
Université ABBES LAGHROUR Khenchela



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



Mémoire

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

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Construction Mécanique

Thème

*Modélisation du comportement d'une aube
de turbine à gaz au matériau composite sous
chargement thermomécanique*

Réalisé par :

– *Nouar Salah*

Dirigé par : *Mr. Khadraoui Fayçal*

Membres de jury

- *Mr. Chitour Mourad*

- *Mr. Berkia Abde el hak*

Année universitaire : 2018-2019



Remerciements

Je tiens à remercier :

En premier lieu, le Bon Dieu, le Tout Puissant, de m'avoir donné autant de courage, de Patience et de volonté pour atteindre ce but.

*Mon encadreur M : **Khadraoui Fayçel**, je lui exprime ici mon attachement et Ma profonde reconnaissance de m'avoir proposé un sujet de recherche très riche puis de M'avoir laissé aller jusqu'au bout de mes idées.*

*Je remercie vivement tous les membres de mon jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à ce travail, Et en particulier **Monsieur Chitour Mourad** et **Berkia Abde el hak** qui ont eu L'aimabilité d'accepter d'être les rapporteurs.*

Un grand remerciement aux différents enseignants du département de génie mécanique et notamment le Chef de Département et Touts les enseignants

Je tiens à remercier mes collègues de travail et mes amis au l'université de khenchela

Enfin, je remercie mes parents, mes frères et sœurs et tous les autres membres de ma famille. Pour leur soutien, sans quoi ce travail n'aurait pu voir le jour



Dédicaces

Grace a Dieu, le tout puissant, j'at. Accompli ce travail dans l'effort et l'abnégation : je dédie cette Modest contribution scientifique.

Aux deux êtres les plus chères au monde, mon père mon idole dans la vis, et

A' la plus belle créature que Dieu a créée sur terre,,,

A 'cet source de tendresse, de patience et de générosité,,,

A' ma mère soleil de mes jours

Que dieu leur procure bonne santé et longue vie

A' tous mes frères :F ouad ,B elgacem , Miloud ,Naoui.

Et ma chère :Nawel , Wafa ,Saïida ,Baya., A hlem

A' toute ma famille, et mes amis, surtout :Daha, Radhwen et chaïma.

A tous ceux qui, un jour, ont pensé à moi, les plus beaux mots ne sauraient exprimer ma redevance. A moi

NOUARSALAH



Résumé

Le travail proposé s'intéresse à l'étude simulation numérique du comportement thermomécanique d'une aube de turbine à gaz sollicités en flexion

L'aube est constituée d'un matériau composite Carbone HM et d'une matrice en céramique (Sic). Le travail consiste à Présenter un aperçu sur les connaissances générale sur les composites et la théoriques sur les aubes composite et conventionnelles ainsi le les différent modes de dégradation, et simulation, qui est l'étude du comportement thermomécanique en flexion statique.

Les résultats d'une aube obtenus à partir du matériau composite seront comparés aux résultats d'une aube obtenus à partir superalliage

Abstract

The proposed work is concerned with the study of numerical simulation of the thermomechanical behavior of a gas turbine blade subjected to flexion

The blade consists of a composite material Carbon HM and à ceramic matrix (Sic). The work consists of presenting an overview of the general knowledge about composites and theories about composite and conventional blades so the the different modes of degradation, and simulation, which is the study of thermomechanical behavior in static bending.

The results of a blade obtained from the composite material will be compared to the results of a blade obtained from superalloy

Table des matières

Introduction Général	1
Chapitre I : Généralités sur les turbines à gaz	3
I. Introduction.....	3
I.1. Généralités sur les turbines à gaz	3
I.2. Classification des turbines à gaz	4
I.2.1. D’après le mode de construction	4
I.2.1.1. Turbine mono-arbre	4
I.2.1.2. Turbine bi-arbre	5
I.2.2. D’après le mode de travail	5
I.2.2.1. Turbine à action	5
I.2.2.2. Turbine à réaction	6
I.2.3. D’après le mode de fonctionnement thermodynamique.....	7
I.2.3.1. Turbine à cycle simple	7
I.2.3.2. Turbine à cycle avec régénération	7
I.3. Exemple sur un modèle turbin a gaz	7
I.3.1 Turbine à gaz SGT-400	7
I.4. Principe de fonctionnement	8
I.5. Domaines d’application	10
I.6. Composition de la turbine à gaz.	11
I.6.1. Les sections principales	11
I.6.1.1. Section compression.	12
I.6.1.2. Section combustion	12
I.6.1.3. Section Turbine	13
I.7. Les aubes	14
I.7.1. Détail des aubes	14
I.7.2. Forme de l’aube	16
I.7.3. Les aubes du rotor	17
I.7.4. Les aubes du stator	18
I.8. Avantages et inconvénients des turbines à gaz	19
I.8.1. Avantages	19
I.8.2. Inconvénients	20

Table des matières

Chapitre II : Les matériaux composites	21
II. Introduction	21
II.1. Définition	21
II.2. Différent types et classification des matériaux composites	23
II.3. Domaine d'application.....	24
II.4. Les éléments constituant les matériaux composites.....	26
II.4.1. Les matrices	26
II.4.1. 1.Classification des matrices	26
II.4.2. Additifs	30
II.4.3. Renforts	30
II.4.3. 1.Classification des renforts	31
II.4.3. 2.Caractéristiques mécaniques des fibres.....	33
II.5.Conclusion	34
Chapitre III : théories sur le comportement des poutres en flexion	36
III. Introduction	36
III .1. Définition de la Flexion	36
III .2. Principe d'Essai de Flexion 3 Points	37
III .3. La Théorie des Poutres	37
III .4. Les Caractéristiques et Comportement Elastique des Matériaux Composites	38
III .4.1. Les Caractéristiques du Mélange Renfort-Matrice.....	38
III .4.1.1. La Teneur en volume de (fibre, matrice vide).....	38
III .4.1.2. La Teneur en Masse de (fibre, matrice).....	39
III .4.1.3. La Masse Volumique	40
III .4.1.4. Coefficient de Poisson	40
III .4.1.5.L'épaisseur du Pli UD	40
III .4.1.6. Modules d'élasticité du Pli UD	40
III .4.1.7.Résistance à la Rupture d'un Pli UD	42
III .4.1.8. Résistance à la Rupture d'un Pli UD dans une Direction Quelconque	42
III.4.1.9. Les Coefficients de Dilatation Thermique	42
III.4.1.10. Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli tissé	42
III.4.1.11. Modules d'élasticité et Coefficient de Poisson du Pli chargé des Mats	43
III.5. Comportement élastique d'une Couche de Matériaux Orthotropes	43

Table des matières

III.5.1. Comportement dans les axes du Matériau	43
III.5.2. Loi de Comportement d'un pli Composite	45
III.5.3. Le Comportement Mécanique dans une Direction Quelconque	45
III.5.3.1. Comportement et Coefficients de Souplesse	45
III.5.3.2. Comportement et Coefficients de Raideur.....	46
III.5.4. Le Comportement Thermomécanique du Pli UD :	46
III.5.4.1. Le Comportement Thermomécanique dans les Directions d'Orthotrope....	46
III.5.4.2. Le Comportement Thermomécanique dans une Direction Quelconque	47
III.6. Comportement des poutres en Flexion.....	48
III.6.1. Flexion 3-points.....	48
III.6.2. Flexion 4-points.....	50
Chapitre IV : Conception numérique.....	54
IV. Introduction.....	54
IV.1. Généralités	54
IV.1.1. Définition de la CAO.....	54
IV.1.2. Logiciel utilisée	54
IV.1.3. Solidworks	54
IV.2. Création de la forme de l'aube en 3D	55
IV.2.1. Etapes de Création de la forme de l'aube en 3D.....	55
Chapitre V : Simulation numérique	71
1. Introduction.....	71
V.1. Matériau à études	71
V.1.1. Matériau N° 1	71
V.1.1.2. Matrice Céramique (carbure de silicium SiC)	71
V.1.1.3. Fibres de carbone.....	72
V.1.1.4. Homogénéisation de mélange	73
V.1.1.4.1. Les caractéristique mécanique et thermique de composite.....	73
V.1.2. Matériau N° 2	75
V.1.2.1. Superalliage a base nickel:.....	75
V.2. Les variations de pression et la température	77
V.3. Présentation du Logiciel	77

Table des matières

V.3.1. ABAQUS	77
V .3.1.1.Système d'unité	78
V.3.1.2 Organigramme de programme	79
V.3.2. Modélisation	80
V .3.2.1. Assembly.....	80
V .3.2 .2. Les Chargements et condition au limite	80
V.3.2.3. Maillage	81
V.4. Résultats	82
V.4 .1. Matériau N°1	82
V.4.1.1.Les Iso-Valeur des Contraintes (σ).....	82
V.4.1.2.L'évolution des déplacements (U) en fonction des chargements appliqués ..	82
V.4.1.3. L'évolution des déformations (E) en fonction des chargements appliqués ..	83
V.4.1.4. les diagrammes de résultats:	83
V .4.2. Matériau N°2	85
V.4.2.1.Les Iso-Valeur des Contraintes (σ).....	85
V.4.2.2.L'évolution des déplacements (U) en fonction des chargements appliqués ..	86
V.4.2.3.L'évolution des déformations (E) en fonction des chargements appliqués ..	86
V.4.2.4.les diagrammes de résultats	86
V.4.3.Comparaison entre les matériaux superalliage e composite.....	88
V.4.3.1.Les tableaux de comparaison	89
V.4.3.2.Les diagrammes de comparaison	90
V.5.Discussion des résultats obtenus	92
Conclusion Générale.....	93
Liste des Figures.....	94
Liste des Tableaux.....	98
Bibliographie.....	99

Nomenclature

P : Charge appliquée

L : Distance entre les appuis

J : Rigidité isotrope

E : Module d'élasticité d'un matériau isotrope

E_f : Module d'élasticité de renfort

E_m : Module d'élasticité de la matrice

E_L : Module d'élasticité dans le sens des fibres

I / I_z : Moment d'inertie

M : le moment

M_x : Moment de flexion

G : Module de glissement

V_f : La teneur en volume de renfort

V_m : La teneur en volume de la matrice

V_v : La teneur en volume de vide

M_f : La teneur en masse de renfort

M_m : La teneur en masse de la matrice

ρ_f : Masse volumique de renfort

ρ_m : Masse volumique de la matrice

ρ : Masse volumique du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)

ν : Coefficient de poisson d'un matériau isotrope

ν_f : Coefficient de poisson de renfort

ν_m : Coefficient de poisson de la matrice

ν_{LT} : Coefficient de poisson du matériau composite (ou du pli unidirectionnel)

h : Epaisseur du pli unidirectionnel

m_{of} : Le grammage du pli unidirectionnel

G : Module de glissement

G_f : Module de glissement de renfort

G_m : Module de glissement la matrice

Nomenclature

σ : Contrainte de traction dans les matériaux peaux

σ_{\max} : Contrainte maximale

σ_{nom} : Contrainte nominale

σ_{eff} : Contrainte effective

σ_{xx} : Contrainte normale suivant la direction x

σ_{yy} : Contrainte normale suivant la direction y

σ_{zz} : Contrainte normale suivant la direction z

τ : Contrainte de cisaillement dans le matériau

α_f : Coefficient de dilatation thermique des fibres

α_m : Coefficient de dilatation thermique de la matrice

α_L : Coefficient de dilatation thermique dans le sens des fibres

α_T : Coefficient de dilatation thermique dans le sens travers des fibres

n_1 : nombre de fils de chaîne par mètre.

n_2 : nombre de fils de trame par mètre.

ε_L : Les déformations dans le sens des fibres

ε_T : Les déformations dans le sens travers des fibres

ε : la déformation élastique

S : Rigidité en cisaillement

γ_{LT} : La distorsion (déformation) angulaire du matériau composite (ou un pli unidirectionnel)

h : Epaisseur du poutre

ω_0 : Déplacement due à la flexion

D : Distance entre l'axe neutre de deux peaux

b : Largeur du poutre

Liste des abréviations

TAC : Turbine à Combustion
HP : Haute pression
BP : Basse pression
CO : Compresseur axial
CC : Chambre de combustion
TU : Turbine
CH : Charge
CO : Compresseur axial
CC : Chambre de combustion
Thp : Turbine à haute pression
Tbp : Turbin à basse pression
N : Réducteur
CH : Charge
UD : Pli Unidirectionnel
HP : Composites Hautes Performances
GD : Composites Grande Diffusion
CMO : Composite à Matrice Organique
CMM : Composites à Matrice Métallique
CMC : Composites à Matrice Céramique
TD : Thermodurcissable
TP : Thermoplastique
PEEK : Polyéther-éther-cétone
PVC : Polychlorure de vinyle
PSU : Polysulfurés
PC : Polycarbonate
PA : Polyamide
PET : Polytéraphthalate éthylénique
PBT : Polytéraphthalatebutylénique
PPS : Polysulfure de phénylène

Liste des abréviations

POM : Polyoxyméthylène

PP : Polypropylène

PAI : Polyamide-imide

PEI : Polyéther-imide

PES : Polyéther-sulfone

PAN : Polyacrylnitrique

CAO : Conception Assistée par Ordinateur



Introduction



Introduction générale

La turbine Haute Pression est située après la chambre de combustion. Elle convertit l'énergie cinétique des gaz brûlés en énergie mécanique. Ce sont les aubes qui conditionnent le rendement de la turbine. De fait, la modélisation de l'endommagement et la prévision de leur durée de vie constituent un axe de recherche principal. Les aubes de turbine des étages les plus chauds sont les pièces qui subissent les sollicitations les plus endommageant, en raison de nombreux facteurs tels que la température très élevée des gaz brûlés (souvent supérieure à la température de fusion des alliages), les forts gradients thermiques présents, notamment lors des phases de décollage et d'atterrissage, le fluage due à la force centrifuge, la corrosion à chaud, les contraintes élevées induites par la géométrie complexe ainsi que la fatigue vibratoire. Ces conditions de fonctionnement, sévères mais également variables dans le temps au cours de la mission du moteur, exigent donc un niveau élevé des propriétés mécaniques (fatigue-fluage) et une stabilité vis-à-vis de l'environnement (tenue à l'oxydation, la corrosion) [01].

La conception, les matériaux et les techniques de fabrication. Les aubes sont par conséquent constituées d'un matériau composite qui former d'une matrice céramique (SiC) et les fibres courtes du carbone ou un superalliage à base de nickel revêtu d'aluminiums modifié par le chrome. Au bord d'attaque la sévérité du chargement thermomécanique local peut constituer des sites privilégiés d'endommagement [02].

Cette mémoire en deux parties, la première partie tourne autour d'une étude bibliographique et la deuxième partie c'est une étude numérique, qui établit une synthèse d'analyse du comportement d'une aube de turbine à gaz au matériau composite sous chargement thermomécanique et développe les outils nécessaires à l'analyse des structures mécaniques. Pour choisir le matériau de l'aube de turbine à gaz qui permet de supporter des charges énormes dans un environnement, qui en plus d'être chaud, est très agressif à l'oxydation et de la corrosion.

Le premier chapitre porte une généralité sur les turbines à gaz. Ce chapitre expose, les composants principaux, le principe de fonctionnement. Et en présentant la définition et les différents types d'aube avec le rôle de rotor et le stator.

Le deuxième chapitre présente les matériaux composites (céramique et les fibres de carbones), les caractéristiques de céramique et les fibres de carbones et les différents types et classification des matériaux composites.

Introduction Générale

Le troisième chapitre est consacré à la théorie et le comportement d'une aube en flexion et les caractéristiques Thermomécanique des Matériaux Composites.

Le quatrième chapitre traite une conception numérique d'une aube de turbine à gaz. La conception est conduit en utilisant logiciel solidworks.

Enfin, le cinquième chapitre résume les résultats de la simulation numérique réalisée sur les différents spécimens de composite. 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 composite.

Partie I :

Etude bibliographique

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

- Généralité sur les turbines à gaz et surtout sur les aubes.
- Présentation générale des matériaux composites.
- Théories sur Le comportement des poutres aux matériaux composite en flexion.

Chapitre I :

Généralité Sur les turbine à Gaz

Introduction

Une turbine à gaz appelée aussi turbine à combustion (TAC) ou parfois turbine à gaz de combustion (dénomination la plus précise) appartient à la famille des moteurs à combustion interne. Son rôle est de produire soit l'énergie mécanique par l'entraînement en rotation d'un arbre lui-même couplé à une machine industrielle ou à une hélice, ou bien de l'énergie cinétique par détente des gaz en sortie de la turbine dans une tuyère (Turbo réacteur) [3].

I.1. Généralités sur les turbines à gaz

Les turbines sont des équipements mécaniques rotatifs dont la fonction « moteur » permet d'entraîner des pompes, compresseurs ou générateurs électriques dans l'industrie pétrolière [4]. D'une manière générale, les turbomachines peuvent être définies comme des appareils permettant un échange d'énergie entre un fluide et un dispositif mécanique. L'énergie motrice du système pouvant être aussi bien fournie par le fluide que par le dispositif mécanique, le nombre de turbomachines que nous pouvons rencontrer dans notre quotidien s'en trouve fortement accru. Ainsi, la famille des turbomachines est composée par les ventilateurs, compresseurs, éoliennes, pompes, turbines... [5].



Figure I.1 : Vue extérieure d'une turbine à gaz

I.2. Classification des turbines à gaz

On peut classer les turbines selon différents points :

- Par le mode de travail.
- Par le mode de fonctionnement thermodynamique.
- Par le mode de construction.

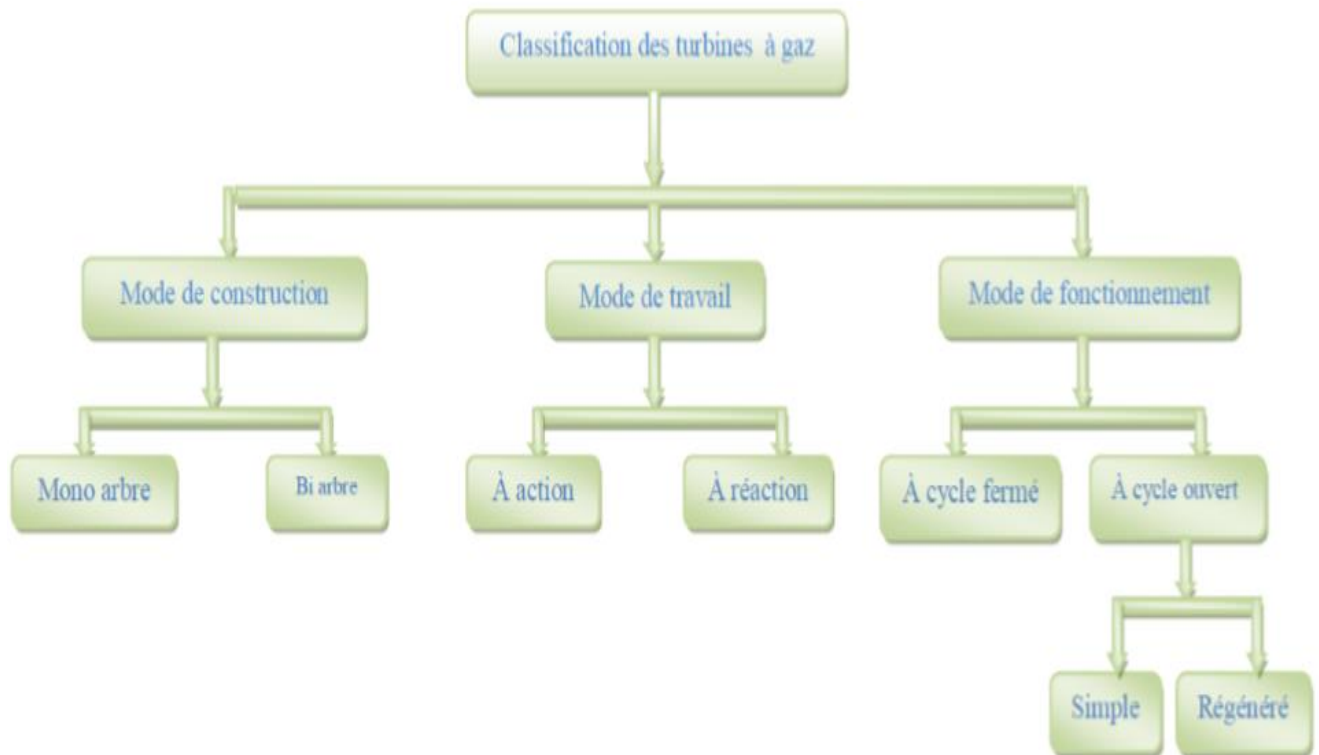


Figure I.2 : Classification des turbines à gaz.

I.2.1. D'après le mode de construction :

I.2.1.1. Turbine mono-arbre :

Le compresseur et les sections de la turbine de ces machines se composent d'un seul rotor simple, où la turbine produit l'énergie pour entraîner le compresseur ainsi que l'énergie pour entraîner la charge. Les turbines à un seul arbre sont favorables dans le cas où la charge est constante. Les turbines à gaz à un seul arbre sont aptes à l'entraînement des machines qui fonctionnent à vitesse constante. Telle que les alternateurs et, pour cette raison, sont employées dans la génération d'énergie électrique.

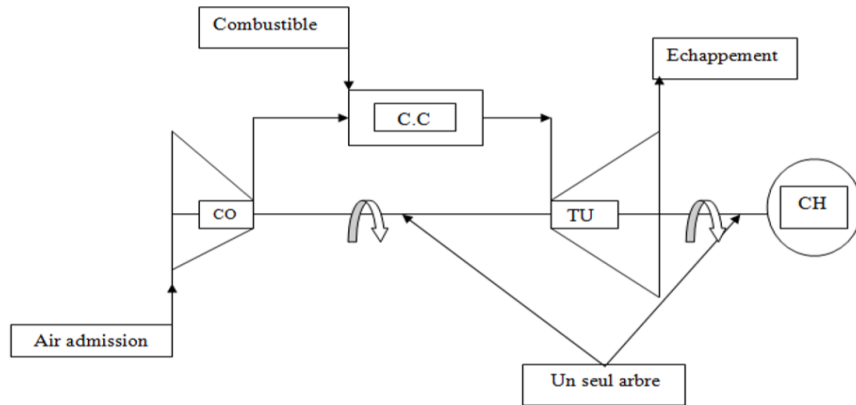


Figure I.3 : Schéma d'une turbine à gaz mono-arbre.

I.2.1.2. Turbine bi-arbre :

La turbine à gaz se compose de deux roues turbines indépendantes mécaniquement. La roue turbine HP entraîne le rotor du compresseur axial et les accessoires, tandis que la roue BP deuxième étage sert à entraîner l'organe récepteur (ex : les compresseurs).

Le but des roues turbines non reliés est de permettre aux deux roues de fonctionner à des vitesses différentes pour satisfaire aux exigences de charge variable de l'organe récepteur.

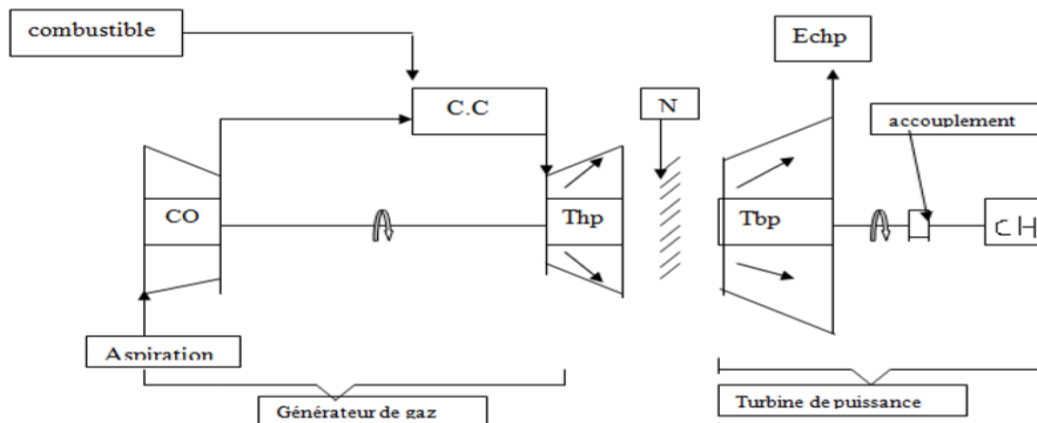


Figure I.4: Schéma d'une turbine à gaz bi-arbre.

I.2.2. D'après le mode de travail :

I.2.2.1. Turbine à action :

Le principe de fonctionnement d'une turbine à action, est que la transformation thermodynamique du fluide se fait uniquement dans la directrice (entre aubages fixes).

Les aubes mobiles n'ont qu'un rôle à jouer, c'est de transformer l'énergie cinétique acquise par la détente ($P_1 > P_2$) en travail mécanique communiqué au rotor. L'évolution des gaz dans la roue se fait sans variation de pression statique ($P_1 = P_2$).

I.2.2.2. Turbine à réaction :

Dans les turbines à réaction, nous savons que la détente se fait aussi bien dans les canaux fixes que dans les canaux mobiles, c-à-d qu'une partie de l'énergie thermique est transformée dans la roue en énergie cinétique et mécanique. L'évolution des gaz dans la roue se fait avec variation de la pression statique ($P_1 > P_2 > P_3$).

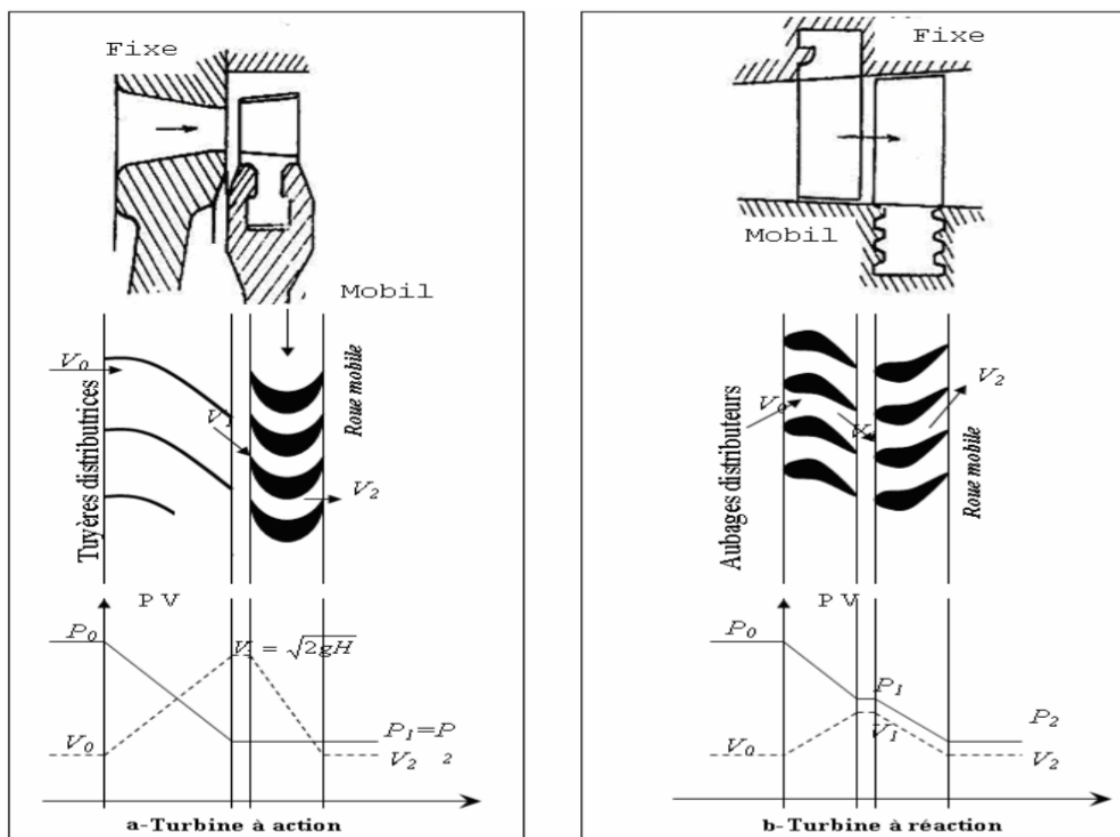


Figure I.5 : Schéma d'une turbine à action et à réaction.

