

N° d'ordre...../DGM/FT/UMBB/2023

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**  
**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE**  
**SCIENTIFIQUE**  
**UNIVERSITE M'HAMED BOUGARA BOUMERDES**



Faculté de Technologie  
Département Génie Mécanique  
**Mémoire de Master**

En vue de l'obtention du diplôme de **MASTER** en :

**Filière : Electromécanique**

**Spécialité : maintenance industrielle**

**THEME**

**Investigation sur le comportement à la fatigue  
d'une aube de turbine du turboréacteur CFM56-7B**

**Présenté par**

- CHAREF Mohamed Islam
- BENTAALLA Mohamed Chakib

**Promoteur**

- ATMANI Taous Doria

**Promotion 2022-2023**

## Résumé

Ce mémoire porte sur l'investigation du comportement à la fatigue d'une aube de turbine du turboréacteur CFM56-7B. Ces aubes sont soumises à des conditions de fonctionnement extrêmement exigeantes. Cela peut engendrer des détériorations importantes telles que des fissures et de la corrosion. Pour assurer un fonctionnement normal dans de telles conditions, les aubes de turbine sont fabriquées avec des matériaux super capables de résister à des conditions extrêmes. Par suite, nous avons adopté une approche complémentaire en utilisant le logiciel de simulation Abaqus pour évaluer la résistance des matériaux utilisés dans la fabrication des aubes. Cette méthode numérique nous a permis de modéliser et d'analyser le comportement mécanique des matériaux soumis à des charges de fatigue.

**Mot clé :** Turboréacteur, turbine, aube, superalliage, fatigue.

## Abstract

This study focuses on the investigation of the fatigue behaviour of a turbine blade in the CFM56-7B turbojet engine. These blades are subjected to extremely demanding operating conditions. This can lead to significant deterioration such as cracks and corrosion. To ensure normal operation under such conditions, the turbine blades are manufactured with super materials capable of withstanding extreme conditions. Subsequently, we adopted a complementary approach using the Abaqus simulation software to evaluate the strength of the materials used in the fabrication of the blades. This numerical method allowed us to model and analyse the mechanical behaviour of materials subjected to fatigue loads.

**Keywords:** turbojet, turbine, blade, superalloy, fatigue

## ملخص

يركز هذا الموجز على التحقيق في سلوك التعب لشفرة التوربينات في المحرك النفاث CFM56-7B. تخضع هذه الشفرات لظروف تشغيل صعبة للغاية. يمكن أن يؤدي هذا إلى تدهور كبير مثل الشقوق والتآكل. لضمان التشغيل العادي في ظل هذه الظروف، يتم تصنيع شفرات التوربينات بمواد فائقة قادرة على تحمل الظروف القاسية. بعد ذلك، اعتمدنا نهجًا تكميلاً باستخدام برنامج محاكاة Abaqus لتقييم قوة المواد المستخدمة في تصنيع الشفرات. سمحت لنا هذه الطريقة العددية بنمذجة وتحليل السلوك الميكانيكي للمواد المعرضة لأحمال التعب.

**الكلمات المفتاحية:** محرك نفاث، توربين، شفرة، سبائك فائقة، التعب.

# Remerciements

Avant tout et particulièrement, nous tenons à vouer notre infinie reconnaissance au tout puissant ALLAH qui nous a créé du néant, guidé au droit chemin, nous a donné la santé, ... Et notamment, la patience, le courage, et la volonté pour bien terminer ce modeste travail.

Nous tenons à exprimer notre gratitude à Monsieur CHELLIL Ahmed et Monsieur LACHEB Samir, membres de jury qui ont accepté de relire et évaluer ce travail.

Nous remercions également notre promotrice, Mme ATMANI Taous Doria, qui n'a ménagé aucun effort pour nous soutenir et qui a toujours été présente à nos côtés.

A nos enseignants du département de Génie mécanique qui nous ont aidé de près tous au long de notre apprentissage et formation ainsi qu'à la réalisation de ce projet. Nous les remercions infiniment.

Nous tenons également à exprimer notre gratitude envers Monsieur Bouchatal Abdelaziz pour son aide.

On voudrait aussi exprimer notre profonde gratitude à nos familles pour leur soutien moral et leur encouragement prodigué pendant toutes ces années d'étude.

Notre reconnaissance va également à tous nos amis : seddik, halim, abdelillah, mahrez, Salim, hamza, Oussama, Aladin, Mohamed.

***Merci à tous.***

## *Dédicace*

*Je dédie cette mémoire*

*À mon père Kamel et ma mère Zohra pour leur soutien continu tout au long de ma carrière scolaire.*

*À mon frère Oussama et ma sœur Chahinaz.*

*À tous ceux qui m'ont soutenu et encouragé pour m'aider à réaliser cette mémoire Chabbi Karim, Aymen, Hamza.*

*À mes amies : Amine, Abdo Tyson, Bouchra, Fethi, Rania*

*À mon binôme CHAKIB.*

*À tous mes amis de INGM UMBB.*

*CHAREF Mohamed Islam.*

## *Dédicace*

*J'ai toujours pensé faire ou offrir quelque chose à mes parents en signe de reconnaissance pour tout ce qu'ils ont consenti comme efforts, rien que pour me voir réussir, et voilà, l'occasion est venue.*

*À ceux qui m'ont donné la vie, symbole de beauté, de fierté, de sagesse et de patience.*

*À ceux qui sont la source de mon inspiration et de mon courage.*

*À qui je dois de l'amour et de la reconnaissance.*

*À la première dame de ma vie, ma mère DJAMILA.*

*À mon cher père OMAR ALLAH YERHMOU INCHALLAH.*

*À mes chers frères : ROCHDI et AMINE et mes chers sœurs NABILA,*

*DOUNIA, et INTISSAR,*

*À mon premier ami YACINE.*

*À mon binôme ISLAM.*

*À mes chers amis proches : ABDERRAHMANE, ABDELKARIM, HOUSSAM, MAHREZ, RIAD, YACINE, ABDERRAOUF, MEROUANE, YAKOUB, ALAA...*

*À mon amie SARA qui m'a soutenu tout au long de mon parcours universitaire.*

*À toutes ces personnes et à celles que j'ai oublié, j'adresse mes sentiments les plus chaleureux ET sincères.*

*MOHAMED CHAKIB*

**TABLE DES MATIÈRES**

<b>I.</b>	<b>CHAPITRE I : ETAT DE L'ART .....</b>	<b>1</b>
I.1	Présentation de la compagnie air Algérie .....	1
I.1.1	Introduction .....	1
I.1.2	Historique de l'entreprise aérienne « AIR ALGERIE » .....	1
I.1.3	Présentation de la base de maintenance « AIR ALGERIE » .....	1
I.1.4	La flotte .....	1
I.1.5	La direction technique .....	2
I.1.6	Objectifs de la direction technique .....	2
I.1.7	Les Ateliers de base Maintenance .....	2
I.2	Generalités sur la technologie et performance du turboreacteur cfm56-7b.....	4
I.2.1	Introduction .....	4
I.2.2	Définition de turboréacteur.....	4
I.2.3	Historique du moteur CFM56-7B .....	5
I.2.4	Principe général de fonctionnement .....	6
I.2.5	Les éléments composant de moteur CFM56-7B .....	7
I.2.6	L'aubage.....	14
I.2.7	Les paramètres de performances d'un turboréacteur .....	17
I.2.8	Etude thermodynamique du turboréacteur cfm56-7b.....	18
I.3	Conclusion.....	20
<b>II.</b>	<b>CHAPITRE II : ETUDE DE L'AUBAGE .....</b>	<b>21</b>
II.1	Introduction .....	21
II.2	Refroidissement des aubes du turboréacteur .....	21
II.2.1	Les techniques de refroidissement des aubes de turbine .....	22
II.2.2	Technique de refroidissement de l'aube du turboréacteur CFM56-7B .....	23
II.3	Choix des matériaux pour la réalisation d'aube .....	24
II.3.1	Introduction .....	24
II.3.2	Les superalliages à base de nickel .....	25
II.3.3	Inconel 718.....	26
II.3.4	Les propriétés de l'inconel 718 .....	27
II.3.5	Inconel 738.....	27
II.3.6	Composition de l'inconel 738 .....	28
II.3.7	Les propriétés de l'inconel 738 .....	29
II.4	Conclusion.....	30
<b>III.</b>	<b>CHAPITRE III : ETUDE DU COMPORTEMENT EN FATIGUE DE L'AUBAGE DU TURBOREACTEUR .....</b>	<b>31</b>
III.1	Introduction .....	31
III.2	Concepts sur la fatigue .....	31

## TABLE DES MATIÈRES

---

III.2.1	Les étapes de la fatigue.....	32
III.2.2	Les contraintes appliquées.....	32
III.2.3	Cycle de contrainte en fatigue .....	32
III.2.4	Diagrammes représentatifs de la fatigue - courbe de Wöhler.....	34
III.2.1	Propagation des fissures de fatigue .....	35
III.2.2	Les trois modes d'ouverture d'une fissure .....	35
III.2.3	Facteurs d'influence .....	37
III.3	La detection des defauts dans les pieces.....	38
III.3.1	Le contrôle non destructif (CND).....	38
III.3.2	Différentes techniques du CND.....	39
III.3.3	Application de contrôle non destructif sur les aubes de la turbine HP.....	39
III.3.4	Constat des défauts après le contrôle.....	43
III.4	Construction de l'aube sur logiciel de conception numerique.....	46
III.4.1	Introduction .....	46
III.4.2	Présentation de SOLIDWORKS .....	46
III.4.3	Présentation de Abaqus .....	47
III.4.4	Création de la forme de l'aube avec SolidWorks .....	48
III.4.5	Organisation de l'interface ABAQUS/CAE .....	51
III.5	Conclusion.....	53
<b>IV.</b>	<b>CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSION.....</b>	<b>54</b>
IV.1	Introduction .....	54
IV.2	Les résultats de simulation .....	54
IV.2.1	Etude statique .....	54
IV.2.2	Matériau N°1 : INCONEL 718.....	54
IV.2.3	Les diagrammes de résultats de l'inconel 718 après la variation de pression et température .....	56
IV.2.4	Matériau N°2 : INCONEL 738.....	57
IV.2.1	Les diagrammes de résultats de l'inconel 738 après la variation de pression et température .....	59
IV.3	Comparaison entre les matériaux inconel 718 et inconel 738 .....	60
IV.3.1	Les diagrammes de comparaison.....	61
IV.3.2	Discussion .....	63
IV.4	Création d'une fissure au niveau de l'aube .....	63
IV.4.1	Les résultats de simulation après la fissuration .....	64
IV.4.2	Les diagrammes de comparaison après la fissuration .....	64
IV.4.3	Discussion .....	65
IV.5	Calcul du nombre de cycle .....	66
IV.5.1	Discussion .....	67
<b>V.</b>	<b>CONCLUSION GENERALE.....</b>	<b>68</b>

## Liste des figures

### CHAPITRE I ETAT DE L'ART

Figure I.1: Organigramme de la base Maintenance Air Algérie .....	3
Figure I.2 : Représentation du moteur CFM 56-7B .....	5
Figure I.3 : Société Commercial Fan Motors (CFM) International .....	6
Figure I.4 : Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement.....	7
Figure I.5 : Les modules composant de moteur CFM56-7B .....	8
Figure I.6 : Le module principal du fan .....	8
Figure I.7 : La soufflante ou fan.....	9
Figure I.8 : Le compresseur haute pression (HPC) .....	10
Figure I.9 : schéma de la chambre de combustion .....	11
Figure I.10 : La turbine haute pression (HPT) .....	12
Figure I.11 : La turbine basse pression (BPT) .....	12
Figure I.12 : Boîtier d'accessoires .....	13
Figure I.13 : la tuyère .....	14
Figure I.14 : les aubes de la turbine.....	15
Figure I.15 : Les aubes du stator .....	15
Figure I.16 : Les aubes du rotor .....	16
Figure I.17 : La forme géométrique de l'aube .....	16
Figure I.18 : Décomposition du turboréacteur CFM56-7B.....	18

### CHAPITRE II : ETUDE DE L'AUBAGE

Figure II.1 : Variation de la température dans un turboréacteur CFM56-7B.....	21
Figure II.2 : Refroidissement des aubes .....	23
Figure II.3 : Le refroidissement par impact de jets .....	23
Figure II.4: Développement de matériaux d'aube.....	24
Figure II.5 : Structure d'un superalliage à base de nickel.....	25

### CHAPITRE III : ETUDE DU COMPORTEMENT EN FATIGUE DE L'AUBAGE DU TURBOREACTEUR

Figure III.1 : Aube de turbine à gaz V94.2 Siemens en Inconel 738LC .....	31
Figure III.2 : cycle de contrainte en fatigue .....	33
Figure III.3 : Types de cycles de contraintes .....	34
Figure III.4 : Représentation de courbe de Wöhler .....	35
Figure III.5 : Les trois modes d'ouverture d'une fissure.....	36
Figure III.6 : Représentation graphique de la loi de Paris.....	36
Figure III.7 : Schéma de principe du contrôle non destructif.....	39
Figure III.8 : Organigramme des méthodes de contrôle non destructif.....	39
Figure III.9 III.10 : Aubes de turbine HP du turboréacteur a) aube statorique et b) aube rotorique. ....	40
Figure III.11 : Application de le pénétrant RC77.....	42
Figure III.12 : Auto-séchage des pièces .....	42

## **LISTE DES FIGURES**

Figure III.13 : Le séchage avec le four de séchage .....	42
Figure III.14 : Application du révélateur à poudre.....	43
Figure III.15 : Une fissure dans l'aube de rotor .....	43
Figure III.16 : Une piqûre dans l'aube de rotor.....	44
Figure III.17 : Une fissure dans l'aube de stator .....	44
Figure III.18 : L'interface de logiciel SolidWorks.....	47
Figure III.19 : L'interface de logiciel Abaqus.....	48
Figure III.20 : Modèle d'aube .....	51
Figure III.21 : Représentation sur ABAQUS des forces appliquées sur l'intrados de l'aube mobile de la turbine.....	52
Figure III.22 : Le maillage d'aube.....	52

## **CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSION**

Figure IV.1 : Concentration de contrainte maximale de l'aube en Inconel 718 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados. ....	54
Figure IV.2 : Déformations maximales de l'aube en Inconel 718 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados. ....	55
Figure IV.3 : Déplacement maximal de l'aube en Inconel 718 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados. ....	55
Figure IV.4 : Diagrammes d'évolution des Contraintes ( $\sigma$ ), des déformations (E) et des déplacements (U) de l'inconel 718 en fonction de la variation de pression.....	56
Figure IV.5 : Concentration de contrainte maximale de l'aube en Inconel 738 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados. ....	57
Figure IV.6 : Déformation maximale de l'aube en Inconel 738 à (P4-P4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados. ....	58
Figure IV.7 : Déplacement maximal de l'aube en Inconel 738 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados. ....	58
Figure IV.8 : Diagrammes d'évolution des Contraintes ( $\sigma$ ), des déformations (E) et des déplacements (U) de l'inconel 738 en fonction de la variation de pression.....	59
Figure IV.9 : Comparaison entre les contraintes ( $\sigma$ ). ....	61
Figure IV.10 : Comparaison entre les déformations (E) .....	62
Figure IV.11 : Comparaison entre les déplacements (U) .....	62
Figure IV.12 : Introduction d'une fissure au niveau du pied de sapin .....	63
Figure IV.13: Diagrammes de comparaison des contraintes ( $\sigma$ ).....	64
Figure IV.14: Diagrammes de comparaison des déformations (E).....	65
Figure IV.15: Diagrammes de comparaison des déplacements (U).....	65
Figure IV.16 : Courbe de Wöhler pour l'aube en l'inconel 718 .....	66
Figure IV.17 : Courbe de Wöhler pour l'aube en l'inconel 738 .....	67

### List des tableaux

Tableau I-1: Flotte de l'Air Algérie.....	2
Tableau I-2 : Les résultats du calcul thermodynamique du turboréacteur cfm56-7b .....	20
Tableau II-1 : Composition de l'alliage 718.....	26
Tableau II-2 : Les propriétés mécaniques et thermique de INCONEL 718 .....	27
Tableau II-3 : Composition chimique de l'Inconel 738 .....	29
Tableau II-4 : Les propriétés mécaniques et thermique de Superaliage à base nickel .....	30
Tableau III-1 : les étapes de la procédure AH003 .....	41
Tableau III-2 : rapport d'inspection par ressuage.....	45
Tableau III-3 la variation des charges (P-T).....	52
Tableau IV-1 : Comparaison des contraintes ( $\sigma$ ) pour les deux mâtereaux .....	60
Tableau IV-2 : Comparaison des déformations (E) pour les deux mâtereaux.....	60
Tableau IV-3 : Comparaison des déplacements (U) pour les deux mâtereaux.....	61
Tableau IV-4 : Les résultats de simulation après la fissuration.....	64
Tableau IV-5 : Résultat du calcul de nombre de cycle.....	66

## NOMENCLATURE

---

### Nomenclature

La Force de Poussée	$F$
La poussée spécifique	$F_{sp}$
La consommation spécifique	$C_{sp}$
Le rendement thermodynamique (thermique) théorique	$\eta_{tr}$
Le rendement interne	$\eta_i$
Le rendement de propulsion	$\eta_p$
Le rendement global	$\eta_g$
Débit massique d'air	$m_a$
Débit massique du carburant	$m_c$
La consommation massique	$CH$
La puissance thermique théorique (mécanique)	$P_{th-r}$
La puissance calorifique	$P_{cal}$
La puissance thermique réelle (cinétique)	$P_{th-t}$
La puissance de propulsion	$P_p$
Débit massique de l'air et du combustible	$\dot{m}$
La variation de vitesse d'éjection des gaz	$\Delta\vec{V}$
Masse volumique	$\rho$
Coefficient de poisson	$\nu$
Module d'élasticité	$E$
Module de cisaillement	$G$
Contrainte de rupture	$R_e$

## NOMENCLATURE

---

Coefficients de Dilatation Thermique	$\alpha$
Conductivité thermique	$\lambda$
La contrainte	$\sigma$
La contrainte moyenne	$\sigma_m$
L'amplitude de contrainte	$\sigma_a$
L'étendue de variation de contrainte	$\Delta\sigma$
Rapport de charge	R
Coefficient de contrainte	$K_t$
Contrainte maximale réelle a fond d'entaille	$\sigma_{max}$
Contrainte nominale dans la section nette	$\sigma_{min}$

# INTRODUCTION GENERALE

Aujourd'hui, les motoristes aéronautiques portent une attention particulière à deux facteurs importants : chercher à augmenter les performances des turboréacteurs et réduire la consommation de carburant afin de limiter au maximum les émissions polluantes. L'amélioration des performances d'un turboréacteur nécessite d'augmenter le taux de compression et d'augmenter la température d'entrée de la turbine. Cela entraîne la hausse des températures des gaz en sortie de la chambre de combustion.

La température régnant dans l'enceinte des turboréacteurs entraîne une augmentation de la pression. Ces deux facteurs sont la source et la cause de dégradations et donc de la réduction de la durée de vie des aubes de turbine du turboréacteur. Ces dégradations se manifestent sous forme de fissurations, dues à la fatigue du matériau soumis au chargement cyclique permanent des flux de gaz, ainsi que la présence de piqûres de corrosion favorisées par les hautes températures.

Ce travail est consacré à l'étude technologique du turboréacteur CFM56-7B, représentatif d'une gamme de moteur très utilisée dans le domaine de l'aviation. Ainsi qu'une analyse de comportement du matériau constituant l'aubage de la turbine sous l'effet des contraintes générées. En mettant l'accent sur l'évolution de la fatigue des aubes. Le modèle utilisé dans ce travail est une aube de turbine du turboréacteur CFM56-7B.

Le code de calcul utilisé dans cette étude est le SolidWorks ainsi que ABAQUS, ceux-ci sont basés sur les méthodes numériques pour la résolution des équations de maillage et le calcul des contraintes et du nombre de cycles.

Cette étude est présentée sous la forme de quatre chapitres, le premier consiste en une présentation de l'entreprise où nous avons réalisé notre stage, ensuite nous avons donné quelques généralités sur la technologie du turboréacteur CFM56-7B.

Le deuxième chapitre est consacré à l'objet de l'étude, une définition plus détaillée de l'aube de la turbine à gaz du turboréacteur y est détaillée. Le choix des matériaux de construction de l'aube a été défini, l'inconel 718 et l'inconel 738.

Le troisième chapitre est subdivisé en trois parties. Une première partie consacrée à des généralités et au modèle de calcul de la fatigue de l'aube de la turbine. Suivi par une inspection de l'aube. Et enfin, les outils numériques utilisés pour la construction de l'aube pour la réalisation de la simulation du comportement en fatigue de celle-ci pour les deux cas de figures.

Le dernier chapitre est consacré à la présentation et à la discussion des résultats de la simulation numérique appliquée à l'aube de la turbine du turboréacteur CFM56-7B.

# **CHAPITRE I**

## **ETAT DE L'ART**

### **I.1 Présentation de la compagnie air Algérie**

#### **I.1.1 Introduction**

Lors de notre stage chez Air Algérie, notamment à l'atelier de réparation de moteurs, nous avons pu voir différentes structures de cette entreprise ainsi que les outils et les méthodes de maintenance qui en dépendent.

#### **I.1.2 Historique de l'entreprise aérienne « AIR ALGERIE »**

La compagnie Air Algérie est une entreprise nationale de transport aérien à utilité public, créée en 1947 dans le but d'exploiter un réseau dense et régulier de lignes aériennes entre l'Algérie et la France; Ce même réseau était desservi depuis la fin de la seconde guerre mondiale par la société "AIR TRANSPORT" dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'ex-Afrique occidentale française le 23 Avril 1953 à la suite de la fusion de ses deux organismes, la compagne générale de transport aérien Algérie "C.G.T.A" entra officiellement en activité. Dix ans plus tard et après l'indépendance de l'Algérie en 1963 (plus exactement le 18 Février 1963), elle devient une compagnie nationale sous la tutelle du ministère des transports.

#### **I.1.3 Présentation de la base de maintenance « AIR ALGERIE »**

La base de maintenance joue un rôle crucial en assurant l'entretien de la flotte d'Air Algérie, ainsi que celle d'autres compagnies telles qu'Air Express, Tassili Airlines et la Protection Civile. Cette base remplit diverses missions selon le secteur.

Le hangar principal, qui est relié à l'aéroport, est responsable de l'entretien et des contrôles réguliers des équipements en bon état de fonctionnement. Ce travail de routine est essentiel pour garantir la sécurité et la fiabilité de la flotte, tout en évitant d'imposer aux nombreux ateliers annexes des travaux de réparation trop importants. Ces ateliers sont chargés de la remise en état des composants aéronautiques, de leur remise en marche, ainsi que des réparations et des tests moteurs.

En ce qui concerne l'entretien périodique, des exigences élevées sont imposées afin de respecter les normes de la Direction de l'Aviation Civile et les normes européennes. La maintenance est principalement préventive, voire conditionnelle, et repose sur une chaîne stricte de validations et de contrôles.

#### **I.1.4 La flotte**

La flotte est renouvelée par l'acquisition de nouveaux avions avec un âge moyen de cinq (5) ans tels que : les Boeing 737-800, 737-600. Les ATR-72 et par des Airbus A330-200.

A ce jour, Air Algérie compte une flotte « passagers » de 41 avions (sans compter la flotte « cargo »).

Type d'avion	Nombre
Hercules L-382G	01
Boeing 737-800	17
Boeing 737-600	05
Boeing 767-300	03
ATR 72	12
Airbus 330-200	05

*Tableau I-1: Flotte de l'Air Algérie*

### **I.1.5 La direction technique**

Une politique de maintenance devait être mise en œuvre. C'est précisément le rôle de cette direction qui se base de prolonger la durée de l'exploitation. Le personnel de la maintenance est en majeure partie composé d'agent ayant un profil technique correspondant aux qualifications requises pour l'entretien des avions et de leurs équipements.

### **I.1.6 Objectifs de la direction technique**

La direction technique à plusieurs rôles, les importants sont :

- Mettre en œuvre les moyens humains à l'exécution des programmes d'entretien dans les meilleures conditions.
- Aligner les avions selon le programme établi par la direction avec un minimum d'écart.
- Représentation de l'entreprise au sein des organisations internationales sur le plan technique.
- Améliorer la qualité des services de la direction technique.

### **I.1.7 Les Ateliers de base Maintenance**

Les Ateliers de Base Maintenance constituent une composante vitale de l'infrastructure de maintenance d'Air Algérie, jouant un rôle essentiel dans la sécurité et la fiabilité de la flotte. Ces ateliers réalisent des opérations d'entretien, de réparation et de remise en état des avions, en conformité avec les normes de l'aviation civile, afin de garantir des niveaux élevés de sécurité et de performance.

