. Khadraoui Fayçal.

Membres de jury :

- Mr. MEDDOUR.B *Président*
- Mr. BOUALI.HMAA *Examineur*

Présenté le 27/06/2017

Remerciement

Nous commençons par remercier الله qui nous a donné la volonté, la santé, le courage et surtout la patience pour pouvoir produire ce modeste travail et faire face à toutes les contraintes qui se sont posées au cours de son élaboration.

Il m'est agréable, d'exprimer ma gratitude à tous qui ont contribué de près ou loin à ma formation et enfin à la réalisation de cet humble travail.

Nos vifs remerciements à nos promoteurs

Mr khadraoui fayçal ,Chitour.M,AYADI Zoubir,Mr brek Samir,Mr hannachi Bouzid,Mr chehaoui walid,Mr ghilani Laala,Mr aboudi ,Mr sid aziz,Mr fellah mamoune,Mr allaoui ,Mr bouali.h,Mr.meddour.Betc)

Ilyas ,Abd erahim...

Dédicace

*A la mémoire de mon père, M.Hamza, B.abd elhak, L.samir,
O.mourad et nos martyrs.*

Ma mère, mes frère ayoub et yesseur, tout ma familles.

Mes amis : B.aziz ,N.fares,Z.salah,M.mekki,B.hakim,M.hamoudi

*B.sefiane,TouTou elbouhmami,Hafsa.Z,Salmi.R,Sahib
elhassoub,L'amir,La mokha ,Djo,Nouri,B.Naceredin,S.Farid,dj
faycel.*

Mes collègue .

Dédicace

A la mémoire de mon père.

Ma mère, mes frère ,Nasro,badi, tout ma familles.

*Mes amis : B.aziz N.fares,TouTouelbouhmami,Hafsa.Z,Salmi. R,dj
faycel L'amir,La mokha ,Djo,Nouri,B.Naceredin,S.Farid*

Mes collègue .

Abderrahim

Résumé

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

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

Mots clés : Structure Sandwich, Matériaux Composite, Poutre, Abaqus, Traction, Superalliage.

ملخص

يهدف هذا العمل الى دراسة الأضرار المتعلقة بالمواد المركبة (السندويتشات) والسبائك الفائقة حيث يحتوي على جزء نظري تحليلي و جزء رقمي. السندويش الذي تمت دراسته هو نتيجة تركيب الألياف الكربونية و كربون السليسيوم كطبقتين وكربون السليسيوم يمثل القلب (النواة) وقد تم إيجاد الخصائص أو السلوكات الميكانيكية للسندويتشات والسبائك الفائقة تجريبيا بإستعمال تجارب الشد , إن التلف بالتصفح هو نوع من الأضرار المتعلقة بالمواد المركبة التصفحية و السندويتشات التي يتم التعبير عنها بانفصال بين الصفائح في المواد المركبة التصفحية وإنفصال بين الطبقتين و القلب في السندويتش. وقد خصصت دراسة عددية لإيجاد الخصائص الميكانيكية للمادة المركبة و السبيكة الفائقة عن طريق نموذج ABAQUS ثم محاكاة تجارب الشد و تجارب التلف بالمقارنة بين السلوكات الميكانيكية لهذا السندويتش الذي عرض إلى الشد, نجد أن الصلابة الكلية للسندويتش أكبر من الصلابة الكلية للسبائك الفائقة.

كلمات مفتاحيه : سوندويتش ,سبيكة فائقة ,الشد ,التلف.



Sommaire

Remerciement et dédicace	
Résumé.....	I
Sommaire.....	II
Liste des Figures.....	VII
Liste des Tableaux.....	XII
Nomenclature.....	XIII
Introduction Générale.....	01
<u>Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites et superalliage</u>	
Introduction.....	03
I.1. Qu'est-ce qu'un matériau ?.....	03
I.2. Définition.....	03
I.2.1. Les grandes classes de matériaux.....	04
I.3. Définition du matériau composite.....	04
I.3.1. Les renforts.....	05
I.3.2. Caractéristiques Moyennes Des Fibres Et Renforts.....	07
I.3.3. Architecture des renforts.....	07
I.3.4. Ensimage.....	09
1.3.5. Charges et additifs.....	10
1.3.5.1. Les charges.....	10
1.3.5.2. Les additifs.....	11
1.3.6. Les matrices.....	11
1.3.6.1. Les Matrices organiques.....	12
1.3.6.2. Les matrices métalliques.....	13
1.3.6.3. Matrices Céramiques.....	13
1.3.7. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels.....	14
1.3.7.1. Stratifiés symétriques.....	15
1.3.7.2. Stratifiés séquences.....	16
I.3.8. Les Composites Sandwiches.....	17
I.3.8.1. Contexte industriel.....	18
I.3.8.2. Les éléments constituant les matériaux sandwichs.....	20
I.3.8.3. Procédés de fabrication des poutres sandwiches.....	27

I.3.8.4. Intérêt des structures sandwichs.....	29
I .4. Matériaux métalliques.....	29
I.4.1. Les superalliages.....	30
I.4.1.1. Différentes familles des superalliages.....	31
I.4.1.1.1. Les superalliages à base de nickel monocristallins pour aubes de turbine à gaz.....	34

Chapitre II : Théories sur le comportement d'une poutre sandwichs et superalliage en traction

Introduction.....	38
II.1. Définition de la Traction.....	38
II.1.1. Essai de traction.....	38
II.1.1.1. But et principe.....	38
II.2. Etat de contraintes en un point.....	39
II.3. Etat de déformation en un point.....	39
II.4. Milieu élastique linéaire.....	40
II.5. Milieu homogène.....	40
II.6. Matériau isotrope.....	41
II.7. La théorie des poutres simples.....	42
II.7.1. Contrainte normale.....	43
II.7.2. Courbe contrainte – déformation.....	44
II.7.3. Constantes d'élasticité.....	46
II.7.4. Déformation rationnelle.....	47
II.7.5. Courbe rationnelle de traction.....	48
II.7.6. Concentration de contraintes.....	49
II.8. Les caractéristiques du mélange renfort-matrice.....	49
II.8.1. La teneur en masse de renfort.....	49
II.8.2. La teneur en volume de renfort.....	50
II.8.3. La masse volumique.....	50
II.8.4. Coefficient de poisson.....	50
II.8.5. L'épaisseur du pli UD.....	51
II.8.6. Modules d'élasticité du pli UD.....	51
II.8.6.1. Module d'élasticité dans le sens des fibres.....	51
II.8.6.2. Module d'élasticité dans le sens travers des fibres.....	51

II.8.6.3. Module de glissement.....	51
II.8.6.4. Module d'élasticité dans une direction quelconque.....	52
II.8.6.5. Résistance à la rupture d'un pli UD.....	52
II.8.6.6. Résistance à la rupture d'un pli UD dans une direction quelconque..	52
II.8.7. Les coefficients de dilatation thermique.....	53
II.8.8. Modules d'élasticité et coefficient de poisson du pli tissé.....	53
II.8.9. Modules d'élasticité et coefficient de poisson du pli chargé avec des mats.	53
II.8.10. Comportement élastique d'une Couche de Matériaux Orthotropes.....	54
II.8.10.1. Comportement dans les axes du Matériau.....	54
II.8.10.2. Le comportement mécanique du pli UD.....	55
II.8.10.3. Le comportement mécanique dans les directions d'orthotrope.....	55
II.8.10.4. Le comportement mécanique dans une direction quelconque.....	56
II.8.10.5. Comportement et coefficients de souplesse.....	56
II.8.10.6. Comportement et coefficients de raideur.....	56
II.8.10.7. Le comportement thermomécanique du pli UD.....	57
II.8.10.8. Le comportement thermomécanique dans les directions d'orthotrope	57
II.8.10.9. Le comportement thermomécanique dans une direction quelconque	57
II.8.10.10. Comportement thermomécanique et coefficients de souplesse.....	57
II.9. Théorie Adaptée aux Poutres Sandwichs en Traction.....	58
II.9.1. Caractéristique Géométrique des Sandwichs.....	59
II.9.2. Contraintes et Déformations des Matériaux Sandwichs.....	60
II.9.3. Résistance à la rupture d'un pli UD.....	61
II.9.4. En cas des peaux stratifié simple.....	61

Chapitre III : Les modes de dégradation des matériaux sandwichs et superalliage

Introduction.....	64
III.1. Mode d'endommagement et ruine des structures sandwichs.....	64
III.1.1. Rupture des peaux en traction.....	65
III.1.2. Rupture de l'âme en traction.....	65
III.2. Dégradation de l'adhésive.....	65
III.3. Endommagement des matériaux composites.....	66
III.3.1. Les différentes échelles d'observation de l'endommagement.....	66
III.3.2. Les mécanismes d'endommagement.....	67
III.3.2.1. Rupture de fibres.....	67

III.3.2.2. Fissuration matricielle.....	68
III.3.2.3. Décohésion fibre-matrice.....	69
III.3.3. Délaminage entre les couches (plis).....	70
III.3.4. Mode de rupture en traction uniaxiale.....	71
III.3.4.1. Rupture macroscopique.....	71
III.3.4.2. En traction selon le sens long.....	72
III.3.4.3. En traction selon le sens travers.....	73

Chapitre IV : Modélisation numérique

IV.1. Objectifs.....	74
IV.2. Présentation du Logiciel.....	74
VI.2.1. Les Caractéristiques du Logiciel ABAQUS.....	75
VI.2.2. Système d'unité.....	76
VI.3. Géométrie des Modèles.....	76
VI.3.1. Modèle N° 1.....	76
VI.3.2. Modèle N° 2.....	77
VI.4. Matériau à études.....	77
VI.4.1. Modèle N° 1.....	77
VI.4.1.1. Les peaux.....	77
VI.4.1. 2. L'Ame.....	80
VI.4.2. Modèle N° 2.....	81
VI.4.2.1. Superalliage.....	81
VI.5. Organigramme de programme pour modelé N° 1.....	82
VI.6. Organigramme de programme pour modelé N° 2.....	83
VI.7. Modélisation.....	84
VI.7.1. Modélisation Modèle N° 1.....	84
VI.7.1.1. Assembly.....	84
IV .7 .1 .2. Les Chargements.....	85
IV .7 .1 .3. Maillage.....	85
IV .7 .2. Modélisation Modèle N° 2.....	87
IV .7 .2 .1. Assembly.....	87
IV .7 .2 .2. Les Chargements.....	87
IV .7 .2 .3. Maillage.....	88
IV.8 Résultats.....	89

IV.8.1. Modèle N°1.....	89
IV.8.1.1. Les Iso-Valeur des Contraintes.....	89
IV.8.1.2. L'évolution des contraintes en fonction des longueurs des poutres....	92
IV.8.1.3. L'évolution des contraintes en fonction des axes.....	95
IV.8.1.4. L'évolution des déplacements en fonction des chargements appliqués	96
IV.8.1.5. L'évolution des déplacements en fonction des axes.....	99
IV 8 2. Modèle N°2.....	100
IV.8.2.1. Les Iso-Valeur des Contraintes.....	100
VI.8.2.2. L'évolution des contraintes en fonction de longueur de poutre.....	103
VI.8.2.3. Les déplacements Magnitude et U.....	104
IV. 9. Les valeurs obtenues.....	105
IV.10. Discussion des résultats obtenus.....	108
Conclusion Général.....	109
Bibliographie.....	110

Liste des figures

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites et superalliage

Figure (I.1) :	Interactions présidant à la réalisation d'un objet fini.....	03
Figure (I.2) :	Les principales classes de matériaux.....	04
Figure (I.3) :	Matériau composite.....	04
Figure (I.4) :	La classification des types de renforts.....	05
Figure (I.5) :	Fibre De Carbone.....	05
Figure (I.6) :	Exemples de fibres les plus utilisées dans la construction des stratifiés verre, aramide et carbone.....	06
Figure (I.7) :	Une nappe unidirectionnelle.....	08
Figure (I.8) :	Le Tissus Toile Ou Taffetas.....	08
Figure (I.9) :	Tissu forme serge.....	08
Figure (I.10) :	Tissu forme satin.....	09
Figure (I.11) :	Les tissus 3D.....	09
Figure (I.12) :	charges utilisées dans les CMO : (a) microbilles de verre, (b) noir de carbone, (c) silice.....	11
Figure (I.13) :	Classification des matrices.....	12
Figure (I.14) :	Quelques applications des CMO "haute performance" : (a) un catamaran, (b) le support de la charge utile d'Ariane, (c) des skis de compétition.....	13
Figure (I.15) :	Exemples d'applications des composites à matrice métallique.....	13
Figure (I.16) :	Quelques applications des CMC : (a) la tuyère d'un moteur spatial, (b) disque à aubes d'une turbine, (c) un disque de frein haut de gamme...	14
Figure (I.17) :	Constitution d'un stratifié.....	15
Figure (I.18) :	Exemple de la désignation d'un stratifié.....	15
Figure (I.19) :	Exemple d'un Stratifié symétrique.....	16
Figure (I.20) :	Exemple d'un Stratifié séquence.....	16
Figure (I.21) :	Schéma d'un sandwich.....	17
Figure (I.22) :	L'avion le Mosquito.....	18
Figure (I.23) :	Train à Grande Vitesse(TGV).....	19
Figure (I.24) :	Matériaux pour les peaux.....	21
Figure (I.25) :	Exemples d'âmes les plus utilisées dans la construction des composite sandwiches : mousse, balsa bois, et nid d'abeilles.....	22

Figure (I.26) :	Classification des Ames.....	22
Figure (I.27) :	Âmes en parois minces.....	25
Figure (I.28) :	L'âme en nid d'abeille.....	26
Figure (I.29) :	Classification Des Matériaux Métalliques.....	30
Figure (I.30) :	Turbine à gaz industrielle GT10C (Document Siemens DDIT) et disq et aube de turbine.....	31
Figure (I.31) :	famille des superalliages.....	31
Figure (I.32) :	Microstructure typique d'un superalliage monocristallin (CMSX-4). Image MEB, révélant les cubes γ' -Ni ₃ Al après attaque électrochimiqu de la matrice γ (Electrolyte : acide perchlorique 20%, éthanol 70%, éthylène glycol monobutyl éther10%, 3A, 2V).....	33
GRAPHE(I.1):	compositions chimiques, en %. de différent superalliage à base de nickel.....	35

**Chapitre II : Théories sur le comportement d'une poutre sandwichs et superalliage
en traction**

Figure (II.1) :	Poutre sollicitée en traction.....	38
Figure (II.2) :	Allongement d'une éprouvette sollicitée en traction.....	39
Figure (II.3) :	Modèle de poutre. (polycopie rdl).....	42
Figure (II.4) :	Poutre droite.....	43
Figure (II.5) :	Barre encastrée sollicitée en traction.....	43
Figure (II.6) :	Courbe contrainte - déformation de traction.....	44
Figure (II.7) :	Section initiale et section après rupture.....	46
Figure (II.8) :	Module d'Young.....	46
Figure (II.9) :	Courbe rationnelle de traction.....	49
Figure(II.10) :	Pli unidirectionnel à direction quelconque.....	52
Figure(II.11) :	Les axes principaux et de référence du pli (UD).....	55
Figure(II.12) :	traction appliquée sur une poutre sandwich.....	59
Figure(II.13) :	Schéma représentatif d'un sandwich.....	59
Figure(II.14) :	traction appliquée sur poutre sandwich.....	60
Figure(II.15) :	Répartition des déformations dans une section droite du poutre.....	60

Figure(II.16) :	Schéma d'un stratifié [0,90]s et modélisation par la RdM avec conditions aux limites.....	61
Figure(II.17) :	Répartition des contraintes dans une section droite du [0,90]s.....	62

Chapitre III : Les modes de dégradation des matériaux sandwichs et superalliage

Figure (III.1) :	Rupture des peaux en traction.....	65
Figure (III.2) :	Type de dégradation de l'adhésif.....	66
Figure (III.3) :	Rupture de fibre.....	67
Figure (III.4) :	Différents modes de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre (a) rupture transverse de la matrice ; (b) Rupture en cisaillement de la matrice ; (c) Décohésion de l'interface fibre-matrice ; (d) rupture longitudinale de la matrice.....	68
Figure (III.5) :	rupture longitudinale de la matrice.....	68
Figure (III.6) :	rupture transverse de la matrice.....	69
Figure (III.7) :	Déchoésion fibre –matrice.....	69
Figure (III.8) :	Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composite verre/époxyde vinylester.....	70
Figure (III.9) :	Délaminage et mécanisme de rupture des plis dans les matériaux composites stratifiés.....	71
Figure(III.10):	Profils de rupture observés lors des essais de traction statiques. a) Rupture majoritairement à plat dans la largeur et dans l'épaisseur, b)rupture dans la largeur et dans l'épaisseur.....	71
Figure(III.11):	Faciès de rupture d'une éprouvette de traction sollicitée en sens Long de superalliage à base de nickel.....	72
Figure(III.12):	Faciès de rupture d'éprouvette s de traction sollicitées en sens travers de superalliage à base de nickel.....	73

Chapitre IV : Modélisation numérique

Figure (IV.1) :	Interface de code calcul abaqus.....	75
Figure (IV.2) :	Poutre sandwich a étudiée.....	76
Figure (IV.3) :	Poutre superalliage à étudiée.....	77
Figure (IV.4) :	Procédé de fabrication du fibre de carbone.....	78
Figure (IV.5) :	Céramique mise en forme par voie humide.....	80
Figure (IV. 6) :	Céramiques mise en forme par voie sèche.....	80
Figure (IV. 7) :	L'assembly de la poutre1.....	84

Figure (IV. 8) :	Les chargements mécaniques de poutre1.....	85
Figure (IV. 9) :	Maillage du poutre1.....	86
Figure (IV.10) :	Maillage de l'âme.....	86
Figure (IV.11) :	Maillage de la peau	87
Figure (IV.12) :	L'assembly de la poutre2.....	87
Figure (IV.13) :	Les chargements mécaniques de poutre2.....	87
Figure (IV.14) :	Maillage du poutre2.....	88
Figure (IV.15) :	Les contraintes V. Misses dans la poutre1.....	89
Figure (IV.16) :	Les contraintes σ_{xx} dans la poutre1.....	89
Figure (IV.17) :	Les contraintes σ_{yy} dans la poutre1.....	90
Figure (IV.18) :	Les contraintes σ_{zz} dans la poutre1.....	90
Figure (IV.19) :	Les contraintes tangentielles τ_{xy} dans la poutre1.....	90
Figure (IV.20)	Les contraintes tangentielles τ_{xz} dans la poutre1.....	91
Figure (IV.21) :	Les contraintes tangentielles τ_{yz} dans la poutre1.....	91
Figure (IV.22) :	Les contraintes van mises dans les peaux.....	91
Figure (IV.23) :	Les contraintes van mises dans la peau supérieur.....	92
Figure (IV.24) :	Les contraintes σ_{xx} poutre.....	92
Figure (IV.25) :	Les contraintes σ_{xx} peau.....	92
Figure (IV.26) :	Les contraintes σ_{yy} poutre.....	93
Figure (IV.27) :	Les contraintes σ_{yy} peau.....	93
Figure (IV.28) :	Les contraintes σ_{zz} poutre 1.....	93
Figure (IV.29) :	Les contraintes σ_{zz} peau.....	93
Figure (IV.30) :	Les contraintes τ_{xz} poutre 1.....	94
Figure (IV.31) :	Les contraintes τ_{xy} poutre1.....	94
Figure (IV.32) :	Les contraintes τ_{yz} poutre 1.....	94
Figure (IV.33) :	Les contraintes V. mises poutre.....	95
Figure (IV.34) :	Les contraintes V. mises peau.....	95
Figure (IV.35) :	Les contraintes V. mises poutre.....	95
Figure (IV.36) :	Les contraintes V. mises peau.....	95
Figure (IV.37) :	Les contraintes V. mises poutre.....	96
Figure (IV.38) :	Les contraintes V. mises peau.....	96
Figure (IV.39) :	Les déformations, $P= 0.6 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.....	96

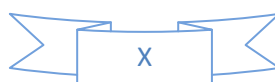


Figure (IV.40) :	Les déformations, $P= 0.43 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.....	97
Figure (IV.41) :	Les déformations, $P= 0.17 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.....	98
Figure (IV.42) :	Les déplacements Mt poutre 1.....	98
Figure (IV.43) :	Les déplacements Mt peau.....	98
Figure (IV.44) :	Les déplacements Mt poutre 1.....	99
Figure (IV.45) :	Les déplacements Mt peau.....	99
Figure (IV.46) :	Les déplacements U_1 poutre 1.....	99
Figure (IV.47) :	Les déplacements U_1 peau	99
Figure (IV.48) :	Les déplacements U_2 poutre 1.....	100
Figure (IV.49) :	Les déplacements U_2 peau.....	100
Figure (IV.50) :	Les contraintes V. Misses dans la poutre 2.....	100
Figure (IV.51) :	Les contraintes σ_{xx} dans la poutre 2.....	100
Figure (IV.52) :	Les contraintes σ_{xx} dans la poutre 2.....	101
Figure (IV.53) :	Les contraintes σ_{zz} dans la poutre1.....	101
Figure (IV.54) :	Les contraintes tangentielles τ_{xy} dans la poutre1.....	102
Figure (IV.55) :	Les contraintes tangentielles τ_{xz} dans la poutre1.....	102
Figure (IV.56) :	Les contraintes tangentielles τ_{yz} dans la poutre1.....	102
Figure (IV.57) :	Les contraintes σ_{xx} poutre 2.....	103
Figure (IV.58) :	Les contraintes σ_{yy} poutre 2.....	103
Figure (IV.59) :	Les contraintes σ_{zz} poutre 2.	103
Figure (IV.60) :	Les contraintes V. Mises dans la poutre2.....	104
Figure (IV.61) :	Les déplacements Mt poutre2.....	104
Figure (IV.62) :	Les déplacements U_1 poutre2.....	104
Figure (IV.63) :	Les déplacements U_2 poutre2.....	105
Figure (IV.64) :	Les déplacements U_3 poutre2.....	105
Figure (IV.65) :	Les déplacements Mtpoutre2.....	105
Figure (IV.66) :	Les déplacements U poutre2.....	105

Liste Des Tableaux

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites et superalliage

Tableau (I.1) :	Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone.....	06
Tableau (I.2) :	Caractéristiques moyennes des renforts.....	07
Tableau (I.3) :	Principales différences entre les Matrices TP et TD.....	12
Tableau (I.4) :	Avantages et inconvénients de superalliage à base de cobalt.....	32
Tableau (I.5) :	Avantages et inconvénients de superalliage à base de nickel.....	34

Chapitre IV : Modélisation numérique

Tableau (IV.1) :	Des unités de logiciel abaqus.....	76
Tableau (IV.2) :	Dimensionnement de la poutre sandwich.....	76
Tableau (IV.3) :	Dimensionnement de la poutre superalliage.....	77
Tableau (IV.4) :	Propriétés mécaniques des peaux.....	78
Tableau (IV.5) :	Propriétés mécaniques de lame en carbure de silicium.....	81
Tableau (IV.6) :	Propriétés mécaniques de superalliage.....	82
Tableau (IV.7) :	les déplacements (U max et U min) dans la poutre 1.....	106
Tableau (IV.8) :	Les déplacements magnitude (max et min) dans la poutre 1.....	106
Tableau (IV.9) :	les déplacements (U max et U min) dans la poutre 2.....	106
Tableau (IV.10) :	Les déplacements magnitude (max et min) dans la poutre 2.....	107
Tableau (IV.11) :	Comparaison des contraintes pour les deux poutres.....	107
Tableau (IV.12) :	Comparaison des déplacements magnitudes et U max pour les deux poutres.....	107

Nomenclature

NOMENCLATURE

F :	charge appliquée.
B :	largeur du sandwich.
G	Module de glissement
E_{f1} :	Module de Young de la peau supérieure.
E_{f2} :	Module de Young de la peau inférieure .
E_c :	Module de Young de l'âme.
t_{f1} :	Epaisseur de la peau supérieure.
t_{f2} :	Epaisseur de la peau inférieure.
t_c :	Epaisseur de l'âme.
v_{f1} :	Coefficient de poisson de la peau supérieure.
v_{f2} :	Coefficient de poisson de la peau inférieure.
G_c :	Module de glissement de l'âme.
d :	distance séparant l'axe neutre de chacune des peaux.
M_f :	Le teneur en masse de renfort
M_m :	Le teneur en masse de la matrice
Tr	La densité d'énergie interne de déformation
σ₁ :	La contrainte de compression dans la peau supérieure.
σ₂ :	La contrainte de traction dans la peau inférieure.
V_f :	Le teneur en volume de renfort
V_m :	Le teneur en volume de la matrice
ρ_f	Masse volumique de renfort
ρ_m	Masse volumique de la matrice
ρ	Masse volumique du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)
α_f	Coefficient de dilatation thermique des fibres
α_m	Coefficient de dilatation thermique de la matrice
α_L	Coefficient de dilatation thermique dans le sens des fibres
α_T	Coefficient de dilatation thermique dans le sens travers des fibres
α_X	Coefficient de dilatation thermique suivant la direction x
α_Y	Coefficient de dilatation thermique suivant la direction y

Nomenclature

ϵ_L	Les déformations dans le sens des fibres
ϵ	la déformation élastique
σ^*	Contraint rationnelle
ϵ^*	Déformation rationnelle
γ, γ'	Des phases des superalliage
$\epsilon\%$	L'allongement relatif
ϵ_T	La déformation dans le sens travers des fibres
N	Effort normale
C	La matrice de rigidités
S	La matrice de souplesses
S₀	La section initiale de l'éprouvette
A%	L'allongement ordinaire
A_z	L'allongement localisé
σ_{cor}	Concentration de contrainte
E_x	Module d'élasticité dans une direction quelconque
σ_{Lrupt}	Résistance à la rupture d'un pli UD
σ_{xrupt}	Résistance à la rupture d'un pli UD dans une direction quelconque
E_{mat}	Modules d'élasticité du pli chargé avec des mats
tf	Epaisseur de peau
tc	Epaisseur de l'âme
h	Epaisseur du sandwich

Introduction Générale

Les superalliages élaborés par métallurgie des poudres sont utilisés, entre autres, pour la réalisation de disques et des ailettes de turbines à gaz et pour applications aéronautiques. Ces alliages présentent à la fois des propriétés mécaniques élevées à haute température (pouvant dépasser 650°C) et une bonne résistance à l'oxydation à chaud. Afin d'améliorer les performances de ces turbines, il est nécessaire d'augmenter les températures de fonctionnement et d'optimiser les propriétés des alliages utilisés [3].

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

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

Peaux et âmes sont séparables mécaniquement. On peut par conséquent modifier les propriétés de ces matériaux en variant les proportions de leurs constituants ou les propriétés des constituants eux-mêmes. Ces ajustements permettent donc d'atteindre les propriétés souhaitées pour répondre à des applications bien identifiées. Les structures sandwichs offrent donc de grandes potentialités aux concepteurs dans des secteurs très divers.

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

- le matériau c'est un céramique (**carbure de silicium**), Pour la réalisation des structures composites, les peaux suivantes, obtenues à partir de différents types de matrice et de fibres, sont utilisées :
- pré-imprégnés **carbone /céramique** (10 plis)

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

L'objectif est de répondre à la question Est-ce que les poutres sandwich céramique/carbone

Est mieux que les superalliages pour fabriquer une ailette d'une turbine à gaz ?

La thèse est composée de 04 chapitres :

Le premier chapitre (I) présente une synthèse bibliographique très concise sur les matériaux composites et plus particulièrement sur les structures sandwichs et les superalliages.

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

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

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

CHAPITRE I :

GÉNÉRALITÉS SUR

LES MATÉRIAUX

COMPOSITES ET

SUPERALLIAGE

Introduction

Afin de garantir un meilleur rendement et une durée de vie optimale, les turbines a gaz utilisent des pièces en superalliages dotées d'une forte résistance à des hautes Températures et pressions. Ces conditions extrêmes caractérisent en particulier la sortie de la Chambre à combustion où la température et la pression du gaz peuvent atteindre Respectivement 2100°C. Mais depuis ces dernières années L'utilisation des matériaux composites c'est imposée dans différents secteurs industriels.

Leurs principales applications se trouvent dans le transport aérien, maritime et ferroviaire, les bâtiments, l'aérospatial, ainsi que les turbines a gaz.

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 à la corrosion et à la température, leur souplesse de forme et surtout leur faible masse qui permet un allégement conséquent des structures et leurs caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.[5, 3]

I.1. Qu'est-ce qu'un matériau ?

Les objets qui nous entourent, que nous manipulons quotidiennement, sont tous constitués d'une matière choisie pour sa bonne adaptation à la fonction de l'objet en question et au procédé utilisé pour conférer à l'objet la forme souhaitée. La notion de matériau est donc rigoureusement indissociable de l'intérêt que peut présenter la substance en question pour l'obtention d'un objet fini.

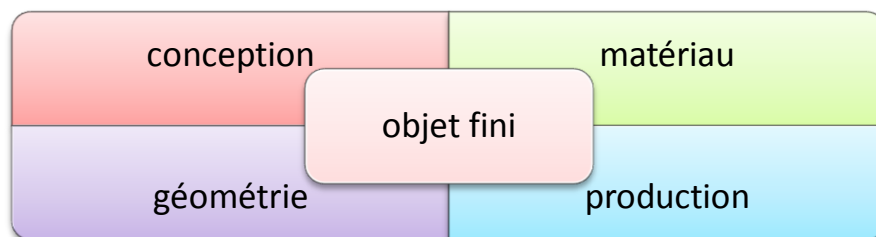


figure (I.1) : Interactions présidant à la réalisation d'un objet fini.

I.2. Définition

De manière symbolique et résumée, un matériau est une matière dont on fait un matériel. De manière plus précise et plus complète : un matériau est la forme marchande d'une matière première choisie en raison de propriétés d'usage spécifiques et mise en oeuvre par des techniques appropriées pour l'obtention d'un objet de géométrie donnée à fonction préméditée.

I.2.1. Les grandes classes de matériaux

De nombreuses propriétés physico-chimiques et propriétés d'usage des matériaux sont étroitement liées à la nature des liaisons chimiques entre les atomes qui les constituent. C'est sur cette base qu'est établie la distinction entre les principales classes de matériaux.

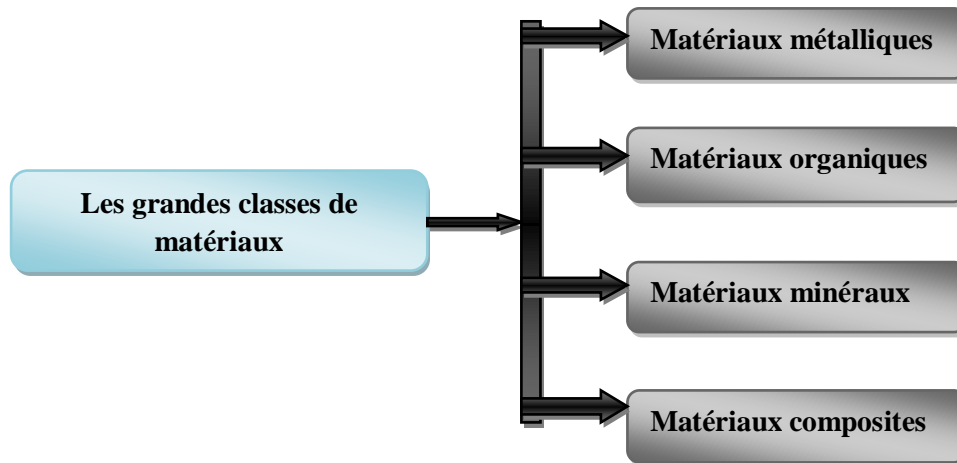


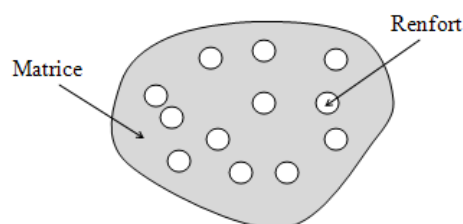
Figure (I.2) : Les principales classes de matériaux.

I.3. Définition du matériau composite

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux, l'assemblage final ayant des propriétés supérieures aux propriétés de chacun des matériaux constitutifs, figure (I.3). On appelle maintenant de façon courante "matériaux composites" des arrangements des renforts qui sont noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée interface. Ces matériaux composites sont la plupart du temps hétérogènes et anisotropes.

La matrice assure la cohésion et l'orientation des fibres, elle permet également de transmettre les sollicitations auxquelles sont soumises les pièces.

Les composites trouvent leurs principales applications dans le transport aérien (civil et militaire), maritime et ferroviaire, le bâtiment, l'aérospatial ainsi que les sports et loisirs [1].



(Figure I.3) : Matériau composite [1].

I.3.1. Les renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus) [5].

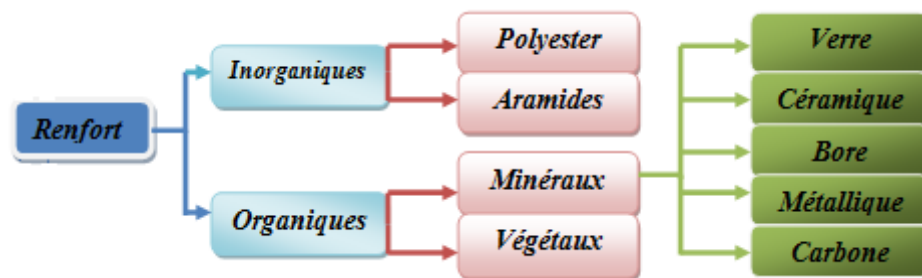


Figure (I.4) : La classification des types de renforts[5].

➤ **Fibre de carbone** : C'est la fibre la plus utilisée dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile), figure (I.5). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres de carbone :

- Fibres haute résistance (HR) : pour une combustion de 1000 à 1500 °C.
- Fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C [5].



Figure (I.5) : Fibre De Carbone [5].

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> - Grande résistance à la traction et grande rigidité longitudinale. - Très bonne tenue en température sans chute de propriétés (jusqu'à 1 500 °C en atmosphère non oxydante). - Inertie à la corrosion et aux agents chimiques. - Coefficient de dilatation longitudinal très faible. 	<ul style="list-style-type: none"> - Fragilité au choc; - Fragilité à la courbure ou au pliage; - Coût élevé.

Tableau (I.1) : Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone [1].

- **Fibre d'aramide** : souvent appelée KEVLAR, la fibre d'aramide est issue de la chimie des polyamides aromatiques à liaisons amides dont les propriétés sont différentes des polyamides aliphatiques.

Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes:

- La fibre basse module (70 Gpa): utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles.
- La fibre haute module (130 GPa): utilisées pour les composites HP [5].
- **Fibre De Verre** : Elles constituent le renfort essentiel des composites de grande diffusion. Elle est obtenue à partir de sable (silice) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore) [5].
- **Fibre à base de bore** : Fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène [5].

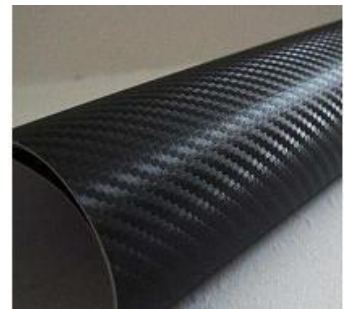


Figure (I.6): Exemples de fibres les plus utilisées dans la construction des stratifiés : verre, aramide et carbone [5, 8].

I.3.2. Caractéristiques Moyennes Des Fibres Et Renforts

<i>Renforts</i> → <i>Caractéristiques</i> ↓	Verre E	Verre R	Carbone HM	Carbone HR	Kevlar	Bore	Silicate d'alumine	Polyéthylène
<i>Diamètre du filament (μm)</i>	16	10	6.5	7	12	100	10	/
<i>Masse volumique (Kg/m^3)</i>	2600	2500	1800	1750	1450	2600	2600	960
<i>Module d'élasticité longitudinal (MPa)</i>	74000	86000	390000	230000	130000	400000	200000	100000
<i>Module de cisaillement (MPa)</i>	30000	/	20000	50000	12000	/	/	/
<i>Coefficient de poisson</i>	0.25	0.2	0.35	0.3	0.4	/	/	/
<i>Coefficient de dilatation thermique ($^{\circ}\text{C}^{-1}$)*10^5</i>	0.5	0.3	0.08	0.02	-0.2	0.4	/	/
<i>Contraintes de rupture –Traction (MPa)</i>	2500	3200	2500	3200	2900	3400	3000	3000
<i>Allongement à rupture(%)</i>	3.5	4	0.6	1.3	2.3	0.8	1.5	/

Tableau (I.2) : Caractéristiques moyennes des renforts [1].

I.3.3. Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée [1].

Il existe différentes géométries et textures de renforts :

➤ **Les unidirectionnels (UD)**

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

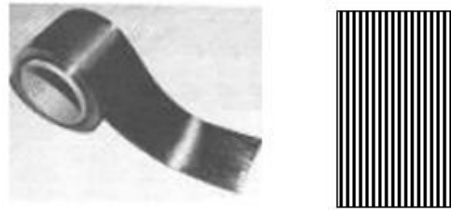


Figure (I.7) : Une nappe unidirectionnelle [5].

- **Les tissus** : Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise.
- **Toile ou taffetas** : chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement, Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques [1].

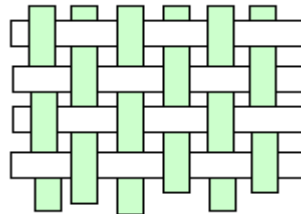


Figure (I.8) : Le Tissu Toile Ou Taffetas [1].

- **Serge** : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au dessus de (m) fils de chaîne, figure (I.9). Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils.

