

N° d'ordre : /2015/DM

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE
UNIVERSITÉ DE BATNA
FACULTÉ DE TECHNOLOGIE
DÉPARTEMENT DE MÉCANIQUE

Mémoire présenté pour l'obtention du diplôme de

MAGISTÈRE

En

Mécanique

Option : **Science des Matériaux**

Par

KLAA EFTIKHAR

**Conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux
composites**

Soutenu le : 14/ 09/ 2015 Devant le jury composé de

Pr. OUTTAS TOUFIK	Professeur, Université de Batna	Président
Dr. MANAA RABAH	M. Conférences, Université de Batna	Rapporteur
Pr. MADANI SALAH	Professeur, Université de Batna	Examineur
Dr. ZIDANI MESBAH	M. Conférences, Université de Biskra	Examineur

Année Universitaire 2014/ 2015

REMERCIEMENTS

Avant tout nous tenons à remercier Dieu tout puissant de nous avoir donné la volonté, la santé et la patience Durant nous années d'études et surtout pendant la réalisation de ce mémoire.

Au terme des années de préparation de mémoire de magistère, je tiens à remercier chaleureusement toutes les personnes qui ont contribué à l'aboutissement de ce travail:

*Monsieur **T. OUITAS**, Professeur à l'université de БАТНА, qui m'a honoré par sa présence en qualité de président de jury.*

*Le docteur **R. МАНЯА**, mon directeur de mémoire, pour la confiance qu'il m'a accordée en me confiant ce sujet, pour nos discussions fructueuses tout au long de travail.*

*Monsieur **S. МАДАНИ**, Professeur à l'université de БАТНА, qu'il trouve ici ma honoré d'accepter de juger le travail effectué.*

*Monsieur **M. ZIDANI**. Maitre de Conférences à l'université de BISKRA, pour l'honneur qu'il m'a accordé en acceptant de participer à ce jury.*

Je remercie également ;

*Monsieur **H.АМАДДАH** Maitre de Conférences à l'université de БАТНА, pour son aide et son temps qu'il m'a donnée.*

*Les enseignants de département S.T: Mr **AMRANI** Hicham, et Miss **SAIDI** Raouia.*

*Son oublier Monsieur **BOUKHOBZA** Nassim.*

DÉDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

L'être qui m'est le plus cher au monde, à celle qui m'a tout donné pour que je sois ce que je suis, ma mère.

Celui qui fait tout son possible pour me réussir dans ma vie, mon père.

A mon frère Mohamed Rafik.

A mes sœurs Radja et Khawla.

A Tout mes amis sans oublier le group de travail du département ST.

Et a toutes les personnes qui m'ont connu.



EFTIKHAR

TABLE DES MATIERES

Remerciment

Dédicace

Table des matières

La liste des figures.

La liste des tableaux

Liste des abréviations

Introduction générale

CHAPITRE I : La théorie d'aube de turbine à gaz

I.1. Introduction	5
I.2. Généralité sur les turbines à gaz	5
I.2.1. Turbine à gaz	5
I.2.2. Le Taurus 60 turbines à gaz	5
I.2.1.1. Caractéristiques de la turbomachine TAURUS 60	6
I.2.2.2. Principes de fonctionnement	7
I.3. Cycle de BRAYTON	8
I.4. Les compresseurs	9
I.4.1. Rôle des compresseurs	9
I.4.2. Les compresseurs centrifuges	10
I.4.3. Les compresseurs axiaux	11
I.4.4. Principe de fonctionnement des rotors	11
I.5. Les aubes du rotor	13
I.5.1. Les aubes du stator	13
I.5.2. Le stator ou distributeur	15
I.6. Les aubes	16
I.6.1. Détail des aubes	16
I.6.2. Le profil d'aube	17
a. Définition	17
b. Série à quatre chiffres (Séries 4)	18
c. Équation pour un profil symétrique NACA à 4 chiffres	19

d. Équation pour un NACA cambré à 4 chiffres -----	20
e. Séries à cinq chiffres (Séries 5)-----	21
f. Profils de ligne de cambrure-----	21
II.7. Solidification dirigée -----	22
I.8. Techniques de refroidissement -----	23
I.8.1. Convection interne forcée -----	23
I.8.2. Film-cooling-----	23
I.8.3. Impact de jets -----	24
I.8.4. Couplages des méthodes de refroidissement -----	24
I.9. Le système barrière thermique -----	25
I.9.1. Présentation du système barrière thermique-----	25
I.9.2. Modes de dégradation -----	26
I.9.3. Dégradations intrinsèques -----	26
I.9.4. Dégradations extrinsèques -----	27
Conclusion -----	28

Chapitre II : Matériaux et procédés de fabrication des ailettes

I. Introduction -----	30
II.2. la fabrication des ailettes -----	30
II.2.1. Fraisage des aubes de turbines -----	30
II.2.1.1. Ebauche de brut quelconque 3D -----	31
II.2.1.2. Usinage en bout d'aube de turbine 5 axes -----	31
II.2.1.3. Usinage en roulant d'aubes de turbine 5 axes-----	31
II.2.2. Moulage de turbine à gaz-----	33
II.2.2. 1.Moulage au contact -----	33
a.Principe -----	33
b. Caractéristiques principales-----	33
II.2.2. 2. Moulage par projection-----	33
a.principe -----	33

b.Caractéristiques principales	34
II.2.2. 3.Moulage sous vide	34
a.Principe	34
b. Caractéristiques principales	34
II.2.2. 4.Moulage à cire perdue	35
II.15. Choix du matériau pour réalisation d'aube	35
II.12. Les superalliages	36
II.12.1. Les superalliages à base de nickel	37
II.12.2. Structure d'un superalliage	37
II.13. L'INCONEL 738	39
II.13.1. Introduction	39
II.13.2. Les propriétés de l'inconel	39
II.13.3. Composition de l'inconel	40
II.13.4. La fabrication de l'inconel	41
II.14. Les matériaux composites	41
II.14.1.Définition	41
II.14.2. Classification des matériaux composites	42
II.14.3. Les renforts	42
II.14.3.1. Classification des renforts	42
II.14.4. Architecture des renforts	45
1. Les unidirectionnels (UD)	45
2. Les tissus	46
II.14.5. Les matrice	47
a. Les Matrices organiques	47
b. Les matrices métalliques	49
c. Matrices Céramiques	49
II.14.6. Architecture des matériaux composites	49
a. Monocouches	50
b. Stratifiés	50

II.14.7.Composites sandwiches-----	51
II.14.8 Etapes de la mise en œuvre des matériaux composites -----	52
II.16. L'alumine-----	53
II.15.1.Composite à matrice céramique -----	54
II.15.2. Propriétés des composites à matrice céramique -----	54
a.Propriété mécanique -----	54
b.Propriétés thermiques et électriques -----	55
II.16. Conclusion -----	55

Chapitre III : choix d'élément fini pour le comportement thermomécanique

Introduction -----	57
III.1.Principe de la méthode des éléments finis -----	58
III.1.1.Équation aux dérivées partielles -----	58
III.1.2.Démarche éléments finis -----	58
III.1.3.Maillage -----	60
f. 2. Les différents types de maillage -----	60
f. 2.1. Maillage linéaire -----	60
f.2.2. Maillage surfacique -----	61
f.2.3. Maillage volumique -----	62
III.2.Interpolation des fonctions -----	63
III.3..Formulations intégrales -----	64
III.4.La loi de comportement -----	68
III.5.Comportement élastique -----	68
III.5.1.Loi comportement élastique (approche thermomécanique)-----	68
III.5.1.1.Matrice de rigidité -----	69
III.3.1.2.Matrice de souplesse(ou de complaisance) -----	69
III.6.Matériaux anisotropes -----	70
III.6.1.Matériau monoclinique-----	70
III.6.2.Matrice orthotrope -----	71

III.9.3. Matériaux isotropes -----	71
III.6.4. Expressions des matrices de rigidité et de souplesse -----	72
III.4. Le comportement thermomécanique dans une direction quelconque -----	73
III.4.1. Comportement thermomécanique et coefficients de souplesse -----	74
III.2.2. Comportement thermomécanique et Coefficients de raideur -----	74
III.5. Rupture des matériaux composites stratifiés -----	75
III.6. Durée de vie des structures chaudes -----	76
Conclusion -----	77

CHAPITRE IV : Etude thermomécanique d'une aube de turbine a gaz

Introduction -----	79
IV.3. Solidworks -----	78
IV.4.1. Création de la forme de l'aube en 3D -----	78
IV.1. Approche analytique -----	94
IV.3.3. Etapes d'analyse -----	94
IV.3.4. Propriété de matériaux -----	94
IV.5.1. Etape de l'étude -----	94
a. Les propriétés des plis -----	95
b. La fixation -----	96
c. La charge -----	96
d. Le maillage -----	96
e. Les contraintes -----	97
g. Les déplacements -----	98
h. Déformations -----	99
IV.5. Etude thermomécanique -----	99
a. La charge -----	100
b. Les contraintes -----	100
c. Le déplacement -----	101
d. La déformation -----	101

Conclusion	102
Conclusion général	104
Références bibliographiques	107

Listes des figures

<i>Figure. I.1.</i> Turbine TAURUS 60	6
<i>Figure. I.1.</i> Processus de combustion typique.	8
<i>Figure. I.2.</i> Cycle de Baryton	8
<i>Figure. I.3.</i> Compresseur centrifuge.	9
<i>Figure. I.4.</i> Exemple le turboréacteur	11
<i>Figure. I.5.</i> Disque circulaire de rotor qui contient les aubes	11
<i>Figure. I.6.</i> Le compresseur du General Electric J85-GE-17A turbo jet engine	12
<i>Figure. I.7.</i> Coupe tangentielle schématique de 2 étages.	13
<i>Figure. I.8.</i> L'aube du rotor	13
<i>Figure. I.9.</i> La fixation des aubes sur le disque.	14
<i>Figure. I.10.</i> Les aube de rotor et les aubes de stator.	14
<i>Figure. I.11.</i> La fixation d'aube sur le carter de compresseur	15
<i>Figure. I.12.</i> Le refroidissement de l'aube.	16
<i>Figure. I.13.</i> Le refroidissement à l'intérieur de l'aube.	16
<i>Figure. I. 14.</i> Les formes des rotors.	17
<i>Figure. I.15.</i> Aube d'une turbine à gaz	18
<i>Figure. I.16.</i> Géométrie du profil	19
<i>Figure. I.17.</i> Lignes du profil - 1: Corde, 2: Cambrure, 3: Longueur, 4: Ligne médiane	22
<i>Figure. I.18.</i> A: ligne bleue = corde, ligne verte = cambrure moyenne en ligne, B: premier rayon de bord, C: coordonnées xy pour la géométrie du profil (Chord = x-axes; la ligne de l'axe Y sur ce bord d'attaque)	23
<i>Figure. I.20.</i> Textures de grains de coulée d'ailettes d turbine moulées, (a) fonderie conventionnelle (grains équiaxes) ; (b) solidification dirigée (grains colonnaires) ;(c) solidification dirigée+ sélection de grain (mono grain).	24
<i>Figure. I.21.</i> Refroidissement par convection interne forcée.	24
<i>Figure. I.22.</i> Refroidissement par film	25
<i>Figure. I.23.</i> Refroidissement par impact de jets.	25
<i>Figure. II.24.</i> Représentation d'aube et de ses systèmes de refroidissement	26
<i>Figure. II.25.</i> Système barrière thermique	26
<i>Figure. I.26.</i> Ecaillages de la couche de céramique de systèmes barrière thermique pour aube de turbine (photos Snecma)	27
<i>Figure. I.27.</i> Disparition de la couche de céramique par érosion.	28
<i>Figure. I.28.</i> Mécanisme de dégradation d'un système barrière thermique par interaction avec des dépôts de CMAS.	28
<i>Figure II.1</i> Ebauche de brut quelconque	31

Figure II.2. Usinage en bout d'aube de turbine 5 axes-----	31
Figure II.3. Usinage en roulant d'aubes de turbine 5 axes-----	32
Figure II. 4. Usinage en bout en 5 axes d'une aube de turbine: La finition des pales est réalisée par un usinage en continu. -----	32
Figure II.5. Chemat de moulage au contact. -----	33
Figure II.6. Chemat de Moulage par projection-----	34
Figure II. 7. Chemat de principe de moulage à cire perdue. -----	35
Figure II.8. Le développement de matériaux d'aube depuis 1940 à notre jour -----	36
Figure II. 9. Structure d'un superalliage.-----	38
Figure II.10. Morphologie des précipités γ' (MET -----	38
Figure II. 11. Morphologie de précipitation de la phase γ' dans l'alliage à base de nickel contenant 20% de chrome et 2.5%de titane.-----	40
Figure II.12. Matériau composite-----	41
Figure II.13. Classification des renforts -----	43
Figure II.14. Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments -----	44
Figure II.15. Une nappe unidirectionnelle -----	46
Figure II. 16. Tissu forme toile -----	46
Figure II.17. Tissu forme serge. -----	46
Figure II.18. Tissu forme satin-----	47
Figure II.19. Classification des matrices -----	47
Figure II.20. Pli à renforcement unidirectionnel. -----	50
Figure II.21. Constitution d'un stratifié-----	51
Figure II. 22. Matériaux sandwiches à âmes pleines. -----	51
Figure II.23. Matériaux sandwiches à âmes creuses. -----	52
Figure II. 24. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TD)-----	53
Figure II. 25. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TP) -----	53
Figure. III.1. Pièce volumique maillée par des tétraèdres.-----	59
Figure. III.2. Élément barre ou poutre-----	59
Figure. III.3. Différents éléments surfacique. -----	60
Figure. III. 4. Différents éléments volumique.-----	61
Figure. III.5. Variation du module d'élasticité en fonction de la température T. -----	68
Figure.III.6. Comportement des composites Essai de compréhension des modes d'endommagement -----	72
Figure.III.7. Modes d'endommagement dans les stratifiés. -----	75
Figure.III.8. Calcul thermomécanique d'une pale d'aube de turbine avec son circuit de refroidissement (Champ de contrainte équivalente de Von Mises, valeurs en MPa).-75	
Figure. IV.1. Modèle 3D d'aube sous SOLIDWORKS -----	93

<i>Figure. IV.2. les sections de l'aubage.</i> -----	94
<i>Figure. IV.3. les plis de section de l'aubage.</i> -----	94
<i>Figure. IV.4. la fixation de l'aube.</i> -----	96
<i>Figure. IV.5.Le maillage de l'aube</i> -----	97
<i>Figure. IV.6. Analyse couplée 1-Contraintes-Contraintes1</i> -----	98
<i>Figure. IV.7.Les déformation et les déplacements imposé sur l'aube à l'état statique.</i> -----	98
<i>Figure. IV.8. Analyse couplée 1déformation</i> -----	99
<i>Figure. IV. 9.Distribution des contraintes</i> -----	101
<i>Figure. IV.10. Déplacements-Déplacements</i> -----	101
<i>Figure. IV. 11.La déformation de model d'aube.</i> -----	102

Liste des tableaux

Tableau I.1. Les caractéristiques de la turbomachine TAURUS 60 -----	06
Tableau. II.1. Caractéristiques de moulage au contact. -----	33
Tableau. II.2. Les caractéristiques de moulage par projection. -----	34
Tableau. II.3. Caractéristiques de moulage sous vide. -----	40
Tableau. II.4. La composition chimique de l'inconel 738. -----	43
Tableau. II.5. Avantages et inconvénients de la Fibre de verre. -----	44
Tableau. II.6. Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone. -----	45
Tableau. II.7. Caractéristiques moyennes des renforts. -----	48
Tableau. II.8. Principales différences entre les Matrices TP et TD.-----	48
Tableau. II.9. Caractéristiques mécaniques des résines thermoplastiques. -----	50
Tableau. II.10. Caractéristiques mécaniques des résines thermodurcissables.-----	52
Tableau. III.1. les degrés de liberté des éléments d'une dimension. -----	60
Tableau. III.2. Les degrés de liberté des éléments à deux dimensions. -----	61
Tableau III.3. Les degrés de liberté des éléments à trois dimensions. -----	62
Tableau III.4 . Relations entre les coefficients d'élasticité d'un matériau isotrope.-----	71
Tableau IV.1. Quelques propriétés : mécaniques, physiques, thermiques, électriques pour l'alumine. -----	79
Tableau IV.2. Les propriétés de chaque des plis -----	95
Tableau IV.3. La charge posée sur l'aube -----	96
Tableau. IV. 4. Les caractéristiques de maillage-----	97
Tableau IV.5. Les valeurs des contraintes maximale et minimal dans l'état statique-----	98
Tableau IV.6. Les valeurs du déplacement maximal et minimal dans l'état statique -----	99
Tableau IV.7. Les valeurs du déplacement maximal et minimal dans l'état statique -----	99
Tableau IV.8. Les valeurs de la charge dans l'étude thermomécanique. -----	100

Tableau IV.9. *Les valeurs de la contrainte maximale et minimale dans l'état thermomécanique* ----- 101

Tableau IV.10. *Les valeurs du déplacement maximal et minimal dans l'état thermomécanique* ----- 102

Tableau IV.11. *Les valeurs de la déformation maximale et minimale dans l'état thermomécanique* ----- 102

.

LISTE DES ABREVIATIONS

Symbole	Définition
DAM	Disque Aubagé Monobloc
HP	Hot Pression
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics,
CMAS	Confédération Mondiale des Activités Subaquatiques
FAO	Food and Agriculture Organization
Inco	Inconel
CFC	Cubique à Faces Centrées,
MET	Microscope Electronique en Transmission
CMP	Composites à Matrice Polymère
CMC	Composites à Matrice Céramique
CMM	Composites à Matrice Métallique
GD	Grande Diffusion
HR	Haute Résistance
HM	Haut Module
UD	Unidirectionnel
TD	Thermodurcissables
TP	Thermoplastiques
MÉF	méthode des éléments finis
ÉF	éléments finis
ÉDP	Equations aux Dérivées Partielles
DAO	Dessin Assisté par Ordinateur
ε	déformation
σ	contraintes
C_{ij}	matrice de rigidité symétrique
S_{ijkl}	Matrice de souplesse
λ	coefficient de Lamé
μ	module de cisaillement
E	Module d'Young
ν	coefficient de Poisson
K	module de compressibilité
α_L	Coefficient de dilatation linéique longitudinal.
α_T	Coefficient de dilatation linéique transversal

INTRODUCTION GÉNÉRAL

INTRODUCTION

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 dû 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 complexité de ces pièces a nécessité une parfaite intégration entre la conception, les matériaux et les techniques de fabrication. Les aubes sont par conséquent constituées d'un superalliage monocristallin à base de nickel revêtu d'aluminiums modifiés par le chrome. Au bord d'attaque la sévérité du chargement thermomécanique local peut constituer des sites privilégiés d'endommagement. [02]

Cette mémoire en quatre chapitres établit une synthèse de l'analyse du comportement mécanique des matériaux composites et développe les outils nécessaires à l'analyse des structures mécaniques en stratifiés et sandwichs. 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 la théorie de la turbine 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 et les procédés de fabrication des ailettes un point de vue de réalisation d'une aube de turbine à gaz avec un matériau

composite. Ou on définit les matériaux composites et les matériaux sandwich, et comment choisir le matériau d'une aube.

Le troisième chapitre est consacré à Choix d'élément pour le comportement thermomécanique: comportement élastique d'un composite à fibres unidirectionnelles à l'aide de la théorie des plaques sandwichs.

Le quatrième chapitre traite une étude thermomécanique d'une aube de turbine à gaz. Ou le matériau est une alumine (oxyde d'aluminium Al_2O_3) renforcé par des fibres en carbone. Ensuite nous allons discuter les résultats engendrés de l'application des charges.

CHAPITRE I
LA THÉORIE D'AUBE DE
TURBINE À GAZ

I.1.Introduction

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...

I.2. Généralité sur les turbines à gaz

I.2.1.Turbine à gaz

Une turbine à gaz industrielle est une machine thermique qui convertit l'énergie chimique d'un carburant en une énergie mécanique en utilisant l'air comme moyen de conversion. Cette énergie mécanique peut être utilisée pour entraîner plusieurs types d'équipement rotatifs. La turbine mentionnée dans ce guide de travaux pratiques est une turbine à deux arbres utilisée comme force motrice pour un groupe compresseur ou comme entraînement mécanique pour une charge mécanique telle qu'un compresseur à gaz ou une pompe à eau de puissance [01].

Et dans notre mémoire nous avons choisie la turbine Taurus 60 de turbine à gaz pour notre étude.

I.2.2. Le Taurus 60 turbines à gaz

Le Taurus 60 turbines à gaz est complètement intégré et pleinement opérationnel, équipé des accessoires et des systèmes auxiliaires nécessaires au fonctionnement. En plus des caractéristiques de paquets standards, un large éventail d'équipements optionnels est disponible pour répondre à l'installation des clients et des exigences de fonctionnement.

Le paquet de pilote peut être combiné avec un ou plusieurs compresseurs de gaz centrifuges solaires pour former un ensemble compresseur complet ou il peut être utilisé pour piloter des compresseurs de gaz d'autres fabricants ou des pompes. Conçu spécifiquement pour les services industriels, Taureau 60 paquets sont compacts, légers unités nécessitant un espace au sol minimale pour l'installation. Conception des emballages éprouvés de réduire considérablement les coûts d'installation, le temps, les matériaux et de main-d'œuvre. La figure 1 montre une vue de côté d'un type Taurus 60 paquet d'entraînement mécanique. [02]

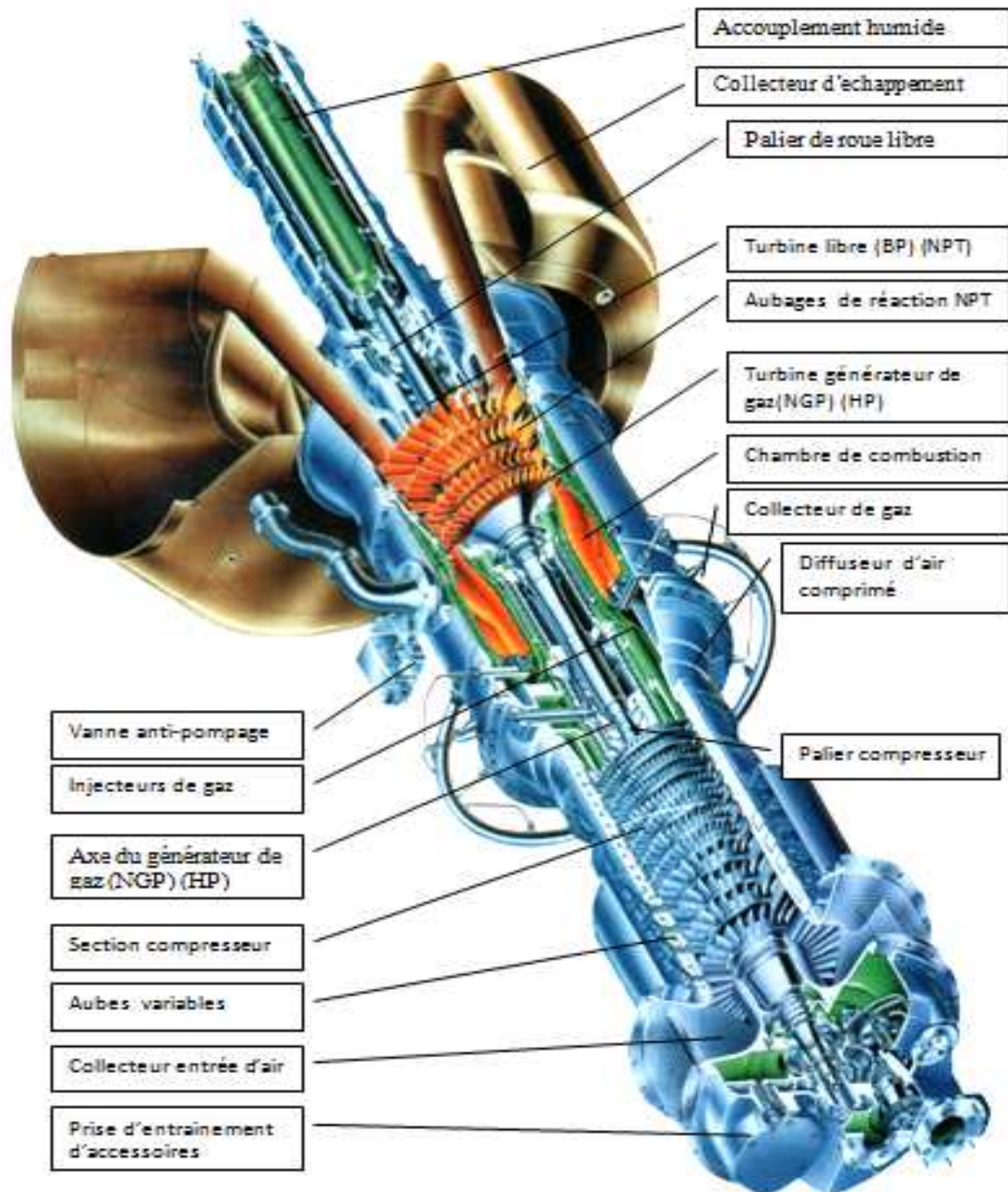


Figure. I. 1..turbine TAURUS 60. [02]

I.2.1.1.Caractéristiques de la turbomachine TAURUS 60

Modèle de turbine	Taurus 60
Emploie de turbine a gaz	entrainement mécanique
Cycle	Simple
Type de fonctionnement	continu a deux arbres NGP, NPT
Commande	DCS et Turbotronique TT4000 sys monolithique
Protection	T° excessive, survitesse, vibration, flamme, charge entrainée
Atténuation de bruit :	amortisseur de bruit à l'admission et à l'échappement

Puissance	5670 kWe
Taux thermique	11 430 kJ/kW-hr
Débit d'échappement	78 385 kg/hr
Production de vapeur :	11,6-56,9 tonnes/hr
Vitesse de rotation NGP	10500 rpm
Vitesse de rotation NPT :	9450 rpm
T d'échappement	600°C
Nombre d'étage compresseur	12
Type de combustible	gaz naturel
Disposition de chambre de combustion	concentriquement après compresseur
Injecteur combustible	12 relié un collecteur
Détecteurs de flamme :	type ultraviolette
Ensembles des paliers	05 paliers lisses et 02 butés actif et inactif
Lubrification	huiles synthétique

Tableau I.1. Caractéristiques de la turbomachine TAURUS 60. [03]

I.2.2.2. Principes de fonctionnement

Pendant le processus de combustion type, l'air est aspiré dans l'entrée d'air de turbine à gaz et est comprimé par le plusieurs étages, à écoulement axial du compresseur du moteur. L'air comprimé est dirigé dans la chambre de combustion annulaire à un flux constant. Le carburant est injecté et mélangé avec l'air comprimé et enflammé pendant le cycle de démarrage. La combustion continue sera maintenue aussi longtemps qu'il y a un flux suffisant d'air sous pression et de carburant. Haute-pression de gaz de la chambre de combustion s'étend à travers et entraîne la turbine, passant de la pression et la température à sa sortie de la turbine. Ce cycle de combustion convertit l'énergie dans le combustible en énergie cinétique de rotation à l'arbre de sortie de turbine.

