

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية  
République algérienne démocratique et populaire  
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي  
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique  
المركز الجامعي بلحاج بوشعيب - عين تموشنت  
Centre Universitaire Belhadj Bouchaib Ain Témouchent  
Institut des Sciences et de la Technologie  
Département de Génie Mécanique



## PROJET DE FIN D'ETUDES

Pour l'obtention du diplôme de Master en :

Domaine : SCIENCE ET TECHNOLOGIE

Filière : GENIE MECANIQUE

Spécialité : MECANIQUE ENERGETIQUE

*Thème*

# *Analyse thermomécanique des aubes du compresseur d'un turboréacteur*

### Présenté Par :

- 1) Boulghiti Belkacem
- 2) Nassamou Mohamed Lamine

### Devant le jury composé de :

Président :	Mr. Amirat Mohamed	C.U.Ain témouchent
Examineur :	Mr.Nehari Tayeb	C.U.Ain témouchent
Encadreur :	Mr.Beloufa Mohamed Amine	C.U.Ain témouchent

## Résumé

Dans les compresseurs turboréacteurs, les aubes sont soumises à des températures et pressions d'air élevées, ce qui entraîne des dommages et des dysfonctionnements. L'objectif de cette étude est de connaître la capacité des aubes, à résister à la température et la pression en utilisant différentes pressions et différents matériaux. Des simulations numériques ont été réalisées à l'aide du programme « ANSYS » pour un modèle des aubes pleines du compresseur conçu à l'aide de « CATIA ». Les résultats nous ont permis d'obtenir les différentes contraintes mécaniques et de sélectionner le meilleur matériau parmi les matériaux étudiés.

## Abstract

In turbojet compressors, the blades are subjected to high temperatures and high air pressures, which causes damage and malfunctions. The objective of this study is to know the capacity of the blades, to withstand the temperature and pressure using different pressures and different materials. Numerical simulations were performed using the "ANSYS" program for a model of the full blades of the compressor designed using "CATIA". The results allowed us to obtain the different mechanical constraints and to select the best material among the materials studied.

## ملخص

في ضاغطات محركات الطائرات تتعرض الشفرات الى درجة حرارة و ضغط هواء مرتفعان, مما يؤدي الى اتلافها و خلل في وظيفتها, الهدف من هذه الدراسة هو معرفة قدرة تحمل الشفرات, بتطبيق درجة حرارة و ضغط مختلف وعلى مواد مختلفة. المحاكات العددية نفذت باستعمال برنامج " أنسيس " لنموذج شفرة الضاغط المصمم باستخدام " كاتيا ". النتائج مكنت من الحصول على الفروقات في الجهود ومعرفة المادة الافضل من بين المواد المدروسة.

## *Remerciement*

*Avant tout, nous remercions le bon Dieu qui nous a donné la volonté et le courage pour réaliser ce travail.*

*Nous tenons à exprimer notre sincère reconnaissance à Mr. **BELOUFA Mohamed Amine**, maitre de conférences notre directeur de thèse pour son appui et ses conseils donnés tout le long de ce travail, ainsi que pour sa compréhension et ses idées.*

*Nous tenons à saisir cette occasion et adresser nos profonds remerciements et nos profondes reconnaissances à nos parents*

*Mr. **ABDELKRIM NASSAMOU** et Mme. **Z. BOUMZAA**, Mr. **BOULGHITI MOHAMED** et Mme. **A. BOULGHITI** pour leurs prières et leurs encouragements, on a pu surmonter tous les obstacles.*

*Nous adressons nos remerciements pour Mr. **HAMADOUCHE RIYADH ET Mr. AYET YALA IKBAL** doctorants au niveau du centre universitaire Ain Témouchent, Mr. **ABDELWAHEB EL AMINE** qu'elle nous aide dans la mise en page de ce mémoire.*

*Nous devons remercies Dr. **BENZNINE Hamidou** et Mr. **NHARI TAYEB**. Qu'ils trouvent ici l'expression de nos remerciements et nos sympathies.*

*Enfin, nos sincères remerciements s'adressent à tous les membres du département Génie mécanique, Dr. **SARI**, Dr **OUDED**, Dr. **AMIRAT**, Dr. **BOUAFIA**, ainsi que tous les autres, pour l'aide que chacun d'eux a pu nous apporter et pour les bons moments passés ensemble.*



## Dédicace

*À qui puis-je dédier ce travail si ce n'est à mon très chers Papa **B. MOHAMED**,  
qui aurait dû être fier pour l'obtention de ce diplôme de fin d'études.  
Dont le sacrifice, la tendresse, l'amour, la patience, le soutien, l'aide et les  
encouragements sont le secret de ma réussite, mais aussi à la **Maman**  
**HABIBA**.*

*Je le dédie également :*

*À mes chers frères et sœurs : **TAHER, ANES, FATIHA, ZOHRRA, FADILA,**  
**DJAMILA**, ainsi qu'à toute ma famille pour leur soutien moral, leurs  
encouragements,*

*À tous mes amis avec qui j'ai partagé les moments les plus agréables,*

*À tous ceux qui sont chers et proches de mon cœur et à tous ceux qui m'aiment  
et qui auraient voulu partager ma joie.*

*À tous mes enseignants, du primaire au niveau supérieur,*

*À tous mes amis qui étaient avec moi dès le début de mon parcours  
**DJAWAD, MOHAMED, AMINE, KARIM, SAID, AHMED**.*

*Je dédie enfin ce travail à toute personne ayant contribué de près ou de loin à  
sa concrétisation.*

**BOULGHITI BELKACEM**



# *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail et ma profonde gratitude à ma très chère **Mère**,  
mon **Père** pour l'éducation qu'ils m'ont prodigué avec tous les moyens et au  
prix de toutes les sacrifices qu'ils ont consentis à mon égard, pour le sens du  
devoir qu'ils m'ont enseigné depuis mon enfance.*

*A mes chères sœurs sœur **Nour Elhouda***

*A mes chers frères **Saïd** et **Abdelghani***

*A ma chérie **O. Yamina***

*A toute ma famille et tous ceux qui portent le nom*

**NASSAMOU**

*A tous mes amis du primaire jusqu'au lycée*

*A tous mes amis de la faculté de technologie*

*Ainsi que toute la promotion d'Energétique*

**NASSAMOU MOHAMMED LAMINE**

## Table des matières

<b>Résumé</b>	<b>I</b>
<b>Remerciment</b>	<b>II</b>
<b>Dédicace 1</b>	<b>III</b>
<b>Dédicace 2</b>	<b>IV</b>
<b>Table des matières</b>	<b>V</b>
<b>La liste des figures</b>	<b>VIII</b>
<b>La liste des tableaux</b>	<b>X</b>
<b>Liste des abréviations</b>	<b>XI</b>
<b>Introduction générale</b>	<b>XII</b>
<b>Chapitre I Généralités Sur Les Aubes D'un Turboréacteur</b> .....	<b>1</b>
I .1.Introduction.....	1
I .2.Historique.....	1
I .3.Turboreacteur.....	2
I .4.Principe De Fonctionnement D'un Turboréacteur.....	3
I .5.Les Compresseurs.....	5
I .5.1.1.Les Compresseurs Centrifuges.....	6
I .5.1.2.Les Compresseurs Axiaux.....	7
I .5.2.Principe De Fonctionnement Des Rotors.....	8
I .5.3.Les Aubes Du Rotor.....	9
I .5.4.Les Aubes Du Stator.....	10
I .5.5.Le Stator Ou Distributeur.....	11
I .6.Les Aubes.....	12
I .6.1. Définition.....	12
I .6.2.Detail Des Aubes.....	13
I .6.3.Le Profil Et La Forme D'aube.....	13
I .6.4.L'objectif Des Aubes.....	14
I.7.La Fabrication Des Ailettes.....	15
I .7.1. Fraisage Des Aubes De Turbines.....	16
I .7.2. Ebauche De Brut Quelconque 3d.....	16
I .7.3 .Usinage En Bout D'aube De Turbine 5 Axes.....	16
I .7.4 .Usinage En Roulant D'aubes De Turbine 5 Axes.....	17
I.8.Moulage Des Aubes.....	18
I .8.1.Moulage Au Contact.....	18
I .8.A.Principe.....	18
I .8.B.Caracteristiques Principales.....	19
I .8.2.Moulage Par Projection.....	19
I .8.2.A.Principe.....	19
I .8.2.B.Caracteristiques Principales.....	20

I .8.3.Moulage Sous Vide.....	20
I .8.3.A.Principe.....	20
I .8.3.B.Caracteristiques Principales.....	20
I .8.4.Moulage A Cire Perdue.....	21
I .9.Materiau Pour Réalisation D’aube.....	21
I .10.Les Superalliages.....	22
I .10.1.Les Superalliages A Base De Nickel.....	23
I .10.2.Structure D’un Superalliage.....	23
I .11.1.L’inconel 738.....	25
I .11.2.Les Propriétés De L’inconel.....	25
I.12. Conclusion.....	26
<b>Chapitre II Le Principe Thermomécanique.....</b>	<b>27</b>
II.1. Introduction.....	27
II.2. Le Refroidissement Des Aubes.....	27
II.2.1. Techniques De Refroidissement.....	28
II.2.2. Refroidissement Par Liquide.....	28
II.2.3. Refroidissement Par Air.....	29
II.2.4. Convection Interne Forcée.....	29
II.2.5. Film-Refroidissement.....	30
II.2.6. Impact De Jets.....	31
II.3. Nécessité Du Refroidissement.....	31
II.4. Modèle Thermique.....	32
II.5. Définitions.....	33
II.5.1. Élasticité.....	33
II.5.2. Limite Élastique.....	33
II.5.3. Plasticité.....	34
II.5.4. Dilatation Thermique (Effet D'un Changement De Température Sur Les Déformations).....	34
II.6. Conclusion.....	35
<b>Chapitre III Analyse Thermomécanique.....</b>	<b>36</b>
III.1.Introduction.....	36
III.2.La Méthode Des Eléments Finis.....	36
III.3.Principe De La Méthode Des Eléments Finis.....	37
III.4.Demarche Eléments Finis.....	37
III.5.Le Comportement Mécanique.....	38
III.6.La Conception D’aube Simple Sous Logiciel CATIA V5.....	39
III.7.Simulation De L’aube En ANSYS R15.0 (Workbench).....	39
III.8.Dimensionnement Et Géométrie.....	40
III.9. Les Propriétés Physique Pour L’étude.....	41
III.10.Materiaux Suggérer Pour La Simulation.....	41
III.11.Maillage.....	41
III.12. Choix D’élément Finis.....	43
III.13.Conditions Aux Limites Et Chargement.....	43
<b>Chapitre IV. Résultat De Simulation.....</b>	<b>45</b>
IV.1.Introduction.....	45

IV.2.La Schématisation Des Déplacement Total Et Des Contrainte Equivalente.....	45
IV.3. Les Résultats Retenus.....	48
IV.4.Comparaison De La Variation $\sigma_{vm}$ Pour Les 3 Matériaux.....	50
IV.5. Conclusion.....	52
Conclusion général.....	53
Références bibliographiques.....	54

## Liste des figures

<b>Chapitre I</b>	
<b>Figure I.1</b> : Turboréacteur	3
<b>Figure I.2</b> : schéma d'un turboréacteur.	4
<b>Figure I.3</b> : Aubes d'un turboréacteur (a) Aube de fan, (b) Aube-disque de compresseur, (c) Aube de turbine avec son circuit de refroidissement	5
<b>Figure I.4</b> : compresseur	6
<b>Figure I.5</b> : Compresseur centrifuge	7
<b>Figure I.6</b> : Exemple d'un turboréacteur	7
<b>Figure I.7</b> : Disque circulaire de rotor qui contient les aubes	8
<b>Figure I.8</b> : Coupe tangentielle schématique de 2 étages	9
<b>Figure I.9</b> : L'aube du rotor	10
<b>Figure I.10</b> : la fixation des aubes sur le disque	10
<b>Figure I.11</b> : les aubes de rotor et les aubes de stator	11
<b>Figure I.12</b> : La fixation d'aube sur le carter de compresseur	11
<b>Figure I.13</b> : le refroidissement de l'aube	12
<b>Figure I.14</b> : Le refroidissement à l'intérieur de l'aube	12
<b>Figure I.15</b> : aube avec pied de sapin	13
<b>Figure I.16</b> : Aube	13
<b>Figure I.17</b> : Profil d'une aube	14
<b>Figure I.18</b> : Ebauche de brut quelconque	16
<b>Figure I.19</b> : Usinage en bout d'aube de turbine 5 axes	16
<b>Figure I.20</b> : Usinage en roulant d'aubes de turbine 5 axes	17
<b>Figure I.21</b> : Usinage en bout en 5 axes d'une aube de compresseur	17
<b>Figure I.22</b> : Schéma de moulage au contact	18
<b>Figure I.23</b> : schéma de Moulage par projection	19
<b>Figure I.24</b> : Schéma de principe de moulage à cire perdue	21
<b>Figure I.25</b> : Développement de matériaux d'aube	21
<b>Figure I.26</b> : Structure d'un superalliage	23
<b>Figure I.27</b> : Morphologie des précipités $\gamma'$ (MET)	23
<b>Figure I.28</b> : Morphologie de précipitation de la phase $\gamma'$	24
<b>Chapitre II</b>	
<b>Figure II.1</b> : les étapes de compression d'un turboréacteur	28
<b>Figure II.2</b> : structure d'une aube	28
<b>Figure II.3</b> : Évolution des systèmes de refroidissement	30
<b>Figure II.4</b> : Refroidissement par convection interne forcée	31
<b>Figure II.5</b> : Refroidissement par film	31
<b>Figure II.6</b> : refroidissement par impact de jets	32
<b>Figure II.7</b> : Evolution de la température d'entrée turbine.	33
<b>Chapitre III</b>	
<b>Figure III.1</b> : Conception d'une aube en CATIA V5	41
<b>Figure III.2</b> : Simulation de l'aube en ANSYS R15.0 (workbench)	42

<b>Figure III.3:</b> Les dimensions de l'aube en (mm)	42
<b>Figure III.4:</b> Maillage moyen de l'aube	44
<b>Figure III.5:</b> Convection thermique	45
<b>Figure III.7:</b> La pression appliquée	46
<b>Figure III.8:</b> La contrainte max	46
<b>Chapitre IV</b>	
<b>Figure IV.1:</b> Résultats retenus pour l'acier standard	48
<i>Figure IV.2: Résultats retenus pour titane</i>	49
<i>Figure IV.3: Résultats retenus pour magnésium</i>	50
<i>Figure IV.4: Path</i>	51
<i>Figure IV.5: variation des contraintes en fonction de distance pour pression <math>P_1=0.001</math> MPa</i>	51
<i>Figure IV.6: variation des contraintes en fonction de distance pour pression <math>P_2= 10</math> MPa</i>	52

## Liste des tableaux

### Chapitre I

**Tableau I.1 :** Caractéristiques de moulage au contact 19

**Tableau I.2 :** Caractéristiques de moulage par projection 20

**Tableau I.3 :** caractéristiques de moulage sous vide 20

### Chapitre III

**Tableau III.1:** Propriétés physique pour l'étude de ce modèle d'aube 41

**Tableau III.2:** Les propriétés du matériau de cette aube 41

**Tableau III.3 :** conditions aux limites et chargement 43

### Chapitre IV

**Tableau IV.1:** déplacement total et contrainte équivalente pour l'alliage de l'acier standard (p1, p2) 45

**Tableau IV.2:** déplacement total et contrainte équivalente pour l'alliage de magnésium (p1, p2) 46

**Tableau IV.3:** déplacement total et contrainte équivalente pour l'alliage de titane (p1, p2) 47

**Liste des abréviations**

<b>symbole</b>	<b>définition</b>
E	Module d'Young
V	coefficient de Poisson
$\varepsilon$	déformation
K	Conductivité thermique
$\sigma$	contrainte
$\alpha$	Coefficient de dilatation thermique
h	Coefficient de convection thermique
T	temperature
P	pression
Q	débit d'air
HP	Haute pression
BP	Basse pression
MEF	méthode des éléments finis
DAO	dessin assisté par ordinateur

# **Introduction**

# **GENERALE**

## **Introduction**

Les aubes des compresseurs des turboréacteurs sont sollicitées par différentes chargements tels que : pressions, températures, vibrations, fatigue, etc. Ces chargement engendrent des contraintes thermomécaniques, répétées et élevées et conduisent à la rupture de l'aube. Cependant les propriétés mécaniques, et thermiques influent sur la variation de ces contraintes.

L'objectif principal de cette étude est d'étudier les aubes de compresseur conçues avec différents matériaux soumissent aux différentes pressions et températures.

Dans le premier chapitre on donne une généralité et historique sur les aubes.

Le second chapitre, a été penché sur les calculs thermomécaniques et sur le refroidissement des aubes.

L'intérêt principal de la troisième partie concerne la simulation. A ce stade, un programme de simulation thermomécanique des aubes par la méthode des éléments finis a été entrepris, le maillage, les conditions aux limites et les différents matériaux des aubes sélectionnés ont été définies.

Dans le dernier chapitre, nous avons présenté les résultats obtenus et leurs interprétations.

# **CHAPITRE I**

## **GENERALITES SUR LES AUBES D'UN TURBOREACTEUR**

## **I .1.INTRODUCTION**

Dans les moteurs aéronautiques, les aubes 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. [4]

## **I .2.HISTOIRIQUE**

**1910** : Présentation du premier avions à « moteur sans hélice » au salon du Bourget par Henri Coanda.

**3 mai 1921** : Maxime Guillaume est le premier à déposer un brevet d'invention concernant la « propulsion par réaction sur l'air », brevet qu'il obtient le 13 janvier 1921. Néanmoins il ne sera suivi d'aucune construction, car elle aurait nécessité des avancées techniques importantes sur les compresseurs et les matériaux.

**1928** : Whittle, ingénieur aéronautique, s'engage dans la Royal Air Force.

**Dans les années 1930** : Les premiers turboréacteurs sont conçus indépendamment, par Frank Whittle en Angleterre et par Hans Von Ohain en Allemagne.

**1931** : Whittle effectue ses premiers vols en tant que pilote. Agé alors de 22 ans, il imagine pour la première fois un avion propulsé sans hélice et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée. Il persiste alors seul dans le développement de cette motorisation et imagine l'utilisation de deux turbines, l'une à l'entrée pour amener l'air vers la chambre de combustion et l'autre pour mélanger le carburant à l'air.

**1934** : Von Ohain conçoit l'idée d'un moteur dont la combustion se fait selon un cycle continu et dépose un brevet de moteur à propulsion similaire à celui de Whittle sur le dessin mais différent sur les éléments internes au moteur.