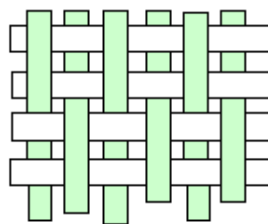


Figure (I.9) : Tissu forme serge [1].

- **Satin** : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs ($n-1$) fils de trame et réciproquement, Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique. Comme un tissu est difficilement déformable sur une surface gauche, on réalise également pour des utilisations spécifiques des armures bi ou tridimensionnelle.

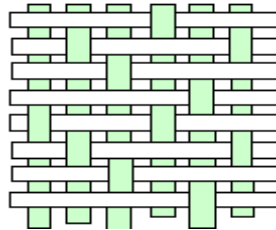


Figure (I.10) : Tissu forme satin [1].

Il est également possible de réaliser des structures de renforts 3D, figure (I.11). En terme de performance, les préformes 3D sont considérées comme des solutions de motif pour augmenter la résistance dans l'épaisseur, la prévention du délaminage et pour l'augmentation de la résistance à l'impact [1].

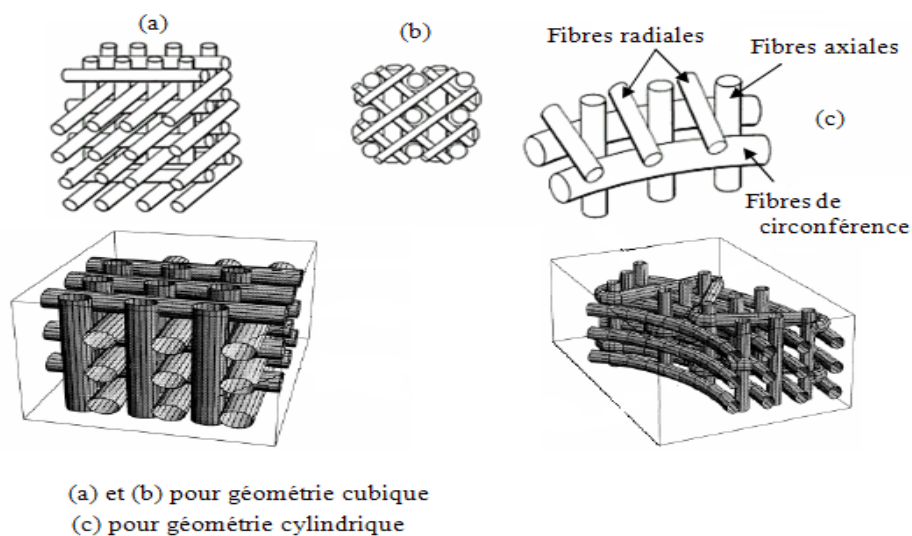


Figure (I.11) : Les tissus 3D [1].

I.3.4 Ensimage

Les renforts destinés à la fabrication des composites reçoivent un ensimage. L'ensimage est une dispersion aqueuse spécifique comportant un agent collant, un agent pontant et des antistatiques permettant d'assurer différents rôles :

- Compatibilité de la liaison fibre - matrice.
- Cohésion inter filamentaire (raideur du fil) pour qu'il soit manipulable.

- Protection contre l'abrasion générée par la mise en œuvre (frottement contre pièces métalliques).
- Elimination des charges électrostatiques dues aux frottements.
- Augmentation du mouillage de la fibre au cours de l'imprégnation [1].

1.3.5. Charges et additifs

Enfin, des *charges et additifs* sont ajoutés au composite afin de lui conférer de nouvelles propriétés et, ainsi, de lui permettre de remplir davantage de fonctions techniques. De manière générale, les charges et additifs jouent un rôle essentiel dans l'obtention des propriétés des polymères, qu'ils soient utilisés seuls ou comme matrices de composites, il en existe de très nombreux types [1].

1.3.5.1. Les charges

Sont des particules solides que l'on disperse au sein de la matrice. Elles peuvent être minérales, organiques (végétales ou synthétiques) ou métalliques, et s'utilisent grosso modo de la même façon que dans les plastiques "traditionnels". On peut par exemple rencontrer (Figure I.12)

- des microbilles de verre creuses, ajoutées en plus des renforts principaux, qui améliorent la tenue en compression tout en allégeant la matrice.
- du noir de carbone utilisé à la fois comme pigment noir, comme barrière anti-UV et comme antioxydant.
- des particules de silice pour rendre la matrice plus isolante (thermiquement, électriquement et acoustiquement), diminuer son retrait au moulage...
- des poudres ou paillettes métalliques pour rendre la matrice conductrice de l'électricité et de la chaleur, pour améliorer son usinabilité, sa résistance aux chocs ou à l'abrasion...
- des billes thermoplastiques ajoutées dans les matrices thermodurcissables, pour améliorer leur ductilité et donc leur résistance à la fissuration[1].

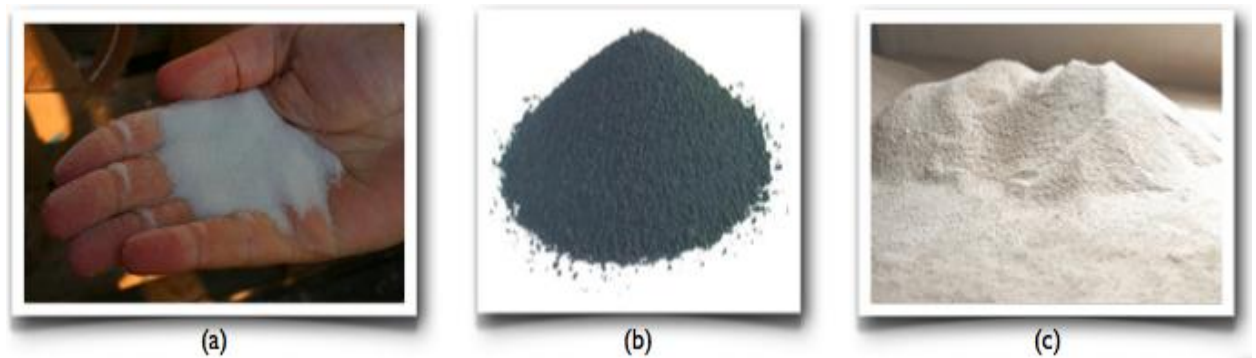


Figure (I.12) : charges utilisées dans les CMO : (a) microbilles de verre, (b) noir de carbone, (c) silice [1].

1.3.5.2. Les additifs

Possibles sont encore plus nombreux. Une classe d'additifs que l'on rencontre systématiquement est celle des agents d'interface, que l'on dépose sur les fibres pour les faire adhérer à la matrice. On rencontre également :

- des stabilisants, qui retardent les dégradations dues à l'oxygène, aux UV ou encore à l'ozone.
- des ignifugeants ou retardateurs de flamme (la plupart des polymères sont inflammables).
- des agents de démoulage.
- des colorants.
- diminuer le coût des matrices en résin.

Il est ainsi possible de conférer de nombreuses fonctions techniques au composite, et d'adapter finement ses propriétés aux besoins du concepteur [1].

1.3.6. Les matrice

La matrice a pour rôle de lier les fibres renforts, d'assurer une répartition spatiale homogène des renforts, transmettre aux renforts les efforts extérieurs et de les répartir, apporter la tenue chimique de la structure et donner la forme désirée au produit [4].

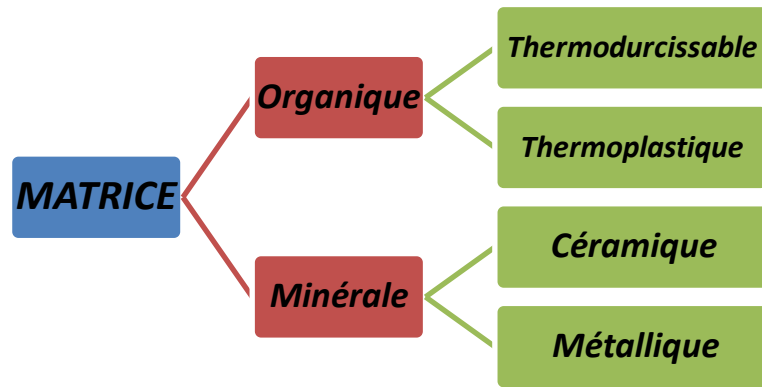


Figure (I.13) : Classification des matrices[4].

1.3.6.1. 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 [1].

<i>Matrices</i>	<i>Thermoplastiques (TP)</i>	<i>Thermodurcissables (TD)</i>
<i>Etat de base</i>	Solide prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
<i>Stockage</i>	Illimité	réduit
<i>Moulage</i>	Chauffage+ refroidissement	Chauffage continu
<i>Cycle</i>	Court	long
<i>Tenue thermique</i>	Réduite	bonne
<i>Tenue au choc</i>	Assez bonne	limitée
<i>Chutes et déchets</i>	recyclables	Perdus ou recyclés en charge
<i>Mouillabilité renforts</i>	Difficile	aisée

Tableau (1.3) : Principales différences entre les Matrices TP et TD [1].

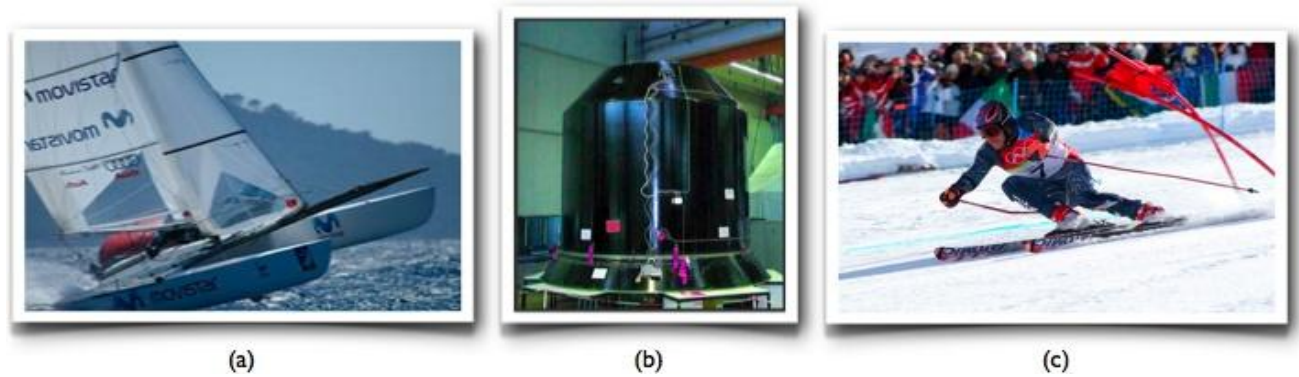


Figure (I.14) : Quelques applications des CMO "haute performance" : (a) un catamaran, (b) le support de la charge utile d'Ariane, (c) des skis de compétition [2].

1.3.6.2. 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.

Leur coût de mise en œuvre élevé réserve les composites à matrice métallique aux applications aéronautiques et spatiales [1].



Figure (I.15) : Exemples d'applications des composites à matrice métallique[1].

1.3.6.3. 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, zircone. 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, 5, 22].

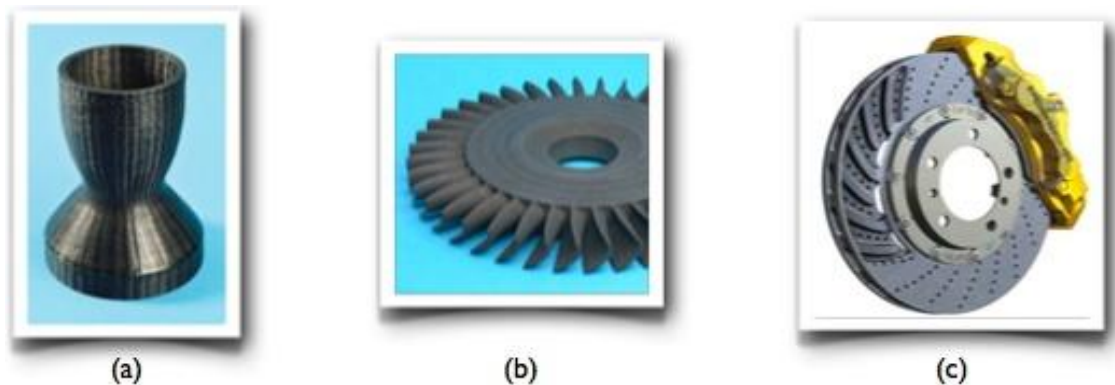


Figure (I.16) : Quelques applications des CMC : (a) la tuyère d'un moteur spatial, (b) le disque à aubes d'une turbine, (c) un disque de frein haut de gamme [22].

1.3.7. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels

Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels constituent un type de stratifié de base auquel peut se ramener en théorie tout autre type de stratifié.

Ces stratifiés sont constitués de couches de fils ou de tissus unidirectionnel, dont la direction est décalée dans chaque couche :

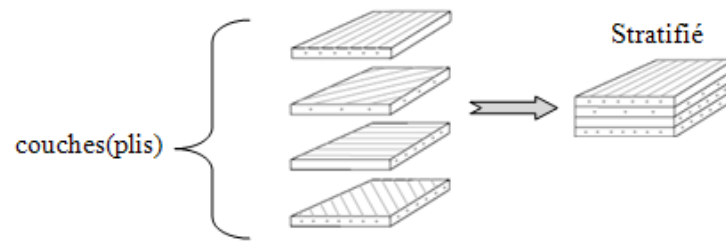
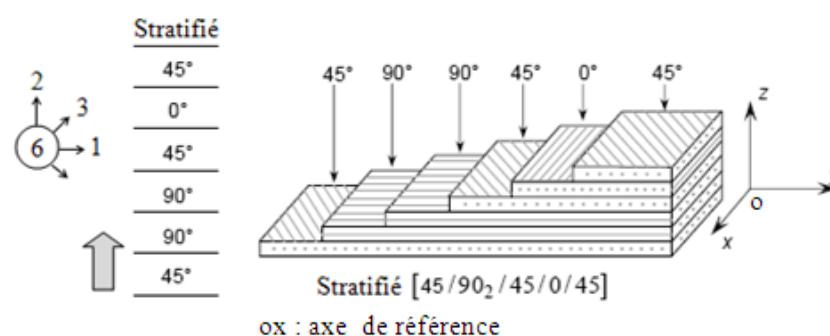


Figure (I.17) : Constitution d'un stratifié [8].

La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant:

- Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence, figure (I.18).
- Les couches successives sont séparées par un slash (/) si leurs angles sont différents.
- Les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique.
- Les couches sont nommées successivement en allant d'une face à l'autre.
- Des crochets(ou parenthèse) indiquent le début et la fin du code.
- La désignation dépend du système d'axe choisi.
- Lorsque des couches sont orientées à des angles égaux en valeurs absolues mais de signes opposés, les signes (+) ou (-) sont utilisés, la convention pour les angles positifs ou négatifs dépend du système d'axe choisi.

La direction dite « à 0° » correspond à la direction d'application de l'effort prépondérant, ou à une direction privilégiée de la pièce considérée, ou à l'axe des abscisses du repère choisi [1, 4].



(Figure I.18) : Exemple de la désignation d'un stratifié [8].

1.3.7.1. Stratifiés symétriques

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est plan de symétrie. Sa désignation ne nécessite alors que la moitié des couches successives.

-Si le stratifié a un nombre pair de couches, la désignation débute sur une face pour finir au plan de symétrie. Un indice (s) indique que le stratifié est symétrique.

-Si le stratifié comporte un nombre impair de couches, la désignation est semblable à la précédente, la couche centrale étant surlignée.

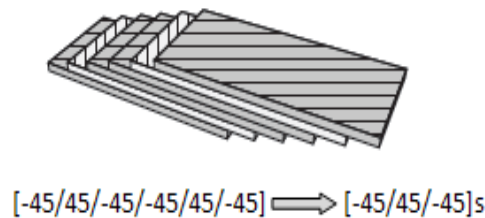


Figure (I.19) : Exemple d'un Stratifié symétrique [8].

➤ Pourquoi la symétrie miroir

Lors de la constitution de la pièce stratifié, les plis successifs imprégnés de résine sont drapés à température ambiante, puis placés dans une étuve pour la polymérisation. Dans le composite ainsi créé à chaud, la dilatation d'ensemble de la pièce d'origine thermique, s'effectue sans qu'il y ait variation globale de sa forme par voilement ou gauchissement. Par contre lors du refroidissement, les plis ont tendance à se contracter différemment suivant le sens des fibres ou suivant le sens travers. Lorsque la symétrie miroir est réalisée, elle entraîne la symétrie de ces contraintes, et empêche ainsi l'apparition des déformations d'ensemble de la pièce : voilement ou gauchissement [8].

1.3.7.2. Stratifiés séquences

La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois où une séquence est successivement répétée.

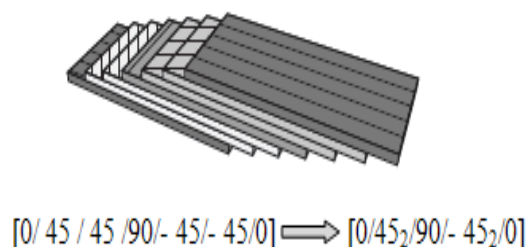


Figure (I.20) : Exemple d'un Stratifié séquence [8].

I.3.8. Les Composites Sandwiches

Aujourd'hui, on enregistre une progression importante dans l'emploi des matériaux composites dans des domaines aussi divers que l'aéronautique, l'automobile, le sport et les loisirs. Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on peut citer les matériaux sandwichs.

Les structures sandwichs occupent un large créneau dans la construction des pièces composites. Historiquement, ce sont les premières structures composites allégées et performantes. L'objectif de ce premier chapitre est de positionner la problématique des matériaux sandwichs en nous attachant à mettre en évidence toutes leurs particularités propres [6].

➤ Qu'est ce qu'un matériau sandwich ?

Une structure sandwich résulte de l'assemblage par collage ou soudure de deux semelles ou peaux (Fig. I.21) et d'un matériau d'âme. Les peaux sont de faibles épaisseurs et possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques (module élevé, grande résistance).

Entre les deux peaux est intercalé un matériau d'âme de forte épaisseur et de faible densité.

En gardant une distance constante entre les deux peaux, l'insertion de cette âme permet d'augmenter le moment d'inertie de la structure, et par conséquent sa rigidité en flexion, tout en minimisant la masse de l'ensemble.

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

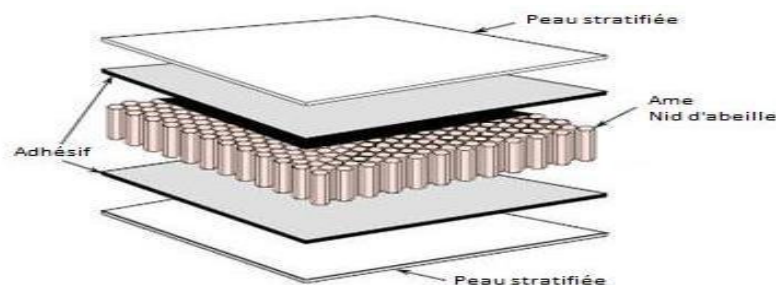


Figure (I.21) : Schéma d'un sandwich [8].

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux « feuilles », appelées peaux, possédant de bonnes caractéristiques en traction.

L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité. Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix). Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme - peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence [8].

I.3.8.1. Contexte industriel

La construction en sandwich est un concept qui a été qui existe depuis 1820. Cependant, il a fallu un siècle pour que l'utilisation en masse commence. En effet, l'une des premières applications de la construction en sandwich est la fabrication d'un avion militaire britannique de la Seconde Guerre Mondiale, le Mosquito (figure I.22).

Contrairement aux structures métalliques, sa structure en panneaux sandwichs avec des peaux de placage en bois et une âme en balsa, lui confère une grande légèreté et par voie de conséquence une vitesse plus élevée [7].



Figure (I.22) : L'avion le Mosquito [7].

Au cours des années 1940, l'apparition de nouveaux matériaux d'âme a encouragé les principaux constructeurs d'avions militaires à utiliser davantage les composites sandwichs. En effet, en 1943, la base aérienne américaine Wright-Patterson (WPAFB) a commencé à utiliser des structures sandwich avec des peaux stratifiées en résine polyester renforcée de fibres de

verre liées entre elles par une âme de faible densité (balsa ou nid d'abeille en fibres de verre) pour fabriquer le fuselage de leur VULTEE BT-15.

Ces dernières années, la plupart des avions civils ont également adopté cette construction pour de nombreux composants. Par exemple, les planchers de l'avion Boeing 747 sont fabriqués à partir d'un panneau sandwich de balsa et de feuille d'aluminium. Dans le domaine de la construction navale, les caractéristiques de légèreté et sur tout d'absence de corrosion des structures sandwich, lorsque les divers constituants ne sont pas métalliques, commencent à susciter de l'intérêt. Une étude expérimentale et analytique a montré que le remplacement d'une construction en acier conventionnelle par une construction en sandwich peut apporter des gains de masse jusqu'à 40 à 50%.

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

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

Dans le secteur ferroviaire, les structures sandwich ont été sélectionnées pour la Fabrication des cabines de trains à grande vitesse (TGV) [7].



Figure (1.23) : Train à Grande Vitesse(TGV).

Les propriétés exceptionnelles de ces structures en font le matériau idéal pour atténuer les problèmes de la propagation des ondes de pression lors de croisement de deux trains dans un tunnel. De plus, la bonne résistance au feu et la grande résistance à des températures très élevées de certaines mousses thermoplastiques, ont permis par exemple la conception du train allemand « Transrapid ». Grâce à une structure en matériaux sandwichs, ce dernier peut atteindre des vitesses supérieures à 550 Km/h. Plus récemment, la construction sandwich est de plus en plus utilisée dans les projets de réhabilitation des infrastructures routières (Génie civil) telles que la fabrication des tabliers de ponts où la légèreté, la durabilité et la résistance à la corrosion sont indispensables [7].

I.3.8.2. Les éléments constituant les matériaux sandwichs

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

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

- **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. (figure I.24). Illustre les différents matériaux de fabrication des peaux [8].

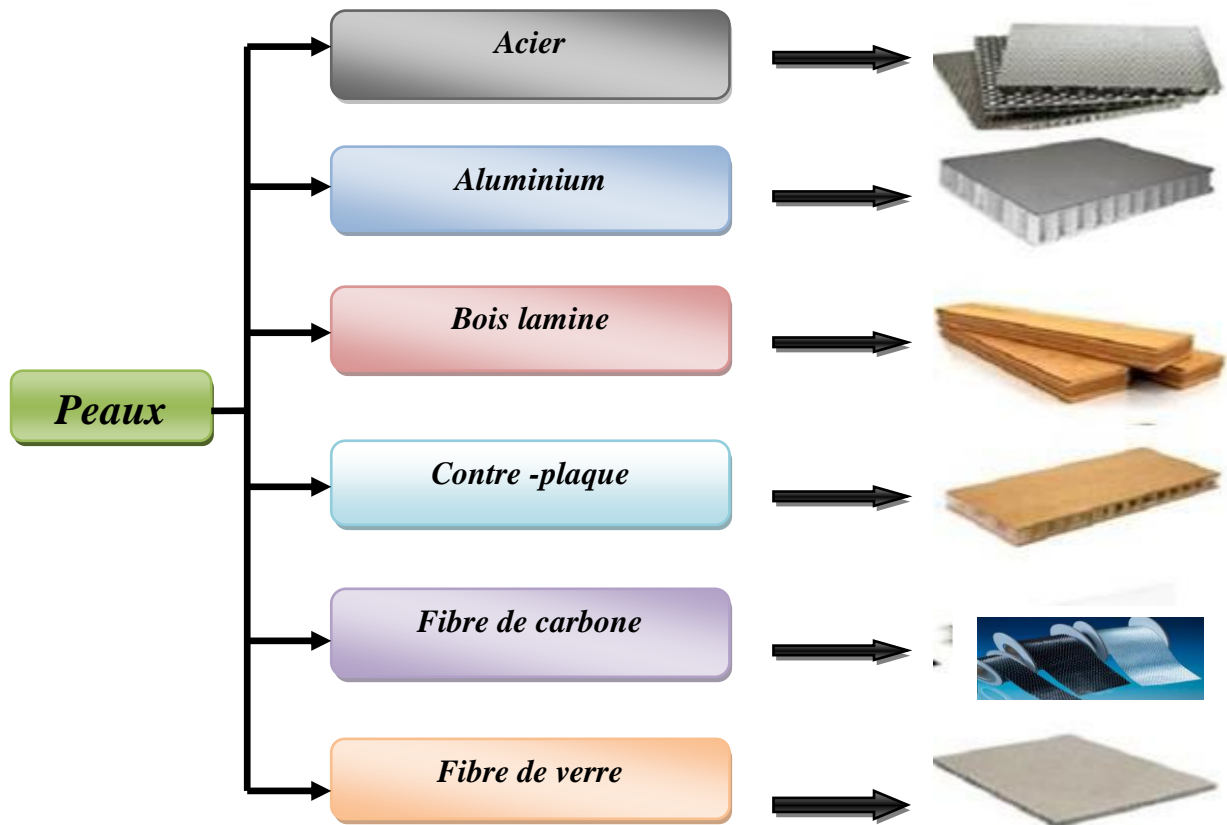


Figure (I.24) : Matériaux pour les peaux [8].

➤ 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 [8].



Figure (1.25): Exemples d'âmes les plus utilisées dans la construction des composites sandwichs : mousse, balsa bois, et nid d'abeilles [8]

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

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

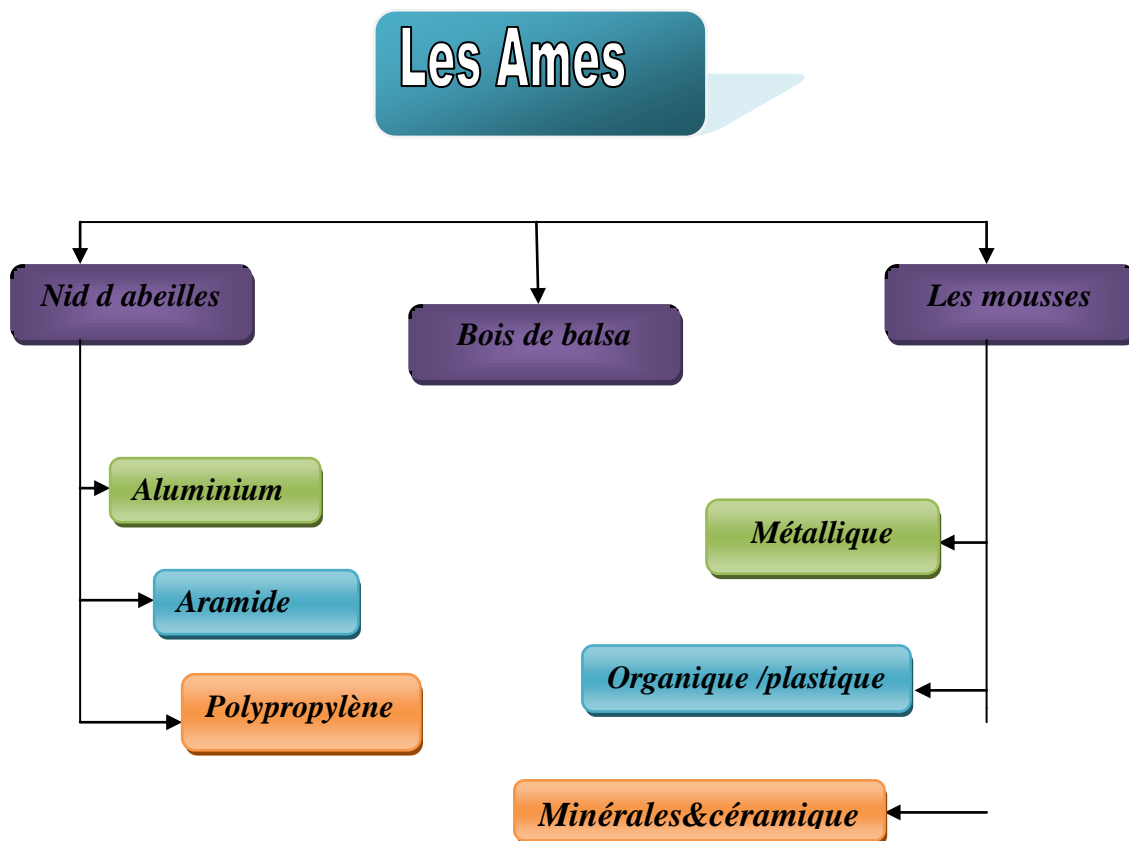


Figure (I.26) : Classification des Ames [8].

➤ Les mousses

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

- l'allégement : Les mousses organiques ont de très faibles densités. Elles permettent donc une diminution du poids d'une structure, tout en assurant la conservation des propriétés mécaniques de celle-ci.
- l'isolation thermique : Celle-ci est améliorée par la présence des pores idéalement fermés, nombreux, et de taille réduite. Ils assurent une discontinuité au sein de la structure. Ainsi, la conductivité thermique abaisse considérablement ;
- l'isolation phonique : Elle est augmentée à l'aide des tortuosités et cheminements Introduits par les pores, de préférence ouverts. D'autres propriétés, dues principalement à la nature de la matrice, sont aussi à Considérer : tenue à la température, au feu, aux agents chimiques [9].

➤ Mousses métalliques

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

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

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

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

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

➤ **Mousses minérales et céramiques**

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

Il existe également des mousses de verre, de béton, de carbone vitreux, de carbure de silicium, de borate... On peut encore citer les billes d'argile expansées (utilisées dans L'hydro culture), les terres cuites acoustiques utilisées dans des écrans antibruit... Ces mousses ne présentent pas de caractéristiques mécaniques élevées. Leur principal avantage réside dans leur tenue en température. Ainsi, une mousse de carbure de silicium, d'une densité de 0,29 g/cm³, peut résister à plus de 1 500 °C en atmosphère oxydante et 2 200 °C en atmosphère neutre. Elle peut être employée dans des échangeurs thermiques, des éléments chauffants, des filtres, des supports de catalyseurs [9].

➤ **Mousses organiques**

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

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

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

- la nature ouverte ou fermée des cellules.

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

➤ Les parois minces

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

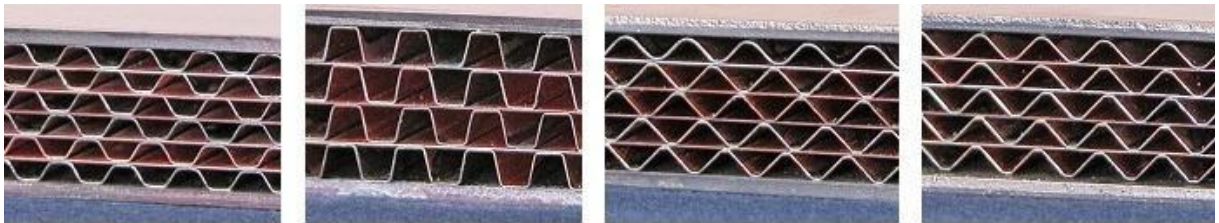


Figure (I.27) : Âmes en parois minces [9].

➤ L'âme en nid d'abeilles

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

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

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

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

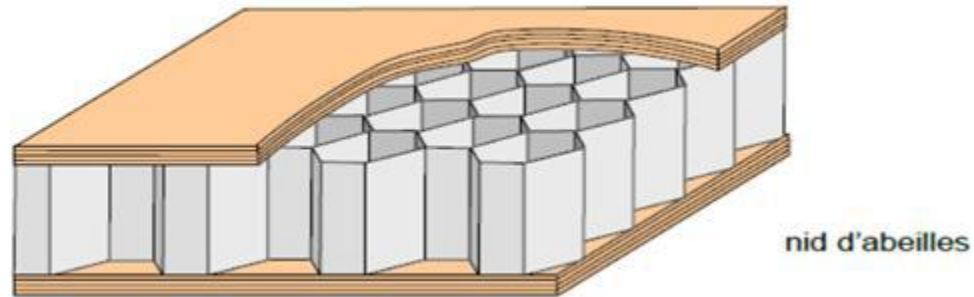


Figure (I.28) : L'âme en nid d'abeille [9].

Parmi les âmes Nida les plus utilisées, nous retrouvons:

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

L'aluminium et les alliages ultralégers sont les matériaux les plus utilisés pour fabriquer les Nids d'abeilles métalliques. Par exemple, le nid d'abeilles est constitué de mailles hexagonales en aluminium. Étant donné la faible densité et les performances physiques et mécaniques élevées, il est utilisé principalement comme âme destinée à prendre les efforts de cisaillement dans des constructions sandwich collées légères [8, 9].

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

C'est un nid d'abeilles extrudé en polypropylène utilisé comme âme de structure sandwich (Panneaux). La nature thermoplastique de ces nids d'abeilles facilite leur mise en forme. Ils sont thermiquement isolants grâce à l'air emprisonné dans les alvéoles. Les sandwichs en Nida polypropylène sont moins rigides que ceux en aluminium mais demeurent plus légers et moins dispendieux [8,9].

➤ **L'adhésif de surface (ou interface)**

Cet élément est d'une importance cruciale, il solidarise l'âme et les peaux. Il doit permettre un bon assemblage de la structure en formant une liaison continue, non poreuse et d'épaisseur constante. Par ailleurs, et une bonne transmission des contraintes d'un milieu à l'autre est nécessaire, Pour cela, la principale caractéristique de l'adhésif doit être une bonne résistance au cisaillement. Dans le cas de peaux en matériau composite, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation d'une résine auto-adhésive [8].

I.3.8.3. Procédés de fabrication des poutres sandwich

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 [10]:

- Technologies par voie humide (imprégnation directe).
- Technologies par voie sèche (imprégnation indirecte).
- Assemblage par collage.

➤ Technologies par voie humide (imprégnation directe)

Les sandwichs peuvent être obtenus traditionnellement par des procédés de mise en œuvre dits par « voie humide », les renforts secs étant imprégnés par la résine thermodurcissable au cours de la mise en forme, soit par moulage au contact, soit par projection simultanée, soit encore par injection de résine, ou par enroulement filamentaire.

Les structures obtenues par contact ou projection simultanée présentent des propriétés mécaniques moyennes, en particulier si les peaux ont été fabriquées à partir de fibres coupées. Le taux de résine, le taux de porosité et, plus généralement, la qualité du stratifié, dépendent de l'habileté du mouleur.

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

➤ Technologies par voie sèche (imprégnation indirecte)

Les procédés de mise en œuvre par voie sèche (ou procédés d'imprégnation indirecte) consistent à réaliser des structures sandwiches dont les peaux sont obtenues à partir de pré-imprégnés. La mise en œuvre peut s'effectuer sous vide en étuve, sous presse chauffante, ou sous vide en autoclave. Le recours aux pré-imprégnés permet de garantir une imprégnation des renforts uniforme et de qualité, et confère à la pièce sandwich de

Bonnes propriétés mécaniques résultant du taux de fibres élevé. L'excès de résine contenu dans le pré-imprégné, qui sera extrait par l'application de la pression et de la température adéquates, peut être utilisé pour assurer le collage âme/peau [10].

➤ **Assemblage par collage**

L'assemblage des sandwichs par collage reste un procédé très répandu, qui consiste à associer à l'aide d'un adhésif l'âme et les peaux préalablement préformées. Les phases de mise en forme et d'assemblages sont alors bien distinctes. La préparation des surfaces est une étape importante qui permet d'assurer une adhésion de qualité :

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

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

➤ **Moussage « in situ »**

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

Le principe consiste à injecter le polymère d'âme mélangé à son agent gonflant entre les peaux préformées préalablement positionnées dans un moule ou un caisson de coulée. Cette technologie de mise en œuvre permet d'obtenir aisément des structures de géométries complexes ne se limitant pas à des panneaux plans, et de réaliser des pièces présentant un bon aspect de surface, si les peaux ont été moulées sur leur face extérieure.

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

➤ **Moulage de panneaux en continu**

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

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

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

I.3.8.4. Intérêt des structures sandwiches

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

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

I.4. Matériaux métalliques

Ce sont les métaux purs et leurs mélanges, ou alliages, des éléments chimiques qui peut former des liaisons métalliques et perdu des électrons pour formé des cations (ions positifs)

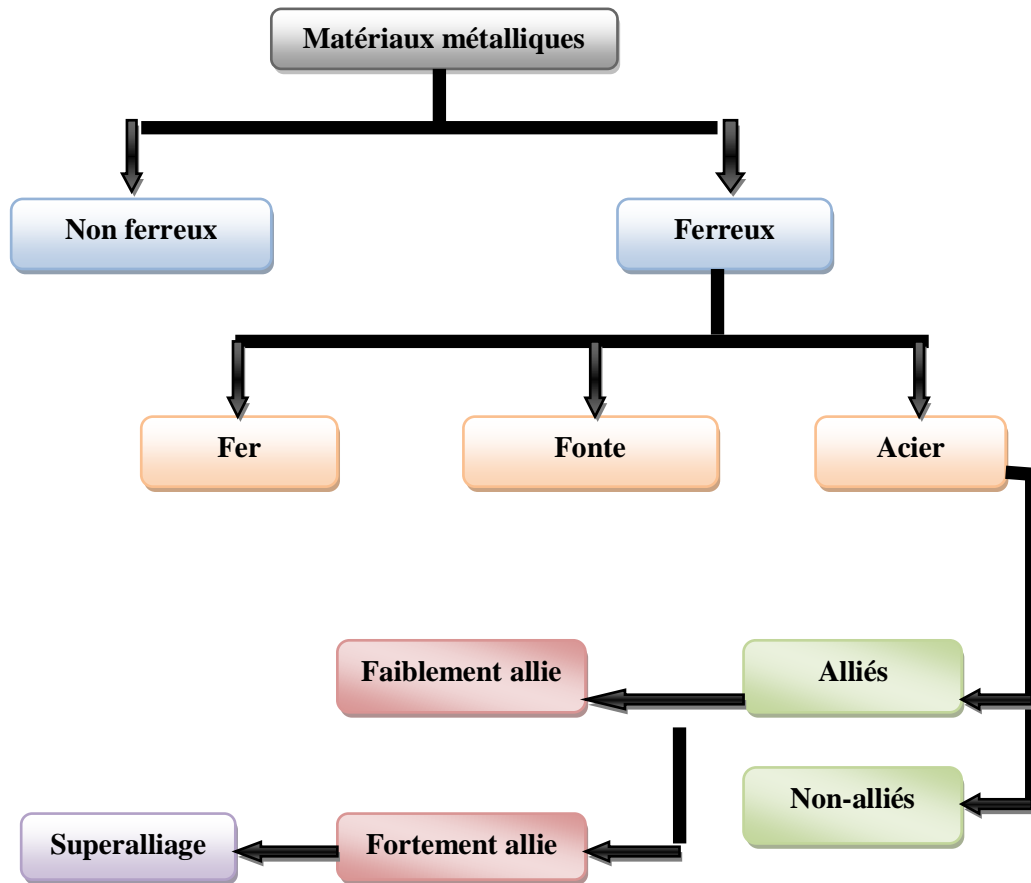


Figure (I.29) : Classification Des Matériaux Métalliques.