I.2.3. D'après le mode de fonctionnement thermodynamique :

La turbine à gaz à cycle ouvert dont l'aspiration et l'échappement s'effectuent directement dans l'atmosphère, ce type de turbines qui est le plus répandu se divise en deux classes : « Turbine à cycle simple et turbine à cycle avec régénération ou mixte ».

I.2.3.1. Turbine à cycle simple :

C'est une turbine utilisant un seul fluide pour la production d'énergie mécanique après la détente les gaz possédant encore un potentiel énergétique sont perdus dans l'atmosphère à travers la cheminée.

I.2.3.2. Turbine à cycle avec régénération :

Les pertes de chaleur causées par les gaz d'échappement sont les plus importantes dans l'installation de turbine à gaz. Pour cela le rendement des installations de turbine à gaz peut être augmenté, en conduisant les gaz d'échappement dans un échangeur thermique où ils réchauffent l'air sortant du compresseur avant son entrée dans les chambres de combustion. On récupère une partie de chaleur sensible de ces gaz qui se trouvait perdue dans l'atmosphère [6].

I.3. Exemple sur un modèle turbin a gaz**I.3.1 Turbine à gaz SGT-400 :**

La turbine à gaz est un moteur à combustion interne de tous les points de vue, elle peut être considérée comme un système autosuffisant : en effet elle prend et comprime l'air atmosphérique dans son propre compresseur, augmente la puissance énergétique de l'air dans sa chambre de combustion et converti cette puissance en énergie mécanique utile pendant le processus de détente qui a lieu dans la section turbine. L'énergie mécanique qui en résulte est transmise par l'intermédiaire d'un accouplement à une machine réceptrice, dans le processus industriel ou la turbine à gaz est appliquée.

La turbine à double arbre atteint une puissance utile de 12,90 MW (e) ou de 14,32 MW (e) pour la production d'électricité et de 13,40 MW, soit 14,92 MW à entraînement mécanique. La turbine permet un rendement électrique de jusqu'à 35,4% pour un fonctionnement dans un cycle ouvert, une centrale électrique alimentée au gaz simple. Le SGT-400 est disponible comme un paquet assemblé en usine et a un excellent rapport perçu des prestations.

La turbine à gaz SGT-400 se compose de deux roues turbines indépendants mécaniquement. La roue turbine HP (haut pression) entraîne le rotor du compresseur axial de la turbine elle-même, tandis que la roue BP (base pression) deuxième étage sert à entraîner la machine réceptrice.

Le but des roues turbines non reliés est de permettre aux deux roues de fonctionner à des vitesses différentes pour satisfaire aux exigences de charge variable de compresseur centrifuge.

La turbine à gaz est conçue avec quatre paliers ;

- Les paliers 1 et 2 supportent le rotor HP (haut pression).
- Les paliers 3 et 4 supportent le rotor BP (base pression).

La conception avec quatre paliers assure que les vitesses critiques des parties tournantes soit supérieur à la plage de vitesse de service de la turbine.

Les roues de la turbine sont refroidies par l'air extrait du deuxième étage du compresseur et par l'air de fuite d'étanchéité haute pression du compresseur [7].



Figure I.6 : Turbine à gaz SGT-400

I.4. Principe de fonctionnement

Les turbines à gaz font partie des turbomachines définies par Râteau comme étant des appareils dans lesquels a lieu un échange d'énergie entre un rotor tournant autour d'un axe à vitesse constante et un fluide en écoulement permanent. Une turbine à gaz, appelée aussi turbine à combustion, est une machine tournante thermodynamique appartenant à la famille

des moteurs à combustion interne dont le rôle est de produire de l'énergie mécanique (rotation d'un arbre) à partir de l'énergie contenue dans un hydrocarbure (fuel, gaz...).

La turbine à gaz est essentiellement formée de trois parties principales :

- Un Compresseur.
- Chambres de combustion.
- Une turbine de détente.

L'air froid aspiré de l'environnement extérieur, est comprimé dans le compresseur avant de pénétrer dans la chambre de combustion. Cette opération est réalisée en consommant une quantité d'énergie mécanique soustraite à l'énergie fournie par la turbine.

A l'intérieur de la chambre de combustion, la réaction chimique entre l'air et le carburant produit une augmentation de la température à une pression relativement constante.

En effet, la chute de pression entre l'évacuation du compresseur et l'admission à la turbine se trouve généralement comprise entre 2% et 4% de la pression initiale ; dans cette réaction la chaleur calorifique du carburant est transformée en énergie thermique pour les gaz.

Enfin, dans la turbine de détente les gaz chauds se détendent jusqu'à la pression ambiante et leur température diminue en conséquence. Cette phase produit une grande quantité d'énergie mécanique en partie requise par le compresseur, mais surtout dirigée au réseau à travers le générateur de puissance [8].

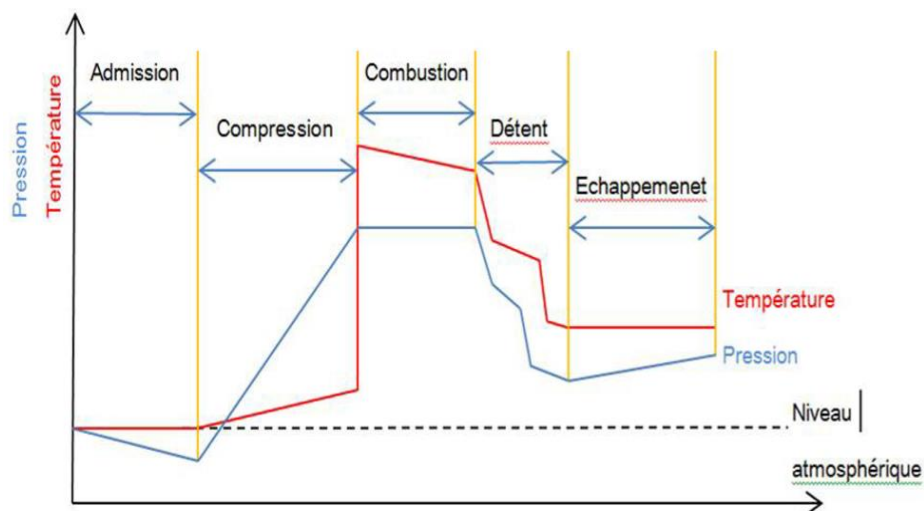


Figure I.7 : La variation de la pression et de la température dans les différentes sections de la turbine à gaz

I.5. Domaines d'application :

Les turbines à gaz ont une très grande utilité dans l'industrie, du fait qu'elles sont des appareils pour la production de l'énergie mécanique. Elles peuvent être utilisées pour l'entraînement des :

➤ Appareils fixes :

Ces appareils font l'objet d'un stage de formation. Ils sont destinés aux services industriels suivants :

- Transmission électrique, pour la production d'énergie électrique.
- Entraînement des compresseurs.
- Entraînement des pompes.
- Procédés industriels particuliers.

➤ Appareils mobiles :

Du point de vue historique, ces appareils ont été introduits en premier. Ils comprennent les domaines suivants :

- Chemins de fer.
- Propulsion maritime.
- Aviation.
- Traction routière.

Les applications des turbines à gaz découlent directement de leurs avantages spécifiques. Ainsi, la puissance massique élevée se prête bien à la propulsion aéronautique en particulier sur les hélicoptères. La propulsion navale fait également de plus en plus appel aux turbines à gaz notamment pour les navires à grande vitesse. Il existe enfin des exemples d'application à la propulsion ferroviaire et à des véhicules militaires comme des chars d'assaut (XM-1 Abrams ou Leclerc)

Par contre, la turbine à gaz est mal adaptée aux véhicules routiers. En effet, les variations de charge et de régime sont trop importantes et trop rapides pour être réalisables avec un rendement correct. De plus, le rendement atteint difficilement 30% pour des moteurs compacts et de faible puissance.

L'autre grand domaine d'emploi des turbines à gaz est la production d'électricité. En effet, il s'agit d'applications à régime constant et à charge relativement constante pour lesquelles le rendement de ces machines est le meilleur. La puissance varie de quelques centaines de kW à près de 300MW. Les machines les plus puissantes sont en général associées à des turbines à vapeur dans des cycles combinés dont le rendement global tend actuellement vers 60%.

En cycle simple, le rendement est de l'ordre de 30 à 35%. Dans les faibles puissances, le rendement est même inférieur à 30% mais on met alors à profit l'aptitude des turbines à combustion pour la récupération de chaleur dans des applications de cogénération (production simultanée d'électricité et de chaleur) [6].

I.6. Composition de la turbine à gaz.

I.6.1. Les sections principales :

Les principaux composants d'une turbine à gaz :

- Section compression
- Section combustion
- Section turbine

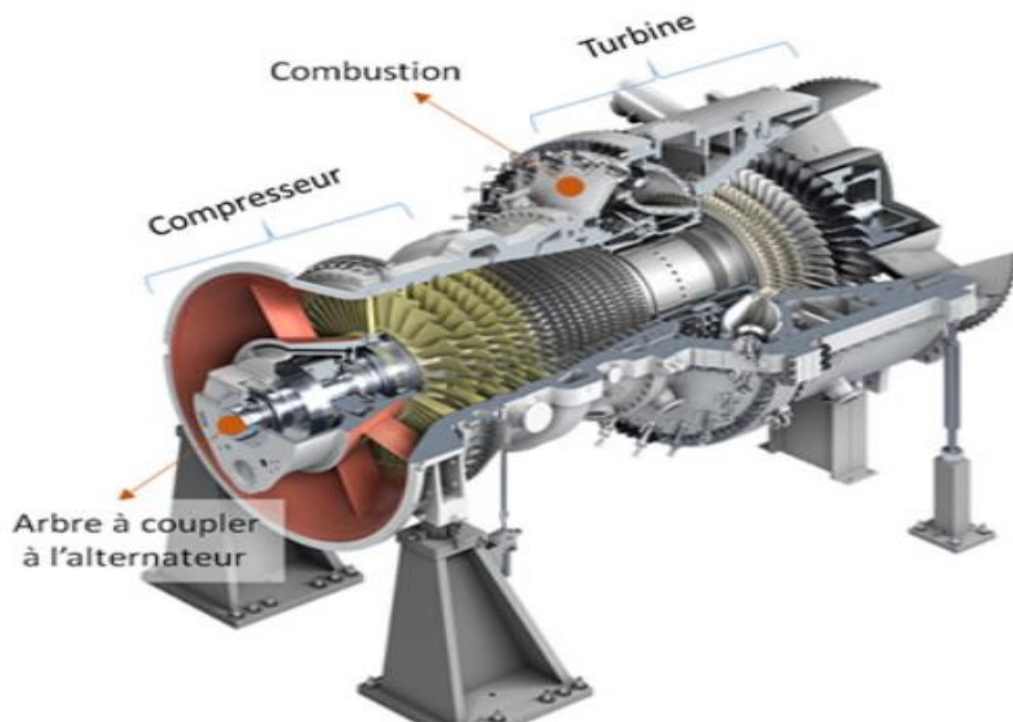


Figure I.8 : schéma générale de la turbine à gaz

I.6.1.1. Section compression.

Le compresseur est de type axial du fait qu'il est capable de délivrer des débits d'air élevé, nécessaires pour obtenir une puissance utile importante et cela dans un espace réduit.

Il sert également à fournir une source d'air nécessaire pour refroidir les parois des directrices, des aubes et des disques de la turbine.

En plus, le compresseur fournit de l'air pour le refroidissement de la turbine et pour l'étanchéité de l'huile de graissage des paliers.

Composants principaux :

- Le rotor
- Le stator
- L'enveloppe d'admission
- Le corps du compresseur
- L'enveloppe d'évacuation du compresseur
- Tubes d'interconnexion



Figure I.9 : Ensemble rotor compresseur /roue turbine HP.

I.6.1.2. Section combustion :

La combustion du mélange air-gaz a lieu dans cette section. Elle est déclenchés par des bougies, lorsque l'allumage se produit dans une des chambres, les gaz chauds de combustion passent dans des tubes foyers et vont allumer le mélange des autres chambres.



Figure I.10 : Schéma de la chambre de combustion.

I.6.1.3. Section Turbine :

La section turbine est la partie où les gaz chauds venant de la section combustion sont convertis en énergie mécanique. Cette section comprend les éléments suivants :

- Corps de turbine
- Tuyère 1ère étage
- Roue de turbine 1ère étage (roue HP)
- Tuyère 2ème étage (aubage réglable ou directrice)
- Roue de turbine 2ème étage (roue BP)

✓ Corps de turbine :

C'est l'élément structurel principal de la turbine car il contient tous les organes qui constituent la voie d'écoulement des gaz depuis les chambres de combustion à travers les roues jusqu'à l'échappement.

✓ Tuyère 1ère étage :

Les gaz chauds à haute pression quittant les chambres de combustion passent par une pièce de transition et sont dirigés vers les aubes de la roue HP via la tuyère 1ère étage. La tuyère comprend les segments d'aube directrice montés dans une bague de retenue, soutenue dans la veine des gaz chauds par un dispositif de fixation.

Les tuyères sont soumises à des températures très élevées ce qui nécessite leur fabrication à partir d'alliages spéciaux, elles sont aussi refroidies avec de l'air de combustion.

✓ Tuyères 2ème étage :

La tuyère du second étage se compose d'aubes formant une directrice à angles variables dans l'espace circulaire de la veine des gaz chauds. Elle est insérée juste avant la roue BP. Ces aubes peuvent être variées en même temps grâce à un mécanisme qui comporte une bague de commande qui tourne sous l'action d'un cylindre hydraulique.

✓ Roues de turbine :

La turbine comprend 2 roues :

- La roue de turbine HP qui entraîne le compresseur axial et qui est directement boulonnée sur le demi-arbre arrière du rotor du compresseur de manière à former un rotor haute pression. Ce rotor HP est soutenu par deux paliers N°1 et N°2.

- La roue de turbine BP qui entraîne la charge (compresseur centrifuge) et qui est directement boulonnée sur un arbre pour former le rotor de turbine basse pression. Ce rotor BP est soutenu par deux paliers N°3 et N°4.

Les 2 roues sont positionnées en ligne dans la turbine, mais sont mécaniquement indépendantes l'une de l'autre. Elles ont des aubes à queues longues coulées avec précision, et sont refroidies par l'air extrait du 10ème étage et par l'air de fuite d'étanchéité HP. Le volume de gaz augmente quand sa pression diminue en traversant la roue de turbine HP. Pour cela les pâles ou ailettes de la roue BP sont plus grandes que celles de la roue HP [9].

I.7. Les aubes

L'aube est la partie d'une turbine en forme de cuillère ou de pale sur laquelle s'exerce l'action du fluide moteur. Une turbine comporte plusieurs aubes réparties régulièrement sur son pourtour.

Comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque d'une âme et d'un bord de fuite, et son profil est optimisé pour respecter le domaine d'utilisation de l'étage du compresseur auquel elle appartient [10] [11].

I.7.1. Détail des aubes

Dans les turbines à gaz, la contrainte technologique majeur concerne la température maximale que peuvent supporter tant les éléments de la chambre de combustion que le premier étage de la turbine, qui sont soumis au flux des gaz d'échappement.

Les pièces les plus exposées sont en particulier les aubes du rotor, qui sont très difficiles à refroidir et particulièrement sensibles à l'abrasion. Il importe donc d'utiliser un combustible très propre (absence de particules et de composants chimiques susceptibles de former des acides) et de limiter la température en fonction des caractéristiques mécaniques des aubages.

Le problème est d'autant plus difficile à résoudre que les formes des tuyères fixes et des aubes mobiles des turbines sont très complexes.

La turbine à gaz comporte deux couronnes d'aubage ; l'une fixe, l'autre mobile, et des capacités qui assurent l'alimentation en fluide ainsi que son échappement. Cet ensemble d'organes constitue un étage ou une cellule de turbomachine

La partie active de la turbine est constituée par la roue ou rotor qui porte les aubages mobiles appelés encore aubes, pales ou ailettes et tourne à vitesse angulaire que l'on supposera constante autour d'un axe.

L'espace compris entre deux aubages mobiles constitue un canal mobile où, sous la réserve d'effets instationnaires, l'écoulement est considéré comme permanent par rapport à un repère solide du rotor. Les aubages mobiles ont une forme aérodynamique très complexe.

La couronne d'aubages mobiles, qui est portée par une roue animée d'un mouvement de rotation à vitesse angulaire constante, opère un échange d'énergie mécanique entre le fluide et l'arbre. L'écoulement relatif à l'espace tournant y est globalement permanent ;

Les couronnes d'aubages, qu'elles soient fixes ou mobiles, sont fréquemment appelées grilles d'aubes. Le rôle des aubes du rotor est de convertir, de l'énergie cinétique des gaz chauds sortants de la chambre de combustion, en une énergie mécanique.

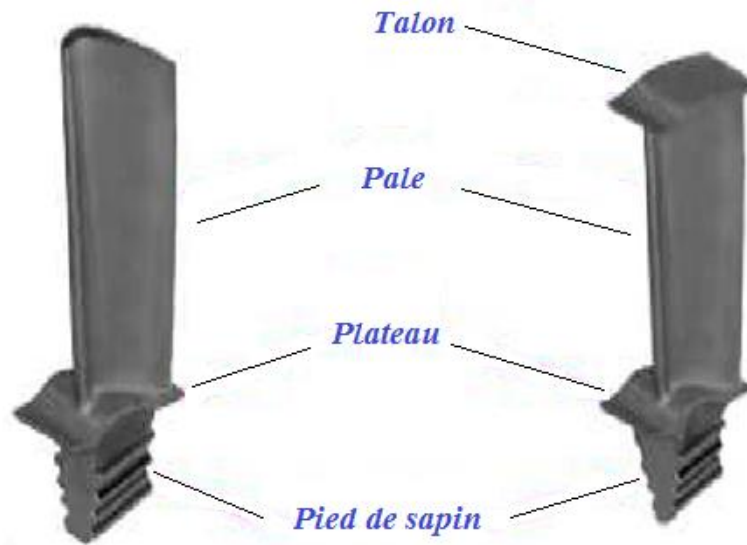


Figure I.11 : Aube d'une turbine à gaz

1.7.2. Forme de l'aube :

L'aube a une forme aérodynamique très complexe, elle se compose d'une section de profil d'aile dans le chemin des gaz, d'un joint de queue d'aronde (pied ou sabot) reliant l'aube au disque de turbine, et souvent d'une jambe (barrière thermique) entre l'aile et la queue d'aronde, permettant à la queue de fonctionner à une plus basse température que la racine de l'aile [12].

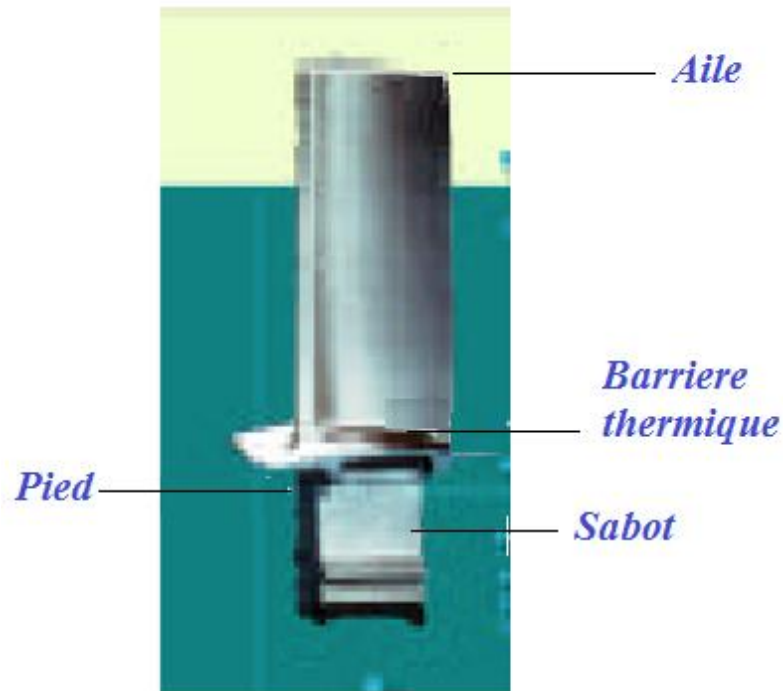


Figure 1.12 : la forme d'aube d'une turbine à gaz.

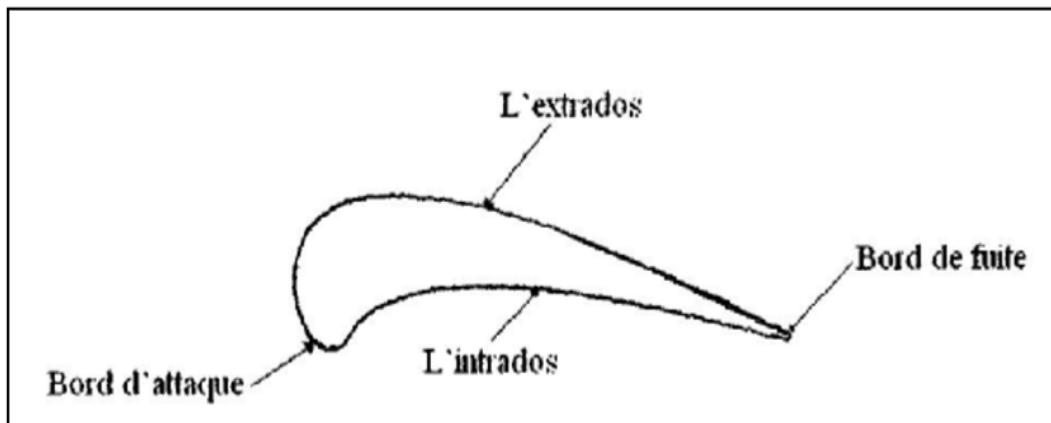


Figure 1.13 : Profil d'une aube de turbine

I.7.3. Les aubes du rotor

Comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque d'une âme et d'un bord de fuite, et son profil est optimisé pour respecter le domaine d'utilisation de l'étage du compresseur auquel elle appartient.



Figure I.14 : L'aube du rotor

Il y a différentes technologies de liaison entre le disque (roue) et l'aube suivant les constructeurs et les compresseurs. En voici quelque unes [10].

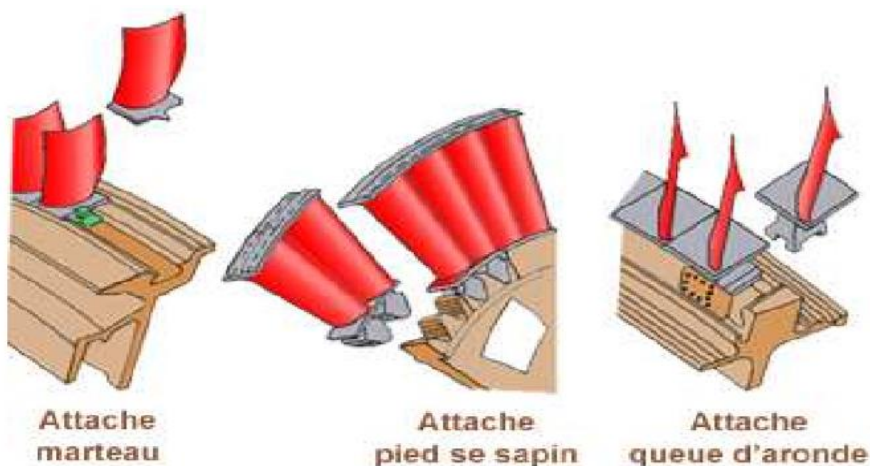


Figure I.15 : La fixation des aubes sur le disque.

I.7.4. Les aubes du stator

Comme les aubes du rotor, les aubes de stator ont une forme de profil d'aile. En outre, l'angle d'attaque des aubes de stator peuvent être fixes ou variables.

Ces aubes à calage variable sont portées par le carter du stator et sont réglables en position autour de leurs axes pour optimiser l'écoulement des gaz. L'angle d'attaque des aubes est contrôlé en fonction des conditions de fonctionnement par un système d'asservissement qui commande le déplacement d'une couronne rotative, extérieure au carter et reliée aux dites aubes par des biellettes respectives.

Le système d'asservissement peut être électrique, pneumatique ou hydraulique, il est commandé par l'unité de commande de carburant.

Ci-dessous en bleu les aubes du stator (redresseur) et en rouge les aubes du rotor.

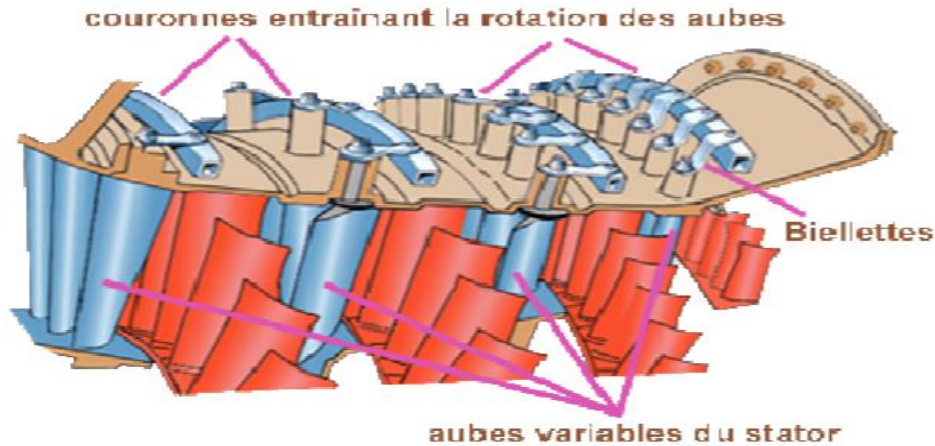


Figure I.16 : Les aubes de rotor et les aubes de stator

Les aubes de stator peuvent être fixées directement sur le carter du compresseur ou par un anneau de retenue qui est fixé sur le carter de compresseur. La plupart des aubes de stator sont fixées par groupes (5 à 6 aubes) avec un pied en queue d'aronde.