Pour la combustion, la turbine à gaz nécessite environ un quart de l'air total. L'excès d'air est mélangé avec les produits de combustion afin de réduire la température du gaz à l'étage de la turbine-première entrée. L'air de refroidissement maintient également des températures du métal dans la chambre de combustion et de montage des turbines relativement faible pour assurer une longue durée de vie.

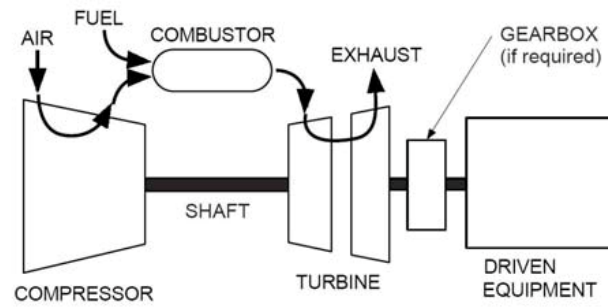


Figure. I.2. Processus de combustion typique. [04]

I.3.Cycle de BRAYTON

La façon dont une turbine à gaz convertit l'énergie du carburant en énergie mécanique par l'application d'un processus thermodynamique est connue sous le nom de cycle de Brayton (illustré dans la fig. I.3). Le cycle de Brayton ayant lieu dans la turbine est un processus régulier et continu.

- a. **Compression** : L'air atmosphérique est comprimée par le compresseur axial de 1 à 7 bar.
- b. **Combustion** : Le carburant est mélangé à l'air comprimé et le mélange est enflammé, provoquant une dilatation rapide des gaz chauds.
- c. **Expansion** : Les gaz chauds se dilatent dans la section turbine de la turbomachine, provoquant un couple rotatif dans le processus.
- d. **Echappement** : Les gaz utilisés sont évacués dans l'atmosphère après avoir transmis presque toute leur énergie à la section turbine. [04][05]

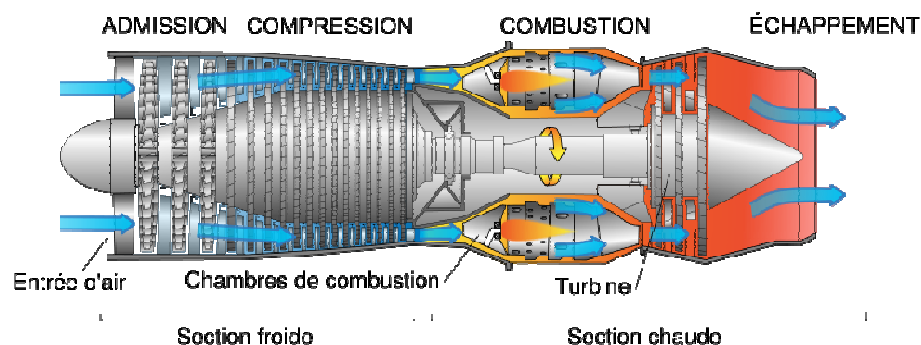


Figure. I.3. Cycle de Baryton [05]

I.4.Les compresseurs

I.4.1. Rôle des compresseurs

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des vitesses, pression et température optimales à l'entrée de la chambre de combustion.

Il existe deux sortes principales de compresseurs:

- les compresseurs centrifuges.
- les compresseurs axiaux.

Il y a également une solution mixte : le compresseur « axialo-centrifuge ».

Afin d'éviter les confusions ou malentendus on désigne dans le "jargon" motoriste par :

- rouet : l'organe mobile du compresseur centrifuge
- diffuseur : l'organe fixe du compresseur centrifuge
- rotor : l'organe mobile du compresseur axial
- redresseur : l'organe fixe du compresseur axial

I.4.2. Les compresseurs centrifuges

Un compresseur centrifuge est composé d'un rouet à palettes radiales qui aspire l'air axialement. Les palettes étant divergentes, l'air sous l'effet de la force centrifuge va être accéléré, comprimé et refoulé radialement. Cet air est ensuite redressé dans un diffuseur (aubage fixe) qui transforme une partie de sa vitesse en pression. Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion.

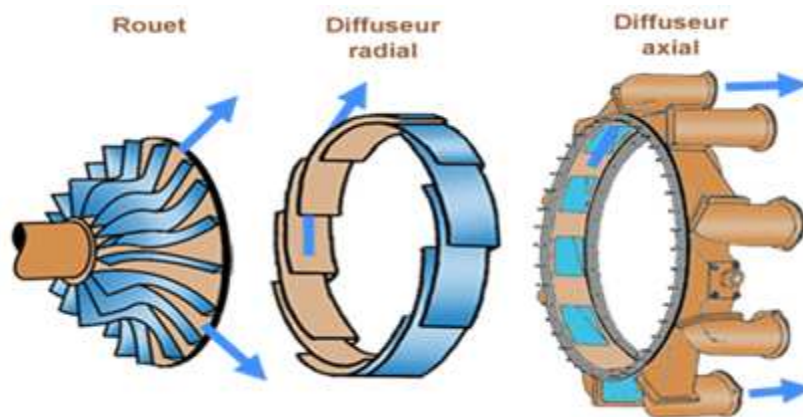


Figure. I.4. Compresseur centrifuge. [06]

Un tel compresseur présente l'avantage de fournir un taux de compression important en un seul étage. La figure. I. 5 présente un exemple de turboréacteur MARBORE qui avait un rapport de compression de 3,80 / 1 à 21.500 tr/mn. En contrepartie, son encombrement radial important le destine plus à des turboréacteurs de faible puissance.

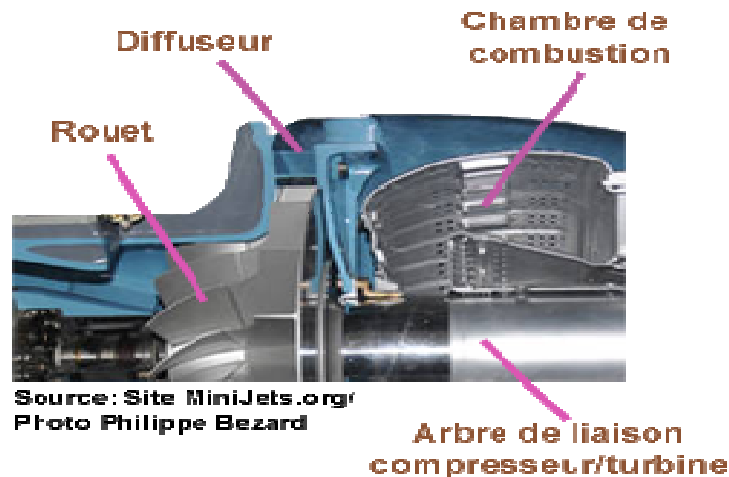


Figure. I. 5.Exemple le turboréacteur [06]

I.4.3. Les compresseurs axiaux

Un turboréacteur est généralement composé :

- d'un compresseur basse pression
- d'un compresseur haute pression

Le taux de compression des compresseurs est lié à sa vitesse de rotation et au nombre d'étages qu'il comporte.

Conçus de la même manière, les compresseur basses et hautes pressions se différencient par la taille de leurs aubes et par leur vitesse de rotation.

Un compresseur axial se compose d'une suite d'étages axiaux disposés en série chacun comprenant une roue à aubes mobile rotor et d'un stator à aubes redresseur, tous ces étages sont calculés pour adapter parfaitement leurs conditions de fonctionnement à celles des étages en amont et en aval. [07]

L'aubage mobile rotor est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des aubes (ailettes) et tourne devant l'aubage fixe redresseur. L'envergure des ailettes varie le long de l'écoulement pour compenser les variations de la masse volumique du fluide et pour conserver à la vitesse débitante axiale une valeur constante (voir dessin ci-dessous).

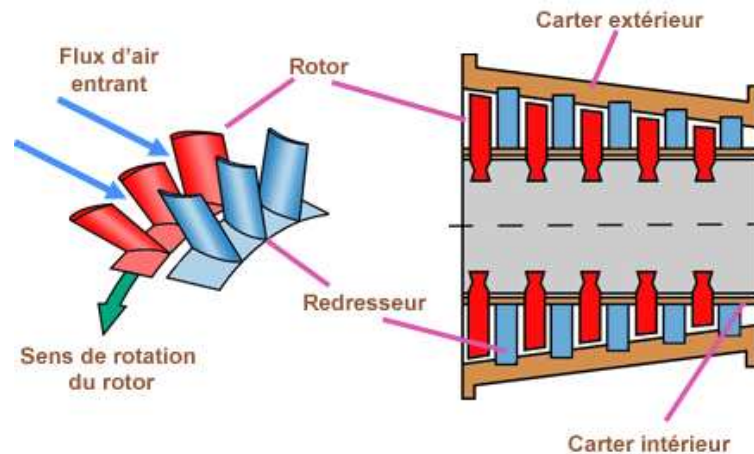


Figure. 1.6. disque circulaire de rotor qui contient les aubes. [06]

Ci-dessous le compresseur du General Electric J85-GE-17A turbojet engine

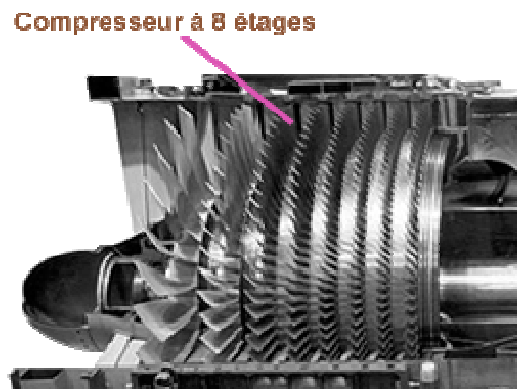


Figure. 1.7. Le compresseur du General Electric J85-GE-17A turbojet engine [06]

Suite au progrès obtenu sur les machines outils une nouvelle conception, dénommée DAM (Disque Aubagé Monobloc), est depuis plusieurs années mise en place sur les moteurs d'avion. Elle se compose d'une structure monobloc dans laquelle sont usinés les aubes et le disque. [05][07]

I.4.4. Principe de fonctionnement des rotors

- le rotor aspire et accélère le flux d'air en le déviant par rapport à l'axe du moteur.
- le redresseur ou stator qui suit, redresse le flux dans l'axe et le ralentit en transformant une partie de sa vitesse en pression.
- le rotor suivant ré accélère le flux d'air en le déviant à nouveau de l'axe du moteur.

-le stator suivant va de nouveau redresser le flux le ralentir et transformer sa vitesse en pression.

L'augmentation du taux de compression pour un seul étage de compresseur axial d'un turboréacteur civil est de 1,15 à 1,16 en condition d'utilisation optimale. C'est pour cette raison qu'un compresseur complet possède de nombreux étages.

Les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par:

- son débit d'air Q
- son taux de compression ou rapport de pression P/P .
- son rendement η .

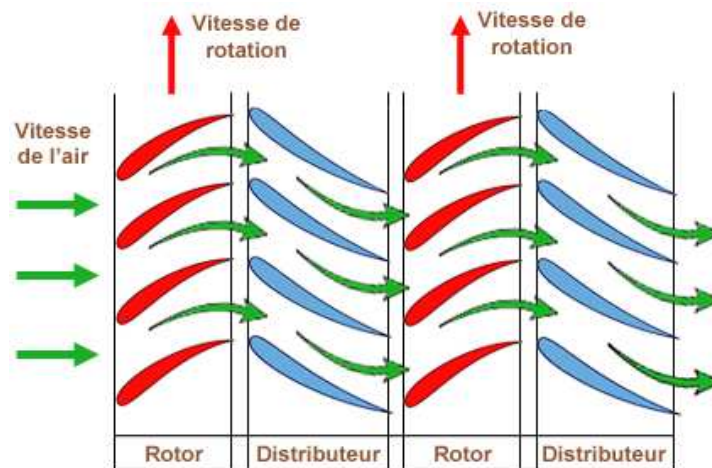


Figure. I.8. coupe tangentielle schématique de 2 étages. [06]

Le flux d'air étant de plus en plus comprimé va occuper un volume de plus en plus restreint. C'est pour cette raison que la hauteur des aubes est de plus en plus faible. A noter que de l'entrée à la sortie du compresseur le débit d'air reste constant si on ne tient pas compte des prélèvements pour le refroidissement des turbines, climatisation de la cellule, étanchéité des paliers etc....

I.5. 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.

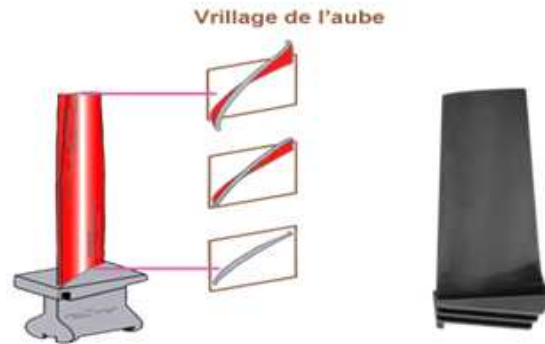


Figure. I.9. L'aube du rotor [06]

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

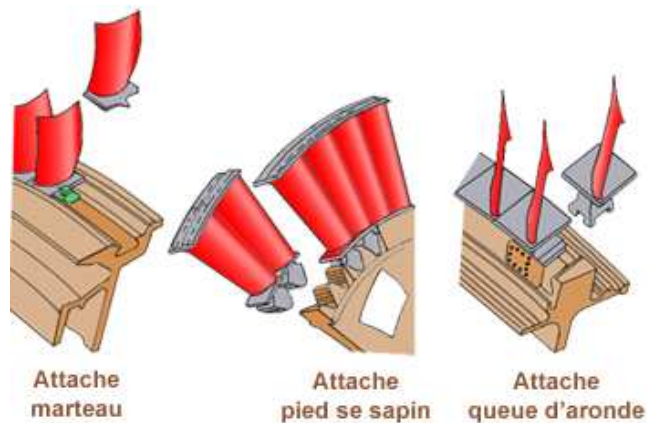


Figure. I.10. la fixation des aubes sur le disque. [06]

I.5.1. 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. [07]

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.

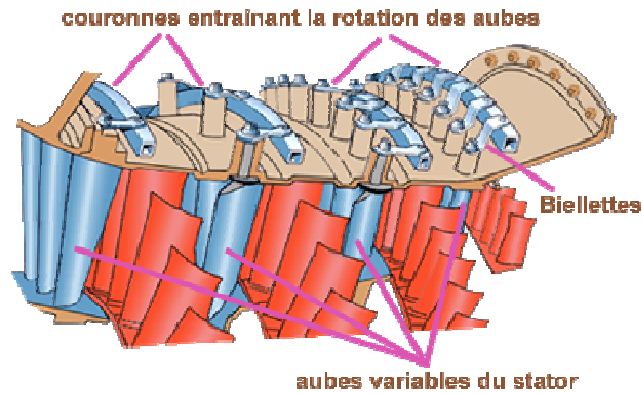


Figure. I.11. les aube de rotor et les aubes de stator. [06]

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.

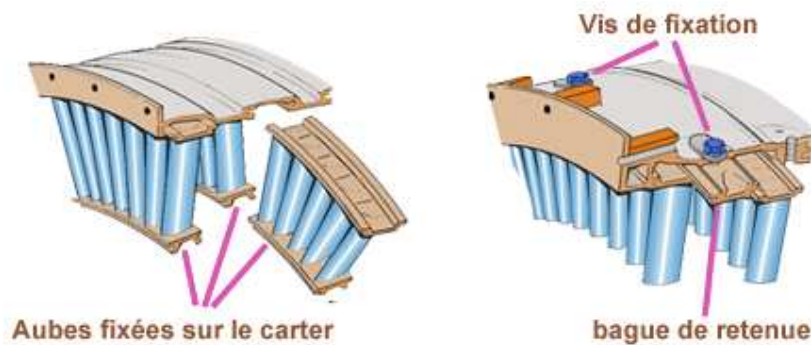


Figure. I.12. La fixation d'aube sur le carter de compresseur [06]

I.5.2. Le stator ou distributeur

Le distributeur est constitué par des aubes directrices maintenues par un anneau intérieur et un anneau extérieur (voir *Figure. I.13.*) ou par deux demi-carters. Son rôle est de diriger l'écoulement des gaz sortant de la chambre de combustion sur les aubes de rotor de la turbine. Pour les turbines à plusieurs étages, chaque distributeur est intercalé entre les rotors de la turbine pour "redresser" les filets d'air.

Ces aubes directrices étant exposées aux gaz chauds de combustion, il est donc nécessaire de les refroidir pour atténuer les contraintes thermiques. Le système de refroidissement peut varier d'un motoriste à un autre, mais le principe général reste le même. L'air provenant du compresseur HP (environ 500°) pénètre à l'intérieur de l'aube puis s'échappe à travers des trous au niveau du bord d'attaque et du bord de fuite.

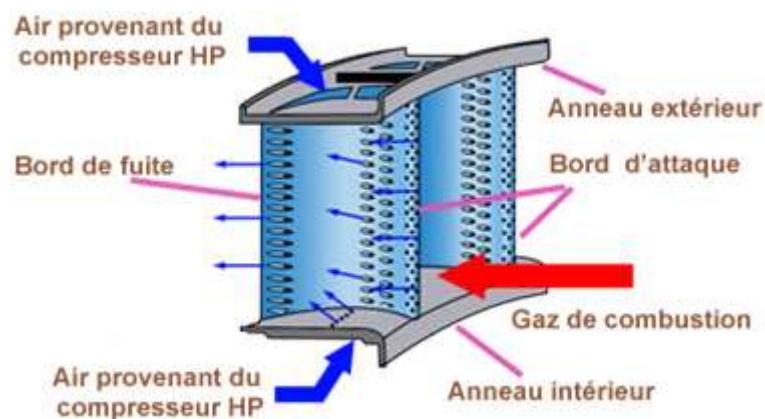


Figure. I.13. le refroidissement de l'aube. [06]

L'aube directrice est pourvue d'une cloison interne qui épouse sa forme. Des trous répartis sur cette cloison vont permettre à l'air de refroidir la paroi interne de l'aube. Après avoir refroidi les surfaces internes, l'air s'échappe par des trous sur le bord d'attaque afin de le refroidir. Une rangée de trous disposée de chaque côté du bord d'attaque permet de refroidir l'intrados et l'extrados par recouvrement de film. Une autre rangée de trous disposée sur le bord de fuite en assure son refroidissement par convection.

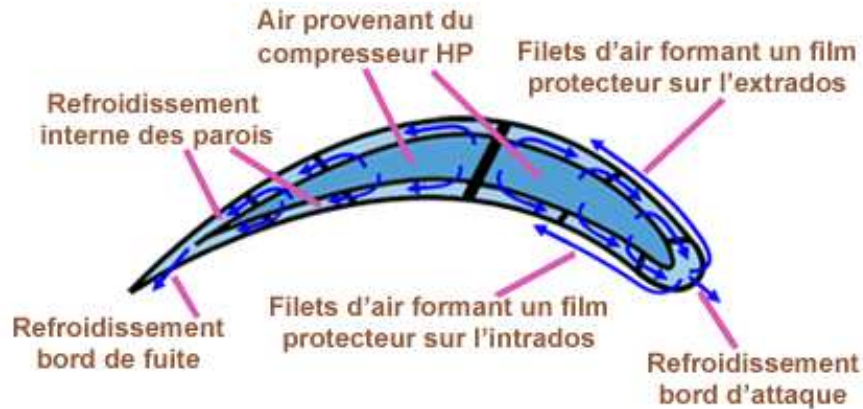


Figure. I.14. Le refroidissement à l'intérieur de l'aube. [08]

I.6. Les aubes

L'aube est la partie d'une turbine en forme de cuillère ou de pale sur la quelle 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. [06][08]

I.6.1. Détail des aubes

Ci-dessous deux sortes d'ailettes avec pied de sapin. A droite l'ailette porte un talon. L'ensemble de ces talons forment une couronne. Face à cette couronne est fixé sur l'anneau extérieur ou les demi-carters un joint abradable, ce qui permet d'améliorer l'étanchéité et donc d'augmenter le rendement de la turbine.



Figure. I.16 : Aube d'une turbine à gaz [06]

I.6.2. Le profil d'aube

a. Définition

Les profils NACA sont des formes aérodynamiques pour les ailes d'avions développés par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA)[09]. La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot "NACA".

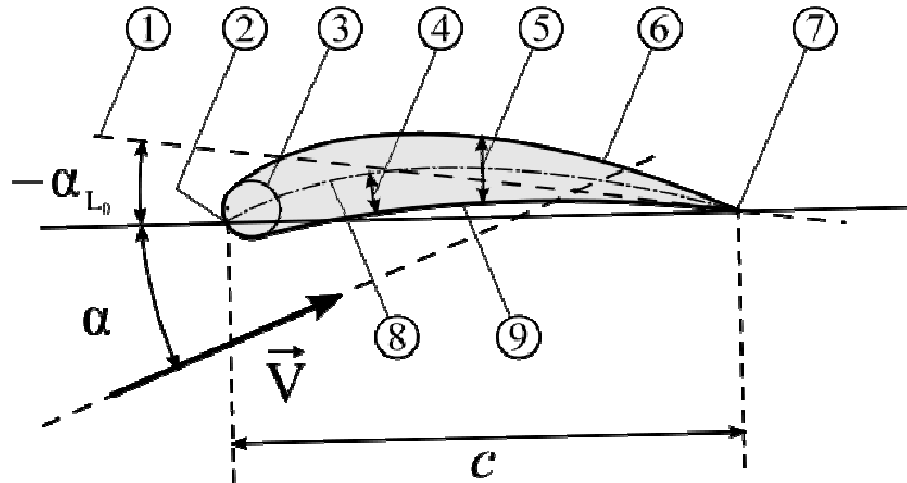


Figure. I.17. Géométrie du profil [09]

- ① Ligne de portance nulle;
- ② Bord d'attaque ;
- ③ Cylindre du bord d'attaque;
- ④ Cambrure;
- ⑤ Epaisseur maximale;
- ⑥ Extrados;
- ⑦ Bord de fuite;
- ⑧ Ligne moyenne de cambrure;
- ⑨ Intrados.

Les paramètres dans le code numérique peuvent être saisis dans les équations pour générer précisément la section de l'aile et de calculer ses propriétés. Toutes les dimensions

en % sont entendues en % de longueur de corde, la droite reliant bord d'attaque et bord de fuite, par rapport au bord d'attaque, sauf lorsque précisé. [09]

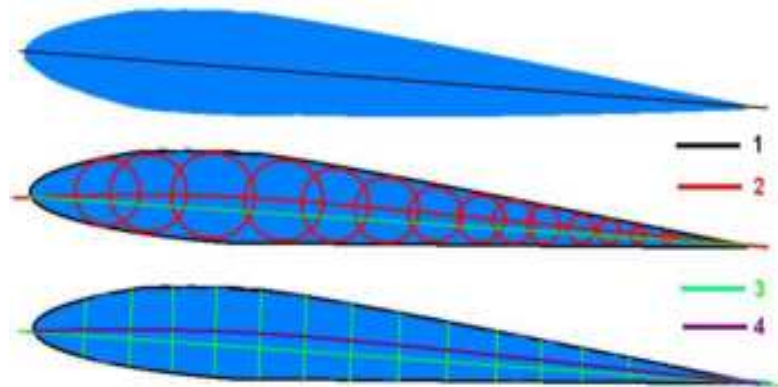


Figure. 1.18. Lignes du profil - 1: Corde, 2: Cambrure, 3: Longueur, 4: Ligne médiane [09]

b. Série à quatre chiffres (Séries 4)

Les sections d'aile NACA à quatre chiffres définissent le profil par:

1. Premier chiffre décrivant cambrure maximale en pourcentage.
2. Deuxième chiffre décrivant la distance de cambrure maximale du bord d'attaque de la voilure en pourcents.
3. Les deux derniers chiffres décrivant épaisseur maximale de l'élément aérodynamique en pour cent.

Par exemple, le profil aérodynamique NACA 2412 possède une cambrure maximale de 2% à 40% à partir du bord d'attaque ; avec une épaisseur maximale de 12%. Par exemple, pour une aile de 10 cm de corde, le profil a une cambrure de 2mm, et une épaisseur maximale de 12 mm située à 40 mm du bord d'attaque. La plupart des profils 4-nombres ont une épaisseur maximale à environ 30% de corde du bord d'attaque.

Le profil aérodynamique NACA 0015 est symétrique, le 00 indiquant qu'il n'a pas de cambrure. Le 15 indique que l'aile a une épaisseur de 15% à corde rapport de longueur: il est de 15% plus épais que long. [08]

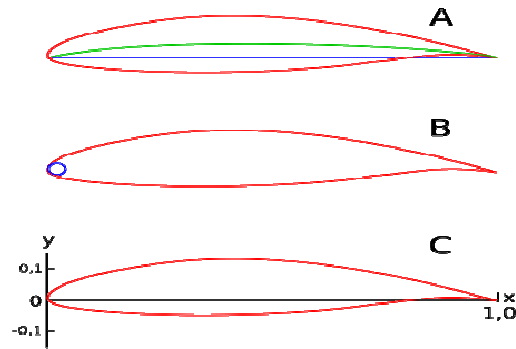


Figure. 1.19. A: ligne bleue = corde, ligne verte = cambrure moyenne en ligne, B: premier rayon de bord, C: coordonnées xy pour la géométrie du profil (Chord = x -axes; la ligne de l'axe Y sur ce bord d'attaque) [09]

c. Équation pour un profil symétrique NACA à 4 chiffres

La formule de la forme d'une feuille de 00xx NACA, «xx» est remplacé par le pourcentage de l'épaisseur à la corde, est :

$$y_t = \frac{t}{0.2} c \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \left(\frac{x}{c}\right) - 0.3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (\text{I.1})$$

Quand:

- c : La longueur de la corde,
- x : La position le long de la corde de 0 à c ,
- y : La moitié de l'épaisseur pour une valeur donnée de x (axe de surface), et
- t : L'épaisseur maximale en tant que fraction de la corde (100 t donne donc les deux derniers chiffres dans la dénomination NACA à quatre chiffres.).

A noter que dans cette équation, au $(x/c) = 1$ (le bord de fuite de la pale), l'épaisseur n'est pas exactement zéro. Si un bord de fuite d'épaisseur zéro est nécessaire, par exemple pour du calcul informatique, l'un des coefficients doit être modifiée de telle sorte que leur somme soit égale à zéro. La modification du dernier coefficient (c.-à -0,1036) se traduira par le plus petit changement de la forme globale de la surface portante. Le bord d'attaque est à peu près équivalent à un cylindre avec un rayon de:

$$r = 1.1019t^2$$

Maintenant, es coordonnées (x_u, y_u) de l'extrados, et (x_L, y_L) de l'intrados sont:

$$x_U = x_L = x, \quad y_U = +y_t, \quad \text{and} \quad y_L = -y_t \quad (\text{I.2})$$

Équation pour un NACA cambré à 4 chiffres

Les ailes NACA asymétriques les plus simples sont les séries 4-nombres, qui utilisent la même formule que les profils 00xx, symétriques, mais avec une ligne moyenne courbée. La fonction utilisée pour calculer la ligne moyenne de cambrure est :

$$y_c = \begin{cases} m \frac{x}{p^2} \left(2p - \frac{x}{c} \right) & 0 \leq x \leq p_c \\ m \frac{c-x}{(1-p)^2} \left(1 + \frac{x}{c} - 2p \right) & p_c \leq x \leq c \end{cases} \quad (\text{I.3})$$

Quand:

- m est égal à la cambrure maximale (100 m est le premier des quatre chiffres),
- p est l'emplacement de la cambrure maximale (10 p est le deuxième chiffre dans la description de xxxx NACA).