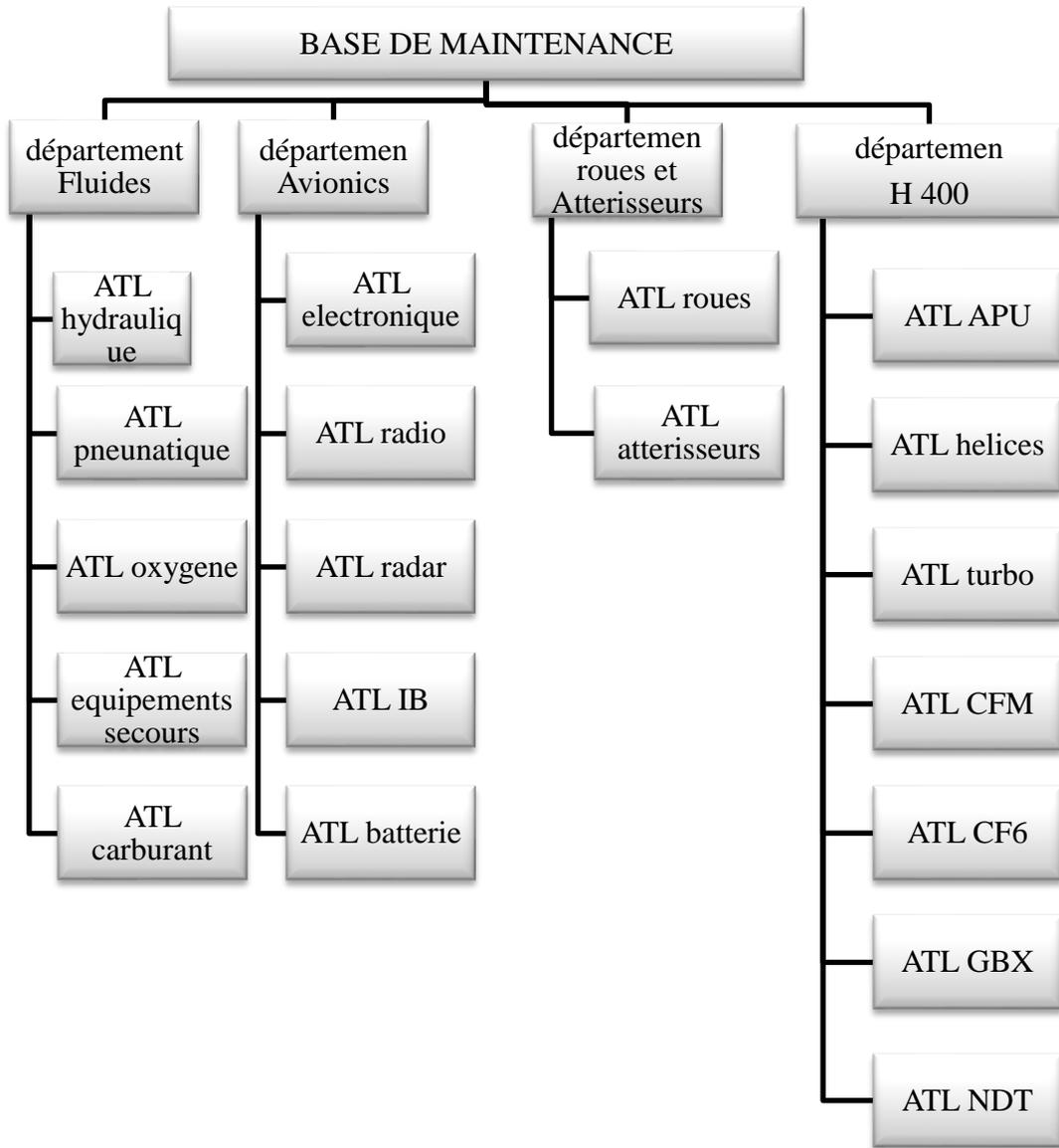


Figure I.1: Organigramme de la base Maintenance Air Algérie

---

## I.2 Généralités sur la technologie et performance du turboréacteur cfm56-7b

### I.2.1 Introduction

Les turboréacteurs sont un type de moteur à réaction utilisé pour la propulsion des avions. Ils fonctionnent en aspirant de l'air à l'avant du moteur, le compressent, y ajoutent du carburant et le brûlent pour produire une poussée vers l'arrière.

La propulsion est le processus d'application d'une force à un objet pour le faire avancer ou le pousser dans une direction particulière.

La propulsion des avions à réaction s'appuie principalement sur deux branches de la science physique :

- La mécanique : avec le principe de « l'action réaction ».
- L'aérodynamique : qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent « réaction par jet »[1].

Dans le domaine de l'aéronautique, la propulsion est généralement assurée par des moteurs à réaction qui fonctionnent en brûlant du carburant pour produire une poussée. Les avions utilisent également des hélices pour la propulsion, qui tirent l'air sur les ailes pour créer de la portance et propulser l'avion en avant.

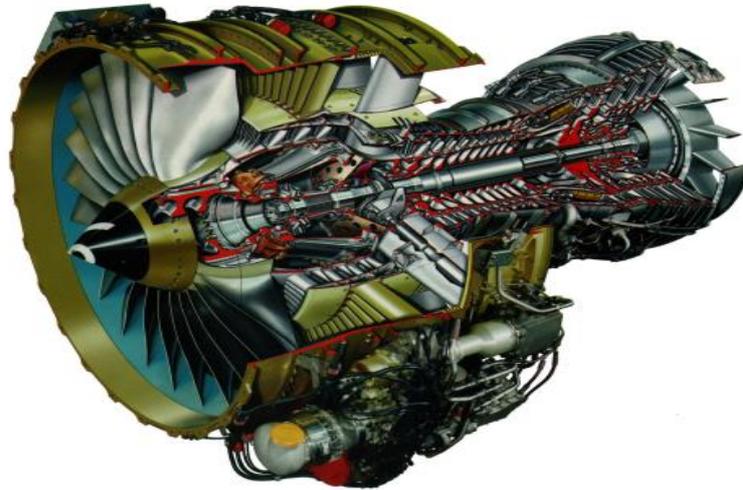
### I.2.2 Définition de turboréacteur

Un turboréacteur est un système qui convertit l'énergie potentielle chimique contenue dans le carburant (généralement du kérosène) associé à l'air ambiant représentant le comburant en énergie cinétique[2].

Les moteurs à réaction, tout particulièrement les turboréacteurs CFM56-7B, ont été mis à jour plusieurs fois pour augmenter leur efficacité et réduire la quantité de carburant consommée.

Le moteur CFM56-7B est un moteur à réaction largement utilisé dans l'industrie aéronautique, Il est composé de plusieurs éléments clés qui travaillent ensemble pour fournir une propulsion efficace et fiable. L'un de ces éléments importants est une turbine qui a des pales distribuées sur sa surface, qui joue un rôle essentiel dans la conversion de l'énergie de carburant en énergie cinétique et en force de propulsion.

Le moteur CFM56-7B, représenté sur la (figure I.2), a été développé à partir d'un programme qui date de 1974. Ce moteur est un turbo fan, double corps à flux axial à haut taux de dilution.



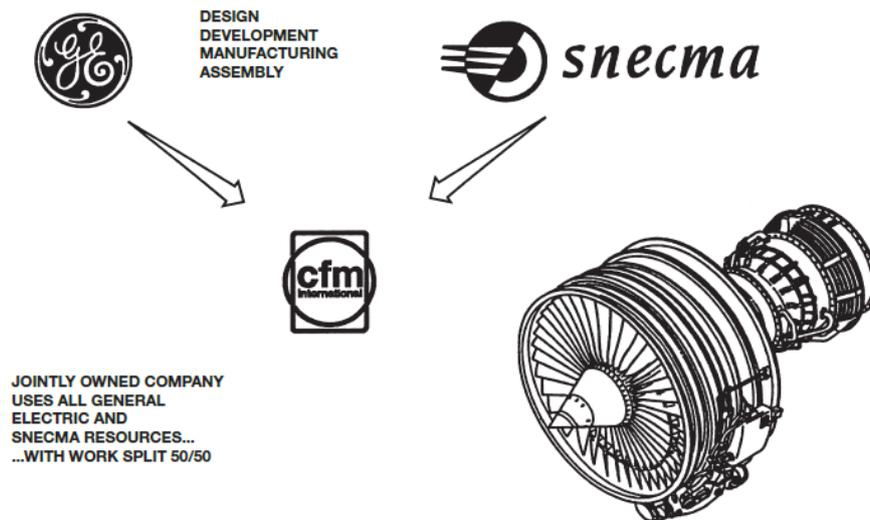
*Figure I.2 : Représentation du moteur CFM 56-7B*

### **I.2.3 Historique du moteur CFM56-7B**

Le CFM56-7B est un produit du CFMI (C F M International), c'est une société détenue conjointement par « General Electric » des États-Unis et « SNECMA » (Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteur d'Aviation) de France (Figure I.3).

En effet, on a :

- **CF** : signifie Commercial-fan
- **M** : signifier Moteur.
- **56** : c'est le 56 ème projet de Snecma.
- **7** : représente le nombre de la génération de ce type de réacteur et qui est le dernier pour le moment.
- **B** : représente le type d'avion sur lequel ce réacteur est avionné, dans notre cas : Boeing.



**Figure I.3 :** Société Commercial Fan Motors (CFM) International

Avec l'évolution de la technologie, ce moteur a connu plusieurs changements et développements afin d'atteindre les meilleures performances.

Ces types de moteurs sont utilisés sur les avions commerciaux monoplaces Airbus (famille A320) et Boeing (famille 737), ainsi que dans de nombreuses applications militaires. En effet, il y a actuellement plus de 24 000 moteurs CFM en service, sur des applications commerciales et militaires, auprès de 560 opérateurs à travers le monde.

C'est le premier moteur de la famille CFM56, et le pionnier des moteurs de poussée moyenne à double flux et taux dilution élevée. Il a inauguré le concept de turbine haute pression mono étage pour les moteurs commerciaux avec un cout de maintenance réduit.

Le CFM56-2 a été certifié simultanément en novembre 1979 par la fédérale aviation administration (FAA) et la direction générale de l'aviation civile (DGAC)[3].

S'ensuit une évolution des moteurs CFM56-3,-5A, -5B, -5C et -7B avec une nette amélioration des performances du CFM56-7B qui repose en grande partie sur sa nouvelle soufflante en titane de 1550 mm diamètre avec aubes à large corde, son corps haute pression et sa turbine basse pression, pour une meilleure longévité du moteur sous l'aile et une consommation spécifique de carburant réduite qui peut atteindre 8% par rapport au CFM56-3.

#### **I.2.4 Principe général de fonctionnement**

Un turboréacteur fonctionne sur le même principe qu'une turbine à gaz. On peut observer sur la (figureI.4), au niveau de l'entrée d'air, l'air est aspiré par une soufflante et comprimé par un compresseur. On injecte alors du kérosène, qui est ensuite mélangé à de l'air au niveau de la chambre de combustion et enflammé, ce qui permet au gaz de se dilater considérablement.

Ce dernier s'échappe du turboréacteur par la tuyère qui du fait des parties convergentes, augmente la vitesse de l'air (selon l'effet Venturi). L'air traverse d'abord la turbine pour entraîner le compresseur et les accessoires nécessaires au fonctionnement du réacteur, le mouvement est auto-entretenu tant qu'il y a injection de combustible.

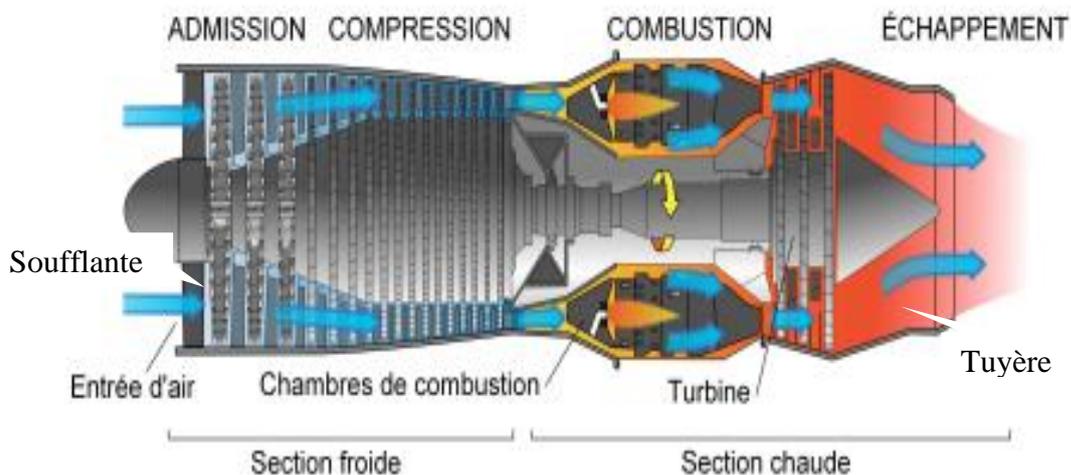
Et qui est exprimée avec la relation suivante :

$$\vec{F} = \dot{m} * \Delta\vec{V}$$

$\dot{m}$  : Débit massique de l'air et du combustible

$\Delta\vec{V}$ : La variation de vitesse d'éjection des gaz

Cette poussée  $\vec{F}$  engendre le déplacement du moteur vers l'avant.

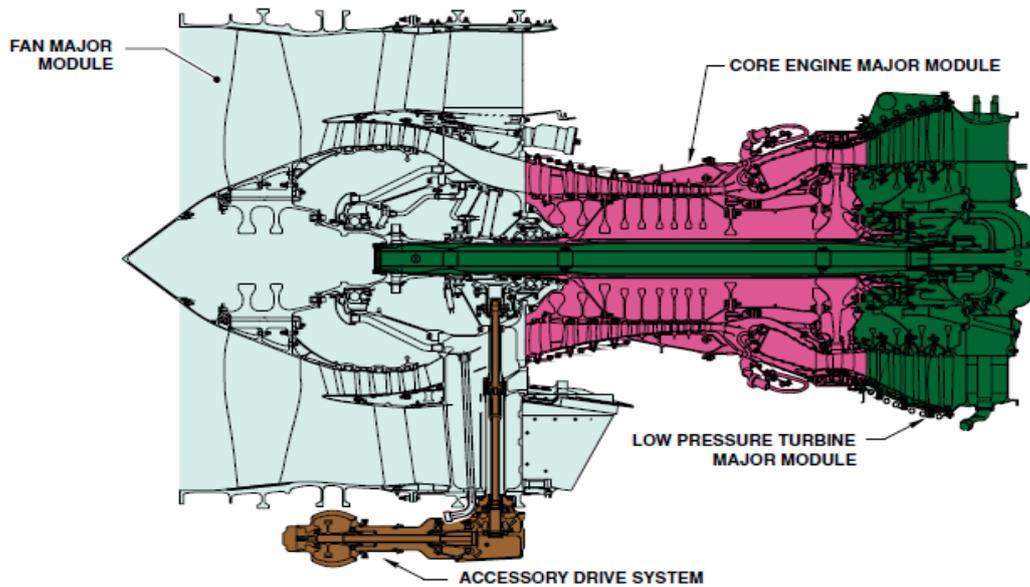


**Figure I.4 :** Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement.

### I.2.5 Les éléments composant de moteur CFM56-7B

Le moteur CFM56-7B est d'une conception modulaire qui comprend trois grands modules (Figure I.5). Les modules moteurs sont les suivants.

- Module FAN
- Module CORE
- Module LPT
- Module Gear Box (boîte d'entraînement des accessoires) et la tuyère.

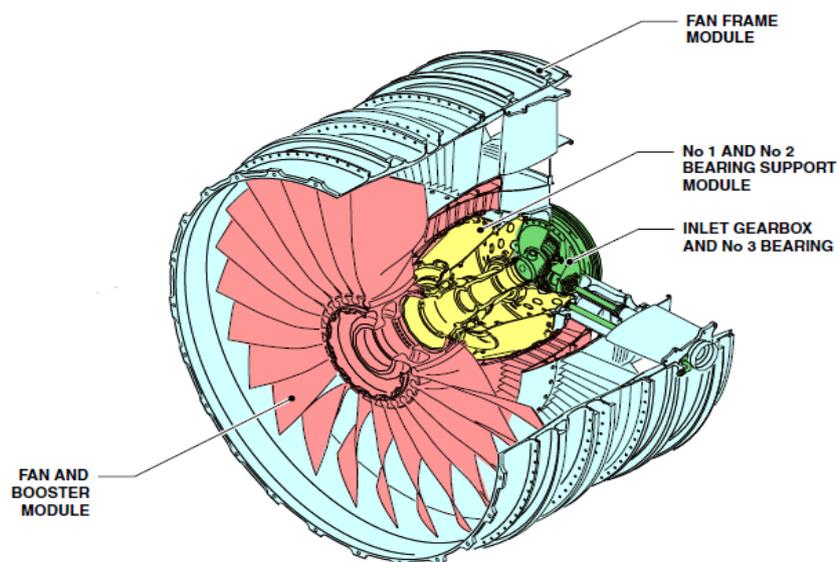


*Figure I.5 : Les modules composant de moteur CFM56-7B*

### A. Module fan

Le module principal du fan (Figure I.6) se compose de 4 modules :

- Module fan (fan) et le compresseur BP (Booster) ;
- Module de support des roulements 1 et 2 ;
- Module de châssis (fan frame) ;
- Boîte d'engrenages d'entrée et le 3ème roulement.

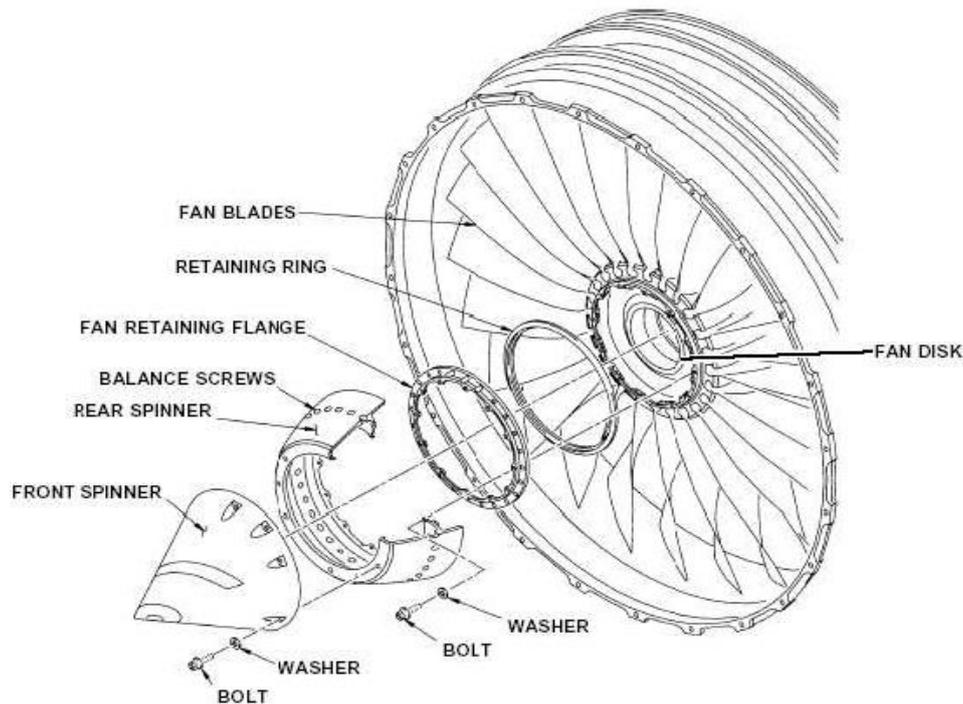


*Figure I.6 : Le module principal du fan*

### ➤ La soufflante ou fan

La soufflante ou fan (Figure I.7) sont un système de canalisation qui abaisse la vitesse de l'air et fournit une certaine pression de l'air entrant dans le réacteur.

La soufflante se compose d'un rotor de 24 aubes, suivi de son étage de stator. Elle est entraînée par l'étage de la turbine son rôle est d'aspirer et accélérer l'air, ainsi que réduire le bruit du moteur.



*Figure I.7 : La soufflante ou fan*

### ➤ Le compresseur basse pression (LPC)

C'est un compresseur à trois étages entraînés également par la turbine basse pression (LPT) il dispose à sa sortie de 12 vannes de décharge (VBV : variable bleed valves) qui permettent d'évacuer dans le canal du flux secondaire l'excès d'air qui se forme dans certaines conditions en évitant ainsi le pompage de ce dernier.

Le fan ainsi que le compresseur basse pression forment un compresseur à quatre (04) étages. Le fan accélère la vitesse d'air et sera divisé en deux parties : l'air primaire et l'air secondaire.

Le moteur CFM56-7B est équipé par des compresseurs axiaux car sa maintenance est plus facile.

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

- Son débit d'air ;
- Son taux de pression ou rapport de pression ;
- Son rendement.

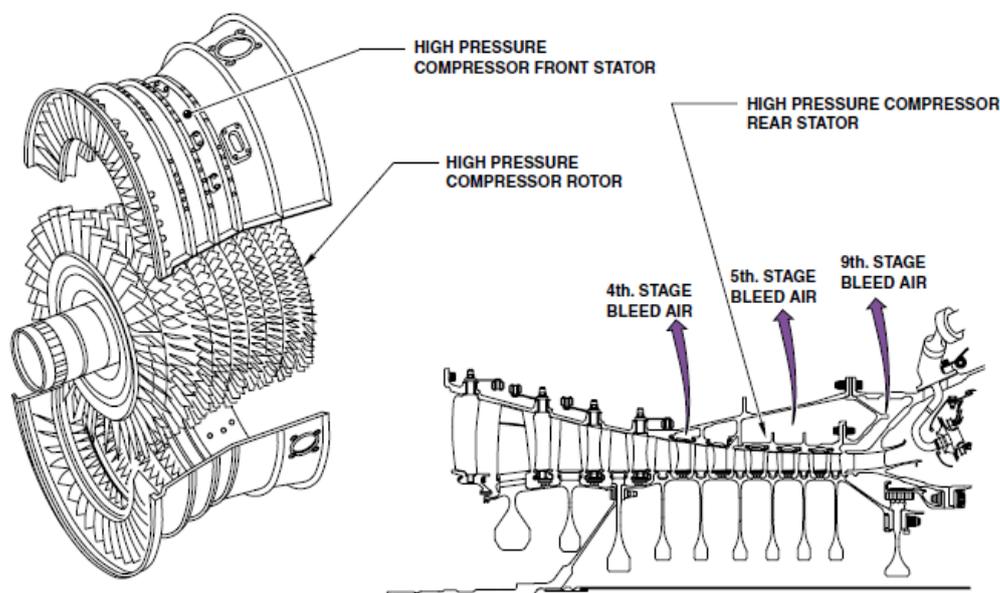
### B. Module core

Le module core est divisé en 3 unités : compresseur haute pression, une chambre de combustion, et une turbine haute pression.

#### ➤ Le compresseur haute pression (HPC)

C'est un compresseur axial (Figure I.8) de forme conique constitué de neuf étages. Il augmente la pression de l'air provenant de la compresseur basse pression et l'envoie vers la chambre de combustion, les trois premiers étages comporte des aubes statoriques à calage variable (VSV : variable stator vane) qui constituent le dispositif anti pompage haute pression.

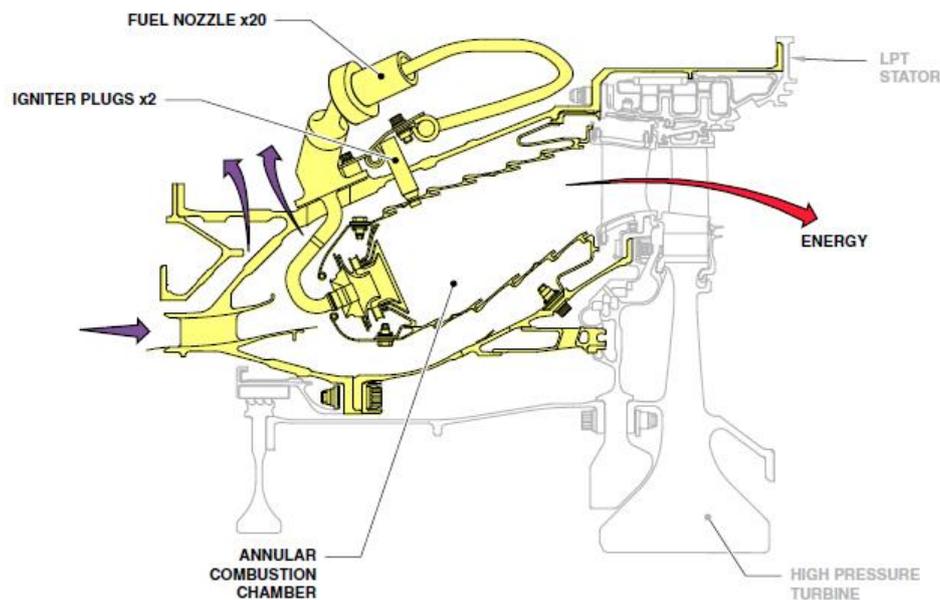
Le HPC possède également des raccords de canalisation qui acheminent l'air de prélèvement des 4e, 5e et 9e étages vers la cabine de l'avion.



*Figure I.8 : Le compresseur haute pression (HPC)*

### ➤ La chambre de combustion

La chambre de combustion est située entre le compresseur haute pression (HPC) et la turbine basse pression (LPT). Elle contient 20 injecteurs de carburant et 2 bougies d'allumage elle assure le mélange de l'air venant du compresseur haute pression avec le carburant (kérosène) (Figure I.9). Le bon mélange air/carburant (pour 15g d'air il faut 1g de carburant) permet d'éviter le pompage et un excès d'air qui risque d'éteindre les bougies, donc une meilleure combustion qui assure une production des gaz chauds nécessaires à la rotation de la turbine haute pression (HPT).



*Figure I.9 : schéma de la chambre de combustion*

Il existe deux catégories de chambre de combustion du CFM56-7B :

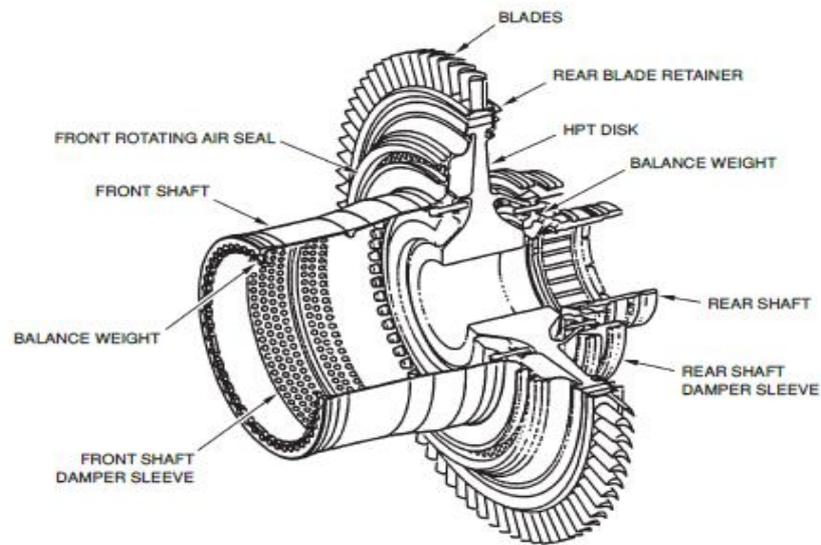
CFM56-7B SAC, contient une chambre de combustion annulaire simple (20injecteurs) ;

CFM56-7B DAC, contient une chambre de combustion annulaire double (40injecteurs).