I.4.1. Les superalliages

Un ou alliage à haute performance est un alliage métallique présentant une excellente résistance mécanique et une bonne résistance au fluage à haute température (typiquement 0,7 à 0,8 fois sa température de fusion), une bonne stabilité surfacique ainsi qu'une bonne résistance à la corrosion et à l'oxydation. Les superalliages présentent typiquement une structure cristalline cubique à faces centrées de type austénitique. Le développement des superalliages s'est appuyé à la fois sur des innovations dans les domaines de la chimie et des processus de fabrication, réalisées dans les domaines de l'aérospatial et de l'énergie. Les superalliages trouvent leurs applications habituelles dans les turbines des moteurs d'avion (aubes de turbine des veines chaudes des turboréacteurs), les turbines à gaz, ou les turbines de l'industrie marine [3].

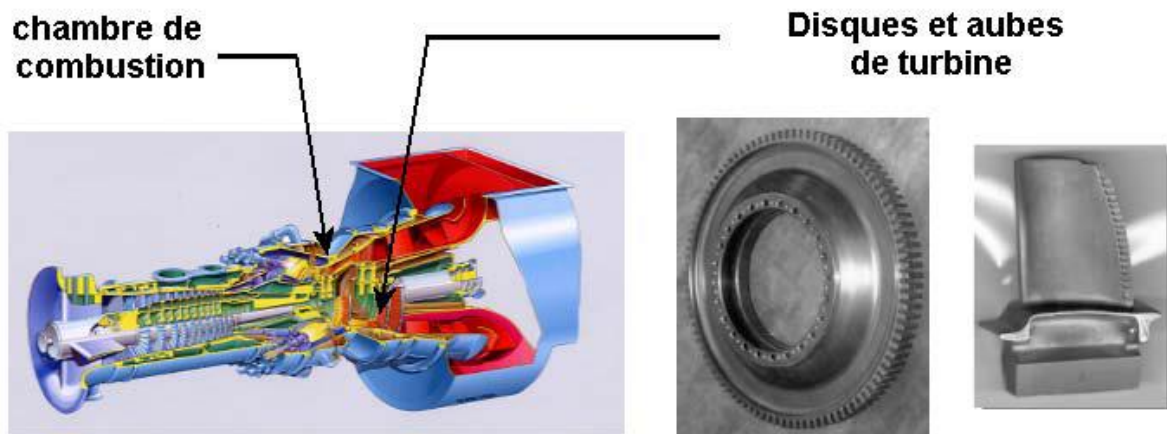
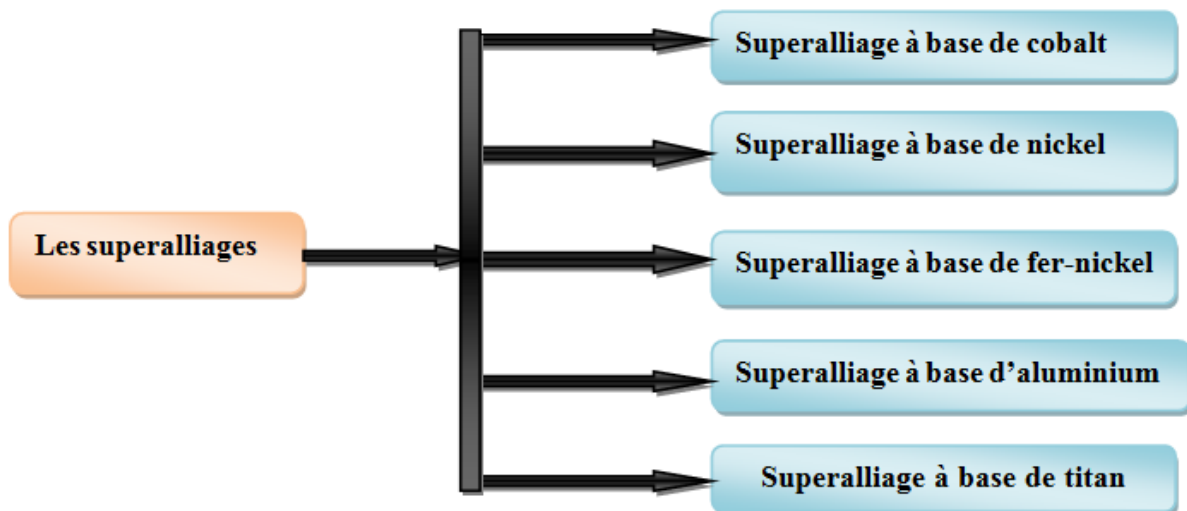


Figure (I.30) : Turbine à gaz industrielle GT10C et disque et aube de turbine [3].

I.4.1.1. Différentes familles des superalliages

Les éléments d'alliages à la base d'un superalliage sont le plus souvent le nickel, le cobalt et le fer, mais aussi le titane et l'aluminium. Comme exemples de superalliages, on peut citer : Hastelloy, Inconel, Waspaloy, Rene alloys (notamment Rene 41, Rene 80, Rene 95), Haynes alloys, Incoloy, MP98T, TMS alloys, Phynox, Stellite, Carboloy, et les alliages monocristallins CMX. Dans ses centres de recherche tels que l'ONERA, la France a développé divers superalliages comme les alliages de la série AM (AM1, etc.) utilisés dans le moteur du chasseur Rafale [3].



(Figure I.31) : famille des superalliages [3].

➤ Superalliage à base cobalt

Il est connu depuis des décennies que des phases ordonnées de type γ' -Co₃(Al, Ti) peuvent se former dans des matrices de cobalt contenant du titane et de l'aluminium, mais

elles sont instables à haute température et ne confèrent pas de bonnes propriétés à chaud à ces alliages. Des études récentes au Japon ont identifié des superalliages à base de cobalt durcis par un composé ternaire possédant une structure L12 précipitant de façon cohérente dans une matrice CFC à base cobalt. Ce composé est de type $Co_3(Al, W)$ et génère donc un système similaire au système $\gamma' - Ni_3Al$ des superalliages à base de nickel.

Mais ce dernier composé présente une température de mise en solution sensiblement plus basse que Ni_3Al , inférieure à $1000^\circ C$, ce qui interdit la mise au point de superalliages pour très haute température, à mettre en œuvre par voie fonderie, jusqu'à $1200^\circ C$, pouvant rivaliser avec les meilleurs superalliages monocristallins base nickel. Des nombreux travaux sont menés aujourd'hui pour augmenter cette température de « solvus » (mise en solution). Une autre voie d'exploration concerne les alliages base cobalt fortement chargée en nickel dans les quels des composés γ' base Ni ou Co peuvent se former selon les compositions chimiques. Ces alliages à base Co-Ni s'adressent à des applications pour températures modérées, jusqu'à $850-900^\circ C$, c'est à dire au dessous des températures de solvus et peuvent être a priori corroyés (forgeage, laminage). Le NIMS a ainsi développé un alliage base Ni chargé à 26% en poids Co, le TMW4 pour réalisation de disques de turbines fonctionnant à $700^\circ C$ voire plus, en concurrence avec l'alliage américain U720 (NC16KTDA) réputé jusqu'à présent comme étant le meilleur.

Ces alliages ont donc sans doute un potentiel intéressant à préciser mais il faut aussi noter que par leur teneur en tungstène, nécessaire pour la phase durcissant γ' , ils ont des densités plus élevées que celles des superalliages base Ni (plus de 9 contre 8 à 8,4). Il faut aussi avoir en mémoire que si le cobalt, tout comme le nickel, est assez abondant dans l'écorce terrestre, son prix est sensiblement plus élevé que celui du nickel en raison de considérations géostratégiques sur les ressources minières [3].

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> -pièce d'usure - Très bonne tenue en température sans chute de propriétés. - Inertie à certaine corrosion. - prothèse. -outillages pour travaille à chaud. 	<ul style="list-style-type: none"> - Fragilité à la courbure ou au pliage. - Coût élevé.

Tableau (I.4) : Avantages et inconvénients de superalliage à base de cobalt [3].

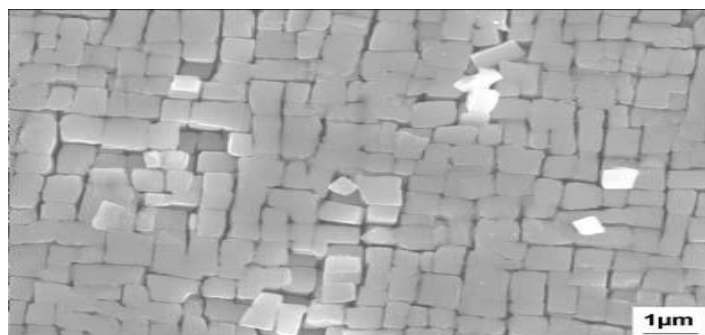
➤ Superalliages à base nickel

Les superalliages à base nickel associent une aptitude remarquable à la mise en œuvre (capacités à être coulés, forgés, traités thermiquement, usinés, soudés, revêtus de couches protectrices...) à des résistances mécaniques à haute température très supérieures à celles de tous les alliages métalliques industriels (aciers, base aluminium, titane, cuivre...). Ils constituent les meilleurs matériaux actuellement développés pour répondre aux problèmes de mécanique-thermique. Ils offrent des caractéristiques métallurgiques très particulières pour expliquer cet ensemble de propriétés. Ce sont des matériaux à matrice base nickel austénitique γ (cubique à faces centrées, donc plutôt ductile) renforcée par des précipités durcissant γ' (de structure aussi CFC, mais de nature atomique ordonnée) cohérente avec la matrice, c'est-à-dire ayant une maille atomique très proche de celle-ci.

Le composé γ' de formulation $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$ présente en outre, de par son caractère ordonné, la propriété remarquable d'avoir une résistance mécanique qui augmente avec la température jusqu'à 800°C environ. La cohérence très forte entre γ/γ' confère une tenue mécanique à chaud très élevée des superalliages à base nickel, qui dépend elle-même du taux de précipités durcissant ce qui a conduit à :

Des alliages à forte résistance jusqu'à 700°C, mais dont la résistance diminue fortement au-delà de 800°C, ce qui les rend aptes au forgeage à chaud (au-delà de 1000°C).

des alliages présentant une résistance intermédiaire jusqu'à 700°C et une bonne tenue mécanique vers les très hautes températures (jusqu'à 1100°C) . Ces alliages sont impossibles à mettre en œuvre par voie forgeage. Ils sont utilisés en fonderie de précision [3].



**Figure (1.32) : Microstructure typique d'un superalliage monocristallin (CMSX-4).
Image MEB, révélant les cubes γ' -Ni₃Al après attaque électrochimique de la matrice γ
(Electrolyte : acide perchlorique 20%, éthanol 70%, éthylène glycol monobutyl éther 10%, 3A,
2V) [3].**

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<ul style="list-style-type: none"> - grande résistance au fluage à température élevée. - bonne résistance à la corrosion et à l'oxydation. - outillages pour travaille à chaud. 	<ul style="list-style-type: none"> - Fragilité à la courbure ou au pliage. - Coût élevé.

Tableau 1.5) : Avantages et inconvénients de superalliage à base de nickel [3].

I.4.1.1.1. Les superalliages à base de nickel monocristallins pour aubes de turbine à gaz :

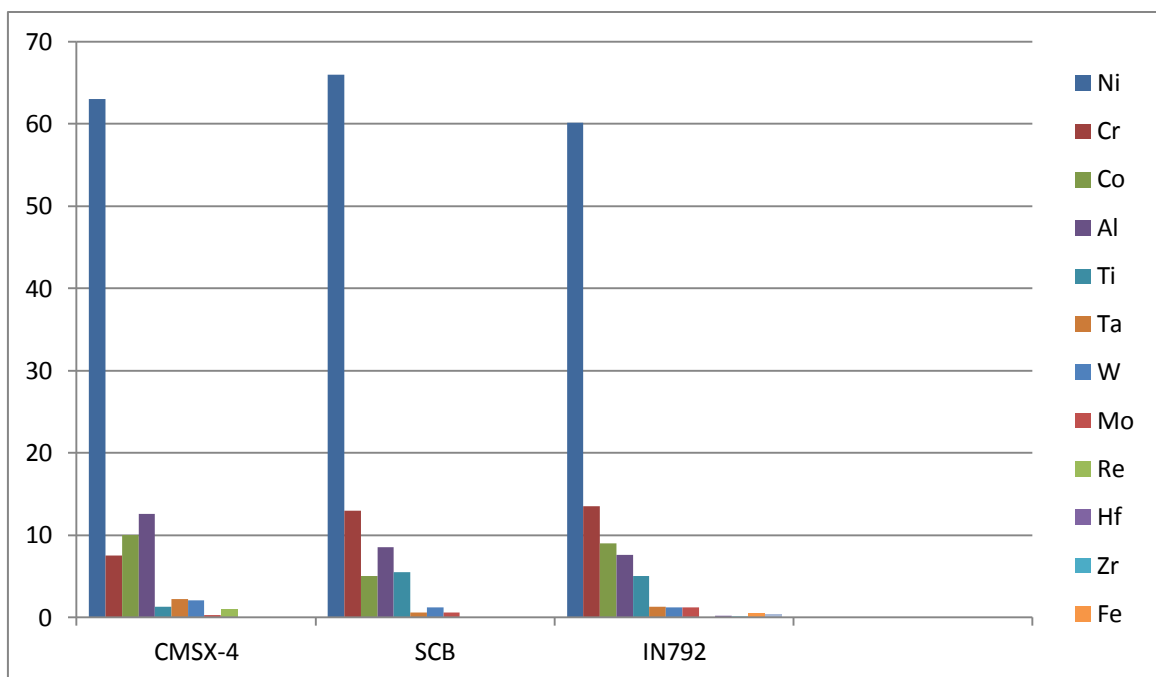
Le procédé de solidification dirigée a d'abord permis l'élaboration d'aubes à grains colonnaires dans les années 60 puis monocristallines dans les années 70. L'élimination des joints de grains a amélioré la ductilité à température élevée du superalliage. En effet, en supprimant les sites d'initiation des fissures, un traitement de remise en solution permettant l'optimisation de la microstructure γ' et donc le renforcement, est alors possible sans risque de fissuration. Les superalliages monocristallins ont aussi une excellente résistance au fluage, de par l'élimination des joints de grains perpendiculaires à l'axe de contraintes. Ils ont aussi une résistance à la fatigue thermique supérieure grâce à une orientation $\langle 001 \rangle$ parallèle à la direction de solidification. La microstructure des superalliages monocristallins est identique à celle des superalliages conventionnels, ils sont constitués de précipités cubiques γ' dans une matrice γ , mais la fraction de γ' est plus importante, de quelques carbures et borures, ainsi que de phases TCP. Ainsi, grâce à leurs très bonnes propriétés mécaniques et leur stabilité de surface à haute température, les superalliages à base de nickel sont utilisés dans les parties les plus chaudes des turbines à gaz aéronautiques, industrielles ou marines. Pour accroître le rendement des turbines à gaz, il est nécessaire d'augmenter les températures de fonctionnement, donc d'améliorer les propriétés mécaniques des superalliages. Les propriétés mécaniques des superalliages ont été nettement améliorées grâce à l'optimisation de leur composition, en diminuant notamment les teneurs en chrome mais surtout grâce à la technique de solidification dirigée, qui a permis d'obtenir des aubes monocristallines. Or, la diminution du taux de chrome s'est généralement accompagnée d'une diminution de la résistance à la corrosion. Les températures de fonctionnement sont maintenant limitées par la température maximale d'utilisation des superalliages. Pour pallier ces deux problèmes, parallèlement à l'évolution de la conception des superalliages, des revêtements protecteurs aluminiformes ont été développés afin de permettre l'utilisation des superalliages dans un domaine de température où les problèmes de corrosion n'interviennent plus ($T > 950^\circ\text{C}$) [3].

➤ **Modes de renforcement :**

Les mécanismes de renforcement des superalliages à base de nickel incluent, en plus du renforcement de la solution solide par les éléments d'addition, le durcissement par précipitation. Le durcissement par précipitation comprend évidemment la précipitation de la phase γ' , mais d'autres phases comme les carbures ou les borures peuvent apporter un renforcement à basse température si leur fraction volumique reste faible. Ils peuvent cependant avoir une influence néfaste sur la vitesse de fluage et la résistance à la rupture [3].

➤ **Les éléments d'alliages :**

Il s'agit de superalliages à base de Ni, deux sont des monocristaux à solidification dirigée (CMSX-4TM et SCBTM), le troisième est un polycristal (IN792TM). SCBTM est un superalliage développé par l'ONERA dans le cadre d'un programme européen. CMSX-4TM, contient plus de Al et de Ta mais moins de Cr et de Ti, il contient aussi du Re, contrairement aux deux autres substrats. SCBTM contient plus de Ni et moins de Co. A noter aussi que, contrairement à sa composition « classique » sans hafnium [3].



GRAPHE (I.1): compositions chimiques, en %, de différent superalliage à base de nickel.

➤ **Effet des éléments d'alliage**

Dès l'élaboration, des éléments d'alliages à diffusion lente se retrouvent en solution solide ou sous forme de précipités dans le revêtement ou la zone d'interdiffusion. Ces éléments continuent à diffuser du substrat vers le revêtement lors d'un maintien à haute température et vont prendre part à l'oxydation [3].

➤ **Les revêtements aluminiformeurs**

Le rôle des revêtements aluminiformeurs est de protéger le superalliage, en formant en surface, par interaction avec l'oxygène de l'atmosphère environnante, une couche d'alumine dense, stable, adhérente et continue, qui inhibe la diffusion d'espèces endommageantes comme l'oxygène, l'azote et le soufre dans le superalliage (ou substrat). Revêtement aluminiformeur (aluminium de diffusion ou revêtement déposé) recouvert de zircone partiellement stabilisée, $ZrO_2-8\%wtY_2O_3$ par exemple. Cette barrière thermique permet de réduire d'au moins $150^\circ C$ la température à la surface du métal, diminuant ainsi les cinétiques d'oxydation mais aussi l'interdiffusion entre le substrat et le revêtement. Les premiers revêtements aluminiformeurs développés sont les aluminiums de diffusion simples ou modifiés dont le procédé d'élaboration [3].

➤ **Les aluminiums de diffusion**

Les revêtements aluminiums de diffusion sont nommés ainsi car leur élaboration est basée sur un processus de diffusion, permettant la formation de la phase $\beta-NiAl$. Ils sont produits soit par diffusion d'aluminium vers le substrat, soit par diffusion de nickel vers la surface. La direction de diffusion des espèces est déterminée par l'activité de l'aluminium, la température et le temps. On parle alors de revêtements haute activité (diffusion de Al) ou basse activité (diffusion de Ni) [3].

➤ **Revêtements haute activité**

Ces revêtements sont formés par diffusion de l'aluminium vers le substrat, composé des phases γ et $\gamma'-Ni_3Al$, à une température relativement faible (entre 700 et $900^\circ C$). Cet enrichissement en aluminium, des phases du substrat, provoque l'apparition de la phase fragile $\delta-Ni_2Al_3$.

La diffusivité du nickel dans $\delta-Ni_2Al_3$ est négligeable devant celle de l'aluminium. Ainsi une quantité importante d'aluminium peut être introduite de plus en plus profondément

dans le matériau. Mais à cause de la croissance interne du revêtement vers le superalliage, des éléments d'alliage à diffusion lente, tels que W, Mo, Ta, Cr ou Re, vont se retrouver sous forme de précipités ou bien en solution solide dans le revêtement. Après aluminisation, le matériau subit un traitement thermique entre 1040 et 1095°C qui entraîne la diffusion du nickel depuis le substrat vers la surface, provoquant ainsi la transformation de la phase fragile $\delta\text{-Ni}_2\text{Al}_3$ en $\beta\text{-NiAl}$. Ce traitement thermique est suivi d'un traitement de vieillissement à plus basse température qui permet de restaurer la microstructure initiale du superalliage. [3]

CHAPITRE II :
THÉORIES SUR LE
COMPORTEMENT
D'UNE POUTRE
SANDWICHES ET
SUPERALLIAGE
EN TRACTION

Introduction

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

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

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

Il est présenté dans ce chapitre, l'étude de la traction des poutres constituées de sandwich de composites et simple de superalliage.

Afin de faire l'étude des poutres en sandwich de composites, il est important de passer en revue l'analyse des poutres en superalliage. [11, 25].

II.1. Définition de la Traction

On dit qu'une poutre (E) travaille en extension simple quand elle est soumise à deux forces axiales directement opposées, appliquées au centre de surface des sections extrêmes qui tendent à l'allonger.

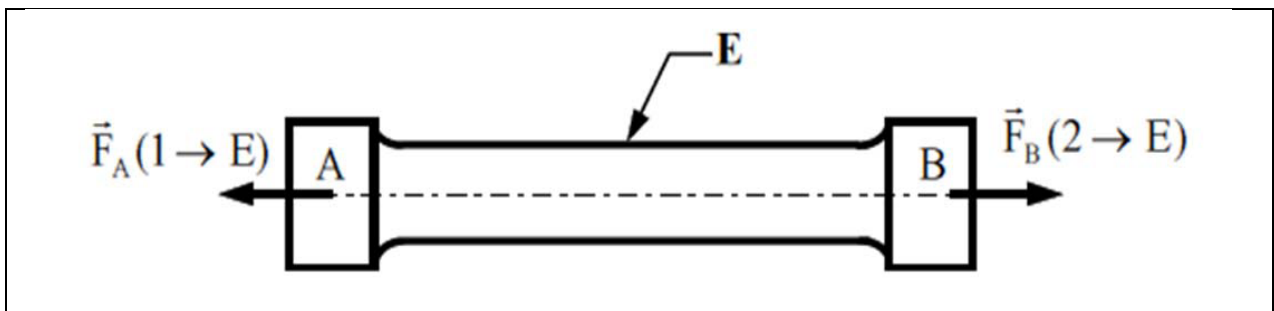


Figure (II.1) : Poutre sollicitée en traction [25].

II.1.1. Essai de traction

II.1.1.1. But et principe :

Cet essai destructif, pratiqué à température ambiante 20°C. Il permet de déterminer la Limite élastique et la Résistance à la rupture des différents matériaux. Il permet de définir les caractéristiques de résistance des matériaux.

Cet essai consiste à soumettre une « éprouvette » de longueur l à un effort de traction, progressivement croissant, généralement jusqu'à la rupture de l'éprouvette [25].

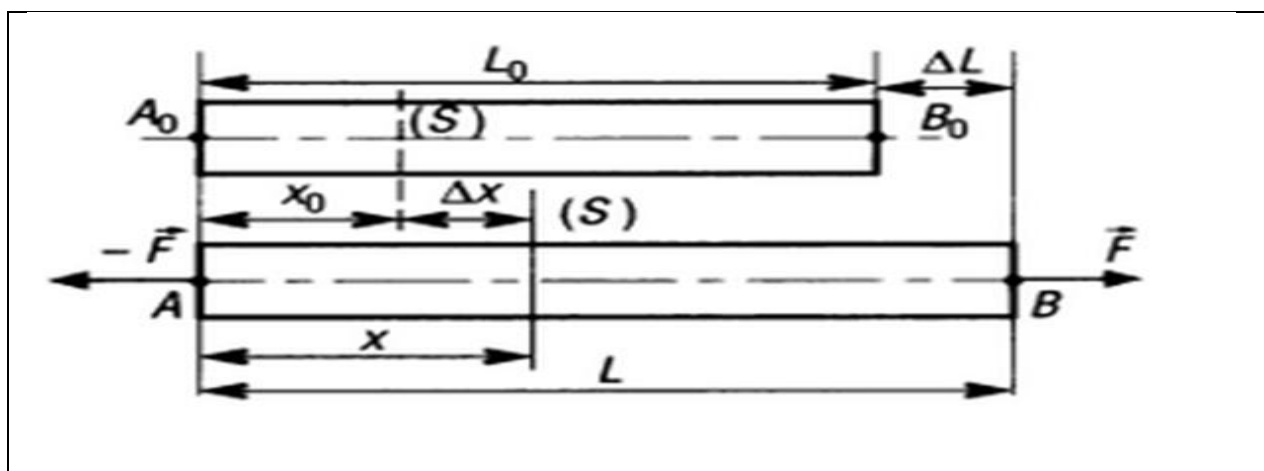


Figure (II.2) : Allongement d'une éprouvette sollicitée en traction [25].

A chaque incrément d'effort, la contrainte normale et la déformation de la barre sont portées sur une courbe. Cette opération est effectuée régulièrement jusqu'à la rupture de la barre. On obtient ainsi la courbe contrainte - déformation caractérisant le matériau.

II.2. Etat de contraintes en un point

Il est défini par un tenseur du second ordre noté (σ) . La matrice à 3 lignes et 3 colonnes qui lui est associée est symétrique. Il y a donc dans cette matrice 6 termes distincts qui seront notés (σ_{ij}) [13]:

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{21} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{31} & \sigma_{32} & \sigma_{33} \end{bmatrix} \quad (\text{II.1})$$

II.3. Etat de déformation en un point

Il est défini par un tenseur du second ordre noté (ε) . La matrice à 3 lignes et 3 colonnes qui lui est associée est symétrique, par écriture des petites déformations. Elle contient donc 6 termes distincts qui seront notés (ε_{ij}) [13]:

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} & \varepsilon_{32} & \varepsilon_{33} \end{bmatrix} \quad (\text{II.2})$$

La densité d'énergie interne de déformation s'écrit [13]:

$$Tr[\sigma\varepsilon] = \sigma_{11}\varepsilon_{11} + \sigma_{22}\varepsilon_{22} + \sigma_{33}\varepsilon_{33} + 2[\sigma_{23}\varepsilon_{23} + \sigma_{13}\varepsilon_{13} + \sigma_{12}\varepsilon_{12}] \quad (\text{II.3})$$

II.4. Milieu élastique linéaire

Les déformations sont des fonctions linéaires et homogènes des contraintes. Les relations correspondantes sont notées [13] :

$$\varepsilon_{ij} = \varphi_{ijkl} \sigma_{kl} \quad (\text{II.4})$$

II.5. Milieu homogène

Les grandeurs (φ_{ijkl}) caractérisant le comportement élastique du milieu considéré ne sont pas des fonctions de point, elles sont les mêmes quel que soit l'endroit du milieu que l'on considère [13].

Nombre de coefficients φ_{ijkl}

Écrivons la relation du comportement élastique précédente sous forme matricielle:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{32} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{21} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{32} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{21} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.5})$$

Du fait de la symétrie des contraintes ($\sigma_{kl}=\sigma_{lk}$), les coefficients concernés sont identiques, soit:

$$\varphi_{ijkl} = \varphi_{ijlk} \quad (\text{II.6})$$

Du fait de la symétrie des déformations ($\varepsilon_{ij}=\varepsilon_{ji}$), les coefficients concernés sont identiques, soit

$$\varphi_{ijkl} = \varphi_{jikl} \quad (\text{II.7})$$

Autrement dit, seule la connaissance des coefficients inclus dans la matrice (6×6) ci-dessus est nécessaire, de plus, l'application du théorème des travaux virtuels pour des états de contrainte particuliers permet de montrer que les coefficients (φ_{ijkl}) sont symétriques, c'est-à-dire: $\varphi_{ijkl}=\varphi_{klij}$

La matrice (6×6) mise en évidence plus haut est donc symétrie. Le nombre des coefficients distincts : 21 coefficients [13].

La loi de comportement précédente s'écrit alors :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_{1111} & \varphi_{1122} & \varphi_{1133} & 2\varphi_{1123} & 2\varphi_{1113} & 2\varphi_{1112} \\ \varphi_{2211} & \varphi_{2222} & \varphi_{2233} & 2\varphi_{2223} & 2\varphi_{2213} & 2\varphi_{2212} \\ \varphi_{3311} & \varphi_{3322} & \varphi_{3333} & 2\varphi_{3323} & 2\varphi_{3313} & 2\varphi_{3312} \\ \varphi_{2311} & \varphi_{2322} & \varphi_{2333} & 2\varphi_{2323} & 2\varphi_{2313} & 2\varphi_{2312} \\ \varphi_{1311} & \varphi_{1322} & \varphi_{1333} & 2\varphi_{1323} & 2\varphi_{1313} & 2\varphi_{1312} \\ \varphi_{1211} & \varphi_{1222} & \varphi_{1233} & 2\varphi_{1223} & 2\varphi_{1213} & 2\varphi_{1212} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.8})$$

En faisant apparaître les distorsions angulaires notées: $\gamma_{23}=2\varepsilon_{23}$, $\gamma_{13}=2\varepsilon_{13}$ et $\gamma_{12}=2\varepsilon_{12}$ d'où l'écriture suivante de la loi de comportement élastique :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_{1111} & \varphi_{1122} & \varphi_{1133} & 2\varphi_{1123} & 2\varphi_{1113} & 2\varphi_{1112} \\ \varphi_{2211} & \varphi_{2222} & \varphi_{2233} & 2\varphi_{2223} & 2\varphi_{2213} & 2\varphi_{2212} \\ \varphi_{3311} & \varphi_{3322} & \varphi_{3333} & 2\varphi_{3323} & 2\varphi_{3313} & 2\varphi_{3312} \\ 2\varphi_{2311} & 2\varphi_{2322} & 2\varphi_{2333} & 4\varphi_{2323} & 4\varphi_{2313} & 4\varphi_{2312} \\ 2\varphi_{1311} & 2\varphi_{1322} & 2\varphi_{1333} & 4\varphi_{1323} & 4\varphi_{1313} & 4\varphi_{1312} \\ 2\varphi_{1211} & 2\varphi_{1222} & 2\varphi_{1233} & 4\varphi_{1223} & 4\varphi_{1213} & 4\varphi_{1212} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.9})$$

II.6. Matériau isotrope

On appelle matériau isotrope un matériau invariant quel que soit le changement de repère, toutes les directions sont donc identiques. Chaque plan étant un plan d'isotropie. On écrit traditionnellement la matrice des rigidités {C} sous la forme [13]:

$$\{C\} = \begin{bmatrix} \lambda + 2\mu & \lambda & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda + 2\mu & \lambda & 0 & 0 & 0 \\ \lambda & \lambda & \lambda + 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mu & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mu \end{bmatrix} \quad (\text{II.10})$$

Dans laquelle λ et μ sont les modules de Lamé.

On écrit la matrice des souplesses sous la forme :

$$\{S\} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \quad (\text{II. 11})$$

$$\frac{1}{G} = \frac{2(1 + \nu)}{E} \quad (\text{II.12})$$

II.7. La théorie des poutres simples

Une poutre est un solide engendré par une surface plane (Σ) dont le centre G décrit une courbe appelée ligne moyenne. Le rayon de courbure de la ligne moyenne est grand par rapport aux dimensions de la section droite (Σ).

La section droite (Σ) de centre de surface G varie progressivement ou est constante.

La poutre a une grande longueur par rapport aux dimensions transversales.

La poutre possède un plan de symétrie.

Les points disposés de façon identique sur les sections droites constituent des lignes appelées fibres.

La ligne moyenne est aussi appelée fibre neutre.

Lorsque la ligne moyenne est une droite, alors la poutre est appelée poutre droite

Les sections droites des poutres étudiées ont un plan de symétrie et qu'elles sont chargées dans ce plan [26].

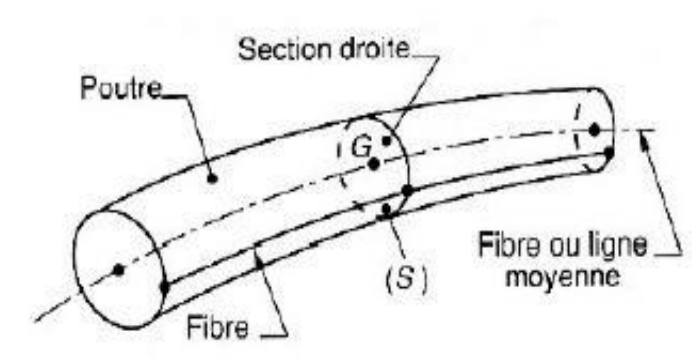


Figure (II.3) : Modèle de poutre.(polycopie rdl) [26].

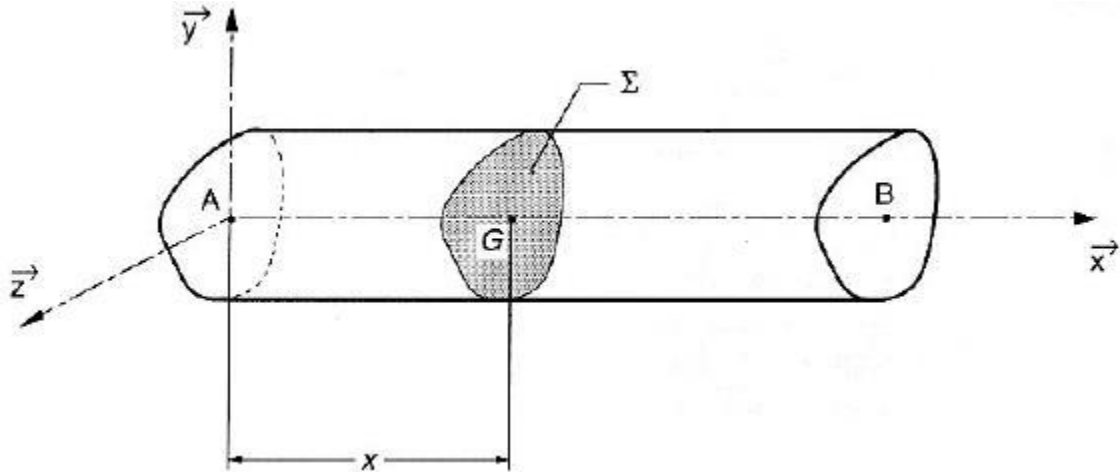


Figure (II.4) : Poutre droite [26].

II.7.1. Contrainte normale

On considère une barre rectiligne, de section S liée à un massif fixe à son extrémité supérieure A. A l'autre extrémité, elle est soumise à l'action d'une force N suivant son axe.

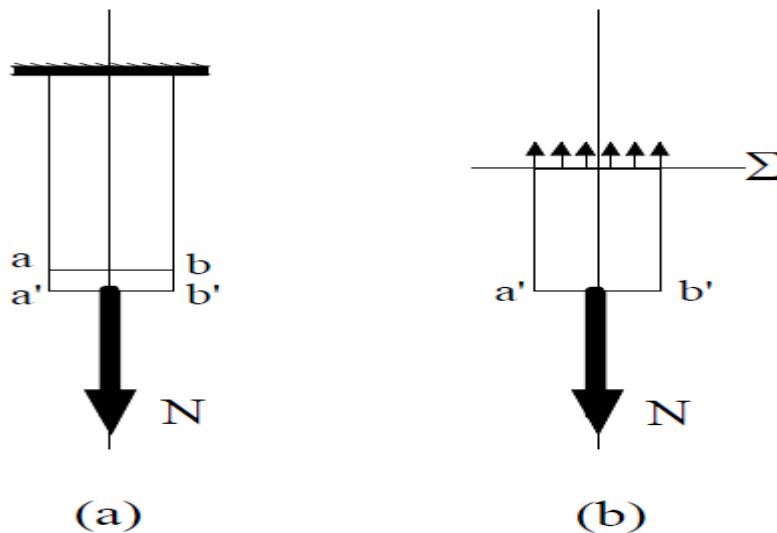


Figure (II.5) : Barre encastée sollicitée en traction [26].

D'après le principe de l'action et de la réaction, le massif exerce une force de réaction égale et opposée à N . La barre est alors soumise à un effort normal. Sa base $-ab-$ se déplace alors parallèlement à elle-même pour venir en $-a'b'-$. Toutes les fibres ont subi, si l'effort est un effort de traction, le même allongement (hypothèse de Navier-Bernoulli: les sections droites restent planes et perpendiculaires à l'axe) et supportent donc la même tension.

Imaginons qu'on coupe la barre par un plan Σ perpendiculaire à l'axe de la pièce. Pour maintenir le tronçon inférieur en équilibre, il faut placer dans Σ une force intérieure égale et opposée à N [26].

L'hypothèse de Navier-Bernoulli permet d'écrire:

$$\sigma = \frac{N}{S} \tag{II.13}$$

Est appelé contrainte normale. Elle représente l'intensité de l'effort normal par unité de surface. σ se mesure en (N/m²) ou Pascal (Pa).