Ci-dessous à gauche les aubes du redresseur (stator) sont fixées directement sur le carter de compresseur, à droite, les aubes sont fixées au carter par une bague de retenue [5].



Figure I.17 : La fixation d'aube sur le carter de compresseur

I.8. Avantages et inconvénients des turbines à gaz

I.8.1. Avantages

- Une puissance élevée dans un espace restreint dans le que lune groupe diesel de même puissance ne pourrait pas être logé.

- A l'exception de démarrage et arrêt, la puissance est produite d'une façon continue.
- Démarrage facile même à grand froid.
- Diversité de combustible pour le fonctionnement.
- Possibilité de fonctionnement à faible charge.

I.8.2. Inconvénients

Au-dessous d'environ 3000KW, prix d'installation supérieur de celui d'un groupe diesel temps de lancement beaucoup plus long que celui d'un groupe diesel ; à titre indicatif : 30 à 120s pour une turbine, 8 à 20 s pour un groupe diesel. Rendement inférieur à celui d'un moteur diesel (cycle simple). Attitre indicatif : 28 à 33% pour une turbine de 3000KW, 32 à 38% pour un groupe diesel [13].

Chapitre II :

Les Matériaux Composites

Introduction

L'utilisation des matériaux composites s'est imposée depuis ces dernières années dans différents secteurs industriels. Leurs principales applications se trouvent dans le transport aérien, maritime et ferroviaire, les bâtiments, l'aérospatial, ainsi que les sports et les loisirs. Les raisons d'un tel succès sont attribuées à leurs qualités de réduction des coûts d'exploitation, telles que leur bonne résistance à la fatigue et à la corrosion, leur souplesse de forme et surtout leur faible masse qui permet un allègement conséquent des structures et leurs caractéristiques mécaniques spécifiques élevées [14].

II.1. Définition

Dans un sens large, le mot "composite" signifie "constitué de deux ou plusieurs parties différentes". En fait, l'appellation matériau composite ou composite est utilisée dans un sens beaucoup plus restrictif, qui sera précisé tout au long de ce chapitre. Nous en donnons pour l'instant la définition générale suivante. Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément [14].

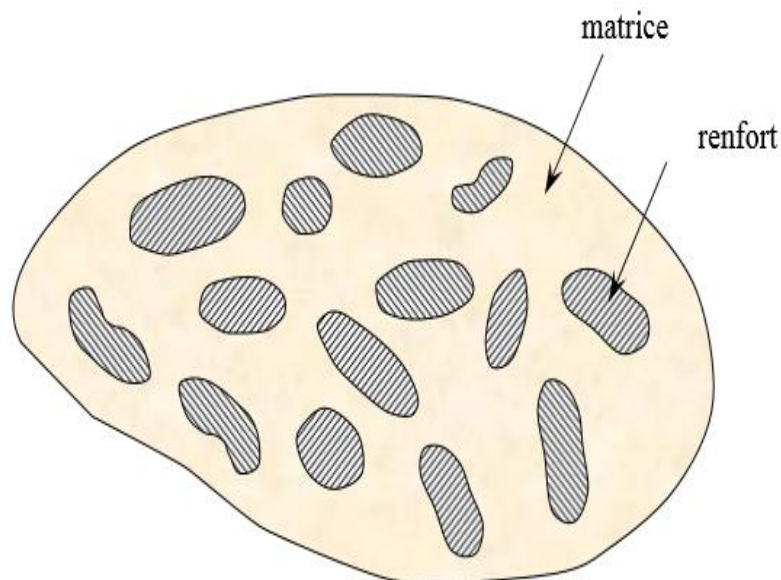
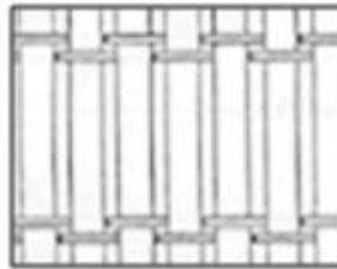


Figure II.1 : Matériau composite.

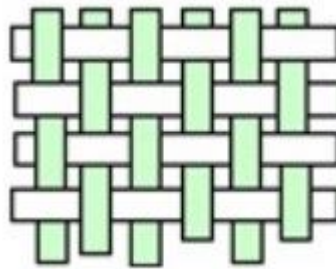
➤ **Organisations :**

- **Unidirectionnels (UD) :** fibres assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres (employés pour la reprise d'effort dans le sens des fibres).

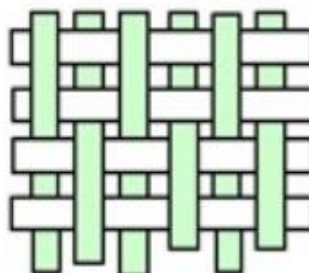


✓ **Tissus :**

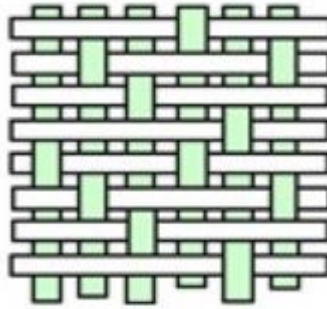
- **Toile :** bonne planéité et rigidité, mais les nombreux entrecroisements successifs imposent une longueur de fil importante.



- **Sergé :** a une plus grande souplesse que la toile et une bonne densité de fils, ci-dessous un sergé 2/2 (employé pour les pièces difficiles à mettre en œuvre).



- **Satin :** Tissu souple et adapté pour surfaces complexes (employé pour de grandes résistances).



- **Mats** : Fibres coupées ou continues disposées aléatoirement suivant toutes les directions du plan. Non compatibles avec les résines époxydes. Utilisés en naval de plaisance (coques), maintenant interdit sur les spoilers des TGV SNCF pour cause de mauvaise tenue aux impacts (fragmentation avec éjection de "débris").



II.2. Différent types et classification des matériaux composites

On distingue deux types des matériaux composites :

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

Les GD représentent 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort avoisinant 30%. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'existe pas ou n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters (95% des résines thermodurcissables) avec des fibres de verre (+ de 99% des renforts utilisés). Renforts et matrices sont à des coûts voisins.

Les HP, principalement utilisés dans l'aéronautique sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont

largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux GD. Des méthodes de calculs de structures et d'homogénéisations ont été développées pour les HP [15].

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

- Les composites à matrices organiques (CMO) qui constituent, de loin, le volume le plus important aujourd'hui à l'échelle industrielle,
- Les composites à matrices céramiques (CMC) réservés aux applications de très haute technicité et travaillant à haute température comme le spatial, le nucléaire et le militaire, ainsi que le freinage (freins céramique),
- Les composites à matrices métalliques (CMM) qui intéressent les concepteurs des industries automobiles, électroniques et de loisir pour leur capacité à répondre à des exigences mécaniques spécifiques [16].

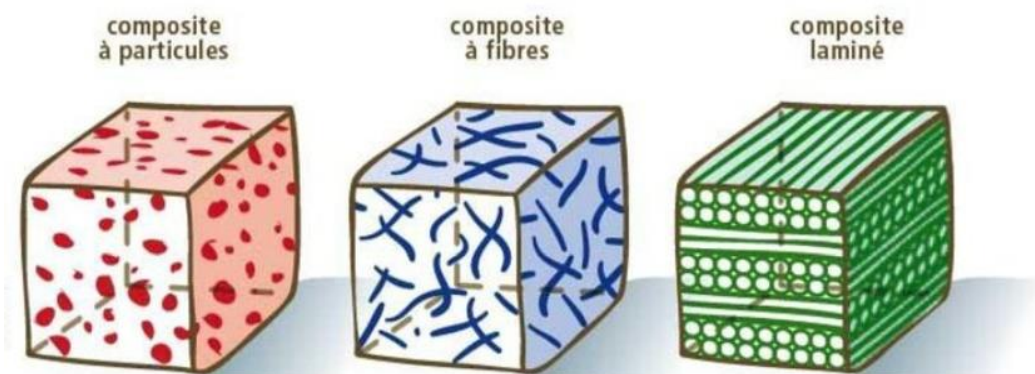


Figure II.2 : Types de matériaux Composites

II.3. Domaine d'application

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

Dans le tableau on se présente des différents types de composites et leurs constituants et le domaine d'application [17].

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

Tableau II.1. Exemples de matériaux composites, pris au sens large [14].

II.4. Les éléments constituant les matériaux composites

II.4.1. Les matrices

Dans un grand nombre de cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymère. Les résines polymères existent en grand nombre et chacune à un domaine particulier d'utilisation. Dans les applications où une tenue de la structure aux très hautes températures est requise, des matériaux composites à matrice métallique, céramique ou carbone sont utilisés.

Dans le cas des matériaux en carbone des températures de 2200°C peuvent être atteintes. La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur La figure II.3 [19].

II.4.1. 1. Classification des matrices

La classification des types de matrice couramment rencontrés est :

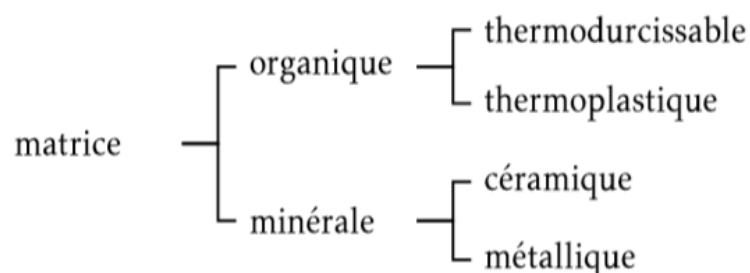


Figure II.3 : Types de matrice

➤ Les Matrices organiques

Les matrices en polymère de synthèse sont les plus courantes dans les composites de grande diffusion, associées à des fibres de verre, d'aramide ou de carbone. Elles ont un faible module et une faible résistance à la traction, mais se prêtent facilement à l'imprégnation des renforts.

On utilise actuellement surtout des résines thermodurcissables (TD) que l'on associe à des fibres longues, mais l'emploi de polymères thermoplastiques (TP) renforcés de fibres courtes se développe fortement. Il est important de bien situer les différences fondamentales de ces deux types de matrices [20].

✓ Résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables sont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, aminoplastes, furaniques) et les résines époxy sont des résines thermodurcissables. Les exemples de résines thermodurcissables classiquement rencontrées sont 914, 5208, 70, LY556.

Les matériaux les plus performants sont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau 1.1. [19].

résines	T_f (°C)	ρ (Kg/m ³)	ε_t^R (%)	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
polyesters	60 à 100	1 140	2 à 5	50 à 85	90 à 200	2,8 à 3,6
phénoliques	120	1 200	2,5	40	250	3 à 5
epoxydes	290	1 100 à 1 500	2 à 5	60 à 80	250	3 à 5

Tableau II.2 : Caractéristiques des résines thermodurcissables

- **La structure des (TD)**

La forme d'un réseau tridimensionnel qui se ponte (double liaison de polymérisation) pour durcir en forme de façon définitive, lors d'un échauffement. La transformation est donc irréversible [20].

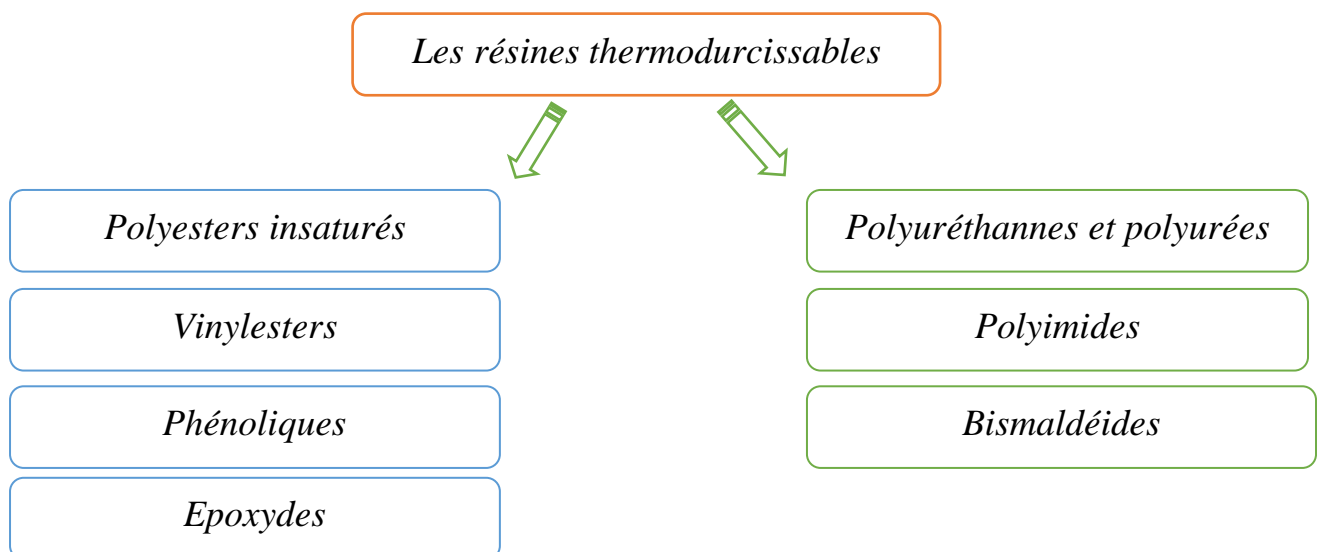


Figure II.4 : Type des résines thermodurcissables.

✓ Résines thermoplastiques

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. Les résines thermoplastiques classiquement rencontrées sont PEEK, K3B.

De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible : ces dernières sont présentées dans le tableau 1.2. [19].

résines	T_f (°C)	ρ (kg/m ³)	ϵ_t^R (%)	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
polyamide	65 à 100	1 140		60 à 85		1,2 à 2,5
polypropylène	900	1 200		20 à 35		1,1 à 1,4

Tableau II.3: Caractéristiques des résines thermoplastiques

• La structure des (TP)

Se présente sous forme de chaînes linéaires, il faut les chauffer pour les mettre en forme (les chaînes se plient alors), et les refroidir pour les fixer (les chaînes se bloquent). Cette opération est réversible. [20]

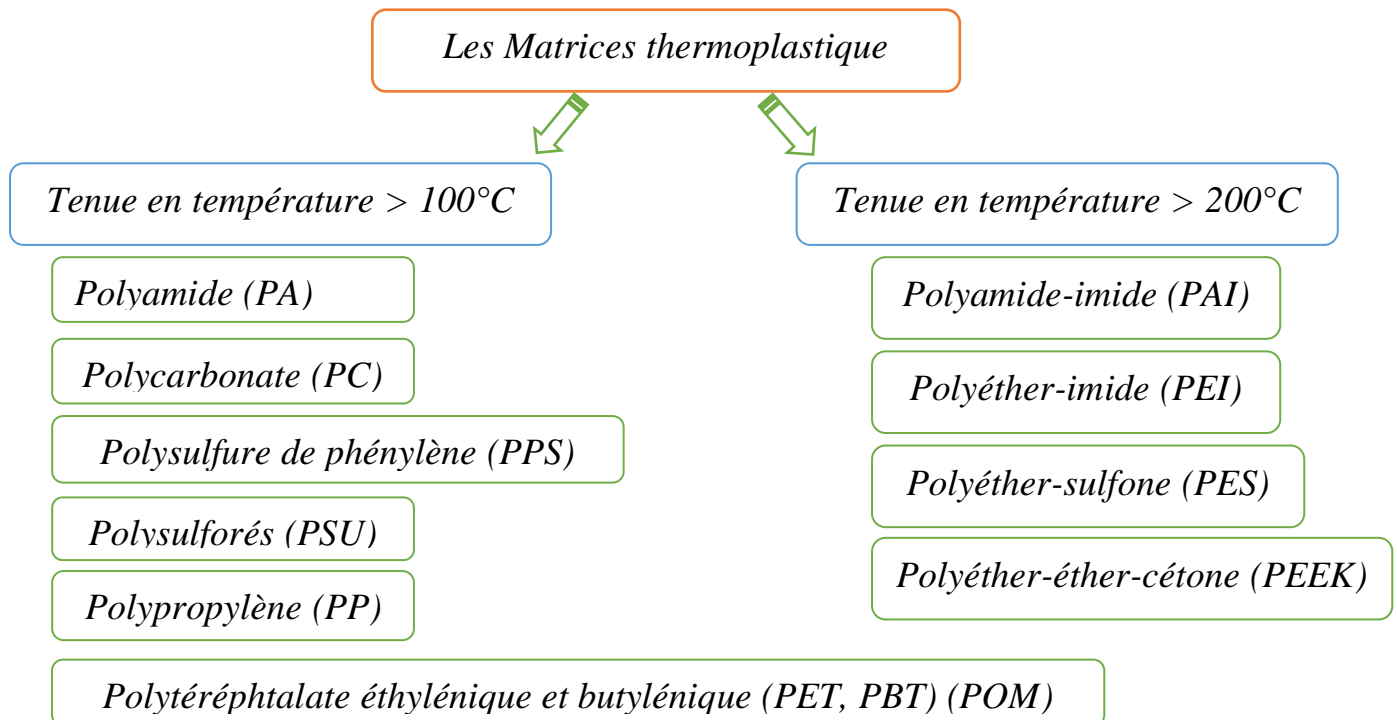


Figure II.5 : Type des résines thermoplastiques.

✓ 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 [21].

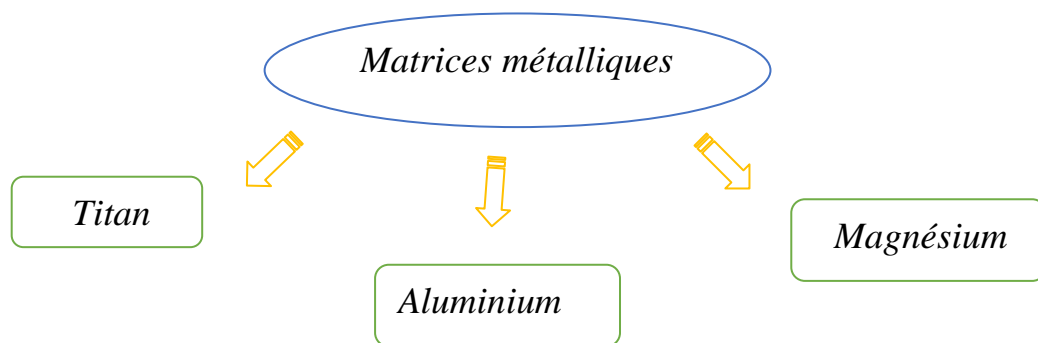


Figure II.6 : Type des Matrices métalliques.

✓ Matrices Céramiques

Des composites à matrices céramiques peuvent être obtenus par imprégnation de préformes de fibres (métaux, verres, aramides, carbone, céramique) soit par des suspensions liquides, ensuite frittées en température sous haute pression, soit par des gaz réactifs permettant un dépôt entre les fibres (notamment pour les composites carbone-carbone) [21].

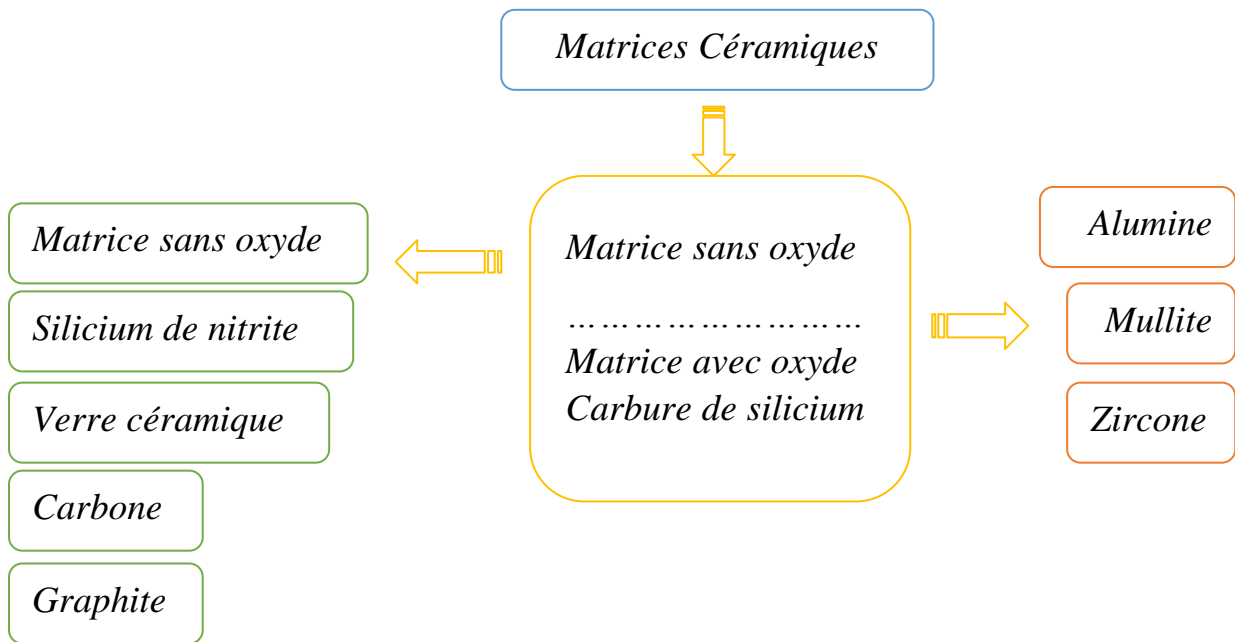


Figure II.7 : Type des Matrices céramique.

II.4.2. Additifs

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçantes, ex : charges sphériques creuses 5 à 150 μ m).

Des charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites [19].

II.4.3. 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 tridirectionnel ou plus).

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure II.8 [19].

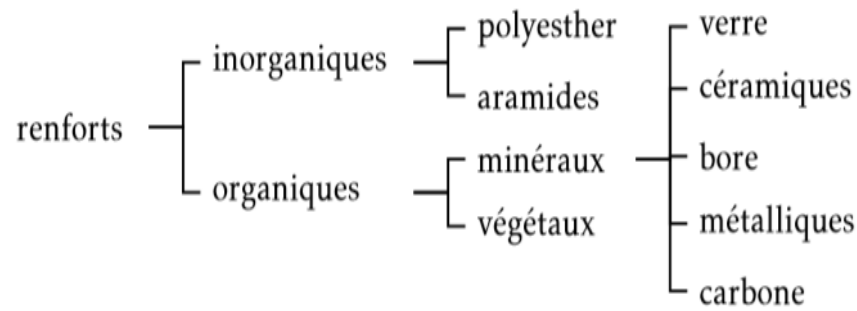


Figure II.8 : Types de renfort

II.4.3. 1. Classification des renforts

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la Figure (II.9) :

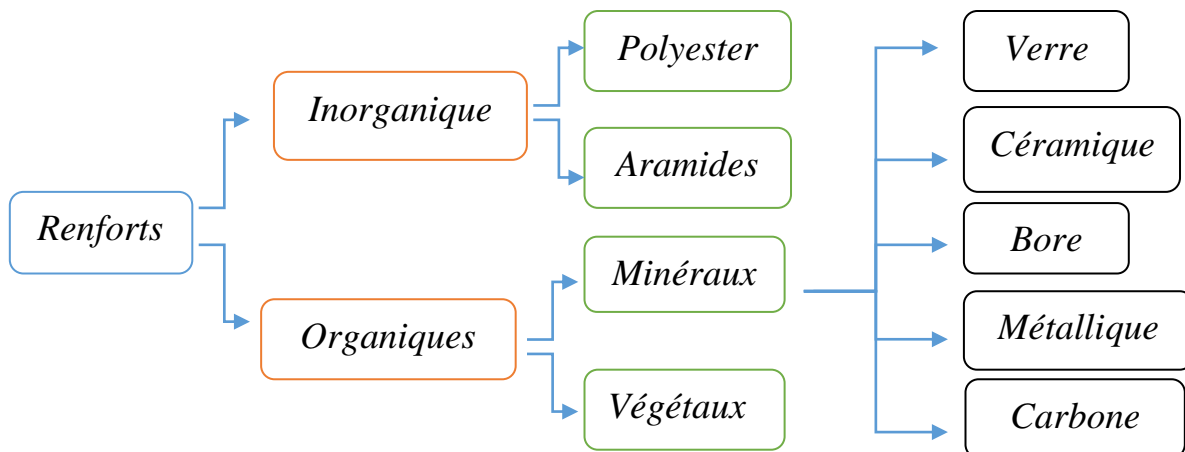


Figure II.9 : Classification des renforts

✓ Fibres de verre

Les fibres de verre sont fragiles et leur rupture brutale est sans déformation plastique. Elles souffrent également d'un module de Young faible et d'une densité plus élevée que celle d'autres fibres. En conséquence ces fibres ont été supplantées par d'autres fibres à plus haute performance pour les applications demandant un module spécifique élevé mais elles continuent à dominer de loin les composites à Grande Diffusion [19].

✓ **Fibres de carbone**

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur. Actuellement, les fibres précurseurs utilisées sont des fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). La qualité des fibres de carbone finales dépend fortement des qualités du précurseur.

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion des fibres aboutissant à une graphitisation. Le brai qui est un résidu de rainerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone.

Quelques exemples de fibres de carbone classiquement rencontrées : T300, T800, MR40, TR50, IM6, IM7, GY, M55J. [19]

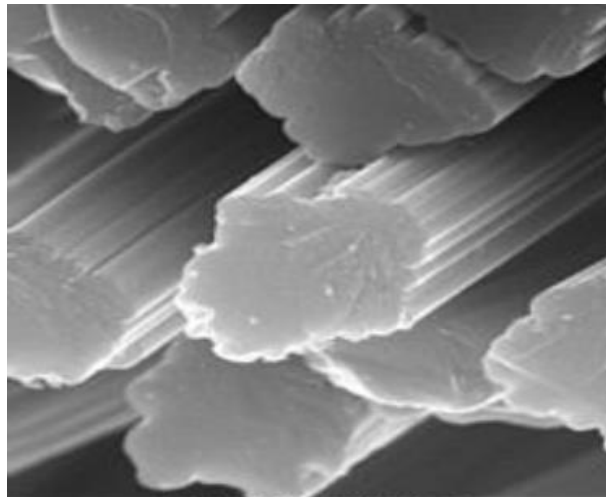


Figure II.10 : Les fibres de carbone.

✓ **Fibres aramides**

La fibre aramide est obtenue à partir des polyamides aromatiques (ou polyaramide) par synthèse chimique à basse température ; ses propriétés diffèrent de celles des polyamides aliphatiques classiques (type PA 6-6, dit « Nylon ») ; on la nomme souvent « Kevlar », qui est la marque de son créateur Dupont de Nemours. Les composites renforcés de fibres d'aramide offrent une bonne stabilité en température (Jusqu'à 200°C en fonction de la matrice) mais souffrent :

- D'une adhérence moyenne entre matrice et fibres,

- D'un prix encore trop élevé

La production mondiale de fibres d'aramide atteint 40.000 tonnes/an, dont seulement 4.000 tonnes sont utilisées dans les composites.