**1935** : Grâce à des dons privés, Whittle construit le premier prototype de turboréacteur.

**Avril 1937** : Whittle teste son premier prototype de turboréacteur au banc d'essai.

**7 juillet 1939** : Livraison à la société « Power Jets Ltd » (avec laquelle Whittle est associé) du premier turboréacteur destiné à un petit avion expérimental.

**1939** : Von Ohain fait voler le premier turboréacteur sur un Heinkel He 178 premier aéronef conçu pour être propulsé par ce type de moteurs.

**Février 1940** : la Gloster Aircraft Company est choisie pour développer un avion, le « Pioneer ».

**1940** : Anselm Franz développe un turboréacteur fondé sur le principe des compresseurs axiaux, dont la section frontale est beaucoup plus restreinte et le rendement meilleur, le « Junkers Jumo 004 ».

**15 mai 1941** : Le Pioneer effectue son premier vol.

**1944** : Le Junkers Jumo 004 devient non seulement le premier turboréacteur moderne mais également le premier produit en série.

**1949** : D'un point de vue civil, le De Havilland Comet est le premier avion commercial propulsé par des turboréacteurs. Il est resté célèbre pour une série d'accidents en plein vol qui a mis en évidence le phénomène de fatigue des structures dans l'aéronautique.

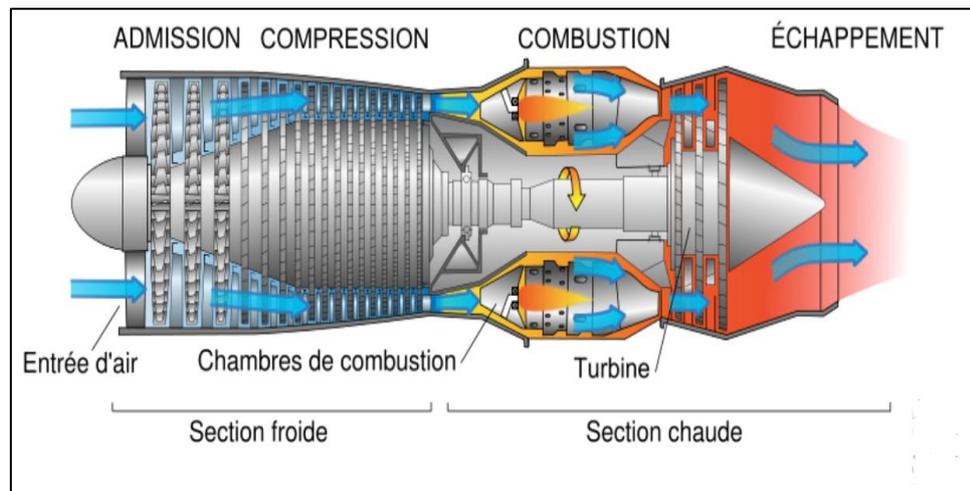
**1949** : Pratt & Whitney développe le premier réacteur double corps qui amènera au développement du J57 militaire utilisé sur les Boeing B-52 et KC-135, ainsi que les Douglas Skywarrior.

**1953** : General Electric développe le J79, dont le compresseur comporte 17 étages, 6 des stators étant à incidence variable. Ce dernier sera produit en 16 500 exemplaires. [5]

### **I.3.TURBOREACTEUR**

Qu'est-ce que c'est ?

En effet, le mot "turboréacteur" (ou "turbo fan" pour les anglo-saxons) n'évoque pas forcément grand-chose au premier abord. Dans un premier temps il faut savoir que d'une manière vraiment simpliste, le turboréacteur peut être décrit tout simplement comme le "moteur" des gros avions tels que les avions issus des entreprises BOEING, AIRBUS, mais d'autres aussi. Il s'agit plus précisément d'un système de propulsion assez complexe permettant de créer une certaine poussée, de manière à faire avancer l'avion (fig.1). Les turboréacteurs possèdent de nombreux systèmes compliqués, toutefois il est nécessaire d'en connaître quelques-uns, pour le moins indispensable, de manière à comprendre le fonctionnement de ces moteurs particuliers. En examinant le schéma suivant, on peut déjà déterminer quatre réactions, auxquelles on attribuera un système.



**Figure I.1** : Turboréacteur. [6]

Tout d'abord, la section froide :

Elle comprend l'ADMISSION, et la COMPRESSION, c'est en réalité la partie qui accueille l'air avant qu'il soit modifié. L'admission est la réaction engendrée par la soufflante (ou fan pour les anglo-saxons, à traduire par "ventilateurs"). En revanche, la compression est à attribué au compresseur.

Ensuite, la section chaude :

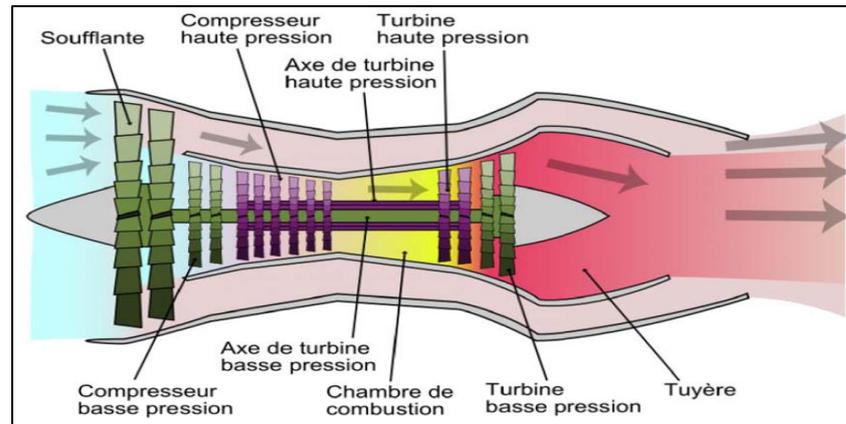
Cette section comprend la COMBUSTION et L'ÉCHAPPEMENT, c'est en réalité la partie qui modifie l'état de l'air en le "dilatant" à un certain degré. La combustion a lieu grâce à la chambre de combustion, et l'échappement est engendré grâce à l'action de la turbine. [7]

#### I.4.PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT D'UN TURBOREACTEUR

Un compresseur assure la compression de l'air. Mais pour cela, il faut le faire tourner. Sur notre turboréacteur, il est couplé à une « turbine ». Cette dernière est-elle même entraînée par les gaz chauds qui sortent d'une « chambre de combustion ». Dans cette chambre, l'énergie est fournie par la combustion de kérosène avec l'oxygène de l'air disponible dans l'air absorbé (et comprimé).

Une fois prélevée l'énergie nécessaire à l'entraînement du compresseur, il reste encore suffisamment d'énergie provenant de la combustion, donc de pression, pour fournir l'énergie de propulsion requise. La poussée est finalement obtenue au travers d'une « tuyère » destinée

à accélérer les gaz sortant de la turbine et dont la section d'éjection est réglée de telle sorte que la poussée soit optimale. Cette section peut être définie une fois pour toutes ou ajustable en vol.



**Figure I.2** : schéma d'un turboréacteur. [8]

Le flux d'air primaire traverse un certain nombre de sections :

- **Le Fan ou soufflante.** Il s'agit du premier étage de compression chargé de 17 accélérations de l'air admis à l'entrée du réacteur. Il se compose d'une roue à aubes longues, fines et présentant un certain vrillage. La vitesse tangentielle à l'extrémité des aubes peut atteindre 460 m/s. La température à cet étage est faible ( $T < 100^\circ \text{C}$ ).

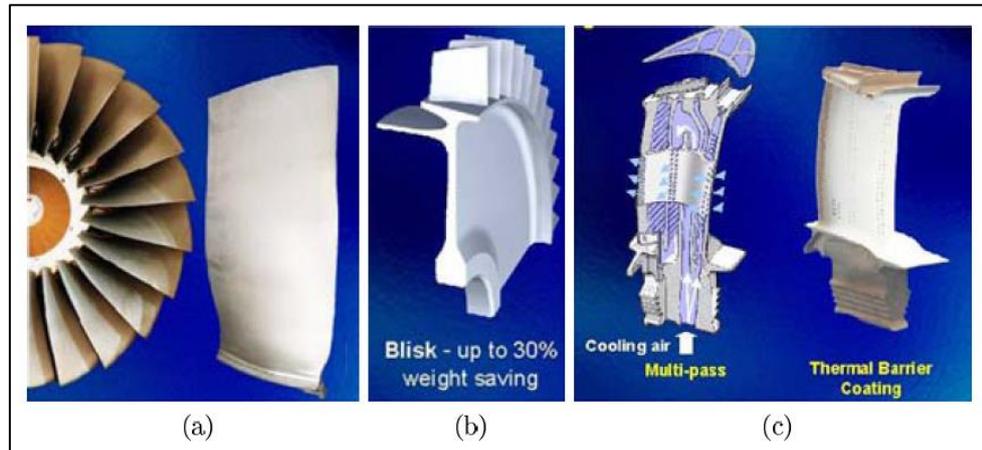
- **Les étages du compresseur,** composés de deux rotors tournant indépendamment. La compresseur basse pression puis la compresseur haute pression augmentent progressivement la pression du flux d'air. Les aubes sont courtes et vrillées. La vitesse tangentielle en vol de l'extrémité de celles-ci est de l'ordre de 500 m/s. La température en fonctionnement varie entre 100 et 300°C pour la compresseur basse pression et entre 300 et 800°C pour la compresseur haute pression.

- **La chambre de combustion,** qui augmente brusquement la pression et la température de l'air. L'énergie apportée au flux d'air provient de la combustion du kérosène.

- **Les étages de la turbine.** La turbine haute pression puis la turbine basse pression récupèrent une partie de l'énergie fournie lors de la détente de l'air pour entraîner les compresseurs en rotation. Pour cela, la turbine et le compresseur haute pression sont liés au même arbre. Il en va de même pour la turbine et le compresseur basse pression. Les aubes de ces étages sont larges, droites et épaisses. Elles sont couvertes d'un revêtement en céramique et refroidies dans la masse par une circulation continue de fluide pour résister aux hautes températures présentes à ces étages (parfois supérieures à 1000°C).

- **La tuyère** convertit une partie de l'énergie thermique acquise par les gaz dans la chambre de combustion en énergie cinétique. Grâce à sa section conique convergente, elle

accélère le flux gazeux tout en abaissant sa température et sa pression. Cette accélération génère une importante différence de vitesse des gaz entre l'entrée (le fan) et la sortie (la tuyère) du turboréacteur. L'effort de poussée ainsi créé permet, par réaction, de propulser l'avion (fig.3). [9]



**Figure I.3 :** Aubes d'un turboréacteur (a) Aube de fan, (b) Aube-disque de compresseur, (c) Aube de turbine avec son circuit de refroidissement. [9]

### I .5.LES COMPRESSEURS

Dans un turboréacteur, il y a deux sortes de compresseurs. Il y a le compresseur basse pression, et la compresseur haute pression. La seule différence entre ces deux compresseurs, est l'état de l'air. En effet dans la compresseur haute pression l'air atteint un niveau de compressions supérieures, et donc aussi une température beaucoup plus élevée, ce qui est important.

Le rôle des compresseurs est donc d'aspirer l'air provenant de la soufflante, et de le comprimer pour l'amener dans la chambre de combustion dans les meilleures conditions possibles de pressions et de températures.

En effet, plus l'air est comprimé, plus le nombre de chocs entre les molécules d'air s'accroît, et donc plus la température augmente (fig.4). [10]



**Figure I.4** : compresseur. [10]

Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- les compresseurs centrifuges.
- les compresseurs axiaux.

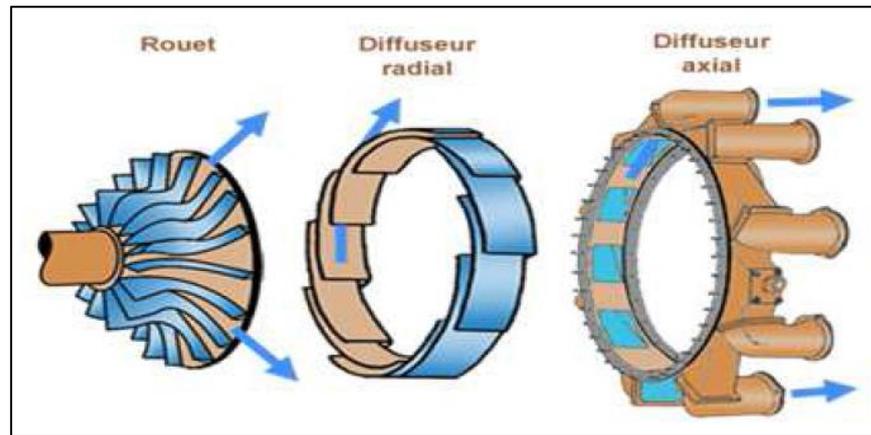
Il y a également une solution mixte : le compresseur « axialo-centrifuge ».

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. [11]

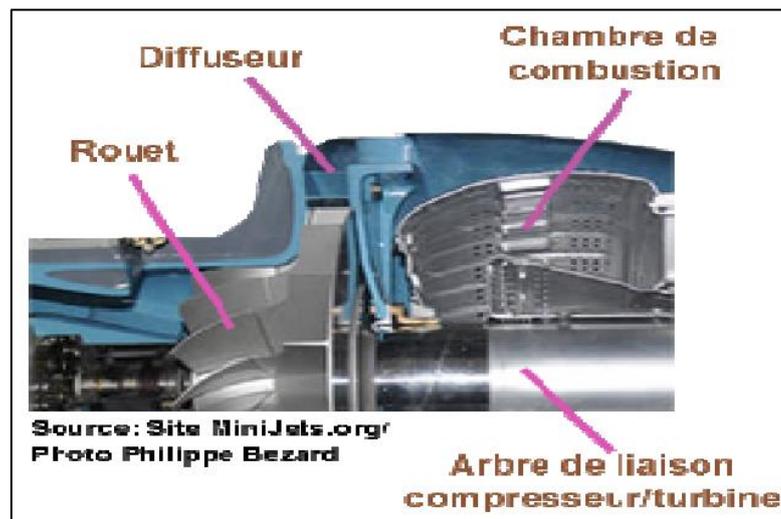
#### **I .5.1.1.LES COMPRESSEURS CENTRIFUGES**

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 (fig.5). [11]



**Figure I.5 :** Compresseur centrifuge. [12]

Un tel compresseur présente l'avantage de fournir un taux de compression important en un seul étage (fig.6). 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. [11]



**Figure I.6 :** Exemple d'un turboréacteur. [12]

### I .5.1.2.LES COMPRESSEURS AXIAUX

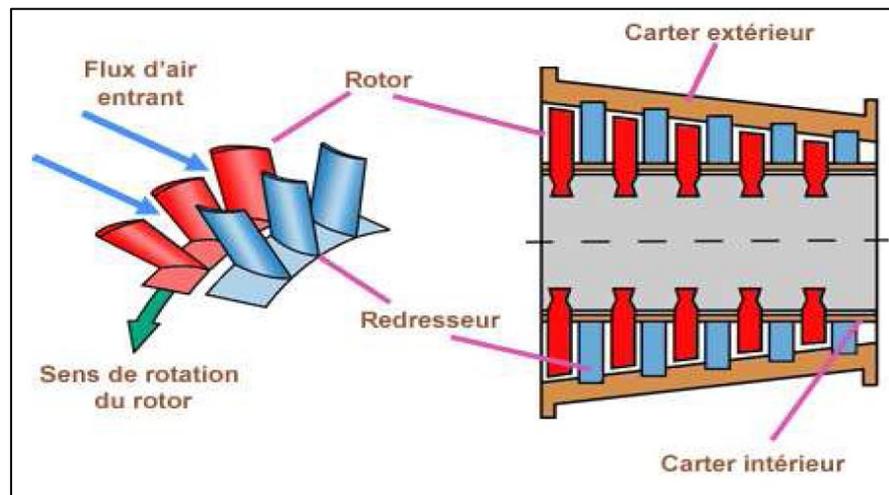
Un turboréacteur est généralement composé :

- 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. [13]

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) (fig.7). [11]



**Figure I.7 :** Disque circulaire de rotor qui contient les aubes. [12]

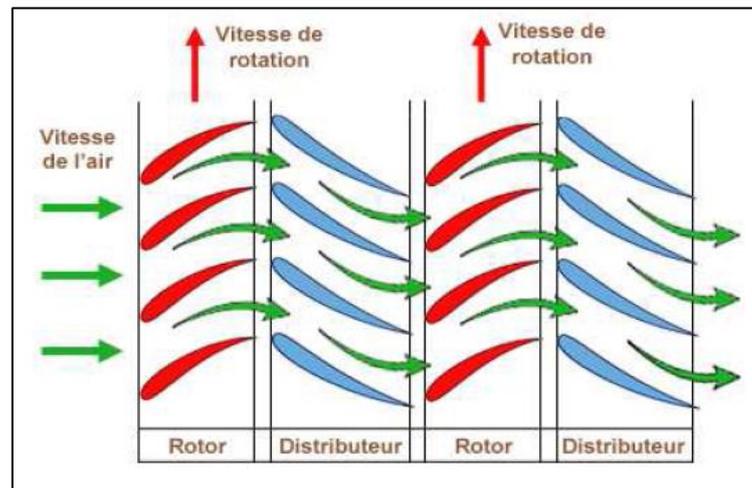
### I .5.2.PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT DES ROTORS

- 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 (fig.8).

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  $\eta$ .