Pour cette surface portante bombé, parce que l'épaisseur doit être appliqué perpendiculairement à la ligne de cambrure, les coordonnées (x_U, y_U) et (x_L, y_L) , respectivement de l'extrados et de l'intrados, deviennent:

$$\begin{aligned} x_U &= x - y_t \sin \theta, & y_U &= y_c + y_t \cos \theta \\ x_L &= x + y_t \sin \theta, & y_L &= y_c - y_t \cos \theta \end{aligned} \quad (\text{I.4})$$

Où

$$\frac{dy_c}{dx} = \begin{cases} \frac{2m}{p^2} \left(p - \frac{x}{c} \right) & 0 \leq x \leq p_c \\ \frac{2m}{(1-p)^2} \left(p - \frac{x}{c} \right) & p_c \leq x \leq c \end{cases} \quad (\text{I.5})$$

d. Séries à cinq chiffres (Séries 5)

La série NACA 5-chiffres permet de décrire des surfaces portantes plus complexes:

1. Le premier chiffre, multiplié par 0,15, donne le coefficient de portance prévu (C L).

2. Les deuxième et troisième chiffres, lorsque multipliés par 0,5, donnent P , l'emplacement de cambrure maximale comme une distance à partir du bord d'attaque (en pourcentage).
3. Les quatrième et cinquième chiffres donnent l'épaisseur maximale de l'élément aérodynamique (en pour cent).

Par exemple, le profil aérodynamique NACA 12 018 donnerait un profil aérodynamique ayant une épaisseur maximale de 18%, la cambrure maximale située à 10% de la corde, avec un coefficient de portance espéré de 0,15.

La ligne de cambrure est définie en deux sections:

$$y_c = \frac{k_1}{6} \{x^3 - 3mx^2 + m^2(3 - m)x\} \quad (\text{I.6})$$

Où l'emplacement de la corde x et l'ordonnée y ont été normalisées par rapport à la corde. La constante m est choisie de telle sorte que la cambrure maximale se trouve à $x=p$, par exemple, pour une cambrure de 230, $p=0.3/2=0.15$ et $m=0.2025$. Enfin, la constante k_1 est déterminée pour donner le coefficient de portance souhaité. Pour un profil de cambrure 230 (les 3 premiers numéros de la série à 5 chiffres), $k_1=15.957$ est utilisé. [10]

e. Profils de ligne de cambrure

Lignes de cambrure à 3 chiffres

- Les lignes à trois chiffres permettent d'obtenir une cambrure maximale très avancée
- Le premier chiffre est égal à $2/3$ du coefficient de portance choisi (en 10ièmes).
- Le deuxième chiffre est le double de l'emplacement longitudinal de la cambrure maximale (en 10ièmes).
- Le troisième chiffre indique un bord non réfléchi (0) ou réfléchi (1) de fuite.

II.7. Solidification dirigée

Les aubes de turbines des étages les plus chauds sont des pièces qui fonctionnent à très haute température. Elles conditionnent le rendement du réacteur, et elles sont donc l'objet d'une attention toute particulière. Leur développement mobilise des aérodynamiciens, des thermiciens, des métallurgistes et des mécaniciens.

D'importants progrès ont été réalisés au cours des dernières années grâce à l'apparition de nouvelles technologies. Le refroidissement par des canaux internes a été l'une des principales évolutions apportées par les concepteurs. Elle a permis au cours des 30 dernières années d'augmenter d'environ 500°C la température d'entrée turbine. Elle a bien entendu augmenté les gradients thermiques dans les aubes, donc également la complexité des champs de contrainte.

Les progrès réalisés en conception mécanique et thermique ont été accompagnés par des progrès sur les matériaux. Le matériau traditionnel est un matériau de fonderie, comportant de gros grains, à base Nickel (schéma et photo de gauche). Ayant constaté que les joints de grains étaient des sites privilégiés pour l'amorçage de petites fissures menant à la rupture de l'aube, les métallurgistes ont proposé de passer du matériau poly cristallin à des alliages à solidification directionnelle. Dans ce cas, tous les grains constituant la pièce ont un axe cristallin (001) en direction de l'axe de l'aube, les directions secondaires étant aléatoires. Ils ont ensuite réussi à fabriquer des aubes monocristallines (schéma et image de droite), par croissance cristalline à partir d'un germe sélectionné. L'aube a donc partout la même orientation cristalline, à savoir (001) dans l'axe de l'aube.



Figure. I.23: textures de grains de coulée d'ailettes d turbine moulées, (a) fonderie conventionnelle (grains équiaxes) ; (b) solidification dirigée (grains colonnaires) ;(c) solidification dirigée+ sélection de grain (mono grain). [12]

I.8. Techniques de refroidissement

Plusieurs techniques ont été mises en Ouvre au cours de ces dernières années et les technologies qui y sont liées ont évolué en fonction des performances visées. Ces techniques rencontrées dans les aubages sont décrites dans les lignes suivantes. [12]

I.8.1. Convection interne forcée

C'est la plus ancienne des techniques de refroidissement. Il s'agit de faire circuler de l'air frais par des canaux à l'intérieur de l'aube (*Figure. I.24*). Cette technique a progressivement évolué vers des systèmes multi-passes, équipés de dispositifs comme des ailettes, des perturbateurs ou des picots dans le but d'engendrer un pompage thermique et d'améliorer les transferts par l'augmentation de la turbulence.

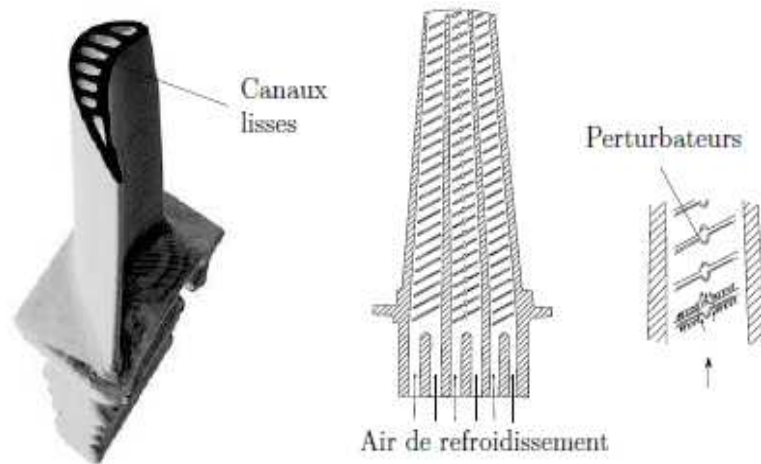


Figure. I.24. Refroidissement par convection interne forcée. [13]

I.8.2. Film-cooling

Cela consiste à créer un film d'air frais protégeant la paroi externe de l'aube. La création de ce film est généralement réalisée par injection de l'air au travers de plusieurs rangées d'orifices de petit diamètre et inclinés dans le sens de l'écoulement (*Figure. I.25*).

On rencontre aussi des films créés par transpiration à travers des matériaux poreux et par effusion à travers plusieurs couches de paroi multi perforées. L'inconvénient majeur du film-cooling est qu'il est fortement dégradé par le dépôt des particules de suies et de résidus de combustion qui viennent obstruer les perforations et compromettre l'efficacité du refroidissement. Cette technique, bien qu'offrant une bonne protection thermique, est pénalisante en terme de rendement aérodynamique car elle vient fortement perturber l'écoulement externe autour des aubes et reste l'objet de nombreuses études. [12][13]



Figure. 1.25. Refroidissement par film [12]

I.8.3. Impact de jets

La technique de l'impact de jet consiste à chemiser l'aube et à percer plusieurs orifices dans cette chemise. La chemise est alimentée en air frais et des jets d'air se forment ainsi à la sortie des orifices et viennent refroidir la paroi interne des aubes de turbine (Figure. 1.26). Les coefficients d'échange obtenus avec cette méthode sont très élevés ce qui la rend très efficace. C'est pour cela qu'elle est notamment utilisée sur le bord d'attaque des aubes, en impact dit concentrer, car cette partie est particulièrement exposée au flux de chaleur extérieur. Un impact réparti (matrice de jets) est souvent introduit également sur la partie amont de l'intrados et de l'extrados de l'aube. L'objet du travail présenté dans ce mémoire porte sur cette technique de refroidissement particulière.

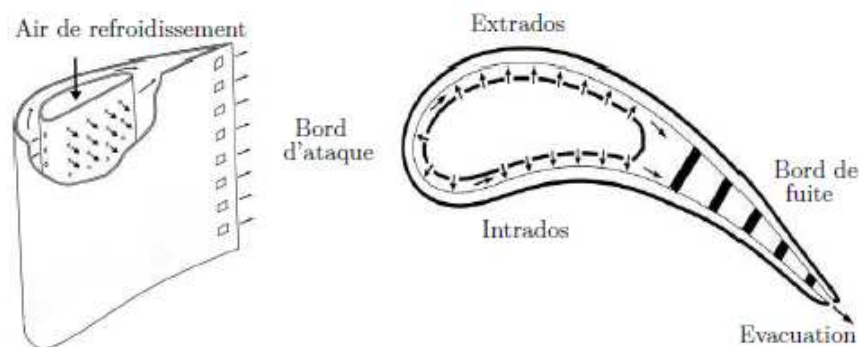


Figure. 1.26. refroidissement par impact de jets. [13]

I.8.4. Couplages des méthodes de refroidissement

Souvent ces méthodes sont couplées pour optimiser le refroidissement des aubes de turbines (Figure. 1.27). Cela rend complexe la conception de ces éléments et de nombreux paramètres géométriques et aérodynamiques entrent alors en ligne de compte. Les ingénieurs chargés de la conception de ces éléments doivent donc trouver le meilleur compromis entre

coût de fabrication, protection thermique, rendement aérodynamique, résistance mécanique et durée de vie.

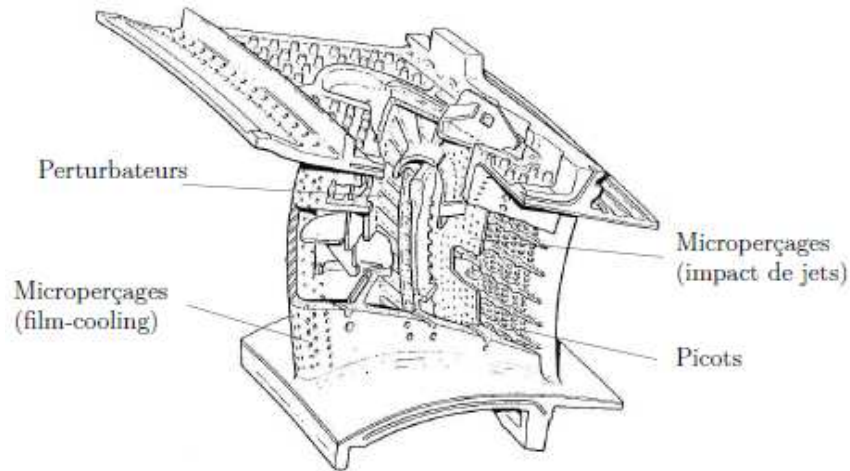


Figure. I.27. Représentation d'aube et de ses systèmes de refroidissement [13]

I.9. Le système barrière thermique

L'utilisation de systèmes barrière thermique sur les aubes des turbines aéronautiques permet d'améliorer leurs performances, en leur faisant supporter une température plus élevée ou augmentant leur durée de vie. Soumis à un environnement très sévère, ces systèmes subissent non seulement des dégradations liées à leur oxydation à haute température (dégradations intrinsèques) mais aussi des dégradations dues à des impacts de particules et à des dépôts d'oxydes en leur surface (dégradations extrinsèques). [14]

I.9.1. Présentation du système barrière thermique

Les barrières thermiques sont des systèmes multicouches composés d'une couche de céramique isolante déposée à la surface du superalliage constitutif de l'aube de turbine sur une couche de liaison intermédiaire qui assure la protection du superalliage contre l'oxydation. Entre la couche de liaison et la couche de céramique, se développe, dès l'élaboration du système, une couche d'alumine qui croît en service, par réaction entre l'oxygène qui diffuse à travers la couche de céramique et l'aluminium contenu dans la couche de liaison

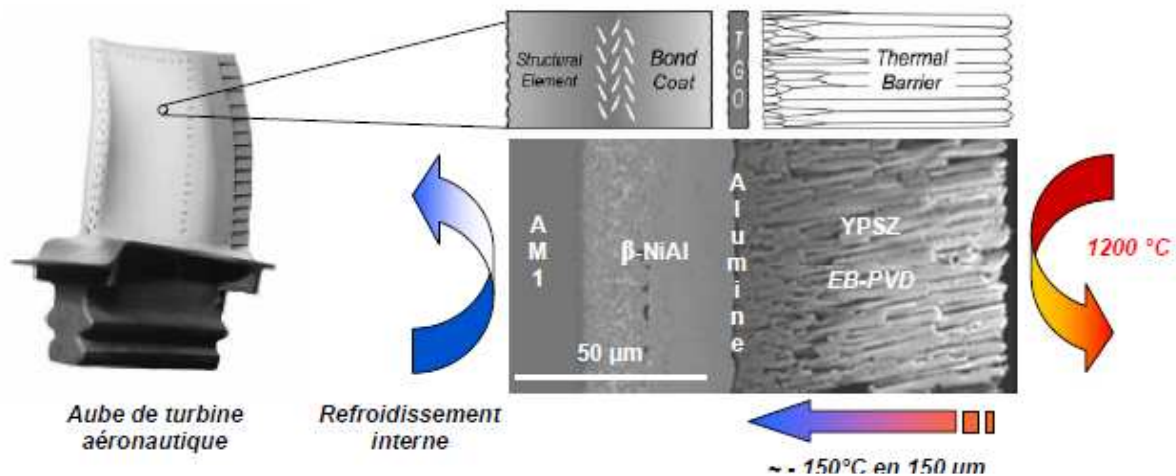


Figure. I.28. Système barrière thermique [15]

Si la température des gaz de combustion peut atteindre 1600°C , la température en surface de la couche de céramique atteint, elle, typiquement 1200°C . La couche de céramique permet un abaissement de la température d'environ $1\text{ K}/\mu\text{m}$, soit un abaissement global de 100 à 150°C en fonction de son épaisseur. En condition de service, la température de la couche de liaison est comprise entre 1000 et 1100°C . [15]

I.9.2. Modes de dégradation

La ruine des systèmes barrière thermique survient par écaillage de la couche de céramique. Le métal mis à nu est alors dangereusement exposé aux gaz chauds. Aux mécanismes accompagnant les phénomènes d'oxydation à haute température (dégradations intrinsèques) s'ajoutent des dégradations liées aux impacts de particules et aux dépôts d'oxydes en surface des pièces (dégradations extrinsèques).

I.9.3. Dégradations intrinsèques

L'adhérence de la couche de céramique est affectée par les modifications microstructurales qui accompagnent l'oxydation de la couche de liaison en condition de service. L'écaillage de la protection thermique qui, *in fine*, conduit à la ruine du système (Figure 29), résulte d'une fissuration qui s'amorce et se propage au niveau de la couche d'alumine interfaciale.

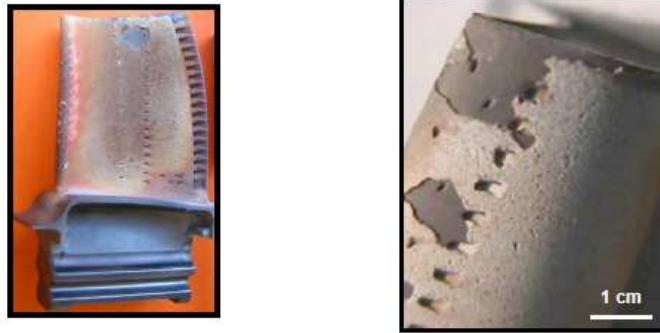


Figure. I.29. Ecaillages de la couche de céramique de systèmes barrière thermique pour aube de turbine (photos Snecma) [15]

I.9.4. Dégradations extrinsèques

En fonctionnement, diverses particules peuvent entrer dans la turbine (sable, poussières, , particules métalliques arrachées à certaines parties du moteur, *etc.*).

Outre des dommages locaux n'affectant généralement qu'une épaisseur limitée de la couche céramique, provoqués instantanément par l'impact de particules pouvant atteindre des dimensions millimétriques, des phénomènes d'érosion plus progressifs, liés à l'action de particules plus petites, peuvent conduire à la disparition totale de la couche de céramique sur des zones étendues, notamment sur le bord d'attaque des aubes. [15][16]



Figure. I.30. disparition de la couche de céramique par érosion.

Ce phénomène, en entraînant une augmentation importante de la rigidité de la couche de céramique infiltrée, peut conduire à des fissurations en condition de service qui mènent à la perte d'une partie de la protection thermique [14] (Figure 31). Par ailleurs, une interaction chimique peut survenir entre les dépôts de CMAS et la zircone yttrée, susceptible de provoquer une dissolution de la couche de céramique.

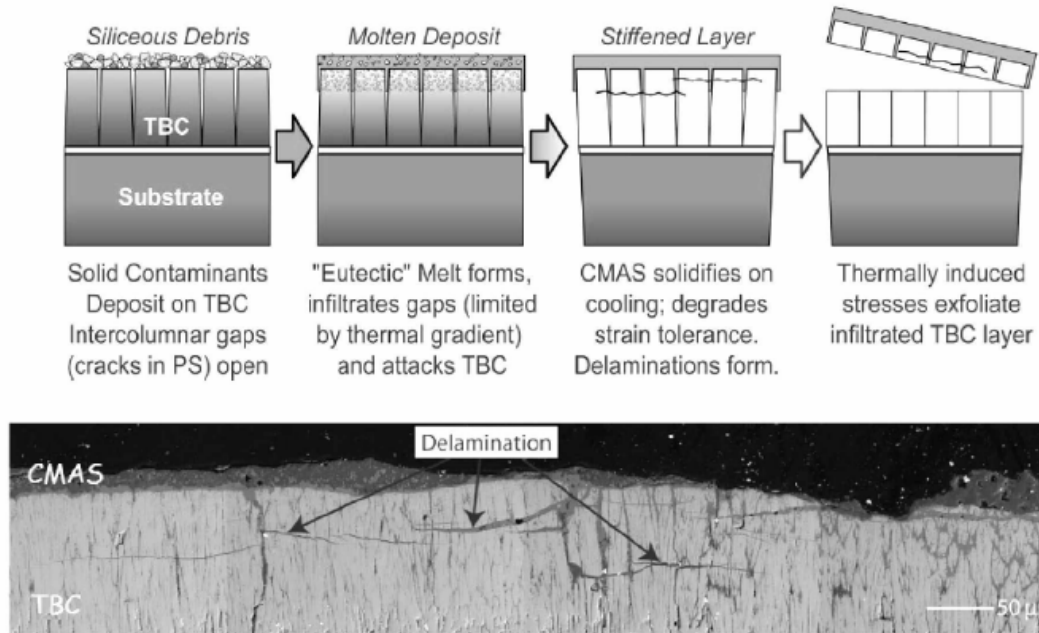


Figure. I.31. Mécanisme de dégradation d'un système barrière thermique par interaction avec des dépôts de CMAS [16]

Conclusion :

Les aubes de turbine et dans la plupart des cas ont des géométries complexes et des surfaces de forme libre. L'optimisation du temps pour le développement de la production et le lancement de la production est un facteur décisif pour la compétitivité. La mesure de la géométrie du produit est nécessaire dans presque toutes les étapes de production et dans chaque étape d'itération. Les données mesurées sont comparées avec les géométries nominales (des données de CAO ou de parties de base).

CHAPITRE II

MATÉRIAUX ET PROCÉDÉS DE FABRICATION DES AILETTES

I. Introduction :

Les produits mécaniques prennent chaque jour une place de plus en plus importante, que ce soit dans le secteur du transport, de l'énergie, de la communication... Ces produits doivent répondre aux exigences des clients tout en ayant un coût de revient le plus faible possible. Pour garantir leur conformité, il faut que chacune des pièces qui le composent assure des fonctions techniques précises. Ces fonctions sont souvent obtenues par la géométrie des pièces du mécanisme.

Alors, la conception et la fabrication des pales jouent un rôle fondamental dans la performance finale du système. Le but est donc de définir, dès la conception, une géométrie de pales performantes et économiquement réalisables.

II.2. la fabrication des ailettes

La compétitivité de l'usinage d'ailette de turbines à gaz et à vapeur est un défi car ces pièces regroupent la plupart des caractéristiques les plus difficiles à usiner :

- l'usinabilité des matières dans lesquelles sont faites les pièces est variable (certaines matières nécessitent des plaquettes spécifiques),
- des quantités très importantes de matière doivent être enlevées et de bons états de surface doivent être produits (sans effets négatifs sur les aubes, notamment des contraintes résiduelles),
- la forme des pièces est complexe (certaines aubes demandent une programmation FAO avancée avec les meilleures méthodes),
- les aubes sont sujettes aux vibrations pendant l'usinage (pièces longues et minces qui demandent des outils avec une coupe légère capables d'absorber les vibrations),
- l'efficacité de la production est importante (production de grands volumes),
- plusieurs outils sont nécessaires et ils doivent être appliqués correctement (du simple surfaçage au profilage avec 4 ou 5 axes). [17]

II.2.1. Fraisage des aubes de turbines

Les aubes des turbines sont fraisées avec une précision de forme de l'ordre du centième de millimètre.

II.2.1.1. Ebauche de brut quelconque 3D :

L'aube de turbine est usinée à partir d'une ébauche librement définie ou quelconque. La stratégie évite automatiquement les trajets à vide dans les parties en contre-dépouilles. Des profondeurs de coupe régulières et l'avance indépendante des axes de rotation offrent des conditions de coupe constantes. Le serrage des axes de rotation permet d'utiliser des outils de plus grande taille et d'obtenir un débit de copeaux en volume élevé. (Figure II.1)

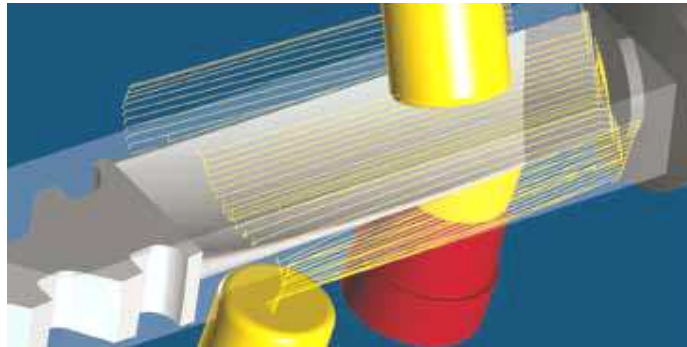


Figure II.1 Ebauche de brut quelconque [18]

II.2.1.2. Usinage en bout d'aube de turbine 5 axes :

Ce cycle permet la finition des surfaces de la pale. Le trajet d'outil hélicoïdal peut être généré comme un usinage simultané 4 axes ou 5 axes. Pour les fraises cylindriques et toriques, l'angle guide est toujours automatiquement corrigé pour ne pas endommager les surfaces et pour que seule la partie coupante de l'outil soit sollicitée.

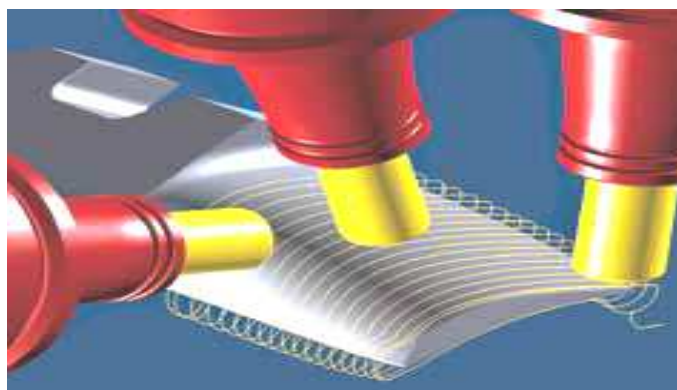


Figure. II.2. Usinage en bout d'aube de turbine 5 axes [18]

II.2.1.3. Usinage en roulant d'aubes de turbine 5 axes :

La partie située entre la pale et les surfaces latérales, qui ne peut être fraisée avec l'usinage en bout 5 axes, est usinée avec l'usinage des flancs 5 axes. Les angles guides et d'inclinaison latérale offrent d'excellentes conditions de coupe. Par ailleurs, l'usinage des

flancs 5 axes permet de créer rapidement des surfaces latérales légèrement courbées avec l'usinage en roulant.

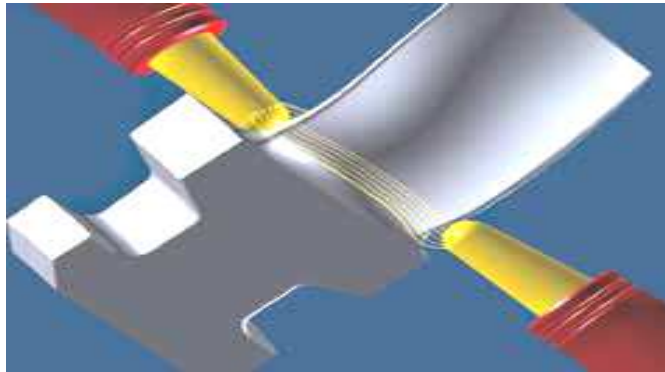


Figure II.3. Usinage en roulant d'aubes de turbine 5 axes [18]

La géométrie des aubes de turbines détermine l'efficacité des moteurs d'avions, des turbines à vapeur ou des turbo chargeurs. La tendance s'oriente clairement vers les profilés minces en matériaux durs. Les aciers fortement alliés sont les matériaux les plus simples qui sont usinés dans les centres de fraisage de Starrag Heckert. Désormais, on serre fréquemment des alliages à base de titane ou de nickel dans les machines. S'ajoute à cela le fait que les aubes sont produites en série.