La catégorie DAC est celle adoptée afin de réduire les émissions d'oxyde d'azote (40% par rapport à un moteur SAC).

### ➤ La turbine haute pression HPT

Le module de la turbine haute pression (HPT) (Figure I.10) est construit d'un seul étage, il a pour rôle de transformer l'énergie calorifique des gaz chauds en énergie mécanique pour entrainer le compresseur haute pression (HPC) et la commande des accessoires. L'ensemble compresseur et turbine haute pression (HPT et HPC) est appelé attelage haute pression N2.

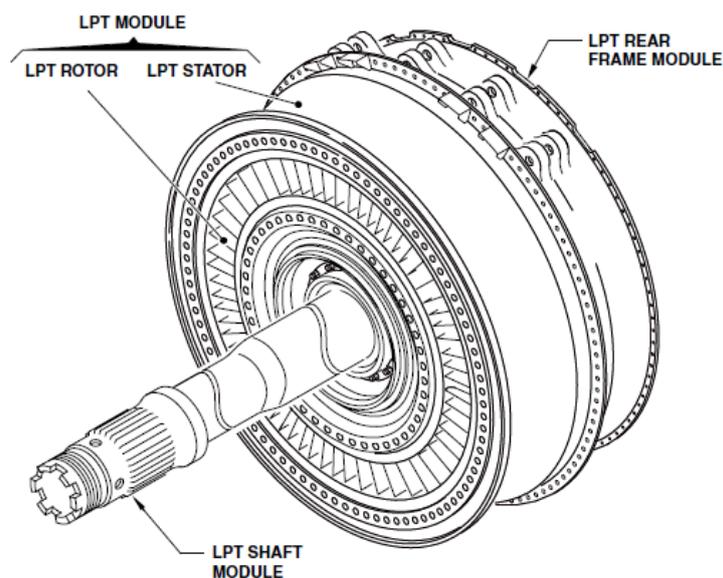


*Figure I.10 : La turbine haute pression (HPT)*

### C. Le Module LPT

#### ➤ La turbine basse pression

La turbine basse pression (Figure I.11) est une turbine à quatre étages, elle sert à transformer l'énergie calorifique des gaz chauds en énergie mécanique qui entraîne la soufflante et le compresseur basse pression (LPC). L'ensemble turbine et compresseur basse pression (LPT et LPC) est appelée attelage basse pression N1.



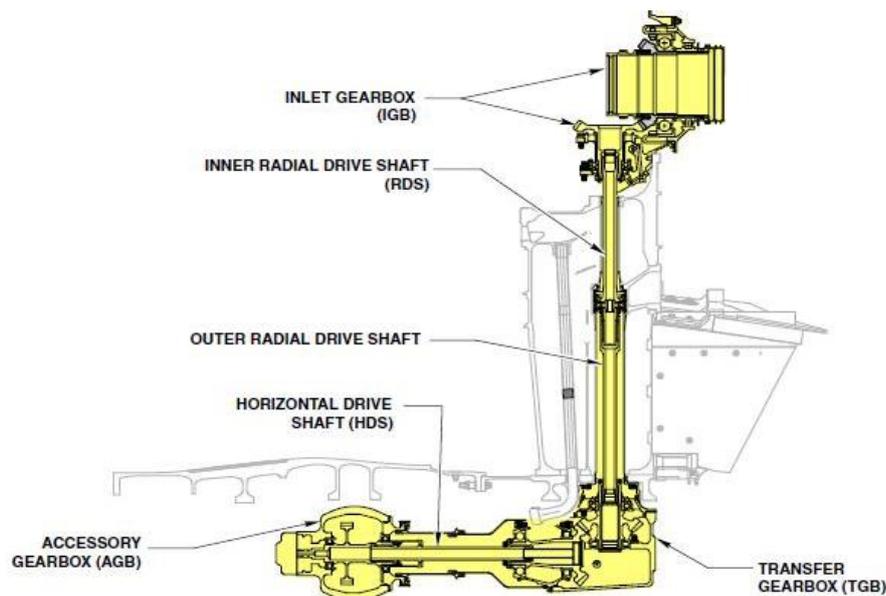
*Figure I.11 : La turbine basse pression (BPT)*

### D. Boîtier d'accessoires

Un boîtier d'accessoires (Figure I.12) ou AGB (accessory gear box ou gear box) comprend généralement un ou plusieurs trains d'engrenages qui sont entraînés en rotation par un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires tels que : les générateurs électriques, les pompes mécaniques pour l'hydraulique, les pompes de carburant haute pression, les pompes pour lubrification.

La GEARBOX comprend les composants suivants :

- Les commandes des accessoires (IGB : inlet gear box) ;
- Arbre d'entraînement radiale (RDS : radial drive Shaft) ;
- Boîtier de renvois d'angle (TGB : Transfer gear box) ;
- Arbre de renvois d'angle (HDS : horizontal drive Shaft) ;
- Boite de commande des accessoires (AGB : accessory Gear box) ;



*Figure I.12 : Boîtier d'accessoires*

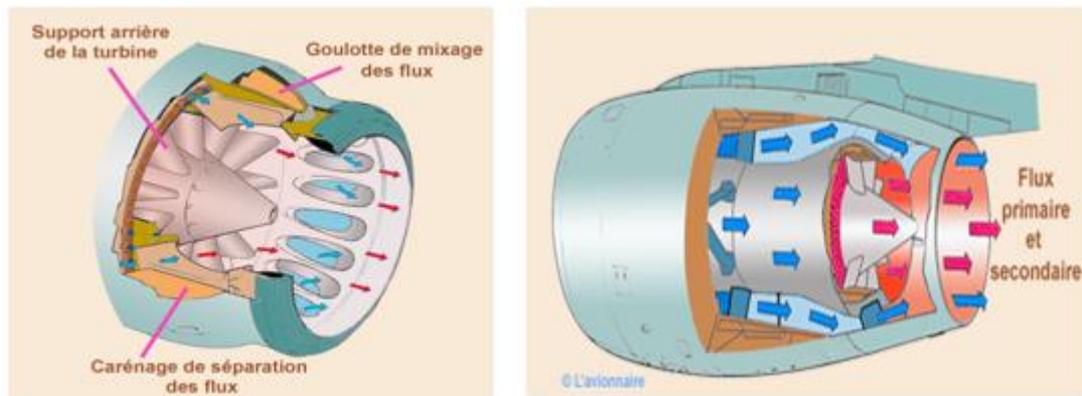
### E. La tuyère

La tuyère est un dispositif d'échappement qui fait passer les gaz de charge de la turbine à l'atmosphère et dans la direction requise pour générer la poussée. Les variations de la vitesse et de la pression des gaz d'échappement créent la poussée dans le turboréacteur, mais dans un turbo propulseur les gaz d'échappement participent à la génération de la poussée vu que la majeure partie de l'énergie est absorbée par la turbine pour entraîner le propulseur.

La conception du dispositif d'échappement, exerce donc une influence considérable sur la performance du moteur.

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortante des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. Convergente en écoulement subsonique, et divergente en écoulements supersonique.

Dans le CFM 56-7B on a deux tuyères (Figure I.13) une tuyère primaire et une tuyère secondaire.



*Figure I.13 : la tuyère*

### I.2.6 L'aubage

La contrainte technologique majeure du turboréacteur concerne la température maximale que peuvent supporter tant les éléments de la chambre de combustion que le premier étage de la turbine ; ils sont soumis au flux des gaz d'échappement. En effet, l'énergie chimique du carburant est convertie en énergie mécanique grâce à l'aubage de la turbine (Figure I.14). Donc, le mouvement de l'aubage est assuré par le flux provenant des chambres de combustion. Ce flux de gaz peut avoir un impact important sur la détérioration de l'aubage. Ceci peut être influencé, entre autres, par plusieurs facteurs, tels que :

- Température élevée ;
- Érosion et corrosion ;
- Effets mécaniques (contraintes).

L'aube de la turbine, située à l'extrémité de la section chaude du réacteur, et exposée à des températures et des pressions élevées, est conçue pour résister aux contraintes thermiques et mécaniques extrêmes et pour fonctionner de manière fiable pendant de longues périodes.

L'aube de la turbine est généralement conçue pour avoir une forme aérodynamique optimale qui lui permet de maximiser l'efficacité de la conversion d'énergie.

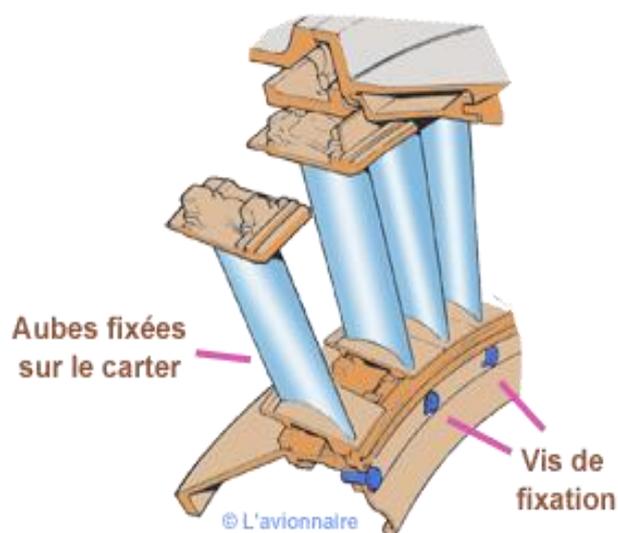


*Figure I.14 : les aubes de la turbine*

La turbine à gaz comporte deux couronnes d'aubage, l'une fixe, l'autre mobile, cet ensemble constitue un étage ou une cellule de turbomachine

#### **I.2.6.1 Les aubes du stator**

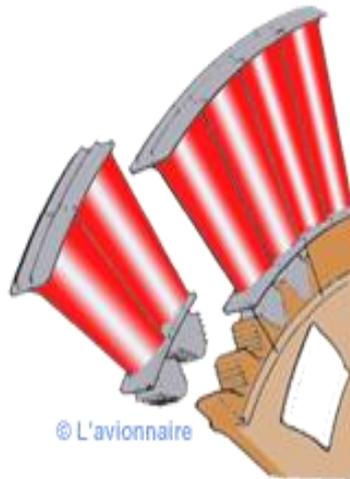
Le stator (distributeur) (Figure I.15) est constitué par des aubes directrices maintenues par un anneau intérieur et un anneau extérieur ou par deux demi-carters. Son rôle est de diriger l'écoulement des gaz sortant de la chambre de combustion sur les aubes de rotor de la turbine[4].



*Figure I.15 : Les aubes du stator*

### I.2.6.2 Les aubes du rotor

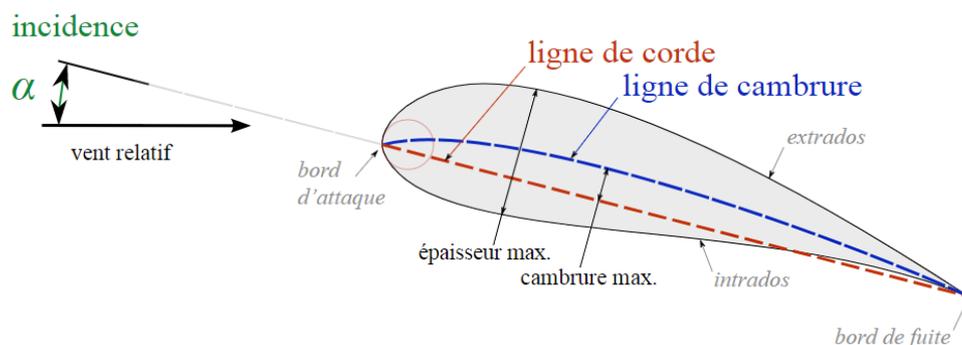
Les aubes du rotor (voir Figure I.16) sont spécialement conçues pour orienter l'air de manière axiale tout en amplifiant sa vitesse et sa pression grâce à leur forme aérodynamique particulière. Lorsque l'air traverse ces aubes, il exerce une force qui les fait tourner autour de l'axe de la turbine [4].



*Figure I.16 : Les aubes du rotor*

### I.2.6.3 Le profil et la forme géométrique d'aube

L'aube de turbine se compose d'une partie inférieure appelée l'intrados et d'une partie extérieure appelée extrados, avec la ligne reliant le bord d'attaque et le bord de fuite nommée la corde. L'espace formé par les deux lignes la corde et la ligne moyenne appelé la cambrure maximale, et le bord d'attaque est caractérisé par un angle par rapport au vent relatif appelé angle d'incidence [5].



*Figure I.17 : La forme géométrique de l'aube*

- La distance du bord d'attaque au bord de fuite s'appelle la corde (c)

- Le rapport de l'épaisseur maximale du profil (ép) à sa longueur s'appelle l'épaisseur relative ( $\frac{ép}{c}$ )
- La ligne moyenne du profil (à mi-distance du dessus et du dessous) est généralement courbée ou "cambrée" dans la direction de la portance désirée. La distance entre la corde et le sommet de la ligne moyenne s'appelle la flèche ( $f$ ).
- Le rapport de la flèche à la corde s'appelle la cambrure ( $\frac{f}{c}$ ).

Les différents types de profils d'aubes sont déterminés par leur fonction, et la classification de NACA est utilisée pour les identifier.

### I.2.7 Les paramètres de performances d'un turboréacteur

Les paramètres de performances varient relativement d'un turboréacteur à un autre selon le type (simple flux, simple flux avec postcombustion, double flux séparé, double flux mélangé [6]). On distingue les paramètres de performance suivants :

- La Force de Poussée.
- La poussée spécifique.
- Consommations (horaire –spécifique).
- Les Puissances.
- Les Rendements.

#### ➤ La poussée

La poussée est la force de réaction à l'action des gaz chauds accélérés et éjectés sur l'air ambiant :

$$F = m_a (V_s - V_0) + m_c V_s + (P_s - P_0) S \quad \text{Équation. 1}$$

Si la tuyère est adaptée ( $P_s = P_0$ ), donc l'équation de poussée devient :

$$F = m_a (V_s - V_0) + m_c V_s \quad \text{Équation. 2}$$

#### ➤ La poussée spécifique

C'est le rapport entre la poussée et le débit massique total (débit massique d'air + débit massique du carburant) :

$$F_{sp} = F / (m_a + m_c) \quad \text{Équation. 3}$$

#### ➤ La consommation spécifique

C'est le rapport entre la consommation massique horaire et la poussée :

$$C_{sp} = CH / F \quad \text{Équation. 4}$$

$$CH = 3600 m_c \quad \text{Équation. 5}$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600m_c) / F \quad \text{Équation. 6}$$

➤ **Le rendement thermodynamique (thermique) théorique**

C'est le rapport entre la puissance thermique théorique (mécanique) et la puissance calorifique

$$\eta_{tr} = P_{th-r} / P_{cal} \quad \text{Équation. 7}$$

$$P_{th-r} = 1/2 m_a (V_s^2 - V_0^2) + 1/2 m_c V_s^2 \quad \text{Équation. 8}$$

➤ **Le rendement interne**

C'est le rapport entre la puissance thermique réelle (cinétique) et la puissance thermique théorique (mécanique) :

$$\eta_j = P_{th-r} / P_{th-t} \quad \text{Équation. 9}$$

➤ **Le rendement de propulsion**

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance thermique réelle :

$$\eta_p = P_p / P_{th-r} \quad \text{Équation. 10}$$

$$P_p = F V_0 = [m_a (V_s - V_0) + m_c V_s] V_0 \quad \text{Équation. 11}$$

➤ **Le rendement global**

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance calorifique :

$$\eta_g = P_p / P_{cal} \quad \text{Équation. 12}$$

**1.2.8 Etude thermodynamique du turboréacteur CFM56-7B**

➤ **Décomposition du turboréacteur CFM56-7B**

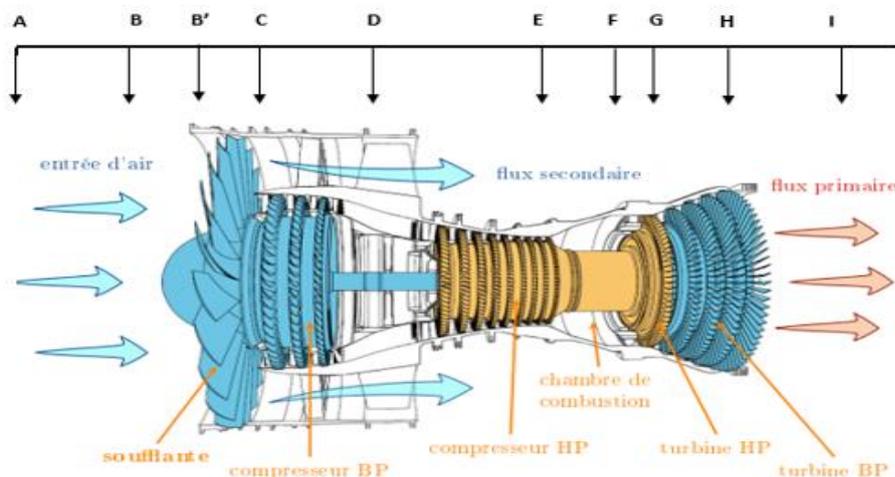


Figure I.18 : Décomposition du turboréacteur CFM56-7B.

➤ **Données et hypothèse de calcul**

- La pression statique atmosphérique :  $P_0=101325$  Pa.
- La température statique atmosphérique :  $T_0=288.2$ K.
- La masse volumique atmosphérique :  $1.225$  kg/m<sup>3</sup>.
- La gravité :  $g=9.81$ .
- L'avion vole à une altitude de :  $Z = 11$  Km.
- La vitesse de l'avion :  $VA=247.22$ m/s.
- L'efficacité de l'entrée d'air :  $\beta_{diff} = 0.983$ .
- Le nombre de Mach à la sortie de diffuseur :  $MB = 0.64$ .
- Le taux de compression du soufflant :  $\tau_{souff} = 1.56$ .
- Le rendement du soufflant :  $\eta_{souff} = 0.84$ .
- Le nombre de Mach à la sortie du soufflant :  $MB' = 0.54$ .
- Le débit d'air total :  $\dot{m} = 143$ kg/s.
- Le débit d'air primaire  $\dot{m}_i = 68$ kg/s.
- Le débit d'air secondaire  $\dot{m}_e = 75$ kg/s.
- Le taux de compression de compresseur basse pression :  $\tau_{Comp BP} = 1.62$ .
- Le rendement de compresseur basse pression :  $\eta_{Comp BP} = 0.87$ .
- Le nombre d'étage de compresseur basse pression :  $n_{CB}=3$ .
- Le coefficient polytropique au niveau de compresseur haute pression  $K = 1.47$ .
- Le taux de compression de compresseur haute pression :  $\tau_{comp HP} = 11.5$ .
- Le rendement de compresseur haute pression :  $\eta_{Comp HP} = 0.87$ .
- Le nombre d'étage de compresseur haut pression :  $n_{CH}=9$ .
- Le coefficient de récupération au niveau de diffuseur amont :  $\beta_{diff amont} = 0.975$ .
- Le nombre de Mach à la sortie de diffuseur amont :  $ME = 0.14$ .
- Le rapport entre la pression d'entrée et de sortie au niveau de la chambre de combustion :  $\tau_{cc} = 0.95$ .
- La température totale au point D à la sortie de la chambre de la chambre de combustion :  $TTF = 1770.44$ K.
- Le nombre de Mach à la sortie de la chambre de combustion :  $MF = 0.68$ .
- Le rendement de la turbine haute pression :  $\eta_{Turb HP} = 0.89$ .
- Le nombre d'étage de la turbine haut pression :  $n_{TH} = 1$ .
- Le rendement de la turbine haut pression :  $\eta_{Turb BP} = 0.89$ .

- Le nombre d'étage de la turbine haute pression :  $nTB = 4$ .
- Perte de charge à l'entrée de la tuyère primaire :  $\Delta PP = 0.02$ .
- Le nombre de Mach à la sortie de la tuyère primaire :  $MI = 0.97$ .
- Perte de charge entre la soufflante et la tuyère secondaire :  $\Delta PP = 0.015[7]$ .

➤ Les résultats du calcul précédent sont présentés dans le tableau suivant :

Les points	La pression statique (Pa)	La température statique (k)	La pression totale (Pa)	La température totale (k)	La masse volumique (m/s)	La vitesse (m/s)	Nombre de mach
<b>A</b>	22621	216.6	35826	247.12	0.37	247.22	0.83
<b>B</b>	26734	228.41	32517	247.12	0.41	198.88	0.64
<b>B'</b>	45052	271.16	54938	286.97	0.58	178.24	0.54
<b>C</b>	70077	313.56	89000	335.73	0.78	211.01	0.59
<b>D</b>	90670	707.59	10235	792.39	4.46	412.76	0.77
<b>E</b>	984340	789.3	997910	792.39	4.35	78.84	0.14
<b>F</b>	695610	1620.2	948010	1774	1.49	548.65	0.68
<b>G</b>	224970	1215.8	351540	1381.2	0.64	526.4	0.82
<b>H</b>	171090	1107.9	273060	1303.1	0.54	576.89	0.86
<b>I</b>	149340	1096.4	273060	1303.1	0.47	643.9	0.97

*Tableau I-2 : Les résultats du calcul thermodynamique du turboréacteur cfm56-7b*

### I.3 Conclusion

Le turboréacteur CFM56-7B est un moteur fiable, économe en carburant et performant qui a fait ses preuves dans l'aviation commerciale. Sa conception robuste, son efficacité énergétique et sa facilité de maintenance en font un choix populaire parmi les compagnies aériennes et contribuent à son succès continu dans l'industrie.

## **CHAPITRE II**

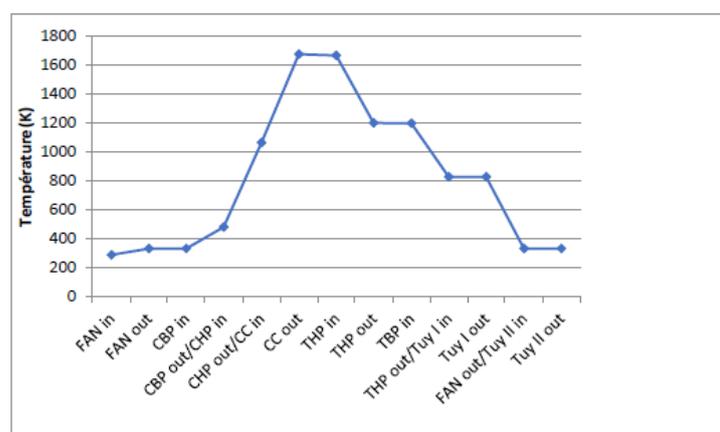
### **ETUDE DE L'AUBAGE**

## II.1 Introduction

L'amélioration des performances du turboréacteur est notamment induite par l'augmentation des températures de fonctionnement. L'aubage de la turbine, tout particulièrement celui de la turbine HP, doivent supporter des charges élevées dans un environnement qui en plus d'être chaud est très agressif favorise l'oxydation et la corrosion. Nous observons souvent, sur l'aubage des turbines, l'évolution de fissures induites par la fatigue du matériau ainsi que l'apparition de piqûres de corrosion. La présence de ces températures extrêmes et des contraintes thermomécaniques qui en découlent rend le refroidissement essentiel pour maintenir l'intégrité structurelle et la performance de l'aubage. Nous allons présenter en ce qui suit un bref sur le comportement des aubes et leur performances construites avec des matériaux.

## II.2 Refroidissement des aubes du turboréacteur

Le refroidissement des aubes de turbines à gaz est d'une importance cruciale pour assurer le bon fonctionnement et la durabilité de ces machines. Les aubes de turbine sont exposées à des chaleurs pouvant atteindre les 1600 degrés, comme indiqué sur le graphe de répartition des températures (figure II.1), réalisé par une étude faite sur le turboréacteur CFM56-7B. C'est pourquoi il est impératif de refroidir l'aubage des turbines pour les maintenir en bon état.



*Figure II.1 : Variation de la température dans un turboréacteur CFM56-7B*

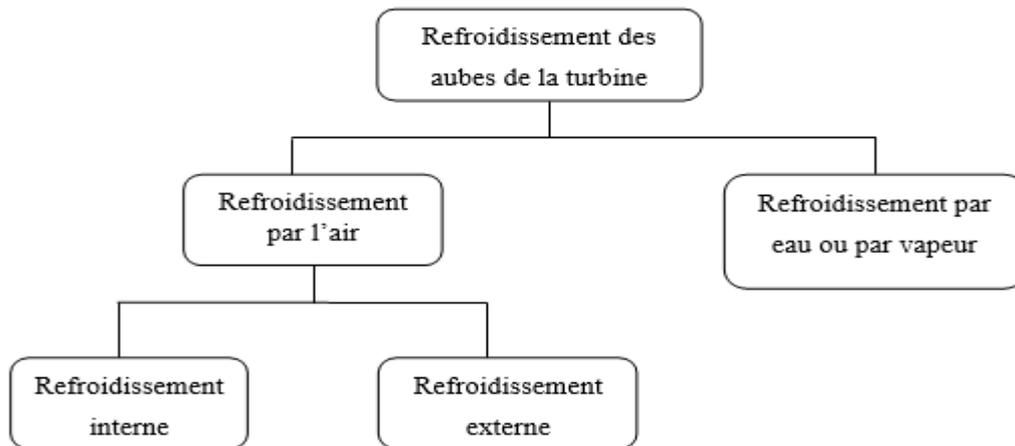
Voici quelques raisons pour lesquelles le refroidissement des aubes de turbine à gaz est important :

- **Dissipation de la chaleur** : Les turbines à gaz fonctionnent à des températures de fonctionnement très élevées, généralement supérieures à 1000°C. Le refroidissement des aubes permet de dissiper la chaleur générée par la combustion du carburant, évitant ainsi la surchauffe et la déformation des aubes qui pourraient entraîner une défaillance prématurée.
- **Réduction des contraintes thermiques** : Les aubes de turbine sont soumises à des contraintes thermiques dues aux variations rapides de température lors du fonctionnement de la turbine. Le refroidissement permet de réduire ces contraintes thermiques en maintenant les aubes à une température plus basse et en évitant ainsi les déformations et les fissures qui pourraient causer des défaillances.
- **Amélioration de la durabilité** : Le refroidissement approprié des aubes de turbine à gaz contribue à améliorer leur durabilité en minimisant les dommages thermiques et en prolongeant leur durée de vie opérationnelle. Cela permet de réduire les coûts de maintenance et d'augmenter la disponibilité et la fiabilité de la turbine.
- **Amélioration de la performance** : Le refroidissement des aubes de turbine peut également contribuer à améliorer leur performance en permettant une augmentation de la température d'admission des gaz dans la turbine, ce qui augmente l'efficacité globale de la machine. Cela permet d'obtenir une meilleure performance énergétique et une consommation de carburant réduite.
- **Prévention de l'encrassement** : Le refroidissement peut également aider à prévenir l'encrassement des aubes de turbine causée par l'accumulation de dépôts de combustion, de cendres ou d'autres contaminants. Cela permet de maintenir la propreté des aubes et d'éviter une diminution de la performance de la turbine due à l'encrassement.