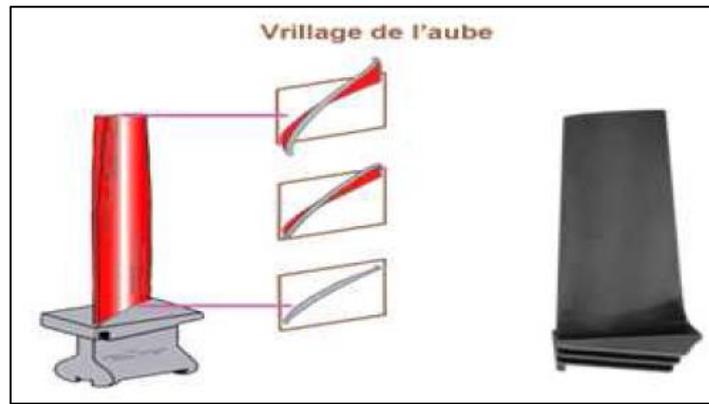


**Figure I.8** : Coupe tangentielle schématique de 2 étages. [12]

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.... [11]

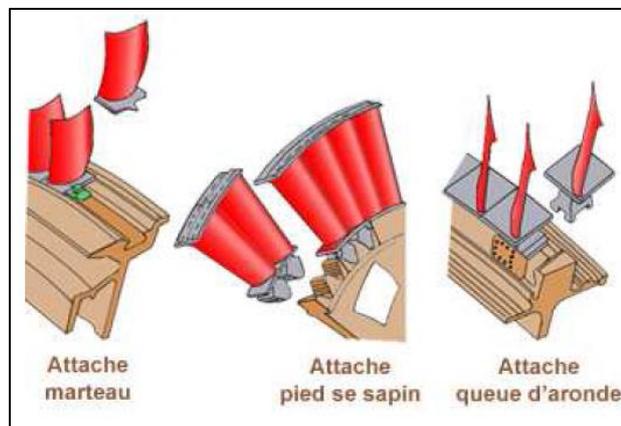
### I .5.3.LES AUBES DU ROTOR

Comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque d'une âme et d'un bord de fuite, et son profil est optimisé pour respecter le domaine d'utilisation de l'étage du compresseur auquel elle appartient (fig.9). [11]



**Figure I.9** : L'aube du rotor. [12]

Il y a différentes technologies de liaison entre le disque (roue) et l'aube suivant les constructeurs et les compresseurs. En voici quelque unes (fig.10). [11]



**Figure I.10** : la fixation des aubes sur le disque. [12]

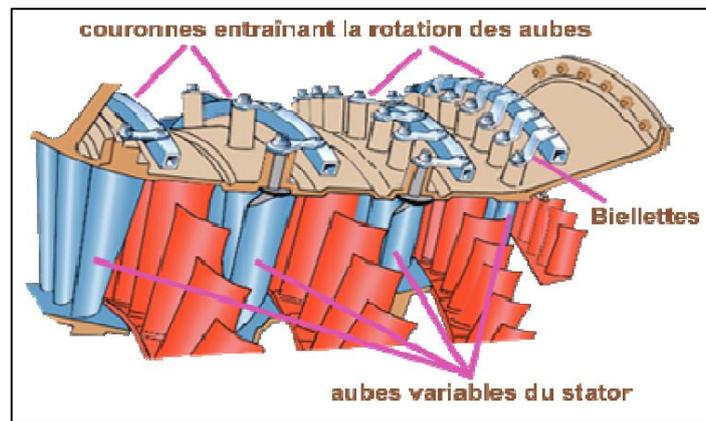
#### I .5.4.LES AUBES DU STATOR

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

Ces aubes à calage variable sont portées par le carter du stator et sont réglables en position autour de leurs axes pour optimiser l'écoulement des gaz. L'angle d'attaque des aubes est contrôlé en fonction des conditions de fonctionnement par un système d'asservissement qui commande le déplacement d'une couronne rotative, extérieure au carter et reliée aux dites aubes par des biellettes respectives (fig.11). [13]

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

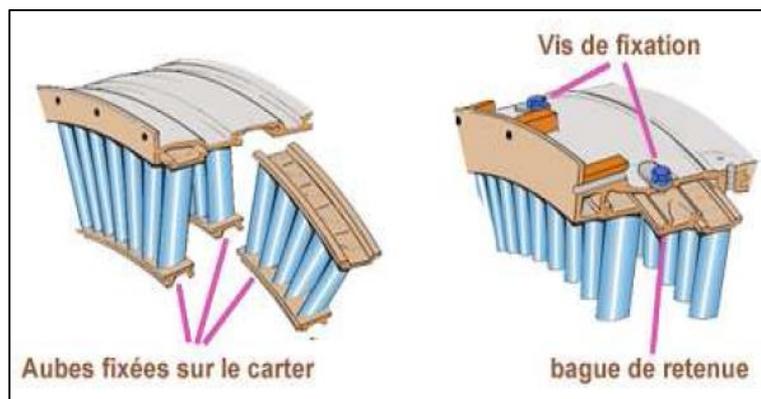
Ci-dessous en bleu les aubes du stator (redresseur) et en rouge les aubes du rotor.



**Figure I.11** : les aubes de rotor et les aubes de stator. [12]

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. [11]

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 (fig.12).



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

### I .5.5.LE STATOR OU DISTRIBUTEUR

Le distributeur est constitué par des aubes directrices maintenues par un anneau intérieur et un anneau extérieur (voir Fig.13). Ou par deux demi-carter.

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.

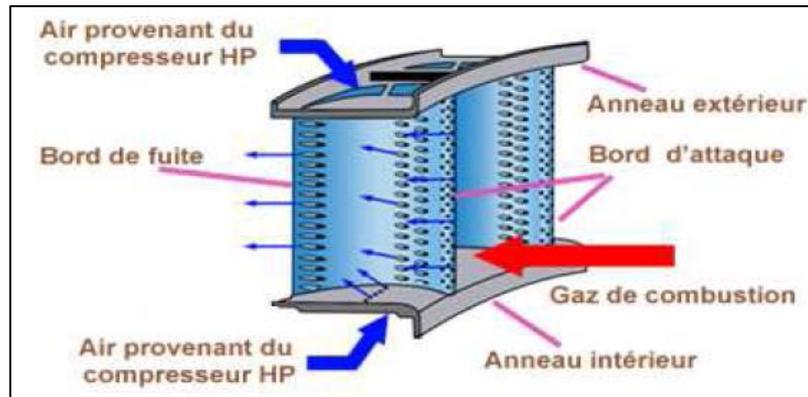


Figure I.13 : le refroidissement de l'aube. [12]

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 (fig.14). 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. [11]

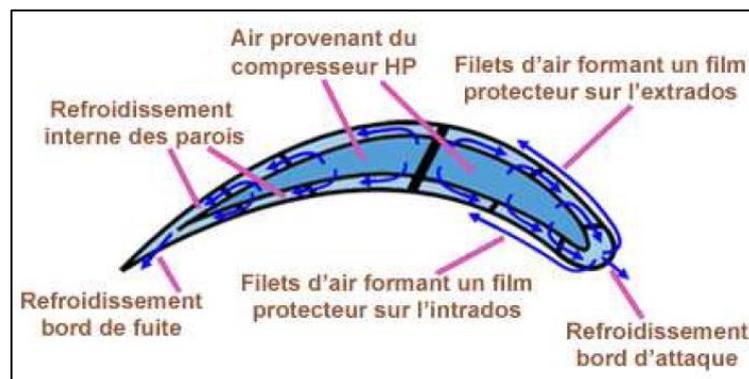


Figure I.14 : Le refroidissement à l'intérieur de l'aube. [14]

## I .6.LES AUBES

### I .6.1.DIFINITION

L'aube est la partie d'une turbine en forme de cuillère ou de pale sur laquelle s'exerce l'action du fluide moteur. Une turbine comporte plusieurs aubes réparties régulièrement sur son pourtour. Comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque d'une âme et d'un bord de fuite, et son profil est optimisé pour respecter le domaine d'utilisation de l'étage du compresseur auquel elle appartient. [14]

### I .6.2.DETAIL 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-carter un joint abradable, ce qui permet d'améliorer l'étanchéité et donc d'augmenter le rendement de la turbine (fig.15). [11]

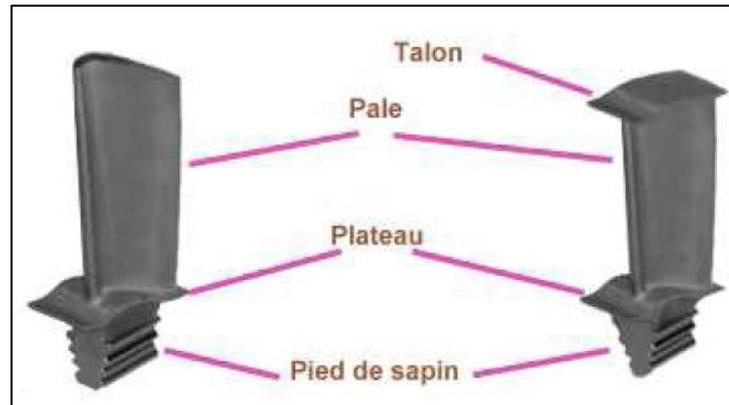


Figure I.15 : aube avec pied de sapin. [12]

### I .6.3.LE PROFIL ET LA FORME D'AUBE

L'aube à une forme aérodynamique très complexe, elle se compose d'une section de profil d'aile dans le chemin des gaz, d'un joint de queue d'aronde (pied ou sabot) reliant l'aube au disque de turbine, et souvent d'une jambe (barrière thermique) entre l'aile et la queue d'aronde, permettant à la queue de fonctionner à une plus basse température que la racine de l'aile (fig.16 et fig.17). [15]

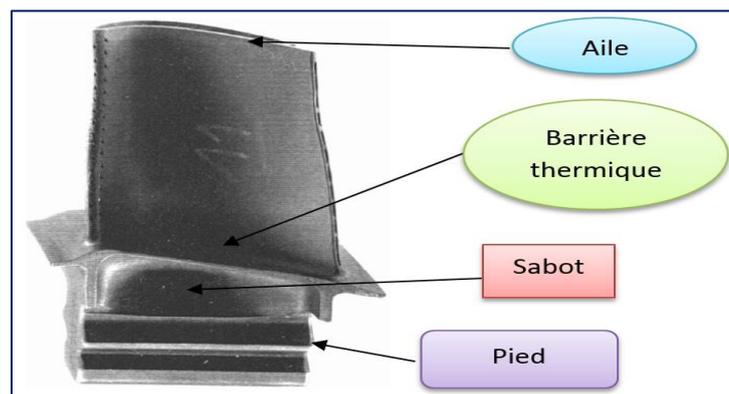
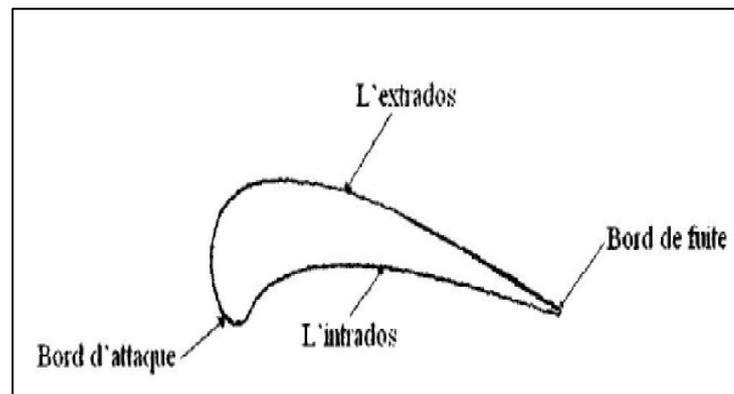


Figure I.16 : Aube. [16]



**Figure I.17** : Profil d'une aube. [15]

#### I .6.4.L'OBJECTIF DES AUBES

L'aube de turbine a pour finalité de récupérer l'énergie des gaz sortant de la chambre de combustion, afin d'actionner le compresseur, tout en permettant aux gaz de se détendre correctement pour provoquer une forte poussée.

Elle a par conséquent un rôle essentiellement aérodynamique et subit de fortes sollicitations, de différentes origines :

1. mécanique
  - forces aérodynamiques, dues au passage des gaz chauds à grande vitesse.
  - force centrifuge, due à une très grande vitesse de rotation de la turbine (on atteint, pour exemple, plus de 28000 *tr/min* sur certains moteurs militaires), et qui est à l'origine d'un effort de traction très important (accélération centrifuge 80000g) (Lautridou, 2000).
    - phénomènes vibratoires dont les conséquences sont très importants pour l'endommagement des matériaux.
2. thermique
  - gradient longitudinal du pied (600°C) vers l'extrémité de l'aube (600°C - 1100°C)
  - gradient de paroi, l'aube étant au contact des gaz chauds issus de la chambre de combustion et refroidis intérieurement par un flux d'air ( $\approx 200^\circ\text{C}$ )
3. chimique
  - phénomènes d'oxydation
  - phénomènes de corrosion

Les niveaux de contraintes sont d'autant plus sévères pour l'aube de turbine qu'ils sont variables dans le temps. En effet, au cours de la mission d'un moteur, celui-ci passe sous

différents régimes critiques aussi bien en régime stationnaire (plein gaz), qu'en régime transitoire (décollage, reverse).

De ce fait les pièces subissent un phénomène de fluage, mais en même temps un phénomène de fatigue. La combinaison des deux est délicate à prendre en compte en termes de durée de vie. Cette maîtrise est cependant importante car elle conditionne les performances du moteur : augmenter la température d'entrée de turbine, le taux de compression et par conséquent la vitesse de rotation de la turbine, le rapport poussée sur masse..... , qui sont nécessaires pour l'amélioration du rendement général. [16]

## **I.7.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 surfacage au profilage avec 4 ou 5 axes). [17]

### **I .7.1. FRAISAGE DES AUBES DE TURBINES**

Les aubes des turbines sont fraisées avec une précision de forme de l'ordre du centième de millimètre. [11]

### I.7.2. 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 (Fig.18). [11]

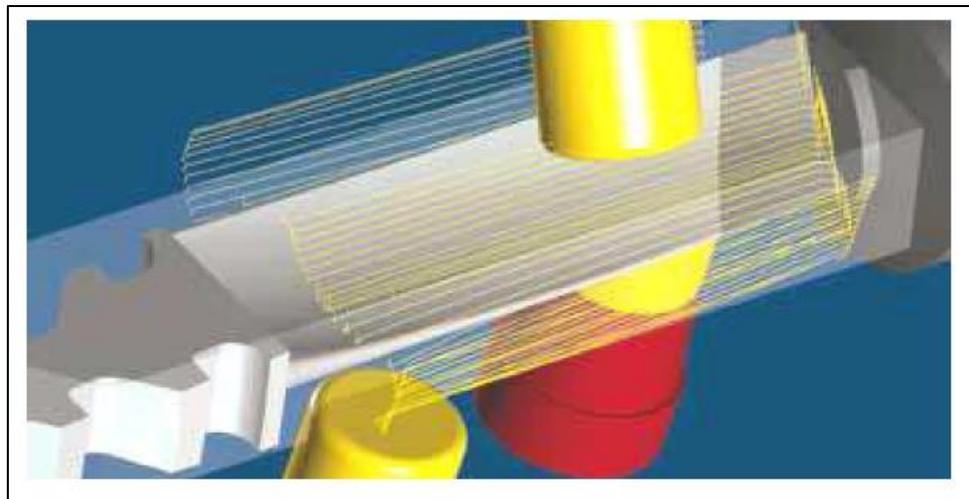


Figure I.18 : Ebauche de brut quelconque. [18]

### I.7.3 .USINAGE EN BOUT D'AUBE DE TURBINE 5 AXES

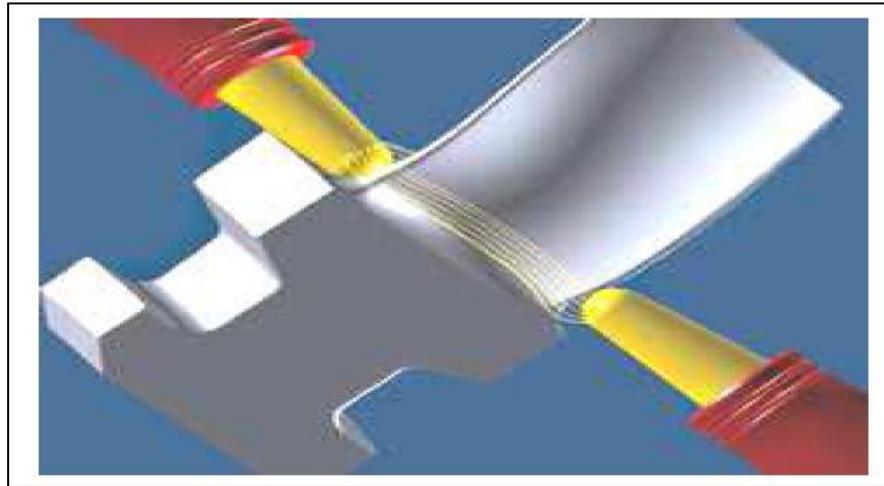
Ce cycle permet la finition des surfaces de la pale. Le trajet d'outil hélicoïdal peut être généré comme un usinage simultané 4 axes ou 5 axes. Pour les fraises cylindriques et toriques, l'angle guide est toujours automatiquement corrigé pour ne pas endommager les surfaces et pour que seule la partie coupante de l'outil soit sollicitée (fig.19). [18]



Figure I.19 : Usinage en bout d'aube de turbine 5 axes. [18]

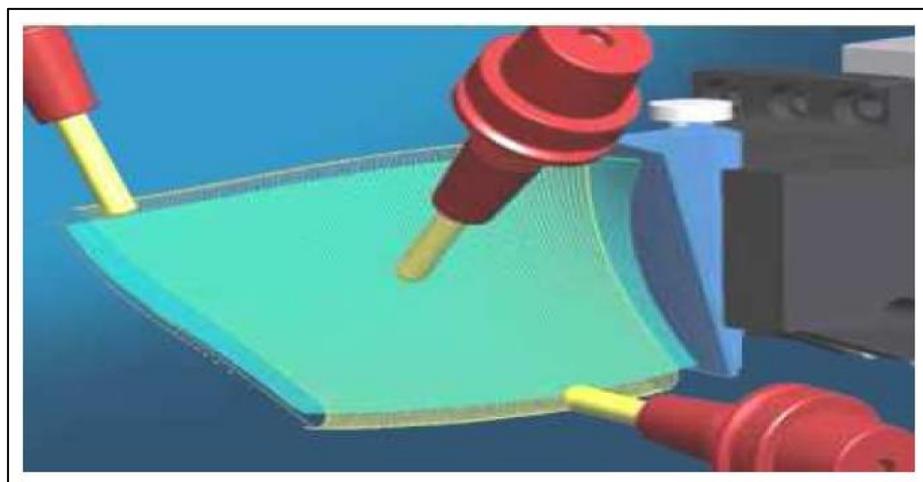
**I.7.4 .USINAGE EN ROULANT D'AUBES DE TURBINE 5 AXES**

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 (fig.20). [18]



**Figure I.20 :** 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 se sert 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 (fig.21). [18]



**Figure I.21 :** Usinage en bout en 5 axes d'une aube de compresseur. [18]

Lors d'usinage, des défauts apparaissent jusqu'à présent à la surface : marques de retour, arêtes écrasées ou traces de brouillage. Même si toutes les tolérances étaient respectées, on pouvait voir fréquemment sur les anciennes aubes de turbines des «ghostlines» ou des traces de brouillage. 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]

## I.8.MOULAGE DES AUBES

### I .8.1.MOULAGE AU CONTACT

#### I .8.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 (fig.22). [20]

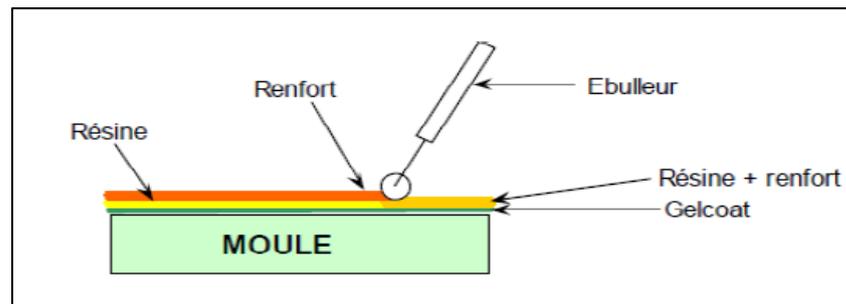


Figure I.22 : Schéma de moulage au contact. [20]