Malgré leur résistance mécanique en traction, elles résistent mal en compression et dans le sens normal à l'axe de la fibre. De ce fait, elles sont noyées dans une matrice où sont mélangées d'autres fibres pour améliorer la tenue au choc d'une structure composite [18].

✓ **Fibres céramiques**

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renforts et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions. Quelques exemples de fibres céramiques :

- fibres de Carbure de Silicium
- fibres de Bore
- fibres de Bore carbure de silicium [19]

II.4.3. 2.Caractéristiques mécaniques des fibres

Il existe différents types de fibres. Elles peuvent être scindées en deux groupes les fibres à haut module et les fibres à haute résistance. Les fibres à haut module ont une résistance faible et celles à forte résistance ont un module faible [19].

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

Tableau II.4 : Caractéristiques moyennes des renforts.

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

- Formes linéiques à fibre unitaire est généralement appelée filament élémentaire ou mono filament. Les mono filaments sont réunis en fils ou mèche. Les fils continus ou discontinus sont caractérisés par leur masse linéique.
- Formes surfaciques es fils sont utilisés pour réaliser des formes surfaciques de divers types : mats, tissus ou rubans.
- Mats : Ce sont des nappes de fils continus ou discontinus, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle [17].

II.5.Conclusion :

La technologie moderne essaie à plusieurs fois de concevoir aux matériaux de construction une bonne rigidité, une haute résistance mécanique, une ténacité élevée et une grande légèreté. Dans ce même contexte l'ingénieur désire, dans un grand nombre de situation, concevoir des structures présentant un rapport performance /masse, le plus élevé possible. pour atteindre ces performances, il recherche toujours des matériaux ayant des caractéristiques spécifiques élevées .Les matériaux répondant à ce critère tels que le verre, le carbone ,le boresont très fragiles, un petit défaut suffit pour amorcer la rupture totale de la structure .Pour pouvoir réaliser des structures suffisamment tolérantes aux dommages,

il est nécessaire d'utiliser des matériaux renforcés par des fibres qui sont liées entre elles par une résine . Aucun matériau classique ne permet de combiner ces caractéristiques d'où la nécessité de l'utilisation des matériaux composites, les matériaux sandwichs et les matériaux Intelligents.

Les matériaux composites à matrice céramique (CMC) sont principalement utilisés dans l'industrie aéronautique et spatiale pour des applications structurales à haute température. Leur emploi est envisagé dans certaines pièces de moteurs d'avions civils comme alternative aux solutions métalliques [22].

Chapitre III :

***Théories Sur Le Comportement des poutres en
Flexion***

Introduction

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

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

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

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

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

Afin de faire l'étude des poutres en matériaux composites, il est important de passer en revue l'analyse des poutres en matériau isotrope (Figure III.1) [23].

III .1. Définition de la Flexion :

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

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

En chaudronnerie, le pliage d'une tôle est une flexion pour laquelle on veut dépasser la limite élastique du matériau, afin d'avoir une déformation définitive (déformation plastique).

Dans la plupart des autres cas, on cherche au contraire les conditions nécessaires pour ne pas dépasser la limite élastique, afin de préserver l'intégrité de la pièce [23].

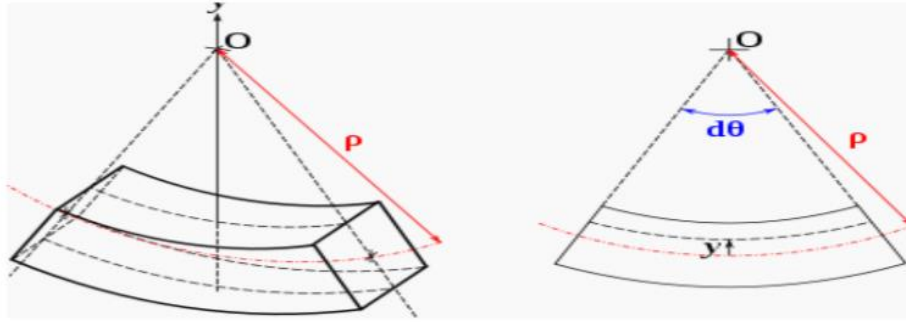


Figure III.1 : Flexion de poutre.

III .2. Principe d'Essai de Flexion 3 Points

L'essai de flexion est un test mécanique qui fait partie de la famille des essais indépendants du temps comme le choc et la dureté. Il consiste à placer une barre rectangulaire sur deux appuis et d'appliquer un effort ponctuel au centre, comme illustré à la (figure III.2) [24].

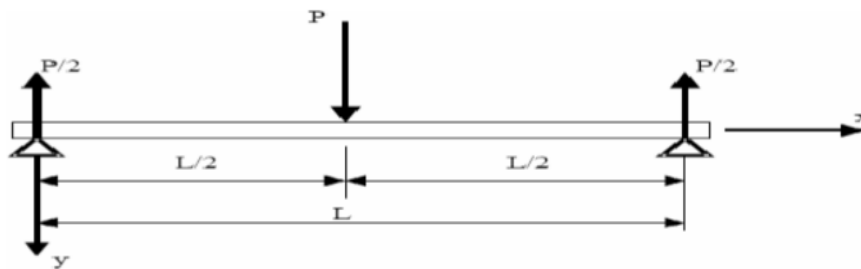


Figure III.2 : Flexion 3 points.

III .3. La Théorie des Poutres

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

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

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

$$J = EI \quad (3.1)$$

$$EI \frac{d^2w}{dx^2} = -M \quad (3.2)$$

Où

E : est le module d'élasticité du matériau

I : désigne le second moment de la section de la poutre

La courbure est définie comme :

$$k_x = \frac{1}{P_x} = \frac{d^2 w}{d_x^2} \quad (3.3)$$

Les deux relations conduisent à :

$$M = EI k_x = J k_x \quad (3.4)$$

Cette relation est valide que pour les matériaux isotropes. Le module d'élasticité de chacun des constituants varie selon le matériau. Par conséquent, afin de calculer la flèche d'une poutre en matériaux composites, il est nécessaire d'établir sa rigidité apparente [25].

III .4. Les Caractéristiques et Comportement Elastique des Matériaux Composites

III .4.1. Les Caractéristiques du Mélange Renfort-Matrice

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

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

III .4 .1.1. La Teneur en volume de (fibre, matrice vide).

- La teneur en volume des fibres est définie comme :

$$V_f = \frac{\text{volume des fibress}}{\text{volume total du composite}} \quad (3.5)$$

- De la même façon, la teneur en volume de la matrice est :

$$V_m = \frac{\text{volume de matrice}}{\text{volume total du composite}} \quad (3.6)$$

- Et la teneur en volume des vides (porosité) est :

$$V_v = \frac{\text{volume des vides}}{\text{volume total du composite}} \quad (3.7)$$

Ou encore :

$$V_m = 1 - V_f \quad (3.8)$$

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

$$V_f = \frac{\frac{M_f}{\rho_c}}{\frac{M_f}{\rho_c} + \frac{M_m}{\rho_m}} \quad (3.9)$$

D'où

$$v_f + v_m + v_v = 1 \quad (3.10)$$

$$M_f = \frac{V_f \rho_c}{V_f \rho_c + V_m \rho_m} \quad (3.11)$$

III .4.1. 2. La Teneur en Masse de (fibre, matrice)

- La teneur en poids des fibres est :

$$M_f = \frac{\text{masse des fibres}}{\text{masse total du composite}} \quad (3.12)$$

- Et la teneur en poids de la matrice est :

$$M_m = \frac{\text{masse de matrice}}{\text{masse total du composite}} \quad (3.13)$$

Ou encore :

$$M_m = 1 - M_f \quad (3.14)$$

- Le poids des vides est négligeable.

III .4.1.3. La Masse Volumique :

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

$$\rho = \frac{\text{masse total du composite}}{\text{volume total du composite}} \quad (3.15)$$

Soit encore :

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (3.16)$$

III .4.1.4. 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) :

$$\vartheta_{LT} = \vartheta_f V_f + \vartheta_m V_m \quad (3.17)$$

III .4.1.5.L'épaisseur du Pli UD

On définit sous le terme de grammage la masse (m_{0f}) de renfort par mètre carré.

L'épaisseur d'un pli notée (h), est alors telle que :

$$h = \frac{m_{0f}}{V_f \rho_f} \quad (3.18)$$

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

$$h = m_{0f} \left(\frac{1}{\rho_f} + \frac{1}{\rho_m} \left(\frac{1 - M_f}{M_f} \right) \right) \quad (3.19)$$

III.4.1.6. Modules d'élasticité du Pli UD**➤ Module d'élasticité dans le Sens des Fibres**

Il est bien approché par la relation :

$$E_L = E_{fL} V_f + E_m V_m \quad (3.20)$$

Ou encore :

$$E_L = E_{fL}V_f + E_m(1 - V_f) \quad (3.21)$$

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

➤ **Module d'élasticité dans le Sens Transvers des Fibres**

Dans la relation ci-dessous, (E_{ft}) représente le module d'élasticité de la fibre dans le sens transverse à la fibre telle qu'il figure dans le tableau (I.2) :

$$E_T = E_m \left(\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{E_m}{E_{fT}} V_f} \right) \quad (3.22)$$

➤ **Module de Glissement**

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

$$G_{LT} = G_m \left(\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_{flt}} V_f} \right) \quad (3.23)$$

➤ **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) :

$$E_x = \left(\frac{1}{\frac{c^4}{E_L} + \frac{s^4}{E_T} + 2c^2s^2 \left(\frac{1}{2G_{LT}} - \frac{\nu_{LT}}{E_L} \right)} \right) \quad (3.24)$$

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

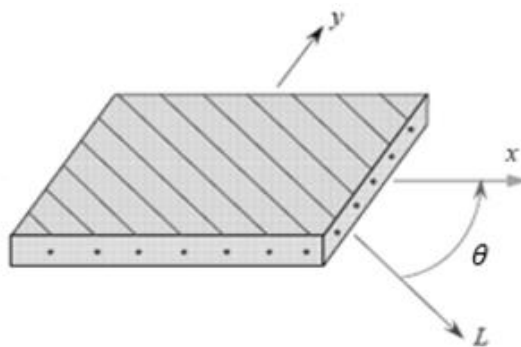


Figure III.3 : Pli unidirectionnel à direction quelconque.

III.4.1.7. 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) :

$$\sigma_{L\text{ rupt}} = \sigma_{f\text{ rupt}}V_f + \sigma_{m\text{ rupt}}V_m \quad (3.25)$$

$$\sigma_{L\text{ rupt}} = \sigma_{f\text{ rupt}}\left(V_f + (1 - V_f)\frac{E_m}{E_f}\right) \quad (3.26)$$

III.4.1.8. 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 :

$$\sigma_{x\text{ rupt}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{c^4}{\sigma_{L\text{ rupt}}^2} + \frac{s^4}{\sigma_{T\text{ rupt}}^2} + \left(\frac{1}{\tau_{LT\text{ rupt}}^2} - \frac{1}{\sigma_{L\text{ rupt}}^2}\right)C^2S^2}} \quad (3.27)$$

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

III.4.1.9. Les Coefficients de Dilatation Thermique

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

$$a_L = \frac{a_f E_{fL} V_f + a_m E_m V_m}{E_{fL} V_f + E_m V_m} \quad (3.28)$$

$$a_T = a_m V_m + a_f V_f + \frac{(\vartheta_f E_m + \vartheta_m E_{fL})}{\frac{E_m}{V_f} + \frac{E_{fL}}{V_m}} (a_f - a_m) \quad (3.29)$$

III.4.1.10. 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 (ht), (x) étant la direction de la chaîne et (y) celle de la trame, on a alors :

$$K = \frac{n_1}{n_1 + n_2} \quad (3.30)$$

n_1 : Nombre de fils de chaîne par mètre.

n_2 : Nombre de fils de trame par mètre.

$$E_x \approx KE_L + (1 - K)E_T \quad (3.31)$$

$$E_y \approx KE_T + (1 - K)E_L \quad (3.32)$$

$$G_{xy} = G_{LT} \quad (3.33)$$

$$\vartheta_{xy} = \frac{\vartheta_{LT}}{(k + (1 - k)\frac{E_L}{E_T})} \quad (3.34)$$

III.4.1.11. 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 isotropes dans leur plan (x, y), ils peuvent donc être caractérisés par deux constantes élastiques seulement :

$$E_{mat} \approx \frac{3}{8}E_L + \frac{5}{8}E_T \quad (3.35)$$

$$\vartheta_{mat} \approx 0.3 \quad (3.36)$$

$$G_{mat} \approx \frac{E_{mat}}{2(1 + \vartheta_{mat})} \quad (3.37)$$

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.

III.5. Comportement élastique d'une Couche de Matériaux Orthotropes

III.5.1. Comportement dans les axes du Matériau

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope, rapporté à ses axes principaux est décrit en introduisant soit sa par matrice de rigidité C_{ij} [24].

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

Ou sous la forme considérée :

$$\sigma = c\varepsilon \quad (3.39)$$

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 :

$$\varepsilon = s\sigma \quad (3.40)$$

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.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

$$s = c^{-1} \quad (3.42)$$

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

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

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

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

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -U_{21}/E_2 - U_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -U_{12}/E_1 & 1/E_2 & -U_{21}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -U_{13}/E_1 - U_{23}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/\sigma_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\sigma_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\sigma_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

III.5.2. Loi de Comportement d'un pli Composite

Les structures composites sont assemblées à partir d'un empilement de couches. Les plis composants peuvent avoir différentes orientations (figure II.4), la théorie des laminés permet de calculer les propriétés de l'empilement à partir des propriétés d'un seul pli. Pour une description complète de la théorie, il est possible de se référer aux dans plusieurs ouvrages. Seules les contraintes appliquées dans le plan des plis sont considérées.

L'équation (3.44) exprime la relation entre les contraintes et les déformations [24].

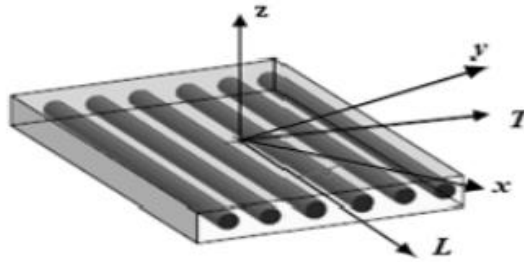


Figure III.4 : Axes principaux et de référence du pli (UD)

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/EL & -\vartheta_{TL}/ET & 0 \\ \vartheta_{LT}/EL & 1/ET & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{LT} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

III.5.3. Le Comportement Mécanique dans une Direction Quelconque

III.5.3.1. Comportement et Coefficients de Souplesse

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\vartheta_{yx} n_{xy} \\ \frac{-\vartheta_{xy}}{E_L} & \frac{1}{E_y} & \frac{G_{xy}}{E_y} \\ \frac{n_x}{E_x} & \frac{\mu_y}{E_y} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

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

$$E_x(\theta) = \frac{1}{\frac{c^4}{E_L} + \frac{s^4}{E_T} + 2C^2S^2 \left(\frac{1}{2G_{LT}} - \frac{\vartheta_{LT}}{E_L} \right)} \quad (3.46)$$

$$E_y(\theta) = \frac{1}{\frac{s^4}{E_L} + \frac{c^4}{E_T} + 2C^2S^2 \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\vartheta_{LT}}{E_L} \right)} \quad (3.47)$$

$$G_{xy}(\theta) = \frac{1}{4C^2S^2 \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{2\vartheta_{TL}}{E_T} \right) + \left(\frac{(C^2-S^2)^2}{G_{LT}} \right)} \quad (3.48)$$

$$\frac{\vartheta_{xy}}{E_y}(\theta) = \frac{\vartheta_{TL}}{E_T} (C^4 + S^4) - C^2S^2 \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{1}{G_{LT}} \right) \quad (3.49)$$

$$\frac{n_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2CS \left(\frac{C^2}{E_L} - \frac{S^2}{E_T} + (C^2 - S^2) \left(\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} - \frac{1}{2G_{LT}} \right) \right) \quad (3.50)$$

$$\frac{\mu_{xy}}{G_{xy}}(\theta) = -2CS \left(\frac{S^2}{E_L} - \frac{C^2}{E_T} + (C^2 - S^2) \left(\frac{\vartheta_{TL}}{E_T} - \frac{1}{2G_{LT}} \right) \right) \quad (3.51)$$

III.5.3.2. Comportement et Coefficients de Raideur

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

$$\bar{E}_L = \frac{E_L}{(1-\vartheta_{LT}\vartheta_{TL})}, \quad \bar{E}_T = \frac{E_T}{(1-\vartheta_{LT}\vartheta_{TL})} \quad (3.53)$$

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

$$\bar{E}_{11}(\theta) = C^4\bar{E}_L + S^4\bar{E}_T + 2C^2S^2(\vartheta_{LT}\bar{E}_L + 2G_{LT})$$

$$\bar{E}_{22}(\theta) = S^4\bar{E}_L + C^4\bar{E}_T + 2C^2S^2(\vartheta_{LT}\bar{E}_L + 2G_{LT})$$

$$\bar{E}_{33}(\theta) = C^2S^2(\bar{E}_L + \bar{E}_T - 2\vartheta_{TL}\bar{E}_L) + (C^2 - S^2)^2G_{LT}$$

$$\bar{E}_{12}(\theta) = C^2S^2(\bar{E}_L + \bar{E}_T - 4G_{TL}) + (C^4 + S^4)\vartheta_{LT}\bar{E}_L$$

$$\bar{E}_{13}(\theta) = -CS(C^2\bar{E}_L - S^2\bar{E}_T - (C^2 - S^2)(\vartheta_{TL}\bar{E}_L + 2G_{LT}))$$

$$\bar{E}_{23}(\theta) = -CS(S^2\bar{E}_L - C^2\bar{E}_T - (C^2 - S^2)(\vartheta_{TL}\bar{E}_L + 2G_{LT}))$$

III.5.4. 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 [26,17].

III.5.4.1. 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 [26,17].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\vartheta_{TL} & 0 \\ \frac{E_L}{E_T} & 1 & 0 \\ -\vartheta_{LT} & 1 & 1 \\ \frac{E_L}{E_T} & 1 & 1 \\ 0 & 0 & \frac{G_{LT}}{E_T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix} + \Delta T \begin{bmatrix} a_L \\ a_T \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

Avec

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

a_L : Coefficient de dilatation linéique longitudinal.

a_T : Coefficient de dilatation linéique transversal.

III.5.4.2. 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) (équation 3.55).

On y a fait apparaitre les modules élastiques, coefficients de poisson et coefficients de Dilatation thermique pour chaque direction [26,17].

- Comportement thermomécanique et coefficients de souplesse

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\vartheta_{yx} \frac{n_{xy}}{E_x} & 0 \\ \frac{E_x}{E_T} & 1 & \frac{G_{xy}}{E_T} \\ -\vartheta_{xy} & 1 & \frac{\mu_{xy}}{E_T} \\ \frac{E_L}{E_y} & 1 & \frac{G_{xy}}{E_y} \\ \frac{n_x}{E_x} & \frac{\mu_y}{E_y} & 1 \\ \frac{E_x}{E_y} & 1 & \frac{G_{xy}}{E_y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} + \Delta T \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.55)$$

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

$$a_x = c^2 a_L + S^2 a_T$$

$$a_y = S^2 a_L + c^2 a_T$$

$$a_{xy} = 2cs(a_L - a_T)$$

- Comportement thermomécanique et Coefficients de raideur

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} + \Delta T \begin{bmatrix} a\bar{E}_1 \\ a\bar{E}_2 \\ a\bar{E}_3 \end{bmatrix} \quad (3.56)$$

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

$$a\bar{E}_1 = c^2 \bar{E}_L (a_L - \vartheta_{TL} a_T) + s^2 \bar{E}_T (\vartheta_{TL} a_L - a_T)$$

$$a\bar{E}_2 = s^2 \bar{E}_L (a_L - \vartheta_{TL} a_T) + c^2 \bar{E}_T (\vartheta_{TL} a_L - a_T)$$

$$a\bar{E}_3 = cs (\bar{E}_L (a_L - \vartheta_{TL} a_T) + \bar{E}_T (\vartheta_{TL} a_L - a_T))$$

III.6. Comportement des poutres en Flexion

L'importance de développer une analyse sur le comportement en flexion des poutres est liée d'une part à l'utilisation des poutres comme éléments de base dans la réalisation des structures, et d'autre part à la caractérisation des propriétés mécaniques des matériaux stratifiés et des matériaux composites à partir d'essais de flexion réalisés sur des éprouvettes en forme de poutres. Contrairement au cas de la flexion cylindrique étudiée, la théorie des poutres considère que la longueur L de la poutre est très supérieure à sa largeur b (Figure III.5).

La différence entre flexion cylindrique et flexion de poutre est analogue à la différence entre déformations planes et contraintes planes de la théorie de l'élasticité [14].

III.6.1. Flexion 3-points

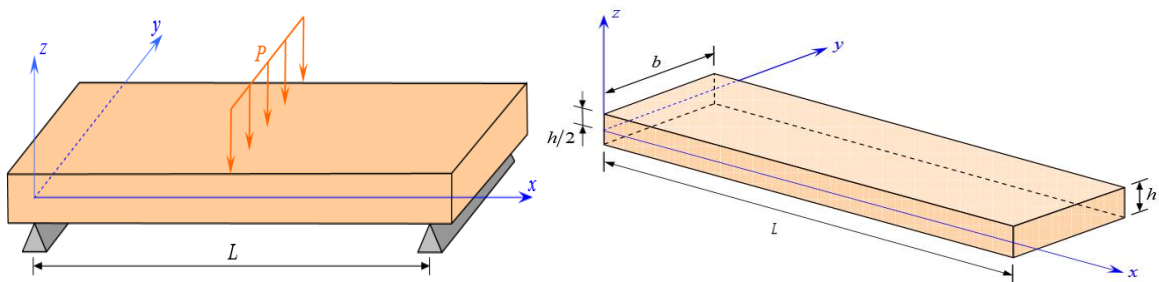


Figure III.5 : Sollicitation d'une poutre en flexion 3-points

Dans le cas d'un chargement central d'une poutre (Figure III.5), le moment fléchissant s'écrit :

$$M = -\frac{P_x}{2}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (3.57)$$

P : c'est la charge totale exercée au milieu de la poutre.

$$\frac{d^2\omega_0}{dx^2} = -\frac{P_x}{2E_x I}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (3.58)$$

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

$$M = 0, \quad \omega_0 = 0 \quad (3.59)$$

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

$$\frac{d\omega_0}{dx} = 0 \quad (3.60)$$

L'intégration de (20.33) associée aux conditions (20.34) et (20.35) conduit à :

$$\omega_0 = -\frac{PL^2}{48E_x I} x \left[3 - \left(\frac{2x}{L} \right)^2 \right]. \quad (3.61)$$

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

$$\omega_0 = -\frac{PL^3}{48E_x I} = \frac{PL^3}{48b} D_{11}^*. \quad (3.62)$$

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

Les contraintes dans la couche k s'écrivent :

$$E_x = -\frac{PL^3}{48I\omega_c} = \frac{PL^3}{4bh^3\omega_c}, \quad (3.63)$$

$$D_{11}^* = \frac{48I\omega_c}{PL^3}. \quad (3.64)$$

$$\sigma_{xx}^k = -6a_{xx}^k \frac{P}{bh^3} xz, \quad (3.65)$$

$$\sigma_{yy}^k = -6a_{yy}^k \frac{P}{bh^3} xz, \quad (3.66)$$

$$\sigma_{xy}^k = -6a_{xy}^k \frac{P}{bh^3} xz. \quad (3.67)$$

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

$$\sigma_{xx}^k = -3a_{xx}^k \frac{PL}{bh^3} z, \quad (3.68)$$

$$\sigma_{yy}^k = -3a_{yy}^k \frac{PL}{bh^3} z, \quad (3.69)$$

$$\sigma_{xy}^k = -3a_{xy}^k \frac{PL}{bh^3} z. \quad (3.70)$$

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

$$\sigma_{xx} = -\frac{3PL}{bh^3} z. \quad (3.71)$$

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

$$\sigma_{xxmax} = \sigma_0 = \frac{3PL}{2bh^2}. \quad (3.72)$$

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

$$\sigma_{xx}^k = -2a_{xx}^k \sigma_0 \frac{z}{h}, \quad (3.73)$$

$$\sigma_{yy}^k = -2a_{yy}^k \sigma_0 \frac{z}{h}, \quad (3.74)$$

$$\sigma_{xy}^k = -2a_{xy}^k \sigma_0 \frac{z}{h}. \quad (3.75)$$

III.6.2. Flexion 4-points

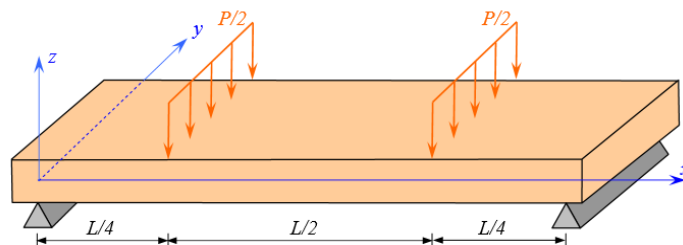


Figure III.6 : Sollicitation d'une poutre en flexion 4-points.