II.7.2. Courbe contrainte - déformation

La courbe contrainte déformation est une courbe caractérisant le matériau. Elle est obtenue empiriquement d'une expérience de traction effectuée sur une barre de section constante.

Lors de cette expérience l'effort normal est augmenté progressivement provoquant l'allongement de la barre.

A chaque incrément d'effort, la contrainte normale et la déformation de la barre sont portées sur une courbe. Cette opération est effectuée régulièrement jusqu'à la rupture de la barre.

La courbe ainsi obtenue est la courbe contrainte - déformation du matériau. Elle a généralement (de manière simplifiée) l'allure montrée sur la (figure II.6).

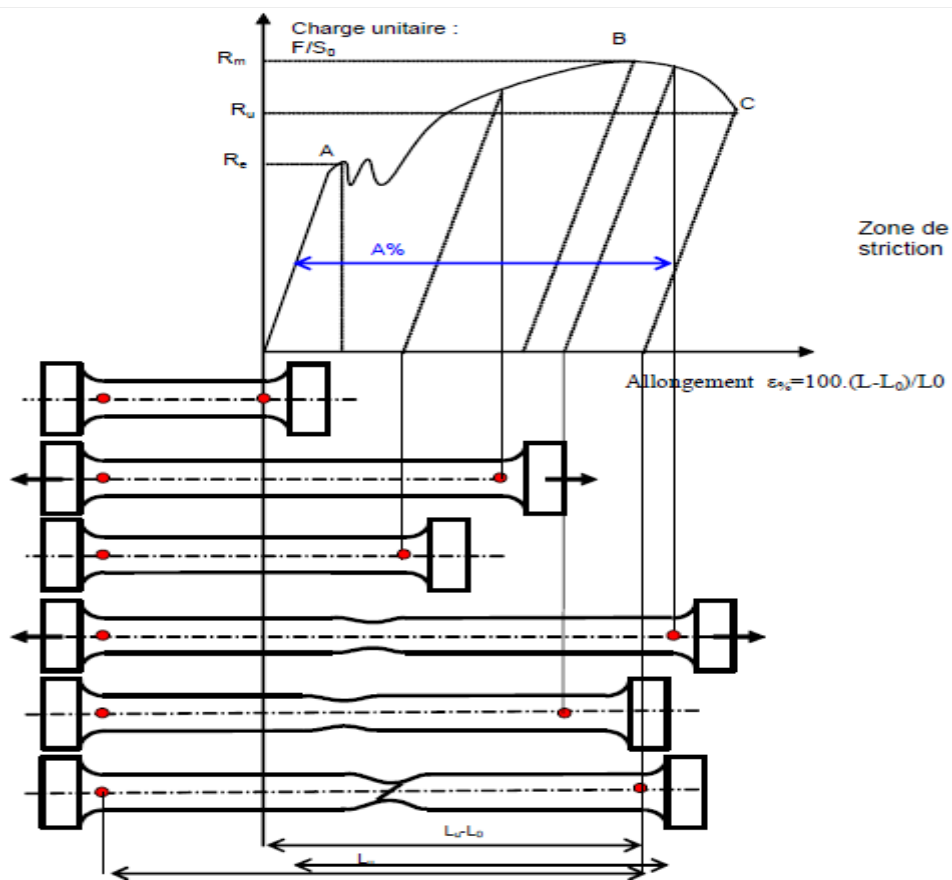


Figure (II.6) : Courbe contrainte - déformation de traction [26].

Zone OA : domaine des déformations élastiques ou réversibles (zone parfois linéaire) si l'on cesse la charge, l'éprouvette retrouve ses dimensions initiales **Zone AB** : la déformation n'est

plus complètement réversible. La déformation est plastique (ou permanente) homogène ; appelée aussi déformation plastique répartie. Les allongements croissent plus vite que les charges. L'allongement a lieu avec une diminution régulière de la section tout au long de l'éprouvette.

Zone BC: la déformation plastique se localise dans une petite portion de l'éprouvette et n'est plus homogène, c'est la striction on aboutit à la rupture en C. les allongements croissent avec une diminution de la charge. Sur le diagramme charge-allongement, qui peut être enregistré ou tracé par points, on utilise les coordonnées suivantes : en abscisse, l'allongement relatif $\Delta L/L_0$ de l'éprouvette ou plutôt d'une certaine base de mesure L_0 (L_0 est la longueur initiale de l'éprouvette) :

$$\varepsilon\% = \frac{L - L_0}{L_0} \quad (\text{II.14})$$

En ordonnée : la charge unitaire, définie à tout instant de l'essai, c'est le quotient de la charge par la section initiale de l'éprouvette S_0

$$\sigma = \frac{F}{S_0} \quad (\text{II.15})$$

Le point A est la limite d'élasticité (ou résistance élastique à la traction) :

$$R_e = \frac{F_e}{S_0} \quad (\text{II.16})$$

Le point B est la limite d'élasticité (ou résistance élastique à la traction) :

$$R_m = \frac{F_r}{S_0} \quad (\text{II.17})$$

C'est la charge maximale atteinte durant l'essai de traction. A partir de ce point, la déformation commence à se localiser sous forme de striction, ce qui explique la décroissance de l'effort nécessaire aux déformations au delà du point B.

Un processus de mise en forme qui conduirait à franchir ce point se traduirait par des risques difficiles à contrôler de rupture ou de non-conformité géométrique.

Le point C correspondant, lui, à la charge ultime.

Après rupture de l'éprouvette et reconstitution de celle-ci, on mesure L_u et S_u respectivement longueur entre repères et section minimale ultimes [25].

L'allongement relatif total ou A pour cent de l'éprouvette est l'allongement de rupture :

$$A\% = 100 \cdot \frac{L_u - L_0}{L_0} \quad (\text{II.18})$$

Où L_u est la longueur de l'éprouvette après rupture. Il caractérise la ductilité du matériau.

Cet allongement est la somme de l'allongement réparti A_r jusqu'au maximum de la charge et de l'allongement localisé de striction A_z :

$$A = A_r + A_z \quad (II.19)$$

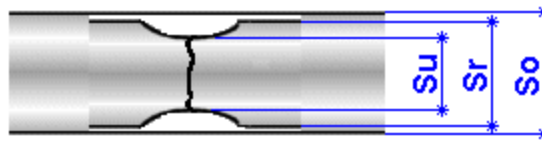
La striction est la réduction de section maximale de l'éprouvette rompue c'est-à-dire dans la section de rupture. Le coefficient de striction traduit l'aptitude à la déformation à froid.

$$Z\% = 100. \frac{S_0 - S_u}{S_0} \quad (II.20)$$

Avec

S_0 : section initiale

S_u : section après rupture.



S_0 : Dimension éprouvette initiale
 S_r : Dimension éprouvette après rupture
 S_u : Dimension de la striction après rupture

Figure (II.7) : Section initiale et section après rupture [26].

Cette déformation est également la somme de la déformation homogène répartie et de la déformation de striction proprement dite.

II.7.3. Constantes d'élasticité

Définitions

Dans la première portion de la courbe, il y a proportionnalité entre charge unitaire et déformation, au moins en première approximation : c'est la loi de Hook.

La caractéristique d'élasticité est la pente de cette droite qui est le module d'élasticité E (Coefficient d'élasticité longitudinal ou module d'Young) , il exprime le rapport entre la charge unitaire appliquée et la déformation longitudinale de l'éprouvette.

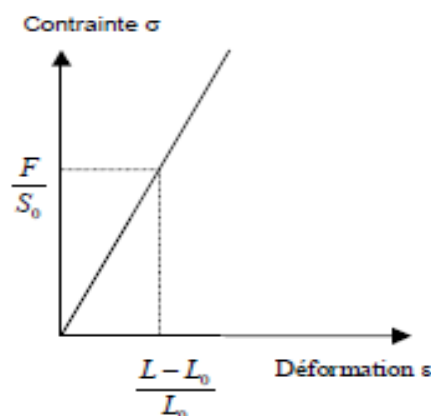


Figure (II.8) : Module d'Young [25].

Bien que l'essai de traction permette difficilement de les mesurer, il est intéressant de rappeler les définitions des constantes élastiques et leurs relations lorsqu'on trace la courbe de σ en fonction de ε dans la zone élastique, la pente de la courbe est donnée par $\tan\theta$.

$$E = \frac{F \cdot L_0}{S_0 \cdot \Delta L} \quad (\text{II.21})$$

Remarque

L'essai de traction n'est pas assez précis en général pour la mesure du module d'élasticité, car même si l'on amplifie suffisamment, et les techniques électroniques le permettent, de petites déformations parasites diminuent la valeur de la pente en plus des écarts à la loi de proportionnalité.

ν : le coefficient de Poisson,

G : le module d'élasticité transversal ou de cisaillement.

Le coefficient de Poisson exprime le rapport entre la déformation longitudinale de l'éprouvette et la déformation transversale. Pour les superalliages on a environ : $\nu = 0,3$.

Le module de cisaillement G exprime le rapport entre le couple et la déformation par cisaillement, par exemple dans un essai de torsion [25].

Ces trois grandeurs sont liées par la relation suivante :

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (\text{II.22})$$

II.7.4. Déformation rationnelle

L'allongement ordinaire n'est pas additif, ce qui est gênant pour les calculs de plasticité ; on le remplace par la **déformation rationnelle**

$$\varepsilon^* = \ln \frac{L}{L_0} \quad (\text{II.23})$$

La déformation rationnelle s'introduit de la façon suivante.

Soit L la longueur entre repères de l'éprouvette à un instant donné si on l'allonge d'une quantité ΔL , l'allongement relatif sera $\frac{\Delta L}{L}$ et, depuis le début de l'essai, l'allongement relatif total sera égal à :

$$\varepsilon^* = \sum_{L_0}^L \frac{\Delta L}{L} \quad (\text{II.24})$$

Ou en considérant des allongements infiniment petits dL :

$$\varepsilon^* = \int_{L_0}^L \frac{dL}{L} = \ln \frac{L}{L_0} \quad (\text{II.25})$$

:

On peut aussi écrire :

$$\varepsilon^* = \ln \frac{S_0}{S} = \ln \frac{L}{L_0} \quad (\text{II.26})$$

Si l'on admet la constance du volume de la partie calibrée $S_0.L_0 = S.L$ De plus,

$$\sigma^* = \frac{F}{S} = \frac{F}{S_0} \left(\frac{S_0}{S} \right) = \frac{F}{S_0} \left(\frac{L}{L_0} \right) = \frac{F}{S_0} \left(\frac{L_0 + \Delta L}{L_0} \right) \quad (\text{II.27})$$

D'où :

$$\sigma^* = \sigma(1 + \varepsilon) \quad (\text{II.28})$$

Cela n'est évidemment valable que dans la zone des allongements répartis et à condition que l'homogénéité de la déformation de la partie calibrée sur la base de mesure soit acceptable.

Cette déformation rationnelle diffère peu de l'allongement ordinaire :

$$A\% = 100 \cdot \frac{L - L_0}{L_0} \quad (\text{II.29})$$

Les faibles valeurs si on l'exprime en % ; on a la relation :

$$\varepsilon^* = \ln \left(1 + \frac{A\%}{100} \right) \quad (\text{II.30})$$

La différence ne dépasse pas 2 % pour une déformation de 20 %, mais l'écart grossit pour les déformations importantes.

II.7.5. Courbe rationnelle de traction

Dans l'essai de traction, on mesure les efforts rapportés à la section initiale de l'éprouvette.

Il existe une représentation de la courbe de traction, de plus en plus utilisée en laboratoire, qui consiste à reporter la contrainte vraie σ en fonction de la déformation rationnelle ε^* ; c'est la courbe rationnelle de traction.

L'allure d'une telle courbe est représentée sur la figure ci après [25].

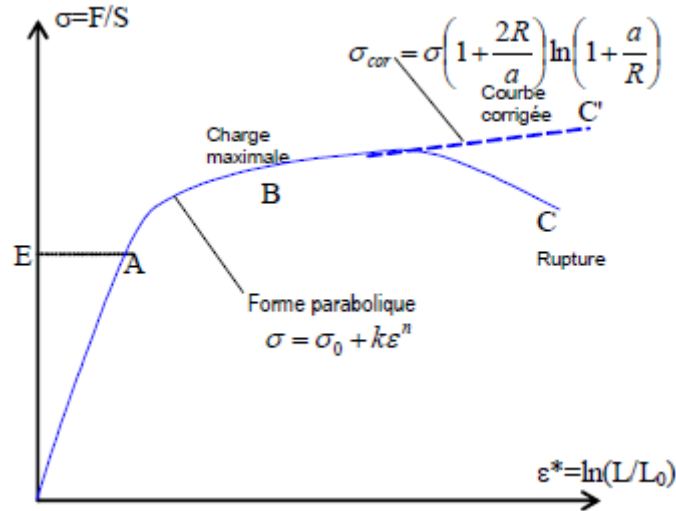


Figure (II.9) : courbe rationnelle de traction.

Sur cette courbe il n'y a pas de différence avec le tracé ordinaire pour la partie élastique et la limite d'élasticité Re , car les déformations élastiques sont très faibles entre la limite d'élasticité et le point correspondant à la charge maximale, la courbe a une forme parabolique.

II.7.6. Concentration de contraintes

Au-delà du point B jusqu'à la rupture en C, l'existence de la striction complique le calcul de la contrainte vraie car à faut tenir compte de l'effet de **concentration de contrainte** ; la formule de correction la plus utilisée est celle de BRIDGMANN.

$$\sigma_{cor} = \sigma \left(1 + \frac{2R}{a}\right) \ln\left(1 + \frac{a}{R}\right) \quad (II.31)$$

a : étant le rayon de la section minimale.

R : le rayon de courbure de la zone de striction.

Après correction, cette partie de la courbe rationnelle peut être considérée comme sensiblement linéaire [25].

II.8. Les caractéristiques du mélange renfort-matrice

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

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

II.8.1. La teneur en masse de renfort

On appelle ainsi le rapport :

$$M_f = \frac{\text{masse de renfort}}{\text{masse totale}} \quad (II.32)$$

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

$$M_m = \frac{\text{masse de matrice}}{\text{masse totale}} \quad (\text{II.33})$$

Ou encore :

$$M_m = 1 - M_f \quad (\text{II.34})$$

II.8.2. La teneur en volume de renfort

On appelle ainsi le rapport :

$$V_f = \frac{\text{volume de renfort}}{\text{volume totale}} \quad (\text{II.35})$$

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

$$V_m = \frac{\text{volume de matrice}}{\text{volume total}} \quad (\text{II.36})$$

Ou encore :

$$V_m = 1 - V_f \quad (\text{II.37})$$

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

$$V_f = \frac{\frac{M_f}{\rho_f}}{\frac{M_f}{\rho_f} + \frac{M_m}{\rho_m}} \quad (\text{II.38})$$

$$M_f = \frac{V_f \rho_f}{V_f \rho_f + V_m \rho_m} \quad (\text{II.39})$$

II.8.3. La masse volumique

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

$$\rho = \frac{\text{masse totale}}{\text{volume total}} \quad (\text{II.40})$$

Soit encore :

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (\text{II.41})$$

II.8.4. Coefficient de poisson

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

$$\vartheta_{LT} = \vartheta_f V_f + \vartheta_m V_m \quad (\text{II.42})$$

II.8.5. L'épaisseur du pli UD

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

$$h = \frac{m_{of}}{V_f \rho_f} \quad (\text{II.43})$$

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

$$h = m_{of} \left(\frac{1}{\rho_f} + \frac{1}{\rho_m} \left(\frac{1 - M_f}{M_f} \right) \right) \quad (\text{II.44})$$

II.8.6. Modules d'élasticité du pli UD

II.8.6.1. Module d'élasticité dans le sens des fibres

Il est bien approché par la relation :

$$E_L = E_{fL} V_f + E_m V_m \quad (\text{II.45})$$

Ou encore :

$$E_L = E_{fL} V_f + E_m (1 - V_f) \quad (\text{II.46})$$

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

II.8.6.2. Module d'élasticité dans le sens travers des fibres

Dans la relation ci-dessous, (E_{ft}) représente le module d'élasticité de la fibre dans le sens transverse à la fibre.

$$E_T = E_m \left(\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{E_m}{E_{ft}} V_f} \right) \quad (\text{II.47})$$

II.8.6.3. Module de glissement

Un ordre de grandeur de ce module difficile à approcher par le calcul est donné par l'expression suivante, dans laquelle (G_{ft}) représente le module de cisaillement de la fibre.

$$G_{LT} = G_m \left(\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_{ft}} V_f} \right) \quad (\text{II.48})$$

II.8.6.4. Module d'élasticité dans une direction quelconque

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

$$E_x = \frac{1}{\frac{C^4}{E_L} + \frac{S^4}{E_T} + 2C^2S^2 \left(\frac{1}{2G_{LT}} - \frac{\nu_{LT}}{E_L} \right)} \quad (\text{II.49})$$

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

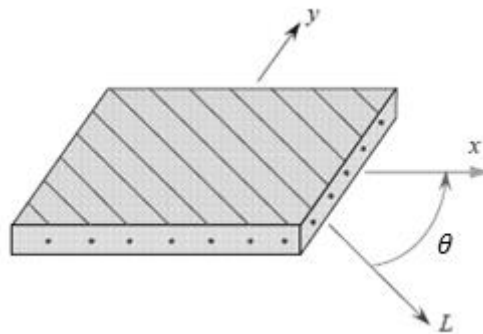


Figure (II.10) : Pli unidirectionnel à direction quelconque.

II.8.6.5. Résistance à la rupture d'un pli UD

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

$$\sigma_{L \text{ rupt}} = \sigma_{f \text{ rupt}} V_f + \sigma_{m \text{ rupt}} V_m \quad (\text{II.50})$$

$$\sigma_{L \text{ rupt}} = \sigma_{f \text{ rupt}} \left(V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_f} \right) \quad (\text{II.51})$$

II.8.6.6. Résistance à la rupture d'un pli UD dans une direction quelconque

On note la décroissance rapide de cette résistance lorsqu'on s'écarte de la direction des fibres, elle est donnée par la relation qui suit :

$$\sigma_{x \text{ rupt}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{C^4}{\sigma_{L \text{ rupt}}^2} + \frac{S^4}{\sigma_{T \text{ rupt}}^2} + \left(\frac{1}{\tau_{LT \text{ rupt}}^2} - \frac{1}{\sigma_{L \text{ rupt}}^2} \right) C^2 S^2}} \quad (\text{II.52})$$

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

II.8.7. Les coefficients de dilatation thermique

Les coefficients de dilatation thermique longitudinal (L) et suivant le sens travers (T).

$$\alpha_L = \frac{\alpha_f E_{fL} V_f + \alpha_m E_m V_m}{E_{fL} V_f + E_m V_m} \quad (\text{II.53})$$

$$\alpha_T = \alpha_m V_m + \alpha_f V_f + \frac{(\vartheta_f E_m - \vartheta_m E_{fL})}{\frac{E_m}{V_f} + \frac{E_{fL}}{V_m}} (\alpha_f - \alpha_m) \quad (\text{II.54})$$

II.8.8. Modules d'élasticité et coefficient de poisson du pli tissé

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

$$K = \frac{n_1}{n_1 + n_2} \quad (\text{II.55})$$

n_1 : nombre de fils de chaîne par mètre.

n_2 : nombre de fils de trame par mètre.

$$E_x \approx K E_L + (1 - K) E_T \quad (\text{II.56})$$

$$E_y \approx K E_T + (1 - K) E_L \quad (\text{II.57})$$

$$G_{xy} = G_{LT} \quad (\text{II.58})$$

$$\vartheta_{xy} = \frac{\vartheta_{LT}}{\left(K + (1 - K) \frac{E_L}{E_T} \right)} \quad (\text{II.59})$$

II.8.9. Modules d'élasticité et coefficient de poisson du pli chargé avec des mats

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

$$E_{mat} \approx \frac{3}{8}E_L + \frac{5}{8}E_T \quad (II.60)$$

$$\nu_{mat} \approx 0.3 \quad (II.61)$$

$$G_{mat} \approx \frac{E_{mat}}{2(1 + \nu_{mat})} \quad (II.62)$$

Avec :

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

II.8.10. Comportement élastique d'une Couche de Matériaux Orthotropes

II.8.10.1. Comportement dans les axes du Matériau

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

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (II.63)$$

Ou sous la forme considérée :

$$\sigma = c\varepsilon \quad (II.64)$$

Cette loi, généralement appelée loi de Hook généralisée, introduit la matrice de rigidité C symétrique. Les coefficients C_{ij} sont appelés les constantes de rigidité. Soit sa par matrice de souplesse S_{ij} La relation d'élasticité peut être écrite sous la forme inverse, suivant :

$$\varepsilon = s\sigma \quad (II.65)$$

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

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

Avec :

$$s = c^{-1} \quad (II.67)$$

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

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

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}, S_{12} = -\frac{\nu_{21}}{E_2}, S_{13} = -\frac{\nu_{31}}{E_3} \quad (\text{II.68})$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2}, S_{23} = -\frac{\nu_{32}}{E_3}, S_{33} = \frac{1}{E_3} \quad (\text{II.69})$$

$$S_{44} = \frac{1}{\sigma_{23}}, S_{55} = \frac{1}{\sigma_{13}}, S_{66} = \frac{1}{\sigma_{12}} \quad (\text{II.70})$$

Avec cette nouvelle notation d'ingénieur, l'expression matricielle devient :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{21}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & \frac{1}{\sigma_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_{12}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.71})$$

II.8.10.2. Le comportement mécanique du pli UD

Pour étudier le comportement d'un stratifié constitué de plusieurs plis d'orientations différentes, il est nécessaire de connaître le comportement de chaque pli qui le composent, et ce dans des directions autres que les directions d'orthotropie du pli [13].

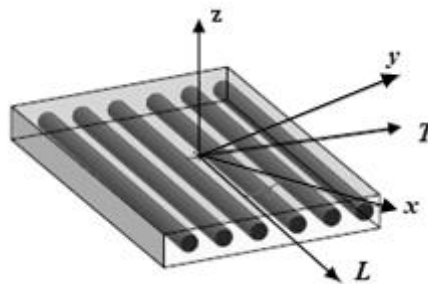


Figure (II.11) : Les axes principaux et de référence du pli (UD) [13].

II.8.10.3. Le comportement mécanique dans les directions d'orthotropie

Pour un pli UD on utilise le comportement isotrope transverse, limité au comportement plan dans le plan (L,T) .

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\vartheta_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.72})$$

II.8.10.4. Le comportement mécanique dans une direction quelconque

La relation de comportement mécanique peut ainsi être exprimée sous forme technique dans les axes (x, y) faisant l'angle (θ) avec les axes (L, T) .

On y a fait apparaître les modules élastiques et coefficients de poisson relatif à ces directions [13].

II.8.10.5. Comportement et coefficients de souplesse

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\vartheta_{yx}}{E_T} & \frac{n_{xy}}{G_{xy}} \\ -\frac{\vartheta_{xy}}{E_L} & \frac{1}{E_y} & \frac{\mu_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{n_x}{E_x} & \frac{\mu_y}{E_y} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.73})$$

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

$$E_x(\theta) = \frac{1}{\frac{c^4}{E_L} + \frac{s^4}{E_T} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{LT}} - 2 \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} \right)} \quad (\text{II.74})$$

$$E_y(\theta) = \frac{1}{\frac{s^4}{E_L} + \frac{c^4}{E_T} + c^2 s^2 \left(\frac{1}{G_{LT}} - 2 \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} \right)} \quad (\text{II.75})$$

$$G_{xy}(\theta) = \frac{1}{4c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + 2 \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} \right) + \frac{(c^2 - s^2)^2}{G_{LT}}} \quad (\text{II.76})$$

$$\frac{\vartheta_{yx}}{E_y}(\theta) = \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} (c^4 + s^4) - c^2 s^2 \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \quad (\text{II.77})$$

$$\frac{n_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2cs \left(\frac{c^2}{E_L} - \frac{s^2}{E_T} + (c^2 - s^2) \left(\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} - \frac{1}{2G_{LT}} \right) \right) \quad (\text{II.78})$$

$$\frac{\mu_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2cs \left(\frac{s^2}{E_L} - \frac{c^2}{E_T} - (c^2 - s^2) \left(\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} - \frac{1}{2G_{LT}} \right) \right) \quad (\text{II.79})$$

II.8.10.6. Comportement et coefficients de raideur

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (\text{II.80})$$

$$\bar{E}_L = \frac{E_L}{(1 - \vartheta_{LT}\vartheta_{TL})}, \quad \bar{E}_T = \frac{E_T}{(1 - \vartheta_{LT}\vartheta_{TL})} \quad (\text{II.81})$$

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

$$\bar{E}_{11}(\theta) = c^4 \bar{E}_L + s^4 \bar{E}_T + 2c^2 s^2 (\vartheta_{LT} \bar{E}_L + 2G_{LT}) \quad (\text{II.82})$$

$$\bar{E}_{22}(\theta) = s^4 \bar{E}_L + c^4 \bar{E}_T + 2c^2 s^2 (\vartheta_{LT} \bar{E}_L + 2G_{LT}) \quad (\text{II.83})$$

$$\bar{E}_{33}(\theta) = c^2 s^2 (\bar{E}_L + \bar{E}_T - 2\vartheta_{TL} \bar{E}_L) + (c^2 - s^2)^2 G_{LT} \quad (\text{II.84})$$

$$\bar{E}_{12}(\theta) = c^2 s^2 (\bar{E}_L + \bar{E}_T - 4G_{TL}) + (c^4 + s^4) \vartheta_{LT} \bar{E}_L \quad (\text{II.85})$$

$$\bar{E}_{13}(\theta) = -cs(c^2 \bar{E}_L - s^2 \bar{E}_T - (c^2 - s^2)(\vartheta_{TL} \bar{E}_L + 2G_{LT})) \quad (\text{II.86})$$

$$\bar{E}_{23}(\theta) = -cs(s^2 \bar{E}_L - c^2 \bar{E}_T + (c^2 - s^2)(\vartheta_{TL} \bar{E}_L + 2G_{LT})) \quad (\text{II.87})$$

II.8.10.7. Le comportement thermomécanique du pli UD

Sous les effets conjugués de contraintes et de variation de température, les déformations globales (thermomécaniques) du pli UD sont obtenues au moyen d'une loi de comportement modifiée [1, 5].

II.8.10.8. Le comportement thermomécanique dans les directions d'orthotrope

Pour un pli UD on utilise le comportement isotrope transverse limité au comportement plan dans le plan (L, T), avec les effets de la variation de la température sur les contraintes et les déformations [1, 5].

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\vartheta_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \alpha_L \\ \alpha_T \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{II.88})$$

Avec :

$$\Delta T = T_{\text{imp}} - T_0$$

α_L : Coefficient de dilatation linéique longitudinal.

α_T : Coefficient de dilatation linéique transversal.

II.8.10.9. Le comportement thermomécanique dans une direction quelconque

La relation de comportement thermomécanique peut ainsi être exprimée sous forme technique dans les axes (x, y) faisant l'angle (θ) avec les axes (L, T).

On y a fait apparaitre les modules élastiques, coefficients de poisson et coefficients de dilatation thermique pour chaque direction [1, 5].

II.8.10.10. Comportement thermomécanique et coefficients de souplesse

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_T} & \frac{n_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{\nu_{xy}}{E_L} & \frac{1}{E_y} & \frac{\mu_{xy}}{G_{xy}} \\ \frac{n_x}{E_x} & \frac{\mu_y}{E_y} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} + \Delta T \begin{pmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{pmatrix} \quad (\text{II.89})$$

Avec:

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

$$\alpha_x = c^2 \alpha_L + s^2 \alpha_T \quad (\text{II.90})$$

$$\alpha_y = s^2 \alpha_L + c^2 \alpha_T \quad (\text{II.91})$$

$$\alpha_{xy} = 2cs(\alpha_T - \alpha_L) \quad (\text{II.92})$$

- Comportement thermomécanique et Coefficients de raideur

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} - \Delta T \begin{pmatrix} \alpha E_1 \\ \alpha E_2 \\ \alpha E_3 \end{pmatrix} \quad (\text{II.93})$$

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

$$\bar{\alpha E}_1 = c^2 \bar{E}_L(\alpha_L + \nu_{TL} \alpha_T) + s^2 \bar{E}_T(\nu_{LT} \alpha_L + \alpha_T) \quad (\text{II.94})$$

$$\bar{\alpha E}_2 = s^2 \bar{E}_L(\alpha_L + \nu_{TL} \alpha_T) + c^2 \bar{E}_T(\nu_{LT} \alpha_L + \alpha_T) \quad (\text{II.95})$$

$$\bar{\alpha E}_3 = cs(\bar{E}_T(\nu_{LT} \alpha_L + \alpha_T) - \bar{E}_L(\alpha_L + \nu_{TL} \alpha_T)) \quad (\text{II.96})$$

Remarque : puisque l'on considère que les peaux sont constituées par un matériau isotrope le sandwich est donc constitué d'un empilement de trois couches isotrope dont les constantes de souplesses de déterminent classiquement en fonction de propriétés des matériaux d'âme et des peaux.

II.9. Théorie Adaptée aux Poutres Sandwichs en Traction

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

La théorie des poutres simples est adaptée aux poutres sandwichs, avec quelques Modifications mineures. L'utilisation de cette théorie permet de trouver une méthode simple permettant de calculer la résistance à la traction , les contraintes dans les peaux et les contraintes dans l'âme [15].

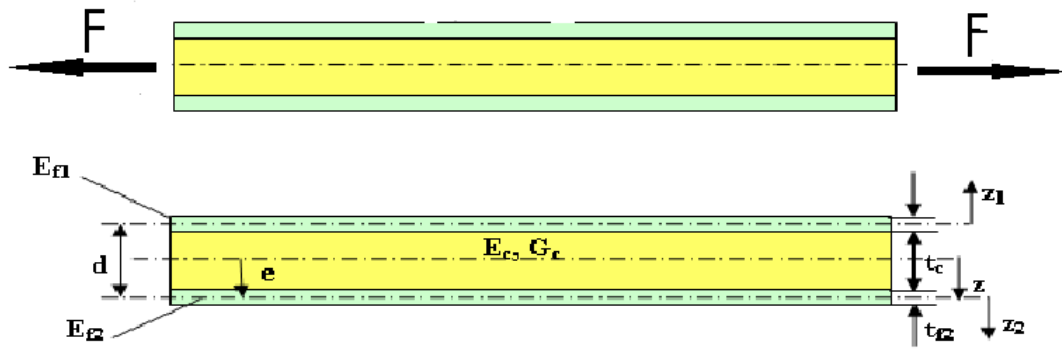


Figure (II.12) : traction appliquée sur une poutre sandwich [6].

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

II.9.1. Caractéristique Géométrique des Sandwichs

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

- Pour un rapport de d/t_f inférieur à 5.77, le sandwich est dit à peaux épaisses.
- Pour un rapport de d/t_f compris entre 5.77 et 100, le sandwich est dit à peaux fines.
- Pour un rapport de d/t_f supérieur à 100, le sandwich est dit à peaux très fines [15].

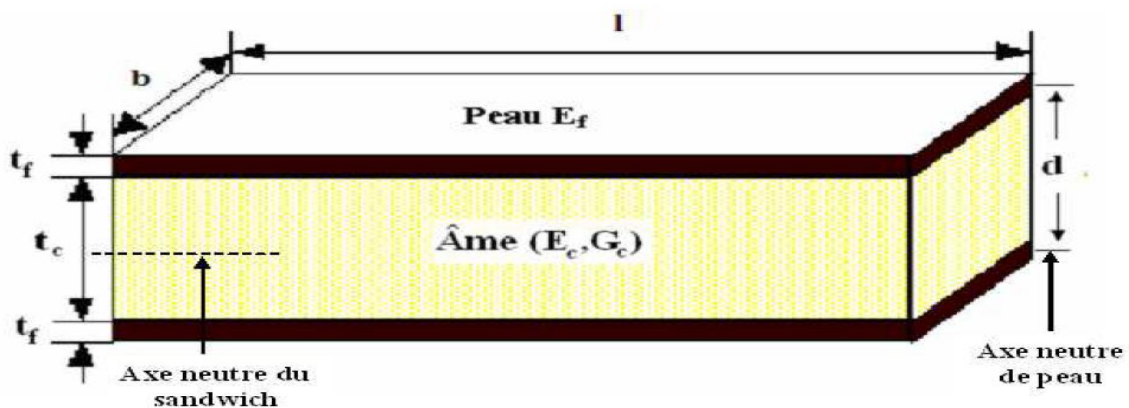


Figure (II.13) : Schéma représentatif d'un sandwich [15].

II.9.2. Contraintes et Déformations des Matériaux Sandwichs

Dans notre cas , la répartition de sollicitation dans une poutre sandwich est décrite sur la (Fig. II.14). Pour simplifier l'étude, la poutre est uniquement soumise à une force de traction [6].



Figure (II.14) traction appliquée sur poutre sandwich

Ce stratifié est encasté à une extrémité et un allongement ΔL est imposé à l'autre extrémité (ce choix est arbitraire, les résultats seraient similaires avec un effort imposé). Nous souhaitons calculer l'effort correspondant ainsi que les contraintes dans chacun des plis. Pour cela, nous étudions une section droite du stratifié. Nous supposons qu'il existe une déformation longitudinale $\epsilon = \Delta L/L$ constante dans cette section droite (ainsi qu'une déformation transversale due à l'effet de Poisson), ce qui est vraisemblable compte tenu des sollicitations [2].

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

$$\int \sigma_x dx = 0 \tag{II.97}$$

Pour une intégration sur la totalité de la section transversale, cela devient :

$$E_{f1}t_{f1} \left(\frac{t_{f2}}{2} + t_c + \frac{t_{f2}}{2} \right) + E_c t_c \left(\frac{t_c}{2} + \frac{t_{f2}}{2} \right) = e [E_{f1}t_{f1} + E_c t_c + E_{f2}t_{f2}] \tag{II.98}$$

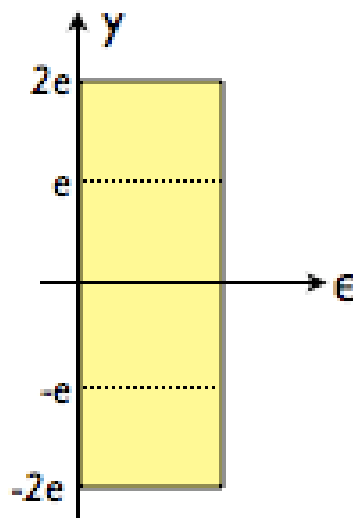


Figure (II.15) : Répartition des déformations dans une section droite du poutre.

$(E_{f1} t_{f1})$ et $(E_{f2} t_{f2})$ sont respectivement les modules d'élasticités et les épaisseurs des peaux supérieure et inférieure.

Pour un sandwich symétrique (même peau avec un module d'élasticité élevé et une faible épaisseur), la position de l'axe neutre est au milieu du cœur (de l'âme).

Nous calculons les contraintes de traction en appliquant la loi de Hooke dans chacun des peau, en tenant bien compte de leurs orientations respectives. Ici, cela ne pose aucune difficulté car les fibres sont soit parallèles, soit perpendiculaires à la ligne moyenne, et on obtient donc uniquement des contraintes normales [2]:

$$\sigma_0 = E_L \varepsilon \tag{II.99}$$

$$\sigma_{90} = E_T \varepsilon \tag{II.100}$$

Et pour l'âme :

$$\sigma = E_c \varepsilon \tag{II.101}$$

II.9.3. Résistance à la rupture d'un pli UD

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

$$\sigma_{L\ rupt} = \sigma_{f\ rupt} V_f + \sigma_{m\ rupt} V_m \tag{II.102}$$

$$\sigma_{L\ rupt} = \sigma_{f\ rupt} \left(V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_f} \right) \tag{II.103}$$

II.9.4. En cas des peaux stratifié simple

Considérons le stratifié (figure II.16), noté $[0,90]_s$; l'indice S, pour symétrique, signifie que les angles entre crochets ne correspondent qu'à une moitié de l'empilement, l'autre moitié étant symétrique par rapport au plan moyen du stratifié. Nous supposons que les quatre plis formant ce stratifié sont de même géométrie et de même constitution, seule l'orientation des fibres changeant d'un pli à l'autre [2].

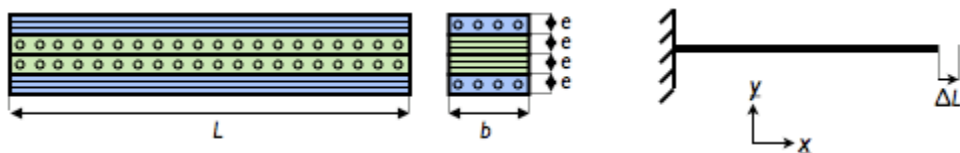


Figure (II.16): Schéma d'un stratifié $[0,90]_s$ et modélisation par la RDM avec conditions aux limites [2].

Remarquons que ces contraintes sont différentes dans chaque pli et ne sont donc pas constantes dans la section (figure II.17), contrairement à ce qu'indiquerait un modèle homogène et isotrope [2].

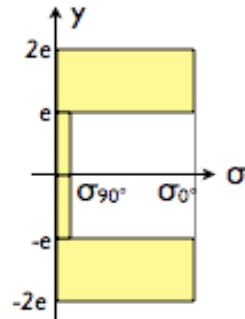


Figure (II.17) : Répartition des contraintes dans une section droite du [0,90]s [2].