#### I .8.B.CARACTERISTIQUES PRINCIPALES

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

<ul style="list-style-type: none"> <li>•Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>•Conditions de travail médiocres.</li> </ul>
--	---

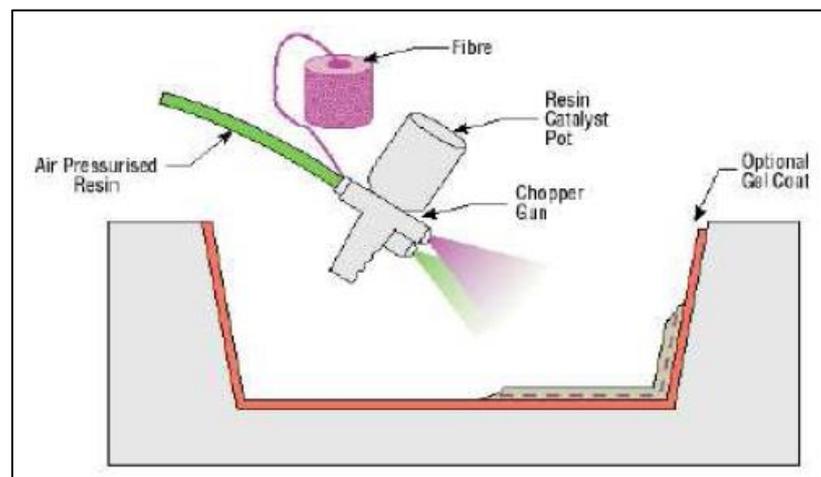
**Tableau I.1 : Caractéristiques de moulage au contact. [20]**

## I .8.2.MOULAGE PAR PROJECTION

### I .8.2.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. [11]



**Figure I.23 : schéma de Moulage par projection. [21]**

### I .8.2.B.CARACTERISTIQUES PRINCIPALES

Avantages	Limites
-----------	---------

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

**Tableau I.2 :** Caractéristiques de moulage par projection. [21]

### I .8.3.MOULAGE SOUS VIDE :

#### I .8.3.A.PRINCIPE

Le moulage sous vide s'effectue entre moule et contre-moule rigide, semi-rigide ou souple suivant la technologie de mise 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. [22]

#### I .8.3.B.CARACTERISTIQUES PRINCIPALES

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

**Tableau I.3 :** caractéristiques de moulage sous vide. [22]

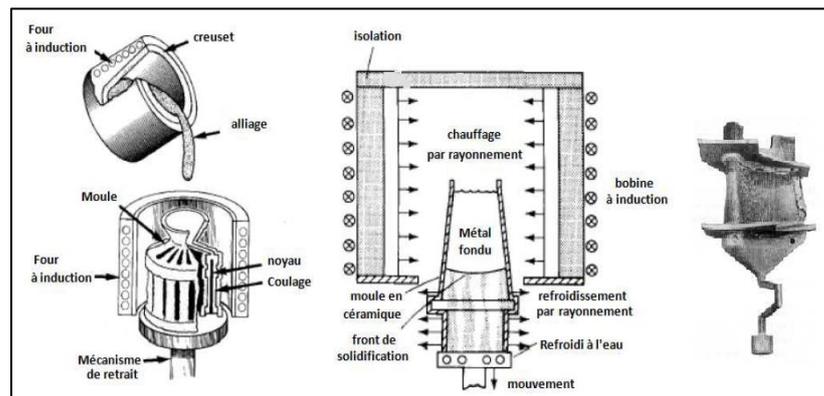
### I .8.4.MOULAGE A CIRE PERDUE

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. [23]



**Figure I.24** : Schéma de principe de moulage à cire perdue. [23]

## I.9.MATERIAU POUR REALISATION 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 (fig.25). [24]

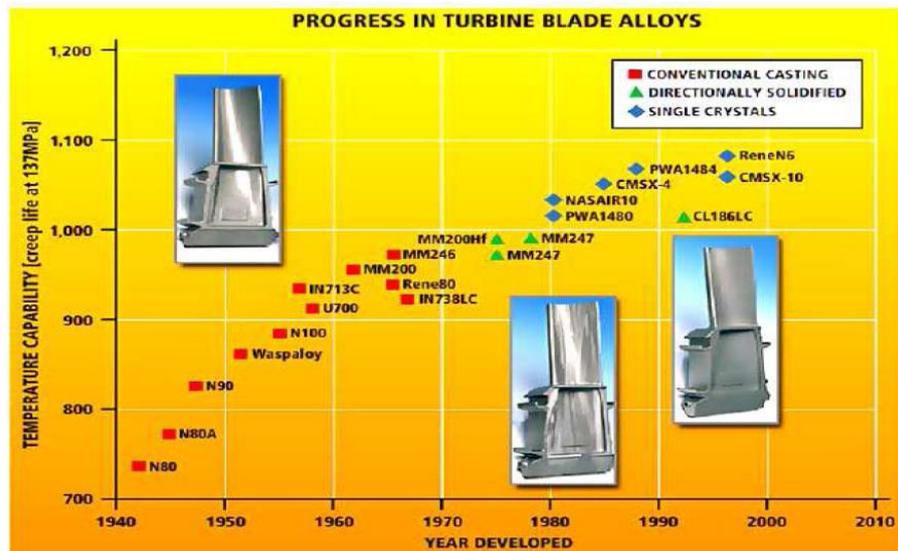


Figure I.25 : Développement de matériaux d'aube. [25]

## I.10. 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 superalliage présentent typiquement une structure cristalline cubique à face centrée de type austénitique. Les éléments d'alliage à la base d'un superalliage sont le plus souvent le nickel, le cobalt et le fer, mais aussi le titane ou l'aluminium. [26]

Le développement des superalliage 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 superalliage trouvent leurs applications habituelles dans les turbines des moteurs d'avion (aube de turbine des veines chaudes des turboréacteurs), les turbines à gaz, ou les turbines de l'industrie marine.

Les superalliage 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 superalliage en trois familles :

- Alliages à base de fer-nickel-chrome ;
- Alliage à base de nickel ;

- Alliage à base de cobalt.

Leur résistance élevée au fluage 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.

### I.10.1.LES SUPERALLIAGES A 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. [26]

### I.10.2.STRUCTURE D'UN SUPERALLIAGE

Les superalliages à base de nickel contiennent des précipités cohérents de la phase ordonnée  $\gamma'$  dans la matrice CFC  $\gamma$  (fig.27).

Un superalliage et un solide biphasique :

- une **matrice** : système CF désordonné (appelé phase  $\gamma$ )
- des **précipités** : formant un système CF ordonné  $\text{NiAl}_3$  (phase  $\gamma'$ )

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

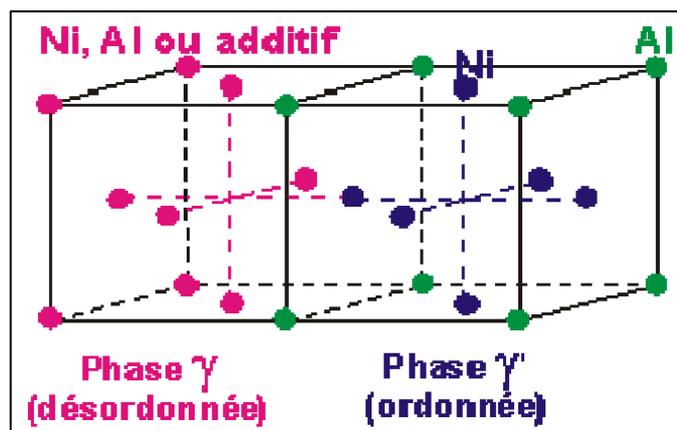


Figure I.26 : Structure d'un superalliage. [26]

Le facteur de durcissement de ces alliages et surtout la phase intermétallique  $\gamma'$ , à structure cubique, cohérente avec la matrice nickel-chrome. Sa composition est  $\text{Ni}_3(\text{Al, Ti})$  ; 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  $\gamma'$ , 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.27).

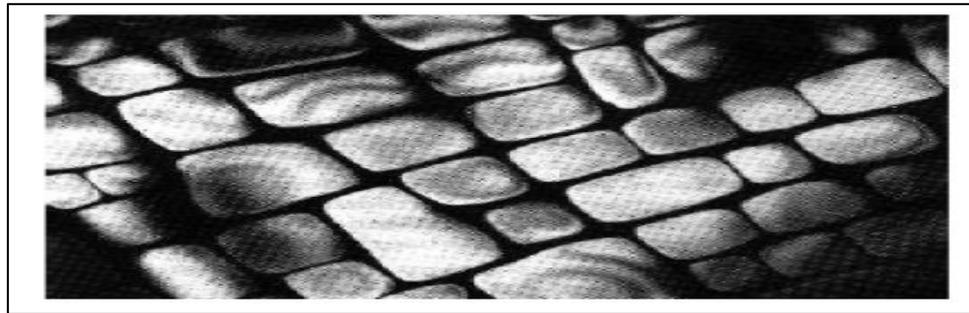


Figure I.27 : Morphologie des précipités  $\gamma'$  (MET). [26]

Dimensions des précipités de  $\gamma'$  (d'environ 64 angströms) dans la phase  $\gamma$  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.

(fig.28) montre la morphologie de la précipitation de la phase  $\gamma'$  (réplique au carbone, microscopie électronique). L'addition du molybdène a pour effet d'arrondir les particules  $\gamma'$ .

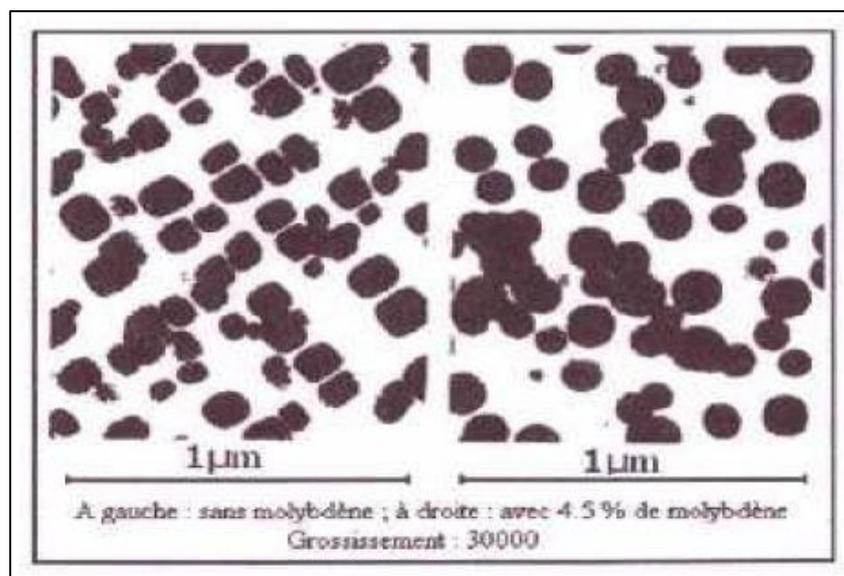


Figure I.28 : Morphologie de précipitation de la phase  $\gamma'$ . [26]

### **I .11.1.L'INCONEL 738**

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. [27]

### **I .11.2.LES PROPRIETES 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.

L'inconel 738 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 (L $\ddot{o}$ w carbone 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. [28]

## **I.12. CONCLUSION**

Dans ce chapitre on a parlé sur turboréacteurs et les compresseurs ensuite les aubes en générale et sur la fabrication de ces derniers.

# **CHAPITRE II**

## **LE PRINCIPE THERMOMECHANIQUE**

## II.1. INTRODUCTION

La thermomécanique est basé sur les différentes méthodes de calculs. Dans ce chapitre les travaux porteraient sur l'analyse des différentes procédures de refroidissement des aubes. Ces dernières permettent de voir les différentes méthodes qui sont utilisées pour valider les contraintes dans les turboréacteurs, et d'être au courant des dernières recherches faites dans ce domaine.

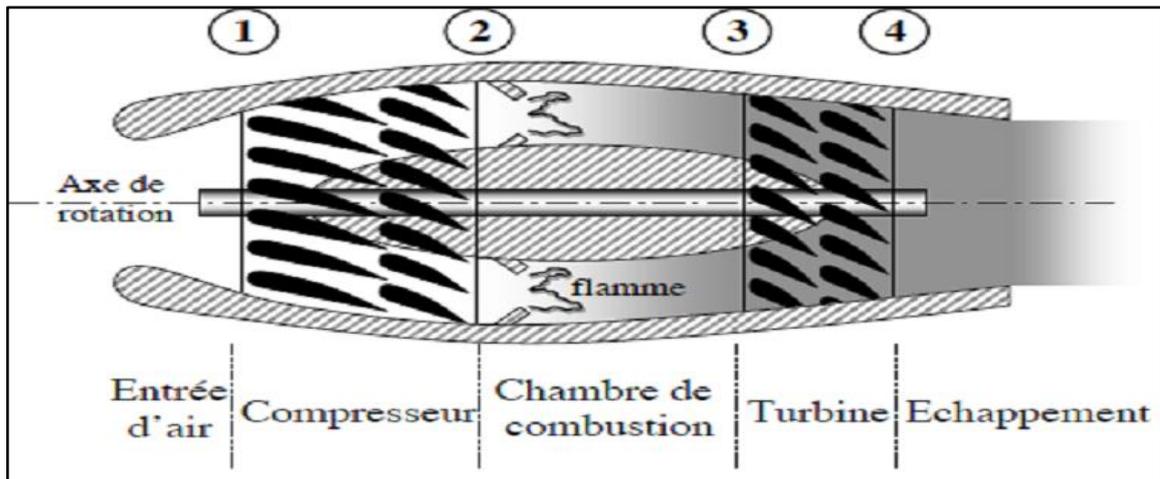


Figure II.1 : les étapes de compression d'un turboréacteur. [29]

## II.2. LE REFROIDISSEMENT DES AUBES

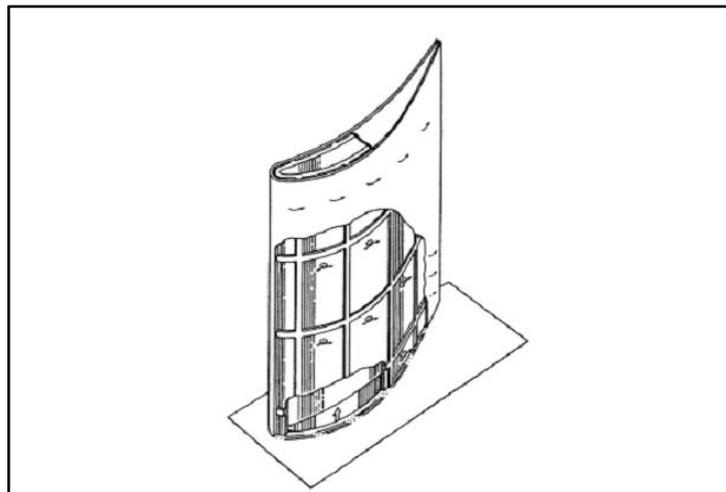


Figure II.2 : structure d'une aube. [4]

Durant les trente dernières années, l'aviation militaire et civile s'est orientée vers l'utilisation des turboréacteurs avec soufflante travaillant à haute température.

Pour un turboréacteur simple flux ou double flux, l'augmentation de la température des gaz à l'entrée turbine va toujours produire une augmentation de poussée spécifique, comme la température entrée turbine augmente, la durée de vie des aubes diminue. Pour y remédier à cela il faut :

- Améliorer les propriétés des matériaux.
- Refroidir les aubes.

Le niveau de température est cependant limité à la durée de vie donnée par la technologie disponible. Un volume important de travaux de recherche est donc à réaliser dans le but de repousser les barrières technologiques.

De nombreuses investigations expérimentales et numériques ont été réalisées pour comprendre le comportement du fluide et son interaction avec l'écoulement principal des gaz chauds. Nous nous concentrerons dans notre revue bibliographique sur les études en relation directe avec l'injection près du bord d'attaque. [4]

### **II.2.1. 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. [30]

### **II.2.2. REFROIDISSEMENT PAR LIQUIDE**

Cette méthode de refroidissement est actuellement abandonnée, elle présente l'inconvénient de nécessiter des aubes creuses et de plus le liquide de refroidissement qui est l'eau (l'eau possède une forte chaleur latente d'évaporation) doit être avionnée ce qui diminue la charge marchande. Dans ce cas, il est impossible d'éliminer la corrosion et la formation de dépôts et il est très difficile d'avoir une surface d'échange adéquate.

Le mode de refroidissement interne par un réfrigérant liquide peut-être divisé en deux phases :

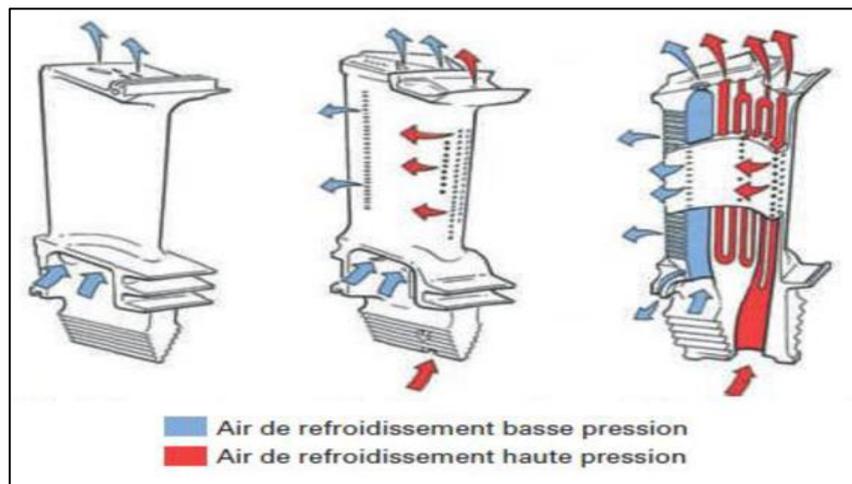
- Convection forcée : Dans ce cas l'échange se fait sous l'écoulement forcé du liquide (eau) qui est pompé à travers des passages dans l'aube de turbine ;
- Convection libre. [4]

### II.2.3. REFROIDISSEMENT PAR AIR

Il existe deux méthodes d'alimentation en air de refroidissement utilisées pour l'approvisionnement des aubes :

Le système d'alimentation pré-tourbillonnaire (PRE-SWIRL) est généralement utilisé pour approvisionner les aubes refroidies par convection. L'air de refroidissement est prélevé du dernier étage compresseur haut pression pour la simplicité mécanique. L'air après avoir quitté le compresseur passe à travers des injecteurs.