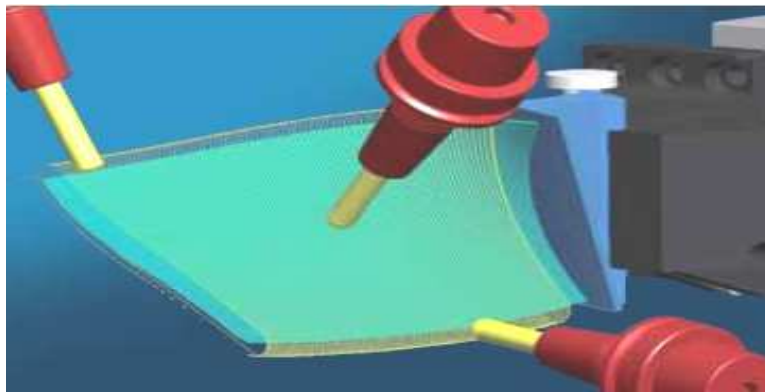


Figure II. 4. Usinage en bout en 5 axes d'une aube de turbine: La finition des pales est réalisée par un usinage en continu. [18]

Lors d'usinage, des défauts apparaissaient jusqu'à présent à la surface: marques de retour, arêtes écrasées ou traces de broutage. Même si toutes les tolérances étaient respectées, on pouvait voir fréquemment sur les anciennes aubes de turbines des «ghostlines» ou des traces de broutage. Une surface aussi impeccable ne pouvait jusqu'à présent être obtenue que par une opération supplémentaire de meulage, un procédé qui est cependant contesté, étant donné qu'il risque de modifier la géométrie des aubes. Ce sont surtout les surfaces d'amenée d'air qui sont délicates. [19]

II.2.2. Moulage des aubes de turbine à gaz

II.2.2. 1.Moulage au contact

a. Principe

Procédé manuel pour la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée. [20]

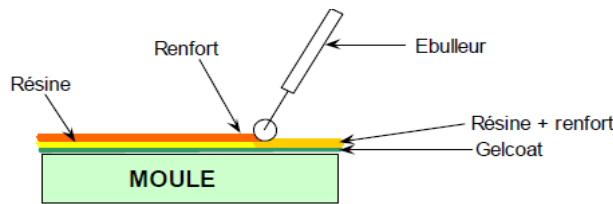


Figure II.5. Schéma de moulage au contact. [20]

b. Caractéristiques principales

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> • Très larges possibilités de forme. • Pas de limite dimensionnelle. • Une surface lisse, gel coartée (aspect, tenue à la corrosion). • Propriétés mécaniques moyennes à bonnes investissements spécifiques très faibles. • Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne. 	<ul style="list-style-type: none"> • Une seule face lisse. • Nécessité de finition (détourage, percage, etc,...) • Qualité tributaire de la main d'œuvre. • Faible cadence de production par moule. • Espace de travail important. • Conditions de travail médiocres.

Tableau. II.1. Caractéristiques de moulage au contact. [20]

II.2.2. 2.Moulage par projection

a .principe

Procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables à température ambiante et sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :

- un dispositif de coupe - projection du renfort
- un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

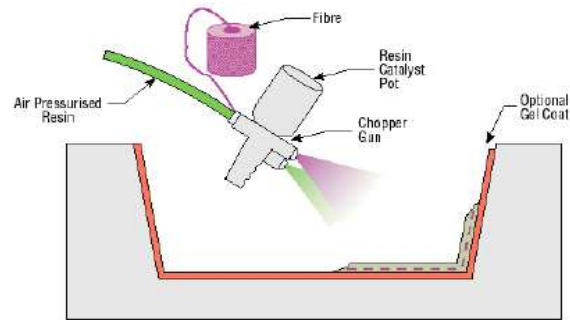


Figure II.6. Chemat de Moulage par projection [14]

b. Caractéristiques principales

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> • Très larges possibilités de forme et dimensions. • Travail simplifié, suppression de la mise en forme obtenue directement par la projection. • Productivité plus élevée qu’au contact. • Investissements très modérés. • Moules simples, peu onéreux. Rapides à réaliser en interne. 	<ul style="list-style-type: none"> • Une seule face lisse. • Propriétés mécaniques moyenne. • Qualité tributaire de la main d’œuvre. • Conditions de travail très médiocres si absence d’agencements nécessaires.

Tableau. II.2. Caractéristiques de moulage par projection.[14]

II.2.2. 3.Moulage sous vide

a. Principe

Le moulage sous vide s'effectue entre moule et contre-moule rigide, semi-rigide ou souple suivant la technologie de mis en œuvre.

Le renfort (mat, tissu, préforme) est placé à l'intérieur du moule ; la résine catalysée est versée sur le renfort. On utilise la pression qui s'exerce sur le moule lors de la mise sous vide pour répartir la résine et imprégner le renfort. [21]

b. Caractéristiques principales

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> • Deux faces lisses, éventuellement gelcoatées • Qualité non tributaire de la main d’œuvre. • Qualité constante. • Bonne cadence de production • Nécessite peu de surface • Investissement très modérés. • Bonnes conditions de travail et d’hygiène. 	<ul style="list-style-type: none"> • Possibilités de formes plus réduites qu’au contact. • Mise au point parfois difficile.

Tableau. II.3.caractéristiques de moulage sous vide. [21]

II.2.2. 4. Moulage à cire perdue

La fonderie cire perdue ou à modèles non permanents est issue des métiers d'art, où la nécessité de reproduire des objets en métal était nécessaire (duplication de sculptures en bronze par exemple).

L'industrie s'est très vite intéressée à ce procédé qui lui permettait d'obtenir des formes très complexes, difficilement réalisables par des procédés de fonderie (sable, moule permanent...) ou d'usinage classique. En effet le procédé cire perdue consiste à réaliser un moule céramique (carapace) autour d'une pièce modèle généralement en cire. Cette carapace, vidée de la pièce modèle, est remplie de métal liquide. Lorsque le métal est solidifié, la carapace est détruite pour obtenir la pièce métallique.

Ce procédé permet ainsi de mouler des pièces pour lesquelles la réalisation d'un moule permanent pour la fonderie serait très complexe et donc coûteuse.

Procédé de précision, les caractéristiques dimensionnelles des pièces, mais surtout d'état de surface sont supérieures aux autres procédés de fonderie.[22]

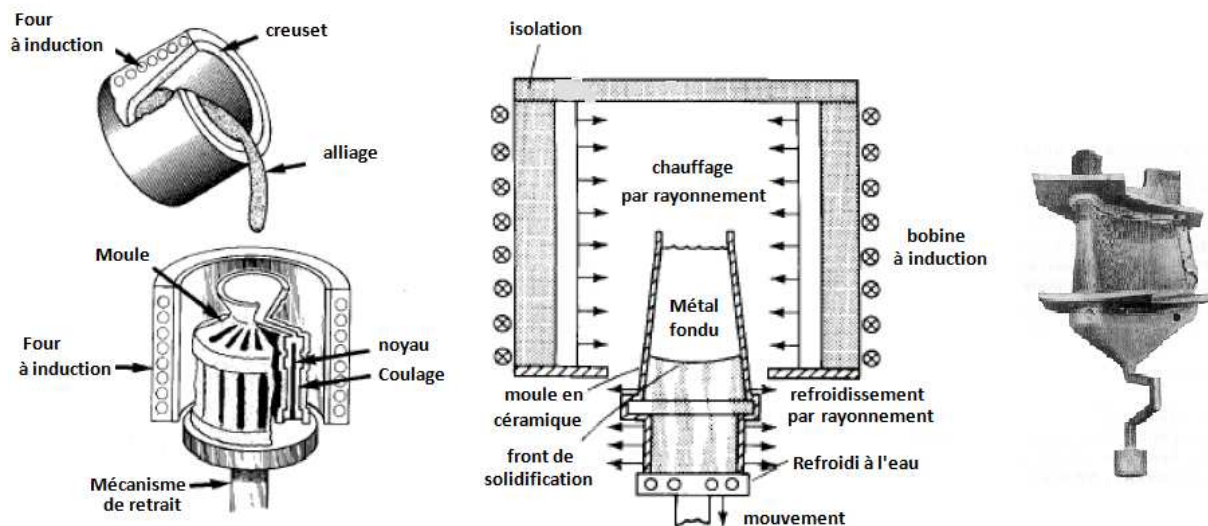


Figure II. 7. Schéma de principe de moulage à cire perdue. [22]

II.15. Choix du matériau pour réalisation d'aube

Bien qu'il ait connu depuis longtemps que l'augmentation de la température d'entrée de turbine dans les résultats de moteurs aéronautiques dans les moteurs plus efficaces, les limites de fusion des métaux ont certainement restreint ces températures. Par conséquent, différents

matériaux et revêtements résistants à la température ont été considérés un certain nombre de plus en plus la température des alliages d'aubes de turbine efficace sont présentés dans la figure .II.32. [14]

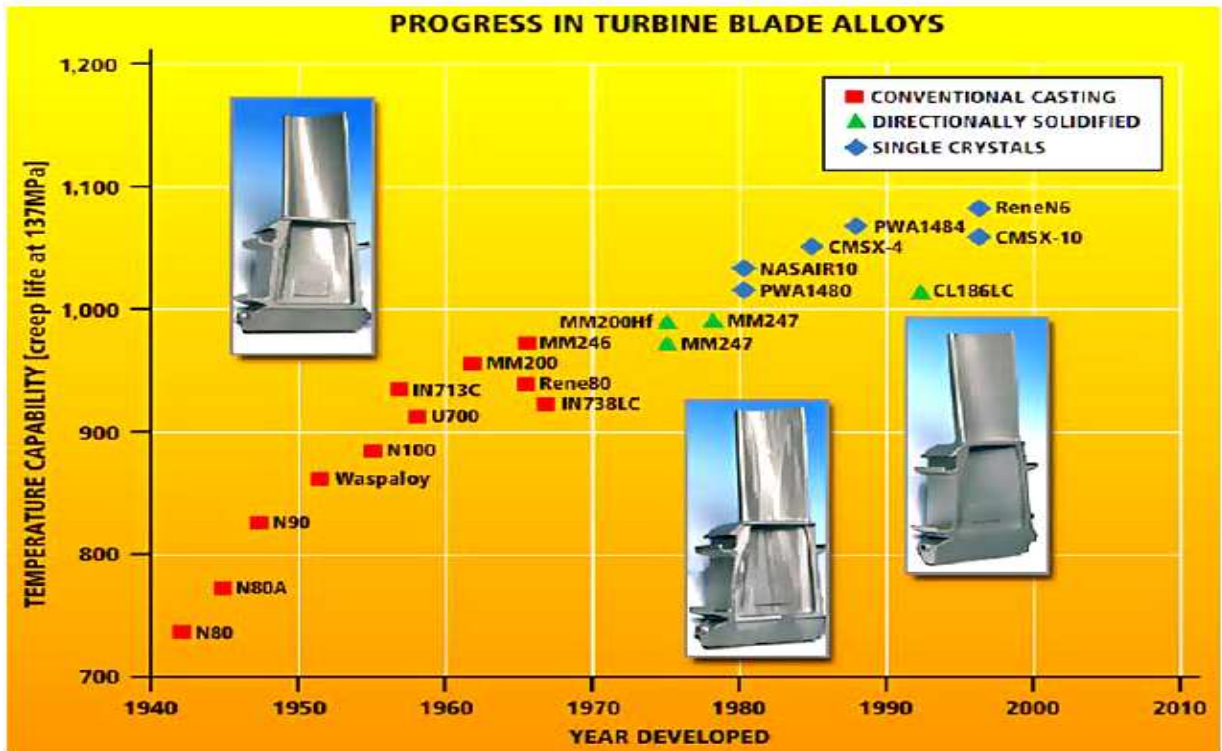


Figure II.8. Développement de matériaux d'aube depuis 1940 à notre jour [23]

II.12. Les superalliages

Un superalliage ou alliage à haute performance est un alliage métallique présentant une excellente résistance mécanique et une bonne résistance au fluage à haute température (typiquement 0,7 à 0,8 fois sa température de fusion), une bonne stabilité surfacique ainsi qu'une bonne résistance à la corrosion et à l'oxydation. Les superalliages présentent typiquement une structure cristalline cubique à face centrée de type austénitique. Les éléments d'alliages à la base d'un superalliage sont le plus souvent le nickel, le cobalt et le fer, mais aussi le titane ou l'aluminium.[24]

Le développement des superalliages s'est appuyé à la fois sur des innovations dans les domaines de la chimie et des processus de fabrication, réalisées dans les domaines de l'aérospatial et de l'énergie. Les superalliages trouvent leurs applications habituelles dans les

turbines des moteurs d'avion (aubes de turbine des veines chaudes des turboréacteurs), les turbines à gaz, ou les turbines de l'industrie marine.

Les superalliages sont des matériaux métalliques destinés à des usages à haute température comme les zones chaudes des turbines à gaz ou des turboréacteurs. Ils permettent notamment des gains de rendement en offrant la possibilité à ces systèmes de fonctionner à des températures plus élevées.

On peut diviser les superalliages en trois familles :

- ✓ Alliages à base de fer-nickel-chrome ;
- ✓ Alliage à base de nickel ;
- ✓ Alliage à base de cobalt.

Leur résistance élevée au flue est due principalement aux trois facteurs :

- Refroidissement de la matrice par addition des éléments : molybdène, tungstène, cobalt, niobium, tantale, vanadium ;
- Présence d'une phase intermétallique finement précipitée ;
- Présence de carbures.

II.12.1. Les superalliages à base de nickel

Ils sont connus 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.[24]

II.12.2. Structure d'un superalliage

Les superalliages à base de nickel contiennent des précipités cohérents de la phase ordonnée γ' dans la matrice CFC γ .

un superalliage et un solide biphasique :

- une **matrice** : système cF désordonné (appelé phase γ)
- des **précipités** : formant un système cF ordonné NiAl_3 (phase γ')

Ces deux phases sont mixées sans qu'il y ait rupture de la structure :

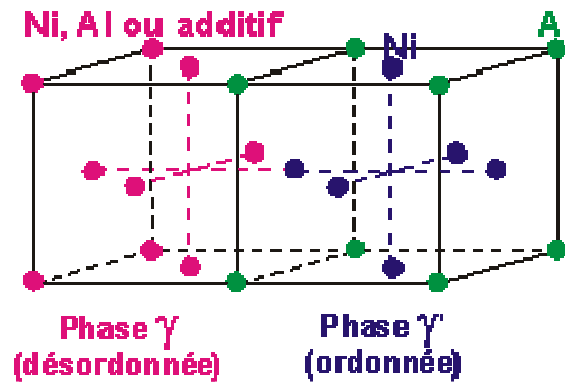


Figure II. 9. Structure d'un superalliage.

Le facteur de durcissement de ces alliages et surtout la phase intermétallique γ' , à structure cubique, cohérente avec la matrice nickel-chrome. Sa composition est $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$; elle peut contenir également, en solution, du chrome ou du cobalt ; d'autres phases intermétalliques peuvent précipiter dans les superalliages à base de nickel, telle que la phase orthorhombique Ni_3Nb .

Les dislocations produites par le fluage rencontrent, au cours de leur déplacement, ces particules γ' , qu'elles sont obligées de cisailer ou de contourner, nécessitant une contrainte mécanique supplémentaire.

Le mouvement des dislocations est contraint de suivre les couloirs très étroits qui séparent les précipités cubitiaux (Fig.10)

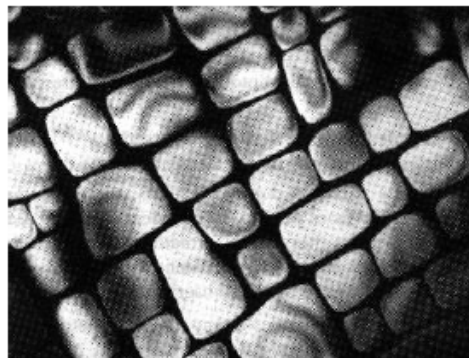


Figure II.10. Morphologie des précipités γ' (MET) [24]

Dimensions des précipités de γ' (d'environ 64 angströms) dans la phase γ fait baisser énormément les performances à haute température d'environ 80%. La dimension de ces précipités peut être contrôlée en faisant un recuit du superalliage.

La figure 33 montre la morphologie de la précipitation de la phase γ' (réplique au carbone, microscopie électronique). L'addition du molybdène a pour effet d'arrondir les particules γ' .

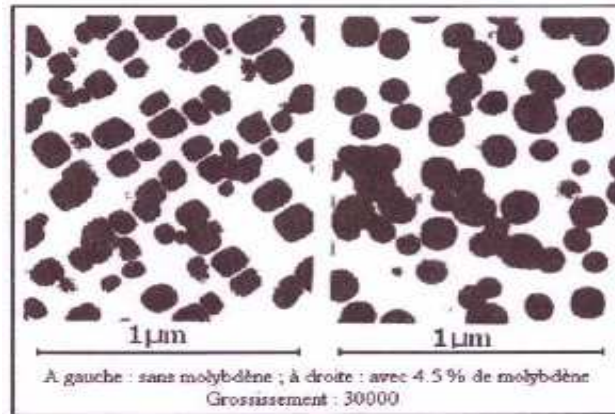


Figure II. 11. Morphologie de précipitation de la phase γ' dans l'alliage à base de nickel contenant 20% de chrome et 2.5% de titane.[24]

II.13. L'INCONEL 738

II.13.1. Introduction

L'inconel un alliage constitué de Nickel, de fer et de Chrome. Contrairement aux aciers inoxydables qui sont tous à base de fer et alliés avec du nickel et du chrome, certains Inconels sont à base de nickel et alliés avec du chrome et du fer, comme par exemple l'Inconel 738. 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. [12]

II.13.2. Les propriétés de l'inconel

Ses propriétés mécaniques et son apparence sont comparables à celles de l'acier inoxydable. Sa résistance mécanique à la traction varie de 690 à 1 275 MPa (100 000 à 185 000 psi) selon l'alliage. Ils ont les mêmes avantages que les aciers inoxydables par rapport aux aciers carbonés, mais en plus marqués. La résistance à la chaleur est beaucoup plus importante ($\pm 900^\circ$). Évidemment, ils sont aussi beaucoup plus chers, la décision de les utiliser est calculée sur la durée de vie prévue et la rentabilité de l'application. Les inconels

sont fréquemment utilisés dans l'aéronautique et plus particulièrement pour les pièces des parties chaudes des réacteurs. Ils sont aussi utilisés dans les centrales nucléaires [25]

L'inconel738 est un superalliage à base de nickel de large utilisation pour les applications de haute température, spécialement pour la fabrication d'aubes de turbines à gaz récentes. Il présente une bonne résistance au fluage et à la corrosion sèche

Deux versions de cet alliage sont produites :

- Inconel 738C (high carbon version)
- Inconel 738LC (low carbon version).

La différence entre les deux est le pourcentage de carbone, le premier avec 0.17%C et le deuxième avec 0.11%C le premier est largement utilisé.

II.13.3. Composition de l'inconel

Le tableau II.3.présente la composition chimique de l'inconel 738 ;

Elément	Composition (% en masse)			
	IN-738C (high carbon)		IN-738LC (low carbon)	
	Gamme	Nominale	Gamme	Nominale
Carbone	0.15-0.20	0.17	0.09-0.13	0.11
Cobalt	8.00-9.00	8.50	3.00-9.00	8.5
Chrome	15.70-16.30	16.00	15.70-16.30	16.00
Molybdène	1.50-2.00	1.75	1.50-2.00	1.75
Tungstène	2.40-2.80	2.60	2.40-2.80	2.60
Tantale	1.50-2.00	1.75	1.50-2.00	1.75
Niobium	0.60-1.10	0.90	0.60-1.10	1.75
Aluminium	3.20-3.70	3.40	3.20-3.70	3.40
Titan	3.20-3.70	3.40	3.20-3.70	3.40
Zirkonium	0.05-0.15	0.10	0.03-0.08	0.05
Bore	0.005-0.015	0.010	0.007-0.012	0.10
Fer	0.05max	*	0.05max	*
Manganèse	0.02max	*	0.02max	*
Silicium	0.30max	*	0.30max	*
Sulfure	0.015max	*	0.015max	*
Nickel	Balance	Balance (61)	Balance	Balance (61)

* minimum possible

Tableau .II.3.Composition chimique de l'inconel 738 [25]

La stabilité de l'inconel 738 est confirmée par l'essai de rupture à chaud (stress-rupture test) : après plus de 5000 heures, à une température de 815C° sous une contrainte de

280 MPa et après traitement thermique, aucune trace de phase sigma (σ) n'a été trouvée sur l'alliage, sachant que cette phase est instable.

II.13.4. La fabrication de l'inconel

L'IN-738 comme presque tous les superalliages à base de nickel, est fabriqué par la fonderie de précision (moulage en cire perdue).

Soudabilité :

Pour l'IN-738, le total (Al+Ti) est égal à 6.8% (nettement supérieure à 4%), par conséquent, cet alliage est ordinairement considéré non soudable. Pour le souder, il est conseillé de prendre toutes les précautions nécessaires choix du procédé de soudage, température pré/post-chauffage, traitements thermique... [25]

II.14. Les matériaux composites

II.14.1. Définition

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux, l'assemblage final ayant des propriétés supérieures aux propriétés de chacun des matériaux constitutifs, figure (II.12). On appelle maintenant de façon courante "matériaux composites" des arrangements des renforts qui sont noyés dans une matrice dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible, entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée interface. Ces matériaux composites sont la plupart du temps hétérogènes et anisotropes [26].

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

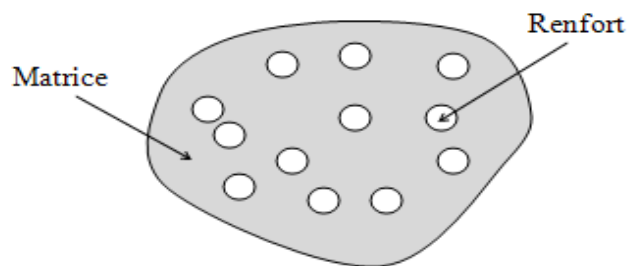


Figure II.12. Matériau composite. [26]

II.14.2. Classification des matériaux composites

La nature du matériau constituant la matrice permet de répertorier trois grandes classes de composites, considérées ici par ordre croissant de tenue en température : les composites (CMP), les composites (CMM) et les composites (CMC). Il est alors possible d'associer à ces trois types de matrice soit des renforts discontinus, dont toutes les dimensions sont très inférieures aux dimensions de la pièce, soit des renforts continus, dont au moins une dimension est du même ordre de grandeur qu'une dimension de la pièce. Les matériaux utilisés comme renforts présentent de bonnes propriétés mécaniques intrinsèques (carbone, alumine, silice, bore, kevlar, acier, nitrure et carbure de silicium...).

Lorsque les températures d'utilisation sont supérieures à 1000°C, on a recours aux composites à matrice céramique. Dans ce type de comportement, le renfort est généralement constitué de fibres longues en carbone, en silice ou en carbure de silicium assemblées par tissage multidimensionnel. Ce renfort poreux est infiltré par la matrice (carbone, silice, carbure de silicium) qui se trouve soit en phase liquide soit en phase gazeuse. La dernière étape d'élaboration consiste à densifier le composite par frittage sous haute pression à haute température. Ces matériaux sont développés essentiellement dans le domaine aérospatial en tant que structure thermique (disques de frein, tuyères, volets, tuiles ablatives...) en raison de leur haute résistance thermomécanique spécifique [27].

II.14.3. Les renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus) [26].

II.14.3.1. Classification des renforts

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure (II.13) :

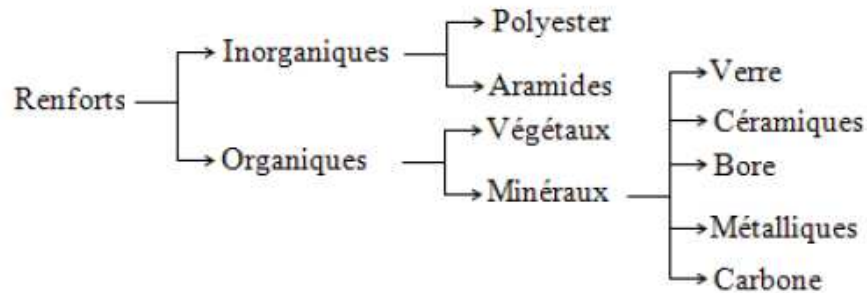


Figure II.13. Classification des renforts. [26]

-Fibre de verre :

Elles constituent le renfort essentiel des composites (GD). Elle est obtenue à partir de silice (SiO₂) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore). On distingue trois types de fibres de verre [21]:

- ✓ Verre E : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes.
- ✓ Verre R : pour les composites hautes performances.
- ✓ Verre D : pour la fabrication de circuits imprimés (propriétés diélectriques). Les avantages et les inconvénients des fibres de verre sont représentés sur le tableau (II.1) :

Avantages	inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> • Bonne résistance thermique et électrique • Bonne résistance aux agents chimiques et à l'humidité. • Bonne compatibilité avec les matrices organiques. • Faible cout. 	<ul style="list-style-type: none"> • Caractéristiques mécaniques moyennes, notamment la rigidité élastique. • Tenue au choc médiocre.

Tableau II.4. Avantages et inconvénients de la Fibre de verre [26].

-Fibre de carbone :

C'est la fibre la plus utilisées dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile), figure (II.14). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres de carbone [27] :

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



Figure II.14. Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments [25].

Les avantages et les inconvénients des fibres de carbone sont représentés sur le tableau (II.5) :

Avantages	inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> • Grande résistance à la traction et grande rigidité longitudinale. • Très bonne tenue en température sans chute de propriétés (jusqu'à 1500 C° en atmosphère non oxydante). • Inertie à la corrosion et aux agents chimiques. • Coefficient de dilatation longitudinal très faible. 	<ul style="list-style-type: none"> • Fragilité au choc, • Fragilité à la courbure ou au pliage. • Cout élevé.

Tableau. II.5. Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone [26].

-Fibre d'aramide :

Souvent appelée KEVLAR, la fibre d'aramide est issue de la chimie des polyamides aromatiques à liaisons amides dont les propriétés sont différentes des polyamides aliphatiques. Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes [17]:

- ✓ La fibre bas module (70 GPa): utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles.
- ✓ La fibre haute module (130 GPa): utilisées pour les composites HP.

-Fibre à base de bore : fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène [18].

-Fibre à base de silice ou de quartz : elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée.

-**Fibres de polyéthylène de haut module** : elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité. Pour des structures peu sollicitées, on peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester

Les caractéristiques des renforts sont représentées dans le tableau (1.3).

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

Tableau II. 6. Caractéristiques moyennes des renforts [26].

II.14.4. Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée. Il existe différentes géométries et textures de renforts [27] :

1. Les unidirectionnels (UD)

Dans une nappe unidirectionnelle, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère, figure (II.15). Taux de déséquilibre très grand.

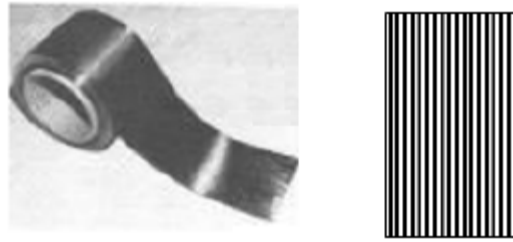


Figure II.15. Une nappe unidirectionnelle [28].

2. Les tissus

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise.

-Toile ou taffetas : chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement, figure (II.16). Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques.



Figure II. 16. Tissu forme toile

-Serge : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au dessus de (m) fils de chaîne, figure (II.17). Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils [28].



Figure II.17. Tissu forme serge.

- *Satin* : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs ($n-1$) fils de trame et réciproquement, figure (II.18). Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique. Comme un tissu est difficilement déformable sur une surface gauche, on réalise également pour des utilisations spécifiques des armures bi ou tridimensionnelle [28].