### II.2.1 Les techniques de refroidissement des aubes de turbine

Les techniques de refroidissement des aubes de turbine varient en fonction des conceptions spécifiques de chaque turbine, mais elles sont toutes essentielles pour assurer des opérations fiables et efficaces des turbines à gaz.

Nous pouvons diviser la méthode de refroidissement des aubes en deux types : refroidissement externe et refroidissement interne. Une autre façon de les classer est selon le fluide de refroidissement utilisé : refroidissement par liquide et refroidissement par air [8].



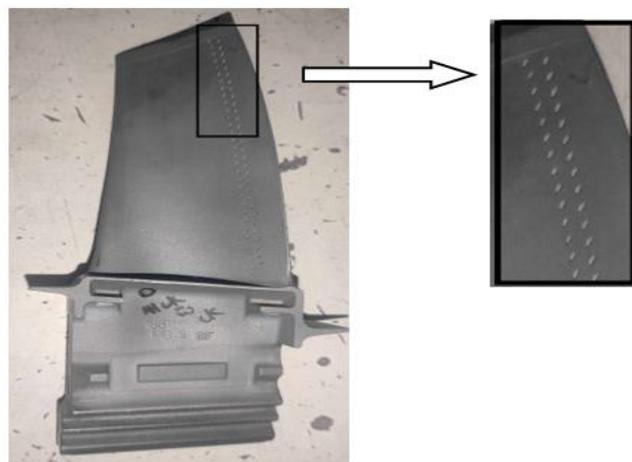
*Figure II.2 : Refroidissement des aubes*

### II.2.2 Technique de refroidissement de l'aube du turboréacteur CFM56-7B

Les techniques de refroidissement des aubes de turbine varient en fonction de la conception spécifique de chaque turbine, et celle utilisée dans les aubes de turbine du turboréacteur cfm56-7b est le refroidissement par impact de jets.

#### II.2.2.1 Refroidissement par Impact de Jets

Le refroidissement par impact de jets est également utilisé dans les turbomachines pour le refroidissement des aubages de turbine fixes ou mobiles, les chambres de combustion, les anneaux de turbine, L'air de refroidissement s'écoulant au travers des orifices d'impact vient frapper la paroi à refroidir. Il existe trois types d'orifices d'émission différents qui permettent d'injecter de l'air en direction de la paroi à refroidir : la fente, la buse et les orifices circulaires[9].



*Figure II.3 : Le refroidissement par impact de jets*

Au-delà du choix d'une technique de refroidissement adéquate et efficace, les fabricants cherchent sans cesse à utiliser des matériaux capables de résister à ces conditions extrêmes. Ils recherchent des matériaux qui offrent une résistance thermique et mécanique élevée afin de maintenir l'intégrité structurelle et les performances des aubes de turbine.

## II.3 Choix des matériaux pour la réalisation d'aube

### II.3.1 Introduction

Les aciers traditionnels subissaient en effet des dégradations catastrophiques aux températures requises par les motoristes. Des nouveaux matériaux ont alors été développés en combinant différents composants, conférant à ces alliages des propriétés si avantageuses qu'ils ont été qualifiés de "super".

Un superalliage est un matériau à base de nickel, de fer ou de cobalt, souvent renforcé par des éléments tels que le tungstène, le molybdène, le chrome, le titane et l'aluminium, qui sont utilisés dans des applications à haute température et/ou à haute pression, telles que les turbines d'avions, les réacteurs nucléaires, les moteurs de fusées, les turbines à gaz et les turbines à vapeur. L'intérêt porté sur ces matériaux par les industriels réside dans leurs caractéristiques exceptionnelles. Ils sont très résistants aux températures élevées généralement supérieures à 700°C, ils sont capables de maintenir leur intégrité structurelle et leurs propriétés mécaniques même dans des conditions corrosives à haute température. Ils ont également une excellente résistance aux sollicitations de traction et de flexion, et donc à la fatigue à haute température, ce qui en fait un matériau préféré pour les applications lourdes.

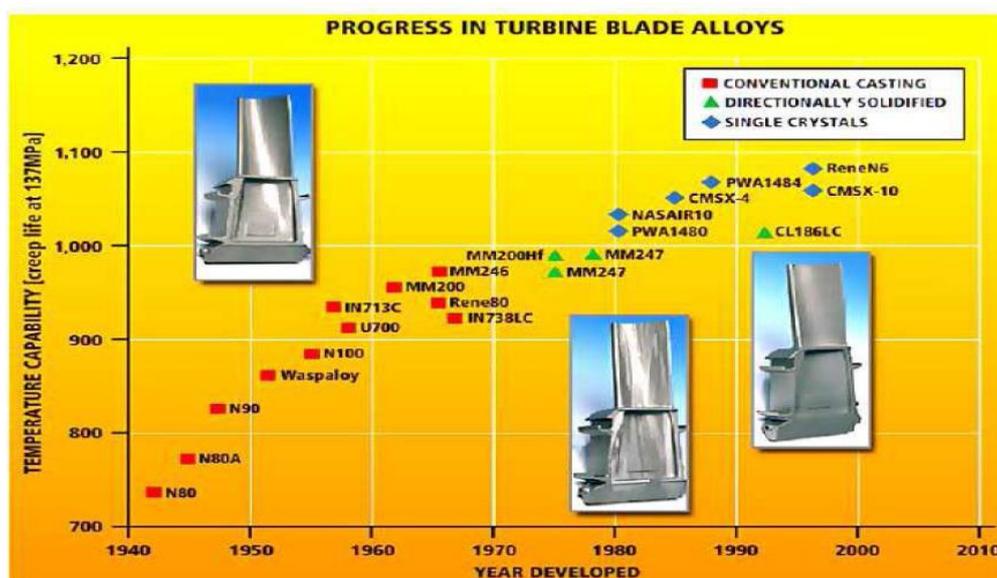


Figure II.4: Développement de matériaux d'aube [10].

Il existe plusieurs classes de superalliages, chacune ayant ses propres caractéristiques et propriétés :

- Les superalliages à base de nickel ;
- Les superalliages à base de cobalt ;
- Les superalliages à base de fer.

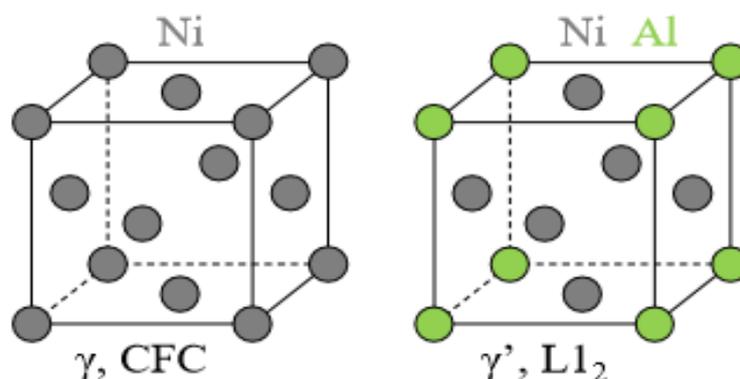
### II.3.2 Les superalliages à base de nickel

Les alliages à base de nickel sont des matériaux métalliques complexes qui présentent une résistance mécanique élevée à haute température ainsi qu'une excellente résistance à l'oxydation et à la corrosion à chaud [11]. Ces superalliages sont fabriqués par des techniques de fonderie de précision ou de métallurgie des poudres. Ils sont largement utilisés dans la fabrication de composants pour les turbines à gaz industrielles ou marines, ainsi que pour les turbomachines aéronautiques.

Les superalliages base nickel peuvent contenir jusqu'à 10 éléments, offrant une combinaison de propriétés en termes de résistance au fluage et à l'oxydation [12]. Il existe donc de nombreuses possibilités en termes de composition.

Il existe différents types des superalliages à base de nickel :

- Les alliages Nickel-Cuivre ou « Monel »
- Les alliages Nickel/Chrome-Molybdène/Fer ou « Hastelloy »
- Les alliages Nickel-Fer-Chrome ou « Incoloy »
- Les alliages Nickel-Chrome ou « Inconel »



**Figure II.5 :** Structure d'un superalliage à base de nickel

### II.3.2.1 Les alliages Nickel-Chrome ou « Inconel »

Les « inconels » présentent une forte teneur en nickel et en chrome, leur conférant une résistance aux milieux oxydants et réducteurs. Ils sont adaptés aux milieux corrosifs à température élevée. Certains alliages présentent d'exceptionnelles tenues à la fatigue [13].

Il existe différents types de superalliages Inconel, avec des propriétés distinctes déterminées par leur composition chimique et leur traitement thermique. Voici quelques exemples parmi les types les plus fréquemment rencontrés :

- Inconel 718
- Inconel 600
- Inconel 738

### II.3.3 Inconel 718

#### II.3.3.1 Composition et métallurgie de l'alliage 718

La composition de cet alliage est présentée dans le tableau II.1. L'alliage 718 est produit avec différentes qualités qui dépendent des conditions d'élaboration de l'alliage. L'état standard est celui destiné aux applications les moins critiques. L'alliage PQ (Premium Quality) est utilisé pour la fabrication des pièces critiques telles que les aubes et les disques de la turbine.[14]

Eléments (%)	Min	Max
Nickel	50	55
Chrome	17	21
Fer	15	21
Molybdène	2.80	3.30
Niobium	4.75	5.50
Titane	0.65	1.15
Aluminium	0.2	0.8
Cobalt	1 Max	
Carbone	0.08 Max	
Manganèse	0.35 Max	
Silicium	0.35 Max	
Phosphore	0.015 Max	
Cuivre	0.3 Max	
Sulfure	0.015 Max	
Bore	0.005 Max	

Tableau II-1 : Composition de l'alliage 718[14]

### II.3.4 Les propriétés de l'inconel 718

- **Résistance à haute température :** L'inconel 718 présente la capacité de préserver sa résistance mécanique ainsi que ses caractéristiques structurales lorsqu'il est soumis à des températures élevées, atteignant approximativement 800°C (1472°F). De ce fait, il s'avère être un choix optimal pour les environnements exposés à des températures extrêmes, tels que les turbines à gaz, les moteurs d'aéronefs et les dispositifs de combustion.
- **Résistance à la corrosion à haute température :** l'alliage Inconel 718 maintient sa résistance contre la corrosion lorsqu'il est soumis à des environnements à haute température, comme ceux rencontrés dans les applications aérospatiales et les turbines à gaz. Il démontre une capacité à résister à l'oxydation, à la formation de sulfures et à d'autres formes de corrosion, même à des températures élevées.
- **Résistance à l'oxydation :** L'Inconel 718 possède une excellente résistance à l'oxydation à haute température, ce qui signifie qu'il peut résister à la formation de couches d'oxyde qui pourraient endommager le matériau.

Propriétés mécaniques et thermique de l'inconel 718		
Masse volumique : $\rho$	(Kg/m <sup>3</sup> )	8190
Coefficient de poisson : $\nu$		0.3
Module d'élasticité : E	(GPa)	200
Module de cisaillement : G	(GPa)	77
Contrainte de rupture : Re	(MPa)	1035
Coefficients de Dilatation Thermique : $\alpha$	(°C <sup>-1</sup> )10 <sup>-6</sup>	13
Conductivité thermique : $\lambda$	W/m·K	6,7

*Tableau II-2 : Les propriétés mécaniques et thermique de INCONEL 718*

### II.3.5 Inconel 738

L'Inconel 738 est un superalliage base nickel utilisé en particulier dans les parties chaudes des turbomoteurs, soumises à des températures pouvant varier entre 900 et 1200°C. L'Inconel 738 est constitué en majorité d'une matrice austénitique base nickel appelée phase  $\gamma$ , dans laquelle est présente une fraction importante de précipités intermétalliques de type Ni<sub>3</sub>(Ti-Al) appelés phase  $\gamma'$ .

Cet alliage est généralement utilisé dans les aubes de turbine, les disques de turbine, les manchons de piston et les boîtiers de compresseur pour les turbines à gaz. Il est également utilisé dans les pièces de moteurs d'avions et dans d'autres applications où une résistance élevée à la température et à la corrosion est nécessaire.

Deux versions de cet alliage sont produites :

- Inconel **738C** (high Carbon version)
- Inconel **738LC** (low Carbon version)

La différence entre les deux sont le pourcentage de carbone, le premier avec 0.17% et le deuxième avec 0.11 % [9]. ; le premier est largement utilisé

### **II.3.6 Composition de l'inconel 738**

La composition chimique de l'alliage est soigneusement conçue pour conférer à l'Inconel 738 une résistance exceptionnelle à la chaleur et à la corrosion, ainsi qu'une bonne résistance à la fatigue thermique. Les éléments clés de l'alliage incluent le nickel, le chrome, le cobalt, l'aluminium, le titane et le niobium, chacun contribuant à des propriétés spécifiques de l'alliage [15].

Le nickel permet une certaine stabilité du matériau à haute température. De nombreux autres éléments sont nécessaires et ajoutés à la composition de l'alliage, pour que celui-ci puisse prétendre à ses bonnes propriétés :

- Le chrome protège de l'oxydation et de la corrosion par le soufre ou le chlore ;
- Le cobalt élève la température d'utilisation en augmentant les températures de solubilité et de solidification ;
- Le molybdène, le tungstène et en particulier le tantale sont importants pour les propriétés mécaniques car ils contribuent au durcissement par solution solide. Le tungstène est plus efficace que le molybdène pour augmenter la résistance à la déformation. Il est alors possible d'augmenter le durcissement par solution solide et de réduire le grossissement des précipités de phase  $\gamma'$  en augmentant la quantité de tungstène au détriment du molybdène ;
- L'aluminium et le titane permettent de durcir le matériau, à la fois par solution solide et par précipitation de la phase  $\gamma'$ -Ni<sub>3</sub> (Ti, Al). Il est possible de réduire la fraction volumique de phase  $\gamma'$  en substituant une partie de l'aluminium par du titane, du

niobium et du tantale. Cette modification de composition a aussi tendance à augmenter le désaccord paramétrique entre la phase  $\gamma$  et la phase  $\gamma'$ .

- Le niobium autorise la présence de carbure de type NbC (Le carbure de niobium).

D'autres éléments tels que le fer, le manganèse, le soufre, le silicium, présents dans l'alliage du fait de l'élaboration par fonderie, sont plutôt à proscrire car ils fragilisent les joints de grains par ségrégation. Le tableau suivant présente la composition chimique de l'Inconel 738 :

COMPOSITION (% en masse)				
	INCONEL-738C		INCONEL-738LC	
	Min	Max	Min	Max
<b>Carbone</b>	0.15	0.20	0.09	0.13
<b>Cobalt</b>	8	9	3	9
<b>Chrome</b>	15.70	16.30	15.70	16.30
<b>Molybdène</b>	1.50	2.00	1.50	16-30
<b>Tungstène</b>	2.40	2.80	2.40	2.80
<b>Tantale</b>	1.50	2.00	1.50	2.00
<b>Niobium</b>	0.60	1.10	0.60	1.10
<b>Aluminium</b>	3.20	3.70	3.20	3.70
<b>Titan</b>	3.20	3.70	3.20	3.70
<b>Zirkonium</b>	0.05	0.15	0.03	0.08
<b>Bore</b>	0.005	0.015	0.007	0.012
<b>Fer</b>	0.05 max		0.05 max	
<b>Manganèse</b>	0.02 max		0.02 max	
<b>Silicium</b>	0.30 max		0.30 max	
<b>Sulfure</b>	0.015 max		0.015 max	
<b>Nickel</b>	<b>Basse</b>			

*Tableau II-3 : Composition chimique de l'Inconel 738[15]*

### II.3.7 Les propriétés de l'inconel 738

L'inconel 738 un alliage de nickel de pointe, présente des caractéristiques remarquables adaptées aux besoins des environnements corrosifs et des applications nécessitant une résistance élevée à la chaleur. Cet alliage est de plus en plus prisé dans les domaines des turbines à gaz et des moteurs d'avion.

- **Résistance à la corrosion** : L'Inconel 738 a une excellente résistance à la corrosion dans les environnements oxydants et réducteurs. Il peut résister à une exposition prolongée à l'air chaud jusqu'à 1093°C (2000°F) sans subir de corrosion.
- **Résistance à la chaleur** : L'Inconel 738 démontre également une résistance remarquable à la chaleur, conservant sa stabilité jusqu'à des températures élevées de 980°C (1800°F) sur de longues durées.
- **Résistance mécanique** : L'Inconel 738 a une résistance à la traction d'environ 1200 MPa (174000 psi) à température ambiante.

Propriétés mécaniques et thermique de l'inconel 738		
Masse volumique : $\rho$	(Kg/m <sup>3</sup> )	8250
Coefficient de poisson : $\nu$		0.3
Module d'élasticité : E	(GPa)	210
Module de cisaillement : G	(GPa)	78
Contrainte de rupture : Re	(MPa)	1200
Coefficients de Dilatation Thermique : $\alpha$	(°C <sup>-1</sup> )10 <sup>-6</sup>	13
Conductivité thermique : $\lambda$	W/m·K	11,5

*Tableau II-4 : Les propriétés mécaniques et thermique de Superalliage à base nickel*

## II.4 Conclusion

Un refroidissement efficace des aubes de turbine et la sélection de matériaux appropriés sont cruciaux pour assurer des performances et une durabilité optimales des turboréacteurs. Les systèmes de refroidissement intégrés et l'utilisation de matériaux avancés tels que les superalliages à base de nickel jouent un rôle clé dans la protection contre les températures élevées et les contraintes rencontrées par les aubes de turbine, ainsi que la sécurité des moteurs d'avion.

# **CHAPITRE III**

## **ETUDE DU COMPORTEMENT EN FATIGUE DE L'AUBAGE DU TURBOREACTEUR**

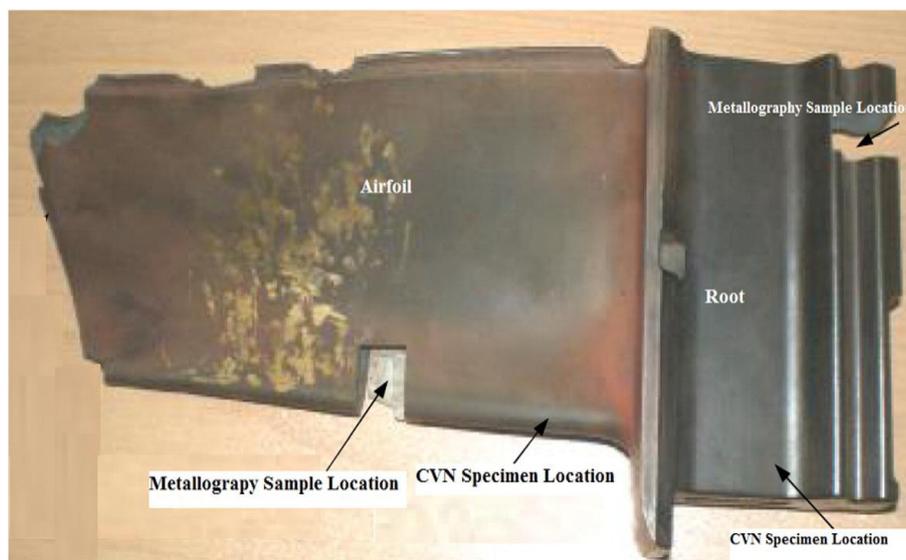
### III.1 Introduction

La fatigue se réfère à un phénomène insidieux où les matériaux subissent une dégradation progressive au fil du temps sous l'effet de contraintes cycliques répétées. Ces contraintes peuvent être causées par des charges fluctuantes, des vibrations ou des cycles thermiques, par exemple. Au fil du temps, la fatigue peut affaiblir progressivement le matériau, ce qui peut éventuellement conduire à une défaillance prématurée, même lorsque les contraintes appliquées sont en deçà de la limite de rupture statique.

Pour prévenir les défaillances dues à la fatigue, il est essentiel de mettre en place des méthodes de détection des fissures efficaces. Les méthodes de contrôle non destructif (CND) sont largement utilisées à cette fin. Le CND permet d'inspecter les matériaux et les structures sans causer de dommages permanents.

### III.2 Concepts généraux sur la fatigue

La fatigue est un processus qui, sous l'action de contraintes ou déformations cycliques, répétées ou alternées, modifie les propriétés locales d'un matériau et peut entraîner la formation des fissures et éventuellement la rupture de la structure [16].



*Figure III.1 : Aube de turbine à gaz V94.2 Siemens en Inconel 738LC*

### III.2.1 Les étapes de la fatigue

Les étapes principales de la fatigue sont :

- Amorçage de fissures,
- Propagation des fissures,

Dans un premier temps, elle adopte une approche similaire à celle de la scission maximale, ce qui entraîne une propagation très lente. Les imperfections ne deviennent visibles qu'au sein d'un laboratoire lors des analyses. Ensuite, elle emprunte une voie perpendiculaire à la contrainte de tension maximale, ce qui accélère la propagation. Pendant cette étape, les inspections permettent de détecter la présence de fissures.

- La rupture finale

### III.2.2 Les contraintes appliquées

La contrainte appliquée représente la charge ou la contrainte imposée à l'objet d'étude, qui agit sur un matériau ou une structure et qui peut fluctuer en termes de durée, d'intensité et de nature de la charge exercée.

La contrainte, prise en compte lors d'un essai de fatigue, est une contrainte globale (calculée par rapport à la section de la pièce d'après la résistance des matériaux et relativement au domaine élastique). Elle est exprimée en N/mm<sup>2</sup> ou en MPa [17].

### III.2.3 Cycle de contrainte en fatigue

Les essais de fatigue sont définis par des normes, et ils sont de plusieurs types :

- Traction – compression
- Flexion plane
- Flexion rotative
- Flexion trois points
- Torsion

Les éprouvettes sont soumises à des sollicitations périodiques. La contrainte passe par un maximum  $\sigma_{\max}$  et par un minimum  $\sigma_{\min}$ .

On en déduit :

La contrainte moyenne

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{min} + \sigma_{max}}{2} \quad \text{Équation III.2-1}$$

L'amplitude de contrainte

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{min} - \sigma_{max}}{2} \quad \text{Équation III.2-2}$$

L'étendue de variation de contrainte

$$\Delta\sigma = \sigma_{min} - \sigma_{max} = 2\sigma_a \quad \text{Équation III.2-3}$$

Le Rapport de charge R est le rapport de la contrainte minimale sur la contrainte maximale

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad \text{Équation III.2-4}$$

Dans la figure.III.2, nous présentons les termes et symboles utilisés pour décrire le cycle de contrainte.

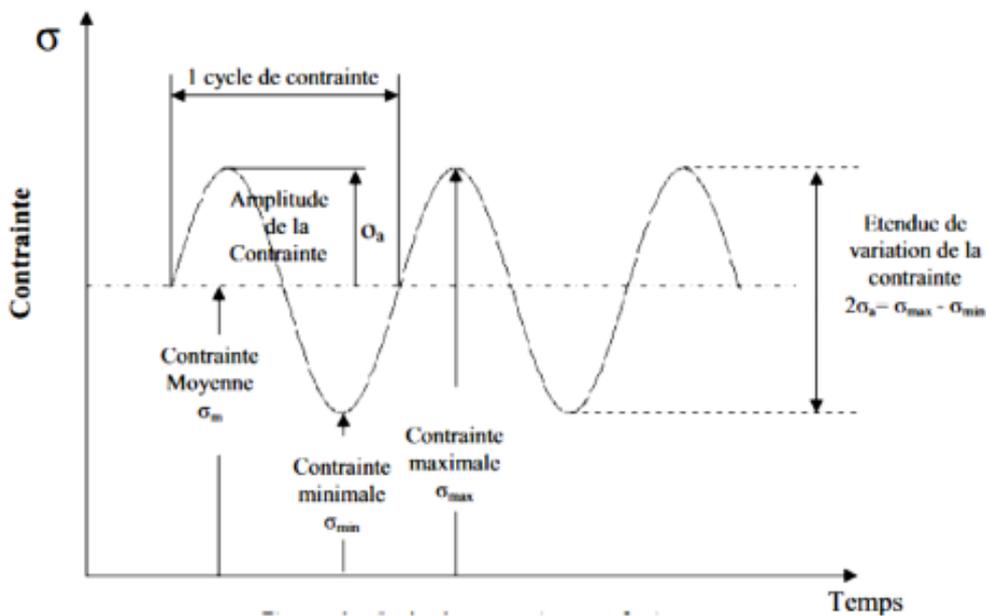


Figure III.2 : cycle de contrainte en fatigue [18]

### III.2.3.1 Types de cycles de contraintes

Les formes possibles de cycle de contraintes sont présentées dans la Figure III.3.