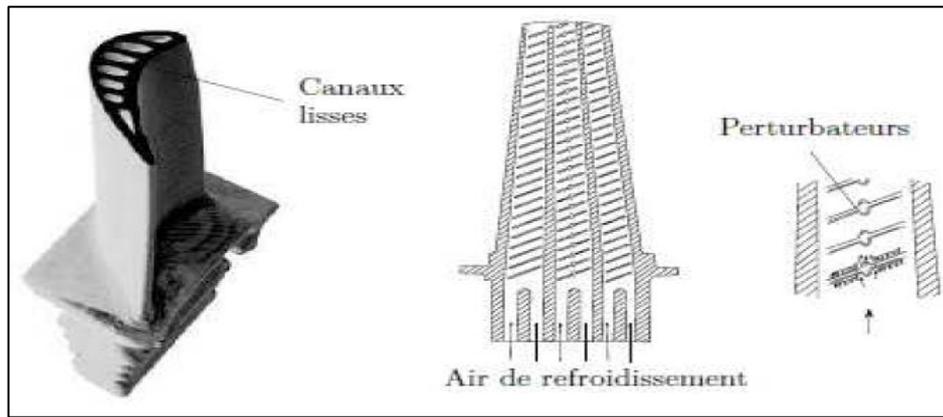
Le système d'alimentation à haute pression est utilisé pour l'approvisionnement des aubes en air à une pression suffisante supérieure à la pression de stagnation de la surface d'attaque pour que l'air forme un film autour de l'aube. Ce système est aussi nécessaire pour l'approvisionnement des aubes utilisant un système de refroidissement par transpiration. L'air de refroidissement est prélevé du dernier étage compresseur haut pression pour la simplicité mécanique. [31]



**Figure II.3:** Évolution des systèmes de refroidissement. [31]

### II.2.4. CONVECTION INTERNE FORCEE

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 (Fig. I.2). 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. [11]

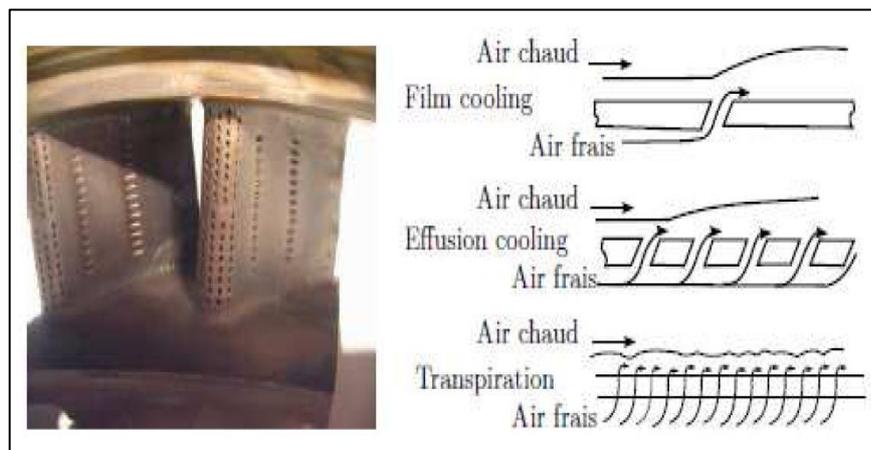


**Figure III.4:** Refroidissement par convection interne forcée. [31]

## II.2.5. FILM-REFROIDISSEMENT

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 (Fig. III.5).

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 pénalisant en terme de rendement aérodynamique car elle vient fortement perturber l'écoulement externe autour des aubes et reste l'objet de nombreuses études. [30][31]

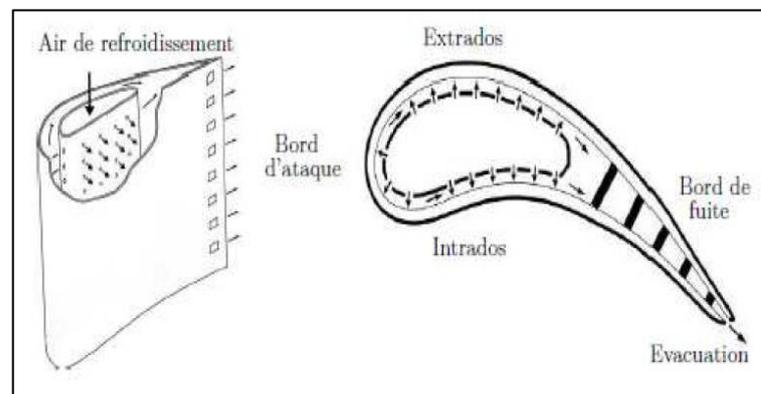


**Figure II.5:** Refroidissement par film. [31]

## II.2.6. 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 (Fig.III.6). 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. [31]



*Figure II.6 : refroidissement par impact de jets. [32]*

## II.3. NECESSITE DU REFROIDISSEMENT

Il est connu que la puissance de la turbine dépend de la température des gaz à l'entrée de celles-ci. Ainsi pour augmenter la puissance, les lois thermodynamiques (théorème de Carnot) ont conduit à rechercher une température d'entrée turbine (TET) la plus élevée possible.

Le niveau de température est cependant limité à durée de vie donnée, par la technologie disponible. Un volume important de travaux de recherche est donc à réaliser dans le but de repousser les barrières technologiques Car les matériaux utilisés doivent supporter à la fois :

- Les températures élevées.
- Les contraintes (mécaniques thermique chimiques).

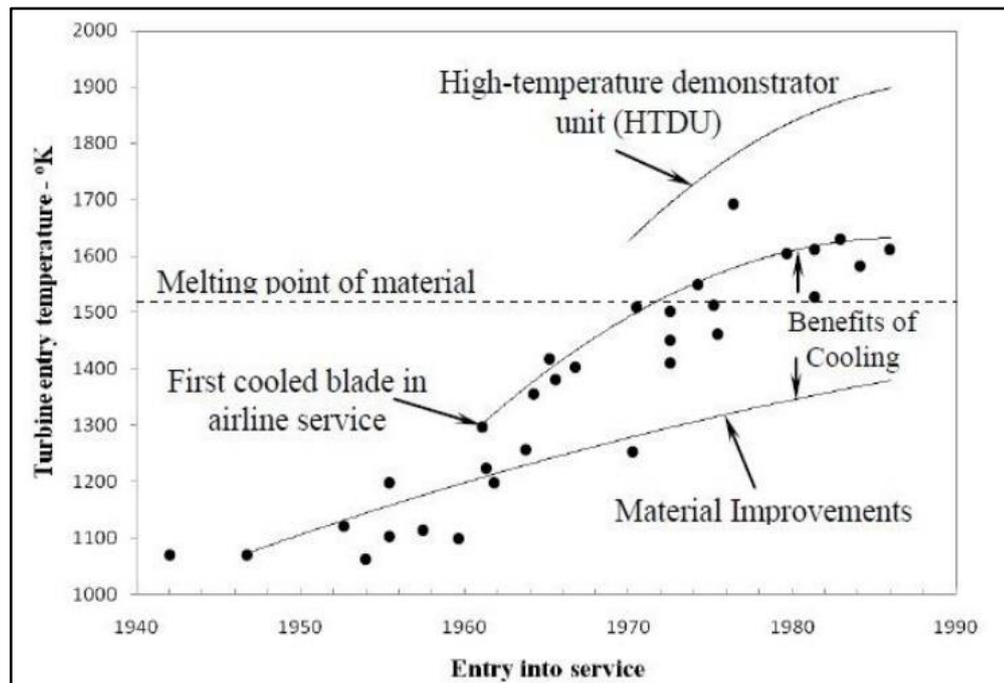


Figure II.7 : Evolution de la température d'entrée turbine.

### Post-traitement de la plasticité

On considère dans un premier temps un comportement élasto-plastique. Rappelons que les caractéristiques de la loi de comportement sont prises de manière arbitraire. Les équations du modèle élasto-plastique à écrouissage cinématique non linéaire sont :

$$\varepsilon = \varepsilon^e + \varepsilon^p + \alpha(T - T_{ref})1 \quad (\text{II.1})$$

$$\sigma = E: (\varepsilon - \varepsilon^p - \alpha(T - T_{ref})1) \quad (\text{II.2})$$

### II.4. MODELE THERMIQUE

La température d'objets à un point quelconque dans le temps est généralement appelé champ de température transitoire, peut être exprimée sous la forme (3) [33] :

$$T = T(x, y, z, \tau) \quad (\text{II.3})$$

Température initiale est généralement exprimée comme suit:

$$T|_{\tau=0} = T(x, y, z, \tau) \quad (\text{II.4})$$

Relation contrainte-déformation peut être représentée par l'équation:

$$\varepsilon = [D]^{-1}\{\sigma\} + \{\varepsilon_0\} \quad (\text{II.5})$$

Lorsque  $\alpha$  est la déformation totale,  $\sigma$  est la contrainte élastique,  $\varepsilon_0$  est la contrainte thermique qui est donnée par:

$$\{\varepsilon_0\} = [\alpha T \ \alpha T \ \alpha T \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (\text{II.6})$$

Où  $\alpha$  est le coefficient de dilatation thermique linéaire. Fonction de la température peut être exprimée en (7):

$$T = \sum_{i=1}^n N_i T_i \quad (\text{II.7})$$

La contrainte thermique peut être exprimée sous la forme (8) :

$$\{\sigma\} = [D](\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_0\}) \quad (\text{II.8})$$

$$k \left( \frac{\partial^2 T}{\partial^2 x} + \frac{\partial^2 T}{\partial^2 y} + \frac{\partial^2 T}{\partial^2 z} \right) + \rho Q - \rho c \frac{\partial T}{\partial t} = 0 \quad (\text{II.9})$$

## II.5. DEFINITIONS

### II.5.1. Élasticité

Propriété qu'a un corps, après avoir été déformé par une charge, de reprendre sa forme initiale lorsque la charge est enlevée. [30]

### II.5.2. Limite élastique

C'est la contrainte maximum que peut supporter un matériau sans danger de déformation permanente.

Module de Young (élasticité) :

C'est la constante de proportionnalité entre la contrainte qu'un matériau subit et sa déformation unitaire. C'est une constante propre à chaque matériau. [30]

### II.5.3. Plasticité

Propriété qu'a un corps de conserver partiellement les déformations produites par une charge lorsque celle-ci est enlevée. La déformation plastique se produit quand la contrainte dépasse la limite d'élasticité. [31]

### II.5.4. DILATATION THERMIQUE (EFFET D'UN CHANGEMENT DE TEMPERATURE SUR LES DEFORMATIONS)

Lorsque la température d'un solide change, on observe généralement une variation de sa longueur (surface et volume également). Une élévation de température produit ordinairement une dilatation (augmentation des dimensions du corps), tandis qu'une diminution de température entraîne une contraction (diminution des dimensions).

Ce phénomène a pour effet de produire des déformations dans les structures. Si une pièce est libre, une variation de température produit un déplacement de l' (des) extrémité(s) libre(s). Par contre, si une pièce est fixée rigidement à ses deux extrémités, une variation de température produit une contrainte dans la pièce. Il faut dans certains cas prévoir des joints d'expansion. [31]

La dilatation et la contraction des solides sont mises à profit dans diverses applications: rivetage à chaud, rivetage à froid, thermostat, ... Par contre, la dilatation et la contraction des solides peuvent causer des dégâts sérieux si l'on n'en tient pas compte. On doit entre autres prévoir des joints d'expansion dans les rails de chemin de fer, dans les tuyaux de vapeur, dans les structures métalliques des édifices, des ponts, ...

La dilatation thermique:

- dépend du matériau (sa nature)
- est proportionnelle à la longueur du corps
- est proportionnelle à la variation de la température. [27]

Plus précisément

$$\varepsilon = \alpha \Delta T = \alpha (T - T_0)$$

Où,  $\alpha$  = est le coefficient de dilatation thermique (propre au matériau) [ $^{\circ}\text{C}^{-1}$ ]  
et  $\Delta T = T - T_0$  la variation de température (finale - initiale) [ $^{\circ}\text{C}$ ]

Si la température finale est plus grande ( $>$ ) que la température initiale, variation positive, la déformation est nécessairement positive, donc il y a allongement.

Par contre, si la température finale est plus petite ( $<$ ) que la température initiale, variation négative, la déformation est négative, donc il y a contraction. [27]

## **II.6. CONCLUSION**

Ce chapitre a été consacré à la description et l'explication du mécanisme de refroidissement des aubes du compresseur. L'adoption d'un tel procédé de refroidissement est indispensable si on veut garder une durée de vie acceptable de l'aubage, tout en protégeant les aubes contre les très hautes températures. Aussi des contraintes mécaniques ou thermiques.

# **CHAPITRE III**

## **ANALYSE THERMOMECHANIQUE**

### III.1.INTRODUCTION

Le développement récent de la technologie particulièrement dans le domaine de l'informatique et l'essor de différentes techniques numériques a permis de traiter de nombreux problèmes posés dans la thermomécanique et a également rendu la tâche facile de calcul. Ces techniques numériques peuvent être employées pour analyser des modèles de géométries, des conditions de charges différentes et des structures composées de différents matériaux.

### III.2.LA METHODE DES ELEMENTS 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. [34]

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.3. PRINCIPE DE LA METHODE DES ELEMENTS 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 alliage un système matriciel d'équation, pouvant tenir compte de certains non linéarité. [35]

Ce chapitre présente la partie de modélisation et simulation numérique c'est la partie la plus importante de notre travail, l'objet de ce chapitre est de faire une étude thermomécanique par éléments finis des aubes d'un turboréacteur.

Donc, on commence par le dimensionnement et la conception d'une aube simple à l'aide du logiciel CATIA, en suite nous allons entamer la partie de simulation numérique on (WORKBENCHE), où on va faire l'analyse modale pour vérifier le comportement mécanique d'une aube après nous allons faire à la fin de ce chapitre l'analyse thermomécanique.

### III.4. DEMARCHE ELEMENTS 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. [11]

### III.5.LE COMPORTEMENT MECANIQUE

L'amélioration des performances des produits industriels est notamment induite par l'augmentation des températures de fonctionnement. Dans le cas des turbines ou les compresseurs aéronautiques par exemple, les températures plus grandes, 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.

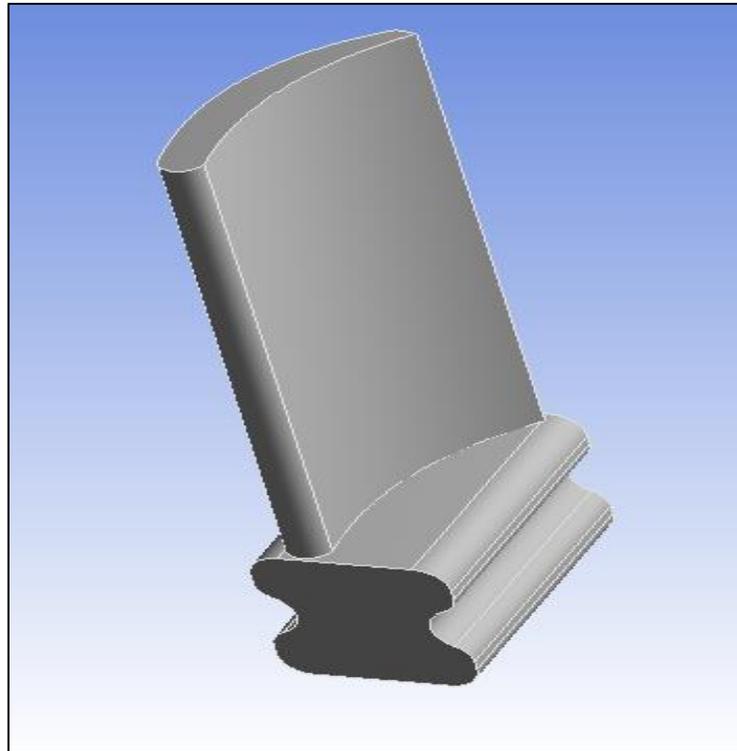
Les pièces concernées sont souvent monocristallines refroidies ou composites (CMC pour les chambres, volets) et revêtues de barrières thermiques, ce qui implique des géométries très complexes et un comportement mécanique anisotrope. Le type de chargement (basse ou haute fréquence, éventuellement couplées) 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. [36]

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.6.LA CONCEPTION D'AUBE SIMPLE SOUS LOGICIEL CATIA V5

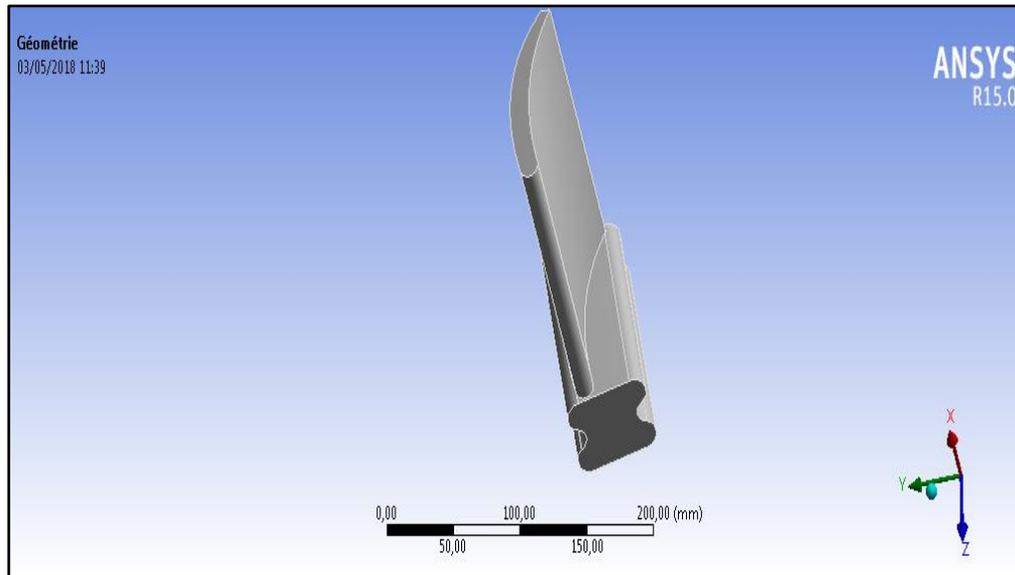
Comme il a été mentionné au début de ce chapitre, nous avons utilisé le logiciel de C.A.O CATIA V5 pour la conception de notre aube. Voir (fig.1)