Dans le cas du chargement central d'une poutre (Figure III.6), le moment fléchissant s'écrit :

$$M = -\frac{P_x}{2}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4} \quad (3.76)$$

$$M = -\frac{PL}{8}, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (3.77)$$

Donc :

$$\frac{d^2 \omega_0}{dx^2} = \frac{d^2 \omega_1}{dx^2} = \frac{P_x}{2E_x I}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4} \quad (3.78)$$

$$\frac{d^2 \omega_0}{dx^2} = \frac{d^2 \omega_2}{dx^2} = \frac{PL}{8E_x I}, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (3.79)$$

En introduisant :

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

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

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

$$M = 0, \quad \omega_1 = 0. \quad (3.80)$$

La condition sur le moment est satisfaite par la relation (20.48). La symétrie impose que la pente de la déformée s'annule au centre de la poutre, soit pour $x = L/2$:

$$\frac{d\omega_2}{dx} = 0. \quad (3.81)$$

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

$$\omega_1 = \omega_2, \quad \frac{d\omega_1}{dx} = \frac{d\omega_2}{dx}. \quad (3.82)$$

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

$$\omega_q = -\frac{PL^3}{96E_x I} = \frac{PL^3}{96b} D_{11}^*, \quad (3.83)$$

$$\omega_c = -\frac{11PL^3}{768E_x I} = \frac{11PL^3}{768b} D_{11}^* \quad (3.84)$$

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

$$E_x = -\frac{PL^3}{96I\omega_q} = \frac{PL^3}{8bh^3\omega_q} \quad (3.85)$$

$$E_x = -\frac{11PL^3}{768I\omega_c} = \frac{11PL^3}{64bh^3\omega_c} \quad (3.86)$$

Et

$$D_{11}^* = \frac{96I\omega_c}{PL^3} = \frac{768I\omega_c}{PL^3} \quad (3.87)$$

Les contraintes dans la couche k s'écrivent :

$$\sigma_{xx}^k = -6a_{xx}^k \frac{P}{bh^3} xz, \quad (3.88)$$

$$\sigma_{yy}^k = -6a_{yy}^k \frac{P}{bh^3} xz, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4}, \quad (3.89)$$

$$\sigma_{xy}^k = -6a_{xy}^k \frac{P}{bh^3} xz. \quad (3.90)$$

Et

$$\sigma_{xx}^k = -\frac{3}{2}a_{xx}^k \frac{PL}{bh^3} z, \quad (3.91)$$

$$\sigma_{yy}^k = -\frac{3}{2}a_{yy}^k \frac{PL}{bh^3} z, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2}. \quad (3.92)$$

$$\sigma_{xy}^k = -\frac{3}{2}a_{xy}^k \frac{PL}{bh^3} z. \quad (3.93)$$

Dans le cas d'une poutre homogène ($a_{xx} = I$), la contrainte normale s'écrit :

$$\sigma_{xx} = -\frac{3PL}{2bh^3} z, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2}. \quad (3.94)$$

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

$$\sigma_{xxmax} = \frac{3PL}{4bh^2}. \quad (3.95)$$

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

$$\sigma_{xx}^k = -2a_{xx}^k \sigma_{xxmax} \frac{z}{h}, \quad (3.96)$$

$$\sigma_{yy}^k = -2a_{yy}^k \sigma_{xxmax} \frac{z}{h}, \quad (3.97)$$

$$\sigma_{xy}^k = -2a_{xy}^k \sigma_{xxmax} \frac{z}{h}. \quad (3.98)$$

Ces relations associées montrent que :

$$Q = -\frac{P}{2}, \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{4}, \quad (3.99)$$

$$Q = 0, \quad \frac{L}{4} \leq x \leq \frac{L}{2}. \quad (3.100)$$

Partie II :

Conception et Simulation Numérique

Objectif : Des modélisations et Simulations numériques du comportement d'aube de turbine à gaz aux matériaux composites sous chargement thermomécanique

- Conception Numérique d'une aube par logiciel solidworks.
- Simulation Numérique d'une aube par logiciel abaqus sollicité par flexion.

Chapitre IV :

Conception Numérique

Introduction

Le présent de ce chapitre est considéré comme la partie principale de cette étude car elle est consacrée à donner une valeur au calcul que nous avons fait et obtenir un produit de meilleure précision en un moindre temps, ce qui confère une grande importance quant à l'utilisation des logiciels de CAO dans la conception des produits en général [27].

IV.1. Généralités :

IV.1.1. Définition de la CAO :

Nous pouvons définir la Conception Assistée par Ordinateur (CAO) par l'ensemble des outils logiciels et des techniques informatiques qui permettent d'assister les concepteurs lors de la conception et la mise au point d'un produit. [27]

IV.1.2. Logiciel utilisée

Un programme en général de type industriel doit être capable de résoudre des problèmes variés de grandes tailles (de mille à quelques centaines de milliers de variables). Ces programmes complexes nécessitent un travail d'approche non négligeable avant d'espérer pouvoir traiter un problème réel de façon correcte. Citons à titre d'exemple quelques noms de logiciels : SOLID WORKS (COSMOS WORKS), KATIA, ABAQUS, ANSYS.... Etc. les possibilités offertes par de tels programmes sont nombreuses :

- Analyse statique ou dynamique.
- Prise en compte de lois de comportement complexe.
- Prise en compte de phénomènes divers (élasticité, thermique, ...).
- Problèmes d'optimisation, etc. L'utilisation de tels programmes nécessite une formation de base minimale.

L'utilisation de tels programmes nécessite une formation de base minimale [27].

IV.1.3. Solidworks

Solidworks est un modéleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés.

Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur Solidworks. Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

IV.2. Création de la forme de l'aube en 3D


IV.2.1. Etapes de Création de la forme de l'aube en 3D :

On supposera par la suite que les barres d'outils nécessaires ont été activées et que la case Saisir la Cote a été cochée. Dans une première étape, on réalisera l'aubage à partir de 6 sections, chacune étant définie par 9 points, fermée par une spline et transformée en surface plane. Avec une échelle 1/4. Le volume sera ensuite engendré par la fonction de bossage lissé.

• Mise en place des plans de section

Le plan 2 est réservé pour la section 0.

Dans l'arbre de création,

Sélectionnez Plan2, puis cliquez .

Entrez la valeur 122.5.

Nommez le plan PlanSect1.

Recommencez pour les autres sections :

PlanSect2 : valeur 190

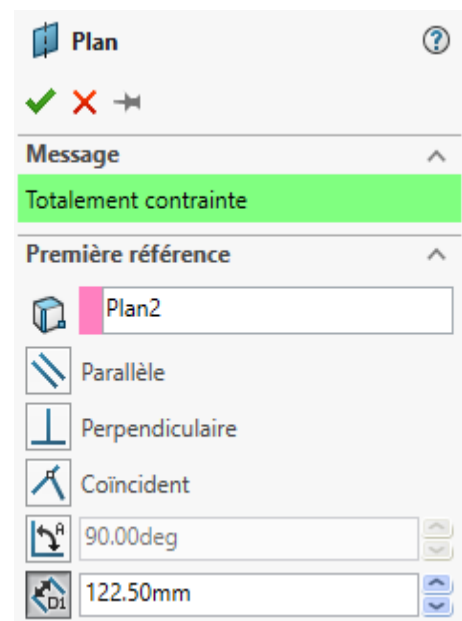
PlanSect3 : valeur 320


PlanSect4 : valeur 442.5

PlanSect5 : valeur 456.5

• Création des sections

On commence par la section 0.




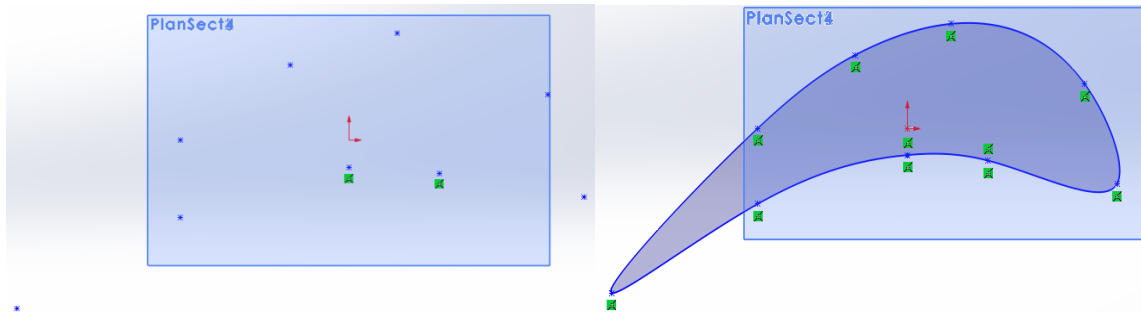
- Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan2, puis cliquez 

Cliquez

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
X	0	40	104	88	21.5	-26	-74.5	-147	-74.5
Y	-12	-14.5	-25	20	47	33	0	-74	-34


Cliquez . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :





Cliquez . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Nommez-la : section0


- Dans l'arbre de création, sélectionnez PlanSect1, puis cliquez 

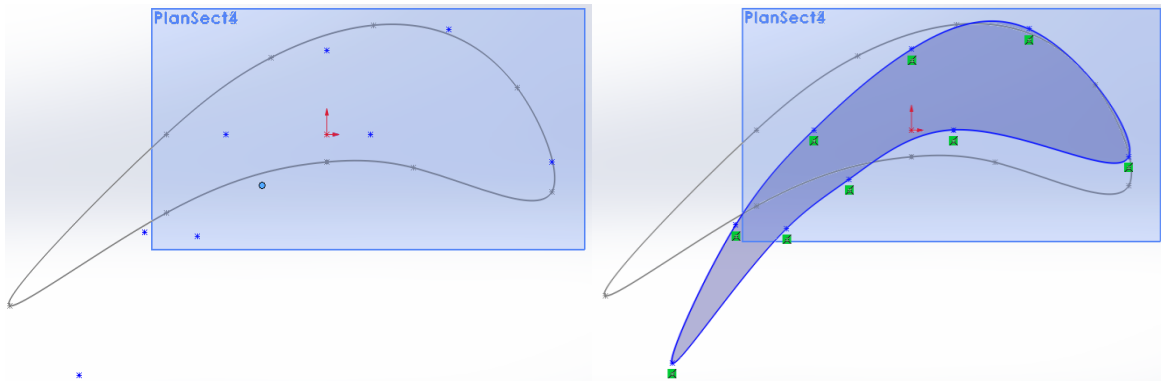
Placez la vue de dessus en cliquant 

Cliquez  .

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
X	20	104	56.2	0	-47	-84.5	-115	-60	-30
Y	0	-12	45	36	0	-42.6	-104	-44	-22


Cliquez  . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :




Cliquez  . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Nommez-la : section1


- Dans l'arbre de création, sélectionnez PlanSect2, puis cliquez 

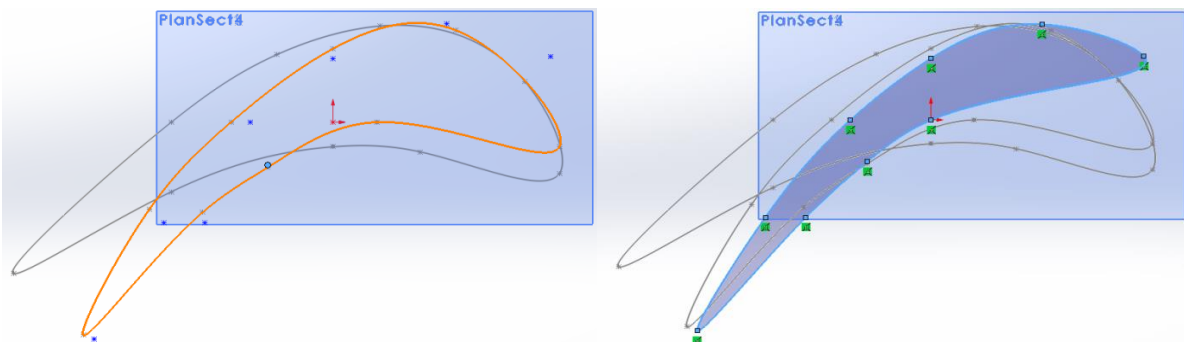
Placez la vue de dessus en cliquant 

Cliquez  ,  .

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
X	0	-100	-52	0	38	78	110	59	30
Y	0	-32	-48	-31	0	49	106	49	21


Cliquez  . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :






Cliquez  . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Nommez-la : section2


- Dans l'arbre de création, sélectionnez PlanSect3, puis cliquez 

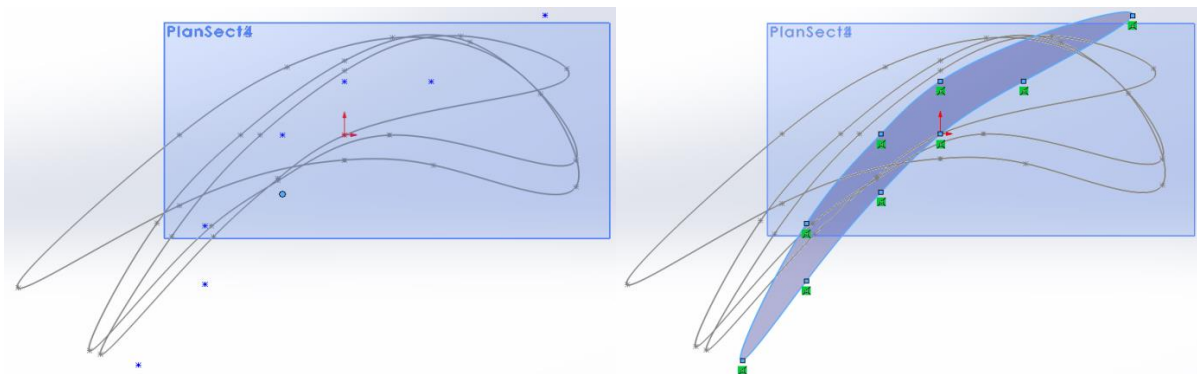
Placez la vue de dessus en cliquant 

Cliquez ,  .

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
X	0	39	90	0	-28	-63	-93	-63	-28
Y	0	26	58	26	0	-44	-111	-72	-28.5


Cliquez  . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :





Cliquez  . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Nommez-la : section3


- Dans l'arbre de création, sélectionnez PlanSect4, puis cliquez 

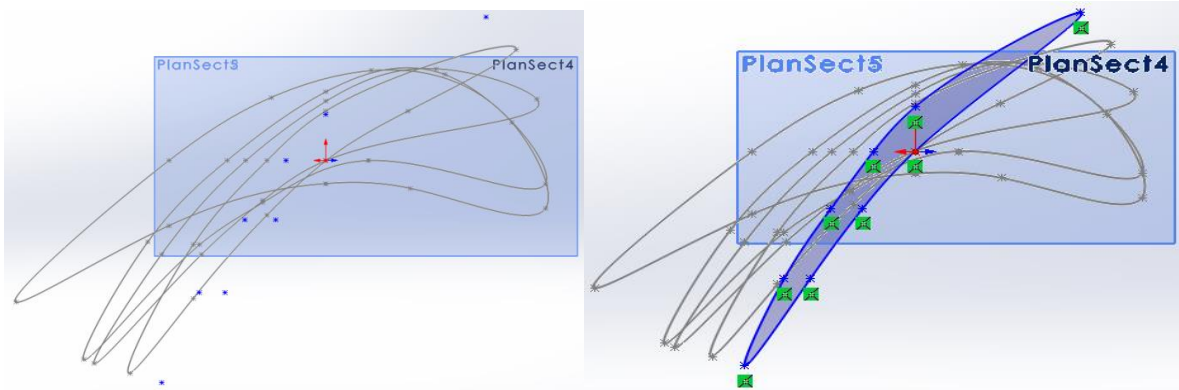
Placez la vue de dessus en cliquant 

Cliquez   .

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
X	0	-76	0	-19	-38.5	-60	-78	-48	-24
Y	0	75	24	0	-31	-69	-116	-69	-31


Cliquez  . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :






Cliquez  . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Nommez-la : section4


- Dans l'arbre de création, sélectionnez PlanSect5, puis cliquez  .

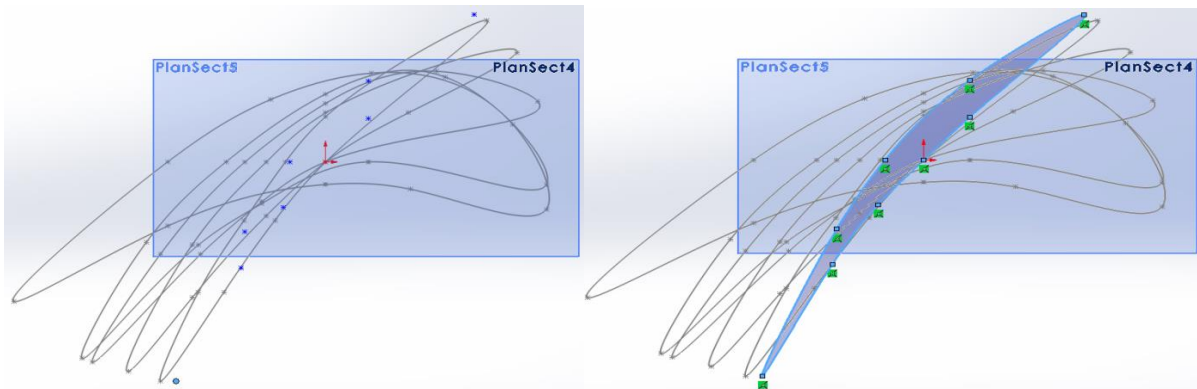
Placez la vue de dessus en cliquant  .

Cliquez   .

Créez les 9 points suivants :

Pt	1	2	3	4	5	6	7	8	9
X	0	20	70	20	-17	-38	-40	-20	-70.5
Y	0	23	78	43	0	-37	-56	-24	-116

Cliquez  . Tracez la ligne en respectant l'ordre des points. Vous devez avoir :




Cliquez  . Validez.

L'esquisse actuelle est transformée en surface plane.

Nommez-la : section5

• Création du profil d'aube

Placez-vous en perspective isométrique en cliquant 

Cliquez ensuite  Bossage/Base lissé

Sélectionnez le point extrême gauche de chaque profil en partant du bas vers le haut

(Section 0 ... 5)

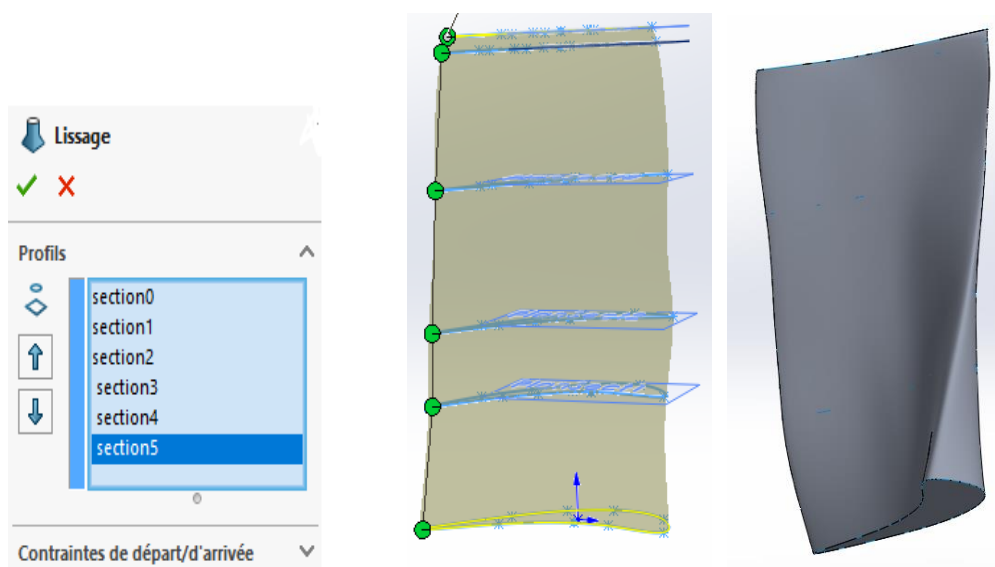
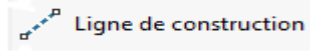


Figure IV.1 : Partie supérieur de l'aube

On va maintenant créer le profil en sapin.


- Mise en place des plans de section

En vous plaçant en mode esquisse, créez d'abord un axe de construction vertical passant par l'origine en cliquant

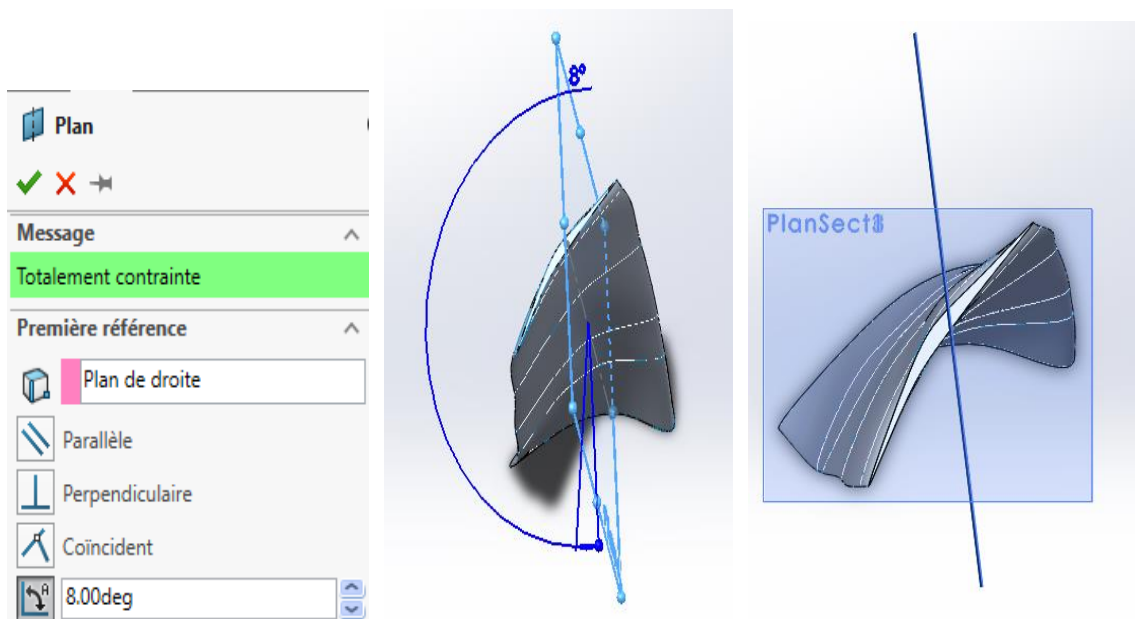


l'origine en cliquant

On va créer un plan qui s'appuie sur cet axe et faisant un angle de 8° avec le plan3.

Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan3, puis cliquez  Plan .

Entrez les valeurs indiquées :




Ce plan est le Plan4.

Procédez de la même façon à partir du Plan1.

Ce plan sera le Plan5.

- Création de l'esquisse du profil


Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan4, puis cliquez 

En vous plaçant en mode Esquisse, créez le 1/2 profil droit et cotez-le.

Le 1/2 profil gauche va être créé par symétrie d'esquisse.

- créez un axe de construction vertical.

- sélectionnez le 1/2 profil droit par un cadre contenant toutes les entités du profil.

- cliquez  Symétriser les entités

Vous obtenez :

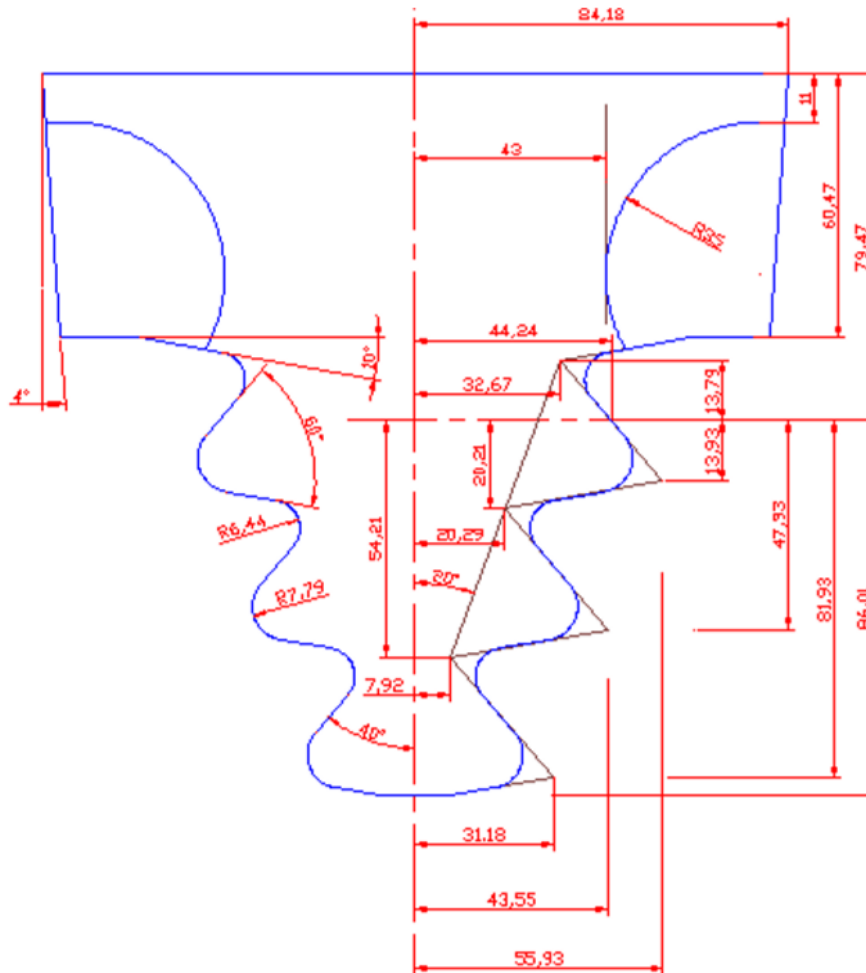
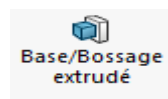


Figure IV.2: Les cotations de partie inférieure de l'aube.

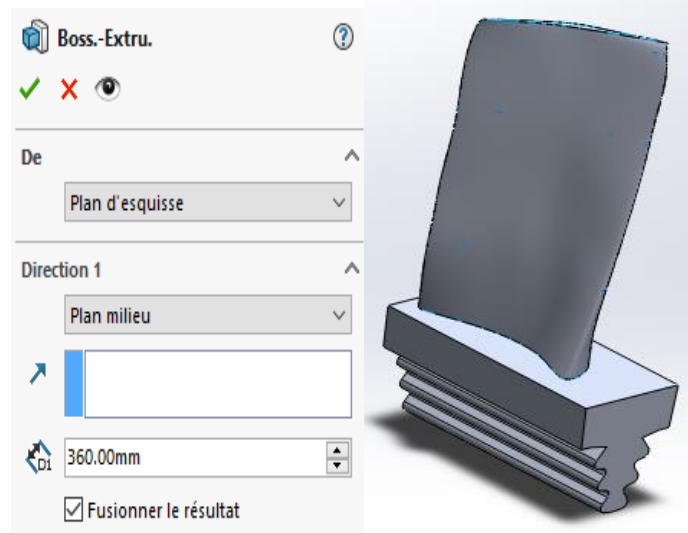
• Création du volume



Cliquez maintenant sur

On débord largement car il faudra couper les extrémités parallèlement à un autre plan.

Entrez la valeur 360.

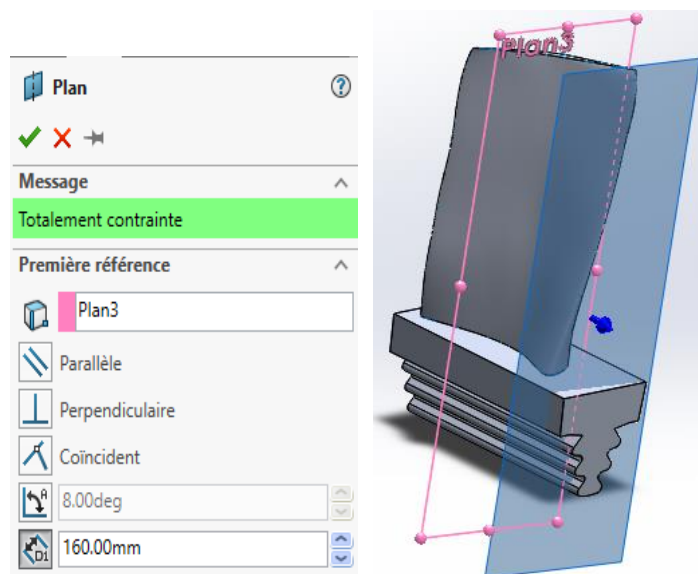



- Enlèvement de matière aux extrémités

On va créer un plan de coupe, nommé Plan6.


Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan3, puis cliquez  Plan .

Entrez la valeur indiquée :

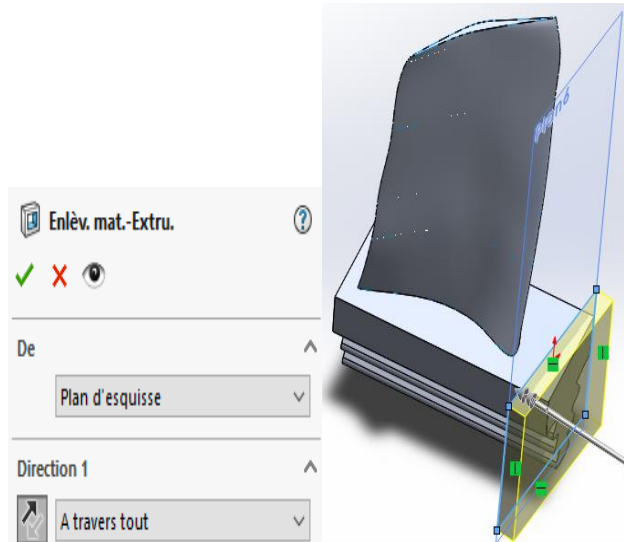


Le Plan6 étant actif, cliquez 

En mode esquisse, tracez un rectangle débordant largement le profil.

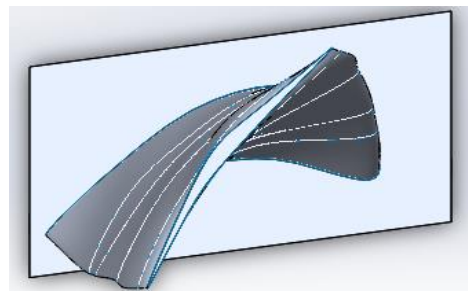
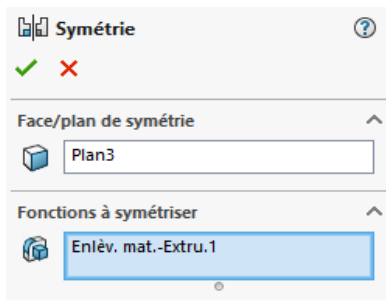
Cliquez ensuite sur  Enlèvement de matière extrudée

Dans la boîte de dialogue, cliquez Inverser la direction



On répète l'opération par symétrie.

Cliquez maintenant  Symétrie



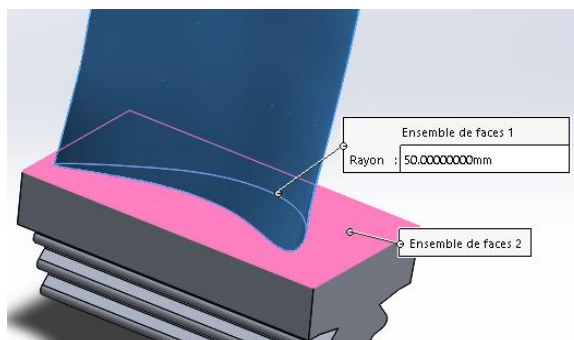
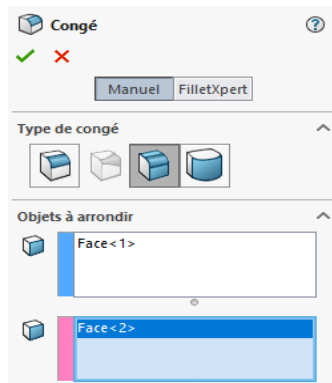
Et voilà !

- Raccordement de l'aubage et du profil

Il s'agit de créer un congé de raccordement. Pour cela, cliquez  Congé

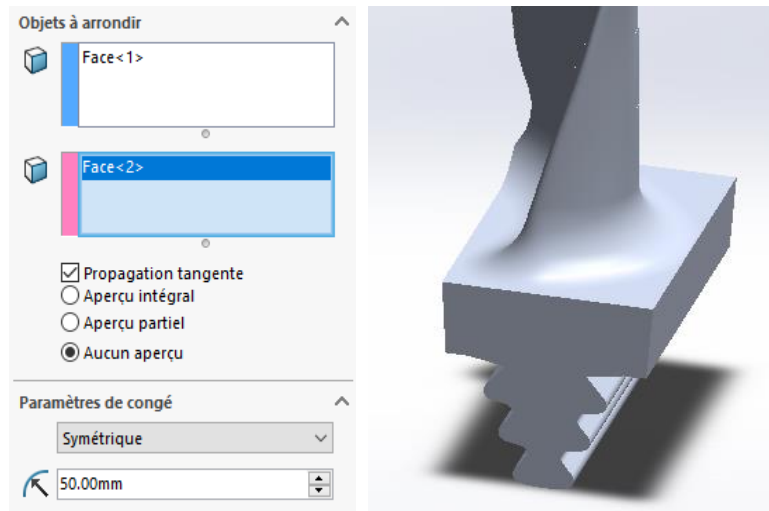
C'est un congé de face.

Sélectionnez les faces comme indiqué.



Entrez la valeur du rayon 50

Vous obtenez



On va maintenant procéder à d'autres enlèvements de matière dans le profil.

* Un peu plus de réflexion est nécessaire dans ce but.

En effet, la présence d'un congé sphérique va induire la méthode.

Allez d'abord voir le résultat pour comprendre la démarche :

- tracé d'un profil dans un plan.
- enlèvement de matière par révolution.

- Création du plan du profil

Cliquez la face supérieure du profil en sapin pour la sélectionner.

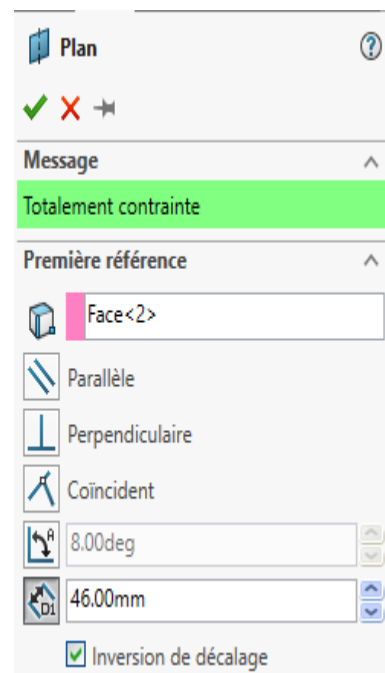
Cliquez  Plan .

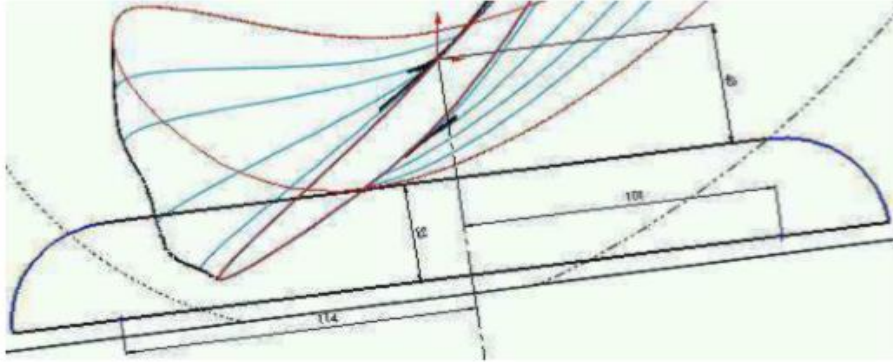
C'est le Plan7

Entrez la valeur indiquée :


- Création du profil

Après vous être placé en mode esquisse, tracez le profil indiqué :






Tracez d'abord un axe de construction partant de l'origine et perpendiculaire à la face inférieure.

(Il faudra utiliser  pour indiquer la perpendicularité.)

Tracez ensuite une droite parallèle à la face inférieure distante de 43mm du centre.

(De même, utilisez  pour le parallélisme)

Tracez ensuite un premier cercle de rayon 35mm situé à 101mm de l'axe.

(Utilisez  pour la condition de tangence.)

Assurez-vous que la valeur du rayon n'a pas changé après avoir exprimé la relation de tangence.

Rétablissez la valeur si nécessaire.

Procédez de la même façon pour l'autre cercle situé à 114mm de l'axe.

Tracez maintenant une droite passant par les centres des cercles.

Utilisez enfin  l'outil pour terminer.

• Enlèvement de matière par révolution

Cliquez 

Désignez la ligne des centres dans le profil précédent comme axe de révolution.

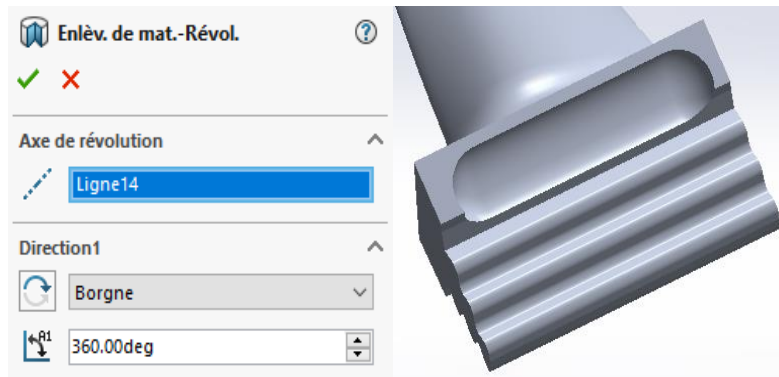
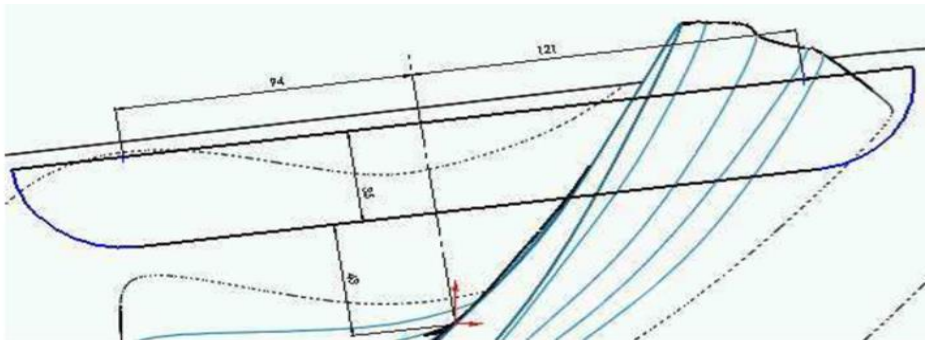


Figure IV.3: Partie inférieure de l'aube.


En demeurant dans le Plan7, procédez de la même manière pour créer l'enlèvement de matière de l'autre côté.

Voici le profil :

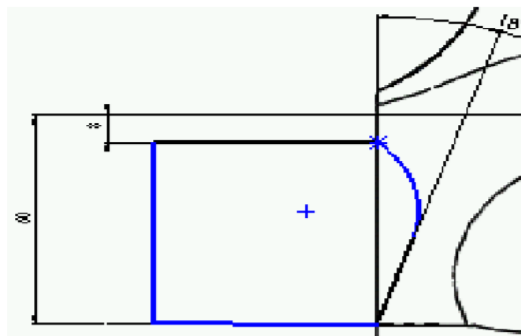


On procède maintenant à des enlèvements de matière latéraux.

- Création du profil

Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan1, puis cliquez 

Sur le côté gauche, vous allez tracer le profil suivant :



Tracez 2 lignes respectivement à 8mm et à 60mm de la face supérieure.

Tracez la droite inclinée à 18° à partir du point distant de 60mm.


Tracez un cercle de rayon 25mm.

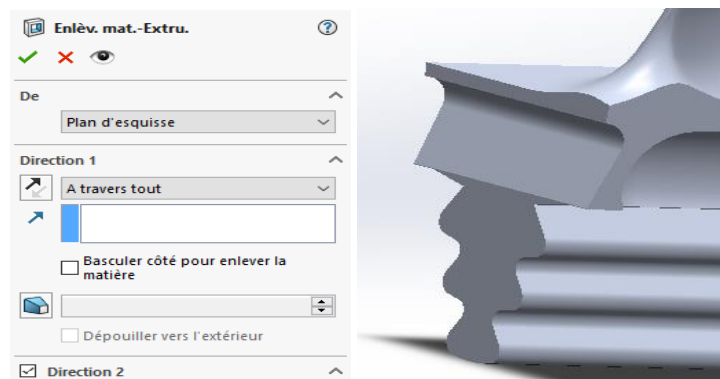
Créez le point d'intersection de la ligne supérieure avec la ligne verticale.

Exprimez maintenant la relation suivante : le cercle est tangent à la droite inclinée et passe par le point d'intersection créé.

Fermez le profil et ajustez.

- Enlèvement de matière

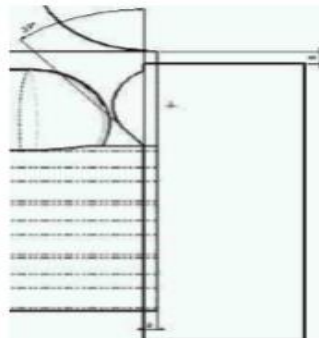
Cliquez  Définir les paramètres comme indiqué :



Créez maintenant l'autre enlèvement de matière latéral.

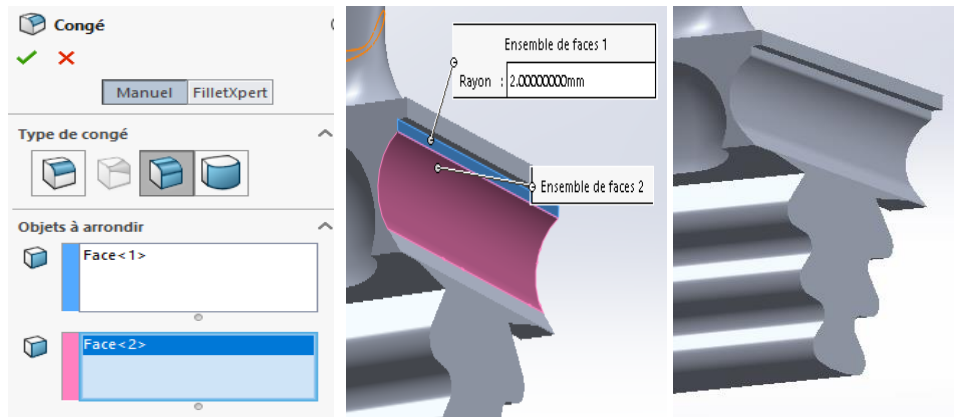
Vous devez avoir compris la démarche.

Voici le profil : (la droite inclinée démarre à 60mm du haut comme dans le profil précédent)



Une fois l'enlèvement de matière réalisé, il faut définir un congé de face de 2mm.

Vous devez maintenant savoir-faire.



- Création de congés

Il s'agit de créer 2 congés de face de rayon 40mm dans la partie inférieure du profil en sapin.

Vous devez savoir faire maintenant. Voici les éléments :

- Et enfin :

Cliquez  . Vous obtenez



Création d'une aube volumique à partir de plusieurs sections par Solidworks. On Utilise les fonctions élémentaires de création d'un objet mais aussi spline, base bossage lissé, enlèvement de matière par révolution, congé de face, ...et pour étudier cette aube proposée appliquant des charges réelles.

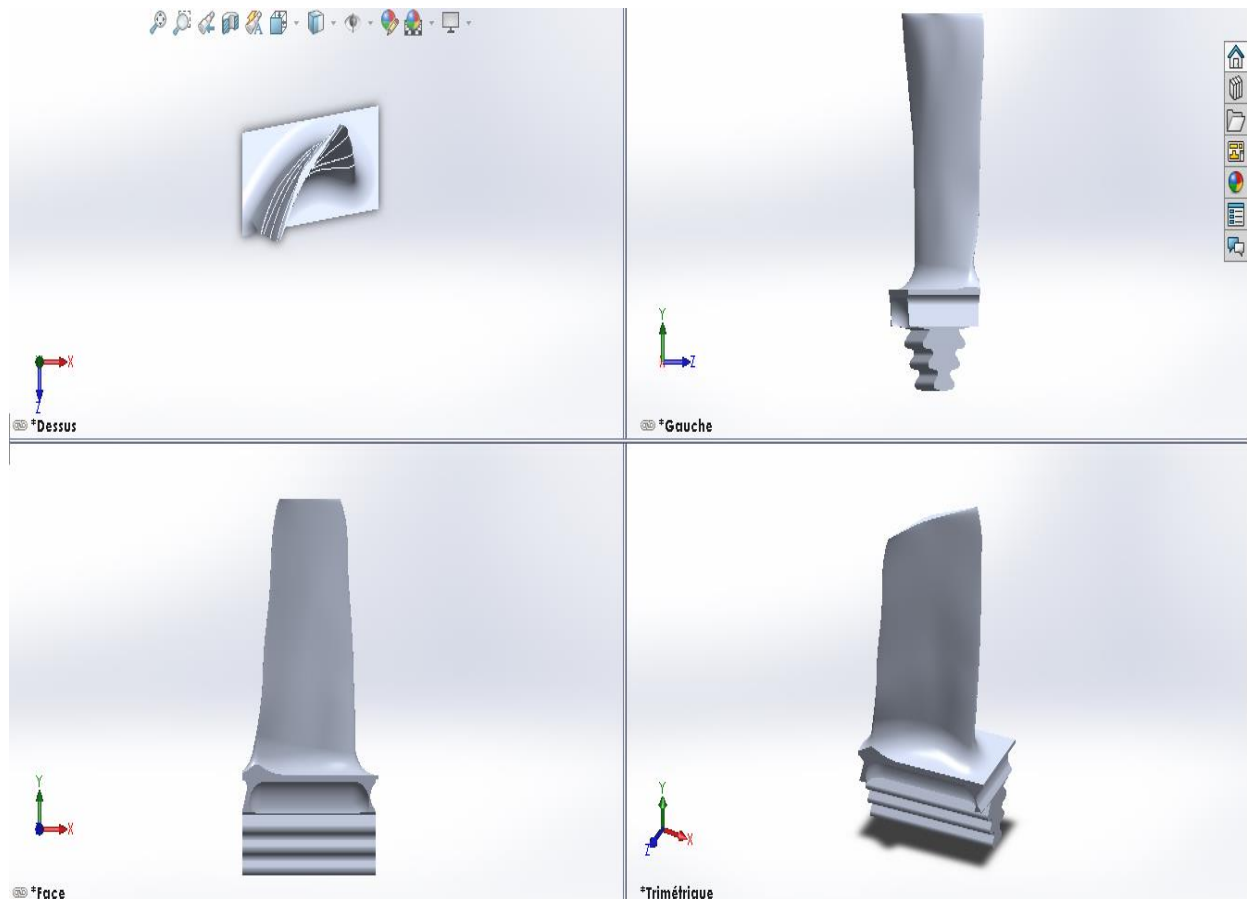


Figure IV.4 : Modèle 3D d'aube sous Solidworks

Chapitre V :

Simulation Numérique

Introduction

Le couplage thermomécanique dans la défaillance des matériaux a attiré un grand d'intérêt expérimental et théorique ces dernières années. La plupart de ces études traitent de la variation du taux de déformation élastique, la rupture dynamique, et la fatigue thermique des circuits de refroidissement, où les taux de chargements extrêmes peuvent être à la base de l'adoucissement thermique du matériau à cause des températures assez élevées. Dans de tels problèmes, la prise en compte du couplage thermomécanique est essentielle pour comprendre les mécanismes de défaillance.

La simulation du comportement mécanique des structures est souvent réalisée au moyen de solveurs généralistes basés sur la méthode des éléments finis (comme Abaqus, Nastran,...) [5].

V .1. Matériau à études

V .1. 1. Matériau N° 1

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

V.1.1.2. Matrice Céramique (carbure de silicium SiC)

Le carbure de silicium est un matériau de grand intérêt sur le plan industriel. Le carbone (C) et le silicium (Si) sont les éléments les plus légers possédant quatre électrons de valence, et donc aptes à former des composés stables (C, Si et SiC) [28].

Le carbure de silicium (SiC) est un matériau semi-conducteur à large bande d'énergie interdite. Ce matériau possède des caractéristiques en température et une tenue aux champs électriques bien supérieures à celles du silicium. Les dispositifs à base de ce matériau (SiC) sont bien adaptés pour fonctionner dans des environnements à haute température, haute puissance, haute tension et haute radiation. Ces caractéristiques permettent des améliorations significatives dans une grande variété d'applications et de systèmes de puissance [29].

Propriétés mécaniques et thermique		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	3210
Coefficient de poisson : ν	-	0.16
Module d'élasticité : E	(GPa)	420
Module de cisaillement : G	(GPa)	180
Contrainte de rupture : Re	(MPa)	2700
Coefficients de Dilatation Thermique : α	(°C ⁻¹)10 ⁻⁶	4.6
Conductivité thermique : λ	($\frac{W}{kg \cdot ^\circ C}$)	110

Tableau V.1: Les propriétés mécaniques et thermique de SiC [29]

V.1.1.3.Fibres de carbone

Les fibres de carbone sont des fibres d'environ 5 à 10 μ m de diamètre composées majoritairement d'atomes de carbone. Elles sont obtenues le plus souvent par oxydation puis carbonisation dans des fours de fibres de polyacrylonitrile ou PAN. La structure des fibres de carbone est finalement composée d'une superposition de microcristaux longs et plats alignés parallèlement à l'axe des fibres. Les principales propriétés de ces fibres sont :

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

La variation des paramètres de fabrication (température, temps etc.) permet d'obtenir des fibres aux caractéristiques différentes : haut module d'élasticité ou module d'élasticité intermédiaire, haute résistance à la traction etc [30].

Propriétés mécaniques et thermique		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	1800
Coefficient de poisson : ν	-	0.35
Module d'élasticité : E	(GPa)	390
Module de cisaillement : G	(GPa)	20
Contrainte de rupture : Re	(MPa)	2500
Coefficients de Dilatation Thermique : α	(°C ⁻¹)10 ⁻⁶	0.8
Conductivité thermique : λ	($\frac{w}{kg \cdot ^\circ C}$)	200

Tableau V.2: Les propriétés mécaniques et thermique de fibre carbone HM [30].

V.1.1.4. Homogénéisation de mélange

L'homogénéisation consiste à remplacer un matériau réel non homogène par un matériau fictif homogène avec des propriétés macroscopiques équivalentes. Les procédures d'homogénéisation peuvent être appliquées pour déterminer une large gamme de propriétés physiques qui peuvent être mécaniques, électriques, acoustiques, thermiques et autres [31].

V.1.1.4.1. Les caractéristique mécanique et thermique de composite

✓ La Teneur en volume

La teneur en volume des fibres est définie comme :

$$V_f = \frac{\text{volume des fibress}}{\text{volume total du composite}} \quad (5.1)$$

De la même façon, la teneur en volume de la matrice est :

$$V_m = \frac{\text{volume de matrice}}{\text{volume total du composite}} \quad (5.2)$$

✓ La Masse Volumique :

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

$$\rho = \frac{\text{masse total du composite}}{\text{volume total du composite}} \quad (5.3)$$

Soit encore :

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (5.4)$$

✓ 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) :

$$\vartheta_{LT} = \vartheta_f V_f + \vartheta_m V_m \quad (5.5)$$

✓ Module d'élasticité dans le Sens des Fibres

Il est bien approché par la relation :

$$E_L = E_{fL} V_f + E_m V_m \quad (5.6)$$

✓ 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 :

$$E_T = E_m \left(\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{E_m}{E_{fT}} V_f} \right) \quad (5.7)$$

✓ Module de Glissement

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

$$G_{LT} = G_m \left(\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_{flt}} V_f} \right) \quad (5.8)$$

✓ Résistance à la Rupture d'un Pli UD

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

$$\sigma_{L \text{ rupt}} = \sigma_{f \text{ rupt}} V_f + \sigma_{m \text{ rupt}} V_m \quad (5.10)$$

✓ Les Coefficients de Dilatation Thermique

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

$$a_L = \frac{a_f E_{fL} V_f + a_m E_m V_m}{E_{fL} V_f + E_m V_m} \quad (5.12)$$

$$a_T = a_m V_m + a_f V_f + \frac{(\vartheta_f E_m + \vartheta_m E_{fL})}{\frac{E_m}{V_f} + \frac{E_{fL}}{V_m}} (a_f - a_m) \quad (5.13)$$

✓ Conductivité thermique : λ

$$\lambda = \frac{\lambda_f V_f + \lambda_m V_m}{V_{tot}} \quad (5.9)$$

• Résultat

Propriétés mécaniques et thermique		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	2646
Coefficient de poisson : ν	-	0.236
Module d'élasticité : E	(GPa)	408
Module de cisaillement : G	(GPa)	42.86
Contrainte de rupture : Re	(MPa)	2620
Coefficients de Dilatation Thermique : α	(°C ⁻¹)10 ⁻⁶	3.15
Conductivité thermique : λ	($\frac{W}{kg \cdot ^\circ C}$)	108

Tableau V.3: Les propriétés mécaniques et thermique de composite

V .1. 2. Matériau N° 2

V .1.2.1. Superalliage a base nickel

Un superalliage a base nickel 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 [5].

Doivent leurs excellentes propriétés à leur microstructure particulière. Ce sont des alliages constitués d'une matrice austénitique cubique à faces centrées (CFC), solution solide à base de Ni (la phase γ'), renforcée par des précipités cubiques de phase γ' [31].

Il est connu notamment sous les noms de marques : Inconel (Inco) et Hastelloys (Haynes international). Ils présentent d'ailleurs de très nombreuses nuances dont des alliages super réfractaires utilisés à hautes températures [33].

➤ L'Inconel 738

L'Inconel 738 est un superalliage base nickel utilisé en particulier dans les parties chaudes des turbomoteurs, soumises à des températures pouvant varier entre 900 et 1200°C. L'Inconel 738 est constitué en majorité d'une matrice austénitique base nickel appelée phase γ , dans laquelle est présente une fraction importante de précipités intermétalliques de type Ni₃(Ti - Al) appelés phase γ' . Malgré ses propriétés mécaniques élevées et sa très bonne résistance aux hautes températures.

Le terme « Inconel » est une marque déposée de métaux spéciaux. Corporation, désignant différents alliages de métaux. La marque est utilisée comme préfixe pour environ 25 alliages [34].