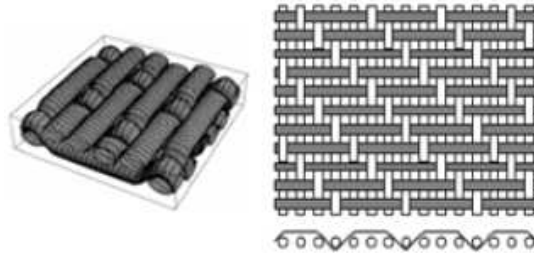


Figure II.18. Tissu forme satin.

II.14.5. Les matrice

La matrice a pour rôle de lier les fibres renforts, d'assurer une répartition spatiale homogène des renforts, transmettre aux renforts les efforts extérieurs et de les répartir, apporter la tenue chimique de la structure et donner la forme désirée au produit, figure (II.19).

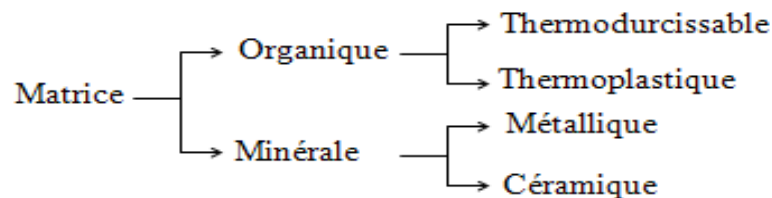


Figure II.19. Classification des matrices.[29]

a . 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.

- ✓ 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.
- ✓ La structure des (TD) a la forme d'un réseau tridimensionnel qui se pont (double liaison de polymérisation) pour durcir en forme de façon définitive, lors d'un échauffement. La transformation est donc irréversible [26].

Les principales différences entre les Matrices (TP) et (TD) sont représentées dans le tableau (II.7)

Matrices	Thermoplastiques (TP)	Thermodurcissables (TD)
Etat de base	Solide prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
stockage	illimité	réduit
Moulage	Chauffage+ refroidissement	Chauffage continu
cycle	court	long
Tenue thermique	réduite	bonne
Tenue au choc	Assez bonne	limitée
Chutes et déchets	recyclables	Perdus ou recyclés en charge
Mouillabilité renforts	difficile	aisée

Tableau. II.7. Principales différences entre les Matrices TP et TD [26]

Les caractéristiques des matrices thermoplastiques sont représentées dan le tableau (II.8) :

Matrices TP →	PP	PPS	PA	PES	PEI	PEEK
↓ Caractéristiques						
Masse volumique (Kg/m ³)	900	1300	1100	1350	1150	1300
Module d'élasticité longitudinal (MPa)	1200	4000	2000	3000	3300	4000
Coefficient de poisson	0.4		0.35	/	/	/
Coefficient de dilatation thermique (C ⁻¹)*10 ⁵	9	5	8	6	6	5
Contraintes de rupture Traction (MPa)	30	65	70	85	105	90
Allongement à rupture(%)	20à400	100	200	60	60	50

Tableau. II.8. Caractéristiques mécaniques des résines thermoplastiques.[26]

Les caractéristiques des matrices thermodurcissables sont représentées dan le tableau (II.9) :

Matrices TD Caractéristiques	Epoxyde	Phénolique	Polyester	Polycarbonate	Vinylester	Silicone	Uréthane	Polyimide
Masse volumique (Kg/m ³)	1200	1300	1200	1200	1150	1100	1100	1400
Module d'élasticité longitudinal (MPa)	4500	3000	4000	2400	3300	2200	700à7000	4000 à 19000
Module de cisaillement (MPa)	1600	1100	1400	/	/	/	/	1100
Coefficient de poisson	0.4	0.4	0.4	0.35		0.5	/	0.35
Coefficient de dilatation thermique (C ⁻¹)*10 ⁵	11	1	8	6	5	/	/	8
Contraintes de rupture Traction (MPa)	130	70	80	60	75	35	30	70
Allongement à rupture(%)	2	2.5	2.5	/	4	/	100	1

Tableau II.9 caractéristiques des matrices thermodurcissables [26]

b. 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.

c. 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) [29].

II.14.6. Architecture des matériaux composites

L'ensemble des procédés de mise en œuvre montre la prépondérance d'une conception des pièces en matériaux composites :

- Par surface : plaques, coques

- Par stratification de couches successives

a. Monocouches :

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort: à fibres longue (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibre courtes.

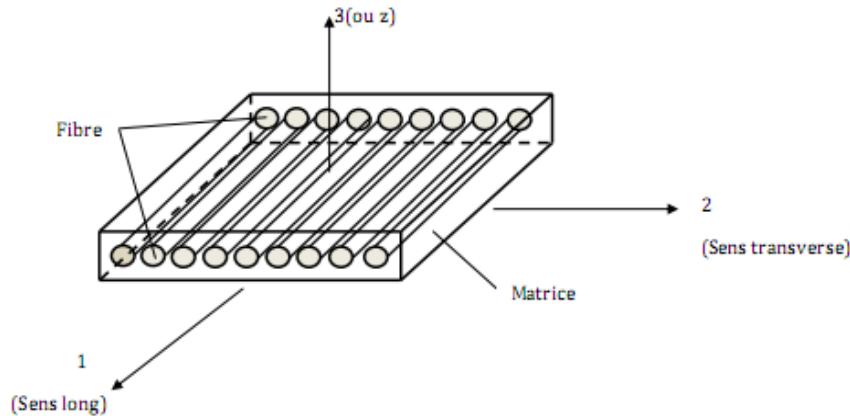


Figure II.20. pli à renforcement unidirectionnel. [30]

b. Stratifiés :

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacune une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches, et désigné comme le référentiel commun aux couches, et désigné comme le référentiel du stratifié (Figure. II.21).

Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques. On pourra avoir des stratifiés du type : [30]

1. Equilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+\theta$ que de couches orientées suivant la direction $-\theta$.
2. Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen.
3. Antisymétrique : stratifié comportant des couches disposées non symétriquement par rapport à un plan moyen.
4. Croisé : stratifié comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .
5. Hybride : les couches successives comportent des fibres de natures différentes, il s'agit d'un stratifié hybride.

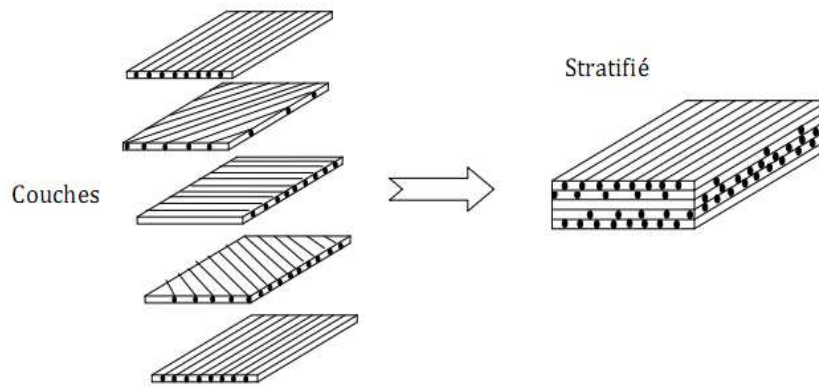


Figure II.21. Constitution d'un stratifié [30]

II.14.7. Composites sandwichs

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux « feuilles », appelées peaux, possédant de bonnes caractéristiques en traction. L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité. Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix). Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme - peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence [31].

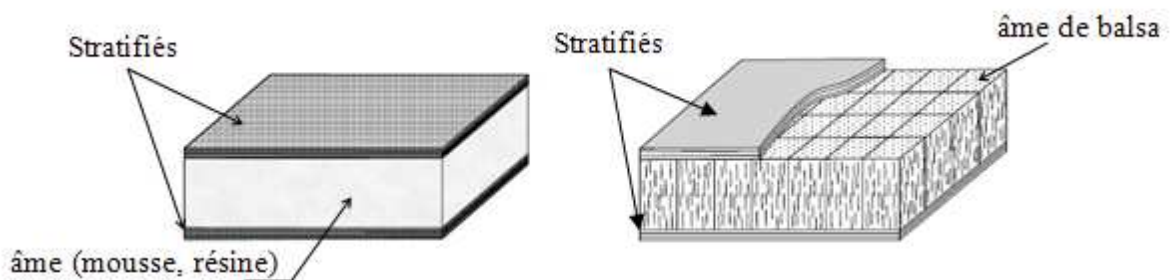


Figure II. 22. Matériaux sandwichs à âmes pleines. [30]

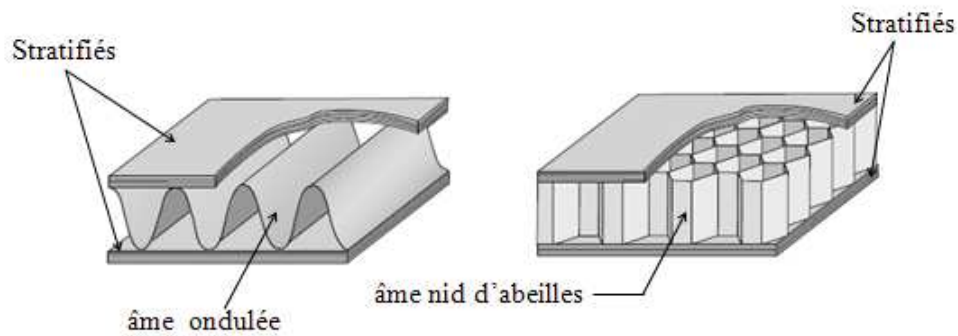


Figure II.23. Matériaux sandwichs à âmes creuses.

II.14.8. Etapes de la mise en œuvre des matériaux composites

Les étapes de la fabrication d'un matériau composite consistent à assembler les renforts avec une matrice polymère tout en établissant une bonne interface entre les deux matériaux. Lors de la mise en œuvre, la nature, les propriétés physiques, chimiques et thermiques des différents constituants influencent les mécanismes de transformation des matériaux, la matrice peut passer de l'état liquide à l'état solide ou être fondue à haute température avant d'être solidifiée. La fabrication des matériaux composites (TD) comprend l'imprégnation du renfort par la résine. Le compactage et la polymérisation de la résine lors de sa cuisson, figure (II.24). Pour les matériaux composites (TP) l'imprégnation et la consolidation se font généralement à haute température et la solidification est obtenue lors du refroidissement, figure (II.25). Pour les deux classes de polymères, la mise en œuvre peut se faire en deux étapes: la confection de pré imprégné est réalisée séparément, puis la polymérisation ou la consolidation respectivement sont achevées durant la fabrication des pièces [30].

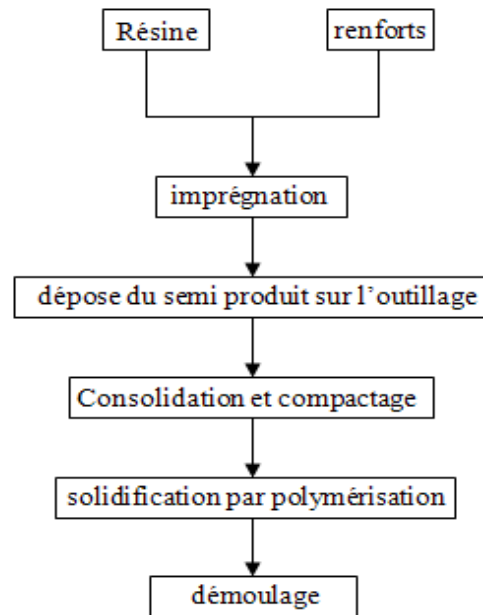


Figure II. 24. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TD).

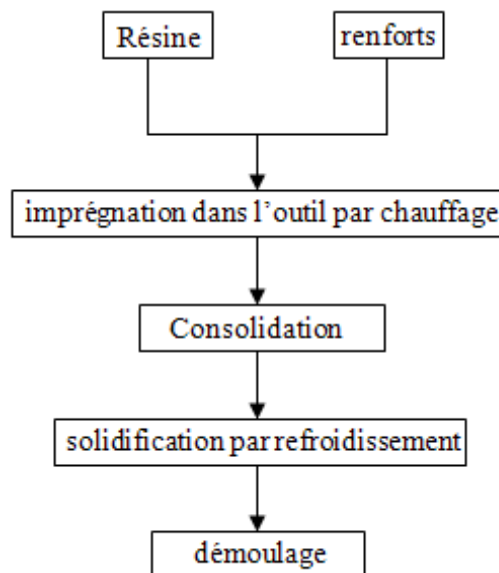


Figure II. 25. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TP).

II.15. L'ALUMINE

Dans notre étude nous proposons de réaliser une aube de réaction de turbine à gaz en matériaux composite, la matrice choisie est une céramique technique soit alumine (oxyde d'aluminium Al_2O_3) : bonne tenue mécanique aux températures élevées, bonne conductivité thermique, grande résistivité électrique, grande dureté, bonne résistance à l'usure, inertie chimique (tableau II.10). Cette matrice est renforcée par des fibres de carbone.

Propriétés	Valeur
Propriétés physiques : <ul style="list-style-type: none"> • Masse volumique (g/cm³) • Poids moléculaire (g/mole) • Température maximale d'utilisation sous air (C°) 	<p>3.9</p> <p>102</p> <p>1700-1800</p>
Propriétés mécaniques : <ul style="list-style-type: none"> • Module d'Young (Gpa) • Coefficient de poisson. • Résistance à la flexion (Mpa) • Ténacité (Mpa.m^{1/2}) 	<p>300-400</p> <p>0.25</p> <p>380</p> <p>2-3</p>
Propriétés thermique : <ul style="list-style-type: none"> • Chaleur spécifique (J/K/kg) • Conductivité thermique (W/m/K) -à20°C -à500°C • Dilatation linéaire (x10⁻⁶) de 20 à 1000°C • Point de fusion (°C) 	<p>900</p> <p>26-35</p> <p>10-15</p> <p>8-9</p> <p>2050</p>
Propriété électrique : <ul style="list-style-type: none"> • Constante diélectrique • Résistivité électrique à 20 °C (Ohm.cm) • Résistance diélectrique (kV/mm) 	<p>9-10</p> <p>>10¹⁴</p> <p>10-20</p>

Tableau .II.10. Quelques propriétés : mécaniques, physiques, thermiques, électriques pour l'alumine.

II.15.1.Composite à matrice céramique

Les composites à matrice céramique ou CMC sont des matériaux composites faisant partie des céramiques techniques. Ils sont caractérisés par un ensemble de fibres céramiques incorporées dans une matrice également céramique. Fibres et matrice peuvent en principe être constituées de toutes les céramiques connues, en y incluant même le carbone.[32]

II.15.2. Propriétés des composites à matrice céramique

a. Propriété mécanique

L'amélioration indiquée en introduction des propriétés mécaniques par l'insertion de fibres céramiques dans la matrice céramique est basée sur le mécanisme suivant :

La mise en tension forme dans la matrice des fentes, comme dans le matériau non composite, pour des allongements supérieurs à 0,05 %, selon le type de matériau, et les fibres forment un pont à travers la fente. Ce mécanisme suppose que la matrice peut glisser le long des fibres, c'est-à-dire, n'est que faiblement liée mécaniquement à elles. Si l'adhésion entre la matrice et les fibres était forte, les fibres subiraient dans l'ouverture de la fente un allongement

extrême et devraient y résister, ce qui n'est pas le cas. Ceci signifie que dans le cas d'une forte adhérence, la fente de la matrice casserait aussi les fibres, et la céramique composite présenterait le même comportement fragile que la céramique non renforcée.

b. Propriétés thermiques et électriques

Les propriétés thermiques et électriques des céramiques composites dépendent des composants : fibres, matrice et pores, ainsi que de leur disposition. L'orientation des fibres conduit en outre à des valeurs dépendantes de la direction (anisotropes).

Parmi les céramiques composites les plus couramment disponibles actuellement, on peut résumer ainsi :

Les céramiques composites à base d'oxydes restent de très bons isolants électriques, et ont une meilleure isolation thermique que les céramiques homogènes, en raison de leur porosité. L'utilisation de fibres de carbone élève les conductivités électrique et thermique dans la direction des fibres, dans la mesure où elles sont mises directement en contact. [32]

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 bore ... sont 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. [33]

CHAPITRE III

CHOIX D'ÉLÉMENT FINI POUR LE
COMPORTEMENT
THERMOMÉCANIQUE

III.1.Introduction

La méthode des éléments finis (MÉF) est une manière numérique de résoudre certains des problèmes de physique. C'est une méthode qui permet de déterminer une solution approchée sur un domaine spatial, c'est-à-dire qui permet de calculer un champ (de scalaires, de vecteurs, de tenseurs) qui correspond à certaines équations et à certaines conditions imposées.

La méthode consiste à découper le domaine spatial en petits éléments, également appelés mailles, et à rechercher une formulation simplifiée du problème sur chaque élément, c'est-à-dire à transformer le système d'équations quelconque en un système d'équations linéaires. Chaque système d'équations linéaires peut se représenter par une matrice. Les systèmes d'équations pour tous les éléments sont ensuite rassemblés, ce qui forme une grande matrice ; la résolution de ce système global donne la solution approchée au problème.[33]

Les codes éléments finis font maintenant partie des outils couramment utilisés lors de la conception et à l'analyse des produits industriels. Les outils d'aide à la modélisation devenant de plus en plus perfectionnés, l'utilisation de la méthode des éléments finis s'est largement développée et peut sembler de moins en moins une affaire de spécialistes. Si l'utilisation de la méthode se démocratise de par la simplicité croissante de mise en œuvre, la fiabilité des algorithmes et la robustesse de la méthode, il reste néanmoins des questions essentielles auxquelles l'ingénieur devra répondre s'il veut effectuer une analyse par éléments finis dans de bonnes conditions :

- formaliser les non dits et les réflexions qui justifient les choix explicites ou implicites de son analyse du problème ;
- évaluer la confiance qu'il accorde aux résultats produits ;
- analyser les conséquences de ces résultats par rapport aux objectifs visés.

III.2.Principe de la méthode des éléments finis

La méthode des éléments finis peut être définie comme une méthode d'approximation des équations aux dérivées partielles qui régit le phénomène physique et leurs conditions aux limites.

Le principe bien connu de la méthode est de discrétiser le domaine d'étude en de multiples éléments puis de résoudre localement, dans chacun de ceux-ci, les équations associées à la formulation retenue. Les inconnues élémentaires sont alors définies par une combinaison linéaire, pondérée par des polynômes d'interpolation. La précision du calcul est liée à la finesse du maillage et au degré de ces polynômes. Leurs coefficients ne dépendent que de la géométrie et de sa discrétisation. Finalement, on obtient après assemblage un système matriciel d'équation, pouvant tenir compte de certains non linéarité. [34]

III.2.1.Équation aux dérivées partielles

Un certain nombre de problèmes physiques sont décrits par des équations aux dérivées partielles sur un domaine spatial, un volume. Il s'agit d'une généralisation des équations différentielles aux fonctions de plusieurs variables. Par exemple, si l'on a une fonction de trois variables $f(x_1, x_2, x_3)$, l'équation suivante :

$$\alpha_1 \frac{\partial f}{\partial x_1} + \alpha_2 \frac{\partial f}{\partial x_2} + \frac{\partial f}{\partial x_3} + A = 0 \quad (\text{III.1})$$

Est une équation aux dérivées partielles. Cette équation est assortie de conditions aux limites : valeurs de la fonction ou de ses dérivées partielles en certains points.

Notons que

- la fonction f peut être une fonction vectorielle,
- l'équation fait souvent intervenir des dérivées secondes $\partial^2 f / \partial x_i^2$ ou $\partial^2 f / \partial x_i \partial x_j$ (voire d'ordres plus élevés),
- et que les coefficients a_i et A ne sont pas nécessairement des constantes mais peuvent être des fonctions.

La résolution exacte, analytique, de telles équations devient vite impossible manuellement. Par contre, si l'on découpe le domaine spatial en petites cellules, appelées « éléments finis » (ÉF), on peut résoudre simplement l'ÉDP sur chaque élément.[35]

III.2.2.Démarche éléments finis

La méthode des éléments finis (MÉF) consiste donc à :

- Découper le modèle spatial en éléments finis : c'est le maillage ;
- Ecrire une version simplifiée de l'ÉDP sur chaque élément fini ; notons que les conditions limites d'un élément ne sont pas connues, on ne connaît que les conditions globales ;
- Rassembler les expressions des ÉDP locales pour appliquer les conditions aux limites du problème.

On retrouve la démarche générale analyse-synthèse.

D'un point de vue pratique, la mise en œuvre de la méthode comporte les étapes suivantes :

1. Analyse du problème : définition de l'objectif du calcul, recherche des zones pouvant poser problème, éventuellement calcul manuel avec un modèle très simplifié pour avoir un ordre de grandeur du résultat.
2. Définition du modèle de calcul : la géométrie du système est dessinée avec un logiciel de dessin assisté par ordinateur (DAO). Si le modèle numérique (= sur ordinateur) existe déjà (par exemple pièce dessinée par un bureau d'étude), il faut simplifier la géométrie afin d'avoir un calcul :
 - plus rapide (modèle « léger ») ;
 - ne présentant pas de singularités : les singularités sont des points particuliers se comportant mal vis-à-vis de l'algorithme de calcul ; en ces point-là, les résultats sont en général éloignés de la réalité.
3. Maillage : découpage du modèle en éléments finis ; il convient de choisir des formes d'éléments adaptés, permettant d'avoir un maillage régulier, et de vérifier la qualité du maillage. Le maillage est fait par l'ordinateur suivant les paramètres définis par l'utilisateur.
4. Calcul, fait par l'ordinateur.
5. Affichage des résultats, vérification de leur cohérence et post-traitement.

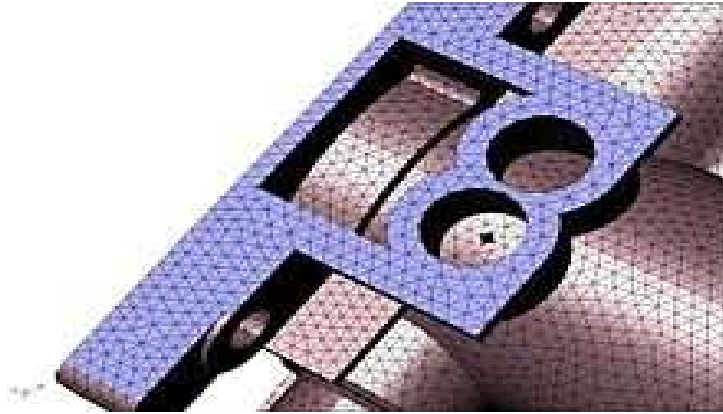


Fig.III.1. Pièce volumique maillée par des tétraèdres [35]

III.2.3. Maillage

La méthode des éléments finis repose sur un découpage de l'espace selon un maillage. D'habitude l'on choisit un maillage carré ou triangulaire mais rien n'interdit de choisir des maillages plus complexes.

Un élément fini est une maille ; il est défini par ses nœuds, c'est-à-dire les angles pour une figure plane, ou les sommets pour un volume.

La MÉF consiste à calculer les valeurs de la fonction aux nœuds ; on ne recherche pas la valeur en tout point de l'espace, mais uniquement en certains points.[36]

III. 2.3.1. Les différents types de maillage

a. Maillage linéaire

Il schématise un composant d'une structure qui travaille uniquement en traction ou compression. Dans cet élément, il est supposé que seule la contrainte normale σ_x est différente de zéro et qu'elle est constante sur la section droite.

C'est généralement un élément à 2 nœuds qui comporte 3 inconnues ou degrés de liberté par nœuds (u,v,w), puisqu'il suffit de connaître l'allongement de l'élément pour déterminer son énergie élastique.

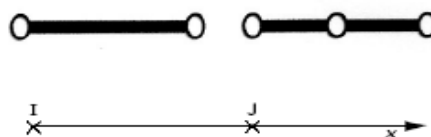


Figure. IV.2. Élément barre ou poutre [37]

Le tableau suivant présente les degrés de liberté des éléments d'une dimension

	Degré du bas polynomial	Continuité	Nombre de nœud n	Nombre de degrés de liberté
Eléments de type lagrange	1	C^0	2	2
	2	C^0	3	3
	3	C^0	4	4
Elément de type hermite	3	C^1	2	4
	5	C^2	2	6
Lagrange-Hermite	4	C^1	3	5
Hermite à degré de liberté non nodal	4	C^1	2	5

Tableau. III.1. les degrés de liberté des éléments d'une dimension [37]

b. Maillage surfacique

C'est un élément bidimensionnel dans lequel on suppose que les contraintes sont uniformes dans l'épaisseur et que la contrainte normale σ_x est nulle (O_z est l'axe perpendiculaire au plan de l'élément). Il est utilisé pour modéliser ;

Soit des structures mines travaillent en membrane, c'est-à dire sans rigidité de flexion.

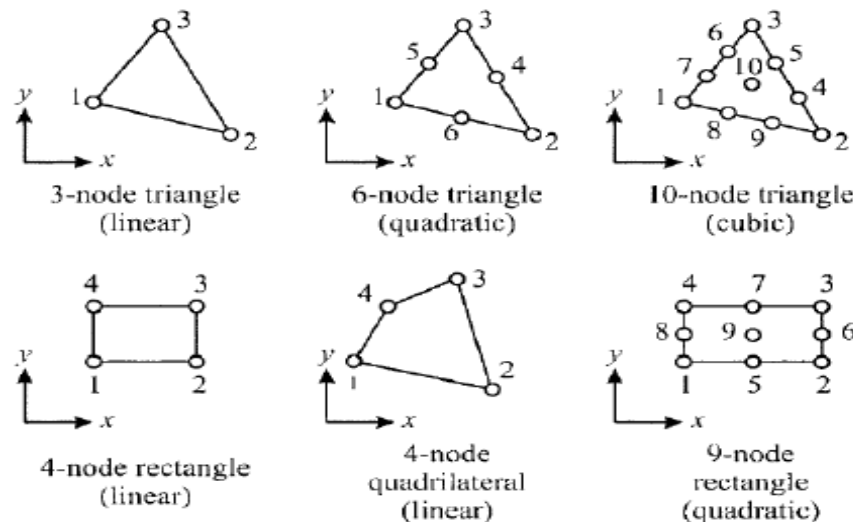


Figure. IV.3. Différents éléments surfacique. [37]

Le tableau suivant présente les degrés de liberté des éléments à deux dimensions

	Degré du bas polynomial	Continuité	Nombre de nœud n	Nobre de degrés de liberté
TRIANGLES				
LAGRANGE	1	C^0	3	3
	2	C^0	6	6
	3	C^0	10	10
HERMITE	3	$SEMI-C^1$	4	10
	5		3	18
QUADRATIQUES				
LAGRANGE	1	C^0	4	4
	2	C^0	9	9
	3	C^0	16	16
HERMITE	3	$SEMI-C^1$	4	16

Tableau. III.2. Les degrés de liberté des éléments à deux dimensions [37]

c. Maillage volumique

Dans cet élément, aucune hypothèse simplification n'est posée sur les déformations et les contraintes. Il est par contre nécessaire pour calculer l'énergie élastique, de faire des hypothèses sur l'évolution du champ de déplacement à l'intérieur de l'élément. Chaque nœud comporte 3 inconnues : les trois composantes u,v,w du vecteur déplacement.

Maillage qualité moyenne. Le miller automatique génère des éléments tétraédriques linéaires volumiques à 4 nœuds.