*Figure III.1: Conception d'une aube en CATIA V5*

### III.7.SIMULATION DE L'AUBE EN ANSYS R15.0 (WORKBENCH)

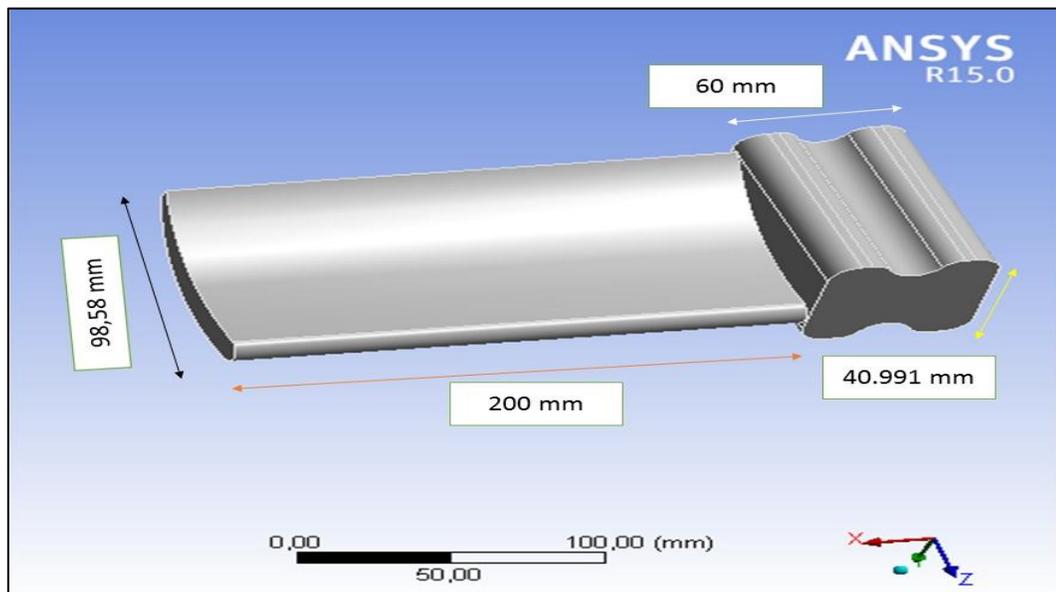
ANSYS R15.0 (workbench) (3D) basé sur l'élément finis est utilisé pour simuler le comportement mécanique de notre aube. Voir (fig.2)



*Figure III.2: Simulation de l'aube en ANSYS R15.0 (workbench)*

### III.8.DIMENSIONNEMENT ET GEOMETRIE

Dans cette étude, le modèle montré voir (fig.3) est une aube simplifié, avec des caractéristiques suivantes:



*Figure III.3: Les dimensions de l'aube en (mm)*

### III.9. LES PROPRIETES PHYSIQUE POUR L'ETUDE

*Tableau III.1: Propriétés physique pour l'étude de ce modèle d'aube.*

Les propriétés de l'aube	Valeur numérique
Longueur totale	260, mm
Longueur suivant Y	75,991 mm
Longueur suivant Z	107,58 mm
Volume totale	5,6584e+005 mm <sup>3</sup>
Masse totale	4,4419 kg
Cordonnée. X du centre de gravité	36,51 mm
Cordonnée. Y du centre de gravité	-59,812 mm
Cordonnée. Z du centre de gravité	50,218 mm

### III.10.MATERIAUX SUGGERER POUR LA SIMULATION

*Tableau III.2: Les propriétés du matériau de cette aube*

Propriété et la (val Num)  matériau	Module de Young (E)  en (MPa)	Coefficient de poisson  (V)	Coefficient de dilatation thermique ( $\alpha$ )  C <sup>-1</sup>	Conductivité thermique  (K)  W /m. °C
<b>Acier standard</b>	<b>2.e+005</b>	<b>0.3</b>	<b>1,2e-005</b>	<b>60,5</b>
<b>Alliage de magnésium</b>	<b>45000</b>	<b>0,35</b>	<b>2,6e-005</b>	<b>156</b>
<b>Alliage de titane</b>	<b>96000</b>	<b>0,36</b>	<b>9,4e-006</b>	<b>21,9</b>

### III.11.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.

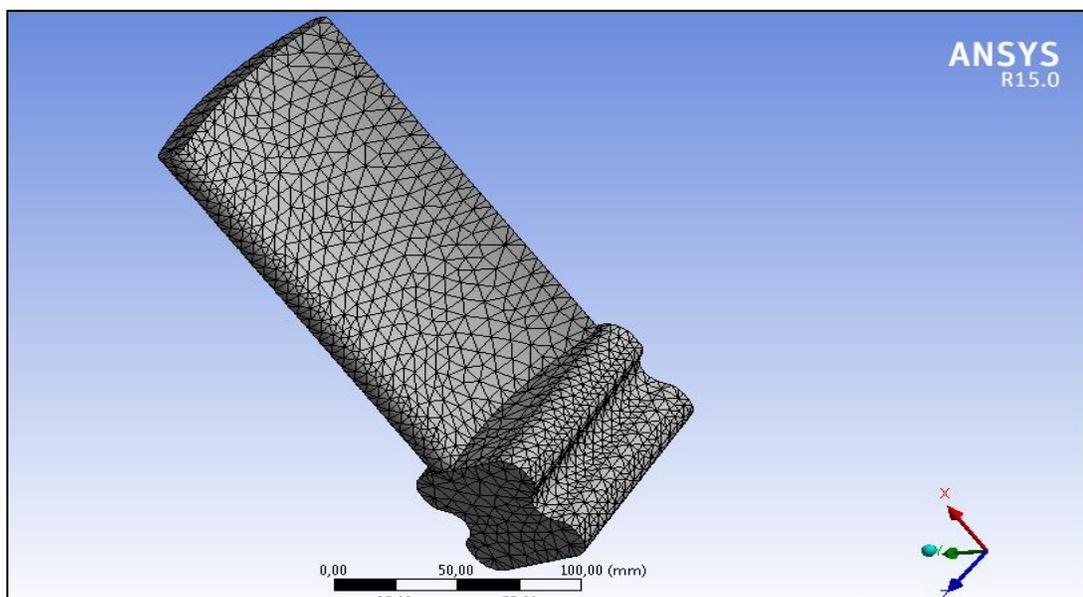
Un élément fini est une maille ; il est défini par ses nœuds, c'est-à-dire les angles pour une figure plane, ou les sommets pour un volume.

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. [37]

La création de la géométrie ainsi que le maillage se font sous le progiciel "ANSYS R15.0". Ce logiciel propose des solutions étendues pour les géométries les plus compliquées.

La qualité du maillage joue un rôle significatif dans la précision et la stabilité du calcul numérique. Ainsi, les attributs tels que la distribution des nœuds, la nature lisse et l'obliquité des éléments sont très importants.

Pour cette étude, on a utilisé le maillage "fin" qui nous donne excellent résultat voir (fig.4)



*Figure III.4: Maillage moyen de l'aube*

Où:

- ✓ Nombres totales de corps actifs: 1
- ✓ Nombres de Nœuds : 18155
- ✓ Nombres d'éléments : 10168
- ✓ Paramètres de maillage : Aucun.

### III.12. CHOIX D'ELEMENT FINIS

Le choix de l'élément finis est primordial puisqu'il va conditionner tout le calcul numérique réalisé par la machine.

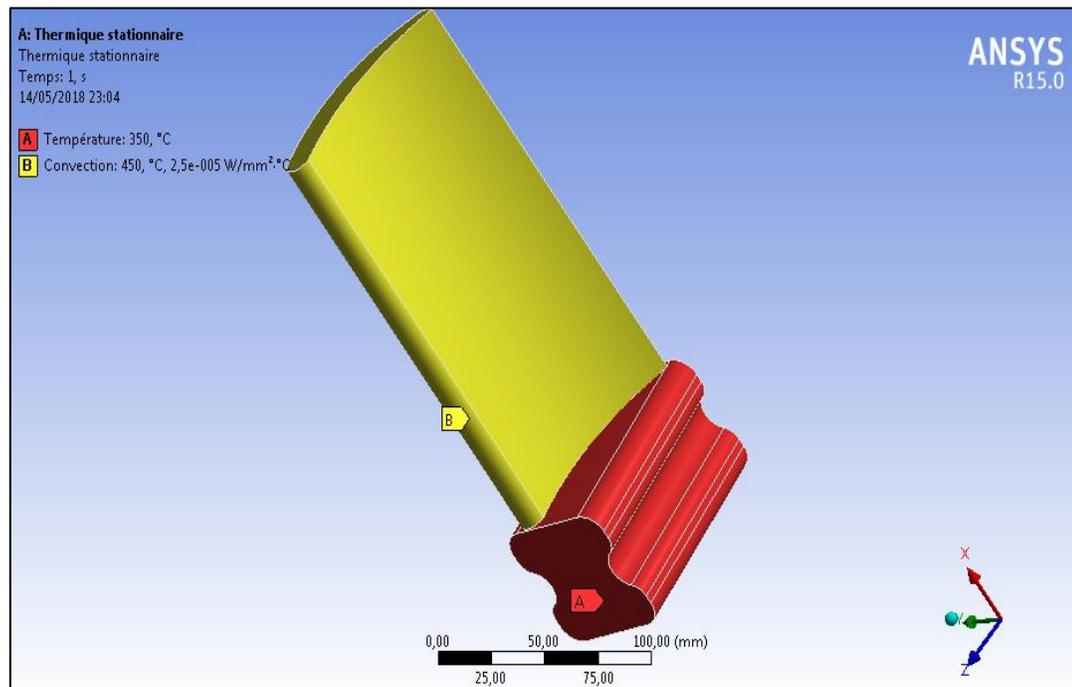
ANSYS R15.0 propose, dans le cadre d'une étude thermique, plusieurs éléments pour mailler un modèle en trois dimensions.

### III.13.CONDITIONS AUX LIMITES ET CHARGEMENT

*Tableau III.3 : conditions aux limites et chargement*

Coefficient de convection thermique	$h=2,5 \cdot 10^{-5} \text{ W/mm}^2 \cdot ^\circ\text{C}$
La température ambiante	$T= 450 \text{ }^\circ\text{C}$
Les pressions	$P= (0,001 \text{ et } 10) \text{ MPa}$
La température du corps fixe	$T=350 \text{ }^\circ\text{C}$

ANSYS R15.0 présente la possibilité d'utilisation de plusieurs types de chargements (statique, dynamique, thermique, etc. ...) mais également de différentes lois de comportement telle que l'élasticité, l'élastoplastique,..... dans notre étude nous avons utilisé un chargement thermique uniforme lors de l'élaboration du matériau composite. Voir la (fig.5)



*Figure III.5: Convection thermique*

La pression appliquée :

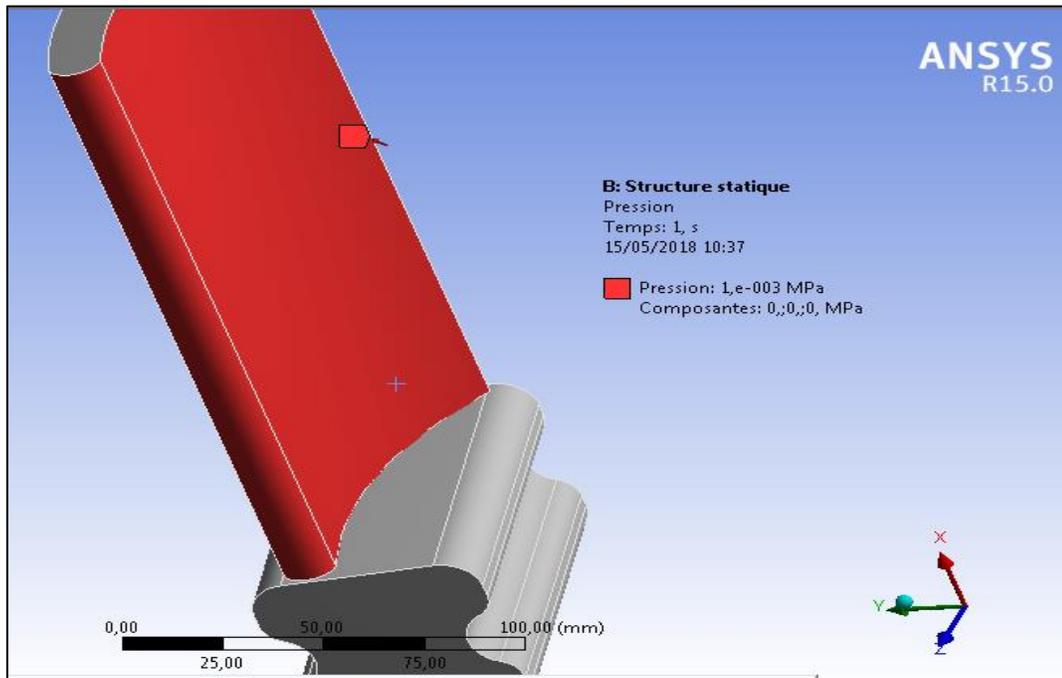


Figure III.7: La pression appliquée

PATH :

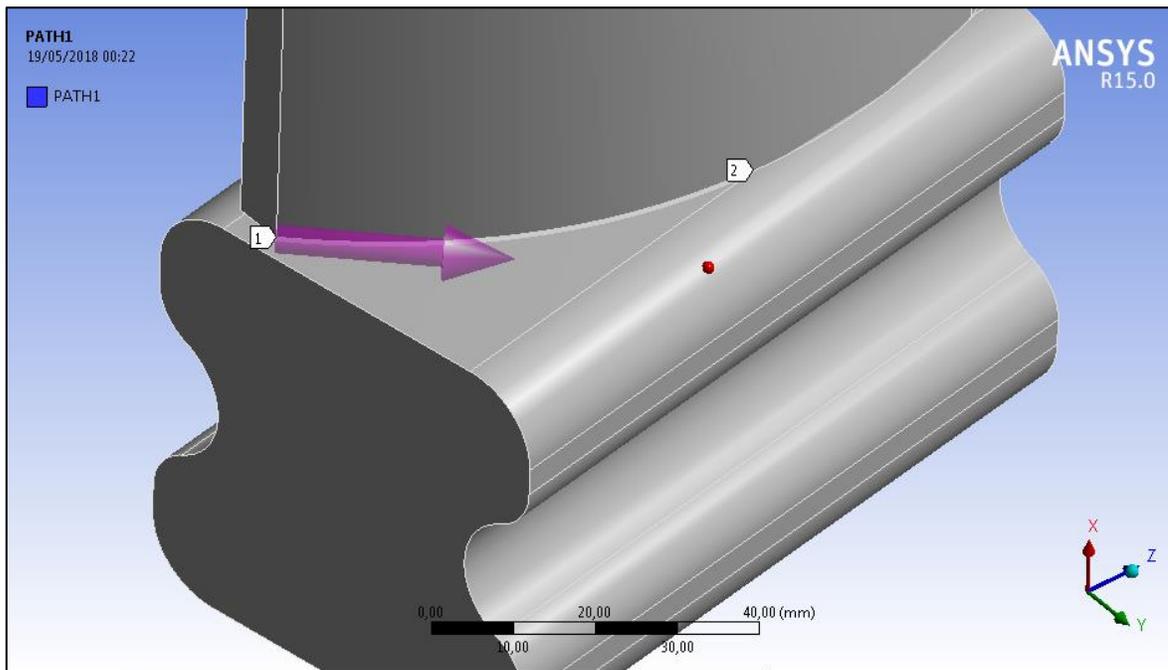


Figure III.8: La contrainte équivalente maximale.

# **CHAPITRE IV**

## **RESULTAT DE SIMULATION**

### IV.1.INTRODUCTION

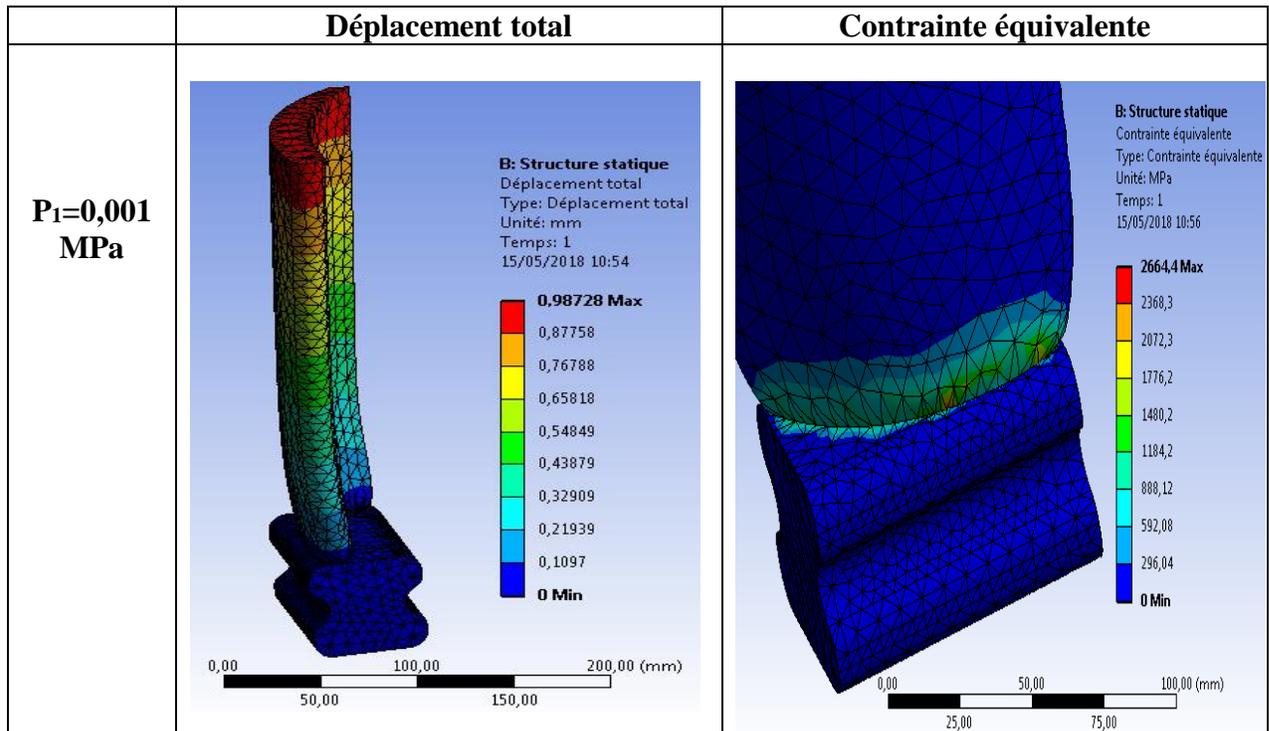
Dans ce chapitre on va discuter les résultats obtenus à partir de la simulation de model numérique, nous comparons la variation des contrainte de Von Mises pour l’acier standard, aluminium et l’alliage de magnésium, pour déferant pressions ; d’autres part nous sélectionnons le matériau qui présenté la contrainte la plus faible.