Propriétés mécaniques et thermique		
Masse volumique : ρ	(kg/m ³)	8 250
Coefficient de poisson : ν	-	0,29
Module d'élasticité : E	(GPa)	210
Module de cisaillement : G	(GPa)	78
Contrainte de rupture : Re	(MPa)	1200
Coefficients de Dilatation Thermique : α	(°C ⁻¹)10 ⁻⁶	15
Conductivité thermique : λ	($\frac{W}{kg \cdot ^\circ C}$)	11

Tableau V.4: Les propriétés mécaniques et thermique de Superalliage à base nickel [34]

V.2. Les variations de pression et la température

Nous avons trouvés ces données d'après la variation de la pression et la température dans la turbine à gaz SGT400 qui montre le tableau suivant :

	1	2	3	4	5
Les pressions (Mpa)	9.87	165.8	159.2	43.6	10.28
Les températures (°K)	299	692.55	1529	980.96	616.19

Tableau V.5: Les résultats d'après les données réelles de (P-T)

V.3. 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 [35].

V.3.1. ABAQUS

Il y a 30 ans, le logiciel Abaqus a été développé par Hibbit, Karlsson et Sorensen (HKS). Il a été amélioré au fur et à mesure pour intégrer tous les développements de la théorie des éléments finis et des besoins des ingénieurs, jusqu'à ce que l'entreprise soit rachetée par Dassault Systèmes en Octobre de l'année 2005.

Abaqus est un logiciel de simulation par éléments finis de problèmes très variés en mécanique. Abaqus est connu et très largement utilisé dans les industries automobiles et aéronautiques, en particulier pour ses traitements performants de problèmes linéaires et non-linéaires, cela pourrait permettre une discussion du modèle LS1 aussi large que possible.

C'est un progiciel (produit et logiciel) de calcul éléments finis développé présentement par Dassault Systèmes Simulia Corp. basée à Providence R.I Etats-Unis. Il se compose de quatre produits :

- **Abaqus/Standard** : représente le code de calcul implicite dédiée aux calculs quasi-statiques, linéaires ou non, thermiques, acoustiques.

- **Abaqus/Explicit** : emploie un schéma d'intégration explicite pour résoudre des problèmes dynamiques ou quasi-statiques non-linéaires.
- **Abaqus/CAE** : Ce module permet la définition et la visualisation des différentes simulations. Initialement, les problèmes sont définis par des entités géométriques pour lesquelles seront définis les propriétés physiques et pour les différentes étapes de calcul.
- **Abaqus / Viewer** : est un sous-ensemble d'Abaqus / CAE qui contient uniquement les fonctionnalités de post-traitement du module de visualisation [36].

V .3.1.1.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 (4.1) regroupe quelques exemples de système d'unité de mesure cohérents [35].

Quantité	SI	SI (mm)
Longueur	m	mm
Force	N	N
Masse	Kg	Tonne ($10^3 kg$)
Temps	S	S
Contrainte	Pa (N/m^2)	MPa (N/mm^2)
Energie	J	mJ ($10^{-3}J$)
Masse volumique	Kg/m^3	Tonne/ mm^3
Température	kelvin	kelvin

Tableau V.6: Des unités de logiciel abaqus [35]

V.3.1.2 Organigramme de programme**Part**

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

Property

Définie les propriétés du matériau de modèle E, ρ, ν et λ de composite ou de superalliage

Assembly

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

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 d'assemblage

Load

Définie Chargements mécanique et thermique (P, T) appliqués à la surface & Les Conditions aux limites

Job

Dans ce module, il s'agit de lancer le calcul,
Les déformations E, Les Déplacement U_x, U_y, U_z
Les Contraintes S. mises

Résulta

V.3.2. Modélisation

V .3.2.1. Part

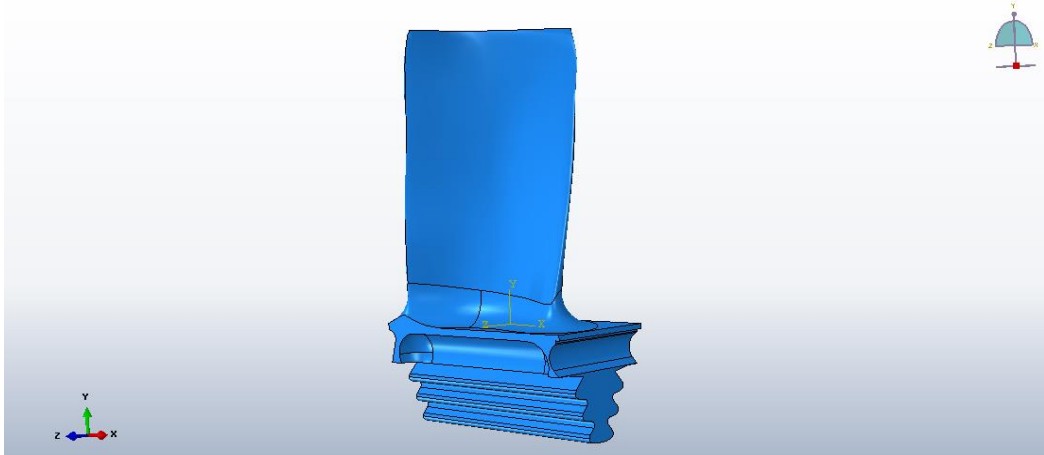


Figure V.1. L'assembly de l'aube.

V .3.2 .2. Les Chargements et condition au limite

L'aube est sollicitée en flexion par des chargements de pression L'aube est encadrée coté de base et libre côté d'aile

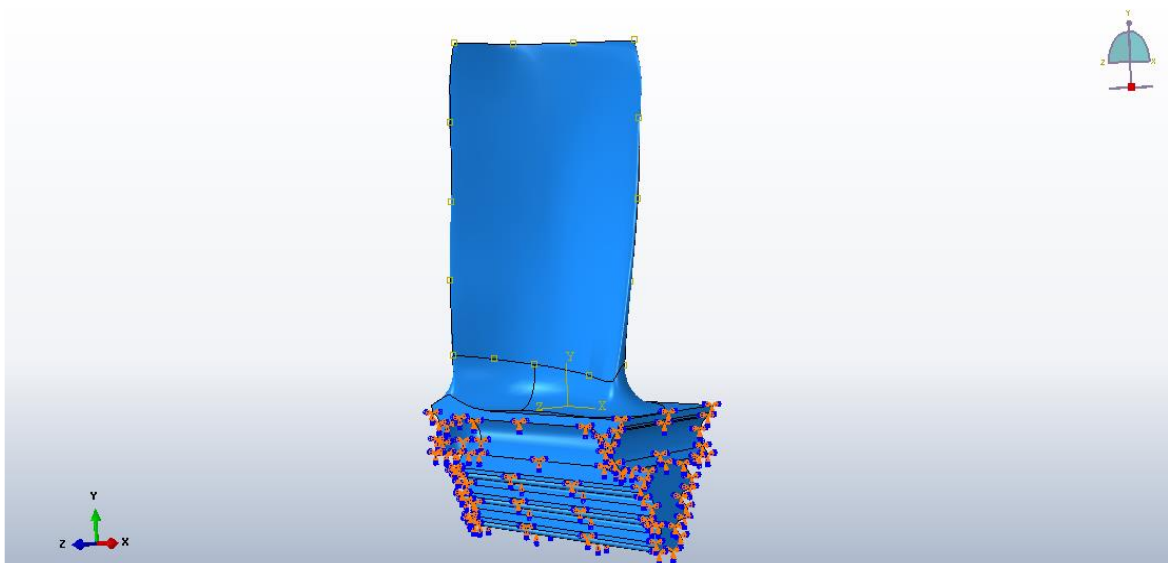


Figure V.2 : Les chargements mécaniques et conditions aux limites d'aube.

V.3.2.3. Maillage

L'objet du maillage est discrétisé géométriquement le domaine d'analyse de manière à pouvoir ultérieurement associer une formulation élément fini au support géométrique. Concrètement cette discrétisation s'effectue par la création d'objet de type de maillage à l'aide des opérateurs géométriques. Dans cette étude on a utilisé l'élément fini (tétraèdre) pour construire les maillages d'aube figure V.3.

<i>Composent</i>	<i>Type de maillage</i>	<i>Pas</i>	<i>Nombre d'élément</i>
<i>aube</i>	<i>tétraèdre</i>	<i>12</i>	<i>40830</i>

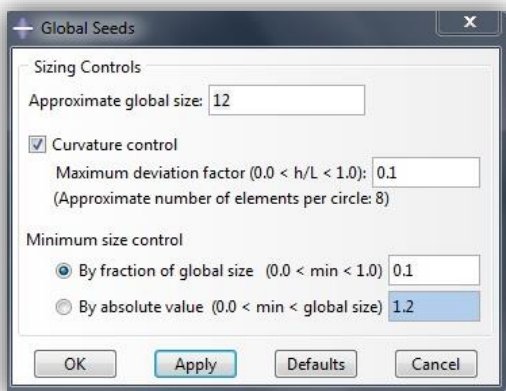
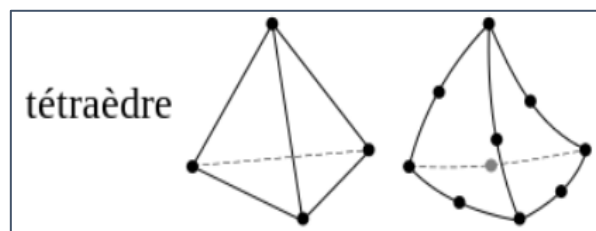


Figure V.3 : Maillage de l'aube.

V.4. Résultats

V.4.1. Matériau N°1

V.4.1.1. Les Iso-Valeur des Contraintes (σ)

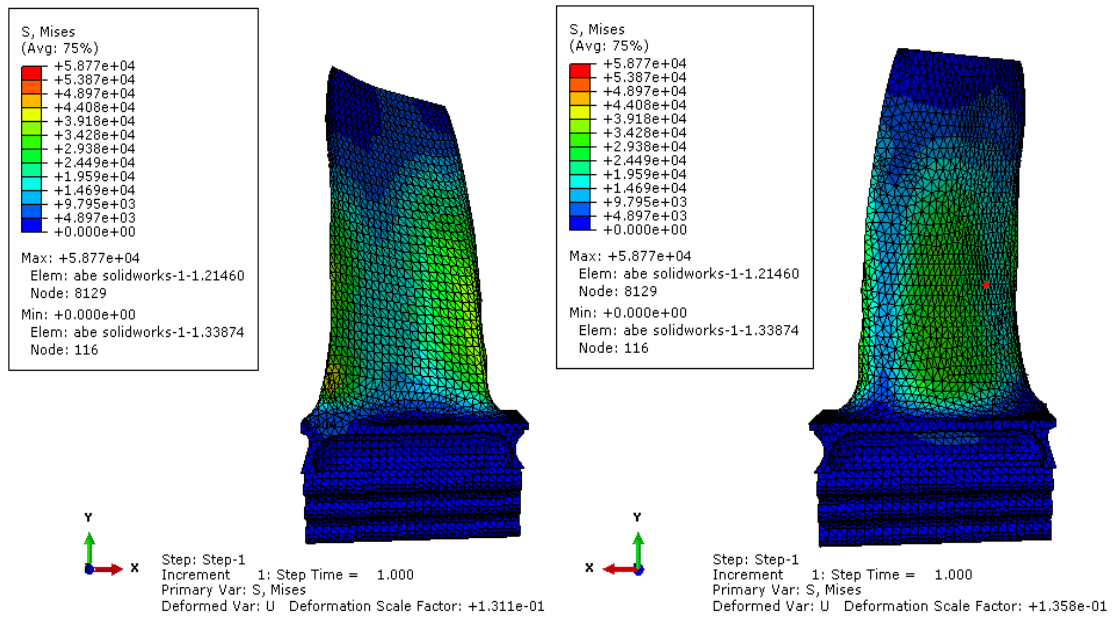


Figure V.4 : Les contraintes maximale von mises de l'aube (sic/c).

V.4.1.2. L'évolution des déplacements (U) en fonction des chargements appliqués

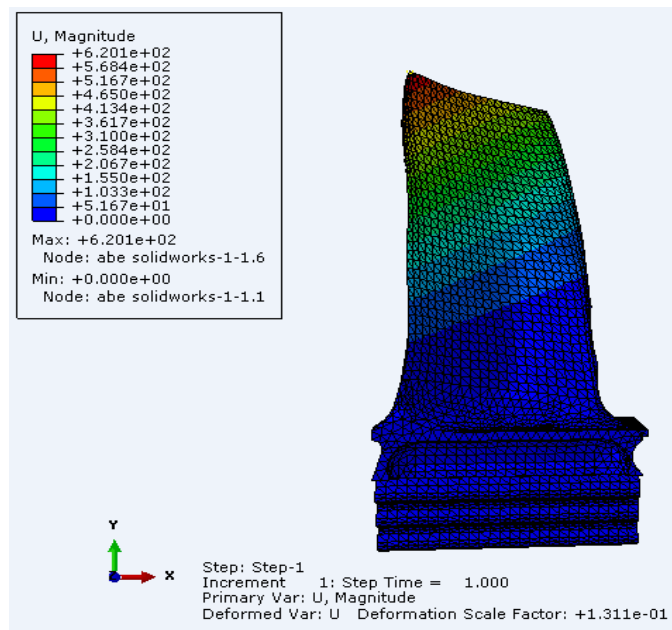


Figure V.5 : Les déplacements maximale de l'aube (sic/c).

V.4.1.3. L'évolution des déformations (E) en fonction des chargements appliqués

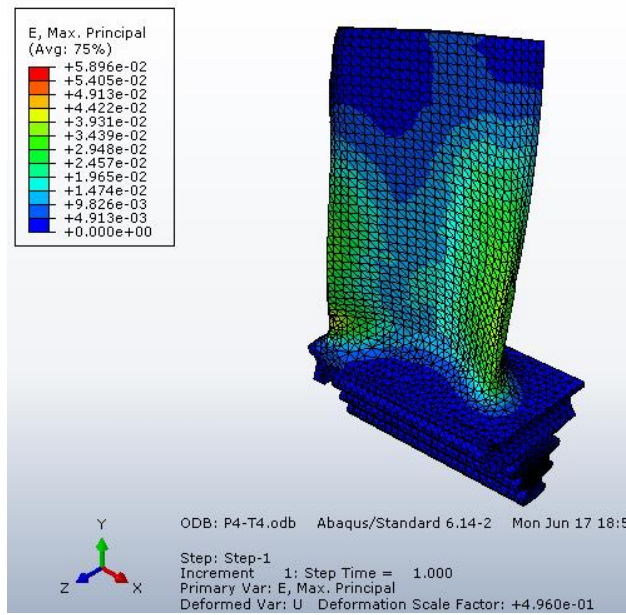


Figure V.6 : Les déformations maximale de l'aube (sic/c).

V.4.1.4. les diagrammes de résultats

En prend les données des diagrammes d'après la longueur d'aube dans la maximale pression

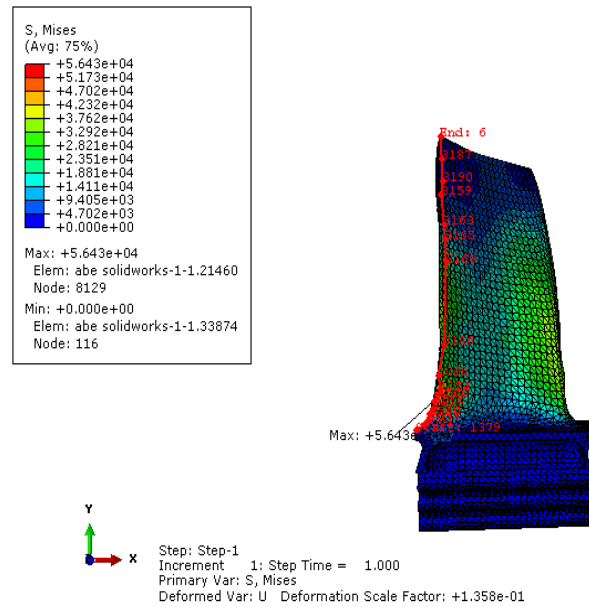


Figure V.7 : Path de l'aube (sic/ c)

➤ diagrammes d'évolution des contraintes (σ)

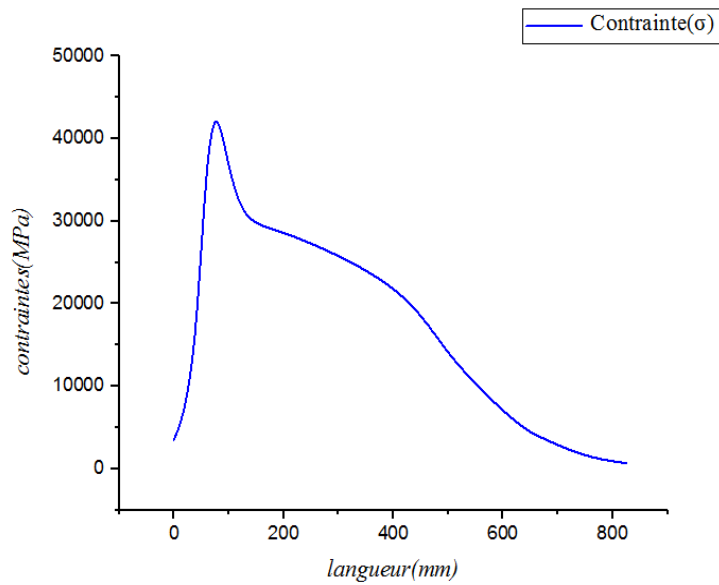


Figure V.8 : les contraintes von mises (σ) de composite

➤ diagrammes d'évolution des déplacements (U)

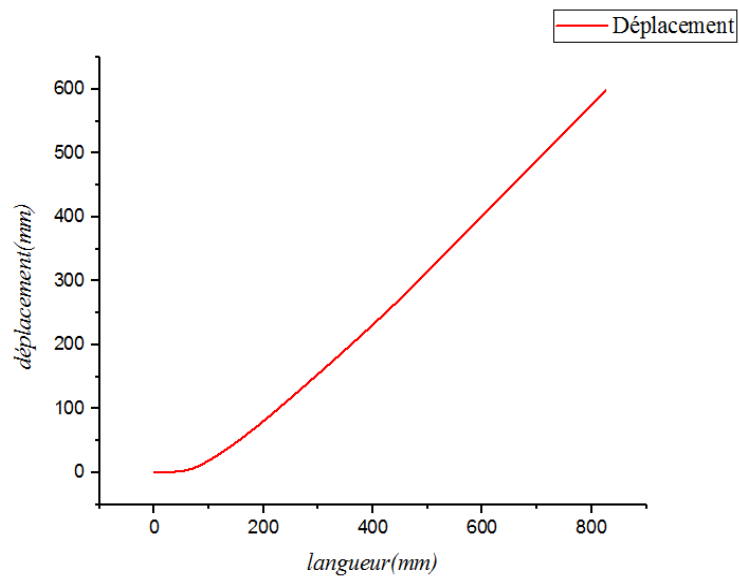


Figure V.9 : Les déplacements (U) de composite.

➤ diagrammes d'évolution des déformations (E)

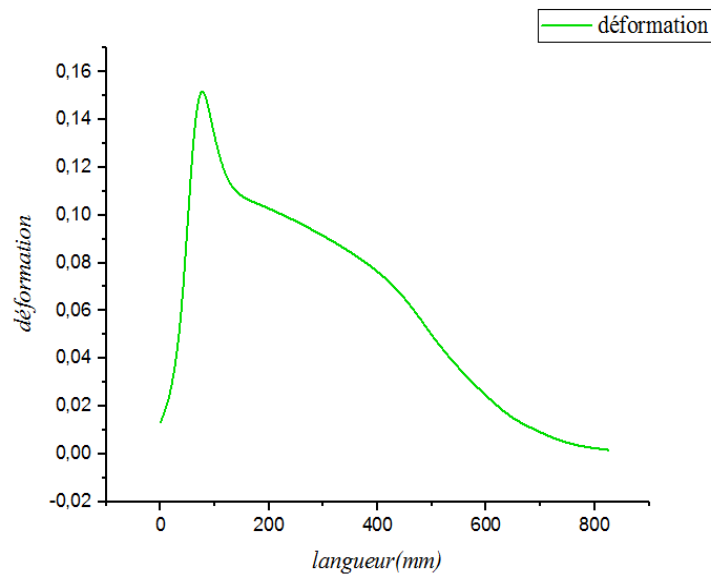


Figure V.10 : Les déformations (E) de composite.

V.4.2. Matériau N°2

V.4.2.1. Les Iso-Valeur des Contraintes (σ)

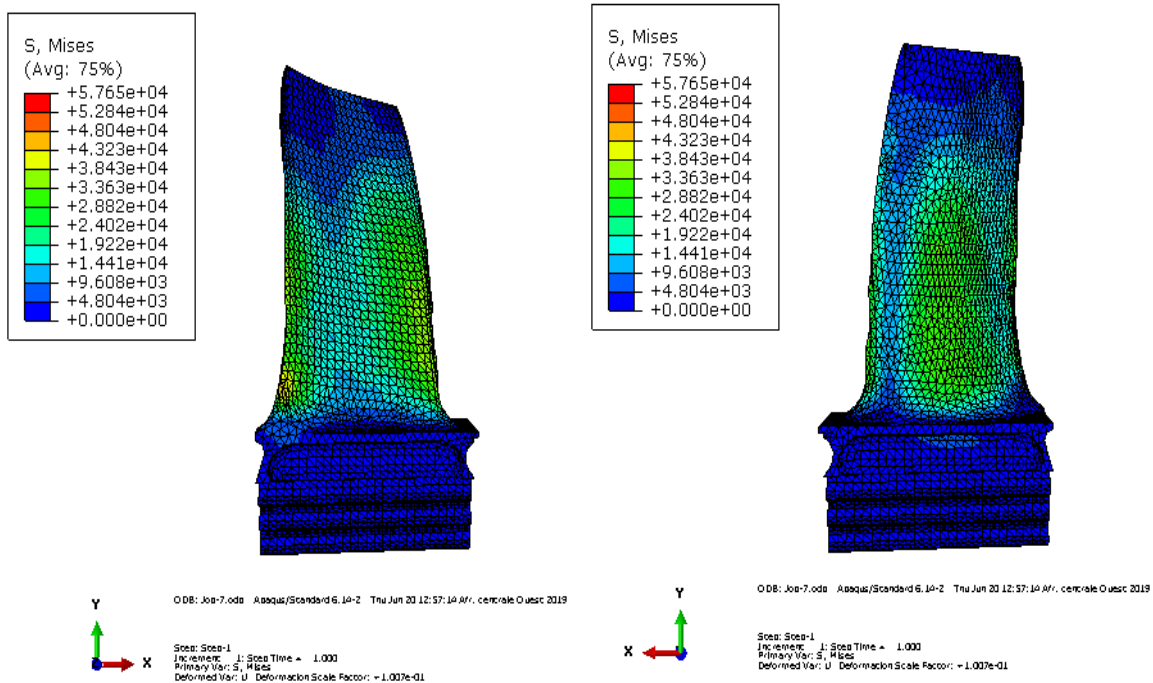


Figure V.11: Les contraintes maximale von mises de l'aube (superalliage)

V.4.2.2.L'évolution des déplacements (U) en fonction des chargements appliqués

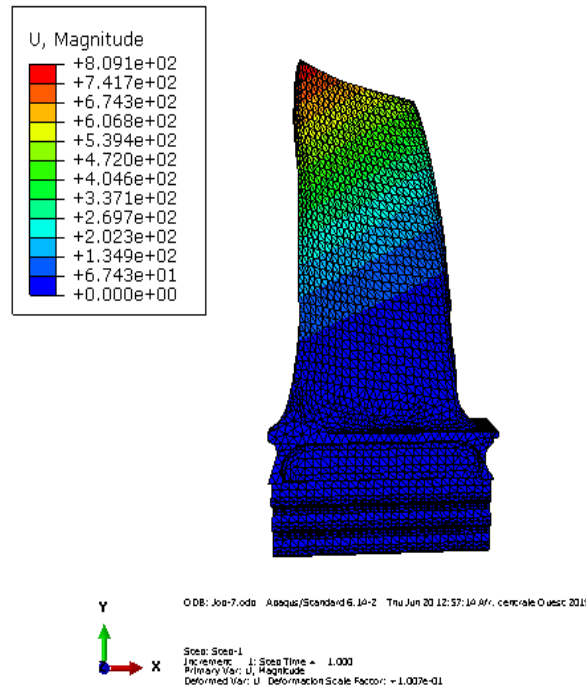


Figure V.12: Les déplacements maximal de l'aube (superalliage)

V.4.2.3.L'évolution des déformations (E) en fonction des chargements appliqués

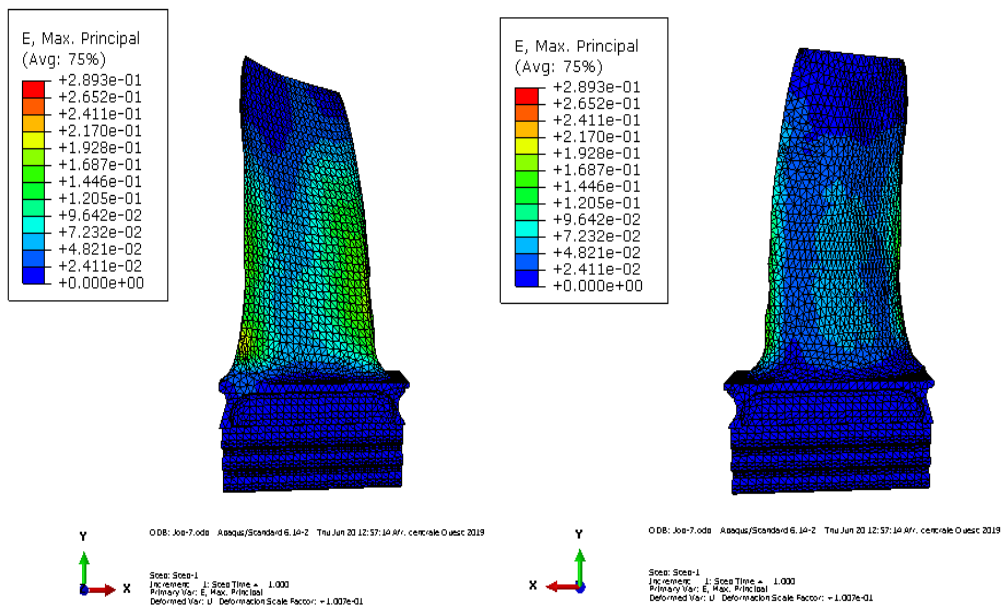


Figure V.13: Les déformations maximales de l'aube (superalliage)

V.4.2.4.les diagrammes de résultats

En prend les données des diagrammes d'après la longueur d'aube dans la maximale pression

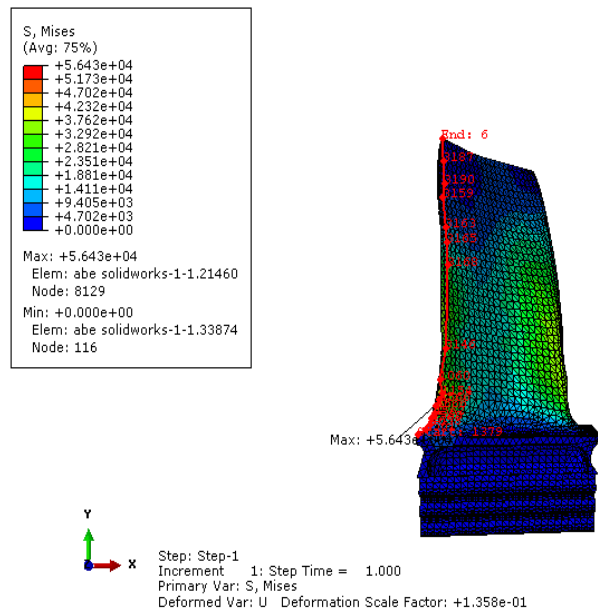


Figure V.14: Path de l'aube (superalliage)

➤ diagrammes d'évolution des contraintes (σ)

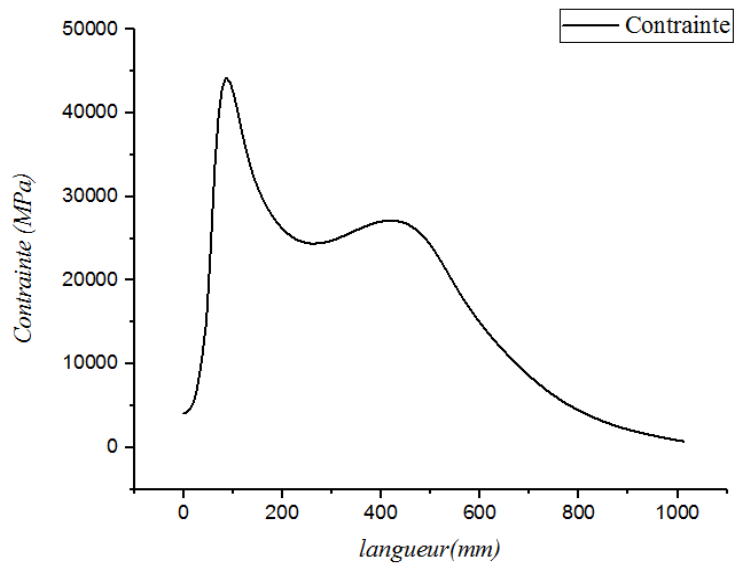


Figure V.15: Les contraintes von mises (σ) de superalliage.