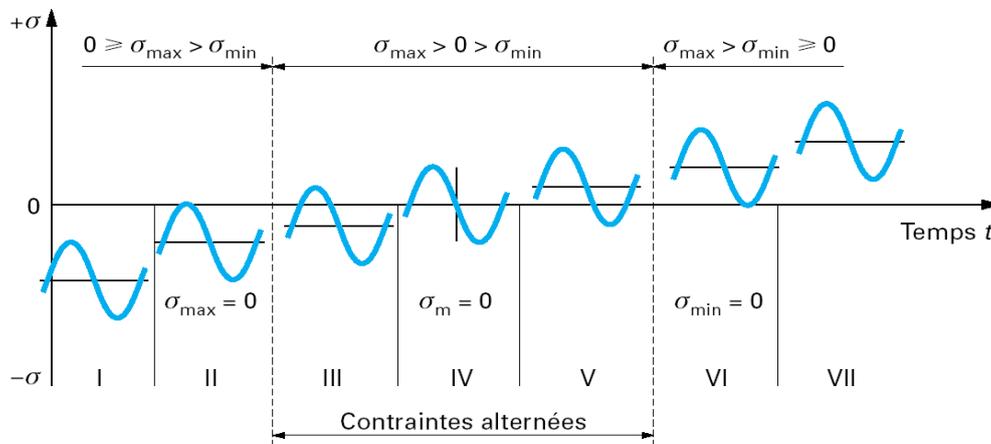


Figure III.3 : Types de cycles de contraintes [19]

- I. Contrainte ondulée de compression :  $1 < R\sigma < +\infty$
- II. Contrainte répétée de compression :  $R\sigma \rightarrow +\infty$
- III. Contrainte alternée dissymétrique :  $-\infty < R\sigma < -1$
- IV. Contrainte purement alternée :  $R\sigma = -1$
- V. Contrainte alternée dissymétrique :  $-1 < R\sigma < 0$ .
- VI. Contrainte répétée de traction :  $R\sigma = 0$ .
- VII. Contrainte ondulée de traction :  $0 < R\sigma < 1$ .

### III.2.4 Diagrammes représentatifs de la fatigue - courbe de Wöhler

Il existe un certain nombre de représentation possible des résultats obtenus au cours d'essais de fatigue :

- Courbes de Wöhler.
- Diagramme de Haigh.
- Diagramme de Goodman. (MAG-GM)

#### ➤ Courbes de Wöhler

La courbe de Wöhler (Figure.III.4) est une façon de représenter des résultats d'essais de fatigue en science des matériaux. Elle est appelée courbe S-N (Stress vs number of cycles), c'est-à-dire « contrainte en fonction du nombre de cycles ». Dans l'industrie et le génie civil, elle est d'un emploi courant pour estimer le degré d'endommagement lié à la fatigue des matériaux [17].

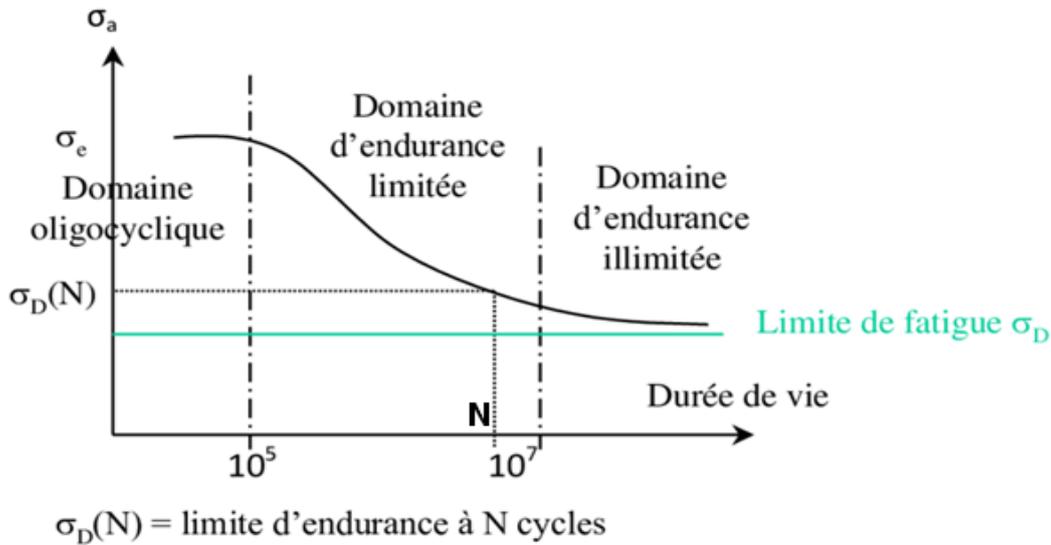


Figure III.4 : Représentation de courbe de Wöhler [17].

Cette courbe divise le plan de coordonnées en trois domaines

- 1- Domaine de la fatigue Oligo cyclique, ruptures surviennent après un petit nombre de cycle ( $N \leq 10^5$  cycles).
- 2- Domaine d'endurance limitée ( $N > 10^5$  cycles) les ruptures surviennent systématiquement après un nombre de cycles croissants avec la décroissance des contraintes.
- 3- Domaine d'endurance illimitée où les ruptures ne se produisent pas avant un nombre de cycles supérieur à la durée de vie envisagée de la pièce.

### III.2.1 Propagation des fissures de fatigue

La mécanique de la rupture explore les fissures et les imperfections afin d'analyser et de prédire les modes de propagation. Ce processus peut être caractérisé par une progression graduelle et stable ou par une dégradation rapide et imprévisible.

### III.2.2 Les trois modes d'ouverture d'une fissure

Généralement la fissure se propage de manière perpendiculaire à la force macroscopique appliquée sur le matériau, il s'agit du mode I [20]. Le chemin de fissuration peut cependant évoluer suivant d'autres directions, en cisaillement dans le plan pour le mode II, et en cisaillement hors plan pour le mode III.

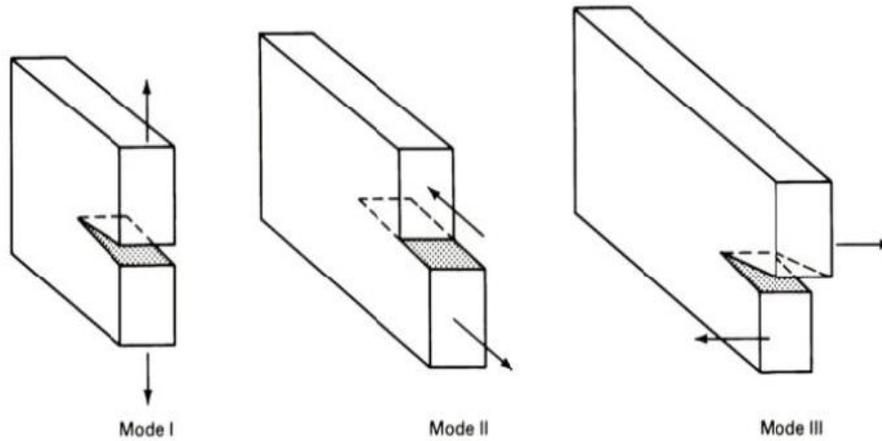


Figure III.5 : Les trois modes d'ouverture d'une fissure [20]

### III.2.2.1 Lois de propagation de fissure 'loi de Paris'

Dans le cas d'une structure fissurée à un chargement cyclique le paramètre pertinent permettant de décrire l'avancée de la fissure est le facteur d'intensité des contraintes. Celui-ci varie entre une valeur maximale ( $K_{max}$ ) et une valeur minimale ( $K_{min}$ ). Paris et al. [20] ont montré que la loi de propagation des fissures, avec une vitesse de propagation  $da/dN$ , peut se réduire à une formulation générique.

En traçant  $da/dN$  en fonction de  $\Delta K$  sur un diagramme bi-logarithmique on obtient la courbe suivante :

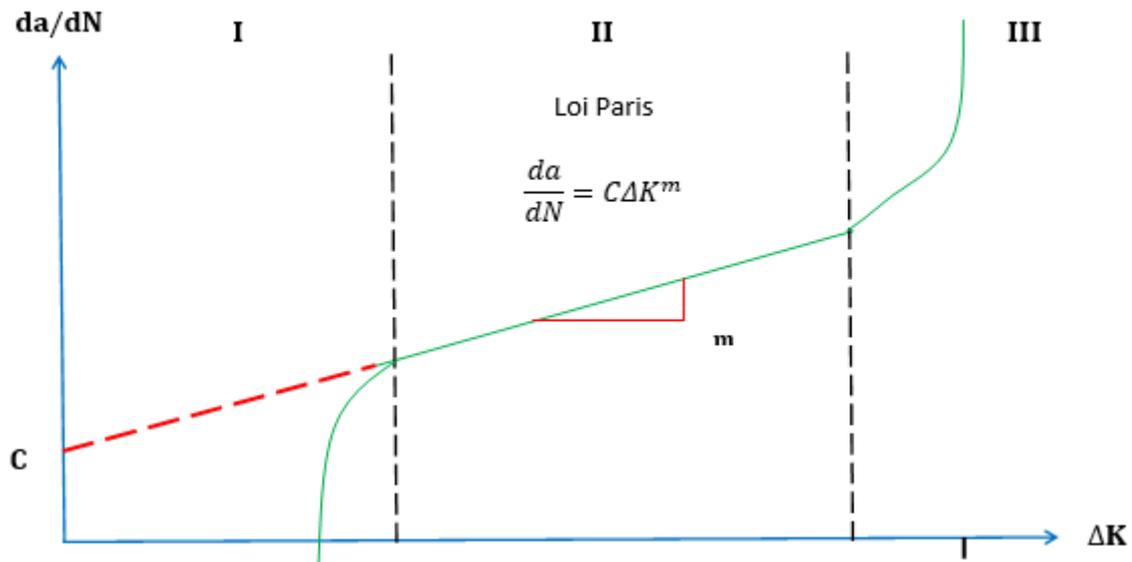


Figure III.6 : Représentation graphique de la loi de Paris [20]

La courbe est généralement divisée en trois régions, deux régions (I et III) non linéaires, les vitesses sont inférieures (zone I) ou supérieures (zone III) à celles prévus par la loi de Paris), et une région (II) approximativement linéaire (régime de Paris).

En prenant la pente  $m$  et l'intersection  $C$  de la Région II, un modèle prédictif du taux de croissance des fissures en fonction de la plage des facteurs d'intensité de contraintes peut être développé comme suit :

$$\log\left(\frac{da}{dN}\right) = m \log(\Delta K) + \log C \quad \text{Équation III.2-5}$$

En Supprimant la fonction log et réarrangeant les termes, Paris modèle est :

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \quad \text{Équation III.2-6}$$

Où  $C$  et  $m$  sont des paramètres expérimentaux dépendant du matériau et des conditions d'essai (rapport de charge, environnement ...),

$a$  est la longueur de fissure,

$N$  est le nombre de cycles de charge,

$C$  et  $m$  sont des constantes de matériau,

$\Delta K$  est la plage du facteur d'intensité de contrainte,

On peut exprimer  $\Delta K$  en fonction du rapport de charge :  $\Delta K = K_{\max} \cdot (1-R)$ .

Ainsi on observe la similarité des courbes  $da/dN$  en fonction de  $N$  pour tout essai.

La loi de Paris reste la plus utilisée par les ingénieurs, elle présente une approximation intéressante dans le calcul du nombre de cycles  $N$  [20].

### III.2.3 Facteurs d'influence

Il y a plusieurs facteurs qui peuvent avoir un impact sur l'apparition de la fatigue tel que :

Facteurs géométriques L'influence de ces facteurs intervient par la dimension des pièces (effet d'échelle) et surtout par leur forme (effet d'entaille).

- **Conditions de surfaces** : La formation des fissures de fatigue a lieu principalement dans les couches superficielles. Par conséquent, pour améliorer la résistance des pièces et prolonger leur durée de vie, il est recommandé d'explorer différentes approches telles que la modification de la composition métallique ou le renforcement des couches superficielles grâce à des traitements de durcissement et à l'application de précontraintes bénéfiques [16].

- **Influence de l'environnement**

- **Influence de la température** : La température joue un rôle fondamental dans

l'influence des matériaux. Elle peut avoir des effets significatifs sur les propriétés physiques, chimiques et mécaniques des matériaux. Lorsque la température augmente, les atomes ou les molécules constituant les matériaux absorbent davantage d'énergie thermique, ce qui peut entraîner diverses transformations[21].

- **Influence de la corrosion :** La corrosion est un phénomène naturel qui peut avoir une influence significative sur les matériaux. Elle se produit lorsque des matériaux sont exposés à des conditions environnementales défavorables.

### III.3 La détection des défauts dans les pièces

Dans l'industrie aéronautique, la sécurité est une préoccupation majeure, et la détection des défauts dans les pièces est une étape importante pour garantir des vols sûrs. Les pièces aéronautiques sont soumises à des contraintes importantes et nécessitent une inspection régulière pour détecter tout défaut tel qu'une fissure, une éraflure ou une déformation.

Les défauts peuvent avoir des conséquences graves sur la sécurité des vols, c'est pourquoi il est essentiel de les détecter rapidement.

La détection des défauts dans une pièce peut être effectuée par diverses méthodes de contrôle non destructif (CND).

#### III.3.1 Le contrôle non destructif (CND)

Le (CND) fait référence à un ensemble de techniques permettant d'évaluer l'intégrité des structures ou des matériaux sans les altérer [22]. Cela peut être accompli de deux manières distinctes : en estimant des paramètres caractéristiques de la pièce, tels que l'épaisseur d'une paroi, la distance par rapport à un objet ou les propriétés électromagnétiques du matériau, ou en détectant des anomalies affectant ces paramètres. Dans ce dernier cas, il s'agit généralement de défauts tels que des fissures, des inclusions, des porosités, des signes de corrosion ou de fatigue mécanique.

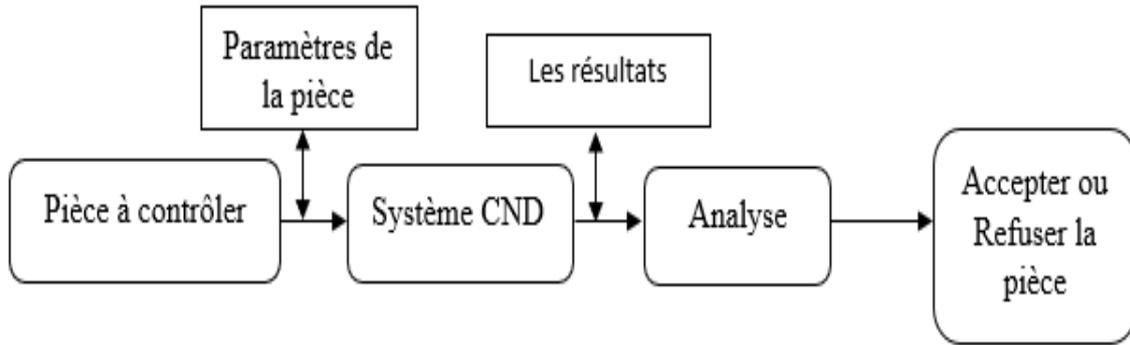


Figure III.7 : Schéma de principe du contrôle non destructif

### III.3.2 Différentes techniques du CND

Les techniques de CND sont nombreuses. Citons :

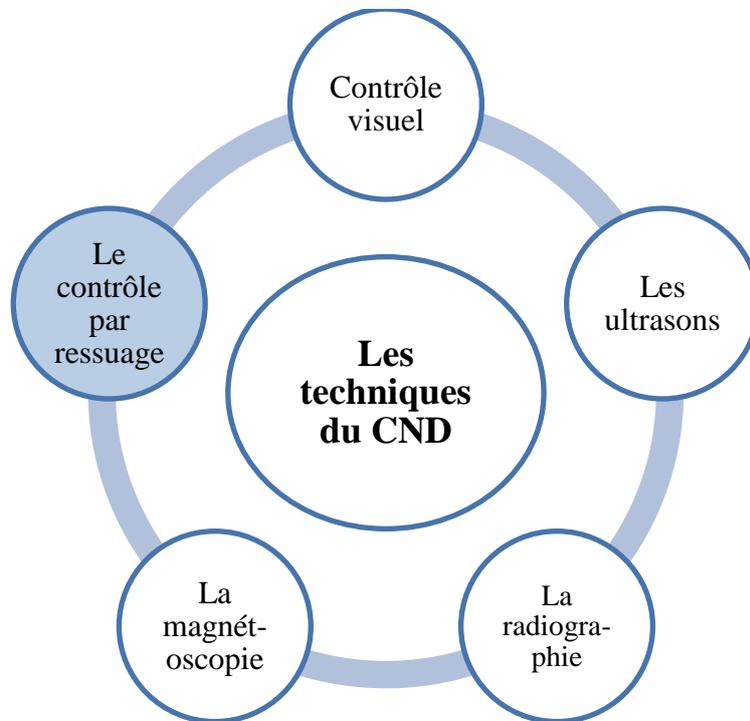


Figure III.8 : Organigramme des méthodes de contrôle non destructif

### III.3.3 Application de contrôle non destructif sur les aubes de la turbine HP

Notre étude portait sur l'application du contrôle par ressuage sur deux types d'aubes de la turbine des réacteurs CFM56-7B utilisés par les avions d'Air Algérie. Les types d'aubes en sont les suivants :

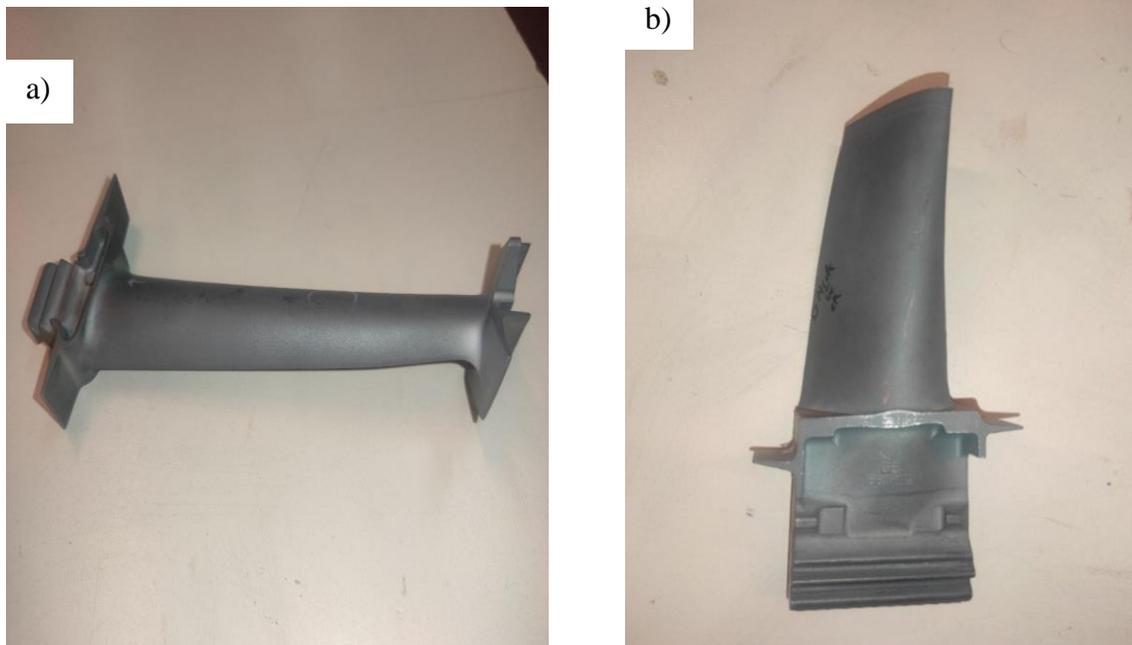
- Aubes de stator de la turbine haute pression issues du réacteur CFM56-7B.
- Aubes de rotor de la turbine haute pression issues du réacteur CFM56-7B.

➤ **Aube de stator**

Les aubes de stator d'une turbine (Figure.III.9) sont des aubes fixes qui se trouvent dans la partie stationnaire de la turbine. Elles sont conçues pour diriger le flux d'air dans la direction souhaitée et maximiser l'efficacité de la turbine.

➤ **Aube de rotor**

Les aubes de rotor d'une turbine (Figure.III.10) sont des aubes mobiles qui se trouvent dans la partie rotative de la turbine. Contrairement aux aubes de stator fixes, les aubes de rotor peuvent tourner ou se déplacer pour extraire l'énergie du fluide en rotation et la convertir en travail mécanique.



**Figure III.9 III.10 : Aubes de turbine HP du turboréacteur a) aube statorique et b) aube rotorique.**

La norme L'ASTM E1417 fournit les procédures et les lignes directrices pour effectuer des essais par ressuage pour détecter les défauts de surface dans les matériaux (voir Annexe B). La norme E1417 couvre les différentes étapes de l'essai par ressuage, y compris la préparation de la surface, l'application du pénétrant, le temps de pénétration, le nettoyage de la surface et l'inspection des défauts. Dans notre cas, nous avons utilisé la procédure AH003. La gamme de contrôle est résumée sur le tableau III.1.

Gamme de contrôle d'immersion n° AH003		
TYPE 1, NIVEAU 4, METHODE D, FORME A		
N°OP	Désignation de l'opération	Paramètres à respecter
1	Préparation de surface selon consigne spécifique.	Temps nécessaire et suffisant de la gamme de préparation.
2	Application du pénétrant RC77 par immersion	Température : Ambiante, pièces et pénétrant : entre 10 et 52°C Durée des immersions suivies chacune de 15 min d'égouttage sans dépasser 60 min de temps de contact sans nouvelle application
3	Elimination de l'excès de pénétrant par rinçage sous UV.	Température de l'eau : 10 à 38°C Pistolet hydropneumatique : $P_{\text{eau}} \leq 1$ bar / $P_{\text{air}} \leq 1$ bar. Durée nécessaire : le plus court possible.
4	Séchage dans un four à air pulsé.	Température 70°C max
5	Application d'un révélateur a poudre (D90G)	Pressions 2 bars Contact time : 10 à 120 minutes
6	Élimination le surplus de révélateur avec la soufflante	$P \leq 0,3$ bar
7	Inspection de la pièce sous lumière UV	Intensité UV de la lampe : 1600 uW/cm <sup>2</sup>

**Tableau III-1 : Les étapes de la procédure AH003**

Il en sort ce qui suit, une présentation des différentes étapes du contrôle par ressuage appliquée sur l'aube statoriques et l'aube rotorique de la turbine :

- Après la préparation de la pièce et le nettoyage de toutes les impuretés telles que la poussière ou d'autres matériaux sur la surface des pièces. Nous immergeons les pièces dans un bassin contenant le pénétrant RC77 (Figure III.11) pendant 15 à 30 minutes.
- Puis on l'enlève et on le laisse sécher (Figure III.12) pendant 15 minutes.
- Ensuite, nous mettons les pièces sous lumière UV et utiliser un pistolet à eau pour enlever le pénétrateur de la surface de la pièce.
- Après le lavage, nous les mettons dans le four de séchage (Figure III.13) pendant 15 minutes



Figure III.11 : Application de le pénétrant RC77

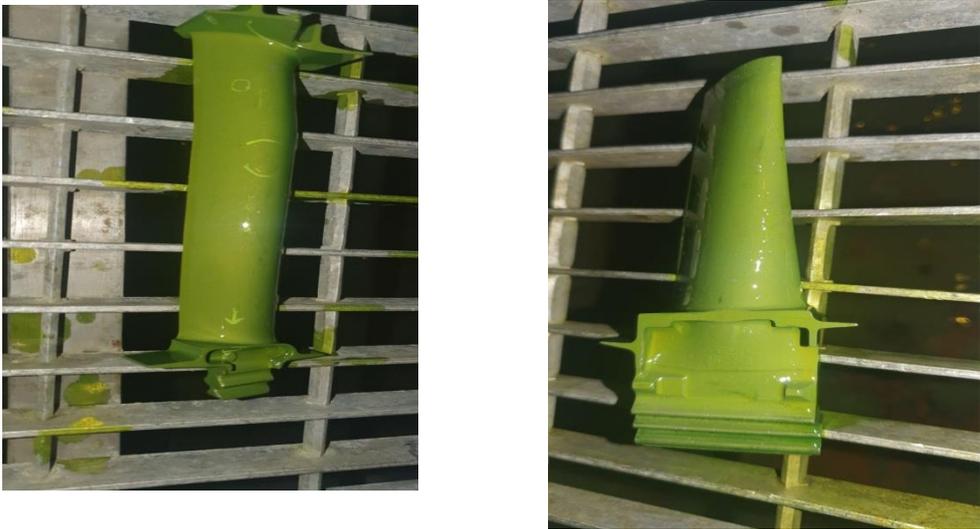


Figure III.12 : Auto-séchage des pièces



Figure III.13 : Le séchage avec le four de séchage

- Lorsque les pièces sont sèches, nous appliquons le révélateur qui est sous forme de poudre (Figure III.14) pendant 15 minutes.