Finalement, nous calculons la résultante et le moment de ces contraintes sur la section pour trouver le torseur de cohésion. Seul l'effort normal est non nul, sa valeur est :

$$N = \int_s \sigma ds \quad (\text{II.104})$$

$$= 2beE_L \varepsilon + 2beE_T \varepsilon \quad (\text{II.105})$$

$$= s \frac{E_L E_T}{2} \varepsilon \quad (\text{II.106})$$

Où l'on a noté $S=4be$ la section de la poutre. Nous connaissons à présent la relation de comportement de la section droite en traction : elle est directement donnée par l'équation ci-dessus ! Nous pouvons donc relier l'allongement du stratifié à l'effort de traction, comme en RdM « classique » [2]:

$$N = s \frac{E_L E_T}{2} \frac{\Delta L}{L} \quad (\text{II.107})$$

Et, en remplaçant ε , exprimer les contraintes dans chaque pli en fonction de l'effort de traction [2]:

$$\sigma_0 = \frac{N}{S} \frac{2E_L}{E_L + E_T} \approx 1.8 \frac{N}{S} \quad (\text{II.108})$$

$$\sigma_{90} = \frac{N}{S} \frac{2E_T}{E_L + E_T} \approx 0.2 \frac{N}{S} \quad (\text{II.109})$$

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

$$K = \frac{n_1}{n_1 + n_2} \quad (\text{II.110})$$

n_1 : nombre de fils de chaîne par mètre.

n_2 : nombre de fils de trame par mètre.

CHAPITRE III :

LES MODES DE

DÉGRADATION

DES

MATÉRIAUX

SANDWICHES ET

SUPERALLIAGE

Introduction

Dans ce chapitre, nous nous intéressons à l'étude des superalliages et d'autres matériaux plus complexes qui sont les matériaux composites et les sandwichs. Les mécanismes d'endommagement des superalliages sont plus maîtrisés que les matériaux sandwichs. Par ailleurs, il existe peu d'étude sur l'évaluation non destructive de ces matériaux. Rappelons qu'un matériau sandwich est une structure composée de trois éléments: deux peaux et une âme assemblées. Chacun des constituants possède des modes de rupture propre.

L'ensemble qui forme la structure en possède d'autres, nous obtenons donc un certain nombre de possibilités qui vont être énumérées.

Il existe donc plusieurs modes d'endommagement des matériaux sandwichs qui dépendent de la géométrie de la poutre, du type de sollicitation, de la contrainte appliquée, etc.

Dans le cas où le matériau est sollicité en traction, on peut distinguer les différents modes d'endommagement.

Pour les structures en superalliage et en matériaux sandwichs. pour les matériaux sandwichs la propagation des fissures peuvent se produire par trois modes de défaillance fondamentaux: la décohésion entre la peau et l'âme, le délaminage des peaux et la fissuration par traction de l'âme (fissuration transverse de l'âme).

L'endommagement du matériau sandwichs se manifeste aussi par la déformation [15, 29].

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

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

Ils existent sept modes principaux de dégradation :

- déformation plastique de la peau.
- Rupture de la peau.
- rupture en traction du cœur (l'âme).

Dans cette partie, nous décrivons les modes de ruptures des structures sandwichs soumises au traction [15].

III.1.1. Rupture des peaux en traction

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles du matériau constituant les peaux. Ce phénomène peut être évité en utilisant un matériau dont les contraintes admissibles des peaux sont plus élevées, en augmentant l'épaisseur des peaux, ce qui réduit les contraintes appliquées, ou en augmentant l'épaisseur de l'âme, ce qui permet également de réduire les contraintes dans les peaux.

La manière la plus adéquate de résoudre le problème est souvent d'augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, une âme de plus forte densité (donc plus rigide) n'affecte pas les contraintes dans la peau [15].

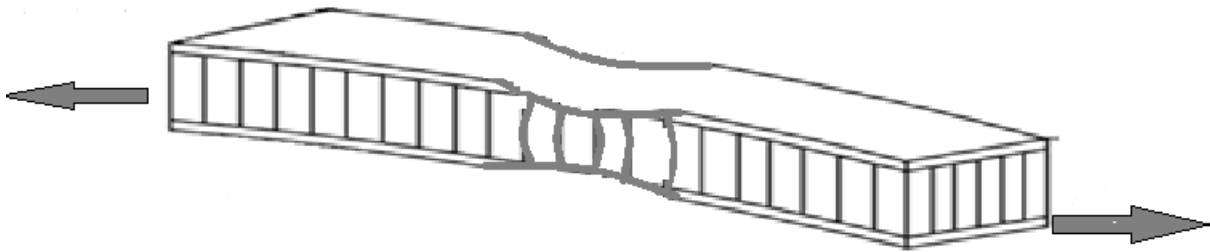


Figure (III.1) Rupture des peaux en traction [17].

III.1.2. Rupture de l'âme en traction

Si la contrainte de traction (prépondérante dans l'âme) dépasse la résistance au traction du matériau de l'âme, il y a rupture de l'âme. Si l'on se trouve dans ce cas, on peut soit utiliser un matériau pour l'âme qui possède une résistance à la traction plus élevée, soit augmenter l'épaisseur de l'âme.

Par contre, utiliser un matériau différent pour les peaux, ou changer leur épaisseur n'aura pas d'effet [15].

III.2. Dégradation de l'adhésive

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

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

La Fig. III.2. Illustre les modes de dégradation de l'adhésif. L'exposition à l'humidité provoque des dégradations remarquables de la résistance de l'adhésif ce qui peut changer le mode de dégradation et causer la ruine avancée du panneau sandwich [18].

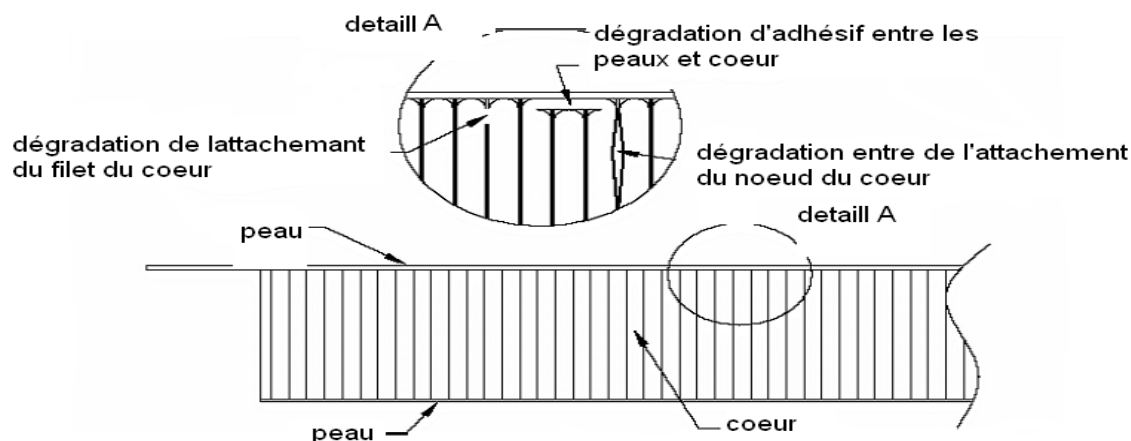


Figure (III.2) Type de dégradation de l'adhésif [18].

III.3. Endommagement des matériaux composites

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

Ces mécanismes et la multiplicité des facteurs influençant la résistance du composite rendent difficile la description de son endommagement. Ainsi, il existe des paramètres, tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur des plis et l'espacement entre fibres, jouent un rôle très important dans la cinétique de l'endommagement [19].

III.3.1. Les différentes échelles d'observation de l'endommagement

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

Les plus significatifs sont les suivants :

- A l'échelle microscopique apparaissent les ruptures d'interfaces : c'est le phénomène de décohésion fibre/matrice et d'autre part, la rupture de fibre, de matrice;
- A l'échelle macroscopique on observe le phénomène de décollement inter pli : c'est le délaminage ;

- A l'échelle mésoscopique on observe l'apparition de nombreuses fissures intralaminaires également la rupture de fibres qui intervient au stade ultime de la ruine du matériau, qui sont parallèles à la direction des fibres [19].

III.3.2. Les mécanismes d'endommagement

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

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

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

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

III .3 .2.1. Rupture de fibres

La rupture des fibres intervient généralement à un stade avancé de l'endommagement dans les plis orientés suivant l'axe de sollicitation, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction σ_f dans une fibre atteint la contrainte à la rupture σ_{fu} de la fibre.

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

Les figures III. 3 et III.4 montrent les différents processus de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre [23].

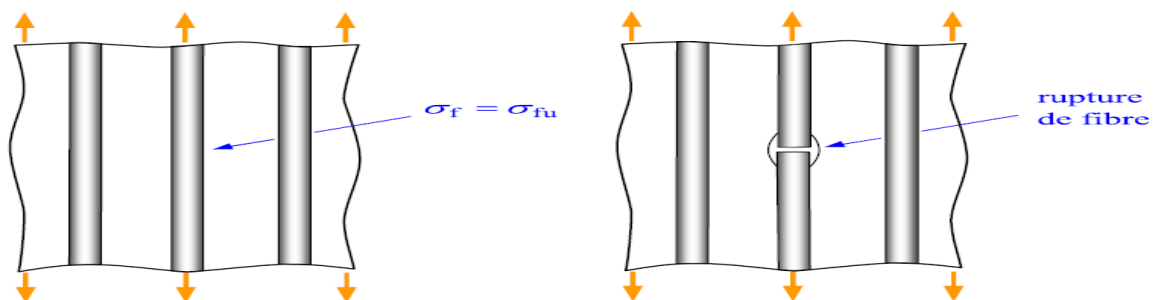


figure (III. 3) : Rupture de fibre

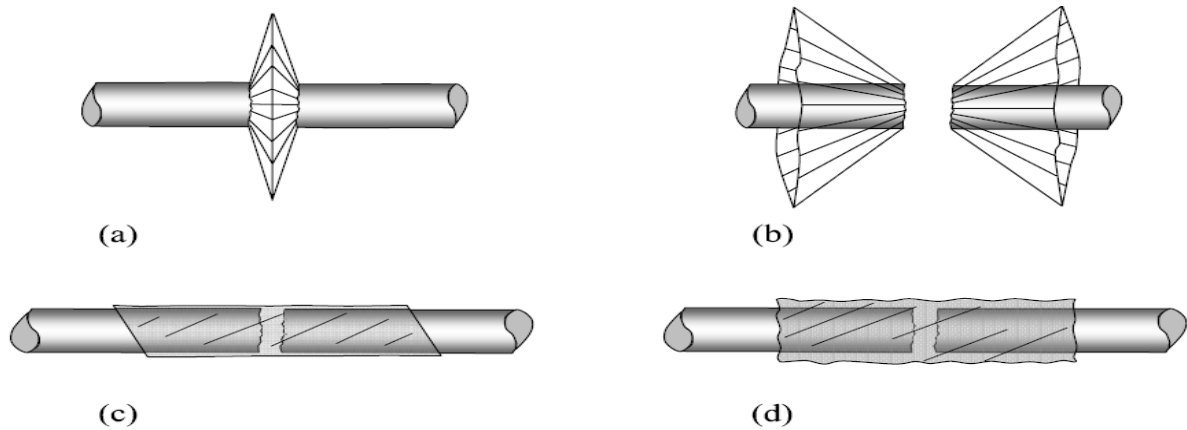


Figure (III.4) : Différents modes de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre (a) rupture transverse de la matrice ; (b) Rupture en cisaillement de la matrice ; (c) Décohésion de l'interface fibre-matrice ; (d) rupture longitudinale de la matrice [23].

III.3.2.2. Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est l'apparition de microfissures dans les zones où l'hétérogénéité du milieu est importante ou en présence d'inclusions. Ces inclusions ont tendance à créer des zones de concentration de contraintes depuis lesquelles la matrice va commencer à se fissurer. Suivant la direction de la sollicitation, elles peuvent se propager dans le sens transversal ou longitudinal des fibres. Les fissures dans le sens transversal traversent les plis ayant les fibres les plus désorientées par rapport à l'axe de sollicitation (figure III.5).

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

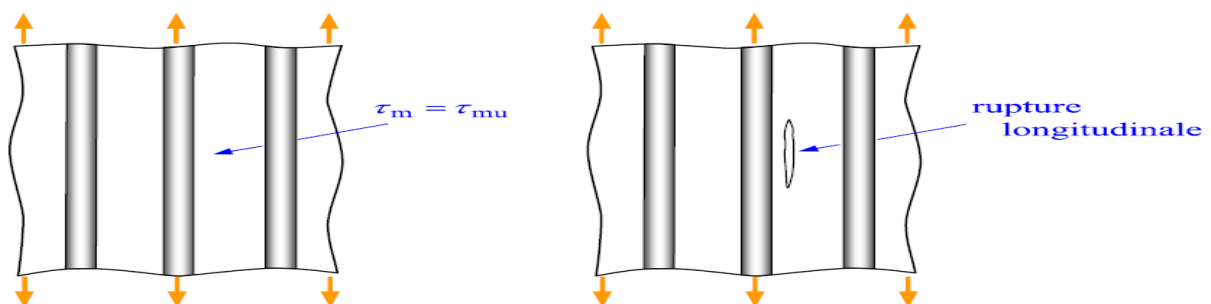


Figure (III.5) : rupture longitudinale de la matrice.

Rupture transverse de la matrice.

La fissuration de la matrice peut se produire, soit par fissuration transverse (figure III.6) lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice.

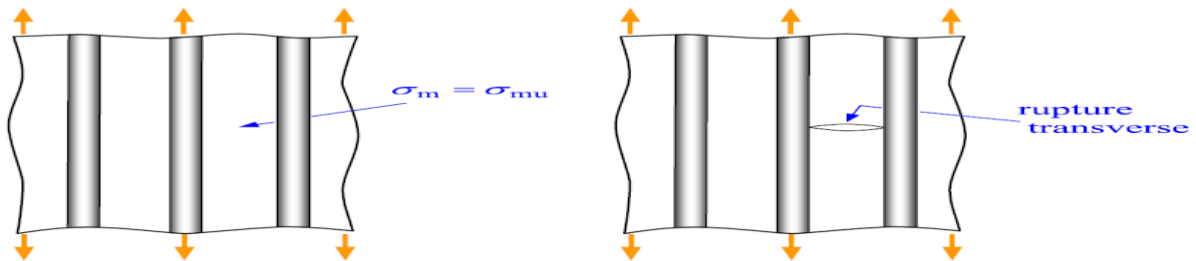


Figure (III.6) : rupture transverse de la matrice [23].

La rupture finale d'un matériau composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de ces divers mécanismes élémentaires. L'initiation puis la propagation de la rupture dépend des propriétés des fibres et de la matrice, de l'interface fibre matrice de la fraction volumique des fibres, de l'état et des conditions de sollicitation mécanique imposées.

III.3.2.3. Décohésion fibre-matrice

La décohésion fibre-matrice se produit dans la zone de transfert des charges entre le renfort et la matrice et dépend de la résistance relative de chaque composant. Suite à l'apparition de microfissures dans la matrice, elles vont se propager et arriver jusqu'à l'interface fibre-matrice [23].

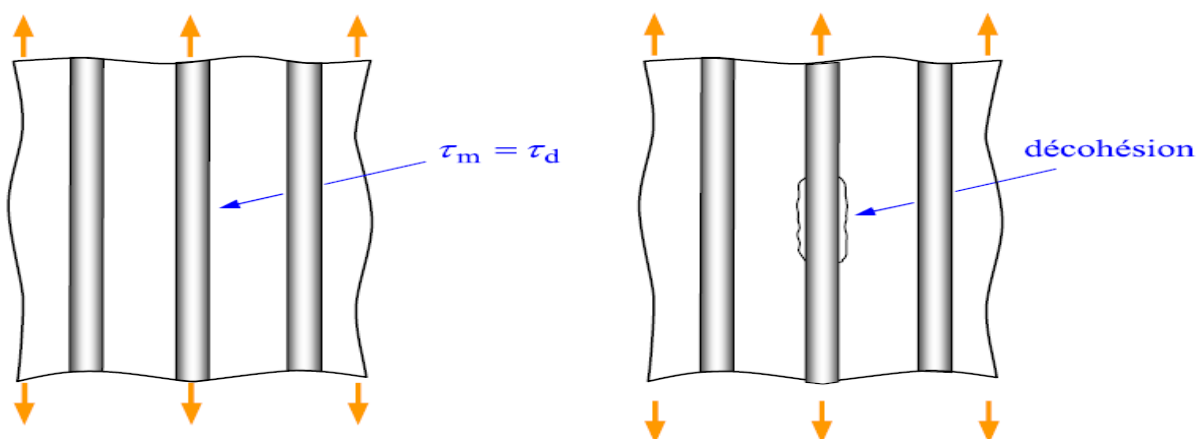


Figure (III.7) : Décohésion fibre –matrice [23].

Suivant l'adhérence de l'interface, différents événements peuvent survenir :

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

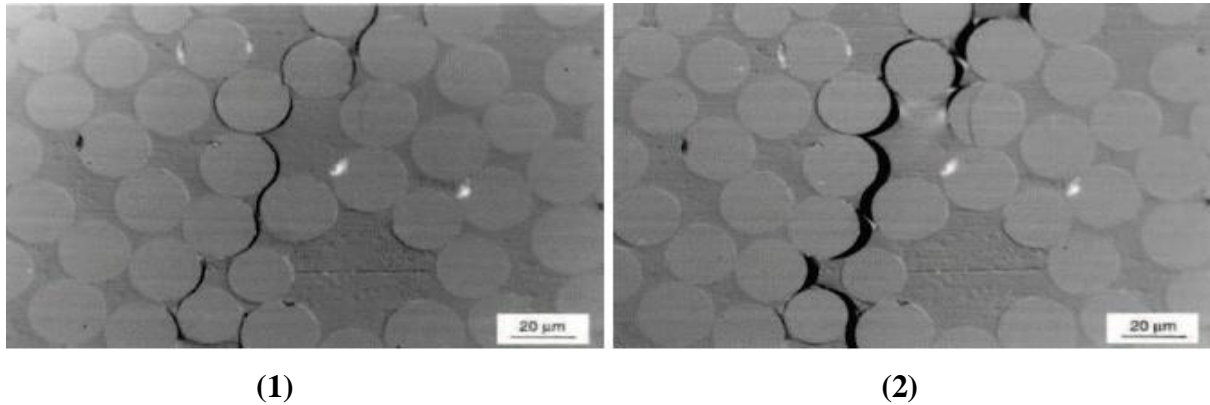


Figure (III.8) : Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composite verre/époxyde Vinylester (1),(2) [20].

- (1) décohésion fibre-matrice.
- (2) propagation de la décohésion.

III.3.3. Délaminage entre les couches (plis)

Le délaminage est la séparation de deux couches du composite, ce qui rend le défaut visible à l'oeil nu dans plusieurs cas contrairement aux modes d'endommagement précédents. Il se produit principalement dans les stratifiés à empilement de plis croisés du au fait de la différence de module entre les couches. Cette séparation des couches se produit dans les bords des structures et près des discontinuités géométriques où les gradients de contraintes sont plus forts et conduisent à des contraintes hors plan (de stratification) (figure III.9) [23].

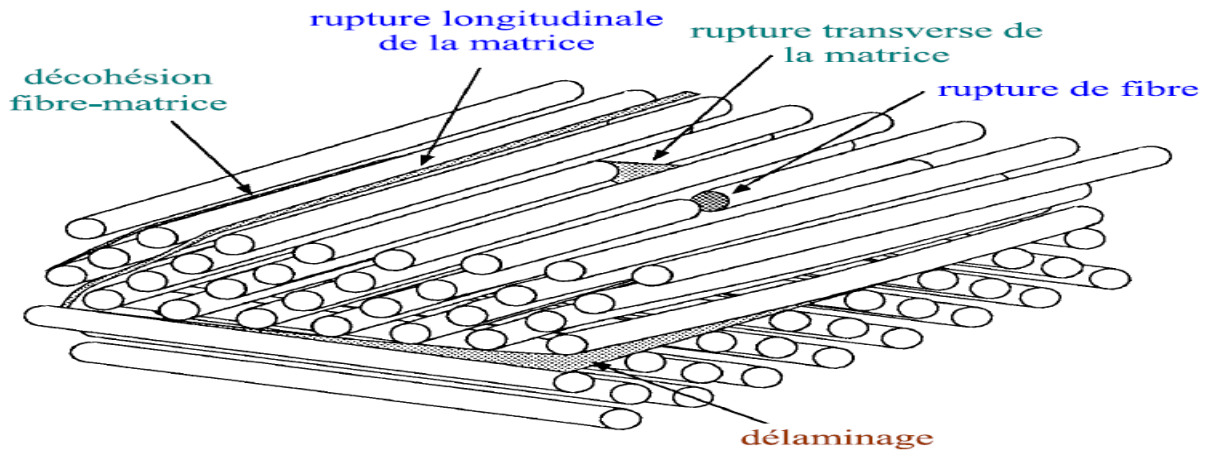


Figure (III.9) : Délaminage et mécanisme de rupture des plis dans les matériaux composites stratifiés [23].

III.3.4. Mode de rupture en traction uniaxiale

III.3.4.1. Rupture macroscopique

Le mode de rupture le plus fréquemment observé est une rupture perpendiculaire à l'axe de traction, mais en biseau dans l'épaisseur (Figure III.10). Il est caractéristique de la rupture en mode slant. Des ruptures en biseau dans la largeur de l'éprouvette (en plus du biseau dans l'épaisseur) sont également constatées (Figure III.10b). Le mode de rupture est le même pour les deux nuances et quel que soit le sens de prélèvement de l'éprouvette. L'ensemble des éprouvettes ayant rompu avec le profil de la (Figure III.10a) présente le décrochement repéré.



Figure (III.10) : Profils de rupture observés lors des essais de traction statiques.

a) Rupture majoritairement à plat dans la largeur et dans l'épaisseur, b) rupture dans la largeur et dans l'épaisseur (a),(b) [29].

Macroscopiquement, les éprouvettes présentent peu de striction. Celle-ci s'étend sur environ 3mm à partir de la zone rompue. Celle-ci présente une déformation supérieure de seulement 0,15 point en déformation vraie par rapport au fût de l'éprouvette. Cette striction faible et très localisée, mise en parallèle avec l'absence de diminution de la charge avant rupture sur les courbes de traction, met en évidence le caractère brutal de la rupture. La rupture présente un caractère ductile puisque des cupules très fines sont observées. Dans les trois sens de prélèvement, des cavités profondes et apparemment vides apparaissent. Ces cupules, probablement primaires, ont une orientation qui dépend du sens de prélèvement des éprouvettes [29].

III.3.4.2. En traction selon le sens long

La Figure III.11 présente le faciès de rupture d'une éprouvette sollicitée en traction dans le sens long. Ces fractographies à un grossissement plus élevé permettent d'identifier la taille des cupules primaires et secondaires. Les cupules primaires, sous forme de cavités, présentent une taille allant de 5 μ m jusqu'à 20 μ m.

Les cavités secondaires sont très petites et de tailles inférieures au micron. La répartition en taille de ces dernières semble assez homogène sur la surface de rupture.

Elles se présentent également alignées, formant des « cheminées » bien observables sur la Figure III.11b [29].

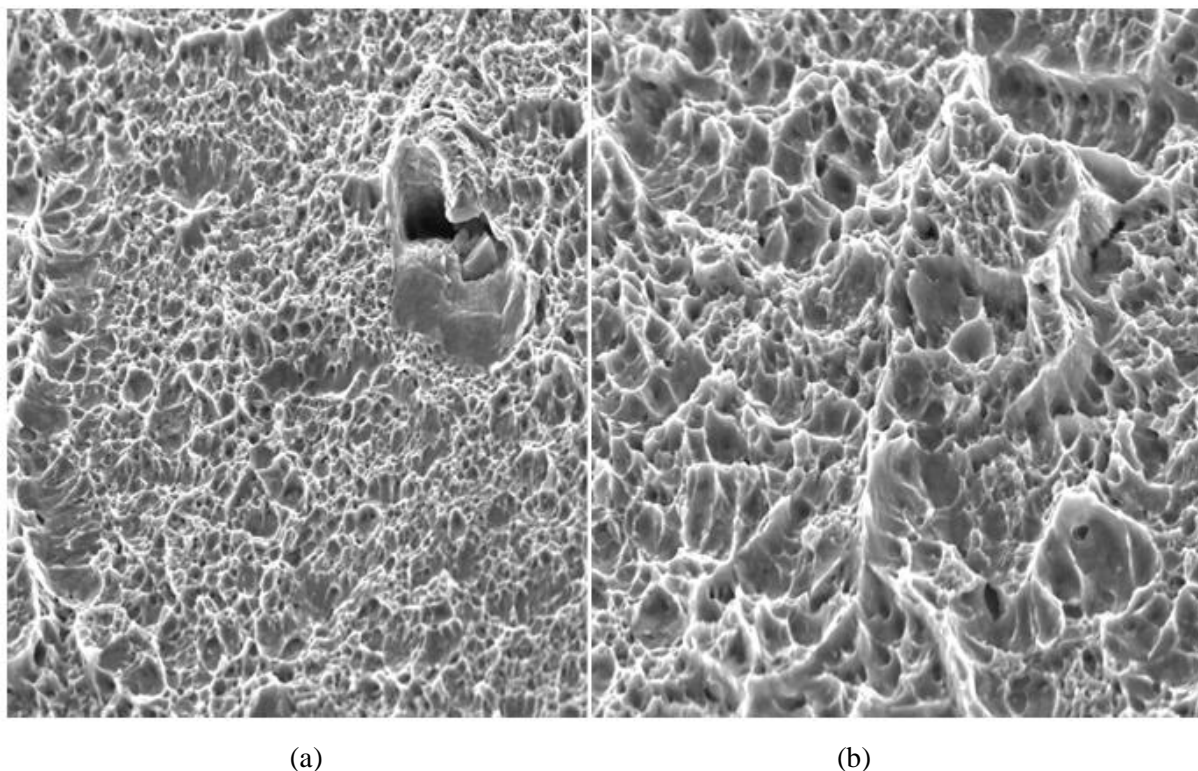


Figure (III.11) : Faciès de rupture d'une éprouvette de traction sollicitée en sens Long de superalliage à base de nickel(a),(b)[29].

III.3.4.3. En traction selon le sens travers

La (Figure III.12) présente plusieurs faciès de rupture d'éprouvettes sollicitées en traction dans le sens travers, sur lesquels on retrouve les cavités allongées dans le sens long. Le plus souvent, ces cavités sont peu profondes et leurs parois semblent lisses (Figure III.12b). Des alignements de petites cupules sont également observés, tels que ceux entourés sur la Figure III.12 c et d [29].

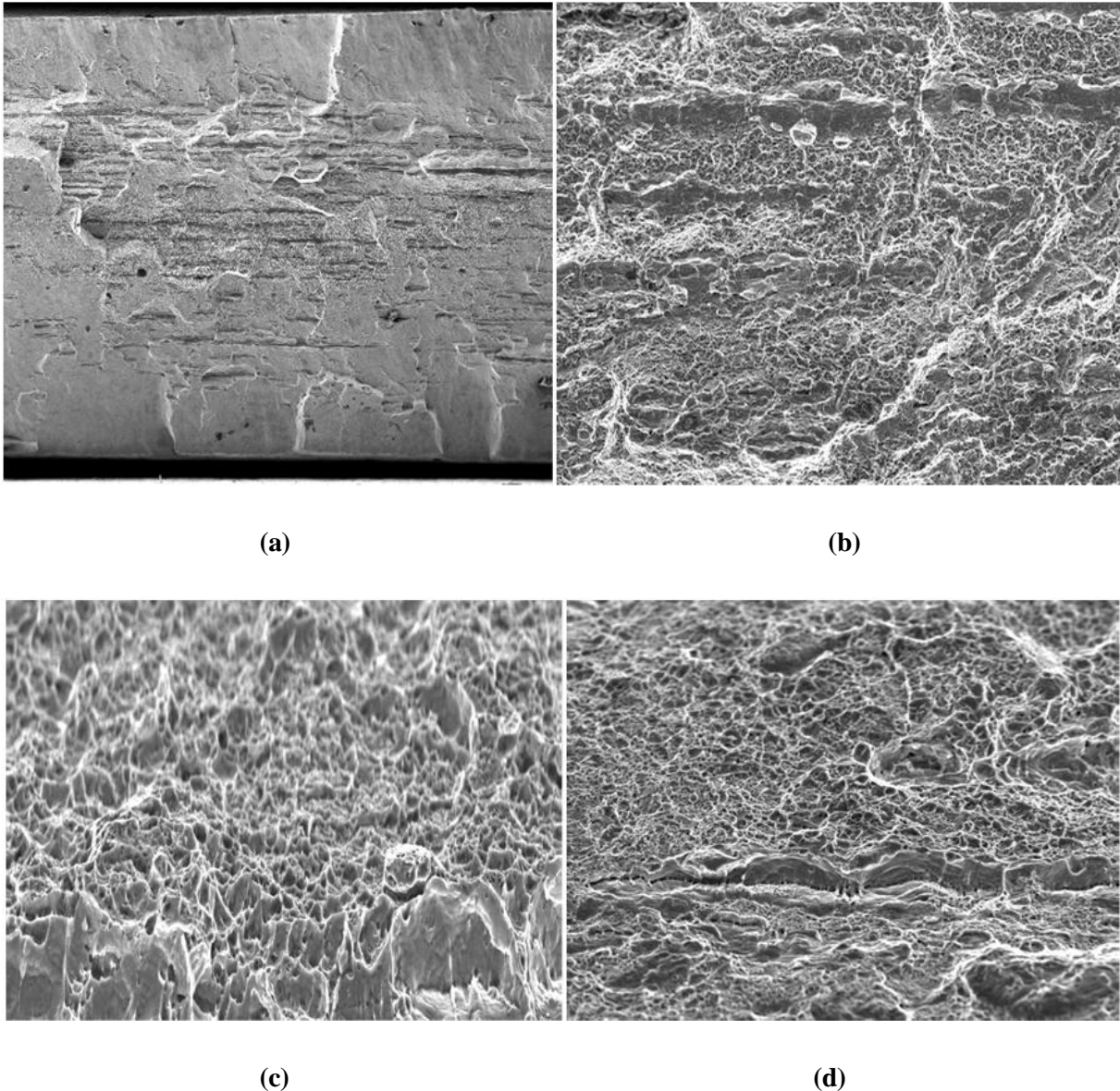


Figure (III.12) : Faciès de rupture d'éprouvettes de traction sollicitées en sens travers de superalliage à base de nickel (a),(b),(c),(d) [29].

CHAPITRE IV :

MODÉLISATION

NUMÉRIQUE

IV.1. Objectifs

Cette partie consiste à étudier la résistance à la traction de poutre en matériaux composites sandwich et superalliage sollicitées par des chargements de traction

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

IV.2. Présentation du Logiciel

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

VI.2.1. Les Caractéristiques du Logiciel ABAQUS

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

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

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

Du problème mécanique, le logiciel analyse les données, effectue les simulations demandées et fournit les résultats dans un fichier .odb. Deux tâches restent à accomplir : générer le fichier de données (cela s'appelle aussi effectuer le prétraitement), et exploiter les résultats contenus dans le fichier .odb (ou post traitement). La structure du fichier de données peut se révéler rapidement complexe : elle doit contenir toutes les définitions géométriques, les descriptions des maillages, des matériaux, des chargements, etc..., suivant une syntaxe

précise. Il faut savoir que le pré traitement et le post traitement peuvent être effectués par d'autres logiciels.

ABAQUS propose le module ABAQUS CAE, interface graphique qui permet de gérer l'ensemble des opérations liées à la modélisation :

La génération du fichier de données,

- Le lancement du calcul proprement dit,
- L'exploitation des résultats.

Deux grands codes:

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

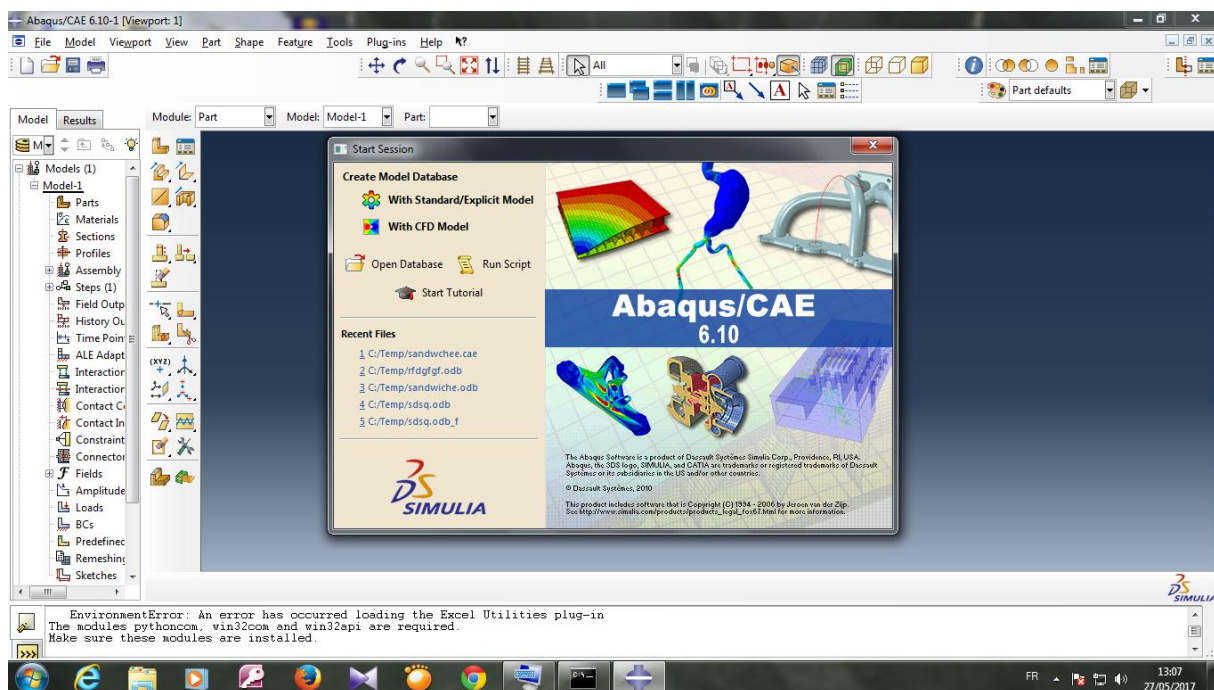


Figure (IV.1) : Interface de code calcul abaqus [21].

VI.2.2. 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.1) regroupe quelques exemples de système d'unité de mesure cohérents [21].

Quantité	SI	SI (mm)	US Unit (ft)	US Unit (inch)
Longueur	m	mm	ft	in
Force	N	N	lbf	lbf
Masse	kg	tonne (10^3 kg)	slug	$\text{lbf s}^2 / \text{in}$
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	$\text{lbf s}^2 / \text{in}^4$

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

VI.3. Géométrie des Modèles

Les deux modèles utilisés dans notre travail sont représentés dans les figures ci dessous.

VI.3.1. Modèle N° 1

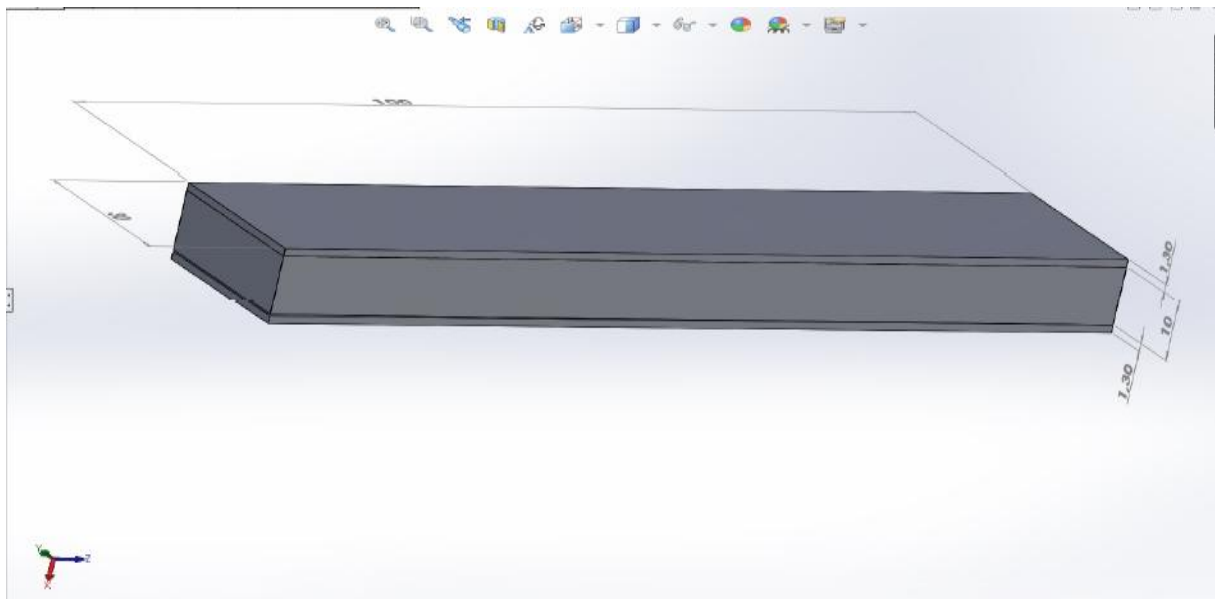
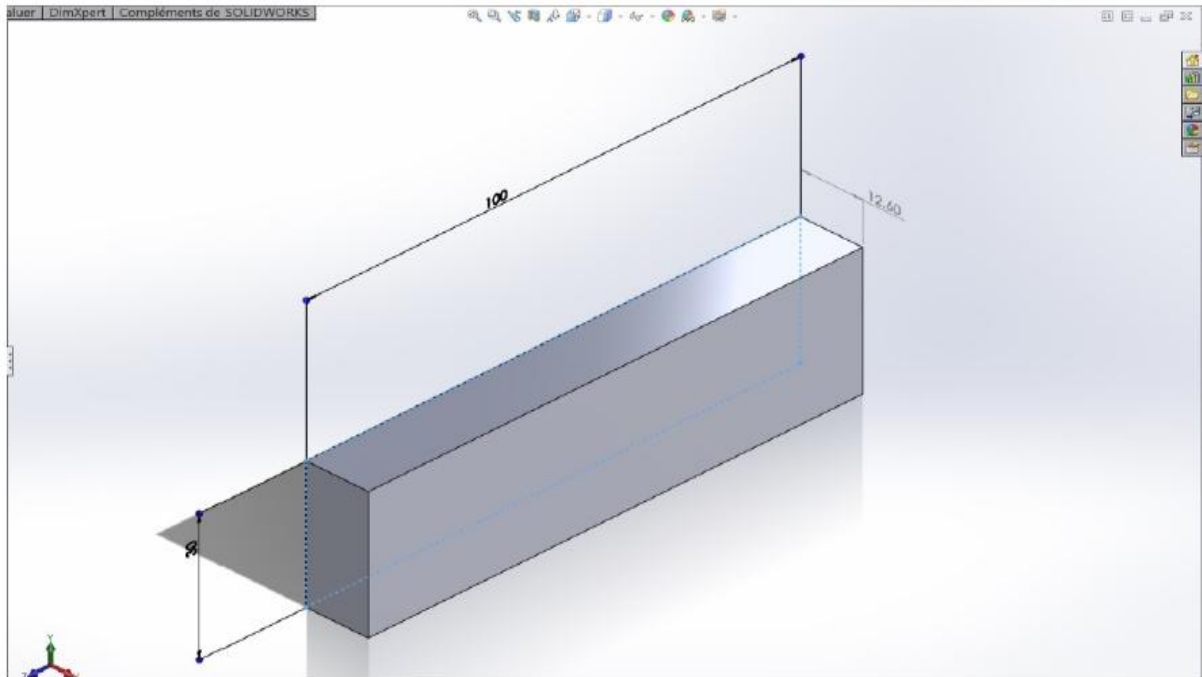


Figure (IV.2) : Poutre sandwich a étudiée.