➤ **diagrammes d'évolution des déplacements (U)**

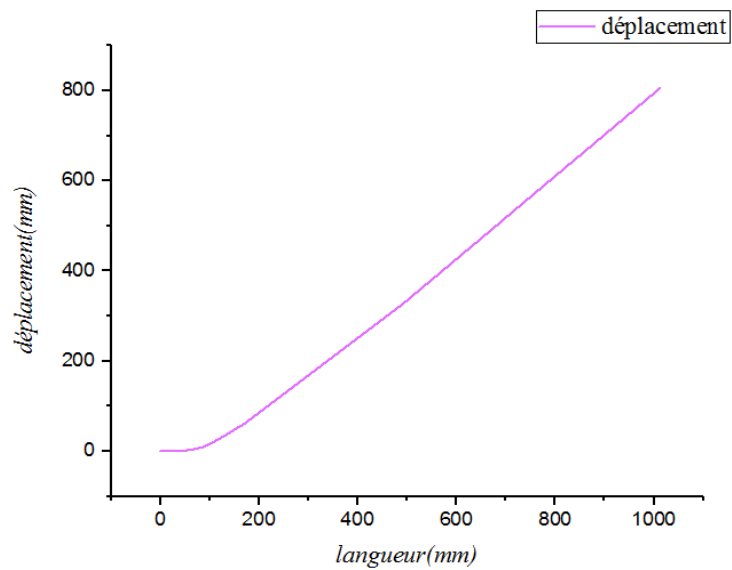


Figure V.16: Les déplacements (U) de superalliage.

➤ **diagrammes d'évolution des déformations (E)**

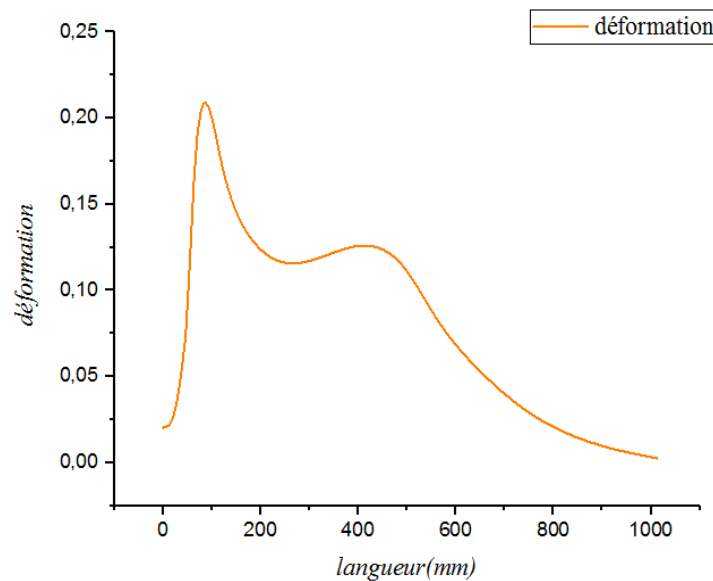


Figure V.17: Les déformations (E) de superalliage.

V.4.3. Comparaison entre les matériaux superalliage et composite :

On fait une comparaison entre les deux matériaux superalliage et composite (Sic + les fibres courte de carbone) a partir des valeurs obtenues des tableaux de comparaison avec une pression et température variable de (P1-T1) jusqu'à (P5-T5)

V.4.3.1. Les tableaux de comparaison

	<i>composite (carbone +sic)</i>	<i>Superalliage</i>
<i>P1-T1</i>	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $3,498.10^{+3}$ • σ_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $3,441.10^{+3}$ • σ_{\min} : 0,00
<i>P2-T2</i>	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $5,877.10^{+4}$ • σ_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $5,780.10^{+04}$ • σ_{\min} : 0,00
<i>P3-T3</i>	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $5,643.10^{+4}$ • σ_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $5,550.10^{+04}$ • σ_{\min} : 0,00
<i>P4-T4</i>	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $1,545.10^{+4}$ • σ_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $1,520.10^{+4}$ • σ_{\min} : 0,00
<i>P5-T5</i>	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $3,644.10^{+3}$ • σ_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • σ_{\max}: $3,584.10^{+3}$ • σ_{\min} : 0,00

Tableau V.7: Comparaison des contraintes von mises (σ) pour les deux matériaux

	<i>composite (carbone +sic)</i>	<i>Superalliage</i>
<i>P1-T1</i>	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max} : $2,870.10^{+1}$ • U_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max} : $4,820.10^{+1}$ • U_{\min}: 0,00
<i>P2-T2</i>	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max} : $6,201.10^{+2}$ • U_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max}: $8,112.10^{+2}$ • U_{\min}: 0,00
<i>P3-T3</i>	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max} : $5,986.10^{+2}$ • U_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max}: $7,790.10^{+2}$ • U_{\min}: 0,00
<i>P4-T4</i>	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max} : $1,640.10^{+2}$ • U_{\min} : 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max}: $2,133.10^{+2}$ • U_{\min}: 0,00
<i>P5-T5</i>	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max}: $3,642.10^{+1}$ • U_{\min}: 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • U_{\max}: $5,025.10^{+1}$ • U_{\min}: 0,00

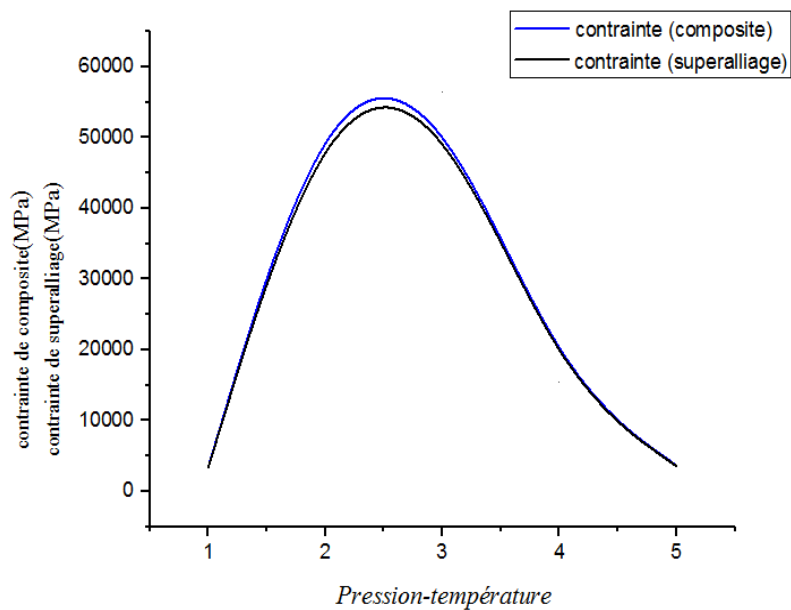
Tableau V.8: Comparaison des déplacements (U) pour les deux matériaux

	<i>composite (carbone +sic)</i>	<i>Superalliage</i>
<i>P1-T1</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $1,032 \cdot 10^{-2}$ • Emin: 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $1,723 \cdot 10^{-2}$ • Emin: 0,00
<i>P2-T2</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $2,230 \cdot 10^{-1}$ • Emin: 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $2,900 \cdot 10^{-1}$ • Emin: 0,00
<i>P3-T3</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $2,153 \cdot 10^{-1}$ • Emin: 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $2,785 \cdot 10^{-1}$ • Emin: 0,00
<i>P4-T4</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $5,896 \cdot 10^{-2}$ • Emin: 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $7,628 \cdot 10^{-2}$ • Emin: 0,00
<i>P5-T5</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $1,310 \cdot 10^{-2}$ • Emin: 0,00 	<ul style="list-style-type: none"> • Emax: $1,797 \cdot 10^{-2}$ • Emin: 0,00

Tableau V.9: Comparaison des déformations (E) pour les deux matériaux

V.4.3.2. Les diagrammes de comparaison

➤ Diagrammes de comparaison des contraintes (σ)

Figure V.18: Comparaison entre les contraintes von mises (σ).

➤ **Diagrammes de comparaison des déplacements (U)**

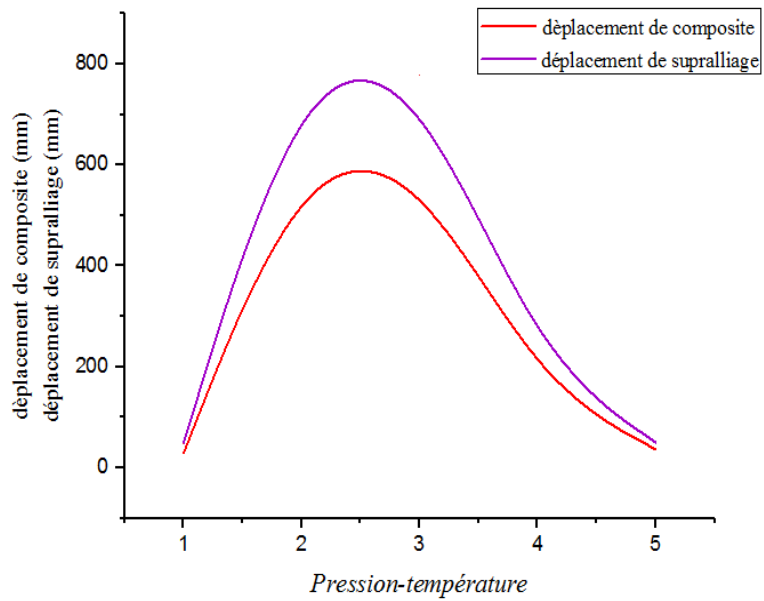


Figure V.19: Comparaison entre les déplacements (U).

➤ **Diagrammes de comparaison des déformations (E)**

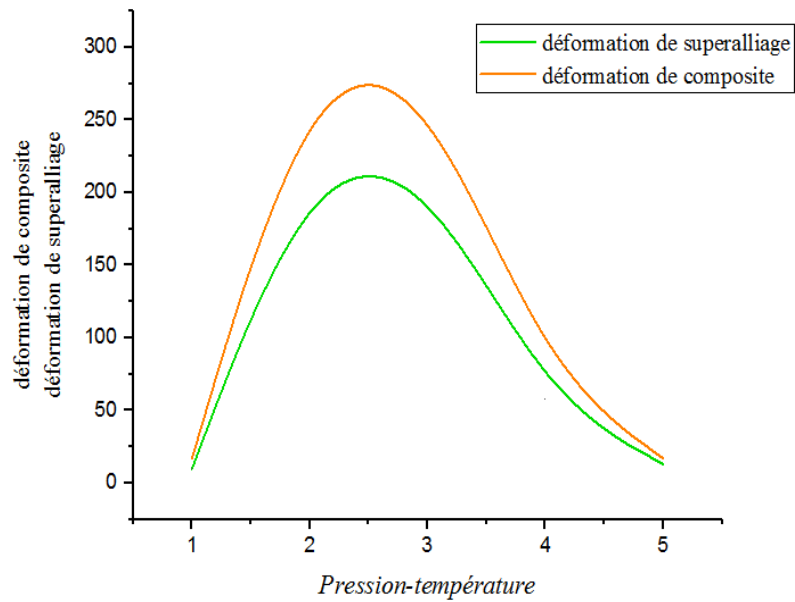


Figure V.20: Comparaison entre les déformations (E).

V.5. Discussion des résultats obtenus

L'aube travaille dans des milieux très chauds juste après le diffuseur de chambre de combustion où la température max arrive à 1530k° avec une pression max de détente qui arrive à 166MPa , notre matériau composite peut travailler dans des conditions thermiques de très hautes températures. Cette étude est faite sans l'ajout des fibres de carbone ni rainures internes de refroidissement.

On a remarqué que dans une aube il y a deux zones critiques, qui sont présentées sur les images d'étude de contraintes, de déformations et déplacements. La première zone est le centre de courbure inférieure et la deuxième zone est le bord de fuite.

Au cours de l'étude des contraintes pour les mêmes cas de chargement, on a calculé les contraintes suivant le critère de Von Mises, qui montre que les contraintes varient de (les contraintes min σ_{\min} : 0.00MPa et les contraintes max σ_{\max} : $5,877.10^{+4}\text{MPa}$ les contraintes) au centre de courbure inférieure. D'après le critère de Von Mises, la rupture est localisée au niveau du centre de la courbure inférieure. Ce qui est confirmé dans l'image réelle de l'aube suivante. L'image de l'étude de déplacements présente les déplacements enregistrés suivant le cas de chargement (pression 166MPa) avec les déplacements augmentés à partir du bord de fuite où les charges sont de traction, d'une valeur maximale de U_{\max} : $5,986.10^{+2}\text{MPa}$. Dans le bord de fuite. Ce qui est logique par rapport aux conditions de chargement.



Conclusion Générale



Conclusion général

L'accroissement recherché de la température au niveau des distributeurs du premier étage d'une turbine à gaz a toujours été limité par la tenue mécanique des matériaux et par suite de durée de vie des organes. Dans la poursuite de cet objectif, les constructeurs associent l'utilisation de superalliages à des techniques de refroidissement. L'étude proposée constitue une contribution dans l'établissement d'une méthodologie et d'un modèle permettant d'identifier le comportement thermomécanique d'un secteur d'aubes au matériau composite ou superalliage. Pour analyser ce problème et mettre en évidence les causes d'une défaillance constatée sur une turbine, nous avons identifié, en premier lieu, les paramètres réels d'exploitation de la machine. Le comportement thermomécanique du secteur d'aubes, sollicité par le chargement thermique dans les conditions d'exploitation est analysé à l'aide un code de calcul par éléments finis.

Ce travail est dans le contexte de la conception des aubes de turbine haute pression de turbines à gaz. Ces composants sont généralement en superalliage à base de nickel monocristallin mais nous avons fait notre étude avec un matériau composite d'une matrice céramique renforcée par des fibres court de carbone.

Cette étude constitue une contribution assez importante à la modélisation du l'aube pour l'analyse par élément fini de l'influence de l'effet thermomécanique. Elle permet de déterminer les contraintes et les déformations dans l'ailette de turbine à gaz. On a déterminé les valeurs maximales des contraintes de Von Mises dans le but d'apprécier le comportement du matériau. La comparaison des contraintes de Von Mises étude thermomécanique, nous a permis aussi de voir la déformation maximale et minimale

Rassurés par les résultats encourageants de l'étude de conception d'une aube en matériaux composites et du choix d'un mélange carbone/céramique qui, en termes de contraintes thermomécaniques, le protocole de simulations donne des réponses logiques et cohérentes, alors, en guise de perspective, il est intéressant d'utilisé carbone/céramique de pour augmenter la rigidité de l'aube et réduire les déplacements.

Bibliographie

- [1] Mise en œuvre des turbines à gaz dans l'industrie, par « technique de l'ingénieur » (YVES LORANCHET).
 - [2] Taurus 60 Turbine Generator Set General Description, each Unit Support equipment and tools, one set per site BASIC PACKAGE
 - [3] Lesieur, Marcel. Turbulence (Edition 2013). EDP sciences, 2014.
 - [4] Support de Formation de l'Entreprise TOTAL, Exploration et Production des Equipements et des Turbines, EXP-PR-EQ140-FR ,2007.
 - [5] E. KLAA, Conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux composites, Thèse de Magister, Université de Batna, 2015.
 - [6] MERZOUG.B, Étude thermodynamique de la turbine à gaz MS7001EA au niveau du complexe GNL1K de Skikda. Université Badji Mokhtar-Annaba, 2017
 - [7] BARIKI Mohammed. BENAOUN belgacem . Etude Thermodynamique et Maintenance de la Turbine à gaz SGT400 .Université Kasdi merbah ouargla.2016
 - [8] Mr. NADIR Mahmoud, Etude de l'influence de l'injection de la vapeur d'eau et du refroidissement de l'air d'admission dans une turbine à gaz. Université M'Hamed Bougara-Boumerdes, 2017.
 - [9] NESRAOU ILIAS Analyse et simulation de refroidissement des aubes d'une turbine à gaz.Université Kasdi merbah ouargla.2015-2016
 - [10] Manuel d'exploitation de turbine à gaz type (Taurus 60) par « solar turbine » (sonatrach SP3 lotaya W. Biskra).
 - [11] E.N. Jacobs, K.E. Ward, & R.M. Pinkerton. NACA Report No. 460, "The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel".
 - [12] M. Youcef YAHMI. Elaboration et qualification d'une procédure de réparation par soudage tige d'aube de turbine à gaz en superalliage à base de nickel-Inconel738.Université M'Hamed Bougara-Boumerdes.2007
 - [13] BENDJEDIDI, S., "Pompe centrifuge", Rapport de stage, Université de Batna, 2012.
-
-

Bibliographie

- [14] Jean-Marie Berthelot, Mécanique des Matériaux et Structures Composites. ISMANS Institut Supérieur des Matériaux et Mécaniques Avancés. Le Mans, France
- [15] Nadia BAHLOULI Cours Matériaux Composites.
- [16] M. Assarar : « Etude expérimentale et modélisation du comportement dynamique des composites stratifiés et sandwichs », Thèse de doctorat, Université du Maine, Le Mans-France 2007.
- [17] Daniel Gay : « matériaux composite .2005 ISBN 2-7462-1098-3 ».
- [18] Laarej Merad. Etude par spectroscopie Raman et modélisation d'une résine composite RTM.Université Abou Bakr BELKAID de Tlemcen.2010
- [19] Laurent Gornet. Généralités sur les matériaux composites. Engineering school. 2008. ce1-00470296v2
- [20] « Glossaire des matériaux composites » - carma –Actualisation octobre 2006.
- [21] Michel Dupeux, « Aide-mémoire science des matériaux », Dunod, Paris, 2004.
- [22] G. Aliprandi, « Matériaux réfractaires et céramiques techniques », édition SEPTIMA
- [23] A. ALLICHE Résistance des matériaux II théorie des poutres maitre de conférences Paris 6.
- [24] Moteur de recherche Google
- [25] Khedidja HACINI « Etude de comportement mécanique en flexion 3 points d'un Matériau Composite par les éléments fini » thèse. Magister : Université Badji Mokhtar-Annaba, 2012.
- [26] Matériaux composites-Comportement mécanique et analyse des structures, J.M. Berthelot, Masson, ISBN 2-225-85425-4, 1996
- [27] DJAKER Tifane, Etude et conception d'une vis de transport pour l'injection plastique. Université Abderrahmane MIRA BEJAIA.2018
- [28] MAHDJOUB SAADIA. Elaboration et Etude des Couches Minces du Carbure de Silicium. Université Mentouri Constantine.2010
-
-

Bibliographie

- [29] livre de Modélisation et Simulation Spice des Composants de Puissance : Etude des composants électroniques de base en silicium et en carbure de silicium.
- [30] <https://gernitex.com/fr/ressources/fibre-de-carbone-proprietes/>
- [31] Parton V. Z, Kudryavtsev B. A.,” Engineering mechanics of composite structures”. Boca Raton, FL : CRC Press, 1993.
- [32] M. ARNOUX, Etude du comportement en fluage à haute température du superalliage monocristallin à base de nickel MCNG : Effet d’une surchauffe, Thèse de Doctorat, Ecole Doctorale : Sciences et Ingénierie en Matériaux, Mécanique, Energétique et Aéronautique, 2006.
- [33] fiche technique les superalliages www.secotools.com/fr
- [34] Y. DANISc, E. LACOSTEa, C. ARVIEUa,b, T. LARROUYc . Modélisation numérique du rechargement de pièces en Inconel 738. Université Bordeaux .2009
- [35] Code de calculs Abaqus version 6.12
- [36] NGUYEN Duc Thaï, Benchmark d’un modèle layer Wise de multicouches et implémentation du modèle dans Abaqus. Université Paris-Est. 2012
-
-

Liste des figures

Chapitre I : Généralité sur les turbines à gaz.

Figure I.1:	Vue extérieure d'une turbine à gaz.....	3
Figure I.2:	Classification des turbines à gaz.....	4
Figure I.3:	Schéma d'une turbine à gaz mono-arbre.....	5
Figure I.4:	Schéma d'une turbine à gaz bi-arbre.....	5
Figure I.5:	Schéma d'une turbine à action et à réaction.....	6
Figure I.6:	Turbine à gaz SGT-400.....	8
Figure I.7:	La variation de la pression et de la température dans les différentes sections de la turbine à gaz.....	9
Figure I.8:	schéma générale de la turbine à gaz.....	11
Figure I.9:	Ensemble rotor compresseur /roue turbine HP.....	12
Figure I.10:	Schéma de la chambre de combustion.....	13
Figure I.11:	Aube d'une turbine à gaz.....	16
Figure I.12:	la forme d'aube d'une turbine à gaz	17
Figure I.13:	Profil d'une aube de turbine.....	17
Figure I.14:	L'aube du rotor.....	18
Figure I.15:	La fixation des aubes sur le disque.	18
Figure I.16:	Les aubes de rotor et les aubes de stator.....	19
Figure I.17:	La fixation d'aube sur le carter de compresseur.....	19

Chapitre II : Les Matériaux Composites.

Figure II.1:	Matériau composite.....	21
--------------	-------------------------	----

Liste des figures

Figure II.2: Types de matériaux Composites	24
Figure II.3: Types de matrice	26
Figure II.4: Type des résines thermodurcissables.....	27
Figure II.5: Type des résines thermoplastiques.....	28
Figure II.6: Type des Matrices métalliques.....	29
Figure II.7: Type des Matrices céramique.....	30
Figure II.8: Types de renfort.....	31
Figure II.9: Classification des renforts.....	31
Figure II.10: Les fibres de carbone.....	32

Chapitre III : Théories Sur Le Comportement d'une aube en Flexion.

Figure III.1: Flexion de poutre.....	37
Figure III.2: Flexion 3 points.....	37
Figure III.3: Pli unidirectionnel à direction quelconque.....	41
Figure III.4: Axes principaux et de référence du pli (UD).....	45
Figure III.5: Sollicitation d'une poutre en flexion 3-points	48
Figure II.6: Sollicitation d'une poutre en flexion 4-points.....	50

Chapitre IV : Modélisation Numérique.

Figure IV.1: Partie supérieur de l'aube.....	60
Figure IV.2: Les cotations de partie inférieur de l'aube.....	62
Figure IV.3: Partie inférieur de l'aube.....	67
Figure IV.4: Modèle 3D d'aube sous Solidworks	70

Liste des figures

Chapitre V : Simulation Numérique.

Figure V.1:	L'assembly de l'aube.....	80
Figure V.2:	Les chargements mécaniques et conditions aux limites d'aube.....	80
Figure V.3:	Maillage de l'aube.....	81
Figure V.4:	Les contraintes maximale von mises de l'aube (sic/c).....	82
Figure V.5:	Les déplacements maximale de l'aube (sic/c)	82
Figure V.6:	Les déformations maximale de l'aube (sic/c).....	83
Figure V.7:	Path de l'aube (sic+ c).....	83
Figure V.8:	Les contraintes von mises (σ) de composite.....	84
Figure V.9:	Les déplacements (U) de composite.	84
Figure V.10:	Les déformations (E) de composite.	85
Figure V.11:	Les contraintes maximale von mises de l'aube (superalliage).....	85
Figure V.12:	Les déplacements maximale de l'aube (superalliage).....	86
Figure V.13:	Les déformations maximale de l'aube (superalliage).....	86
Figure V.14:	Path de l'aube (superalliage).....	87
Figure V.15:	Les contraintes von mises (σ) de superalliage.....	87
Figure V.16:	Les déplacements (U) de superalliage.....	88
Figure V.17:	Les déformations (E) de superalliage.....	88
Figure V.18:	Comparaison entre les contraintes von mises (σ).....	90
Figure V.19:	Comparaison entre les déplacements (U).....	91

Liste des tableaux

Chapitre II : Les Matériaux Composites.

Tableau II.1: Exemples de matériaux composites, pris au sens large.....	25
Tableau II.2: Caractéristiques des résines thermodurcissables.....	27
Tableau II.3: Caractéristiques des résines thermoplastiques.....	28
Tableau II.4: Caractéristiques moyennes des renforts.....	34

Chapitre V : Simulation Numérique.

Tableau V.1: Les propriétés mécaniques et thermique de SiC.....	72
Tableau V.2: Les propriétés mécaniques et thermiques de fibre carbone HM.....	73
Tableau V.3: Les propriétés mécaniques et thermiques de composite.....	75
Tableau V.4: Les propriétés mécaniques et thermique de Superalliage a base nickel.....	76
Tableau V.5: Les résultats d'après les données réelles de (P-T).....	77
Tableau V.6: Des unités de logiciel abaqus	78
Tableau V.7: Comparaison des contraintes (σ) pour les deux mâtereaux.....	89
Tableau V.8: Comparaison des déplacements (U) pour les deux mâtereaux.....	89
Tableau V.9: Comparaison des déformations (E) pour les deux mâtereaux.....	90