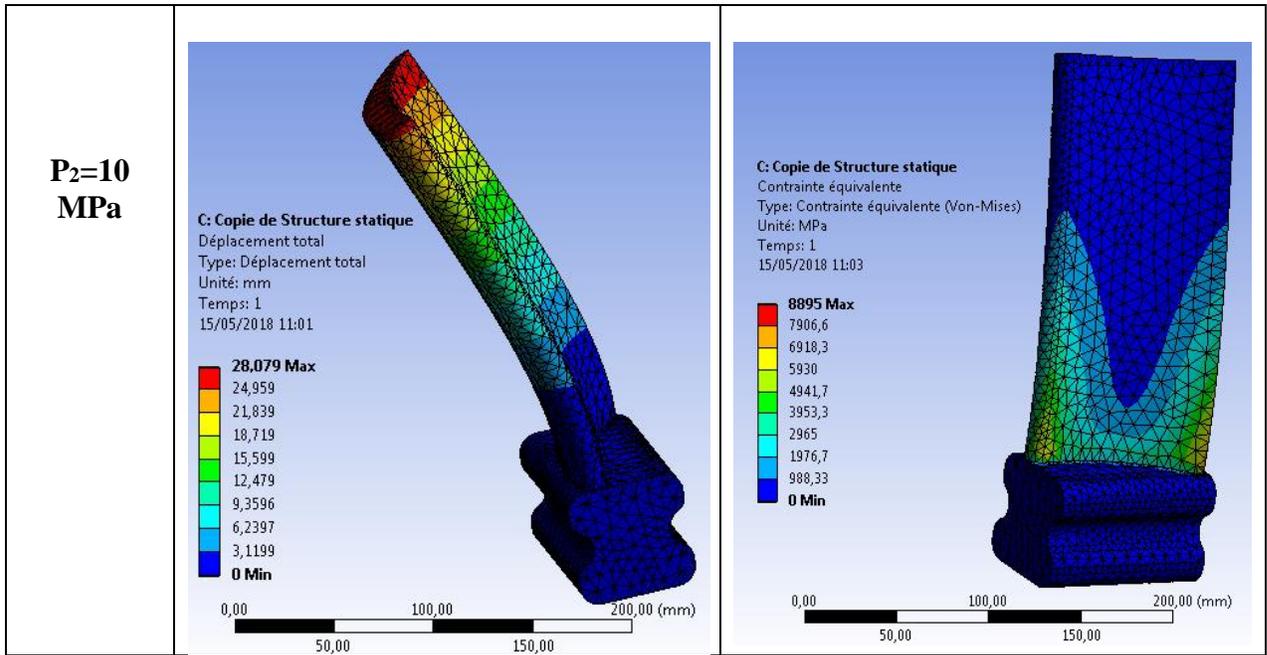
### IV.2.LA SCHEMATISATION DES DEPLACEMENT TOTAL ET DES CONTRAINTE EQUIVALENTE

Tableaux résume les contraintes équivalent et le déplacement total pour les deux pressions (P1=0,001 MPa et P2=10 MPa).

**Pour l’alliage de l’acier standard :**

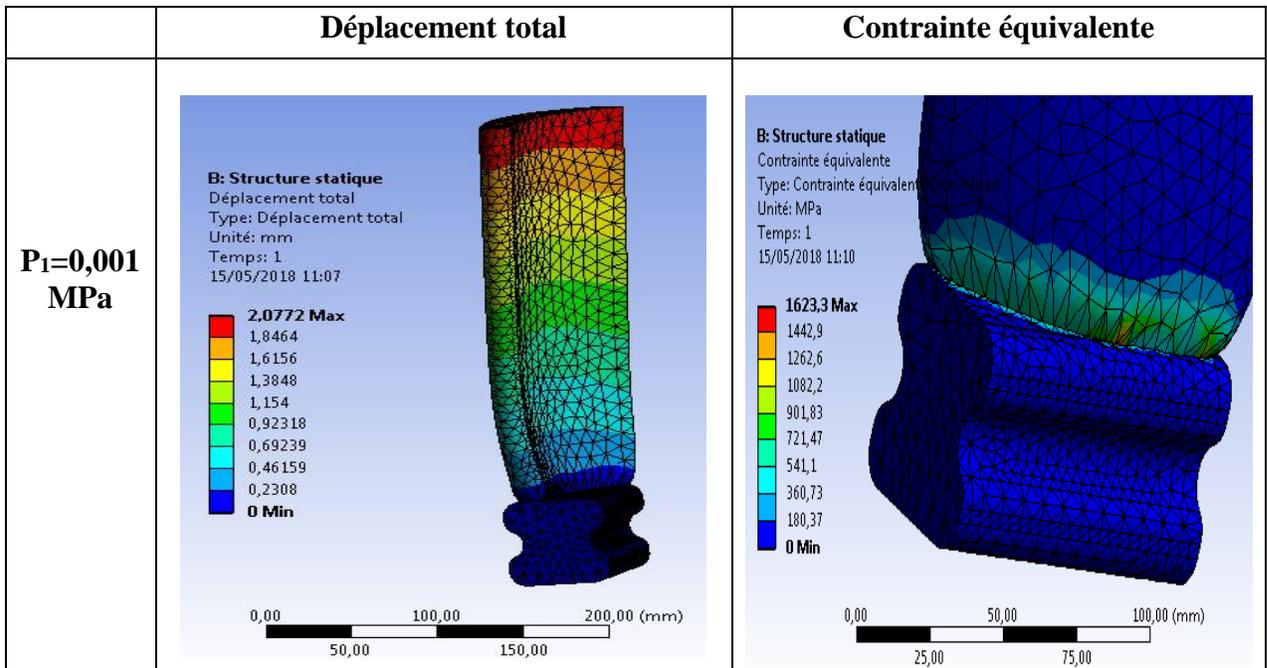
*Tableau IV.1: déplacement total et contrainte équivalente pour l’alliage de l’acier standard (p1, p2)*

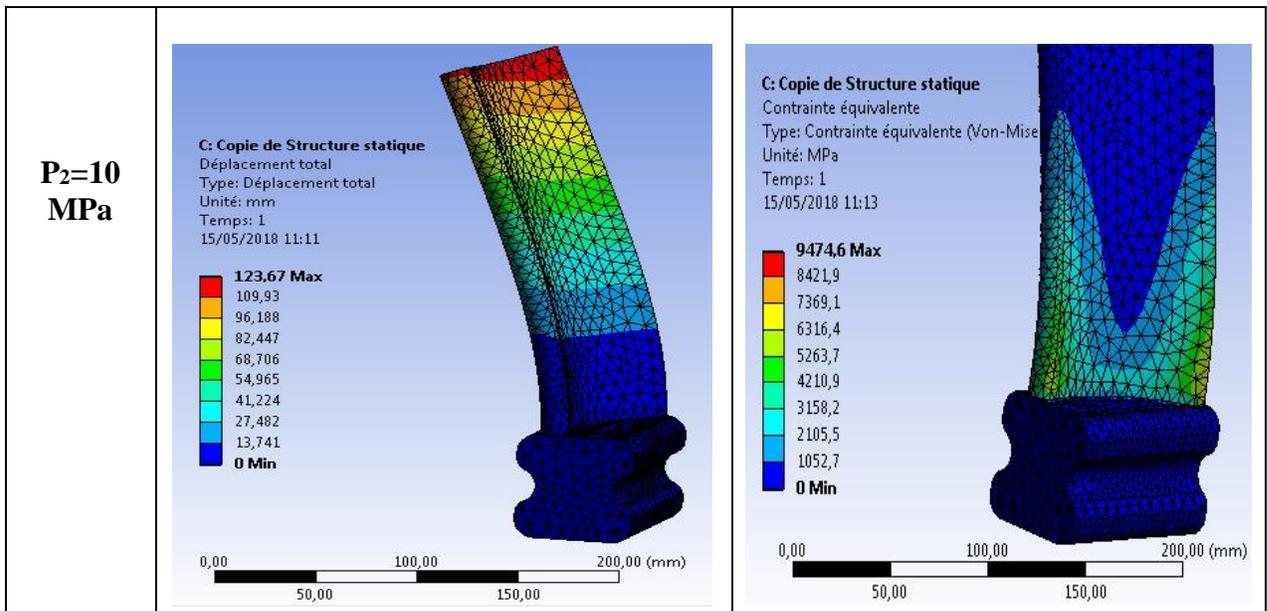




Pour l'alliage de magnésium :

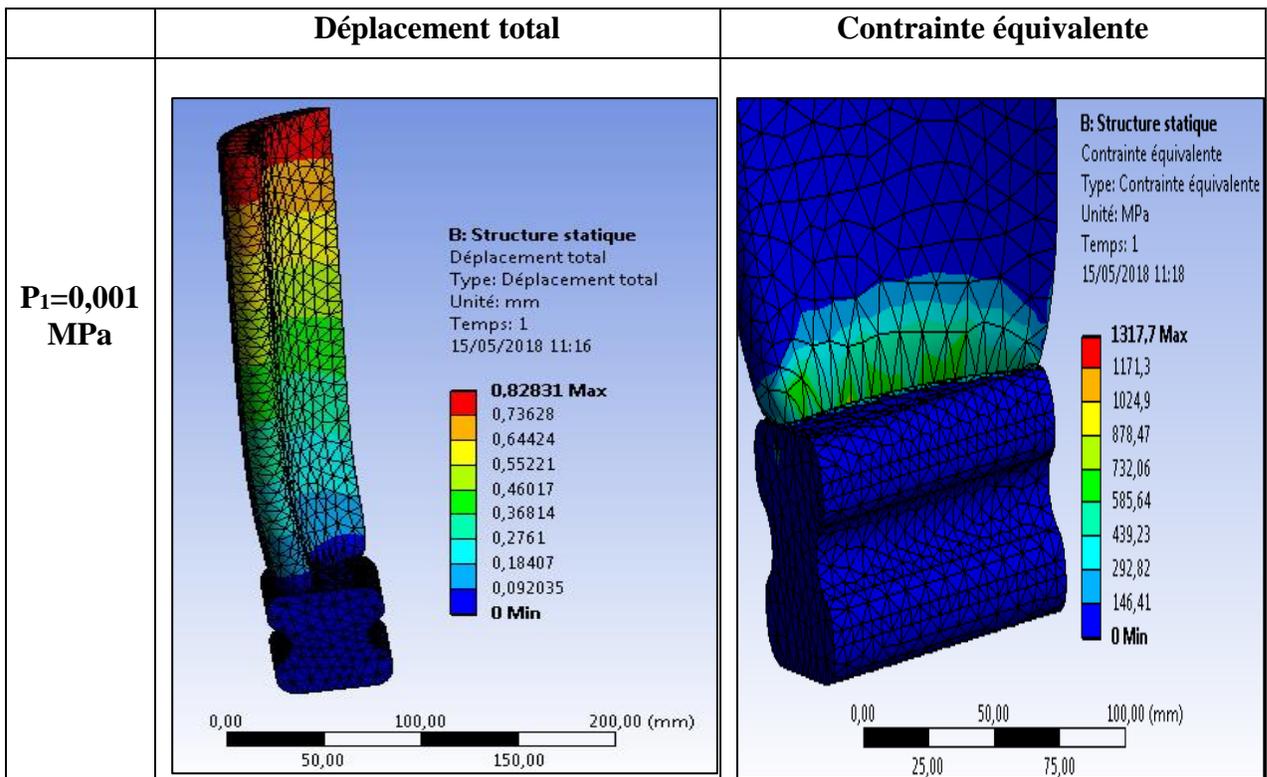
Tableau IV.2: déplacement total et contrainte équivalente pour l'alliage de magnésium (p1, p2)

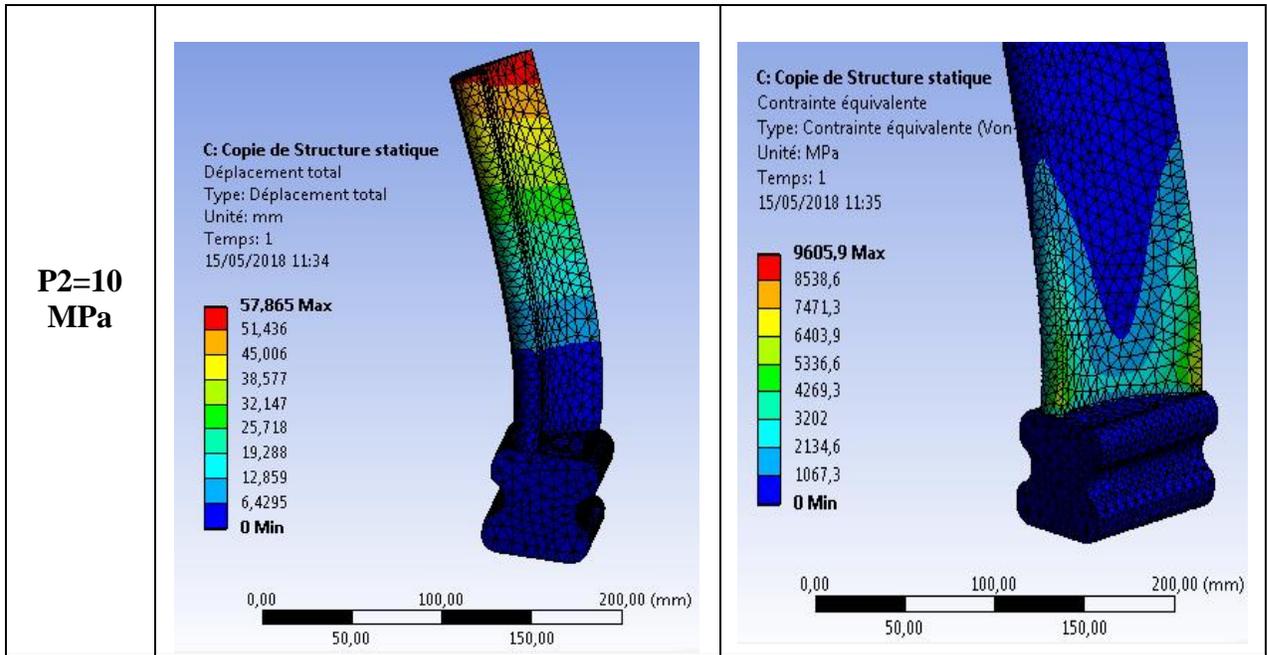




Pour l'alliage de titane :

Tableau IV.2: déplacement total et contrainte équivalente pour l'alliage de titane (p1, p2)





### IV.3. LES RESULTATS RETENUS

**Remarque:** L'échelle est logarithmique : contrainte total  $\sigma$  (MPa)=log (distance mm).

Les résultats retenus pour les trois matériaux :

#### La contrainte en fonction de distance

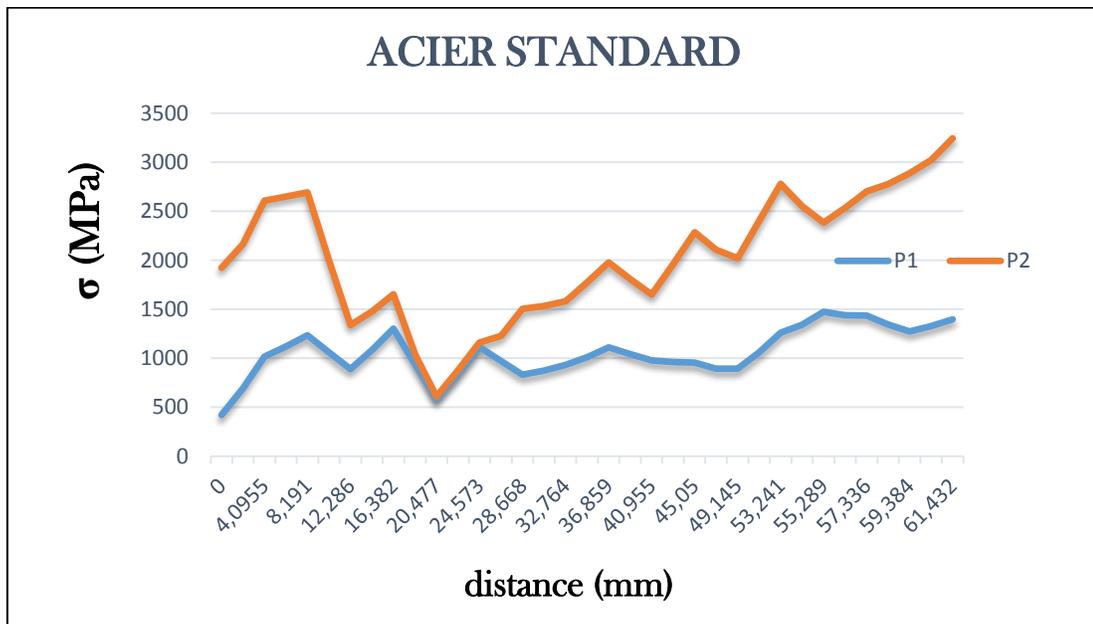
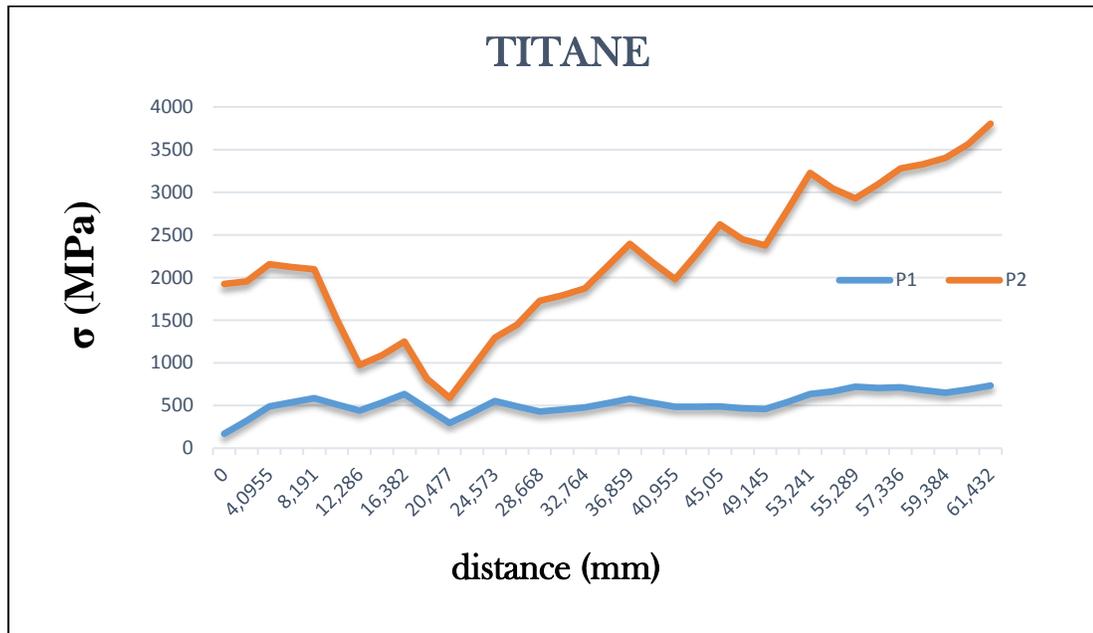


Figure IV.1: Résultats retenus de la contrainte équivalent.