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

Tableau (IV.2) : Dimensionnement de la poutre sandwich.

VI.3.2. Modèle N° 2



(Figure IV.3) : Poutre superalliage à étudiée.

Longueur L	Largeur b	Hauteur d
100	30	12.6

Tableau (IV.3) : Dimensionnement de la poutre superalliage

VI.4. Matériau à études

VI.4.1. Modèle N° 1

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

VI.4.1.1. Les peaux

Dans les matériaux sandwichs la peau doit être Généralement de faibles épaisseurs, les peaux sont constituées de tout matériau pouvant être obtenu sous forme de couche.

Elles peuvent être en bois, métal ou matériau composite. Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation des matériaux composites.

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

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

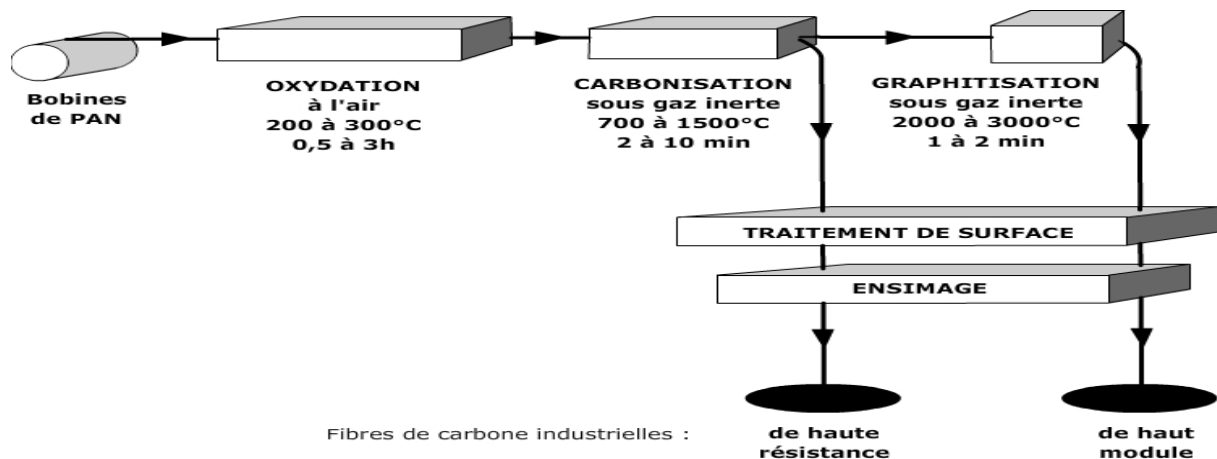


Figure (IV.4) : procédé de fabrication du fibre de carbone.

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

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

Les propriétés mécaniques de la peau sont regroupées dans le tableau IV4.

Propriétés mécaniques		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	2234
Module d'élasticité : E	(MPa)	306000
Coefficient de poisson : ν		0.3

Tableau (IV.4) : Propriétés mécaniques des peaux.

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

➤ **La teneur en volume de renfort**

On appelle ainsi le rapport :

$$V_f = \frac{\text{volume de renfort}}{\text{volume totale}}$$

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

$$V_m = \frac{\text{volume de matrice}}{\text{volume total}}$$

Ou encore :

$$V_m = 1 - V_f$$

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

$$V_f = \frac{\frac{M_f}{\rho_f}}{\frac{M_f}{\rho_f} + \frac{M_m}{\rho_m}}$$

$$M_f = \frac{V_f \rho_f}{V_f \rho_f + V_m \rho_m}$$

➤ **La masse volumique**

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

$$\rho = \frac{\text{masse totale}}{\text{volume total}}$$

Soit encore :

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

➤ **Coefficient de poisson :**

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

$$\vartheta_{LT} = \vartheta_f V_f + \vartheta_m V_m$$

➤ **Module d'élasticité dans le sens des fibres**

Il est bien approché par la relation :

$$E_L = E_{fL} V_f + E_m V_m$$

Ou encore :

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

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

VI.4.1. 2. L'Ame

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

➤ Différentes étapes d'élaboration

Il existe deux méthodes pour parvenir à la synthèse des matières premières.

➤ Céramique mise en forme par voie humide

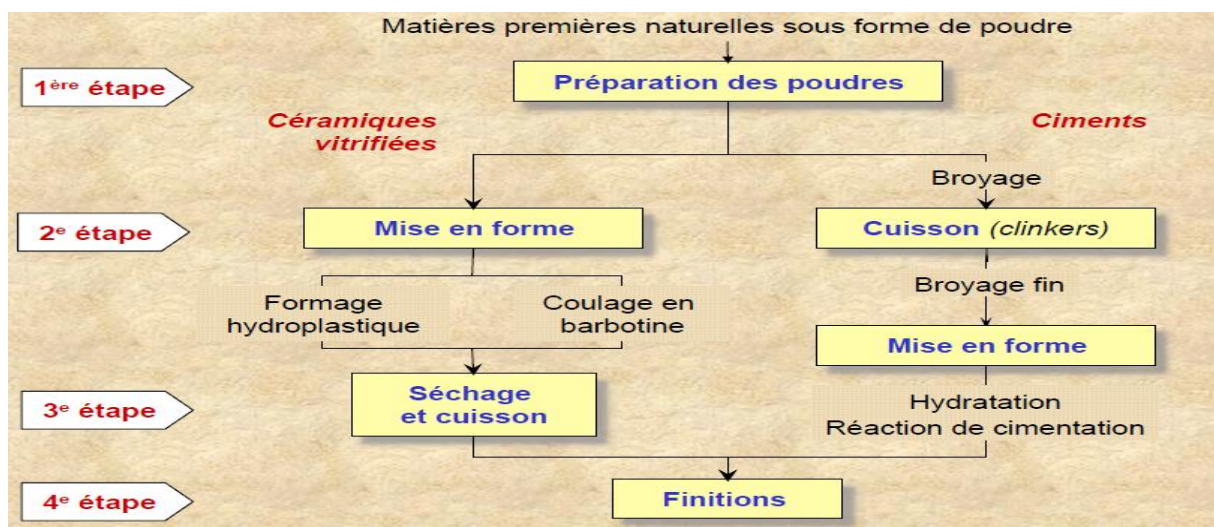


Figure (IV. 5) : Céramique mise en forme par voie humide.

➤ Céramiques mise en forme par voie sèche

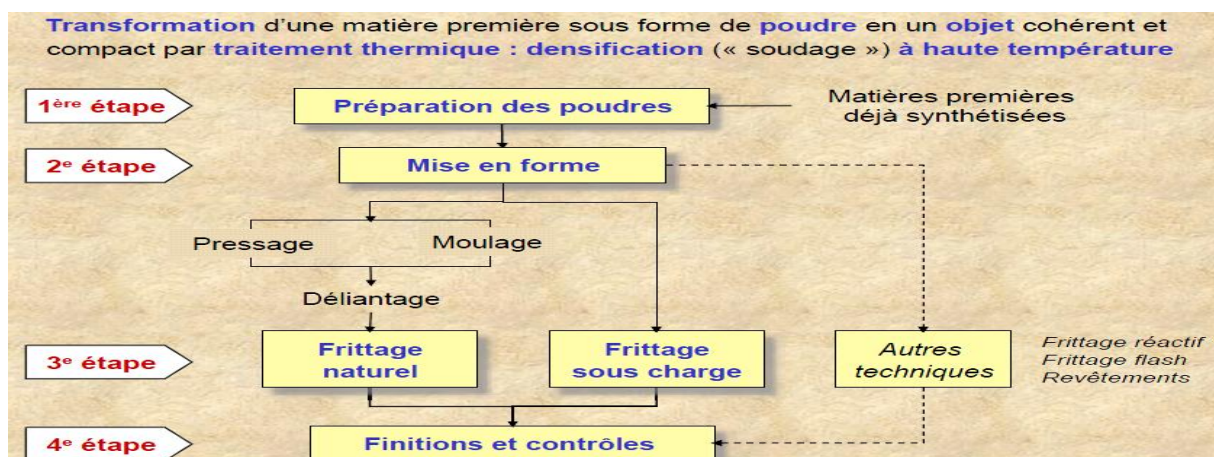


Figure (IV. 6): Céramiques mise en forme par voie sèche.

Les caractéristiques de la mousse de SiC sont notamment :

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

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

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

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

VI.4.2. Modèle N° 2

VI.4.2.1. Superalliage

Un superalliage ou alliage à haute performance est un alliage métallique présentant une excellente résistance mécanique et une bonne résistance au fluage à haute température (typiquement 0,7 à 0,8 fois sa température de fusion), une bonne stabilité surfacique ainsi qu'une bonne résistance à la corrosion et à l'oxydation.

Les superalliages présentent typiquement une structure cristalline cubique à faces centrées de type austénitique. Les éléments d'alliages à la base d'un superalliage sont le plus souvent le nickel, le cobalt et le fer, mais aussi le titane et l'aluminium.

Le développement des superalliages s'est appuyé à la fois sur des innovations dans les domaines de la chimie et des processus de fabrication, réalisées dans les domaines de l'aérospatial et de l'énergie. Les superalliages trouvent leurs applications habituelles dans les turbines des moteurs d'avion (aubes de turbine des veines chaudes des turboréacteurs), les turbines à gaz, ou les turbines de l'industrie marine. [23]

Les propriétés mécaniques de cette poutre sont regroupées dans le tableau (IV.6)

Propriétés mécaniques		
Masse volumique : ρ	(kg/m^3)	8
Module d'élasticité :E	(MPa)	210000
Coefficient de poisson : ν		0,3

Tableau (IV.6) : Propriétés mécaniques de superalliage [23].

VI.5 . Organigramme de programme pour modelé N° 1

Part

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

Property

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

Assembly

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

Step

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

Interaction

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

Load

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

Mesh

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

Job

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

Résulta**VI.6. Organigramme de programme pour modelé N° 2****Part**

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

Property

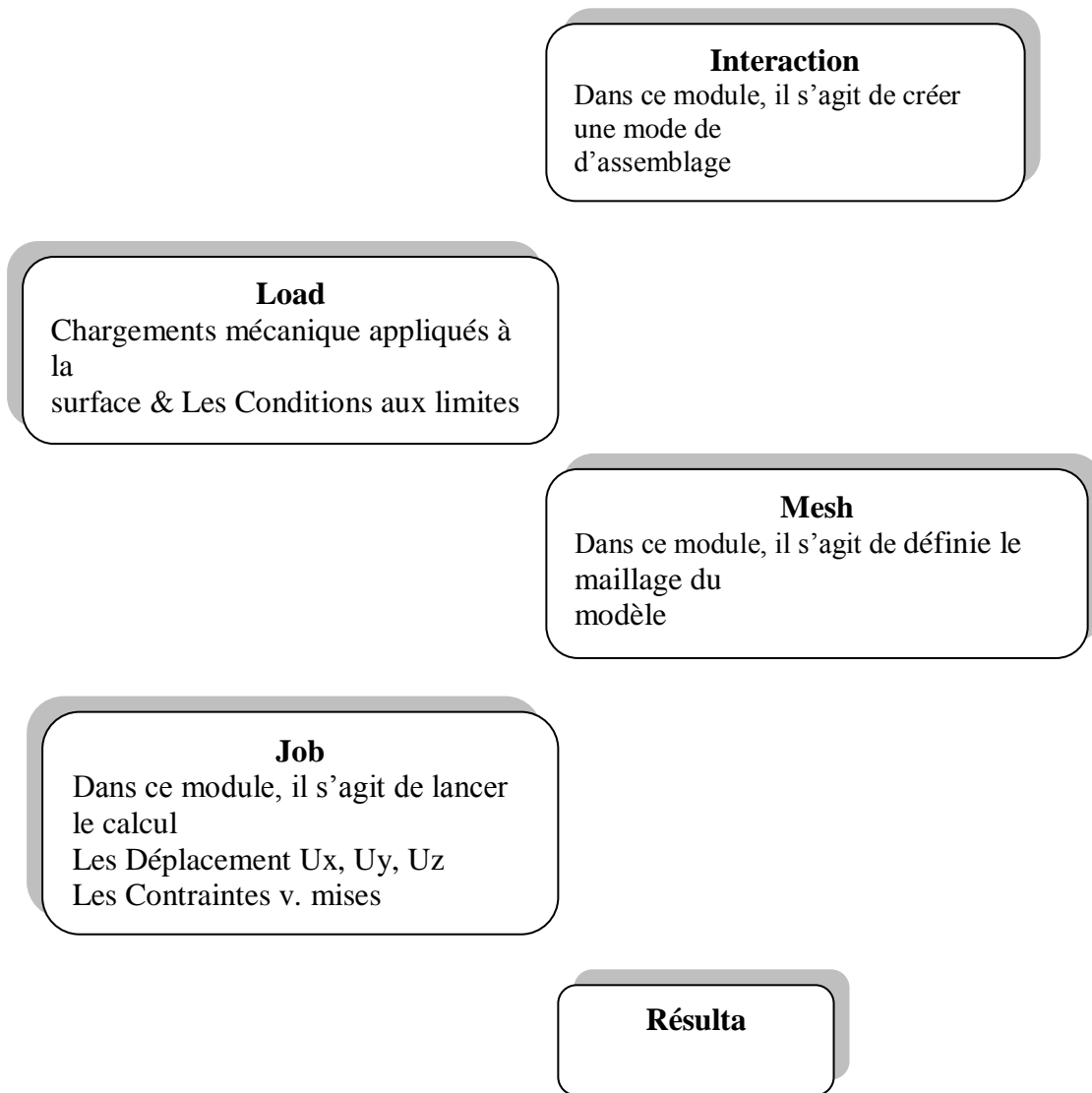
Définie les propriétés du matériau des
modèle
E et ν de superalliages ()

Assembly

Dans ce module, il s'agit de créer une pièce
fini

Step

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



VI.7. Modélisation

VI.7.1. Modélisation Modèle N° 1

VI.7.1.1. Assembly

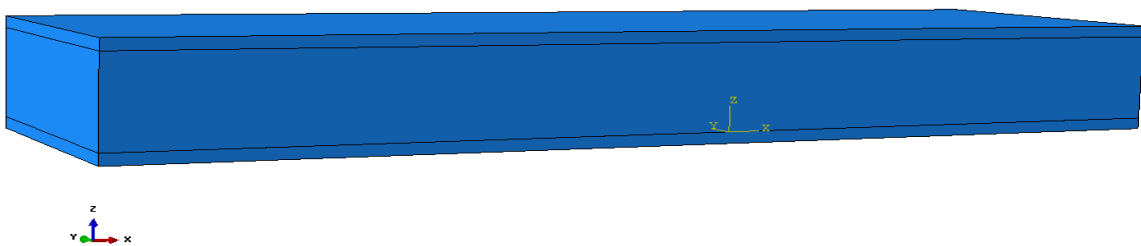


Figure (IV.7) : L'assembly de la poutre1.

IV .7 .1 .2. Les Chargements

La poutre sandwich est sollicitée en traction par des chargements de pression

$$P = -0.6 \text{ N/mm}^2$$

La poutre sandwich est encasturé un coté et libre sur l'autre coté.

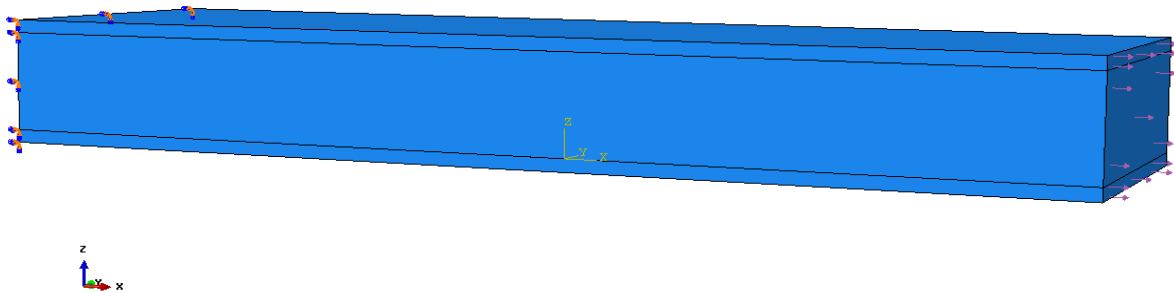


Figure (IV.8) : Les chargements mécaniques de poutre1.

IV .7 .1 .3. Maillage

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

Composent	Type de maillage	Pas	Nombre d'élément	Nombre d'élément Totale
Poutre 1	Hexaèdre	1	750	4500
		2	3750	

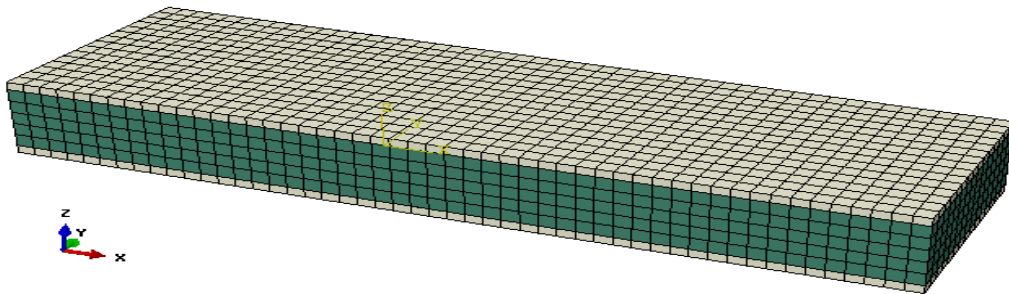
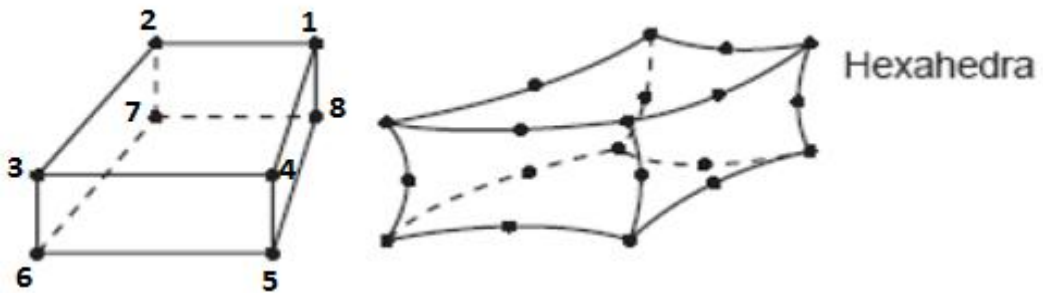
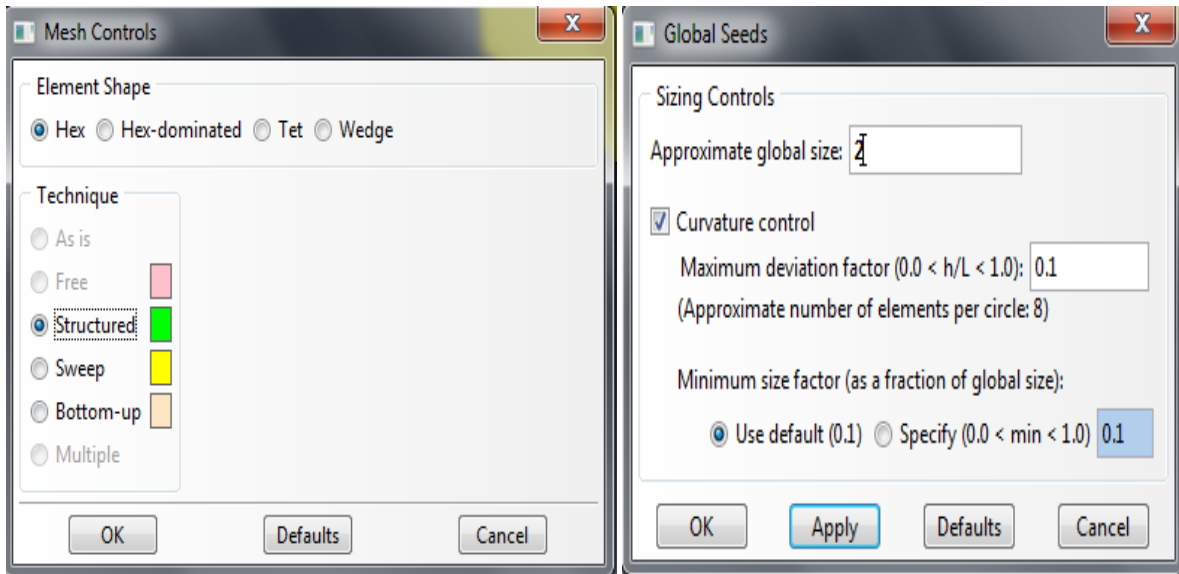


Figure (IV.9) : Maillage du poutre1.

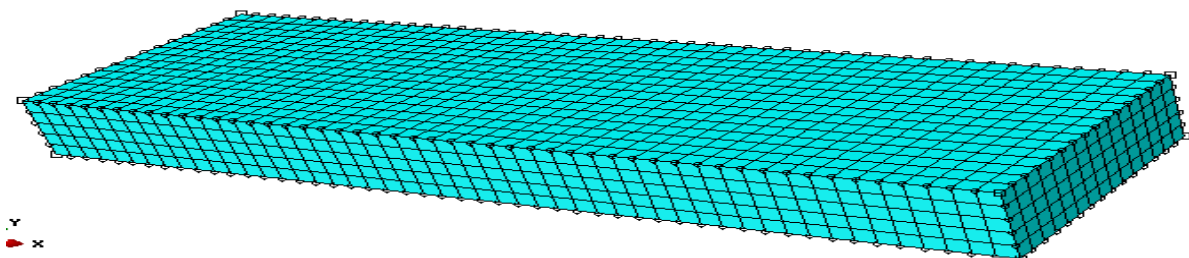


Figure (IV.10) : Maillage de l'âme.

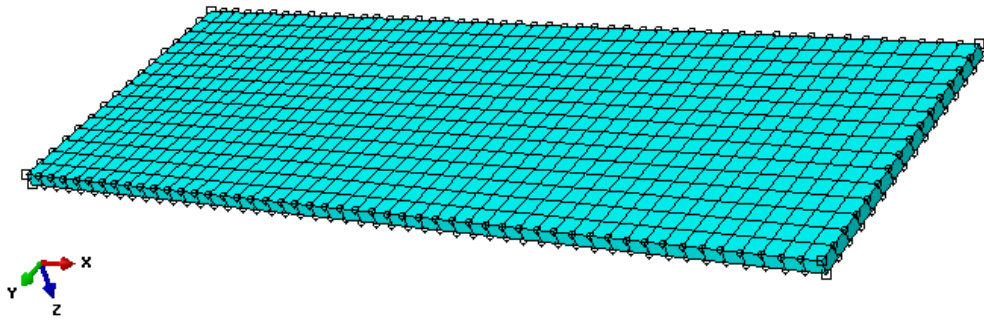


Figure (IV.11) : Maillage de la peau .

IV .7 .2. Modélisation Modèle N° 2

IV .7 .2 .1. Assembly

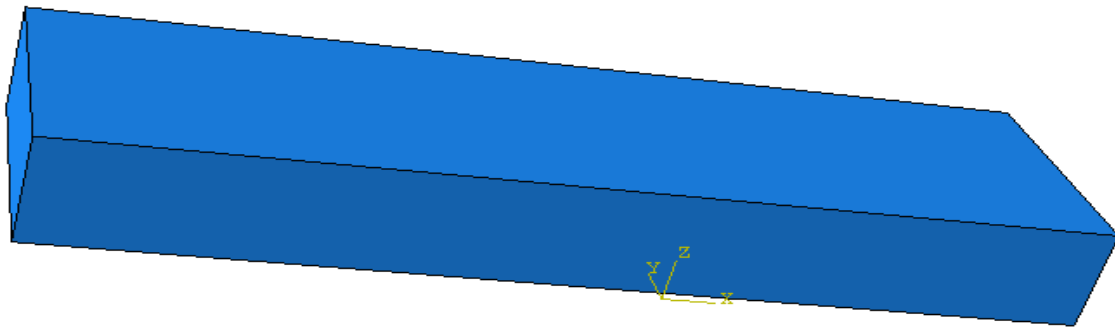


Figure (IV.12) : L'assembly de la poutre2.

IV .7 .2 .2. Les Chargements

La poutre sandwich est sollicitée en Traction par des chargements de pression

$$P = -0.6 \text{ N/mm}^2$$

La poutre sandwich est encasté sur un coté droite et libre l'autre coté.

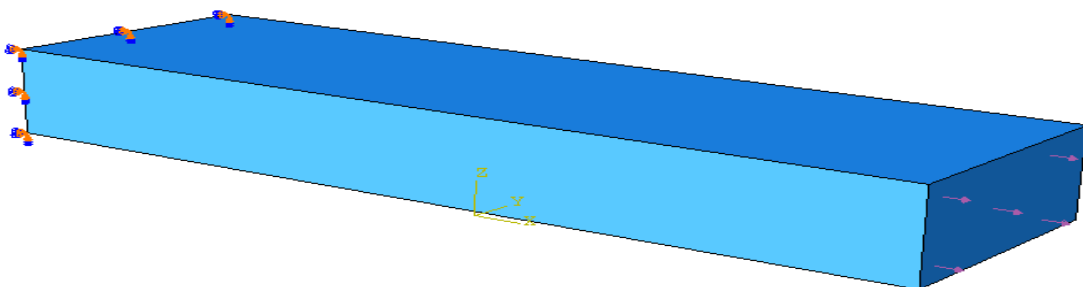
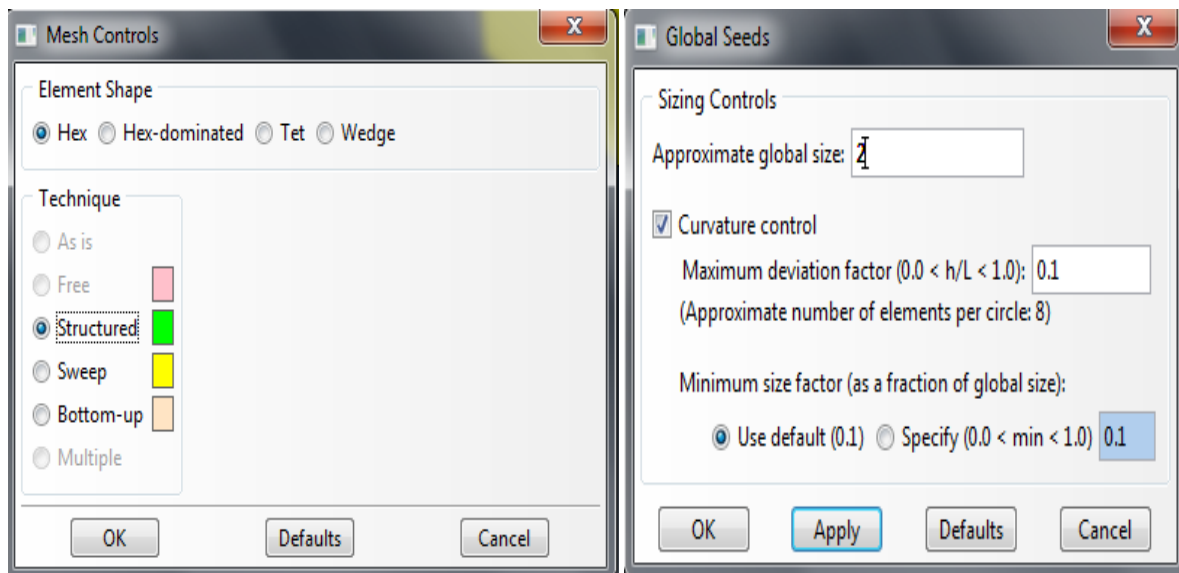


Figure (IV.13) : Les chargements mécaniques de poutre2.

IV .7 .2 .3. Maillage

L'objet du maillage est discrétiser géométriquement le domaine d'analyse de manière à pouvoir ultérieurement associer une formulation élément fini au support géométrique.

Concrètement cette discrétisation s'effectue par la création d'objet de type de maillage à l'aide des opérateurs géométriques. Dans cette étude on a utilisé l'élément fini (Hex) pour construire les maillages de deux poutre .



Composent	Type de maillage	Pas	Nombre d'élément	Nombre d'élément Totale
Poutre 2	Hexaèdre	2	4500	4500

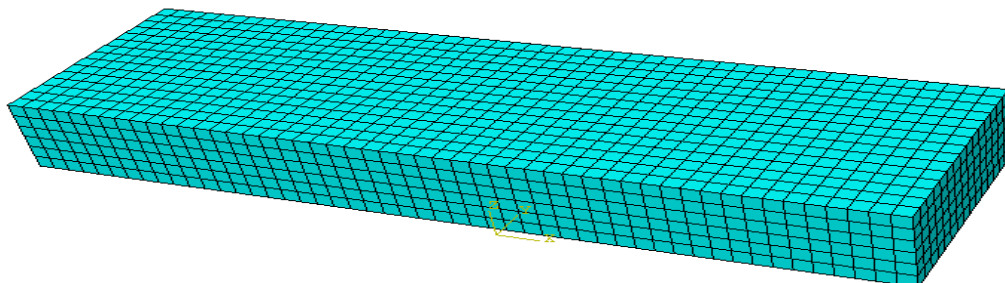


Figure (IV.14) : Maillage du poutre2.

IV.8 Résultats

IV.8.1. Modèle N°1

IV.8.1.1. Les Iso-Valeur des Contraintes

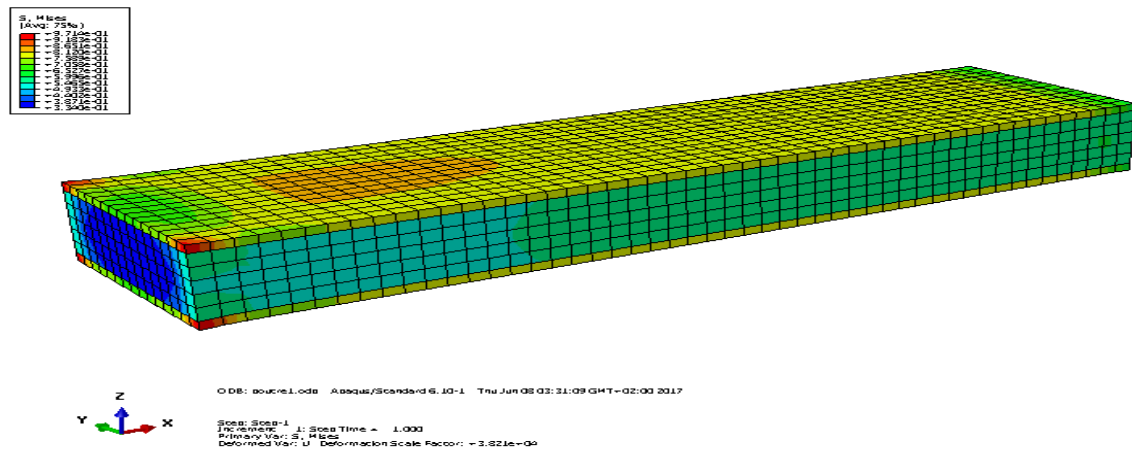


Figure (IV.15) : Les contraintes V. Mises dans la poutre1.

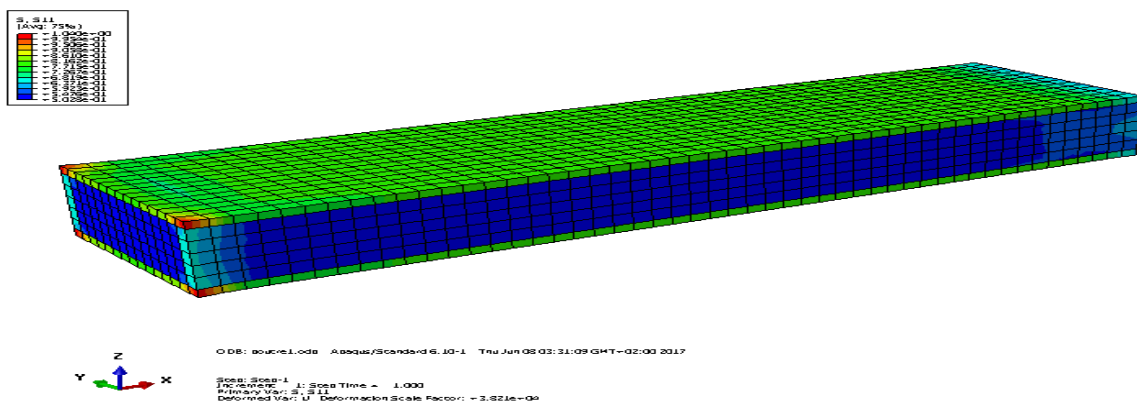


Figure (IV.16) : Les contraintes σ_{xx} dans la poutre1.

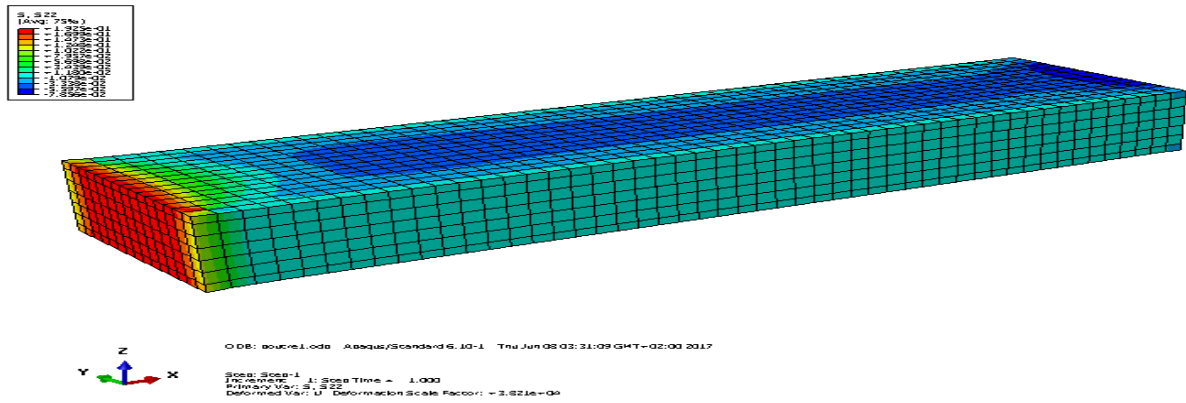


Figure (IV.17) : Les contraintes σ_{yy} dans la poutre1.

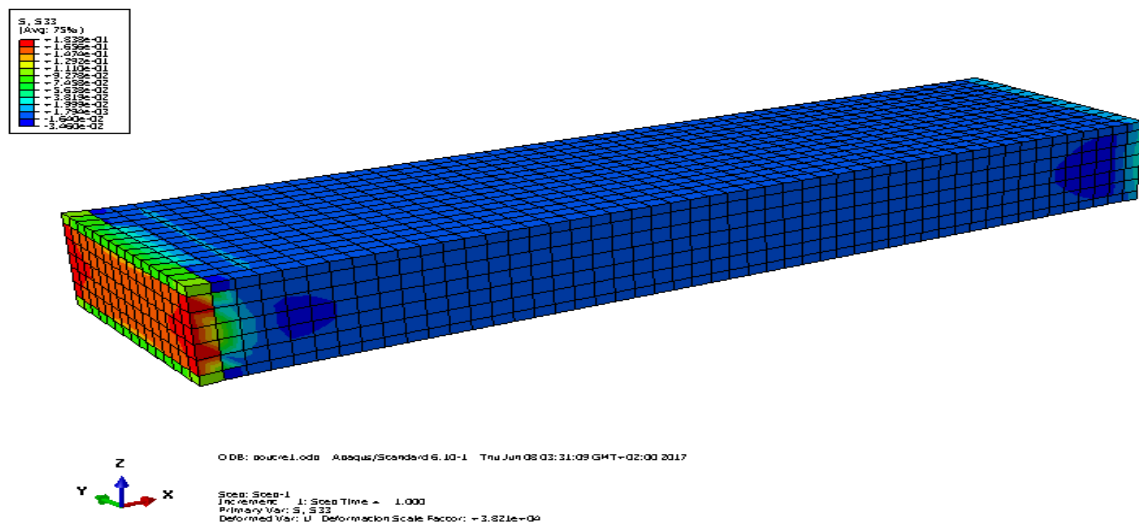


Figure (IV.18) : Les contraintes σ_{zz} dans la poutre1.