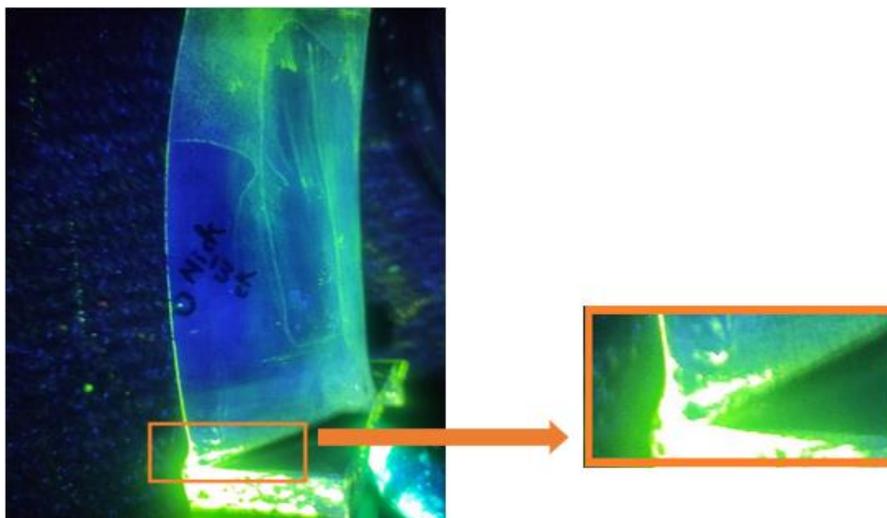
*Figure III.14 : Application du révélateur à poudre*

- Ensuite, avec un ventilateur on enlève l'excès de poudre.
- Et dans la dernière étape, nous prenons les deux pièces dans une chambre sombre, et en utilisant une lampe ultraviolette (UV), Nous vérifions s'il y a une détérioration au niveau des deux éléments.

### III.3.4 Constat des défauts après le contrôle

Après avoir réalisé les différentes étapes du contrôle des deux aubes statorique et rotorique, nous avons constaté les détériorations suivantes :

- Une fissure dans la fixation entre le pied et la pale de l'aube de rotor (Figure III.15),
- Une piqûre sur la pale de l'aube de rotor (Figure III.16),
- Une fissure dans l'aube du stator (Figure III.17).



*Figure III.15 : Une fissure dans l'aube de rotor*

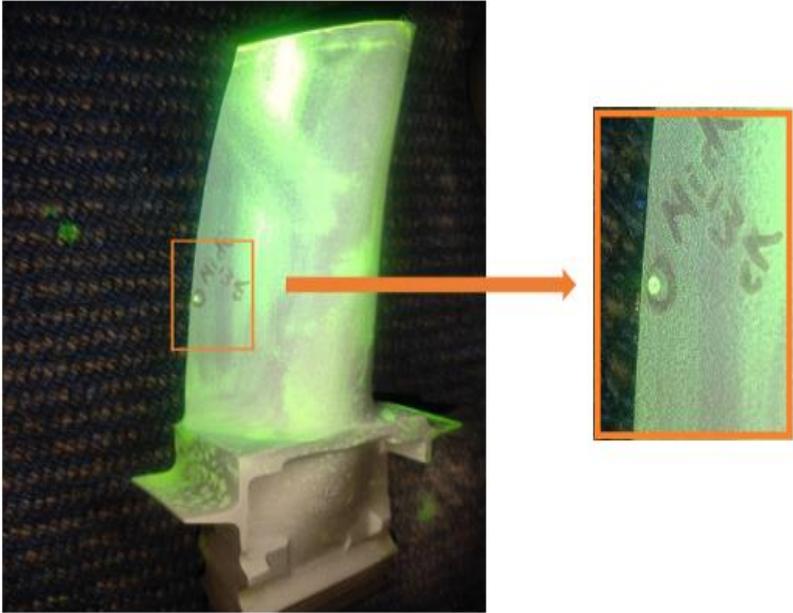


Figure III.16 : Une piqûre dans l'aube de rotor

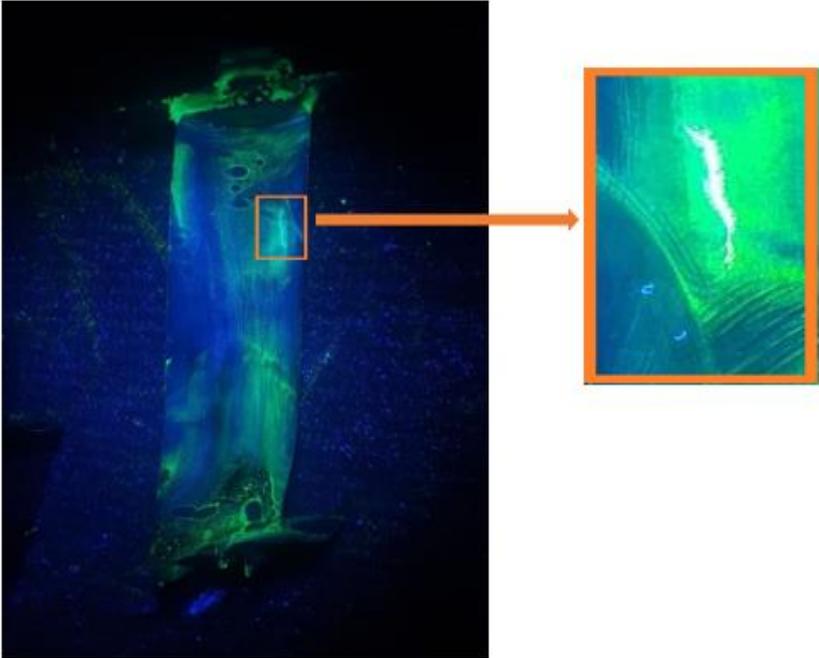


Figure III.17 : Une fissure dans l'aube de stator

<b>RAPPORT D'INSPECTION PAR RESSUAGE</b>			
<b>Client :</b> CHAREF Mohamed islam		<b>Numéro de Rapport :</b> 23-0522	
<b>Adresse :</b> université m'Hamed bougera Boumerdes			
<b>TECHNIQUE</b>	Contraste de couleur <input type="checkbox"/>	Lavable à l'eau <input checked="" type="checkbox"/>	
	Fluorescent <input checked="" type="checkbox"/>	Lavable au solvant <input type="checkbox"/>	
	<b>MARQUE</b>	<b>N°LOT</b>	<b>TEMPS D'EXAMEN</b>
<b>NETTOYANT</b>	/	/	/
<b>PENETRANT</b>	RC77	023-A73	15 à 30 minutes
<b>REVELATEUR</b>	D90G	015-B92/E113355-01	10 à 120 minutes
<b>IDENTIFICATION PIÈCE EXAMINÉE :</b>			
- Deux aubes de turbine du turboréacteur CFM56-7B <ul style="list-style-type: none"> <li>• Aube rotorique</li> <li>• Aube statorique</li> </ul>			
<b>COMMENTAIRE SUR LES RESULTATS :</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Les aubes se sont détériorées.</li> </ul>			
<b>Localisation des indications :</b>			
1. Aube statorique : une fissure au milieu. 2. Aube rotorique : un pique dans l'extrados de l'aube 3. Aube rotorique : une fissure dans le pied de l'aube			
<b>DECISION :</b>			
Les deux pièces doivent être changées.			
DATE	02/04/2023	13 :45	

*Tableau III-2 : Rapport d'inspection par ressuage*

Après avoir réalisé le contrôle des pièces et observé les défauts, principalement des fissurations de fatigue et piquûre de corrosion, comme prédit, nous allons adopter une approche complémentaire, à l'aide des éléments finis en utilisant le logiciel de simulation Abaqus, pour évaluer la résistance des matériaux utilisés dans la fabrication des aubes et analyser ainsi le comportement mécanique des matériaux soumis aux charges du flux de gaz. Pour cela nous allons réaliser une conception numérique de l'aube de la turbine en utilisant le logiciel SolidWorks.

### III.4 Construction de l'aube sur le logiciel de conception numérique

#### III.4.1 Introduction

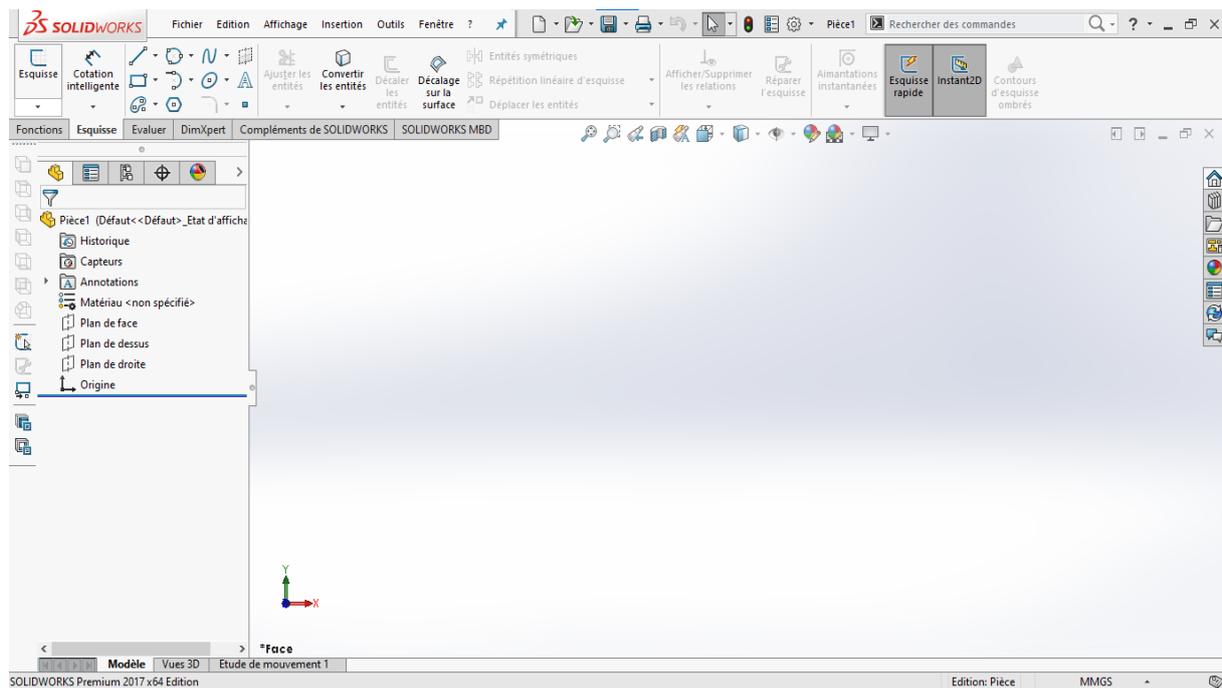
La conception numérique, également connue sous le nom de conception assistée par ordinateur (CAO), permet de créer, modifier et visualiser des modèles virtuels de produits. Les concepteurs et les ingénieurs peuvent élaborer des prototypes virtuels précis, effectuer des simulations et des analyses. Cette méthode permet d'accélérer le cycle de conception, d'améliorer la précision et la qualité des produits, et de réduire les coûts liés aux erreurs et aux modifications tardives. La conception numérique joue un rôle essentiel dans de nombreux domaines tels que l'ingénierie, l'architecture, le design industriel et la fabrication.

Dans le processus de conception, les essais de spécimen sont obtenus par le logiciel SOLIDWORKS pour le dessin détaillé, et le modèle final a été importé à ABAQUS CAE pour analyse.

#### III.4.2 Présentation de SOLIDWORKS

A l'aide du logiciel de conception mécanique SolidWorks, dont l'interface est représentée sur la figure III.18, on peut créer des modèles volumiques 3D entièrement intégrés avec ou sans contraintes tout en utilisant des relations automatiques ou définies par l'utilisateur pour saisir l'intention de conception. Un modèle SolidWorks est entièrement intégré par rapport aux mises en plan et aux assemblages qui le référencent. Les changements introduits dans le modèle sont entièrement reflétés dans les mises en plan et les assemblages qui lui sont associés. Inversement si on effectue des changements dans le contexte d'une mise en plan ou d'un assemblage, ces changements sont reflétés dans le modèle.

Des équations peuvent également être utilisées pour établir des relations mathématiques entre les paramètres. Par ces moyens on peut garantir que des concepts seront établis et conservés.



*Figure III.18 : L'interface de logiciel SolidWorks*

### Présentation de Abaqus

Abaqus, dont l'interface est représentée dans la figure.III.19, est un code de calcul par la méthode des éléments finis créé en 1978. Il est avant tout un logiciel de modélisation de problèmes très variés en mécanique. Simuler la réponse physique des structures soumises à des chargements, des températures, des impacts ou autres conditions extérieures, Abaqus est connu et très largement utilisé dans les industries automobiles et aéronautiques, en particulier pour ses traitements performants de problèmes linéaires et non linéaires.

ABAQUS compose de trois produits :

**ABAQUS/Standard** : résolution par un algorithme statique implicite.

**ABAQUS/Explicit** : résolution par un algorithme dynamique explicite.

**ABAQUS/CAE** : constitue une interface intégrée de visualisation et de modélisation pour les dits solver.

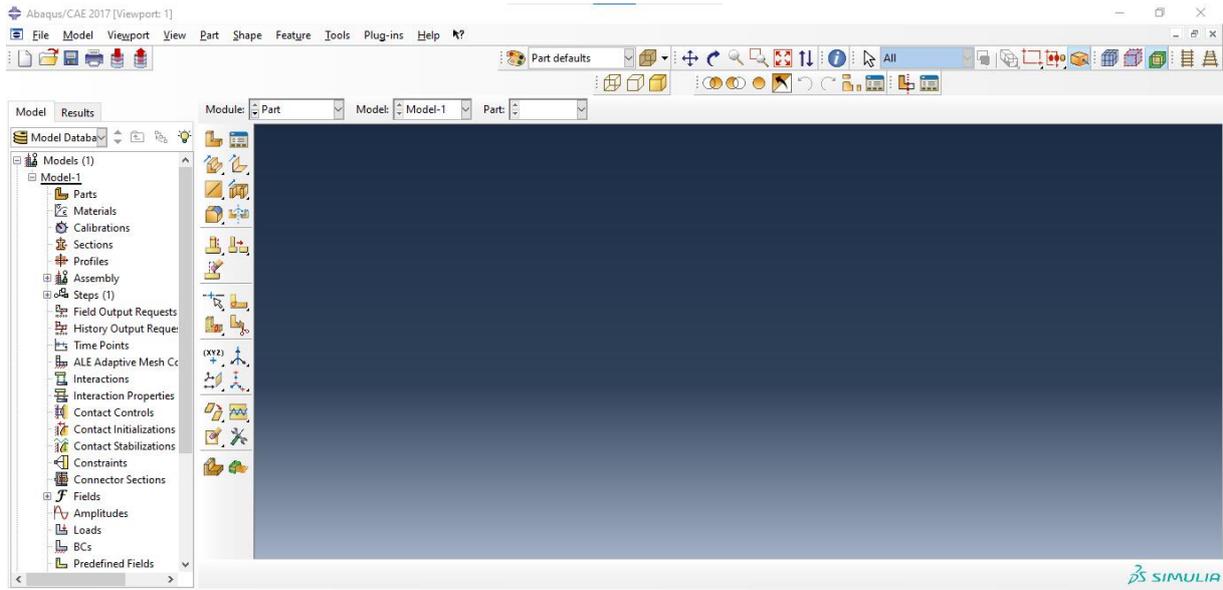
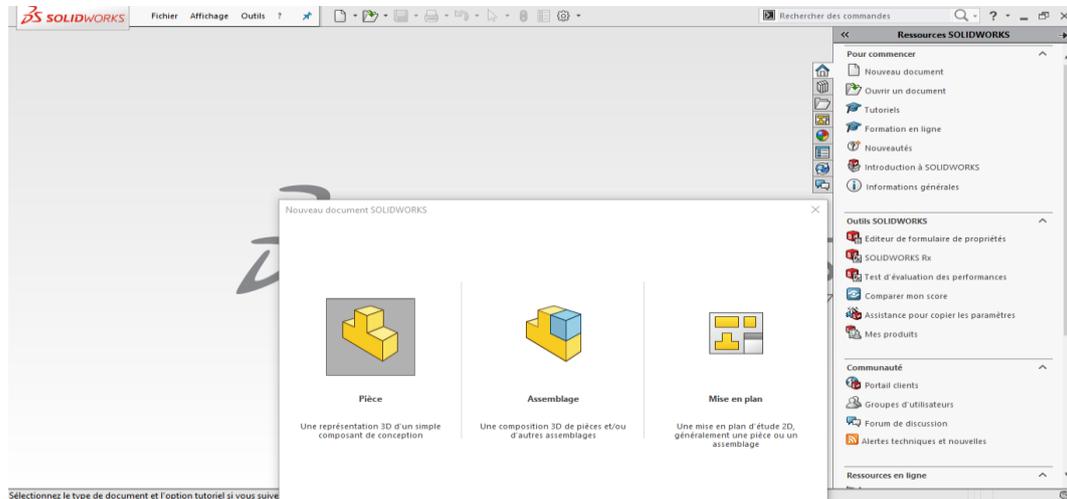


Figure III.19 : L'interface de logiciel Abaqus

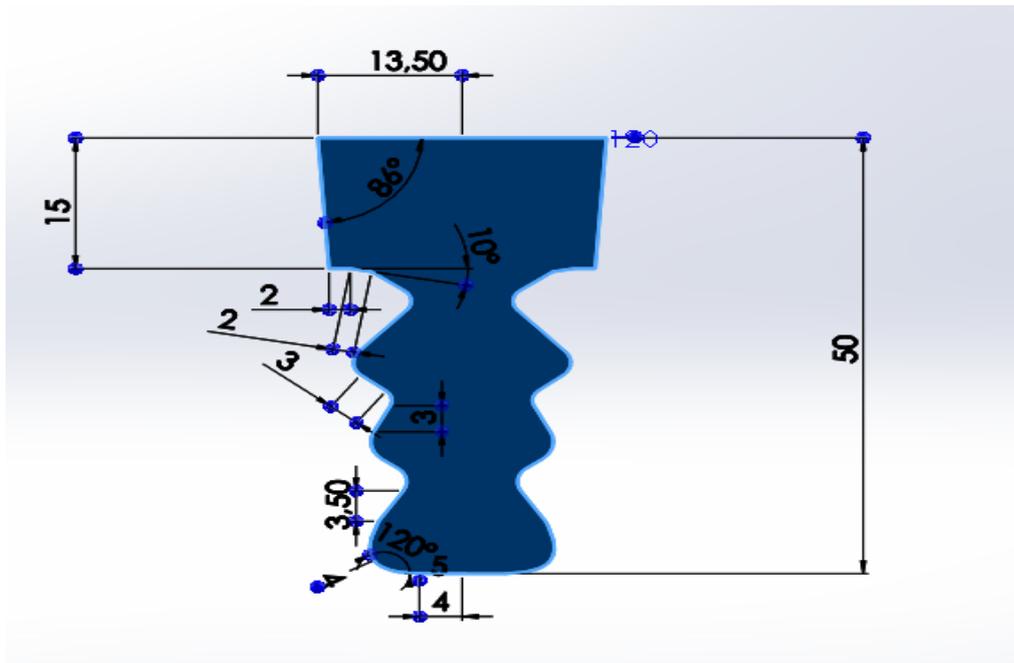
### III.4.3 Création de la forme de l'aube avec SolidWorks

Les étapes de création de la forme de l'aube en 3D sont résumées en ce qui suit :

- Dans une première étape nous choisissons le type de profil à réaliser. Dans notre cas nous avons choisi "**Pièce**".



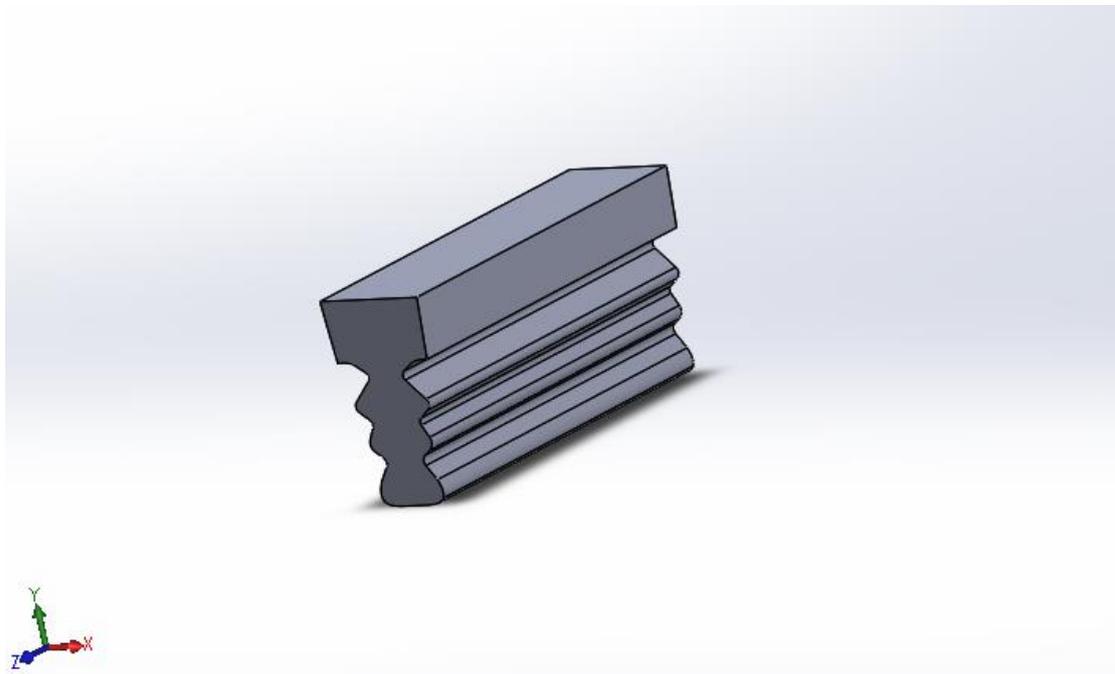
Nous choisissons le plan sur lequel nous voulons créer le dessin. En cliquant sur l'icône "**Esquisse**" dans la barre  d'outils supérieure. Et nous commençons créer le pied d'ailette.



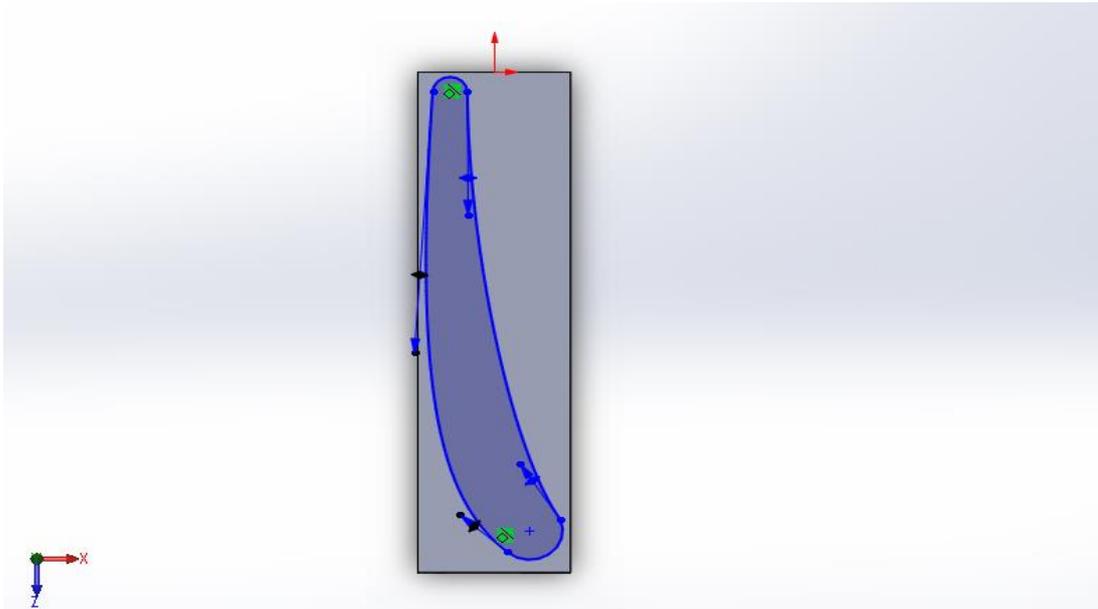
- Nous cliquons maintenant sur



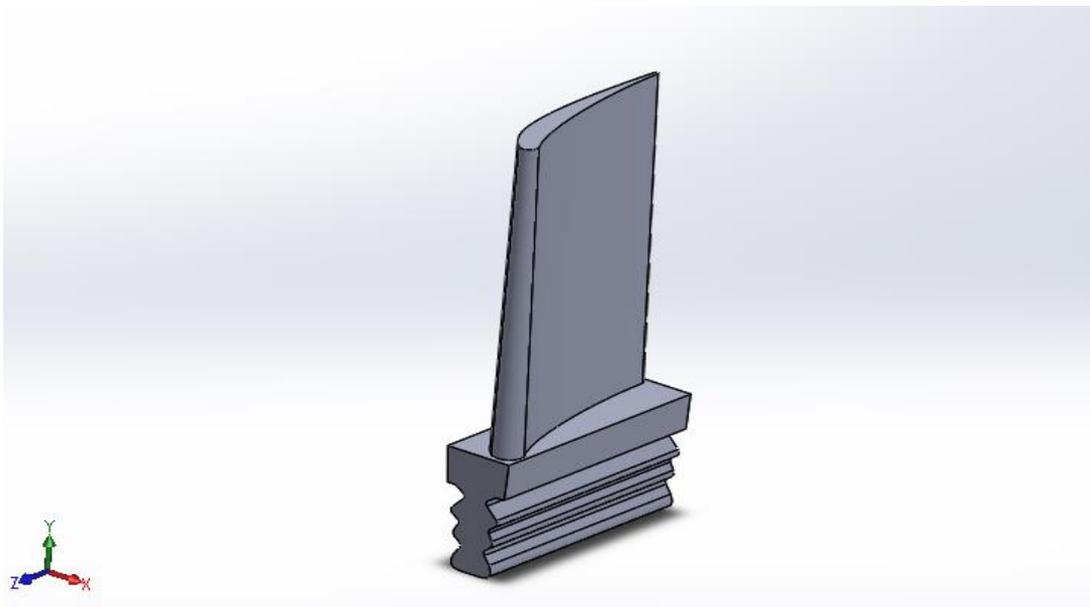
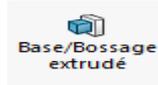
pour créer un volume de pied.



- Sur la surface du pied, nous créons la partie supérieure de l'aube.