Maillage haute qualité. Le meilleur automatique génère des éléments tétraédriques paraboliques volumiques à 10 nœuds.

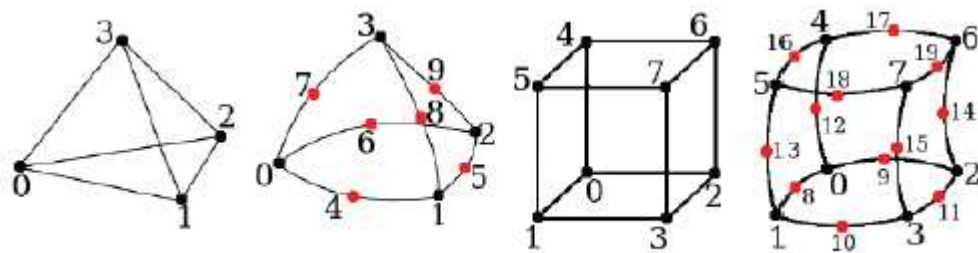


Figure. III. 4. Différents éléments volumique. [37]

Le tableau suivant présente les degrés de liberté des éléments à tris dimensions

	Degré du bas polynomial	Continuité	Nombre de nœud n	Nobre de degrés de liberté
TETRAEDRES				
lagrange	1	C^0	4	4
	2	C^0	10	10
	3	C^0	20	20
Hermite	3	Semi- C^1	8	20
hexaèdres				
lagrange	1	C^0	8	8
	2	C^0	27	27
hermite	3	Semi- C^1	8	32
prismes				
lagrange	1	C^0	6	6
	2	C^0	15	15

Tableau.III.3. Les degrés de liberté des éléments à trois dimensions [37]

III.4. Interpolation des fonctions

Donc, on s'intéresse aux valeurs de la fonction f uniquement au nœud du maillage. La valeur aux autres points est ensuite déduite par interpolation polynomiale. Sauf cas exceptionnel, dans une interpolation, plus on s'éloigne des points connus, plus l'écart avec la valeur théorique est important. Donc, plus le maillage est grossier, plus l'erreur commise en dehors des nœuds est grande.

Considérons un élément donné dont les nœuds sont numérotés de 1 à n ; on note f_i la valeur de la fonction au nœud i . Ce sont ces valeurs f_i que l'on veut déterminer par la MÉF.

Au sein de l'élément, on remplace donc la fonction par son interpolation, sous la forme

$$f(x, y, z) \approx \sum_{i=1}^n N_i(x, y, z) \cdot f_i \quad (\text{III.2})$$

Où les N_i sont des fonctions qui ne dépendent que de la forme de l'élément fini.

On utilise différents types d'éléments finis ; pour chaque type, on a un élément de référence, qui est l'élément fini dont les coordonnées des nœuds valent 0, 1 ou -1. On peut dire en quelque sorte que l'élément fini réel est l'élément fini de référence déformé et placé dans l'espace. Les fonctions N_i sont tabulées pour les éléments de référence ; on applique ensuite un changement de repère. [38]

La MÉF consiste à remplacer la fonction recherchée par son interpolation entre les nœuds. Les fonctions d'interpolation pour les éléments de référence sont connues.

On écrit souvent cette opération d'interpolation sous la forme d'un produit matriciel : sur un élément fini donné,

$$f(x, y, z) \simeq (N_1(x, y, z) \ N_2(x, y, z) \ \dots \ N_n(x, y, z)) \cdot \begin{pmatrix} f_1 \\ f_2 \\ \vdots \\ f_n \end{pmatrix} \quad (\text{III.3})$$

III.5. Formulations intégrales

Le système d'ÉDP peut s'écrire

$$\begin{cases} R_1(f) = 0 \\ R_2(f) = 0 \\ \vdots \\ R_m(f) = 0 \end{cases} \quad (\text{III.4})$$

Les fonctions R_i étant appelées « résidus ». Pour une fonction ψ_i arbitraire, dite « fonction de pondération », on a $\psi_i \times R_i(f) = 0$ et donc *a fortiori*

$$W_i = \iiint \psi_i R_i(f) dV = 0 \quad . \quad (\text{III.5})$$

Ceci constitue la forme intégrale forte. Les fonctions sont notées W par analogie avec les travaux virtuels. On choisit les fonctions de pondération de manière judicieuse afin de faciliter la résolution ; ce ne sont pas nécessairement des fonctions connues, elles peuvent contenir la fonction f . [34][35]

Les ÉDP sont en général d'ordre 2. Les fonctions résidus contiennent donc des termes du type $\partial^2 f / \partial x^2$. À une dimension, on peut faire une intégration par parties :

$$\int_{x_1}^{x_2} \psi_i \frac{d^2 f}{dx^2} dx = - \int_{x_1}^{x_2} \frac{d\psi_i}{dx} \times \frac{df}{dx} dx + \left[\psi_i \frac{df}{dx} \right]_{x_1}^{x_2} . \quad (\text{III.6})$$

Cette opération permet :

- de faire apparaître les conditions aux limites $f'(x_1)$ et $f'(x_2)$;
- de diminuer l'ordre de dérivation de 1.

Pour des intégrales de volume, l'équivalent de l'intégration par partie est le théorème de Green :

$$\iiint \psi_i \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} dV = - \iiint \frac{\partial \psi_i}{\partial x} \times \frac{df}{dx} dV + \iint \psi_i \frac{\partial f}{\partial x} n_x dS \quad (\text{III.7})$$

Où

- V est le domaine spatial considéré ;
- S est la frontière de ce domaine ;
- n_x est la composante selon x du vecteur \vec{n} normal à S et pointant vers l'extérieur.

Les conditions limites apparaissent dans l'intégrale sur la surface.

Lorsque l'on applique le théorème de Green aux fonctions W_i , on obtient la « forme intégrale faible ».

La forme intégrale faible permet de diminuer d'un degré l'ordre de dérivation et fait apparaître les conditions aux limites. Le choix de fonctions de pondération ψ_i judicieuses facilite la résolution. [39]

La méthode consiste donc à résoudre le système d'équations

$$\begin{cases} W_1 = 0 \\ \vdots \\ W_m = 0 \end{cases} \quad (\text{III.8})$$

Les fonctions W_i étant les formulations intégrales faibles des fonctions résidu pondérées (les fonctions résidu étant les fonctions originales du système d'ÉDP).

Sur un élément fini j donné, on ne travaille pas sur la fonction f elle-même mais sur son interpolation linéaire

$$f \approx \sum_k N_k \cdot f_k \quad . \quad (\text{III.9})$$

La formulation intégrale faible fait de ce fait intervenir les intégrales des fonctions N_k qui sont connues. Ainsi, la fonction W_i est une fonction faisant intervenir (pour simplifier, on reprend la forme à une dimension) :

$$\sum_k f_k \left(- \int_{x_1}^{x_2} \frac{d\psi_i}{dx} \times \frac{dN_k}{dx} dx + \left[\psi_i \frac{dN_k}{dx} \right]_{x_1}^{x_2} \right) \quad (\text{III.10})$$

On obtient ainsi une équation matricielle de la forme :

$$F = K \cdot U \quad (\text{III.11})$$

Où

- U est le vecteur contenant les valeurs de la fonction solution du système d'équations ($W_i = 0$) aux nœuds de l'élément (U n'est pas la fonction f , en raison des fonctions de pondération choisies) ;
- F est le vecteur contenant les valeurs représentant les actions extérieures sur l'élément fini (action des éléments voisins, actions à distance, et conditions limites si l'élément est à la surface) ;
- K représente la loi de comportement de l'élément fini ; ses composantes sont connues et se calculent à partir de la forme de l'élément fini et des propriétés de l'espace (propriétés du matériau si c'est un milieu matériel).

Si l'élément fini a n degrés de liberté, alors l'équation s'écrit avec les composantes :

$$\begin{pmatrix} F_1 \\ \vdots \\ F_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_{11} & \dots & K_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ K_{n1} & \dots & K_{nn} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} U_1 \\ \vdots \\ U_n \end{pmatrix} \quad (\text{III.12})$$

La méthode des éléments finis a d'abord été développée pour la résistance des matériaux. Dans ce domaine, F_i est une composante d'une force qui s'exerce sur un nœud i et U_i est une composante du déplacement d'un nœud. On a un rapport évident avec la loi des ressorts [34][35][36].

$$F = k \cdot \Delta l \quad (\text{III.13})$$

Où k est la raideur du ressort. De fait, la matrice K est appelée « matrice de rigidité. »

Comme indiqué précédemment, on ne connaît pas les conditions limites pour un élément fini quelconque. On connaît donc la matrice K , qui est caractéristique de l'ÉF, mais rien sur F ni sur U .

Lors de la synthèse, les vecteurs F locaux sont mis bout-à-bout pour former un vecteur global F_g , contenant toutes les composantes de tous les ÉF. De même, les vecteurs locaux U viennent former un grand vecteur global U_g , et les matrices de rigidité locales viennent former une matrice globale K_g . Cette opération est appelée « expansion-assemblage ».

On a ainsi un système linéaire de la forme

$$F_g = K_g \cdot U_g \quad (\text{III.14})$$

Qui contient les conditions aux limites (valeurs imposées de F_g ou U_g).

Habituellement, dans une équation matricielle comme celle-ci, soit l'on connaît entièrement U_g et l'on cherche F_g , soit l'on connaît entièrement F_g et l'on cherche U_g . Ici, c'est différent, puisque certaines composantes de U_g sont connues et d'autres pas ; et certaines composantes de F_g sont connues et d'autres sont inconnues.

Par exemple, en résistance des matériaux, au niveau des appuis, les déplacements U sont imposés (égaux à 0), et les actions des appuis F (forces) sont inconnues. Aux points d'application des forces de contact, les actions F sont connues mais pas les déplacements U . [39]

III.6. La loi de comportement

L'amélioration des performances des produits industriels est notamment induite par l'augmentation des températures de fonctionnement. Dans le cas des turbines aéronautiques par exemple, les températures des gaz chauds sont supérieures à 1800°K, bien au-delà des températures critiques pour le comportement des matériaux. Ces pièces doivent par ailleurs supporter des charges énormes dans un environnement, qui en plus d'être chaud, est très agressif vis à vis de l'oxydation et de la corrosion.

Les pièces concernées sont souvent monocristallines refroidies ou composites (CMC pour les chambres, volets) et revêtues de barrières thermiques, ce qui implique des géométries très complexes et un comportement mécanique anisotrope. Le type de chargement (basse ou haute fréquence, éventuellement couplées) et les différents modes d'endommagement possibles sont deux causes supplémentaires de difficultés. L'objectif industriel est d'améliorer la longévité des pièces chaudes et de prévoir plus précisément leurs durées de vie. [40]

Les lois de comportement de la matière solide, étudiées en science des matériaux et notamment en mécanique des milieux continus, visent à modéliser le comportement des solides par des lois empiriques lors de leur déformation.

III.5.Comportement élastique

Pour décrire la loi de comportement d'un matériau donné, la mécanique des milieux continus s'applique au-delà d'une certaine échelle à partir de laquelle le milieu réel est considéré comme continu. Les propriétés, supposées homogènes dans tout le volume considéré, sont représentées par des variables qui définissent l'état thermodynamique du milieu. Lorsqu'un tel milieu subit une déformation ε_{ij} , des contraintes σ_{ij} prenant naissance en son sein les contraintes σ_{ij} sont alors reliées aux déformations ε_{ij} par une loi de comportement qui en général est thermo-élasto-visco-plastique. Nous traitons ici la partie élastique qui est typiquement la partie instantanément réversible du comportement.[41]

III.5.1.Loi comportement élastique (approche thermomécanique)

La déformation des matériaux composites n'est pas purement un phénomène mécanique, elle s'accompagne d'effets thermiques.

Les liaisons intramoléculaires, qui assurent la cohésion de l'ensemble, sont peu affectées par la température, de sorte que toutes les caractéristiques mécaniques varient peu, en fonction de la température, jusqu'à une température de décomposition. Le module d'élasticité diminue de façon linéaire en fonction de la température, ainsi que la contrainte. [42]



Figure. III.5. Variation du module d'élasticité en fonction de la température T.

a. Matrice de rigidité

La relation d'élasticité linéaire est décrite par la loi de hooke généralisée :

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \cdot \epsilon_{kl} \tag{III.1}$$

Elle s'écrit sous la forme matricielle suivante :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{31} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{32} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \tag{III.2}$$

$C_{ijkl} = C_{klij}$. Quand l'énergie de déformation est considérée.

D'où : $C = [C_{ij}]$ est la matrice de rigidité symétrique de 21 composantes indépendantes, exprimée dans la base $(\vec{e}) = (\vec{e}_1, \vec{e}_2; \vec{e}_3)$

b. Matrice de souplesse(ou de complaisance)

La relation d'élasticité linéaire peut être écrite sous la forme inverse, comme :

$$\epsilon_{ij} = S_{ijkl} \cdot \sigma_{kl}, \text{ ou } \epsilon = S \sigma \tag{III.3}$$

La matrice S est la matrice inverse de la matrice de rigidité C, et s'écrit dans le cas général comme suit :

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{31} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{32} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \tag{III.4}$$

Avec :

$$S = C^{-1} \quad (III.5)$$

Les coefficients S_{ij} sont appelés constantes de souplesse ou de complaisance. [43]

III.6. Matériaux anisotropes

Dans le cas le plus général, la matrice de rigidité et la matrice de souplesse sont déterminées chacune par 21 constantes indépendantes. Ce cas correspond à un matériau ne possédant aucune propriété de symétrie.

La plupart des matériaux anisotropes possèdent une structure présentant une ou plusieurs symétries : par exemple, les monocristaux, les structures fibreuses, les matériaux composites à fibre ou tissus, etc. Les propriétés de symétries géométriques réduisent alors le nombre de constantes indépendantes nécessaires pour décrire le comportement du matériau considéré. [43]

III.6.1. Matériau monoclinique

Un matériau monoclinique est un matériau qui possède un plan de symétrie. La forme de la matrice de rigidité (ou de souplesse) doit être telle qu'un changement de base effectué par symétrie par rapport à ce plan ne modifie pas la matrice. Dans le cas où le plan de symétrie est le plan (1,2), l'exploitation des changements de base conduit à une matrice de rigidité de la forme :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & 0 \\ C_{13} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (III.6)$$

La matrice de souplesse a la même forme. Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est réduit à 13

III.6.2. Matériau orthotrope

Un matériau orthotrope possède trois plans de symétrie, perpendiculaires deux à deux. Il est noté que l'existence de deux plans de symétrie perpendiculaires implique l'existence du troisième : la forme de la matrice de rigidité est donc obtenue en ajoutant au

matériau monoclinique un plan de symétrie perpendiculaire au précédent. L'invariance de la matrice dans un changement de base effectué par symétrie par rapport à ce deuxième plan conduit à une matrice de rigidité de la forme :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{III.7})$$

La matrice de souplesse à la même forme. Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est ramené à 9.

III.7. Matériaux isotropes

un matériau est isotrope si ses propriétés sont indépendantes du choix des axes de référence. Les matériaux usuels répondent généralement à cette modélisation établie à l'échelle macroscopique. Il n'existe alors pas de direction privilégiée, et la matrice de rigidité (ou de souplesse) doit être invariante dans tout changement de bases orthonormées. L'application de cette propriété au matériau unidirectionnel conduit aux relations :

$$C_{22} = C_{11}, \quad C_{23} = C_{12}, \quad C_{66} = \frac{1}{2}(C_{11} - C_{22}) \quad (\text{III.8})$$

Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est donc réduit à 2, et conduit à la matrice de rigidité :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}) \end{bmatrix} \quad (\text{III.9})$$

Généralement, les constantes de rigidité sont exprimées en introduisant les coefficients de Lamé λ et μ :

$$C_{12} = \lambda, \quad \frac{1}{2}(C_{11} - C_{22}) = \mu, \quad (\text{III.10})$$

D'où :

$$C_{11} = \lambda + 2\mu \quad (\text{III.11})$$

La relation d'élasticité peut donc s'écrire suivant l'expression :

$$\sigma_{ij} = \lambda \delta_{ij} \varepsilon_{kk} + 2\mu \varepsilon_{ij} \quad (\text{III.12})$$

Les relations d'élasticité sont généralement exprimées en fonction des modules d'élasticité déterminés des essais mécaniques ou le matériau est soumis à un état particulier de contraintes et déformations.[43]

III.3.3.1. Expressions des matrices de rigidité et de souplesse

En fonction des divers coefficients d'élasticité introduits, les matrices de rigidité et de souplesse peuvent s'écrire sous la forme :

$$\begin{bmatrix} a & b & b & 0 & 0 & 0 \\ b & a & b & 0 & 0 & 0 \\ b & b & a & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & c & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c \end{bmatrix} \quad (\text{III.13})$$

	λ, μ	E, ν	E, G
λ coefficient de Lamé	λ	$\frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}$	$\frac{G(E+2G)}{3G-E}$
μ module de cisaillement	μ	$\frac{E}{2(1+\nu)}$	G
E module d'Young	$\frac{\mu(3\lambda+2\mu)}{\lambda+\mu}$	E	E
ν coefficient de Poisson	$\frac{\lambda}{2(\lambda+\mu)}$	ν	$\frac{E-2G}{2G}$
K module de compressibilité	$\lambda + \frac{2}{3}\mu$	$\frac{E}{3(1-2\nu)}$	$\frac{GE}{3(3G-E)}$

Tableau III.4 . Relations entre les coefficients d'élasticité d'un matériau isotrope.[44]

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.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{TL}}{E_T} & 0 \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \alpha_L \\ \alpha_T \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{III.14})$$

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

α_L : Coefficient de dilatation linéique longitudinal.

α_T : Coefficient de dilatation linéique transversal.

III.3.3.2.les contraintes

a. Contrainte de Von Mises

Le critère de Von Mises est basé sur la théorie de Mises-Hencky, connue aussi sous le nom de la théorie de l'énergie de distorsion maximale.

$$\sigma_e = \max (|\sigma_1 - \sigma_2|, |\sigma_2 - \sigma_3|, |\sigma_1 - \sigma_3|) \quad (\text{IV.1})$$

En utilisant les contraintes principales σ_1 , σ_2 , et σ_3 , la contrainte de Von Mises s'exprime comme suit :

$$\sigma_e = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2} \quad (\text{IV.2})$$

La théorie prévoit qu'un matériau ductile commence à céder lorsque la contrainte de Von Mises atteint un niveau égal à la contrainte limite. Dans la plupart des cas, la limite d'élasticité est utilisée comme contrainte limite.

$$\sigma_e \geq \sigma_{\text{limite}} \quad (\text{IV.3})$$

La limite d'élasticité dépend de la température. La valeur spécifiée pour la limite d'élasticité doit tenir compte de la température du composant. Le coefficient de sécurité en un endroit est calculé comme suit :

$$\text{Coefficient de sécurité } \alpha = \sigma_{\text{limite}} / \sigma_{\text{Von Mises}} \quad (\text{IV.4})$$

b.les contrainte de Tsai Hill

Le critère de défaillance Tsai-Hill est une théorie de la défaillance des matériaux phénoménologique qui est largement utilisé pour des matériaux composites anisotropes qui ont des forces en traction et en compression.

$$F_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \leq 1 \quad (\text{III.5})$$

Où i, j ; et la somme des indices répétés.

F_i, F_{ij} : les paramètres de résistance de matériaux.

Les contraintes σ_i sont exprimées en notation de Voigt. Si la surface de rupture doit être fermée et convexe, les termes d'interaction F_{ij} doivent satisfaire

$$F_{ii}F_{jj} - F_{ij}^2 \geq 0 \quad (\text{III.6})$$

III.8. Le comportement thermomécanique dans une direction quelconque

La relation de comportement thermomécanique peut ainsi être exprimée sous forme technique dans les axes (x, y) faisant l'angle (θ) avec les axes (L, T) . On y a fait apparaître les modules élastiques, coefficients de poisson et coefficients de dilatation thermique pour chaque direction. [45]

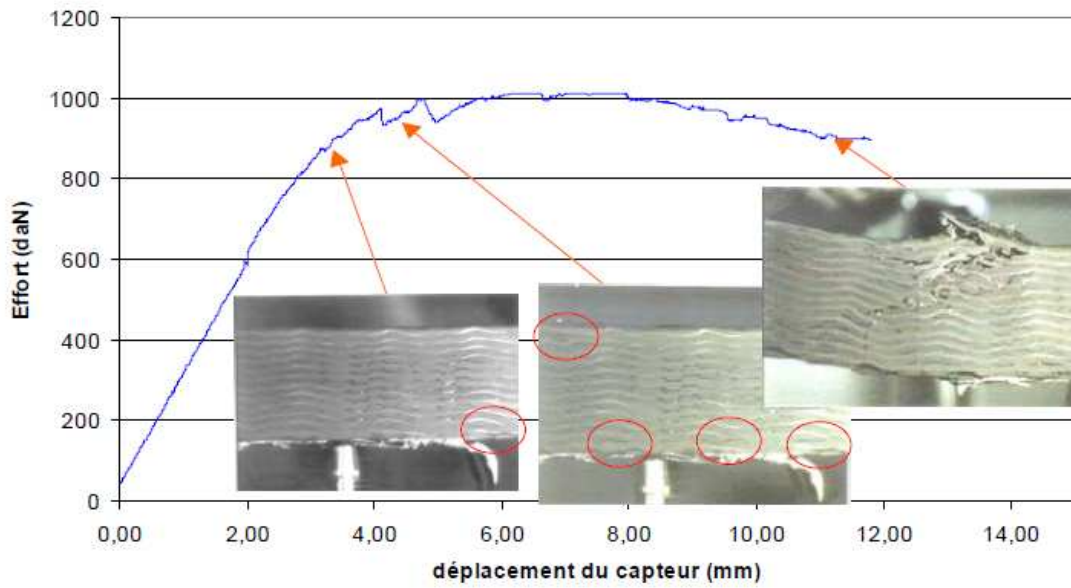


Figure.III.6. Comportement des composites Essai de compréhension des modes d'endommagement. [45]

III.8.1. Comportement thermomécanique et coefficients de souplesse

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_L} & -\frac{\nu_{TL}}{E_T} & \frac{n_{LT}}{G_{LT}} \\ -\frac{\nu_{LT}}{E_L} & \frac{1}{E_T} & \frac{\mu_{LT}}{G_{LT}} \\ \frac{n_L}{E_L} & \frac{\mu_T}{E_T} & \frac{1}{G_{LT}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \alpha_L \\ \alpha_T \\ \alpha_{LT} \end{Bmatrix} \quad (\text{III.7})$$

III.8.2. Comportement thermomécanique et Coefficients de raideur

$$\begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{E}_{11} & \bar{E}_{12} & \bar{E}_{13} \\ \bar{E}_{21} & \bar{E}_{22} & \bar{E}_{23} \\ \bar{E}_{31} & \bar{E}_{32} & \bar{E}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{LT} \end{Bmatrix} - \Delta T \begin{Bmatrix} \bar{\alpha E}_1 \\ \bar{\alpha E}_2 \\ \bar{\alpha E}_3 \end{Bmatrix} \quad (\text{III.8})$$

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

$$\bar{E}_L = \frac{E_L}{(1-\vartheta_{LT}\vartheta_{TL})}, \bar{E}_T = \frac{E_T}{(1-\vartheta_{LT}\vartheta_{TL})} \quad (\text{III.9})$$

$$\begin{aligned} \overline{\alpha E}_1 &= c^2 \bar{E}_L (\alpha_L + \vartheta_{LT} \alpha_T) + s^2 \bar{E}_T (\vartheta_{LT} \alpha_L + \alpha_T) \\ \overline{\alpha E}_2 &= s^2 \bar{E}_L (\alpha_L + \vartheta_{LT} \alpha_T) + c^2 \bar{E}_T (\vartheta_{LT} \alpha_L + \alpha_T) \\ \overline{\alpha E}_3 &= cs (\bar{E}_T (\vartheta_{LT} \alpha_L + \alpha_T) - \bar{E}_L (\alpha_L + \vartheta_{TL} \alpha_T)) \end{aligned} \quad (\text{III.10})$$

III.8.3. Expression des déformations dans le repère d'orthotrope :

La déformation totale d'un milieu soumis à un chargement thermomécanique est donnée par l'expression suivante :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_1 \\ \varepsilon_1 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{31} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{32} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} + \Delta T \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{III.11})$$

On observe que la contrainte est modifiée par l'apparition d'un terme supplémentaire lié à la variation de température, que l'on peut qualifier de « contrainte thermique ».

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \Delta T \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{III.12})$$

Nous allons nous placer, comme précédemment, dans le cadre d'un pli. C'est-à-dire d'un milieu dont l'épaisseur est faible devant les autres dimensions. Dans ce cas, la contrainte thermique devient : [46]

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \Delta T \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{III.13})$$

III.9. Rupture des matériaux composites stratifiés

L'évolution des dégradations dans les stratifiés composites est un phénomène complexe qui résulte de différents modes d'endommagements souvent couplés, comme la

fissuration matricielle, le délaminage entre les couches, la rupture des fibres, etc... Dans un stratifié à fibres longues, sous l'influence de sollicitations monotones ou cycliques, mécaniques ou thermiques, la « *fissuration transverse* » est en général le premier endommagement observé dans la matrice du pli le plus désorienté par rapport à l'axe de sollicitation. Des fissures transverses peuvent apparaître très tôt dans la durée de vie de la structure et elles peuvent constituer des zones d'amorçage pour d'autres mécanismes d'endommagement plus dangereux.

La connaissance de la fissuration transverse est donc un préalable indispensable aux études ayant pour but d'assurer l'intégrité de la structure.

1. Fissuration transverse : Il s'agit de fissures qui traversent toute l'épaisseur des couches les plus désorientées par rapport à l'axe de sollicitation. Des micro-défauts au sein du matériau (comme des vides, des fibres cassées, le décollement fibre/matrice ou des microfissures de la matrice) peuvent être à l'origine de ces fissures amorcées par une forte concentration de contrainte locale. Ces fissures sont assez rectilignes et généralement perpendiculaires aux interfaces entre les couches adjacentes, figure (2.1-a).

2. Fissuration longitudinale : Il s'agit de fissures qui sont analogues aux précédentes, apparaissent toujours dans la matrice et sont perpendiculaires aux interfaces des couches, mais qui traversent toute l'épaisseur des couches orientées à 0° par rapport à l'axe de sollicitation, figure (2.1-b).

3. Rupture des fibres : C'est un dernier mécanisme qui va généralement conduire à la rupture finale du matériau, figure (2.1-c).