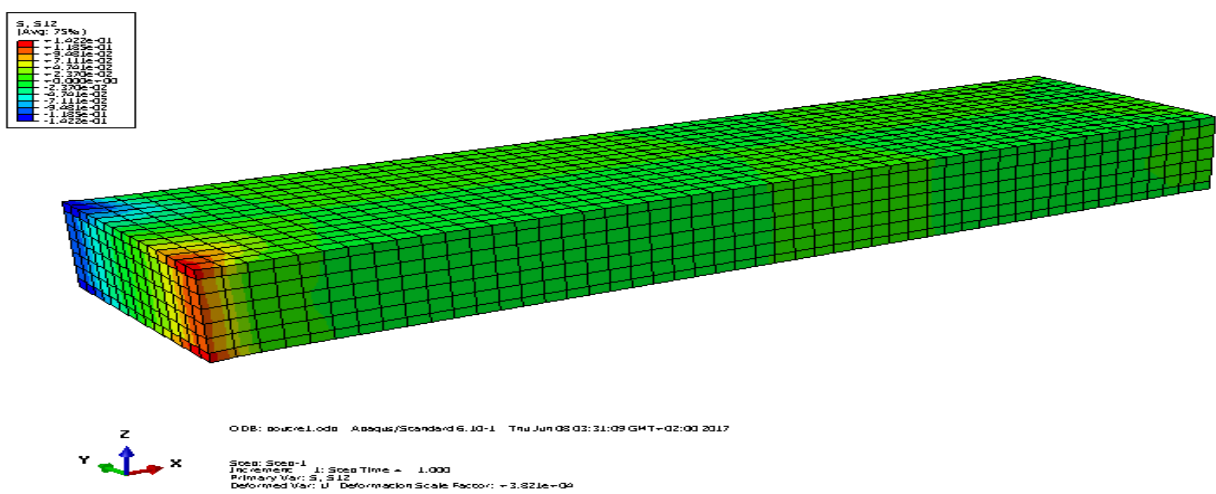


Figure (IV.19) : Les contraintes tangentielles τ_{xy} dans la poutre1.

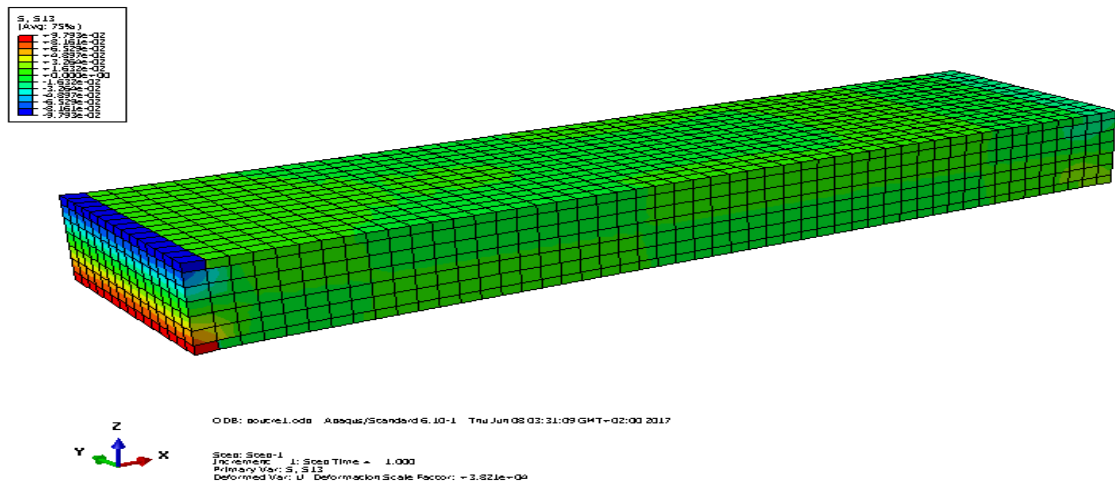


Figure (IV.20) Les contraintes tangentielles τ_{xz} dans la poutre1.

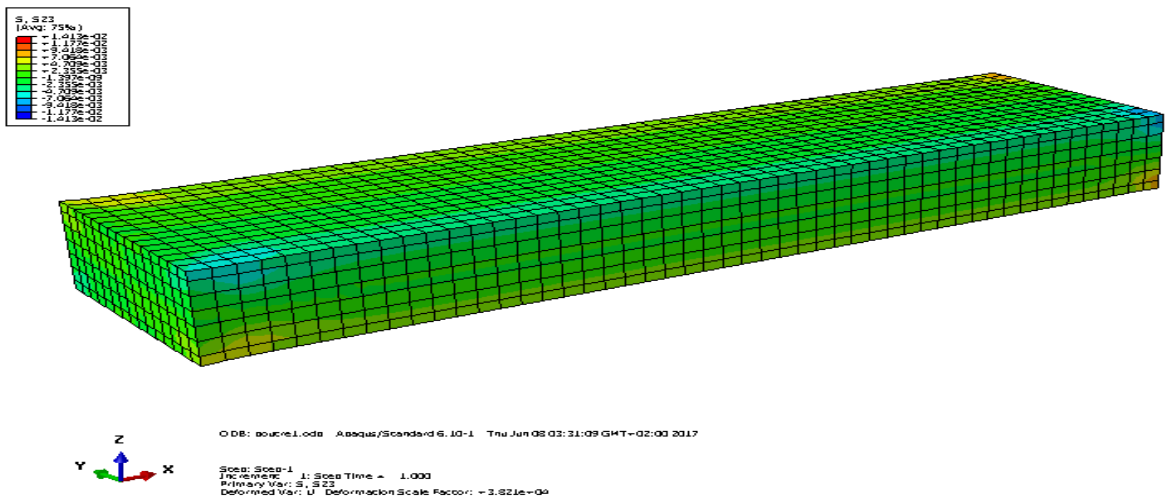


Figure (IV.21) : Les contraintes tangentielles τ_{yz} dans la poutre1.

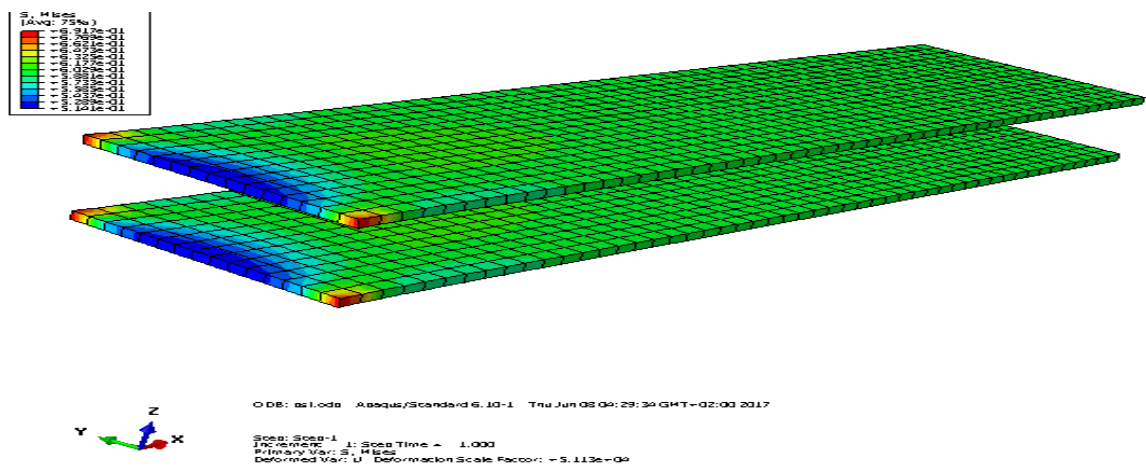


Figure (IV.22) : Les contraintes van mises dans les peaux.

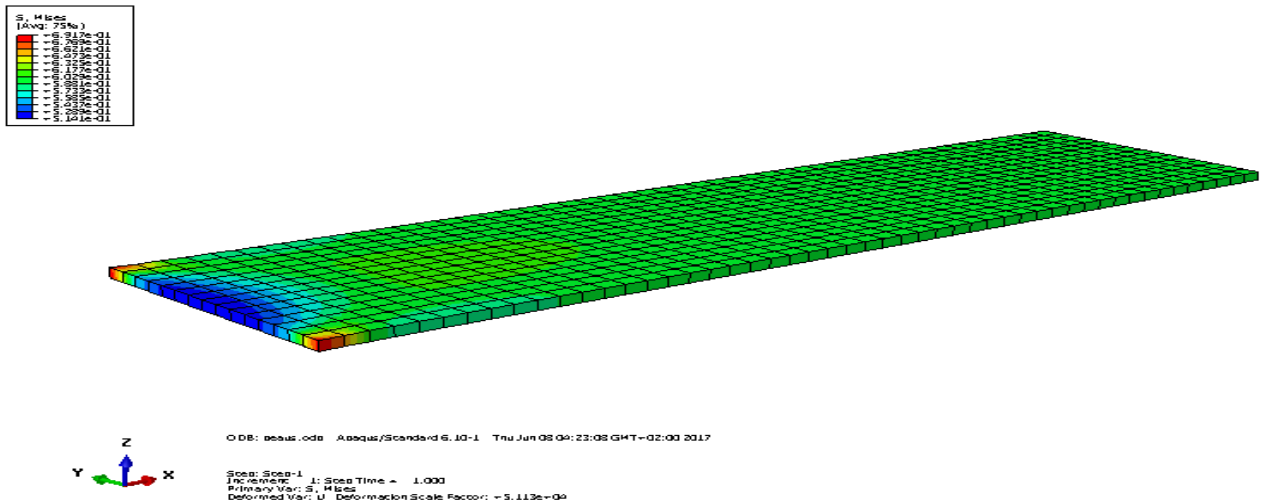


Figure (IV.23) : Les contraintes van mises dans la peau supérieur.

IV.8.1.2. L'évolution des contraintes en fonction des longueurs des poutres

➤ les contraintes principales

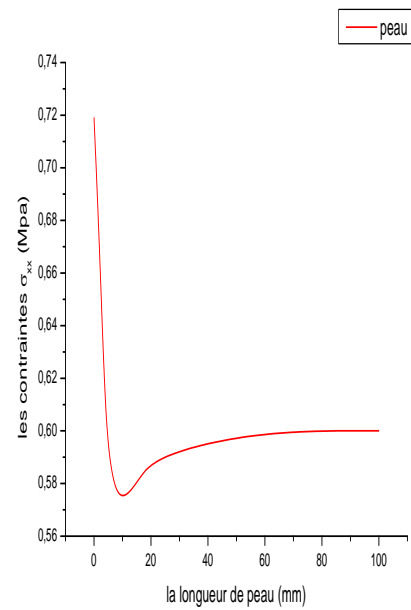
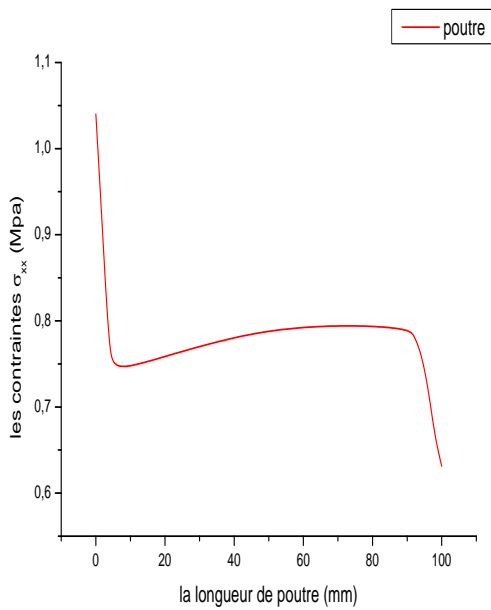


Figure (IV.24) : Les contraintes σ_{xx} poutre. Figure (IV.25) : Les contraintes σ_{xx} peau.

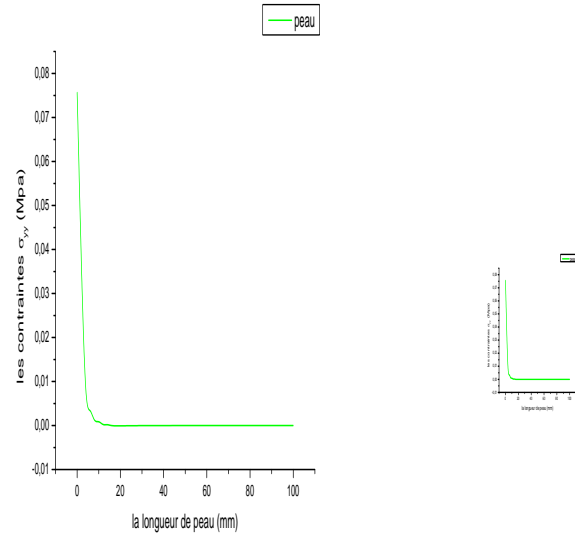
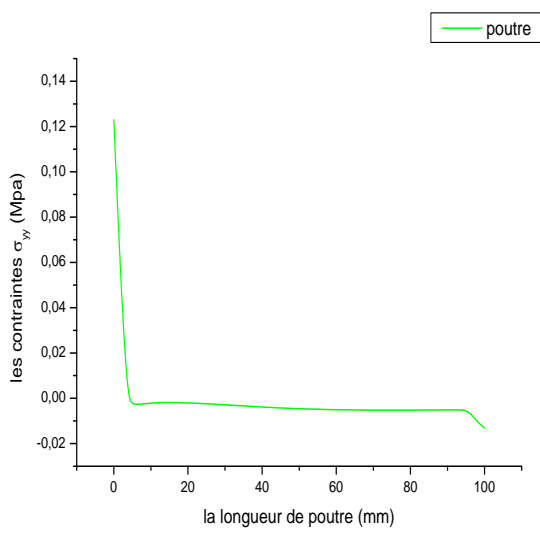


Figure (IV.26) : Les contraintes σ_{yy} poutre. Figure (IV.27) : Les contraintes σ_{yy} peau.

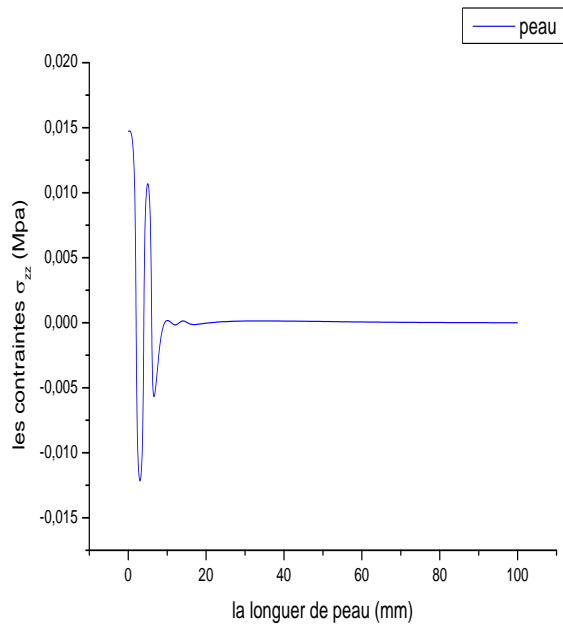
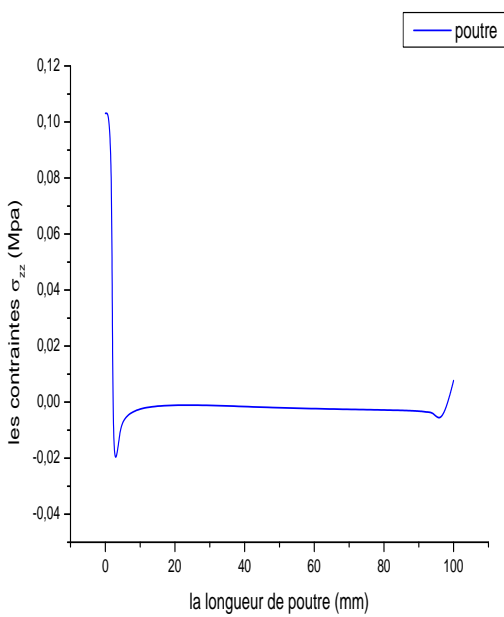


Figure (IV.28) : Les contraintes σ_{zz} poutre 1. Figure (IV.29) : Les contraintes σ_{zz} peau.

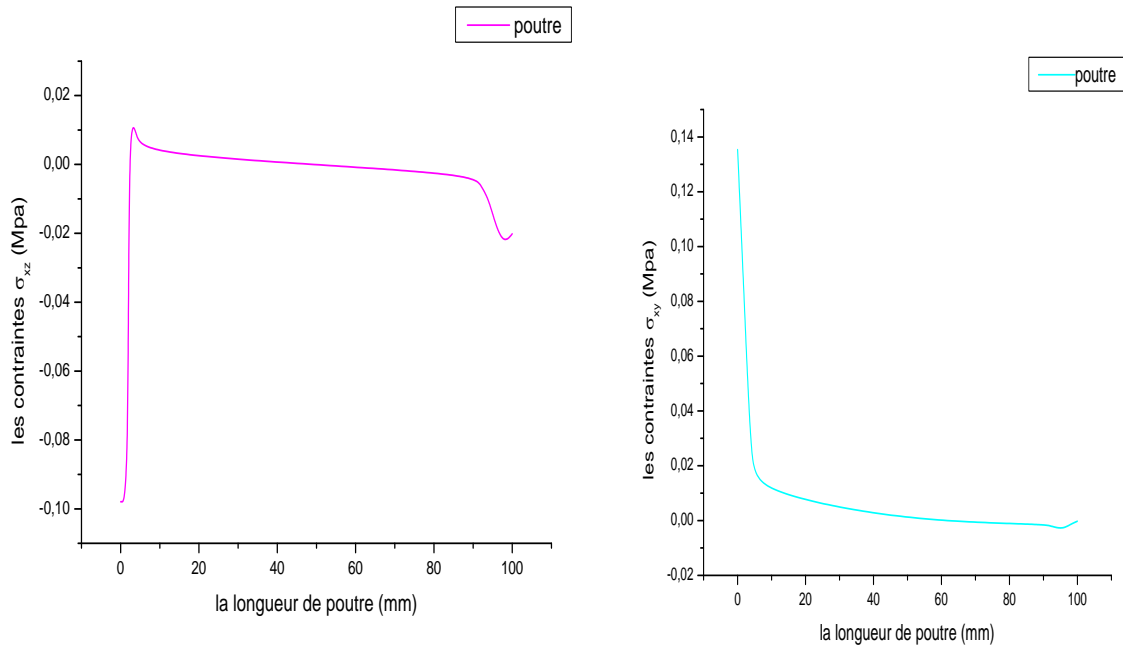


Figure (IV.30) :Les contraintes τ_{xz} poutre 1. Figure (IV.31) :Les contraintes τ_{xy} poutre1.

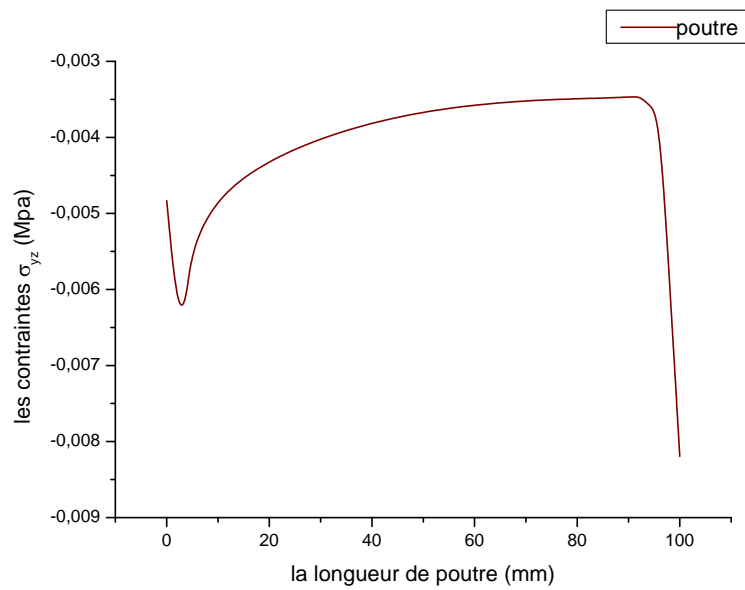


Figure (IV.32) :Les contraintes τ_{yz} poutre 1.

➤ Les contraintes van mises de poutre et peau

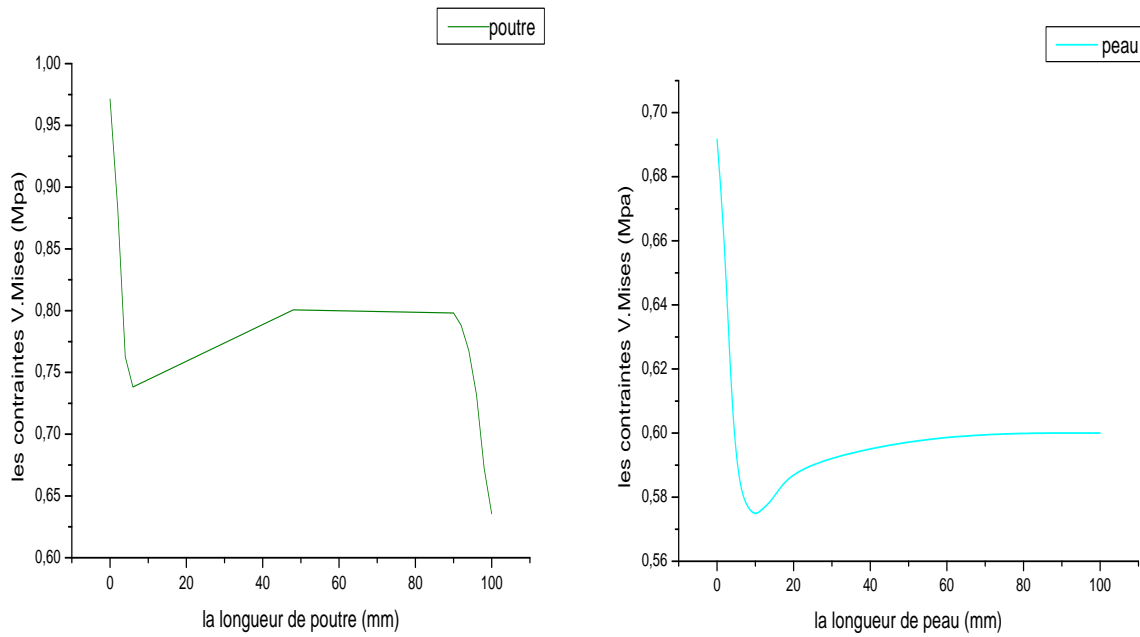


Figure (IV.33) : Les contraintes V. mises poutre Figure (IV.34) : Les contraintes V. mises peau.

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

➤ Les contraintes V. Mises en fonction de l'axe YY

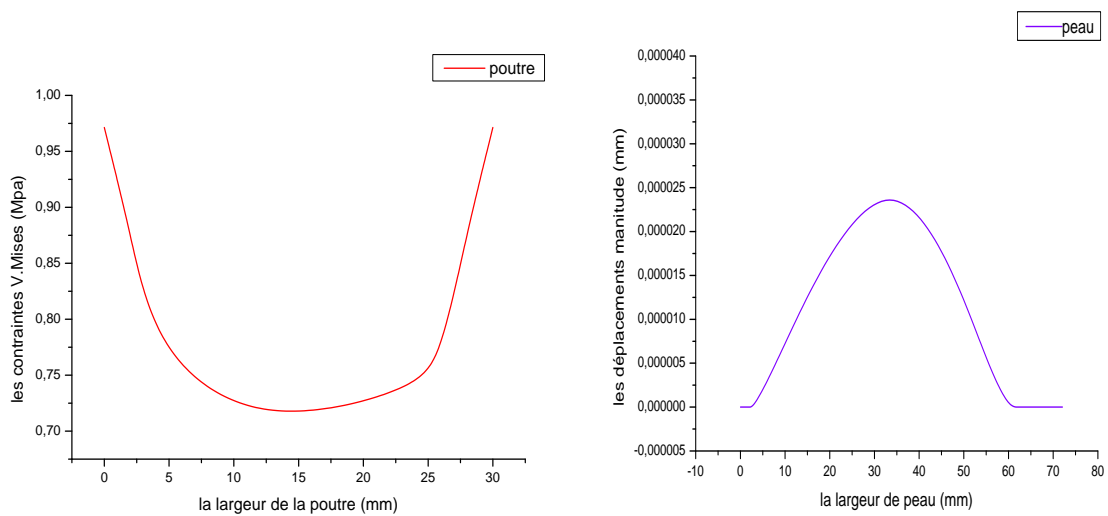


Figure (IV.35) : Les contraintes V. mises poutre. Figure (IV.36) : Les contraintes V. mises peau.

➤ Les contraintes V. Mises en fonction de l'axe ZZ

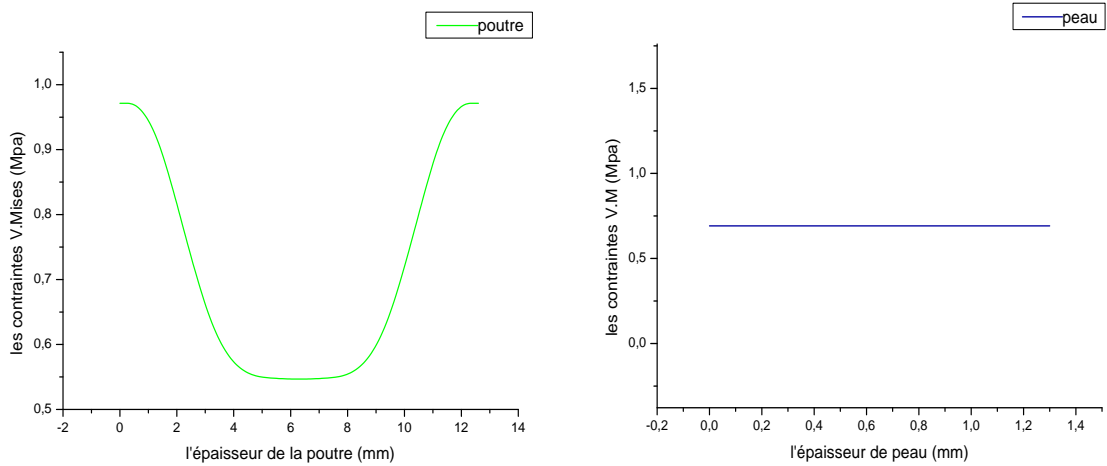


Figure (IV.37) : Les contraintes V. mises poutre. Figure (IV.38) : Les contraintes V. mises peau.

IV.8.1.4. L'évolution des déplacements en fonction des chargements appliqués

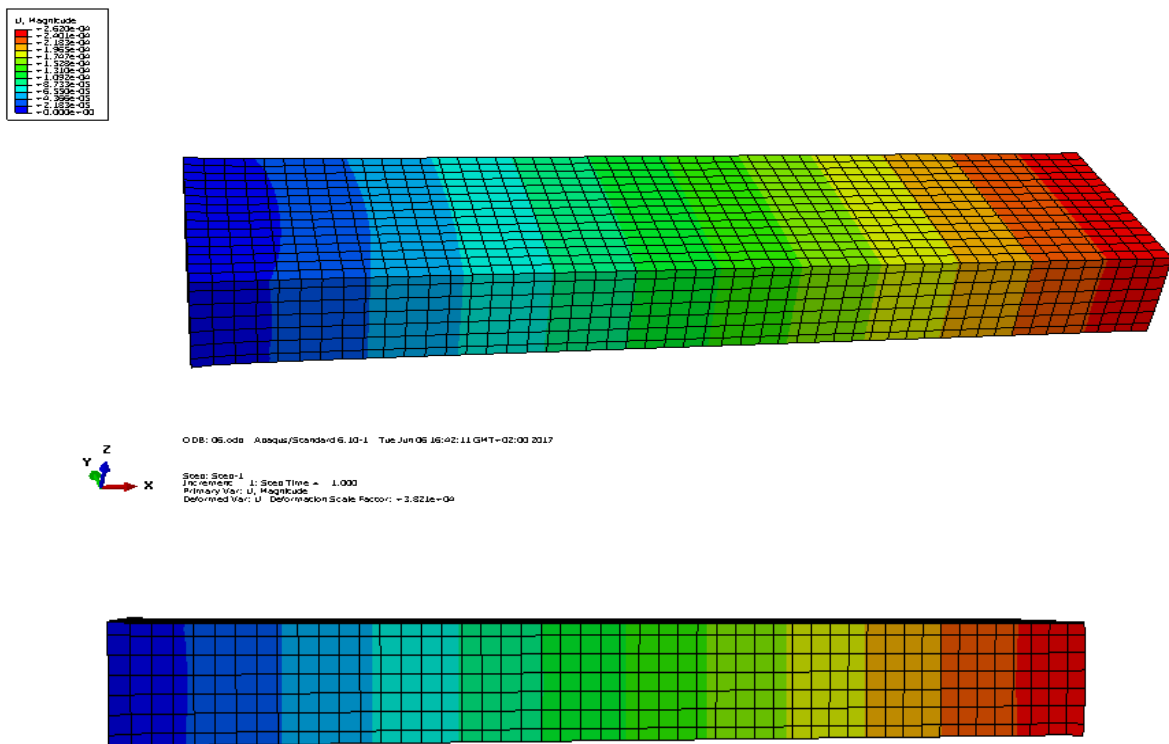
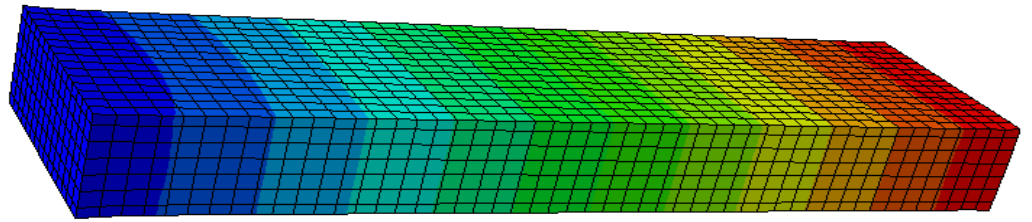
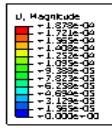


Figure (IV.39) : Les déformations, $P = -0.6 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.



ODB: Job-7.odb / Asqus/Scans/d6_10-1 / Sec Jun 10 17:48:23 GMT+02:00 2017

Step: Step-1 / Increment: 1 / Step Time = 1.000
 Primary Var: U, Magnitude
 Deformed Var: U / Deformation Scale Factor: = 5.332e-09

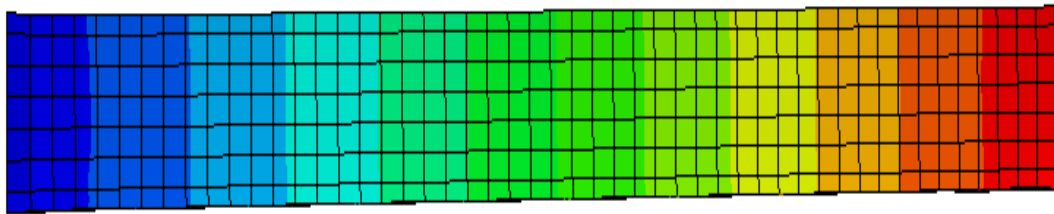
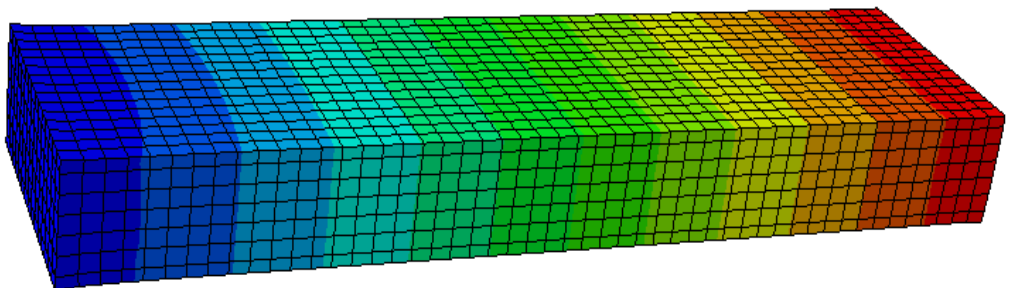
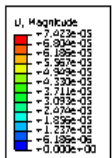


Figure (IV.40) : Les déformations, $P = -0.43 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.



ODB: Job-6.odb / Asqus/Scans/d6_10-1 / Sec Jun 10 17:45:48 GMT+02:00 2017

Step: Step-1 / Increment: 1 / Step Time = 1.000
 Primary Var: U, Magnitude
 Deformed Var: U / Deformation Scale Factor: = 1.349e-05

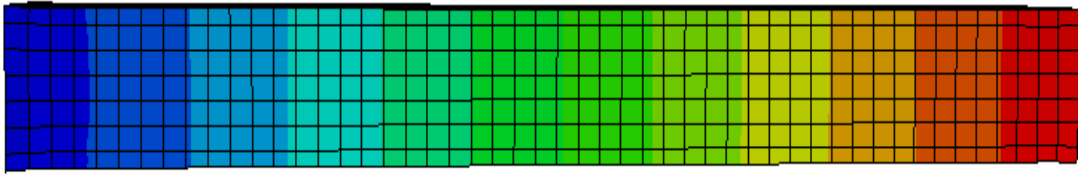


Figure (IV.41) : Les déformations, $P= -0.17 \text{ N/mm}^2$ modèle 1.

Les déplacements magnitude en fonction des chargements appliqués

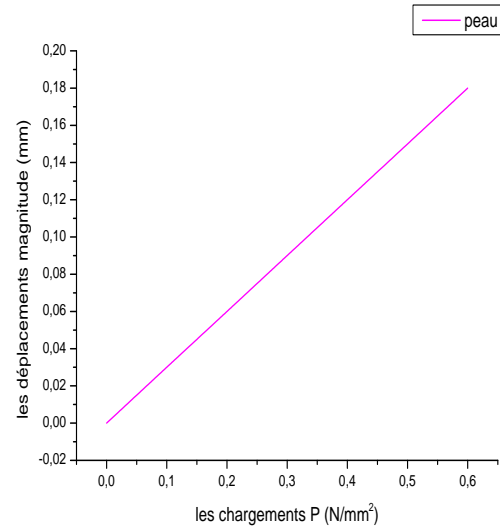
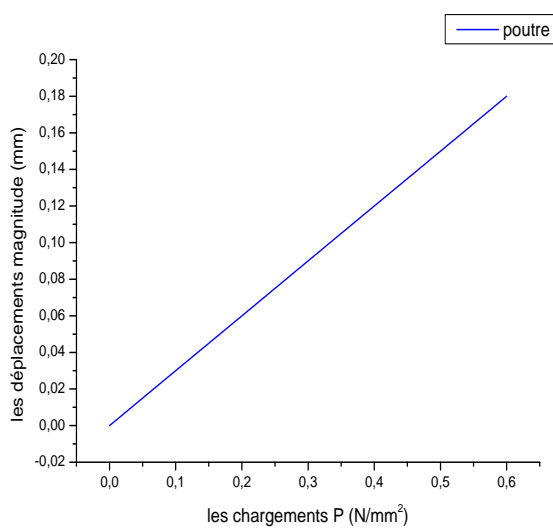


Figure (IV.42) : Les déplacements Mt poutre 1. Figure (IV.43) : Les déplacements Mt peau.

IV.8.1.5. L'évolution des déplacements en fonction des axes

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

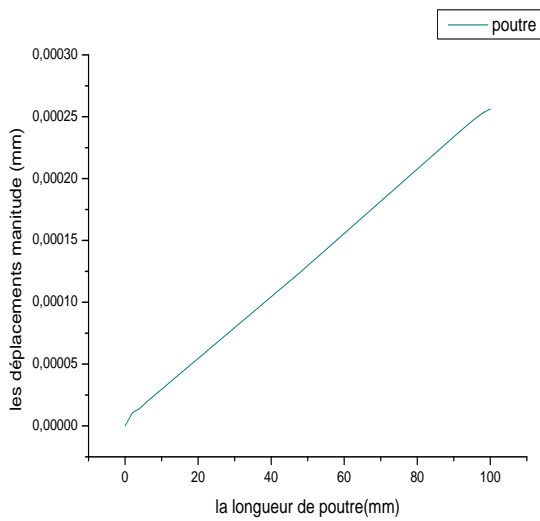


Figure (IV.44) : Les déplacements Mt poutre 1

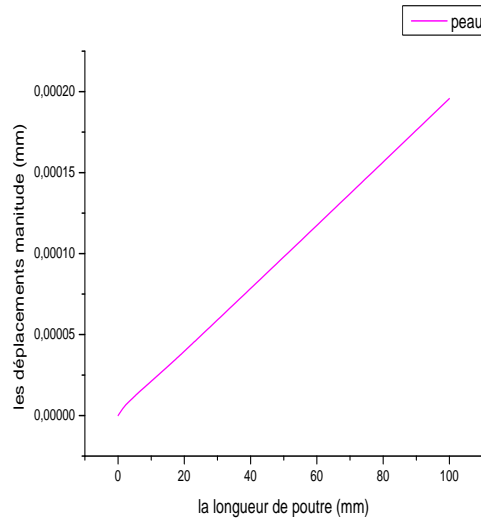


Figure (IV.45) : Les déplacements Mt peau.