- Et de la même manière, nous créons le volume de la partie supérieure. En utilisant l'icône



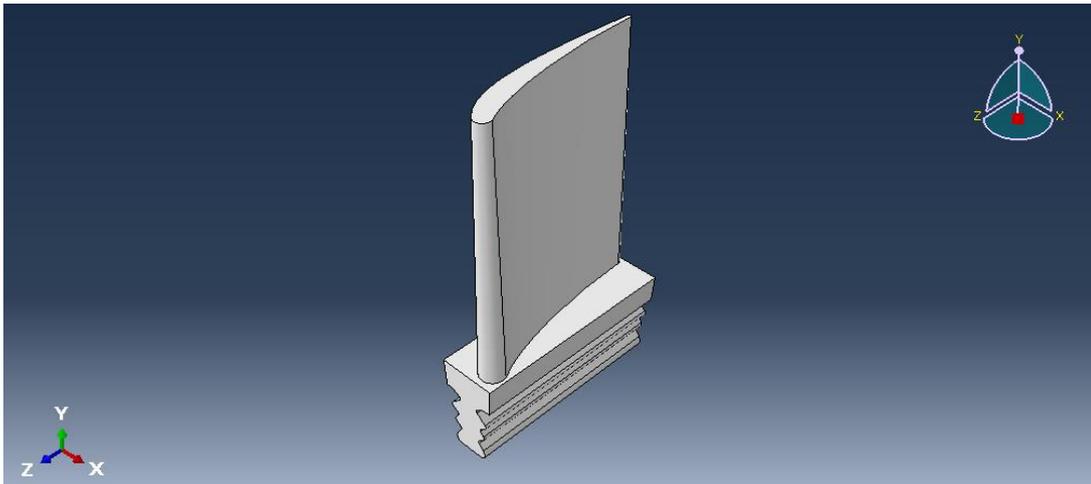
Après avoir construit la pièce sur SolidWorks, l'enregistrement se fait sous le fichier « *Parasolid (\*.x\_t)* » pour pouvoir l'ouvrir dans le logiciel ABAQUS.

### III.4.4 Organisation de l'interface ABAQUS/CAE

ABAQUS/CAE est composé de modules fonctionnels qui renferment des outils spécifiques à chaque étape de la modélisation. La création d'un jeu de données complet implique de parcourir successivement ces différents modules.

➤ **Le module « Part »**

Le module « Part » nous permet de définir la géométrie de notre pièce.



*Figure III.20 : Modèle d'aube*

➤ **Le module « Property »**

On y définit les propriétés des matériaux.

- Densité,
- Coefficient de Poisson,
- Module de Young.

➤ **Le module « Assembly »**

A partir de ce module, nous avons créé une instance à partir des entités que nous avons définies dans le module Part.

➤ **Le module « Step »**

Ce module nous a permis de définir toutes les étapes et les requêtes pour le post traitement, c'est à dire le moment (temps) à partir duquel une force est appliquée et jusqu'à quand, il est aussi possible de créer des forces ou des conditions limites qui s'activent à des moments donnés.

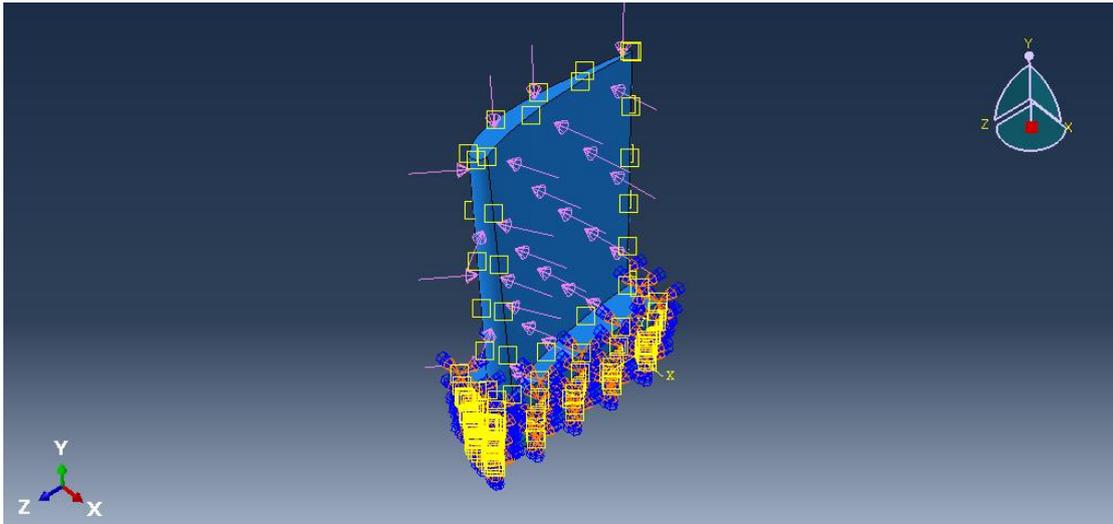
➤ **Le module « Load »**

Le module *Charge* peut spécifier toutes les charges, les conditions aux limites et les champs. Sur le tableau III.3 sont représentées les variations de pression et de température, du flux de gaz, subies par l'aube pendant son fonctionnement.

	1	2	3	4	5
La pression (MPa)	0,18070	0,35150	0,64290	0,94830	0,98260
La température T (°K)	700	1381	1500	1770	1850

**Tableau III-3 : la variation des charges (P-T)**

Les valeurs de pression et de température (P4 et T4) ont été prises du calcul thermodynamique réalisé par [12]. Et les autres valeurs sont aléatoires et nous les avons prises pour faciliter le processus de comparaison seulement.

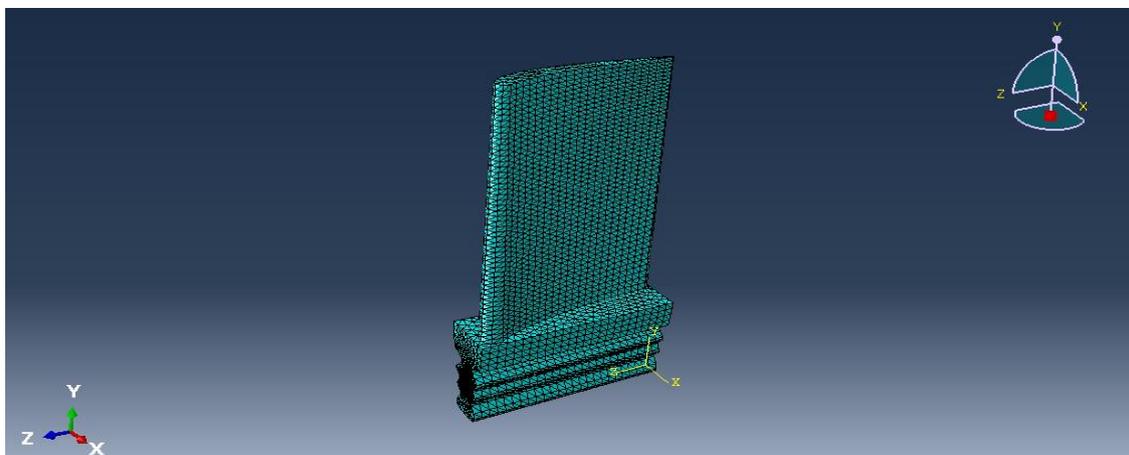


**Figure III.21 : Représentation sur ABAQUS des forces appliquées sur l'intrados de l'aube mobile de la turbine.**

➤ **Le module « Mesh »**

Ce module contient tous les outils nécessaires pour générer des maillages d'éléments finis sur des composants.

- Le nombre des éléments : 39773



**Figure III.22 : Le maillage d'aube**

➤ **Le module « Job »**

Une fois que toutes les tâches de définition du modèle ont été réalisées, nous avons utilisé le module Job pour analyser ce modèle.

➤ **Le module « visualization »**

La visualisation est un module qui affiche tous les résultats d'une pièce que se soient contraintes ou déformations.

### **III.5 Conclusion**

La fatigue et les fractures sont un obstacle majeur, en particulier dans les revues sensibles comme l'aviation, c'est pourquoi ils devraient être détectés dès que possible pour éviter les accidents catastrophiques.

L'utilisation de techniques de contrôle non destructif contribue à accroître l'efficacité, la fiabilité et la sécurité. En adoptant des méthodes de détection des fissures adéquates et en appliquant une maintenance préventive appropriée, il est possible d'assurer le succès et la durabilité des pièces, ainsi que de garantir l'intégrité des produits et des structures.

Les logiciels de conception numérique jouent un rôle essentiel dans le domaine de la maintenance en offrant des outils avancés pour optimiser les processus, réduire les coûts, améliorer la productivité, prendre des décisions basées sur des données et prévenir les défaillances.

# **CHAPITRE IV**

## **RESULTATS ET DISCUSSIONS**

## IV.1 Introduction

Comme nous le savons, les aubes de turbine sont soumises à des pressions et à des températures élevées. Ces deux facteurs provoquent plusieurs dommages aux aubes. C'est pourquoi nous avons modélisé deux aubes fabriquées à partir de deux matériaux différents mais de la même famille (les superalliages à base de nickel : inconel735 et inconel 718), puis nous les avons soumis à différentes pressions et températures.

## IV.2 Les résultats de simulation

### IV.2.1 Etude statique

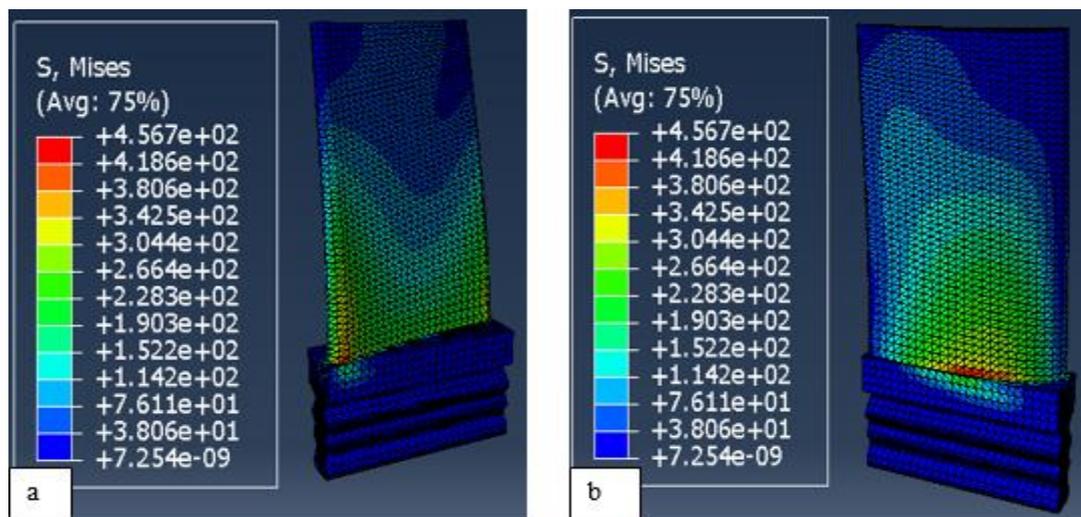
Premièrement nous allons faire une étude statique sur l'aube rotorique, avec les matériaux suggérés pour la simulation, l'inconel 718 ensuite avec l'inconel 738, pour découvrir les contraintes, déformations et les déplacements qui agissent sur notre model et les comparer.

### IV.2.2 Matériau N°1 : INCONEL 718

#### IV.2.2.1 Charge

On applique sur l'aube une charge sous forme d'une pression avec une valeur de  $P_4 = 0,9483$  MPa et un champ de température de  $T_4 = 1770^\circ\text{K}$  : On obtient les valeurs de contraintes, de déformations et de déplacements correspondants. Ensuite, en fait varier les valeurs de pression et de températures, comme indiqué sur le tableau III.9. On obtient les valeurs suivantes pour le cas de pression  $P_4 = 0,9483$  MPa et la température  $T_4 = 1770^\circ\text{K}$  :

#### ➤ Les Valeurs de Contrainte ( $\sigma$ )



*Figure IV.1 : Concentration de contrainte maximale de l'aube en Inconel 718 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados.*

Les contraintes varient d'un minimum réparti dans l'ensemble de la pièce vers un maximum de plus de  $4,5 \cdot 10^2$  s'étendant progressivement vers la fixation de la pale et du pied de sapin de l'aube ; la première zone critique est observée sur le bord d'attaque à l'intrados et la seconde zone est localisée vers le centre de courbure inférieur de la pale à l'extrados.

➤ Les déformations (E) en fonction des chargements appliqués

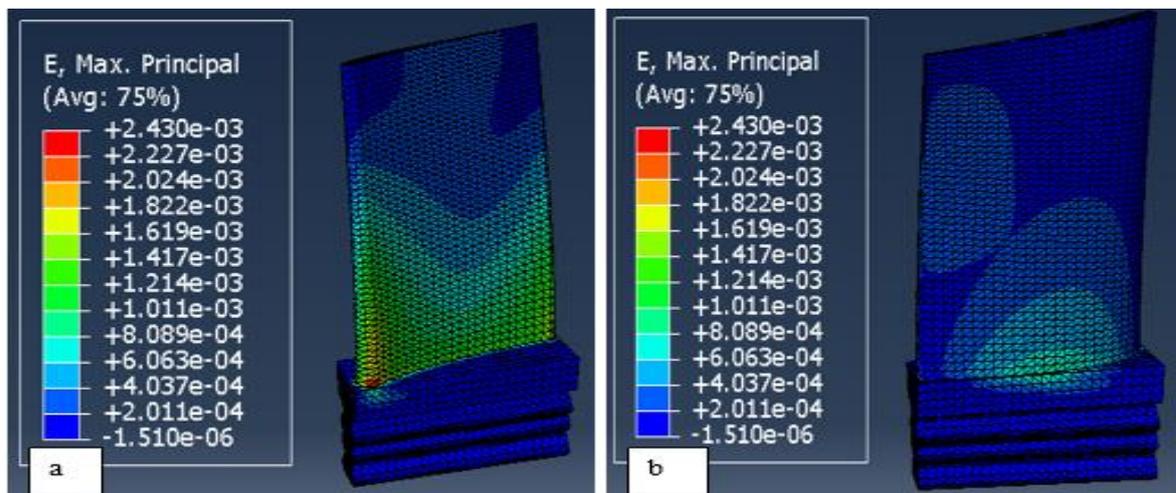


Figure IV.2 : Déformations maximales de l'aube en Inconel 718 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados.

Les déformations se comportent plus ou moins pareillement que la contrainte, évoluant d'une valeur minimale répartis dans l'ensemble de la pièce vers un maximum de plus de  $2,43 \cdot 10^{-3}$  localisée sur la zone critique, le bord d'attaque à l'intrados entre la fixation de la pale et du pied de sapin de l'aube. Nous remarquons une moindre intensité sur l'extrados de l'aube.

➤ Les déplacements (U) en fonction des chargements appliqués

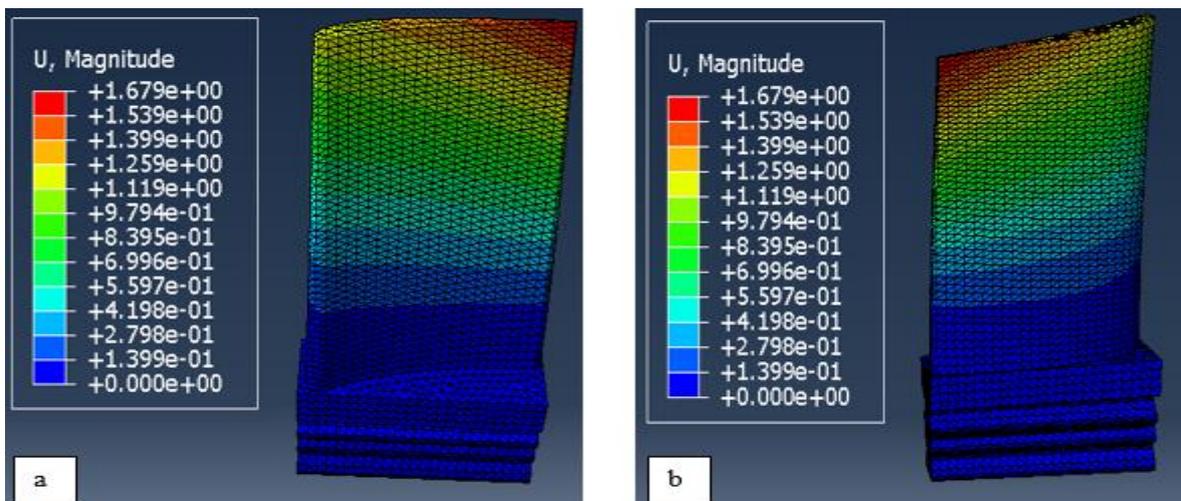


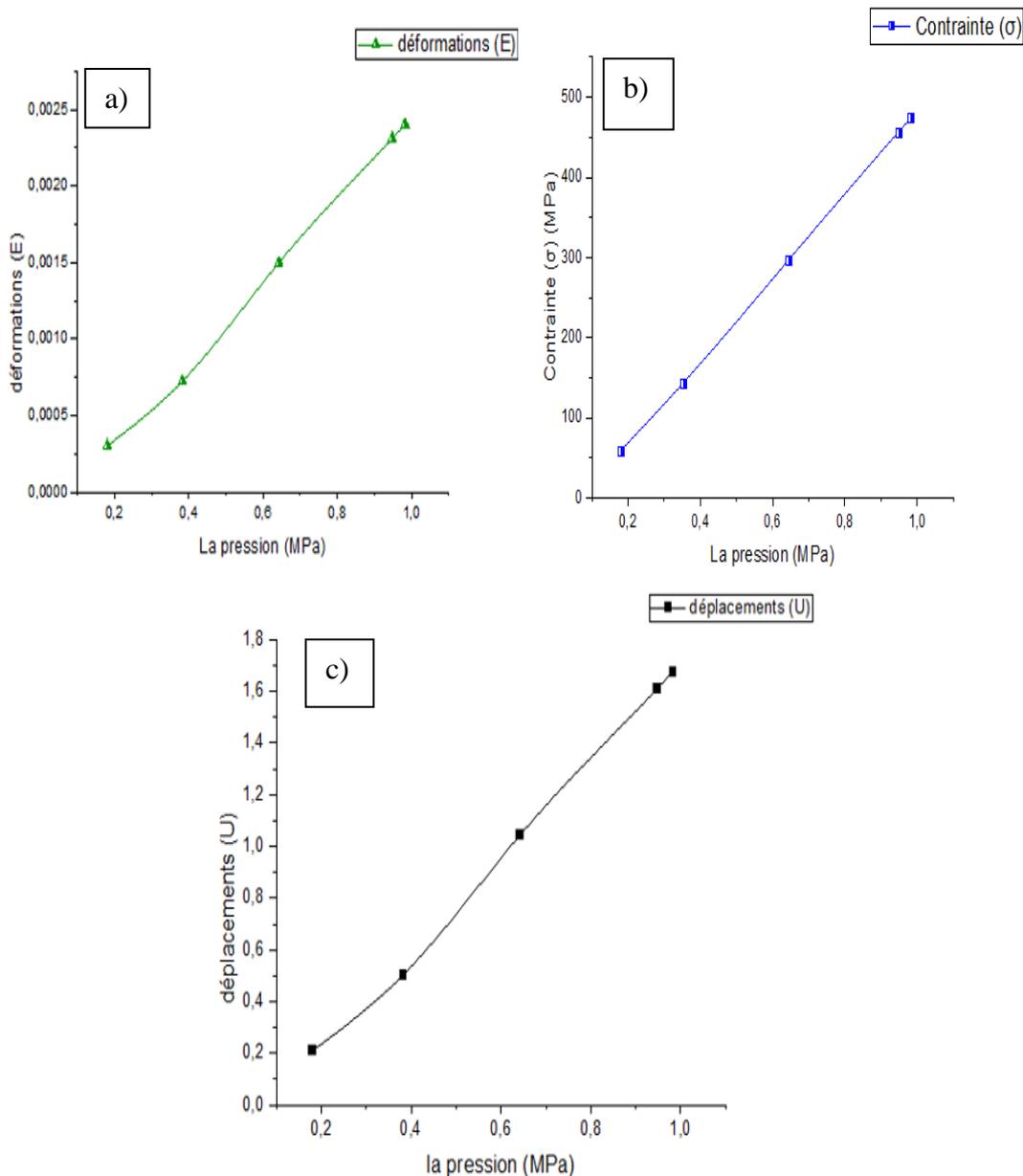
Figure IV.3 : Déplacement maximal de l'aube en Inconel 718 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados.

Les déplacements sont beaucoup plus importants en extrémité de l'aube dans la zone bord de fuite, que ce soit pour l'intrados ou bien pour l'extrados. L'effet de flexion, sous la charge appliquée, est plus important à l'extrémité libre de la pale.

**IV.2.3 Les diagrammes de résultats de l'inconel 718 après la variation de pression et température**

Les résultats de contraintes, déformations et de déplacements retenus pour l'inconel 718 sont représentés sur les graphes suivants :

➤ **Les Valeurs de Contrainte ( $\sigma$ )**

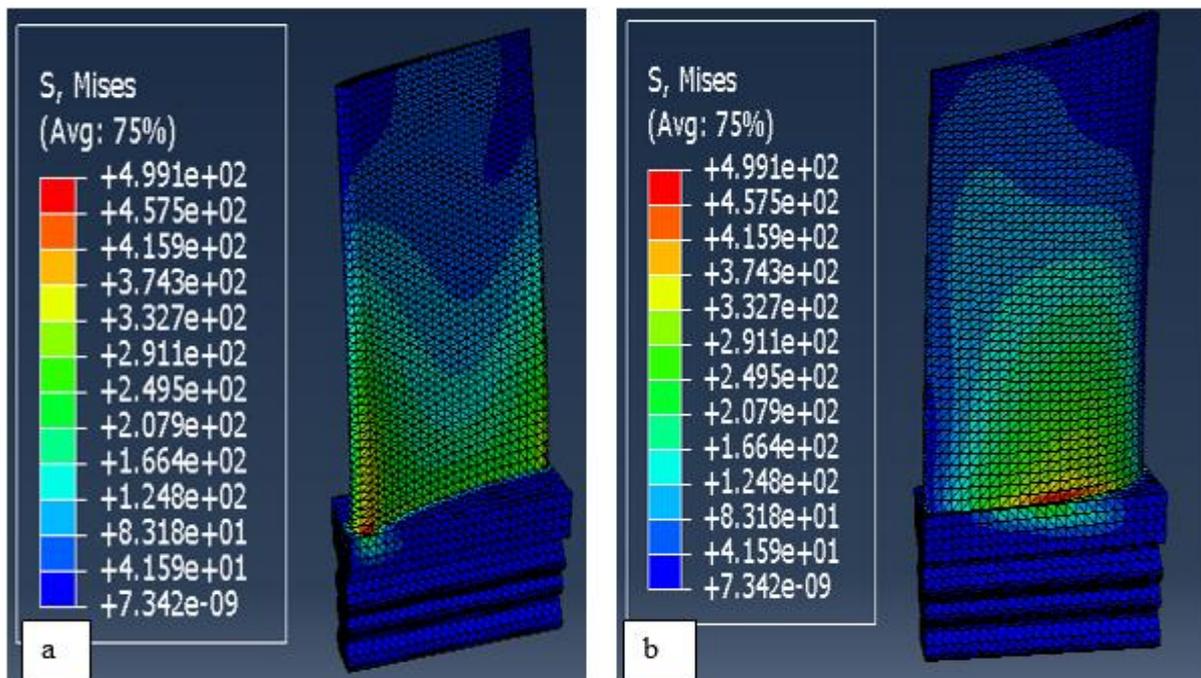


**Figure IV.4 :** Diagrammes d'évolution des Contraintes ( $\sigma$ ), des déformations (E) et des déplacements (U) de l'inconel 718 en fonction de la variation de pression.

#### IV.2.4 Matériau N°2 : INCONEL 738

Nous opérons de la même manière pour le second matériau l'inconel 738. Nous obtenons les résultats suivants :

➤ **Les Valeurs de Contrainte ( $\sigma$ ) :**



*Figure IV.5 : Concentration de contrainte maximale de l'aube en Inconel 738 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados de l'aube.*

Les contraintes évoluent d'un niveau minimal réparti dans toute la pièce à un niveau maximal dépassant  $4,9 \times 10^2$ . Elles augmentent progressivement en se concentrant sur la fixation de la pale et du pied de sapin de l'aube. La première zone critique se trouve sur le bord d'attaque de la face inférieure de la pale, tandis que la seconde zone est située vers le centre de courbure inférieur de la pale sur la face supérieure.

➤ Les déformations (E) en fonction des chargements appliqués

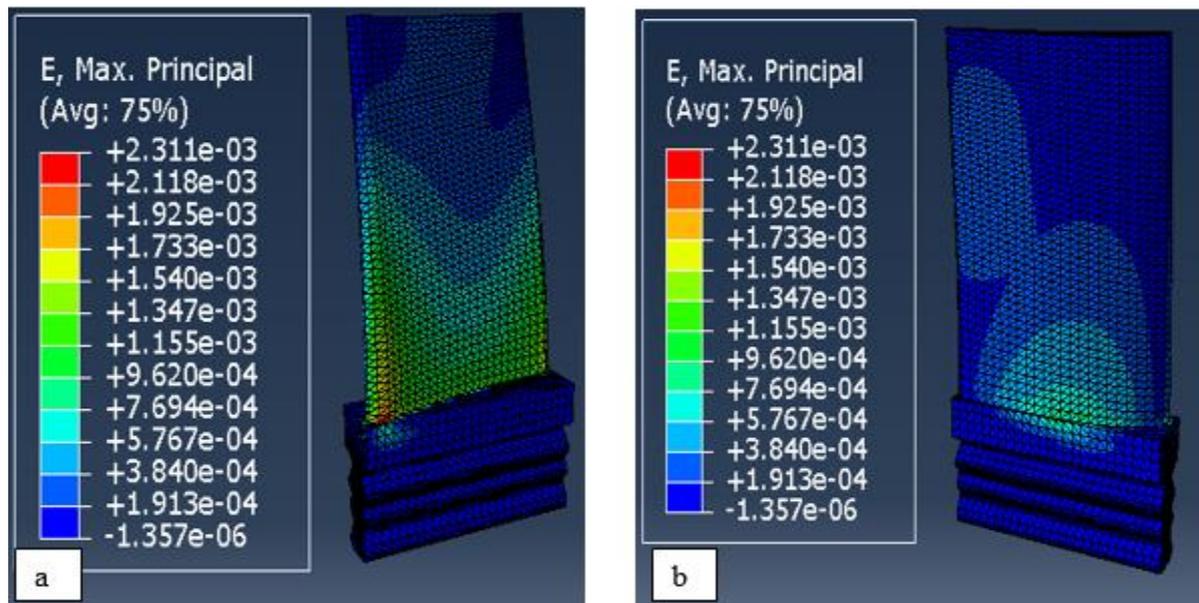


Figure IV.6 : Déformation maximale de l'aube en Inconel 738 à (P4-P4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados.