4. Délaminage entre les couches (plis) C'est un mécanisme de décohésion entre les couches qui apparaît sur le bord libre ou/et à l'intérieur de l'éprouvette. A cause des contraintes inter laminaires élevées près des bords, le délaminage s'amorce généralement à cet endroit, puis progresse en séparant les couches, [47]

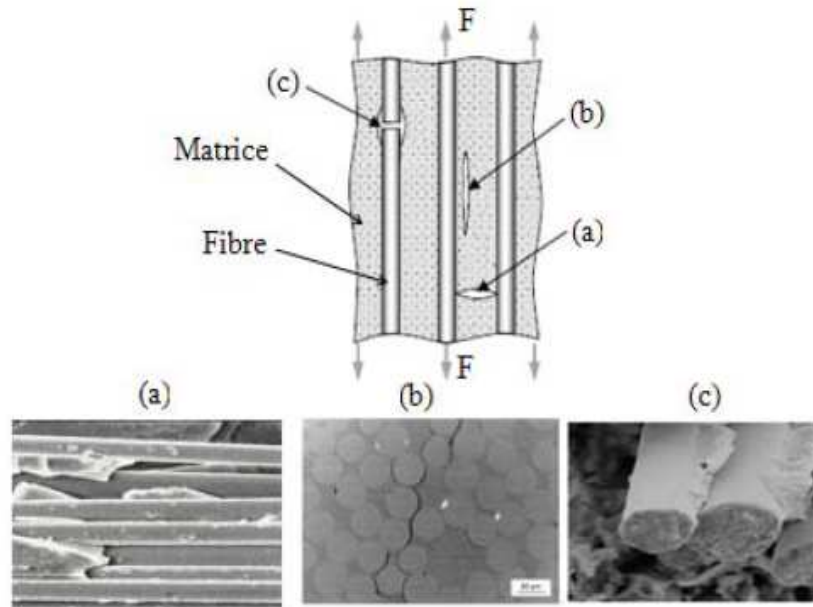


Figure..III.7. Modes d'endommagement dans les stratifiés.

III.10. Durée de vie des structures chaudes

Les défis scientifiques se situent au niveau de la modélisation du comportement des aubes revêtues avec prise en compte de la fatigue, du fluage et de l'oxydation. Il s'agira par ailleurs de modéliser l'endommagement en surface comme en volume en tenant compte des effets d'échelle. De plus, il faudra tenter d'améliorer la modélisation de la propagation des fissures avec la prise en compte de la fatigue vibratoire et du couplage entre sollicitations à haute et basse fréquence.

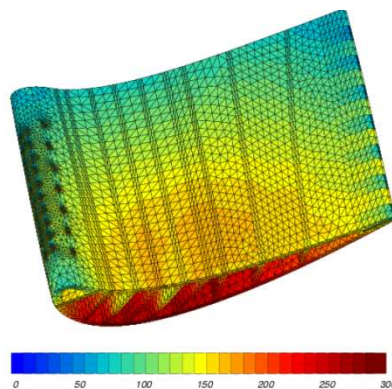


Figure.III.8. Calcul thermomécanique d'une pale d'aube de turbine avec son circuit de refroidissement (Champ de contrainte équivalente de Von Mises, valeurs en MPa) .[47]

Les structures sont divisées en éléments au sommet desquels les grandeurs mécaniques sont calculées. Pour connaître leurs valeurs en tout point, on utilise des fonctions d'interpolation (polynômes de Lagrange par exemple). On renvoie à

l'enseignement spécialisé pour la description détaillée de ces méthodes numériques en mécanique des milieux continus (méthode des éléments finis). [47]

Conclusion

Cette étude porte principalement sur l'effet de la pression interne et de la variation de la température. Le but étant de calculer les champs de contraintes couplés à la variation de la température. Ce couplage définit de façon réaliste le comportement thermomécanique d'aube et notamment à l'intersection où on constate des concentrations importantes de contraintes. La modélisation se base sur la méthode des éléments finis.

La résolution de problèmes thermomécaniques couplés se fait elle-aussi sans problème. La seule difficulté est l'obligation d'utiliser le même maillage pour le calcul thermique et le calcul mécanique. En général, on utilise pour les deux calculs le maillage optimisé pour le calcul mécanique, qui est souvent plus compliqué.

CHAPITRE IV

ETUDE THERMOMÉCANIQUE

D'UNE AUBE DE TURBINE À

GAZ

IV.1.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, ...)

IV.2. Etude statique

Premièrement nous allons faire une étude statique sur l'aube. Pour découvrir les contraintes et les déplacements qui agissent sur notre model et les comparé avec l'étude thermomécanique.

IV.3.Solidworks

Solidworks est un modeleur 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.4.1.Création de la forme de l'aube en 3D**Etapas 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.

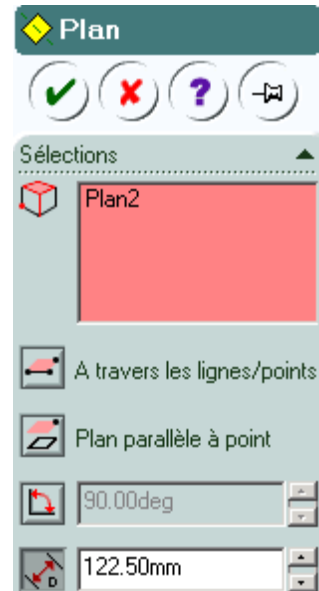
Recommencez pour les autres sections :

PlanSect2 : valeur 190

PlanSect3 : valeur 320

PlanSect4 : valeur 442.5

PlanSect5 : valeur 456.5



- **Création des sections**


On commence par la section 0.

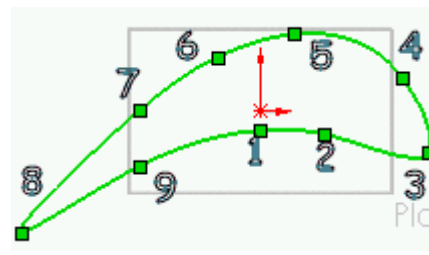
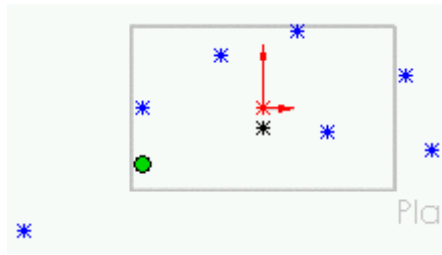
- Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan2, puis cliquez .

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 

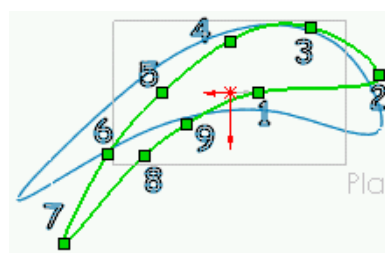
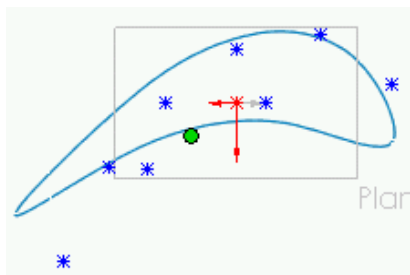
Placez la vue de dessus en cliquant 

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 

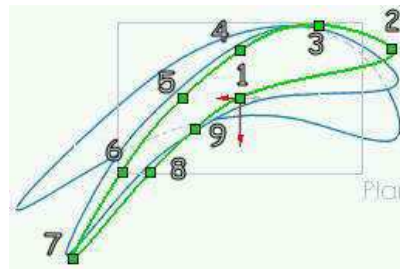
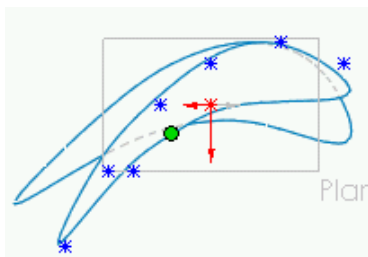
Placez la vue de dessus en cliquant 

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 .

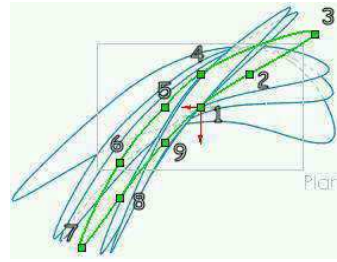
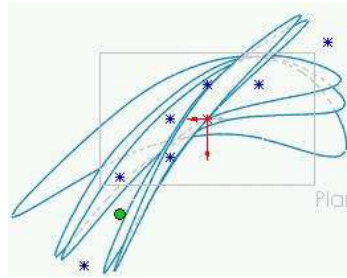
Placez la vue de dessus en cliquant .

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 

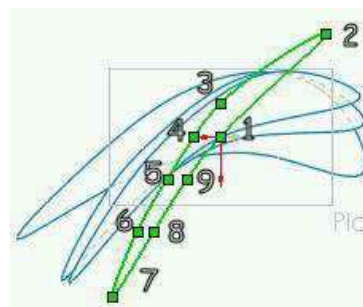
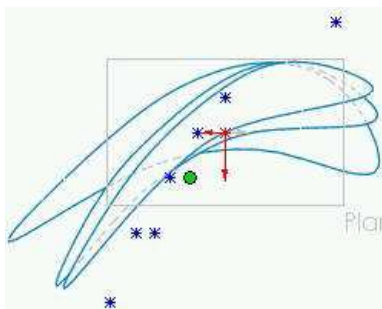
Placez la vue de dessus en cliquant 

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 

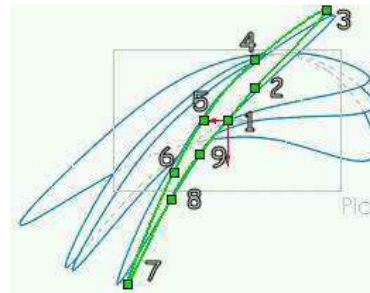
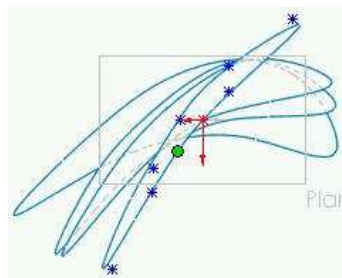
Placez la vue de dessus en cliquant 

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.

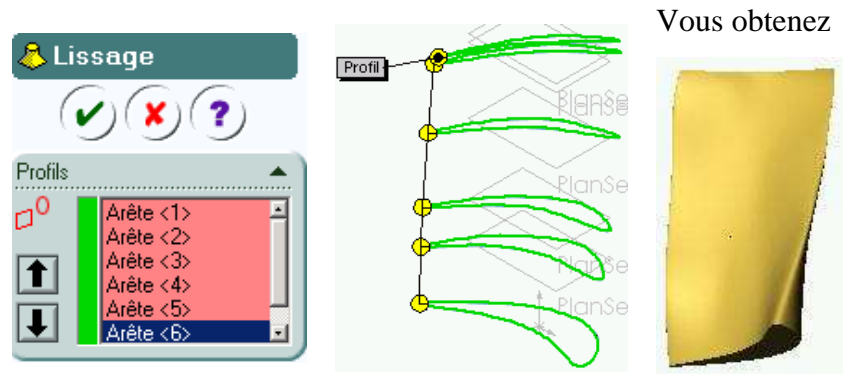
Nommez-la : section5

- Création du profil d'aube

Placez vous en perspective isométrique en cliquant 


Cliquez ensuite 

Sélectionnez le point extrême gauche de chaque profil en partant du bas vers le haut (section 0 ... 5)




On va maintenant créer le profil en sapin.

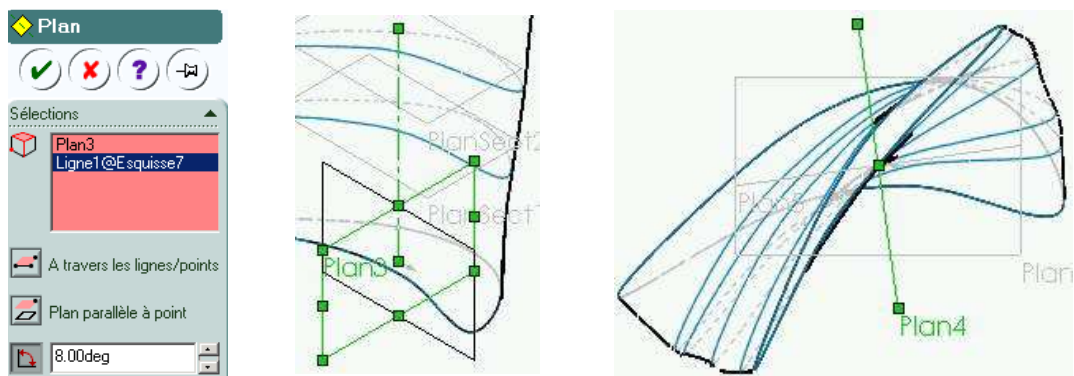
- Mise en place des plans de section

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

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 .

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

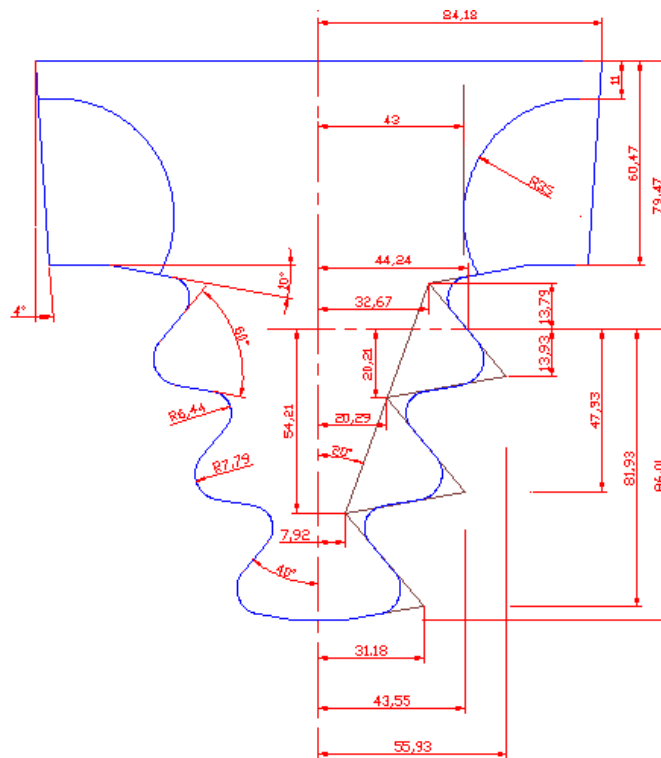
Dans l'arbre de création, sélectionnez Plan4, puis cliquez .

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 

Vous obtenez :

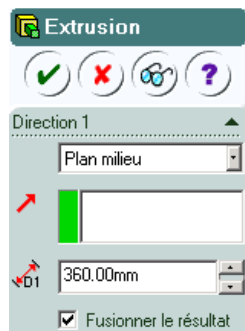


- Création du volume

Cliquez maintenant sur 


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

Entrez la valeur 360.

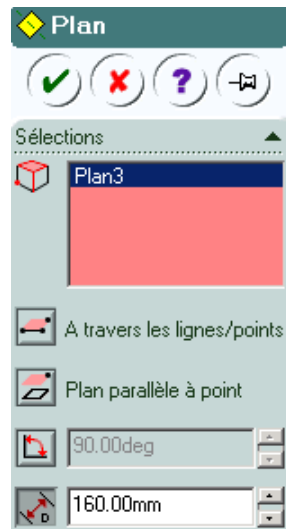



- Enlèvement de matière aux extrémités

On va créer un plan de coupe, nommé Plan6.


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

Entrez la valeur indiquée :



Le Plan6 étant actif, cliquez .


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

Cliquez ensuite sur .

Dans la boîte de dialogue, cliquez *Inverser la direction*



On répète l'opération par symétrie.


Cliquez maintenant .



Et voilà !

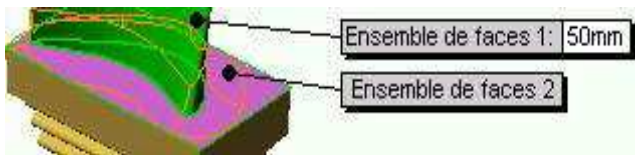


- Raccordement de l'aubage et du profil

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

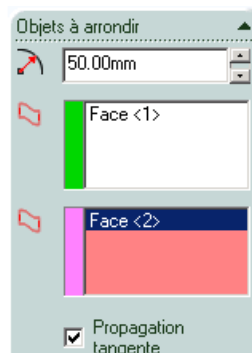
C'est un congé de face.

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.

* 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.

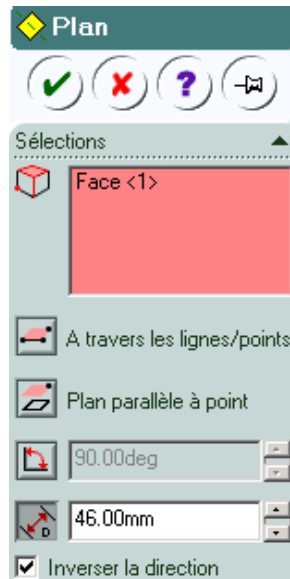
- Création du plan du profil

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

Cliquez .

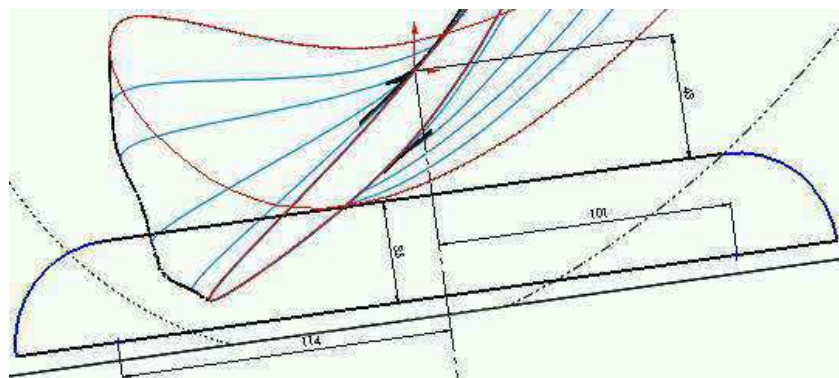
C'est le Plan7

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.

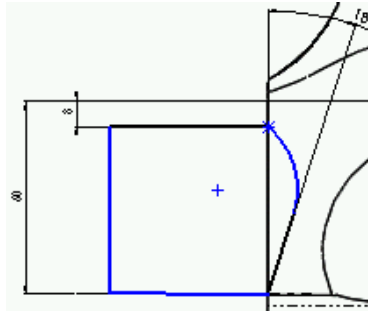
(Il faudra utiliser  pour indiquer la perpendicularité.)

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

- Création du profil

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

Sur le coté 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

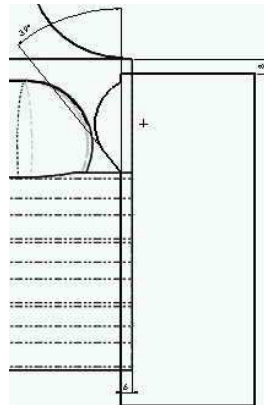
Cliquez  Définir les paramètres comme indiqué :



Créez maintenant l'autre enlèvement de matière latéral.

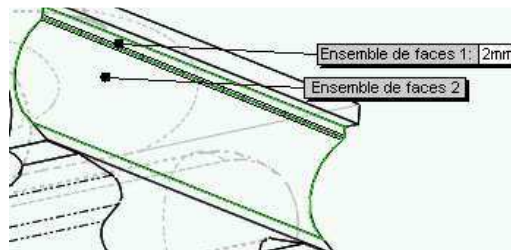
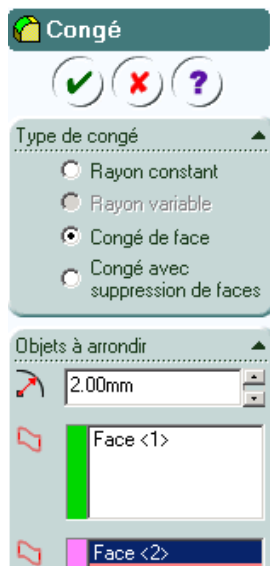
Vous devez avoir compris la démarche.

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.

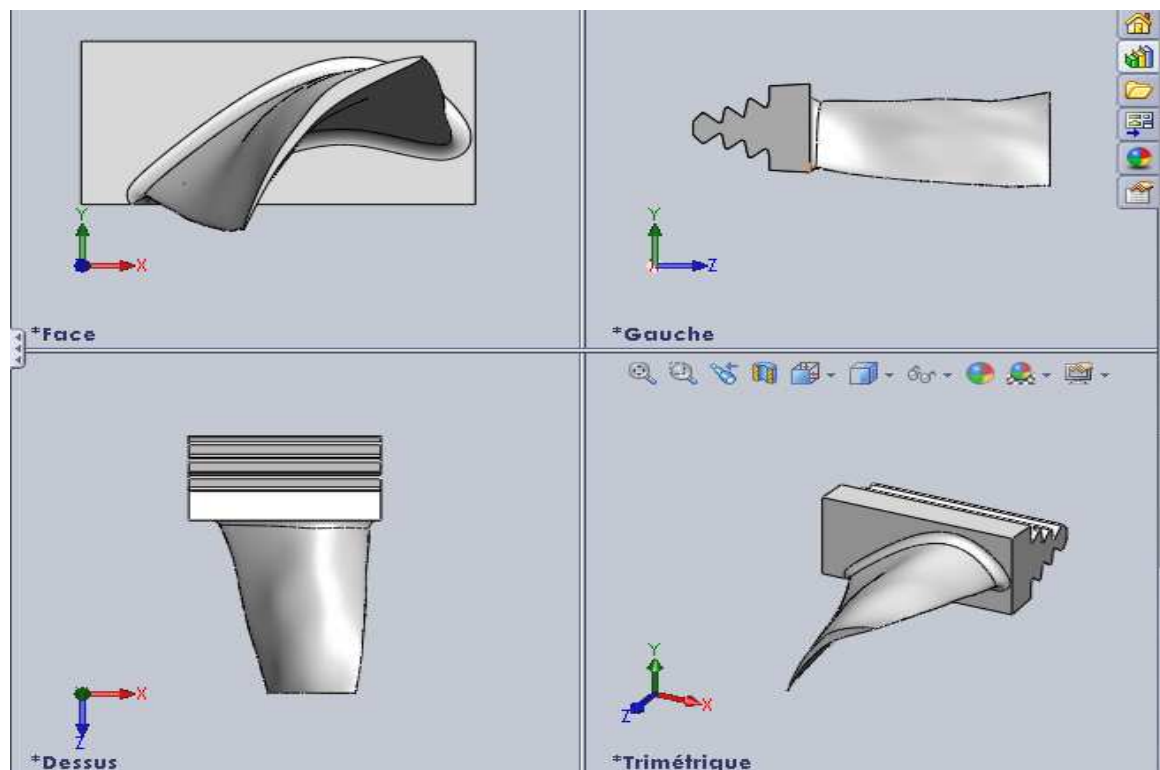


Figure. IV.1. Modèle 3D d'aube sous SOLIDWORKS

IV.3.3. Etapes d'analyse

IV.3.4. Propriété de matériaux

Dans notre étude nous proposons de réaliser une aube de turbine à gaz en matériaux composite, la matrice choisie est alumine (oxyde d'aluminium Al_2O_3). Cette matrice est renforcée par des fibres de carbone. Ce matériau est caractérisé par bonne tenue mécanique aux températures élevées, bonne conductivité thermique, grande résistivité électrique, grande dureté, bonne résistance à l'usure, inertie chimique.

IV.5.1. Etape de l'étude

a. Les propriétés des plis

La conception de l'aube de turbine est faite à partir de 4 sections (aubages), chaque section (aube) est composée de trois plis en matériaux composite.

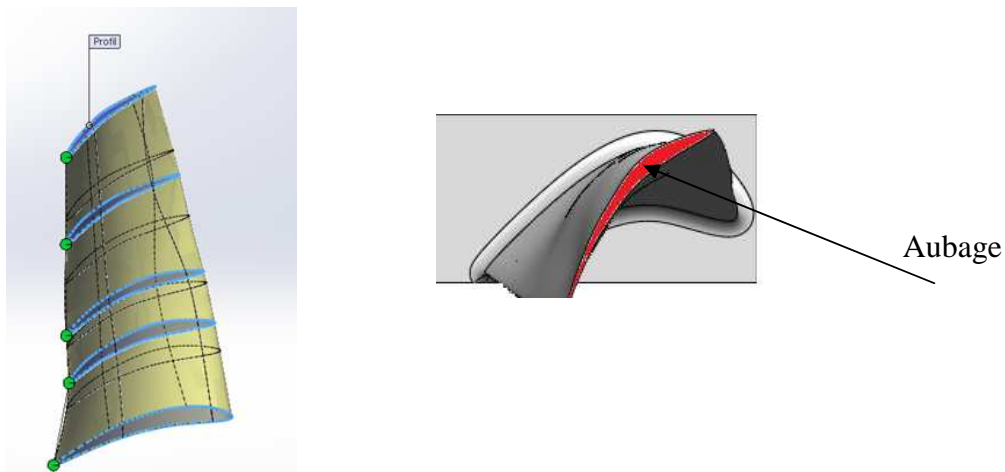


Figure. IV.2. les sections de l'aube.

Le premier et le troisième pli sont en fibre de carbone, le deuxième pli est en alumine (oxyde d'aluminium Al_2O_3). (Tableau IV.1. Les propriétés des plis).

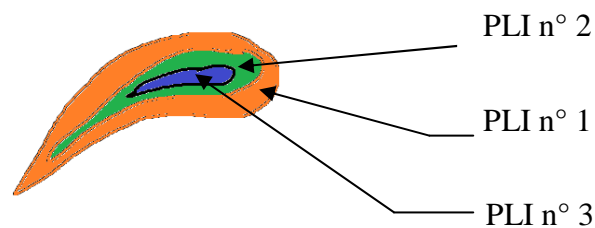


Figure. IV.3. les plis de section de l'aube.

Section (aubage) 0

Pli	Epaisseur (mm)	Angle (deg)	matériaux	Volume (in ³)	Masse volumique (kg/m ³)	Masse (kg)	Poids (N)
1	2	0	Fibre de carbone	6401.35	2240	1.4339.10 ⁷	1.40522.10 ⁸
2	4	45	alumine	7468.24	3960	2.95742.10 ⁷	2.89827.10 ⁸
3	2	0	Fibre de carbone	7468.24	2240	1.67289.10 ⁷	1.63943.10 ⁸

Section (aubage) 1

Pli	Epaisseur (mm)	Angle (deg)	matériaux	Volume (in ³)	Masse volumique (kg/m ³)	Masse (kg)	Poids (N)
1	1.5	0	Fibre de carbone	4428.93	2240	9.9208e.10 ⁶	9.72239.10 ⁷
2	3	45	alumine	5167.08	3960	2.04617.10 ⁷	2.00524.10 ⁸
3	1.5	0	Fibre de carbone	5167.08	2240	1.15743.10 ⁷	1.13428.10 ⁸

Section (aubage) 2

Pli	Epaisseur (mm)	Angle (deg)	matériaux	Volume (in ³)	Masse volumique (kg/m ³)	Masse (kg)	Poids (N)
1	1	0	Fibre de carbone	3303.51	2240	7.39985.10 ⁶	7.25186.10 ⁷
2	2	45	alumine	3854.09	3960	1.52622.10 ⁷	1.4957.10 ⁸
3	1	0	Fibre de carbone	3854.09	2240	8.63316.10 ⁶	8.4605.10 ⁷

Section (aubage) 3

Pli	Epaisseur (mm)	Angle (deg)	matériaux	Volume (in ³)	Masse volumique (kg/m ³)	Masse (kg)	Poids (N)
1	0.5	0	Fibre de carbone	2398.56	2240	5.37277.10 ⁶	5.26531.10 ⁷
2	1	45	alumine	2798.32	3960	1.10813.10 ⁷	1.08597.10 ⁸
3	0.5	0	Fibre de carbone	2798.32	2240	6.26823.10 ⁶	6.14286.10 ⁷

Section (aubage) 4

Pli	Epaisseur (mm)	Angle (deg)	matériaux	Volume (in ³)	Masse volumique (kg/m ³)	Masse (kg)	Poids (N)
1	0.2	0	Fibre de carbone	1717.26	2240	3.84667.10 ⁶	3.76974.10 ⁷
2	0.7	45	alumine	2003.48	3960	7.93376.10 ⁶	7.77509.10 ⁷
3	0.2	0	Fibre de carbone	2003.48	2240	4.48779.10 ⁶	4.39803.10 ⁷

Tableau IV.1. Les propriétés des plis.

b. La fixation :

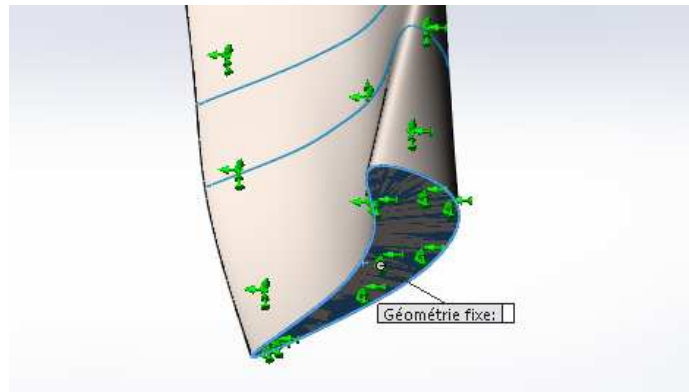


Figure. IV.4. la fixation de l'aube.

c. La charge

On applique sur la pale d'aube une charge sous forme d'une pression avec une valeur de 1000N/m^2 .