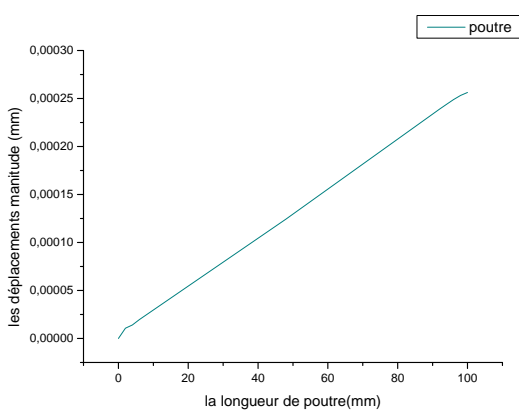


Figure (IV.46) : Les déplacements U₁ poutre 1.

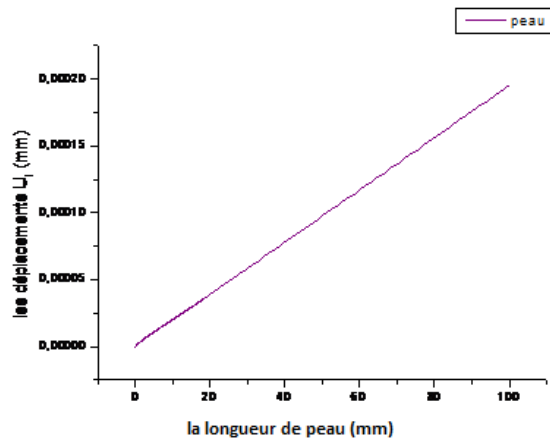


Figure (IV.47) : Les déplacements U₁ peau .

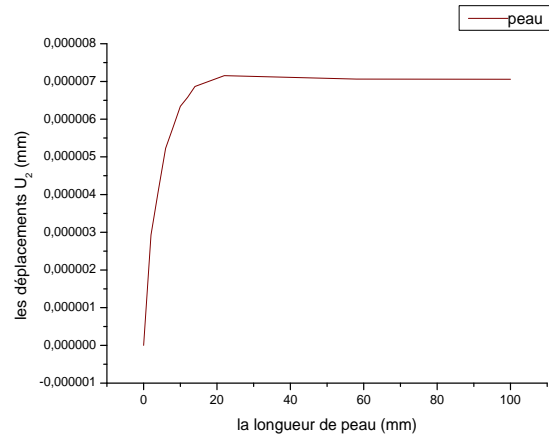
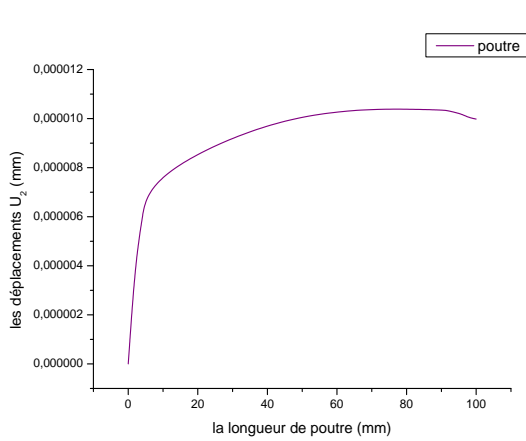


Figure (IV.48) : Les déplacements U_2 poutre 1.

Figure (IV.49) : Les déplacements U_2 peau.

IV 8 2. Modèle N°2

IV.8.2.1. Les Iso-Valeur des Contraintes

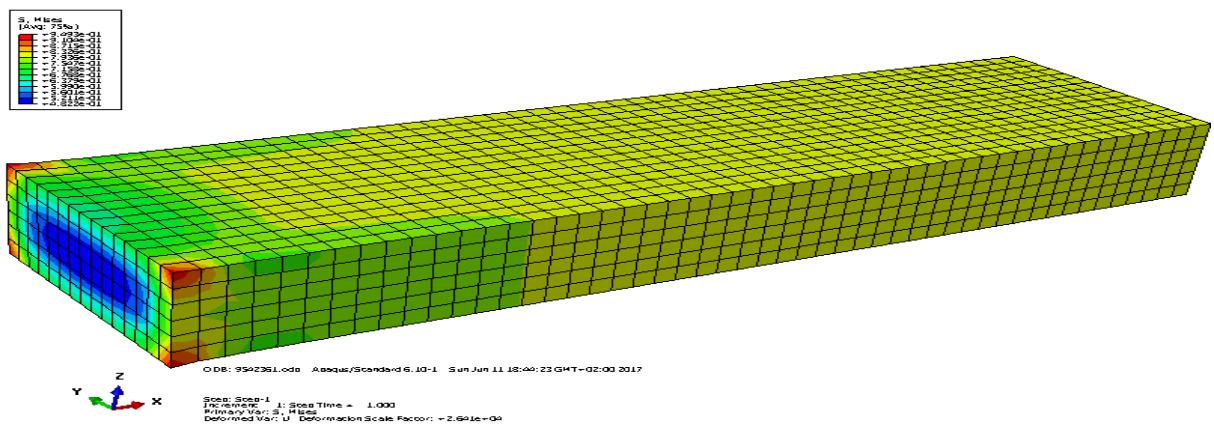


Figure (IV.50) : Les contraintes V. Misses dans la poutre 2.

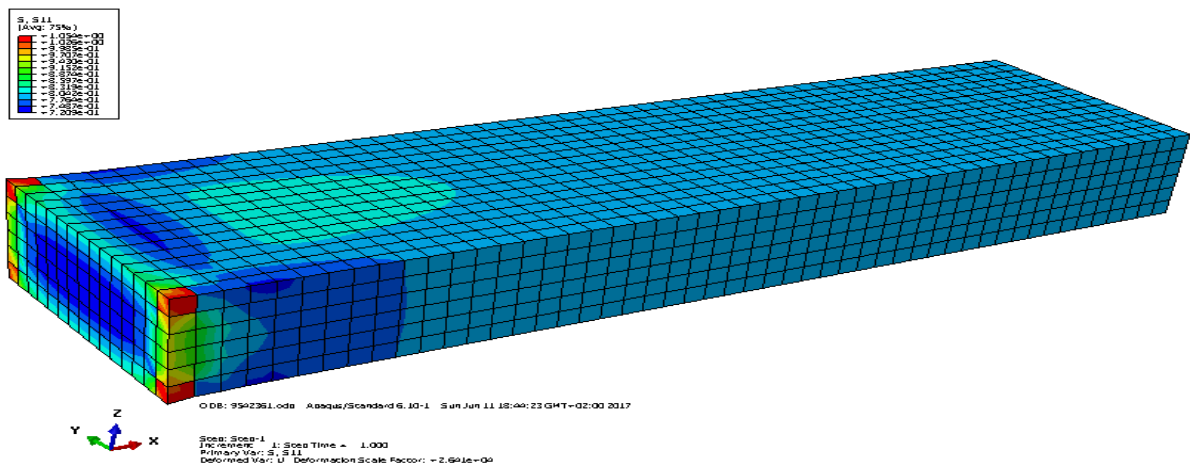


Figure (IV.51) : Les contraintes σ_{xx} dans la poutre 2.

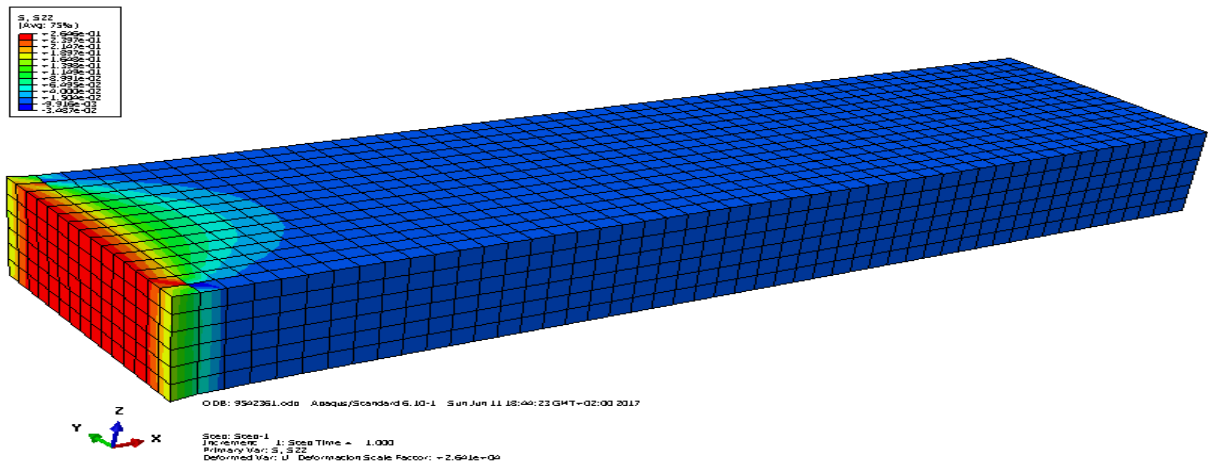


Figure (IV.52) : Les contraintes σ_{xx} dans la poutre 2.

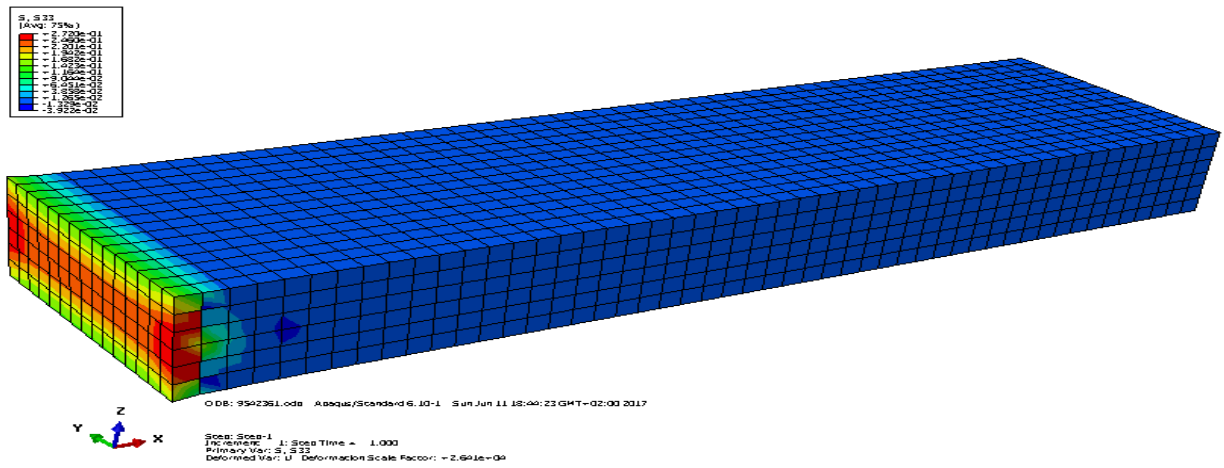


Figure (IV.53) : Les contraintes σ_{zz} dans la poutre1.

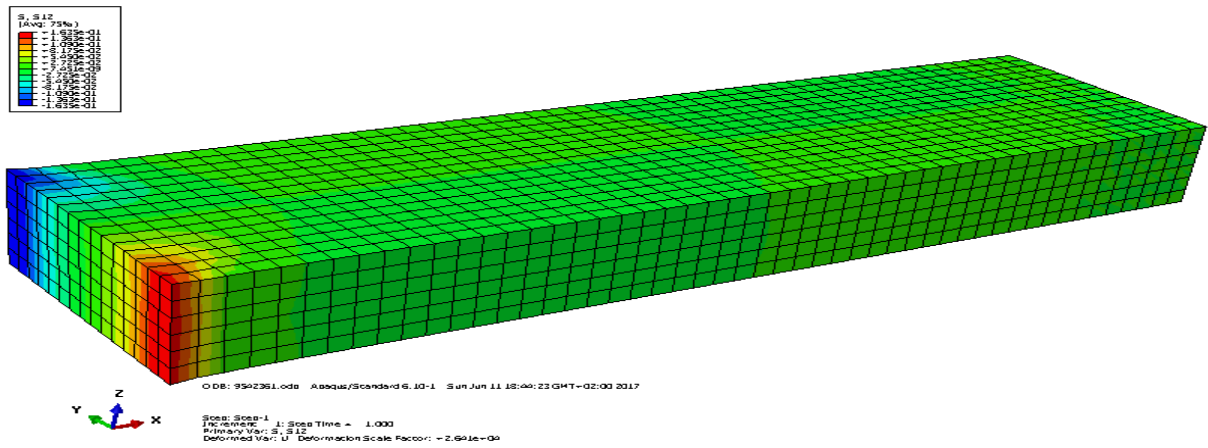


Figure (IV.54) : Les contraintes tangentielles τ_{xy} dans la poutre1.

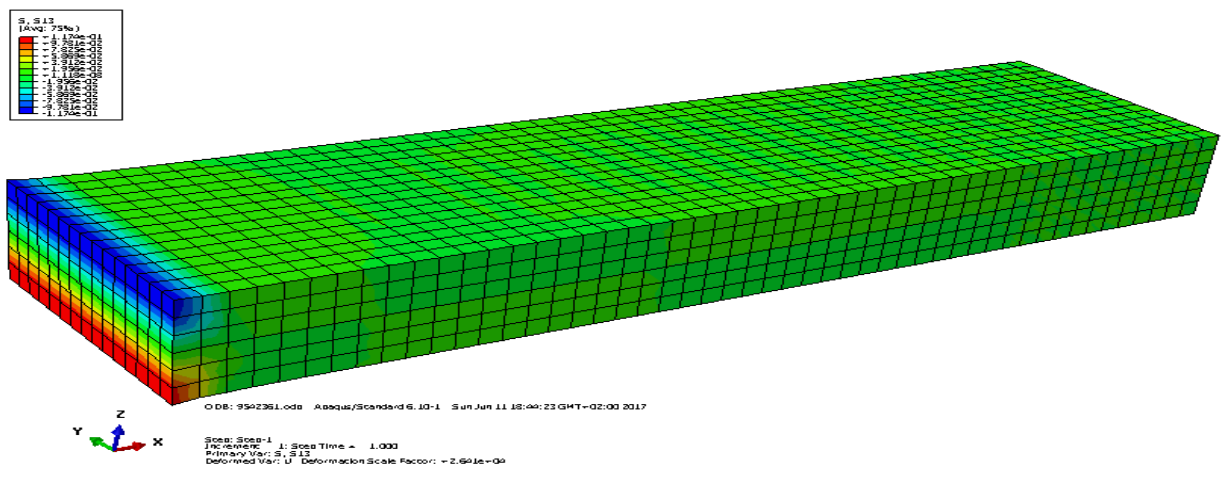


Figure (IV.55) : Les contraintes tangentielles τ_{xz} dans la poutre1.

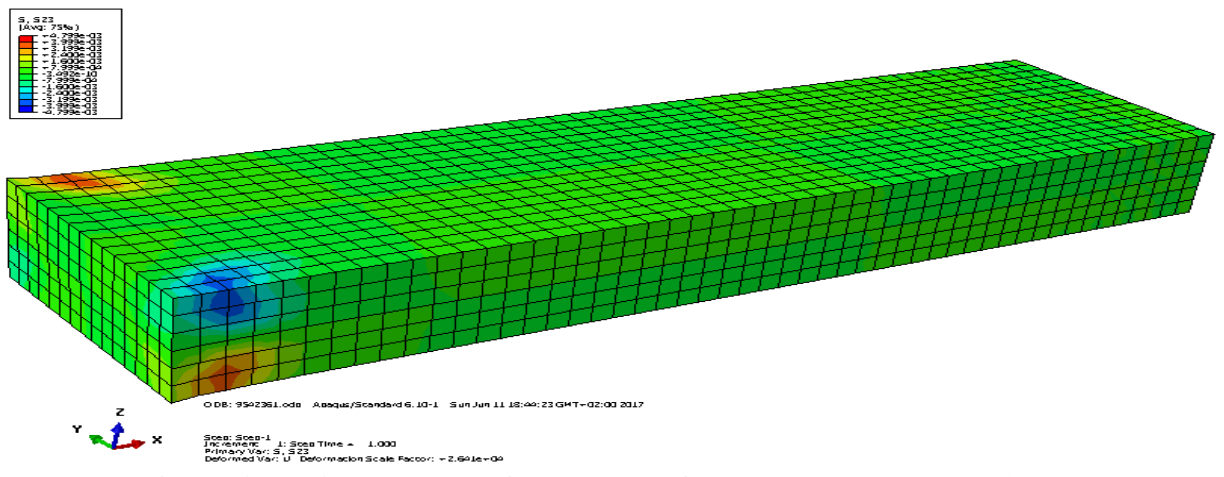


Figure (IV.56) : Les contraintes tangentielles τ_{yz} dans la poutre1.

VI.8.2.2. L'évolution des contraintes en fonction de longueur de poutre

➤ **les contraintes principales**

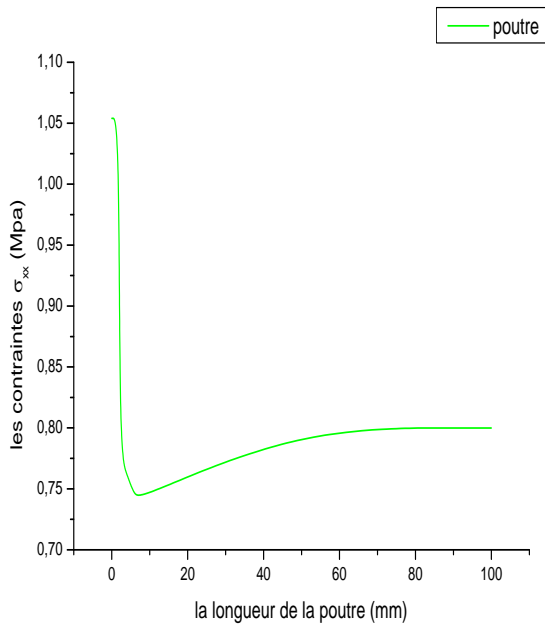


Figure (IV.57) : Les contraintes σ_{xx} poutre 2.

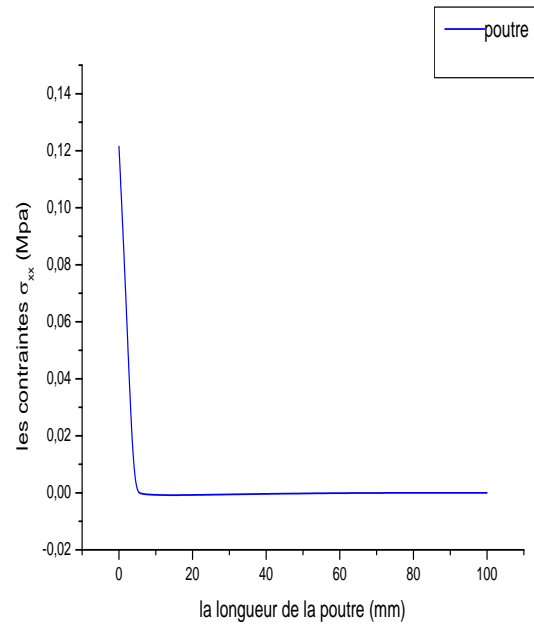


Figure (IV.58) : Les contraintes σ_{yy} poutre 2.

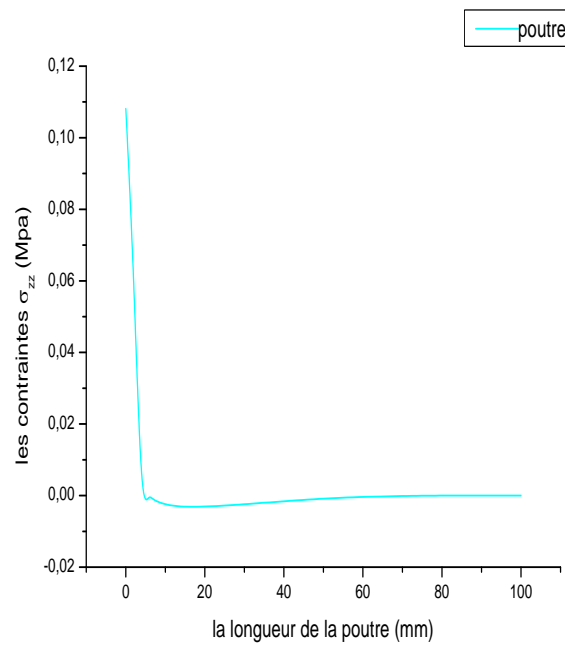


Figure (IV.59) : Les contraintes σ_{zz} poutre 2.

➤ **Les contraintes V. Mises**

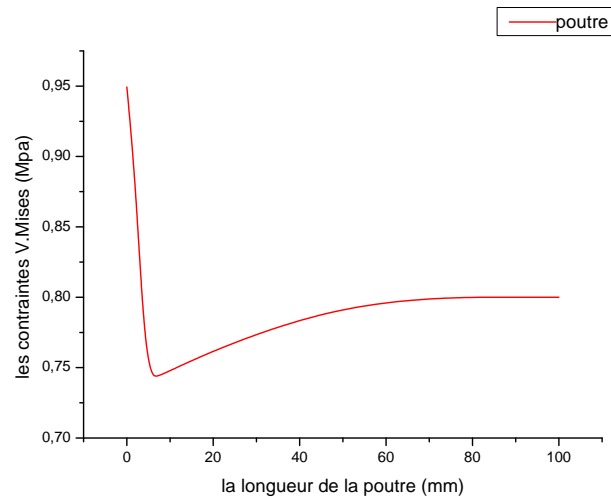


Figure (IV.60) :Les contraintes V. Mises dans la poutre2.

VI.8.2.3. Les déplacements Magnitude et U

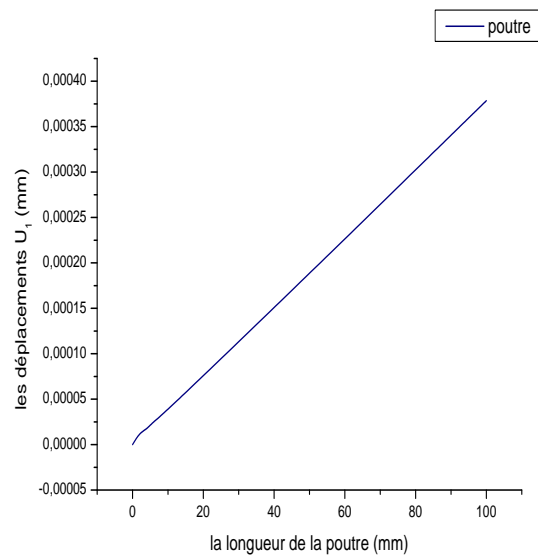
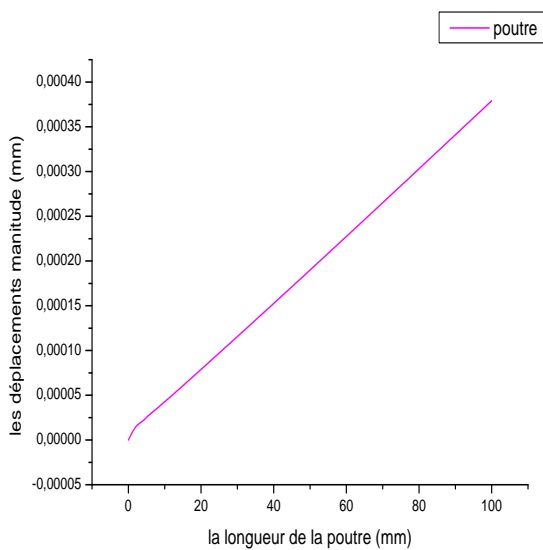


Figure (IV.61) : les déplacements Mt poutre2. Figure (IV.62) : les déplacements U_1 poutre2.

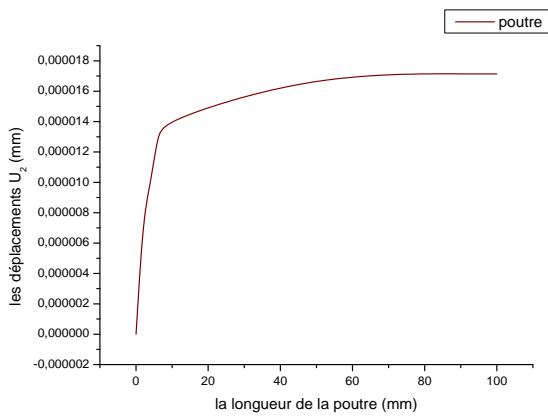


Figure (IV.63) : les déplacements U_2 poutre2.

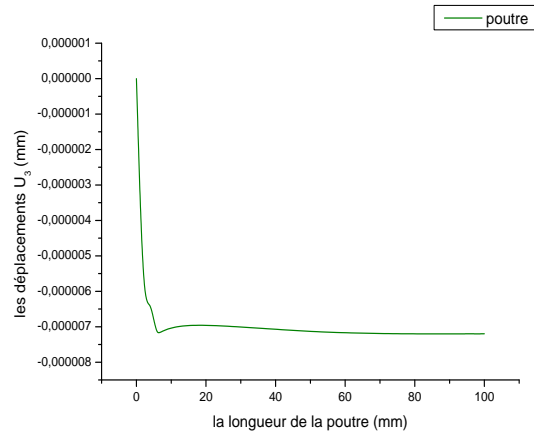


Figure (IV.64) : les déplacements U_3 poutre2.

➤ Les déplacements Magnitude et U en fonction des chargements appliqués

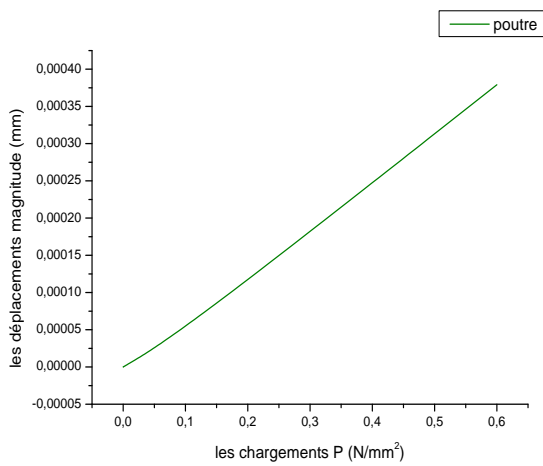


Figure (IV.65): les déplacements Mtpoutre2.

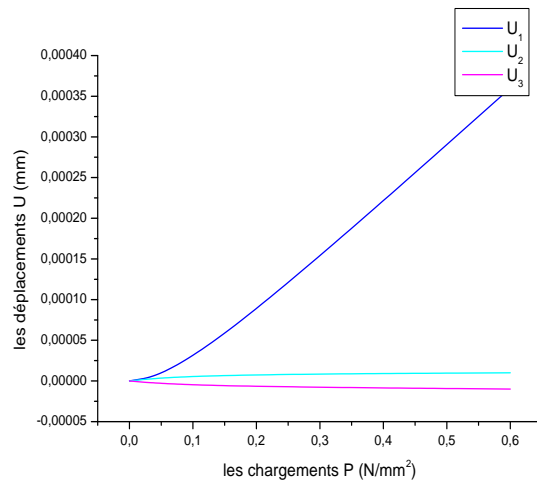


Figure (IV.66) : les déplacements U poutre2.

IV. 9. Les valeurs obtenues

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

Les déplacements d'U1.U2.U3 en fonction des chargements appliqués du modèle N°1

Les chargements (N/mm ²)	UX_{max} (mm)	UX_{min} (mm)	UY_{max} (mm)	UY_{min} (mm)	UZ_{max} (mm)	UZ_{min} (mm)
0.17	+7.414E-5	00	+3.965E-5	-3.965E-5	+1.645E-6	+1.645E-6

0.28	+1.221E-4	00	+5.872E-6	-5.872E-6	+2.710E-6	-2.710E-6
0.43	+1.875E-4	00	+9.010E-6	-9.018E-6	+4.162E-6	-4.162E-6
0.6	+2.617E-4	00	+1.258E-5	-1.258E-5	+5.087E-6	-5.087E-6

Tableau (IV.07) : les déplacements (U max et U min) dans la poutre 1.

Les déplacements magnitudes en fonction des chargements appliqués du modèle N°1

Les chargements (N/mm ²)	-0.17	-0.28	-0.43	-0.6
<i>U max (mm)</i>	+7.423E-5	+1.223E-4	+1.778E-4	2.623E-4
<i>U min (mm)</i>	00	00	00	00

Tableau (IV.08) : Les déplacements magnitude (max et min) dans la poutre 1.

Les déplacements d'U1.U2.U3 en fonction des chargements appliqués du modèle N°2

Les chargements (N/mm ²)	<i>UX max</i> (mm)	<i>UX min</i> (mm)	<i>UY max</i> (mm)	<i>UY min</i> (mm)	<i>UZ max</i> (mm)	<i>UZ min</i> (mm)
0.17	+8.046E-5	00	+3.718E-5	-3.718E-5	+1.759E-6	-1.759E-6
0.28	+1.327E-4	00	+6.114E-5	-6.114E-5	+2.898E-5	-2.898E-5
0.43	+2.038E-4	00	+9.391E-6	-9.391E-6	+4.450E-6	+4.490E-6
0.6	+3.786E-4	00	+1.747E-5	-1.747E-5	+8.279E-5	-8.279E-5

Tableau (IV.09) les déplacements (U max et U min) dans la poutre 2.

Les déplacements magnitudes en fonction des chargements appliqués du modèle N°2

Les chargements (N/mm ²)	-0.17	-0.28	-0.43	-0.6
<i>U max (mm)</i>	+8.096E-5	+1.327E-4	+2.038E-4	+3.791E-4
<i>U min (mm)</i>	00	00	00	00

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

➤ **Les contraintes van mises max des deux poutres**

<i>Les contraintes (Mpa)</i> <i>P= -0.6N/mm²</i>	$\Delta\sigma$ (%)
<i>Contrainte V.Miss peau (poutre 1)=97.1</i>	Valeur de référence
<i>Contrainte V.Miss Surf (poutre 2)=95.11</i>	2.05 %

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

➤ **Les déplacements max des deux poutres**

<i>Les contraintes (Mpa)</i> <i>P= -0.6N/mm²</i>	ΔU (%)
<i>U magnitudes (poutre1)=26.2</i>	Valeur de référence
<i>U magnitudes (poutre2)=37.91</i>	-44.69 %
<i>UX max (poutre 1) =2.617</i>	Valeur de référence
<i>UX max (poutre 2) =3.786</i>	-44.66 %
<i>UY max (poutre 1) =0.125</i>	Valeur de référence
<i>UY max (poutre 2) =0.174</i>	-39.2 %
<i>UZ max (poutre 1) =0.005</i>	Valeur de référence
<i>UZ max (poutre 2) =0.082</i>	-64 %

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

IV.10. Discussion des résultats obtenus

On peut constater par les déformations que la traction globale pour les deux peaux et pour les deux surfaces (Supérieur et inférieur) est dans le plan (oxz) suivant x, et une traction 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) et pour le superalliage.

Les résultats des modélisations mettent en évidence l'influence du matériau de l'âme et les peaux sur les comportements des poutres sandwich. En comparant les deux modèles de poutre sandwich et poutre en superalliage, on peut conclure que le modèle sandwich résiste mieux à la traction que le modèle en superalliage.

Conclusion Générale

Bien que généralement conçues pour être soumises à des efforts en traction, les poutres sandwichs carbone / céramique le sont aussi pour répondre à d'autres exigences, comme la rigidité en traction 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 de déterminer les dimensions respectives des peaux et de l'âme de façon à résister aux contraintes induites par chargement appliqué.

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

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

<i>Les contraintes (Mpa)</i> <i>P= -0.6N/mm²</i>	$\Delta\sigma$ (%)
<i>Contrainte V.Miss peau (poutre 1)=97.1</i>	Valeur de référence
<i>Contrainte V.Miss Surf (poutre 2)=95.11</i>	2.05 %

<i>Les contraintes (Mpa)</i> <i>P= -0.6N/mm²</i>	ΔU (%)
<i>U magnitudes (poutre1)=26.2</i>	Valeur de référence
<i>U magnitudes (poutre2)=37.91</i>	-44.69 %
<i>UX max (poutre 1) =2.617</i>	Valeur de référence
<i>UX max (poutre 2) =3.786</i>	-44.66 %
<i>UY max (poutre 1) =0.125</i>	Valeur de référence
<i>UY max (poutre 2) =0.174</i>	-39.2 %
<i>UZ max (poutre 1) =0.005</i>	Valeur de référence
<i>UZ max (poutre 2) =0.082</i>	-64 %

Liste des références bibliographiques

- [1] BREK SAMIR : « Modélisation numérique de la propagation de l'endommagement et de la rupture dans les matériaux composites stratifiés sous sollicitations Thermomécaniques et cycliques », Thèse de doctorat : université HADJ LAKHDAR DE BATNA 2012.
- [2] Federica DAGHIA-Lionel Gendre ,Modélisation du comportement des composites :les poutre stratifiées.
- [3] Nadia Vialas : « Etude De Détérioration par Oxydation Haute Température Et Inter diffusion De Systèmes Revêtement Superalliage A Base De Nickel Prévision De Durée De vie » These De Doctora : L'institut National Polytechnique De Toulouse 2014.
- [4] Sahir MASMOUDI : « Comportement mécanique et caractérisation par implant piézoélectrique ultrasonore intégrée d'un matériau », Thèse de doctorat, Université du Maine, Le Mans-France 2013.
- [5] Daniel Gay : « matériaux composite .2005 ISBN 2-7462-1098-3 ».
- [6] ARBAOUI J-E : « Etude comparative et caractérisations mécaniques des structures sandwichs multicouches » : thèse doctorat. - Metz : Université Paul Verlaine, 2009.
- [7] DESSARTHE A. : « Assemblage des matériaux composites, structures sandwichs et matières plastiques. » - Nantes : CETIM, 1992. - 102 p.
- [8] REYNE M : « Technologies des composites (3ème édition revue et augmentée). » – Paris
- [9] MAROUENE A. « - Comportement sous choc des composites sandwichs et influence des paramètres des matériaux et du test » Mémoire pour Maîtrise. - Montréal : Ecole Polytechnique de Montréal, 2010.
- [10] L ACHGUER Abdelkarim AKYOUN Mohamed « ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE SUR LES MATERIAUX SANDWICH ET LES RISQUES D'INSTABILITES GEOMETRIQUES LOCALES ECOLE DES MINES DE DOUAI.
- [11] A . ALLICHE RESISTANCE DES MATERIAUX II THEORIE DES POUTRES Maître de Conférences Paris 6.
- [12] Moteur de recherche Google.
- [13] Khedidja HACINI « Etude de comportement mécanique en flexion 3 points d'un Matériau Composite par les éléments fini » thèse. Magister : UNIVERSITE BADJI MOKHTAR – ANNABA année 2012.
- [14] Matériaux composites-Comportement mécanique et analyse des structures, J.M. Berthelot, Masson, ISBN 2-225-85425-4, 1996.

Liste des références bibliographiques

- [15] Abdenacer Chemami « Etude de la Performance des Matériaux Composites Sandwichs - Application en Fatigue » thèse. Doctorat : UNIVERSITE BADJI MOKHTAR – ANNABA année 2012.
- [16] Bourouis Fairouz « OPTIMISATION DE LA RUPTURE ET DE L'ENDOMMAGEMENT DE DIFFERENTS MATERIAUX SANDWICHS.
- [17] SAIDANI KAMEL : « analyse des composite sandwich et qualification de Leur intégrité vis a vis de la ruine » thèse. Doctorat : UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU année 2014.
- [18] Z AIDI Ali : « Etude du comportement de matériaux composites à matrice polymère en fatigue (effet du vieillissement) » thèse Magister université MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU année 2014.
- [19] Toufik ACHOUR « DES TECHNIQUES DE RÉPARATION DES STRUCTURES COMPOSITES ENDOMMAGÉES » UNIVERSITE MENTOURI CONSTANTINE » thèse magister année : 2011.
- [20] M . VICTOR ALFONSO MUNOZ CUARTAS « identification de mécanisme D'endommagement de stratifié carbone-époxyde par couplage de l'émission Acoustique et de la thermographie infrarouge » thèse doctorat Université de Toulouse Année : 2015.
- [21] Code de calculs Abaqus version 6.12.
- [22] Elen Hemonice *Modeles multi-NIVEAUX de prévision Des Durees de vie en fatigue Des structures composites A matrice céramique pour usage en turbine machine Aeronotique* These de Doctora : l'université Baradeaux1 2013.
- [23] Livre de Jean-Marie Berthelot *Mécanique des matériaux et structures composites*.
- [24] Triantafillou T. C, Gibson L. J., Materials Science and Engng, 95:37-53, 1987.
- [25] L.weber , J, M. Dreget, Travaux pratiques-Matériaux TPI (MX2) et métaux et Alliages (GM2), photocopié EPFL, édition 2010.
- [26] université Hassiba Benbouali de chlef, cors de Résistance de Matériaux.
- [27] Avila A. F., composite structures, 81: 323-330, 2007.
- [28] Yoshi A., Advanced Composite Materials, 2(4): 289-305, 1992.
- [29] Julie Larthios : *Endommagement des aciers pour Application automobile* These de doctora : école Nationale supérieure des Mines de parais 2011.
- [30] Petras A., Sutcliffe M.P.F., Indentation resistance of sandwich Beams. Composite structures 46 (1999), pp 413-424.