### La contrainte en fonction de distance

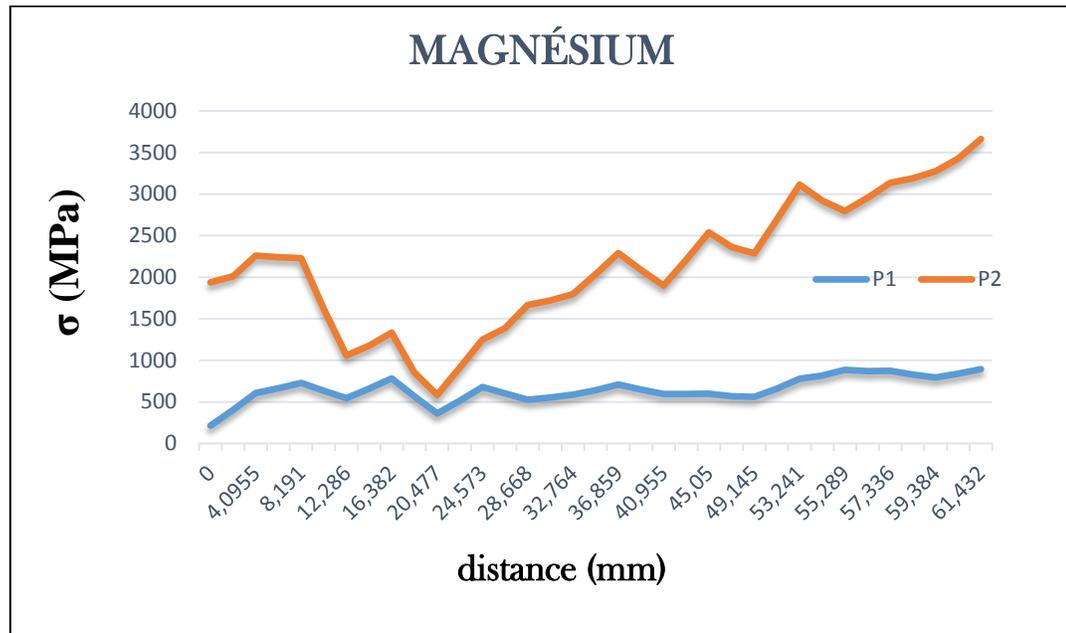


*Figure IV.2: Résultats retenus de la contrainte équivalant.*

Dans la figure IV.2 utile la variation des contraintes de Von Mises en fonction de la distance de l'aube de Titane, pour une pression  $P_1=0.001$  MPa, il y a pas une grande variation de contrainte presque stable de 0mm jusqu'à 61,432mm, mais pour la pression  $P_2=10$  MPa la contrainte décroissent de 0 à 20,477mm et croisent de 20,477mm à 61,432mm, au point 20,477mm les deux pressions ont une valeur très proche de contrainte.

On remarque que la contrainte au début est décroissent de 0 mm jusqu'à 'a 20 mm et à partir de 20 mm au 61,432 mm devient croissant et la contrainte la plus faible est pour une pression de 10 MPa.

### La contrainte en fonction de distance :



*Figure IV.3: Résultats retenus de la contrainte équivalant.*

D'après les courbes ci-dessus dans les figures IV.1, IV.2 et IV.3 qui montre la variation des contraintes de Von Mises en fonction de la distance d'une aube d'acier, de titane et de magnésium successivement, on remarque, au débit pour une pression  $P_1 = 0.001$  MPa, il y a pas une grande variation de contrainte de 0 mm jusqu'à 61,432 mm, mais pour la pression  $P_2 = 10$  MPa, la contrainte décroissent de 0 à 20,477 mm, et croissent de 20,477 mm à 61,432mm, au point 20,477 mm les deux pressions ont une valeur très proche de contrainte.

#### IV.4.COMPARAISON DE LA VARIATION $\sigma_{vm}$ POUR LES 3 MATERIAUX

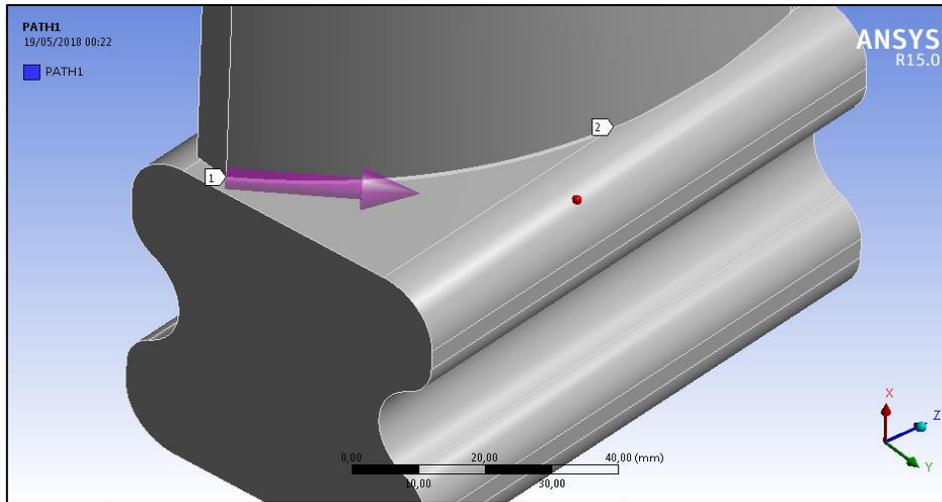


Figure IV.4: Path

**La contrainte en fonction de distance :**

D’après la figure IV.5 qui utilise la variation des contraintes de Von Mises en fonction de la distance d’aube, on déduit que la contrainte d’aube d’acier plus élevée que les deux autres matériaux le titane et le magnésium, donc on peut dire que le titane est le matériau le plus résistant pour une pression égale à 0,001MPa.

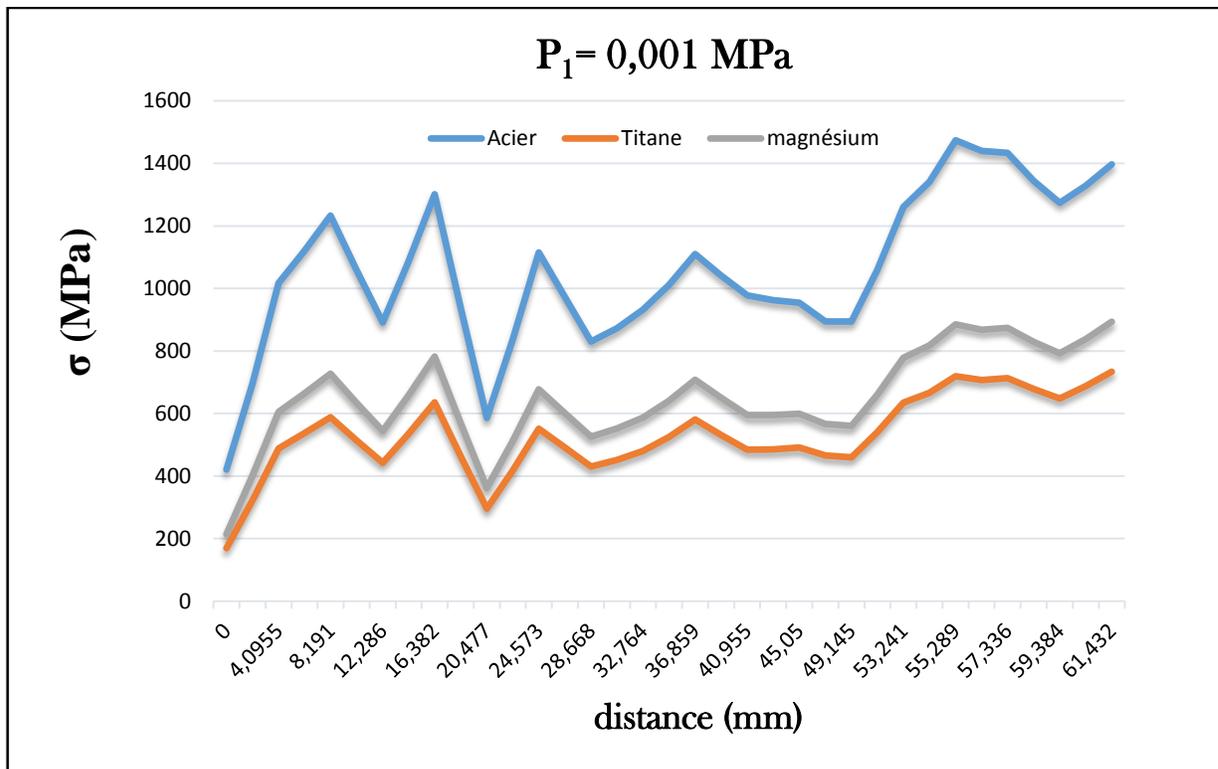
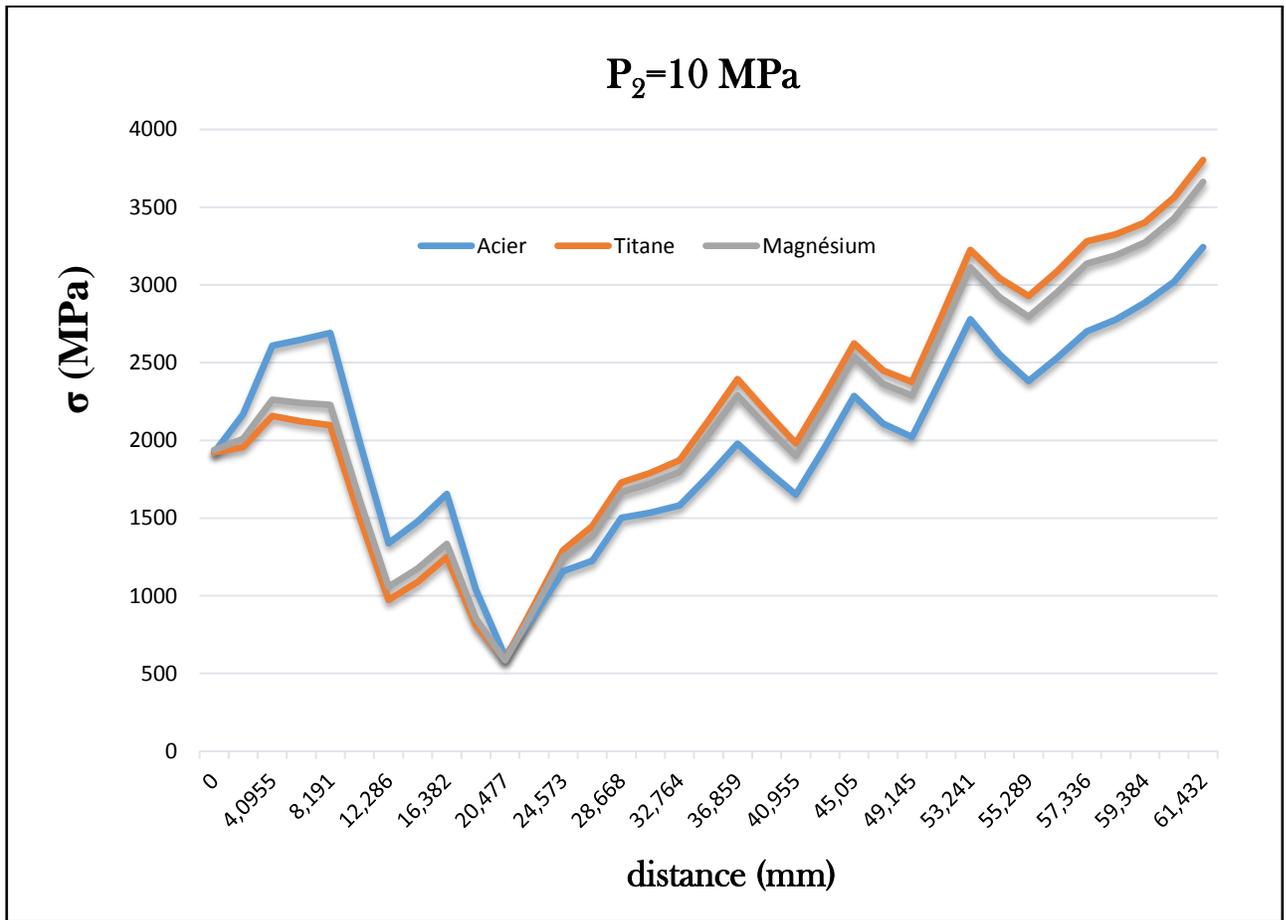


Figure IV.5: variation des contraintes en fonction de distance pour pression  $P_1 = 0.001$  MPa

### La contrainte en fonction de distance :



**Figure IV.6:** variation des contraintes en fonction de distance pour pression  $P_2 = 10$  MPa

D'après la figure IV.6 ci-dessus qui montre la variation des contraintes de Von Mises en fonction de la distance d'aube, on note que la contrainte d'aube d'acier est supérieure que l'alliage de titane et l'alliage de magnésium entre 0mm a 20,477 mm, à partir de 20,477 mm la contrainte d'acier prend des valeurs moins que l'alliage de magnésium et l'alliage de titane.

## IV.5. CONCLUSION

Les résultats obtenus par simulation ont montrés que le meilleur matériau qui présente la plus faible contrainte équivalente dans la zone PATH pour la basse pression est l'alliage titane et pour la haute pression est l'acier.

# **CONCLUSION GENERAL**

### **Conclusion général**

Ce travail est dans le contexte de la modélisation et de prédiction de la durée de vie des aubes de compresseur d'un turboréacteur. Ces composants sont généralement en superalliage à base de nickel monocristallin mais nous avons fait notre étude sur les matériaux qui sont l'acier, l'alliage de titane et l'alliage de magnésium. Cette étude constitue une contribution assez importante dans l'étude de l'influence des matériaux sur le comportement thermomécanique des aubes. Elle permet de déterminer les contraintes thermomécaniques dans l'aube du compresseur et de sélectionner le meilleur matériau qui présente les contraintes les plus faibles.

Les résultats obtenus par simulation ont montrés que le meilleur matériau qui présente la plus faible contrainte équivalente dans la zone PATH pour la basse pression est l'alliage titane et pour la haute pression est l'acier.

## Bibliographie

- [1]. <https://link.springer.com/article/10.1007/s00170-015-7256-2>
- [2]. Mise en œuvre des turbines à gaz dans l'industrie, par « technique de l'ingénieur » (YVES LORANCHET).
- [3]. Taurus 60 Turbine Generator Set General Description, each Unit Support equipment and tools, one set per site BASIC PACKAGE
- [4]. M<sup>elle</sup> GHEZALI Faiza, «couplage du refroidissement interne des aubes de turbine à gaz» Université des Sciences et de la Technologie Mohamed Boudiaf d'Oran 2014-2015.
- [5]. [https://fr.wikipedia.org/wiki/Frank\\_Whittle](https://fr.wikipedia.org/wiki/Frank_Whittle)
- [6]. Lavionnaire cour sur les turbomachines, et les élément composant d'une turbine à gaz ; <http://www.lavionnaire.fr/MotorTurboMot.php>
- [7]. <http://www.air-cosmos.com/le-turboreacteur-purepower-certifie-par-la-faa-27722>
- [8]. [https://fr.wikipedia.org/wiki/Fichier:Turbofan\\_operation-fr.svg](https://fr.wikipedia.org/wiki/Fichier:Turbofan_operation-fr.svg)
- [9]. MARION CUNY, «contribution à la caractérisation locale des couples de matériaux mis en jeu lors du contact rotor/stator dans une turbomachine» l'université de Lorraine le 9 mars 2012.
- [10]. <http://erobin.e-monsite.com/pages/le-compresseur.html>
- [11]. KLAAS EFTIKHAR, « conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux composites » université de Batna Année 2014/ 2015.
- [12]. Manuel d'exploitation de turbine à gaz type (Taurus 60) par « solar turbine » (sonatrach SP3 lotaya W. Biskra).
- [13]. <http://mobile.lavionnaire.fr/MobTurbElemCompres.php>
- [14]. 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".
- [15]. M. YUCEF YAHMI, « élaboration et qualification d'une procédure de réparation par soudage tig d'aube de turbine à gaz en superalliage à base de nickel - inconel 738 » Université M'hamed Bougara de Boumerdès Année 2007.
- [16]. JEAN-MARC CARDONA, «Comportement et durée de vie des pièces multiperforées application aux aubes de turbine » l'Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris Année 2000.
- [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/automtisation/articles/376247/](http://www.msm.ch/automtisation/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]. N.P. Padture, M. Gell, E.H. Jordan, Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications, Science, 296 (2002) 280-284.
- [22]. Manuel Moulage sous vide du Twintex® - Sept 2001 Twintex<sub>1</sub> Vacuum moulding Manual.
- [23]. La fonderie cire perdue Zone artisanale 35320 PANCE France. Lien vers le site de NOWAK.
- [24]. N.P. Padture, M. Gell, E.H. Jordan, Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications, Science, 296 (2002) 280-284.
- [25]. 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.
- [26]. fiche technique les superalliages [www.secotools.com/fr](http://www.secotools.com/fr)
- [27]. 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.
- [28]. S. Hagen, P. Hofmann, G. Schanz, L. Sepold, "Interactions in Zry/UO<sub>2</sub> 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).
- [29]. G. Aliprandi, "Matériaux réfractaires et céramiques techniques", édition SEPTIMA.
- [30]. 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.
- [31]. Nguyen, M. N. (2012). Étude expérimentale des échanges convectifs dus au développement d'un film d'air froid (Doctoral dissertation, ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique-Poitiers).
- [32]. S. Ashforth-frost et K. Jambunathan, Effect of nozzle geometry and semiconnment 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.
- [33]. Yuanxing Huang, Weifang Zhanga, Wei Daia,\*, Xiaoshuai Jina  
aSchool of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing, 100191, China.
- [34]. G. Aliprandi, "Matériaux réfractaires et céramiques techniques", édition SEPTIMA
- [35]. G. Allaire and A. Craig: Numerical Analysis and Optimization: An Introduction to Mathematical Modelling and Numerical Simulation
- [36]. J. Chaskalovic, Méthode des éléments finis pour les sciences de l'ingénieur (2004), Éd. Lavoisier.
- [37]. L. SIMON "Analyse dynamique des rotors d'hélicoptère en matériaux composites" Thèse de doctorat de 3<sup>o</sup> Cycle U.T.C. Compiègne-ONERA 1981.