Nom du chargement	Image du chargement	Détails du chargement
Pression		Entités: 1 face(s) Type: Normal à la face sélectionnée Valeur: 1000 Unités: N/m^2 Angle de phase: 0 Unités: deg

Tableau IV.2.La charge posée sur l'aube

d. Le maillage

La seule difficulté dans cette étude est l'obligation d'utiliser le même maillage pour le calcul thermique et le calcul mécanique. En général, on utilise pour les deux calculs le maillage optimisé pour le calcul mécanique, qui est souvent plus compliqué.

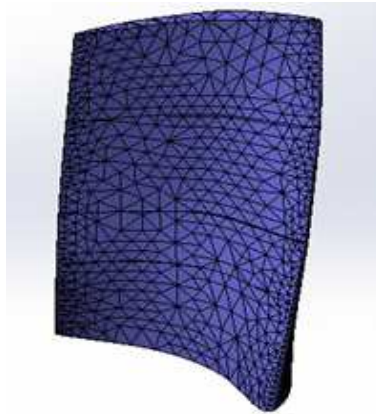


Figure.. IV.5.Le maillage de l'aube

Type de maillage	Maillage coque avec surfaces
Mailleur utilisé:	Maillage basé sur la courbure
Vérification du Jacobien pour la coque	Activé(e)
Taille d'élément maximum	21.4116 mm
Taille d'élément minimum	7.13714 mm
Qualité de maillage	Haute
Nombre total de nœuds	6061
Nombre total d'éléments	3028

Tableau. IV. 3. Les caractéristiques de maillage

d. Les contraintes

Sous charge de flexion, l'âme est seulement sujette à des contraintes de cisaillement. Si les contraintes de cisaillement dépassent la résistance au cisaillement de l'alumine, il y aura rupture. Les contraintes de cisaillement sont uniformément réparties à travers la section de l'âme, et donc assez faciles à prédire. Comme les âmes d'alumine sont toutes isotropes, le choix et le dimensionnement sont relativement simples.

Les contraintes suivant le critère de Von Mises, montre que les contraintes varient de (Min 0 N/m² au premier nœud et les contraintes Max 4.43351.10⁶N/m² au Noeud: 373) au centre de combure inférieure.

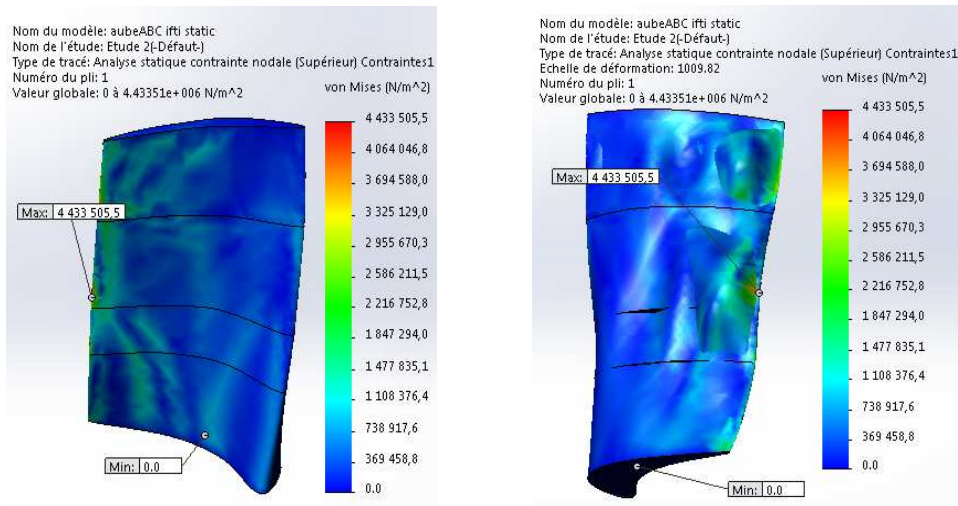


Figure.IV.6. Analyse couplée 1-Contraintes-Contraintes1

Nom	Type	Min	Max
Contraintes1	VON: contrainte de Von Mises	0 N/m ² Noeud: 1	4.43351.10 ⁶ N/m ² Noeud: 373

Tableau IV.4. Les valeurs des contraintes maximale et minimal dans l'état statique

e. Les déplacements

L'étude de déplacement représente les déplacements enregistrés suivant les cas de chargement avec les mêmes conditions aux limites. Elle montre que le champ de déplacement augmente près de la section 0 avec une valeur maximale de 0.0580726 mm au nœud N°1804.

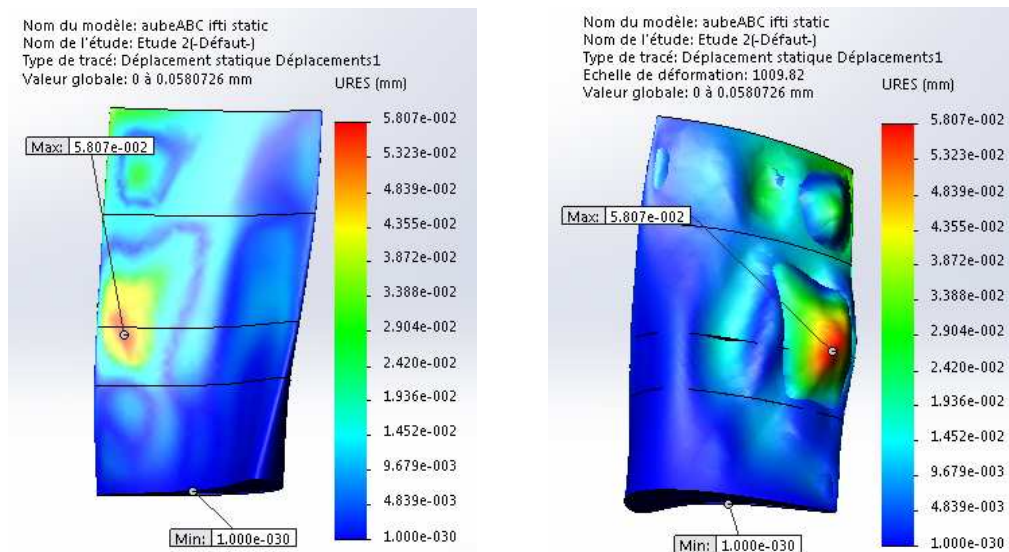


Figure.IV.7.Les déformations et les déplacements imposés sur l'aube à l'état statique.

Nom	Type	Min	Max
Déplacements1	URES: Déplacement résultant	0 mm Noeud: 1	0.0580726 mm Noeud: 4934

Tableau IV.5. Les valeurs du déplacement maximal et minimal dans l'état statique

f. Déformations :

Dans l'étude statique on obtient une déformation de 0.000157396 au niveau d'élément: 427 comme une valeur maximale.

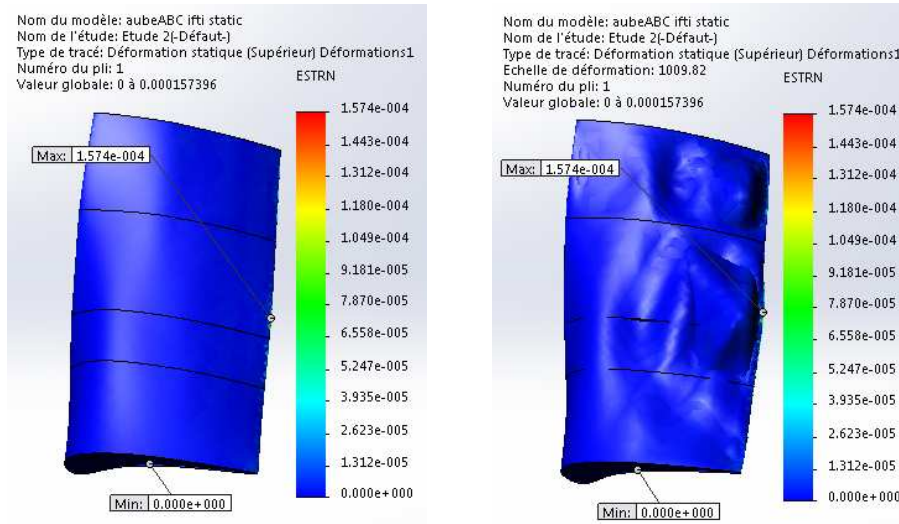


Figure.IV.8. Analyse couplée 1d déformation

Nom	Type	Min	Max
Déformations1	ESTRN: Déformation équivalente	0 Elément: 51	0.000157396 Elément: 427

Tableau IV.6. Les valeurs du déplacement maximal et minimal dans l'état statique

IV.5. Etude thermomécanique

Dans le cas de l'étude thermomécanique on va passer par les mêmes étapes que le cas statique mais dans l'étape des charges on va appliquer une force de 1000N/m et un champ de température de 700°C sur la surface de l'aube.

a. La charge

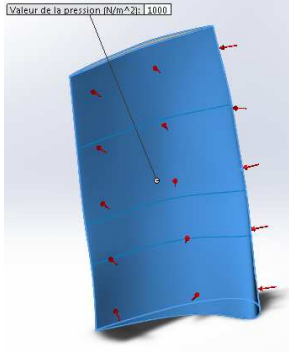
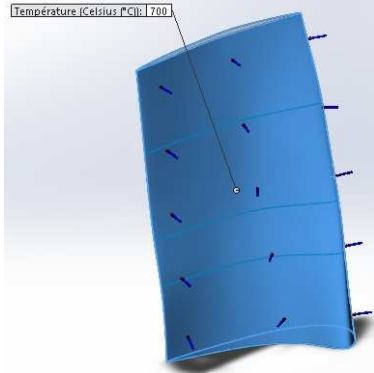
Nom du chargement	Image du chargement	Détails du chargement
Pression		Entités: 1 face(s) Type: Normal à la face sélectionnée Valeur: 1000 Unités: N/m ² Angle de phase: 0 Unités: deg
Température		Entités: 1 face(s) Température: 700 C°

Tableau IV.7. Les valeurs de la charge dans l'étude thermomécanique.

b. Les contraintes

Aux cours de l'étude des contraintes selon le critère de Von Mises, qui montre que les contraintes varient de (Min 0 N/m² au premier nœud et les contraintes Max 1.74153.10⁹ N/m² au nœud 801) au centre de courbure inférieure. D'après le critère de Von Mises, la rupture est localisée au niveau de centre de la courbure inférieure. Ce qui est confirmé dans la fig IV. 14.

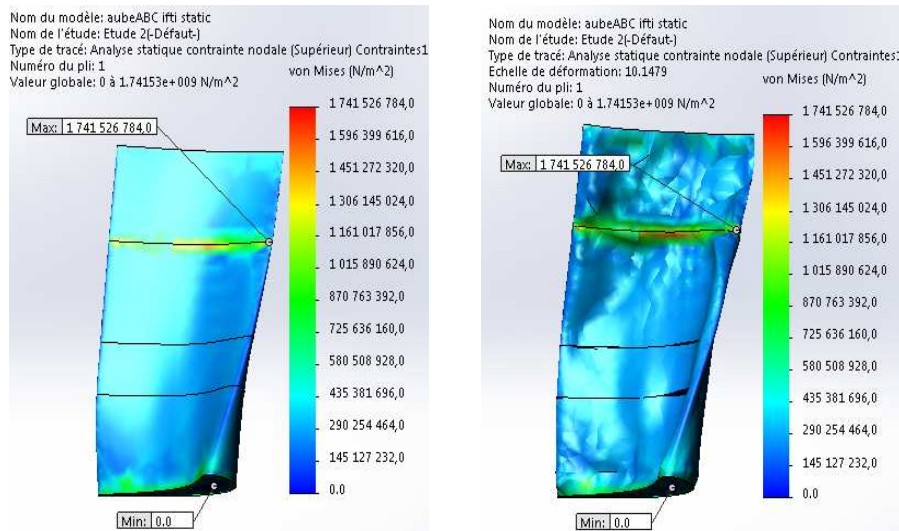


Figure. IV. 9. Distribution des contraintes

Nom	Type	Min	Max
Contraintes1	VON: contrainte de Von Mises	0 N/m ² Noeud: 1	1.74153.10 ⁹ N/m ² Noeud: 801

Tableau IV.8. Les valeurs de la contrainte maximale et minimale dans l'état thermomécanique

c. Le déplacement

La planche des résultats de l'étude de déplacement représentent respectivement les déplacements enregistrés suivant les cas de chargement avec les mêmes conditions aux limites. Elle montre que le champ de déplacement augmente près de la section 0 avec une valeur maximale de 5.19531 mm au nœud N° 4991.

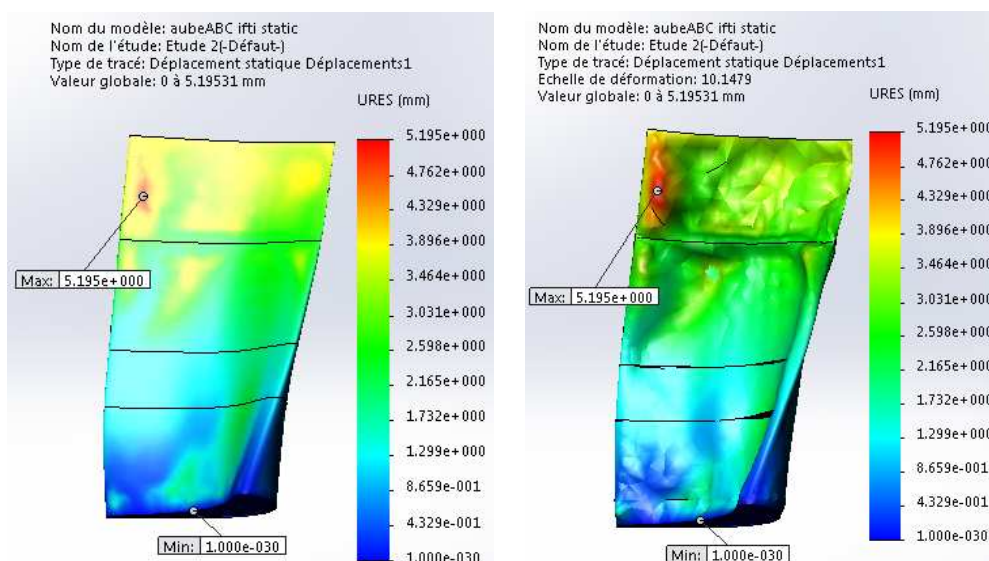


Figure.IV. 10. Déplacements-Déplacements .

Nom	Type	Min	Max
Déplacements1	URES: Déplacement résultant	0 mm Noeud: 1	5.19531 mm Noeud: 4991

Tableau IV.9. Les valeurs du déplacement maximal et minimal dans l'état thermomécanique

d. La déformation

La pale d'aube à une grande déformation sur en surface mais surtout sur la section 0 et 4ème section avec déformation maximale de 0.0333417 au niveau de l'élément N° 388.

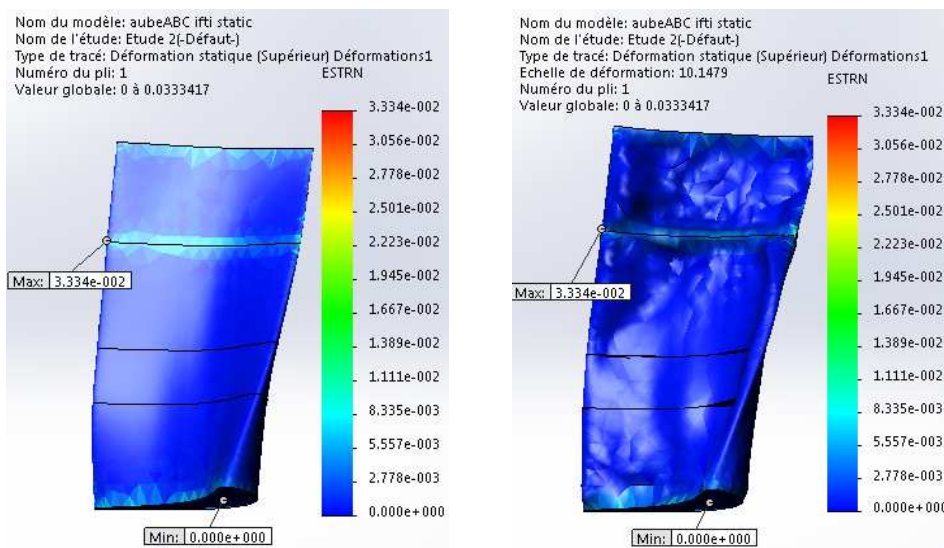


Figure. IV. 11.La déformation du model d'aube.

Nom	Type	Min	Max
Déformations1	ESTRN: Déformation équivalente	0 Elément: 56	0.0333417 Elément: 388

Tableau IV.9. Les valeurs de la déformation maximale et minimale dans l'état thermomécanique

Conclusion :

L'aube travail dans des milieux très chaud juste après le diffuseur de chambre de combustion ou la température max arrive à 700C° avec une pression max de détente qui arrive à 24MPa, 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 (Min 0 N/m^2 au premier nœud et les contraintes Max $1.74153 \cdot 10^9 \text{ N/m}^2$ au nœud 801) 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 24MPa) avec les déplacements augmentés à partir du bord de fuite où les charges sont de traction, d'une valeur maximale de 0.0333417 au niveau de l'élément N° 388. Dans le bord de fuite. Ce qui est logique par rapport aux conditions de chargement.

CONCLUSION GÉNÉRAL

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 refroidi par air, et d'associer ce comportement à un modèle paramétrique de résistance au fluage pour déterminer la durée de vie. 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 modélisation et de prédiction de la durée de vie 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 d'alumine renforcée par des fibres 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 deux étude statique et 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 du couple carbone/époxyde 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'envisager de faire des simulations sur une aube sandwich carbone/céramique qui augmenterait certainement la rigidité de l'aube et réduire les déplacements qui sont le seul point négatif de cette

conception du fait que la fibre de carbone n'a pas été prise en compte dans les simulations.

BIBLIOGRAPHIE

Bibliographie

- [01] Mise en œuvre des turbines à gaz dans l'industrie, par « technique de l'ingénieur » (YVES LORANCHET).
- [02] Taurus 60 Turbine Generator Set General Description, each Unit Support equipment and tools, one set per site BASIC PACKAGE
- [03] Brayton Cycle (Gas Turbine) for Propulsion Application Analysis by Engineering Software Course Category: Engineers Course Level: Intermediate P.O. Box 1180, Germantown, MD 20875.
- [04] H. Haselbacher, Performance of water/steam injected gas turbine power plants consisting of standard gas turbines and turbo expanders, Int. J. Energy Technology and Policy, Volume 3, 2005.
- [05] Lavionnaire cour sur les turbomachines, et les element composant d'une turbine à gaz ; <http://www.lavionnaire.fr/MotorTurboMot.php>
- [06] Manuel d'exploitation de turbine à gaz type (Taurus 60) par « solar turbine » (sonatrach SP3 lotaya W. Biskra).
- [07] <http://mobile.lavionnaire.fr/MobTurbElemCompres.php>
- [08] 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".
- [09] Pier Marzocca, « The NACA airfoil series » Clarkson University (consulté le 07-03-2009).
- [10] Jack Moran, An introduction to theoretical and computational aerodynamics, Dover, 2003
- [11] Superalliages pour turbine: alliages pour aubes et pour disques GEDEPEON – Perpignan –19 & 20 juin 2003.
- [12] Etude du refroidissement par impact de jets à travers une paroi mince et avec un écoulement cisailant amont : Application aux aubes de turbines ; Présentée par Daniel THIBAUT École doctorale: Sciences pour l'Ingénieur et Aéronautique.
- [13] S. Ashforth-frost et K. Jambunathan, _E_ect of nozzle geometry and semiconnement on the potential core of a turbulent axisymmetric jet, dans 10th Int. Comm. in Heat and Mass Transfer, vol. 23, no. 2, Brighton, 1996, p. 155_162.
- [14] N.P. Padture, M. Gell, E.H. Jordan, Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications, Science, 296 (2002) 280-284.
- [15] C.G. Levi, Emerging Materials and Processes for Thermal Barrier Systems, Current Opinion in Solid State and Materials Science, 8 (2004) 77-91.

- [16] D.R. Clarke, C.G. Levi, Materials Design for the Next Generation Thermal Barrier Coatings, Annual Reviews of Materials Research, 33 (2003) 383-417.
- [17] développement d'une méthodologie de réduction Des défauts géométriques : application à l'usinage 5-axes de composants de turbomachine Julien CHAVES-JACOB, le 28 septembre 2009, *Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers*.
- [18] MSM portail de l'industrie suisse Technique d'usinage - Fraisage - Commande numérique CNC www.msm.ch/automatisation/articles/376247/
- [19] C*blade S.p.a. forging & manufacturing copyright ©2007-20014 C*Blade S.p.a
- [20] «Glossaire des matériaux composites» - carma –Actualisation octobre 2006.
- [21] Manuel Moulage sous vide du Twintex® - Sept 2001 Twintex □ Vacuum moulding Manual.
- [22] La fonderie cire perdue Zone artisanale 35320 PANCE France. Lien vers le site de NOWAK.
- [23] Aircraft Engineering and Aerospace Technology Emerald Article: Ceramic engine considerations for future aerospace Propulsion Amir S. Gohardani, Omid Gohardani (2012),"Ceramic engine considerations for future aerospace propulsion", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 84 Iss: 2 pp. 75 – 86
- [24] fiche technique les superalliages www.secotools.com/fr
- [25] S. Hagen, P. Hofmann, G. Schanz, L. Sepold, "Interactions in Zry/UO₂ Fuel Rod Bundles with Inconel Spacers at Temperatures above 1200°C; (Post-test Results of Severe Fuel Damage Experiments CORA-2 and CORA-3)", KfK 4378 (1990).
- [26] Laurent gormet, « Généralités sur les matériaux composites », ECN, Centre Nantes, 2008.
- [27] V. Reynaud, G. Subra, M. calderini, « Les matériaux composites », ENSCM, 1993.
- [28] Michel Dupeux, « Aide mémoire science des matériaux », Dunod, Paris, 2004.
- [29] Rikard B. Heslehurst ,« Design of composite structures»,PhD (UNSW), MEng(Aero), BEng(Aero) CPEng, FIEAust, FRAeS SMAIAA, SAMPE, SAE, ACSS
- [30] Pierre Etienne Buban,Leif Carlsson,Jean Pierre Mercier,Jean Anders E.Manson,Matrice « Composite à matrice organique, propriétés »,Presses polytechniques et universitaires, Romandes,2004.

- [31] Jean Marie Berthelot, « matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures », 4^{ème} édition, TEC &DOC, 2005.
- [32] Kuntz, « Ceramic Matrix Composites », *Bericht der DKG*, Deutsche Keramische Gesellschaft, vol. 49, n° 1, 1992, p. 18
- [33] G. Aliprandi, "Matériaux réfractaires et céramiques techniques", édition SEPTIMA
- [34] G. Allaire and A. Craig: Numerical Analysis and Optimization: An Introduction to Mathematical Modelling and Numerical Simulation
- [35] K. J. Bathe : Numerical methods in finite element analysis, Prentice-Hall (1976)
- [36] J. Chaskalovic, Méthode des éléments finis pour les sciences de l'ingénieur (2004), Éd. Lavoisier.
- [37] E. ESTIVALESES, J.J. BARRAU, E. RAMAHEFARISON "Détermination des contraintes normales et de cisaillement dans la section droite d'une poutre composite" Actes du 11^{ème} Colloque Français de Mécanique Volume 4 p 201-204 Lille Villeneuve d'Asq Septembre 1993
- [38] G.R. COWPER "The shear Coefficient in TIMOSHENKO Beam Theory" JOURNAL OF APPLIED MECHANICS pp 335-340 June 1966.
- [39] D. GAY "Influence des effets secondaires sur les vibrations de flexion et de torsion des poutres". Thèse de doctorat d'Etat 1979 Université Paul Sabatier Toulouse.
- [40] L. SIMON "Analyse dynamique des rotors d'hélicoptère en matériaux composites" Thèse de doctorat de 3^o Cycle U.T.C. Compiègne-ONERA 1981.
- [41] M. CARRIER "Comportement dynamique des poutres composites à sections quelconques - Etude par éléments finis correspondante". Thèse de doctorat de l'Université Paul Sabatier Toulouse juin 1988.
- [42] Aircraft Engineering and Aerospace Technology Emerald Article: Ceramic engine considerations for future aerospace Propulsion Amir S. Gohardani, Omid Gohardani.
- [43] Méthodes avancées en ingénierie mécanique. (CNRS/Université de Franche Comté)
- [44] étude et modélisation des effets d'incursion à très haute température sur le comportement mécanique d'un superalliage monocristallin pour aubes de turbine ; Jean-Briac LE GRAVEREND ONERA The French Aerospace Lab 29, avenue de la Division Leclerc, 92322, Châtillon Cedex.

- [45] Berthelot J.-M. (1999). Matériaux composites : Comportement mécanique et analyse des structures. Technique et Documentation, Paris.
- [46] Brun L. (1991). Introduction à la thermodynamique des Matériaux. Cours de l'Ecole Polytechnique.
- [47] J.M. Berthelot – Matériaux composites : Comportement mécanique et analyse des structures, 3ème édition – Paris : Editions Tec&Doc, 1999.
- [48] Cardona Jean-Marc (2000). Comportement et durée de vie des pièces multi perforées : application aux aubes de turbine. Thèse de doctorat, Ecole des Mines de Paris.