Les déformations suivent une tendance similaire à celle des contraintes, passant d'une valeur minimale répartie dans toute la pièce à un maximum dépassant  $2,311 \times 10^{-3}$ , localisé dans la zone critique située sur le bord d'attaque de la face inférieure de la pale, entre la fixation de la pale et le pied de sapin de l'aube. Nous constatons une intensité moindre sur la face supérieure de l'aube.

➤ Les déplacements (U) en fonction des chargements appliqués

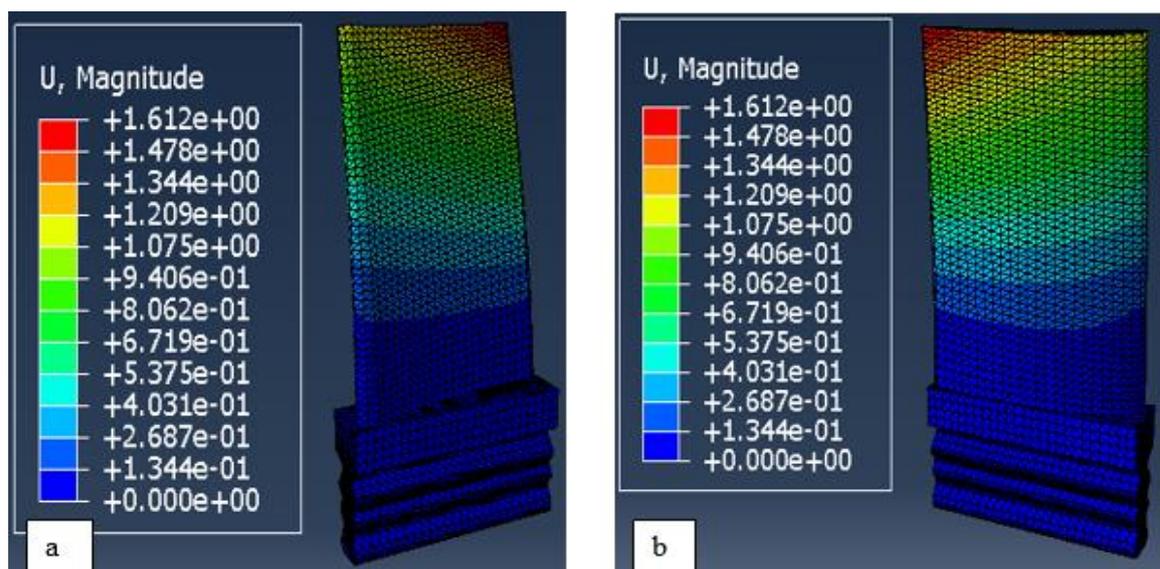
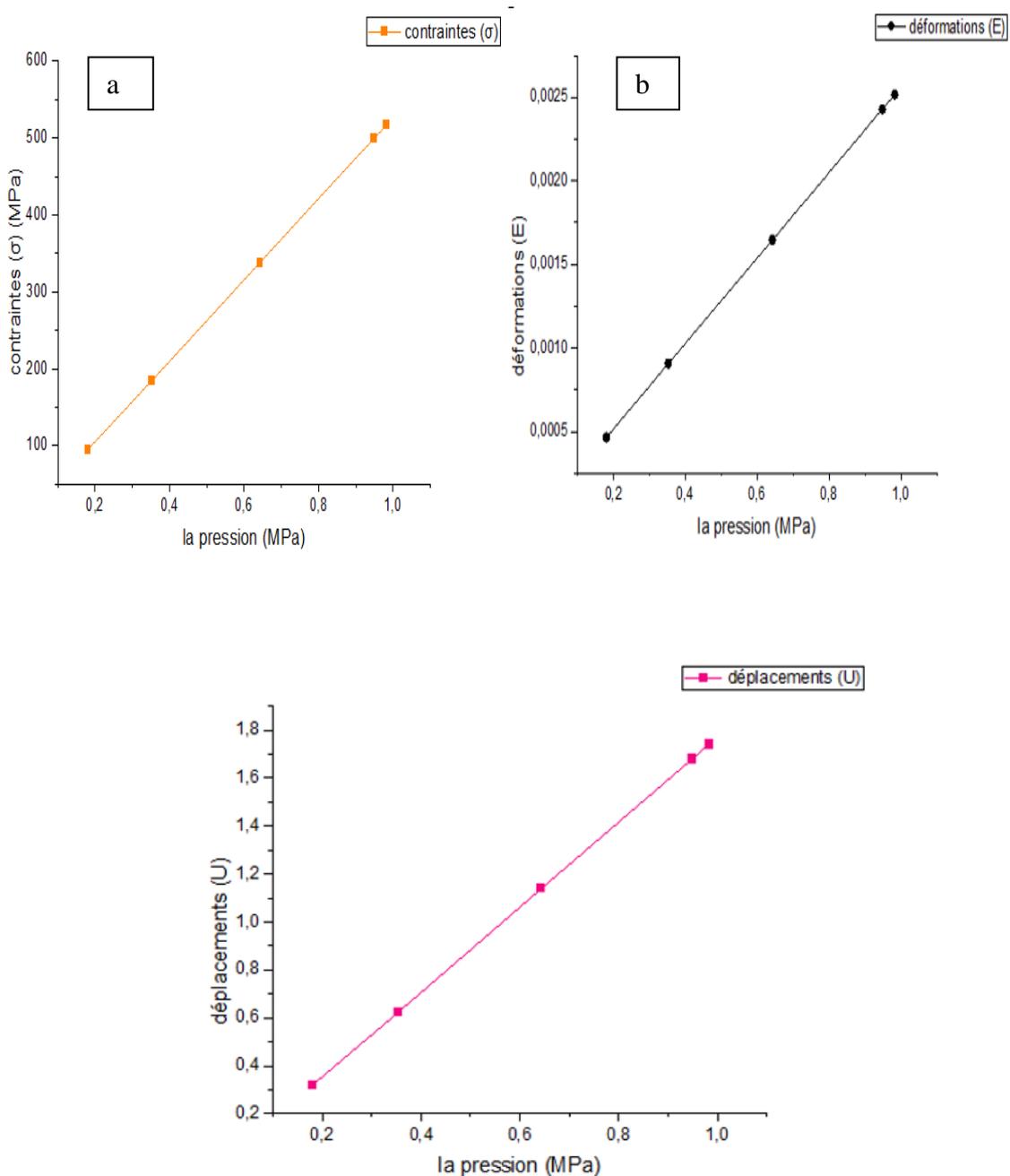


Figure IV.7 : Déplacement maximal de l'aube en Inconel 738 à (P4-T4) a) sur l'intrados et b) sur l'extrados.

Les déplacements sont considérablement plus élevés à l'extrémité de l'aube, que ce soit sur le bord de fuite de l'intrados ou de l'extrados. L'effet de flexion est plus marqué à l'extrémité libre de la pale lorsque la charge est appliquée.

#### IV.2.1 Les diagrammes de résultats de l'inconel 738 après la variation de pression et température

##### ➤ Diagrammes d'évolution des contraintes ( $\sigma$ )



**Figure IV.8 :** Diagrammes d'évolution des Contraintes ( $\sigma$ ), des déformations (E) et des déplacements (U) de l'inconel 738 en fonction de la variation de pression.

### IV.3 Comparaison entre les matériaux inconel 718 et inconel 738

Dans ce qui suit, nous faisons une comparaison entre les deux cas de simulation (INC 718 et INC 738) en utilisant les mêmes valeurs de chargement utilisées précédemment, des valeurs de pressions et de températures variant de (P1-T1) jusqu'à (P5-T5).

➤ Les tableaux de comparaison entre l'aube en inconel 718 et selle l'inconel 738

	INCONEL 718	INCONEL 738
<b>P1-T1</b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>5,954 \times 10^1</math></b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>9,510 \times 10^1</math></b>
<b>P2-T2</b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>1,420 \times 10^2</math></b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>1,850 \times 10^2</math></b>
<b>P3-T3</b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>2,961 \times 10^2</math></b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>3,383 \times 10^2</math></b>
<b>P4-T4</b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>4,567 \times 10^2</math></b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>4,991 \times 10^2</math></b>
<b>P5-T5</b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>4,743 \times 10^2</math></b>	<b><math>\sigma_{\max}</math> : <math>5,171 \times 10^2</math></b>

*Tableau IV-1 : Comparaison des contraintes ( $\sigma$ ) pour les deux mâtereaux*

	INCONEL 718	INCONEL 738
<b>P1-T1</b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>3,013 \times 10^{-4}</math></b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>4,630 \times 10^{-4}</math></b>
<b>P2-T2</b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>7,225 \times 10^{-4}</math></b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>9,006 \times 10^{-4}</math></b>
<b>P3-T3</b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>1,498 \times 10^{-3}</math></b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>1,647 \times 10^{-3}</math></b>
<b>P4-T4</b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>2,311 \times 10^{-3}</math></b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>2,430 \times 10^{-3}</math></b>
<b>P5-T5</b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>2,402 \times 10^{-3}</math></b>	<b><math>E_{\max}</math> : <math>2,2518 \times 10^{-3}</math></b>

*Tableau IV-2 : Comparaison des déformations ( $E$ ) pour les deux mâtereaux*

	INCONEL 718	INCONEL 738
P1-T1	$U_{max} : 2,102 \times 10^{-1}$	$U_{max} : 3,356 \times 10^{-1}$
P2-T2	$U_{max} : 5,042 \times 10^{-1}$	$U_{max} : 7,224 \times 10^{-1}$
P3-T3	$U_{max} : 11,94 \times 10^{-1}$	$U_{max} : 11,38 \times 10^{-1}$
P4-T4	$U_{max} : 16,12 \times 10^{-1}$	$U_{max} : 16,79 \times 10^{-1}$
P5-T5	$U_{max} : 16,76 \times 10^{-1}$	$U_{max} : 17,40 \times 10^{-1}$

Tableau IV-3 : Comparaison des déplacements ( $U$ ) pour les deux matériaux

### IV.3.1 Les diagrammes de comparaison

Les résultats de contraintes, déformations et de déplacements retenus pour les deux matériaux de l'étude sont représentés sur les graphes suivants pour comparaison :

➤ Diagrammes de comparaison des contraintes ( $\sigma$ )

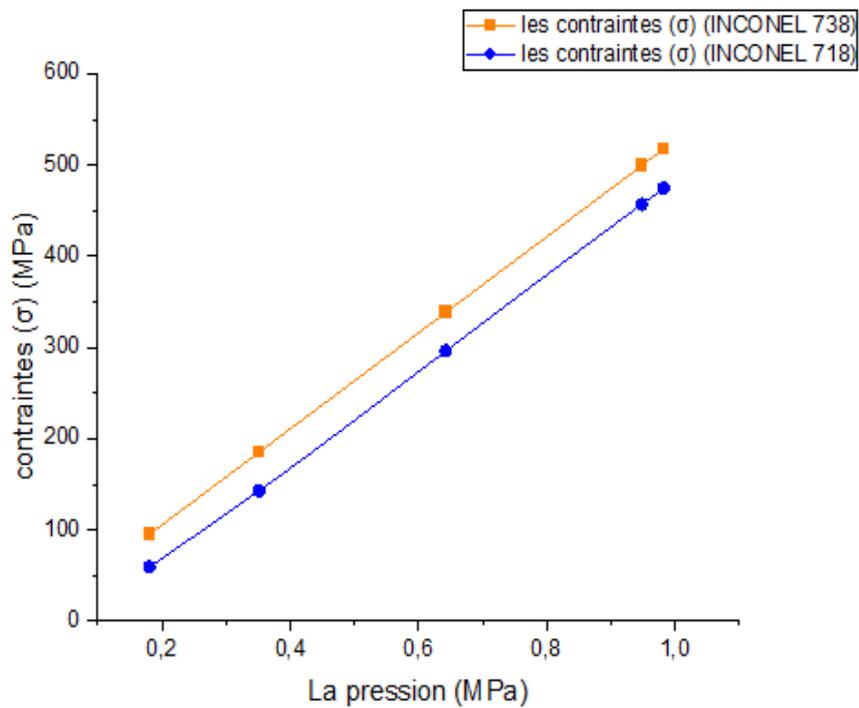


Figure IV.9 : Comparaison entre les contraintes ( $\sigma$ ).

➤ Diagrammes de comparaison des déformations (E)

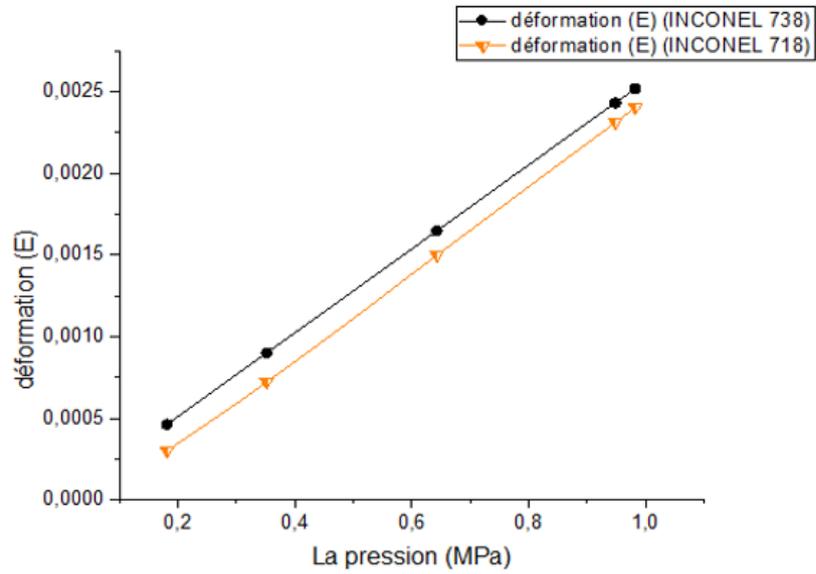


Figure IV.10 : Comparaison entre les déformations (E)

➤ Diagrammes de comparaison des déplacements (U)

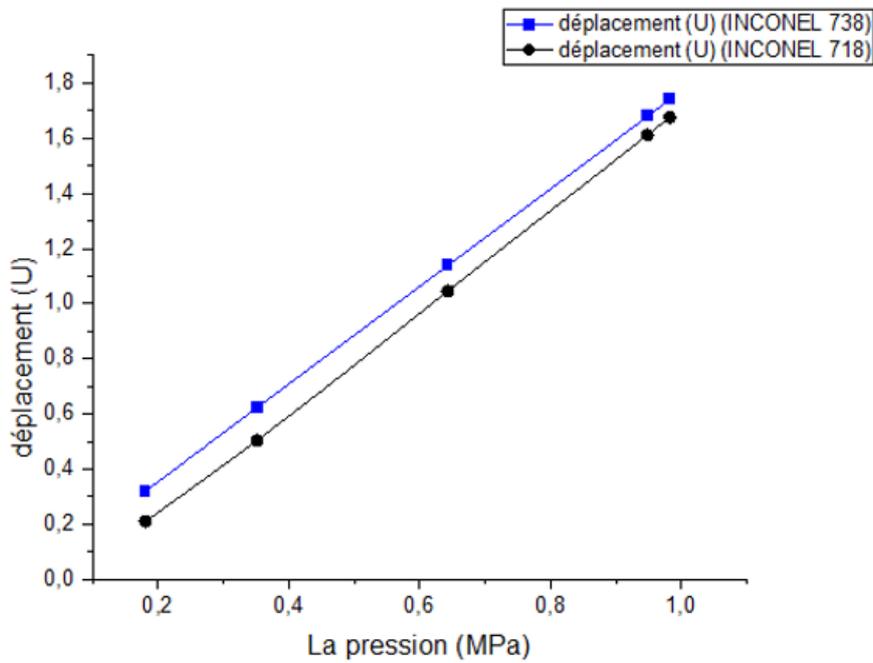


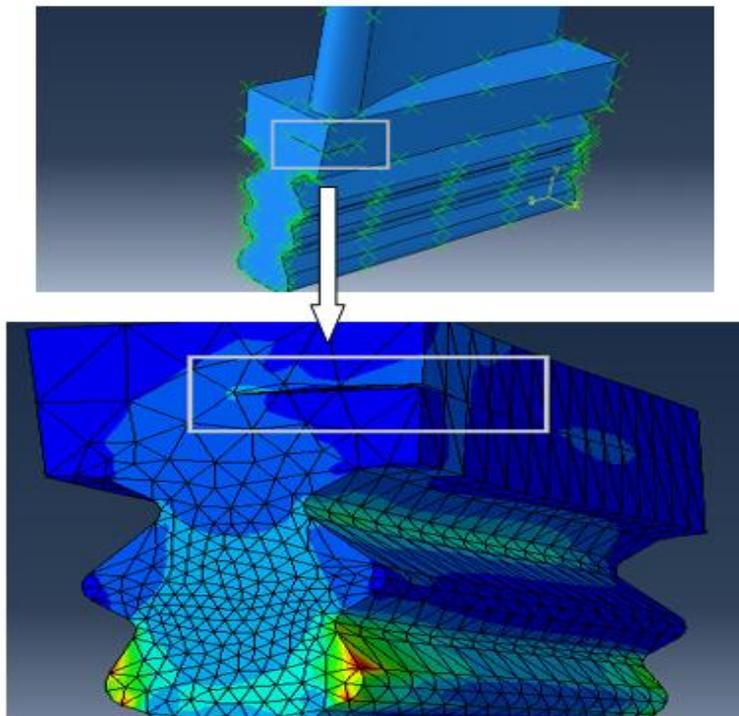
Figure IV.11 : Comparaison entre les déplacements (U)

### IV.3.2 Discussion

Les résultats des simulations effectuées sur les aubes de turbine en inconel 718 et inconel 738 ont révélé plusieurs observations significatives. L'inconel 738 s'est avéré plus résistant en termes de contrainte, avec une contrainte de 517.1 MPa dans la pression maximale, tandis que l'inconel 718 a atteint 474.3 MPa. Cependant, en ce qui concerne la déformation, l'inconel 718 a montré une meilleure performance avec une déformation de 0.002402, tandis que l'inconel 738 a enregistré une déformation de 0.00243 dans la pression maximale. De plus, en termes de déplacement, l'inconel 718 a présenté un déplacement de 1.6 mm, tandis que l'inconel 738 a atteint 1.74 mm dans la pression maximale. Ces résultats soulignent les différences entre les deux matériaux et leur impact sur les performances des aubes de turbine.

### IV.4 Création d'une fissure au niveau de l'aube

À ce stade, nous allons créer une fissure au niveau du pied de l'aube. On admet l'hypothèse qu'une fissure s'est initiée dans l'aube de la turbine après un nombre de cycles de fonctionnement sous la contrainte appliquée (Figure IV.12). Cette fissure est définie par sa dimension de 10 mm de long. Cette analyse a pour but d'évaluer et de comparer le comportement de l'aube en présence d'une fissure pour les deux matériaux étudiés



*Figure IV.12 : Introduction d'une fissure au niveau du pied de sapin*

IV.4.1 Les résultats de simulation après la fissuration

		INCONEL 718	INCONEL 738
P1-T1	$\sigma_{max}$ (MPa)	1.734	2.25
	$E_{max}$	8.181e-6	1.509 e-5
	$U_{max}$ (mm)	1.304e-3	1.332 e-3
P2-T2	$\sigma_{max}$ (MPa)	3.373	4.385
	$E_{max}$	1.591e-5	2.935 e-5
	$U_{max}$ (mm)	2.537e-3	2.592 e-3
P3-T3	$\sigma_{max}$ (MPa)	6.170	8.021
	$E_{max}$	2.911e-5	5.369 e-5
	$U_{max}$ (mm)	4.640e-3	4.740 e-3
P4-T4	$\sigma_{max}$ (MPa)	9.101	1.183 e1
	$E_{max}$	4.293e-5	7.919 e-5
	$U_{max}$ (mm)	6.844e-3	6.992 e-3
P5-T5	$\sigma_{max}$ (MPa)	9.430	1.226 e1
	$E_{max}$	4.449e-5	8.205 e-5
	$U_{max}$ (mm)	7.092e-3	7.245 e-3

Tableau IV-4 : Les résultats de simulation après la fissuration

IV.4.2 Les diagrammes de comparaison après la fissuration

➤ Diagrammes de comparaison des contraintes ( $\sigma$ )

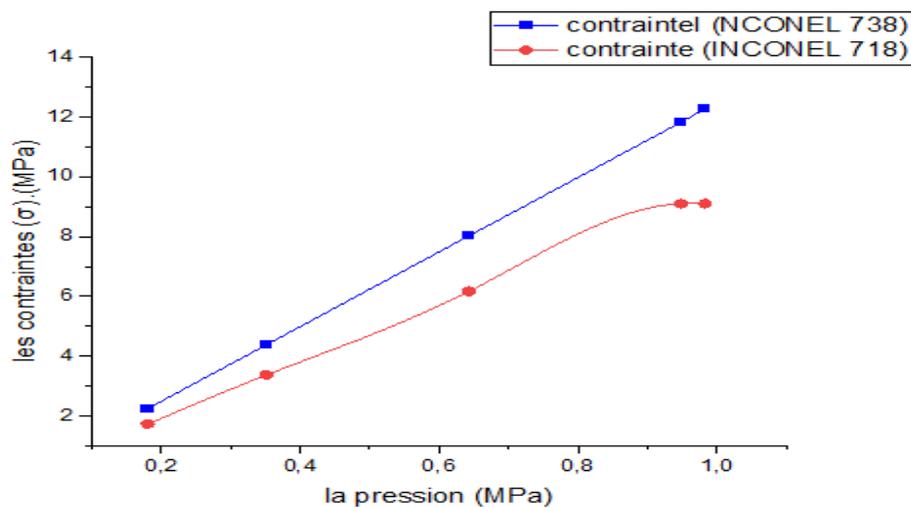


Figure IV.13: Diagrammes de comparaison des contraintes ( $\sigma$ )

➤ Diagrammes de comparaison des déformations (E)

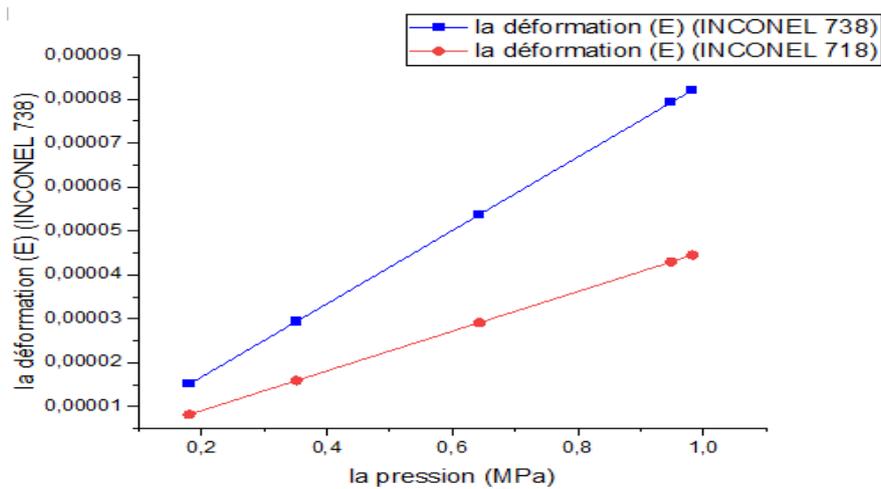


Figure IV.14: Diagrammes de comparaison des déformations (E)

➤ Diagrammes de comparaison des déplacements (U)

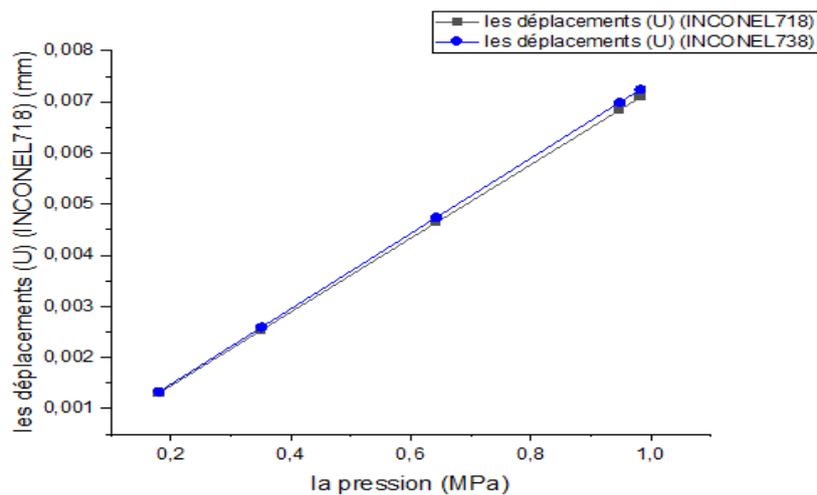


Figure IV.15: Diagrammes de comparaison des déplacements (U)

#### IV.4.3 Discussion

Après l'apparition des fissures sur l'aube rotorique au niveau du pied, nous avons constaté que les matériaux, le 718 et le 738 conservent leur résistance à la contrainte ainsi qu'à la déformation et au déplacement, mais la valeur de cette résistance diminue de manière significative par rapport à la valeur avant la fissuration. Néanmoins nous observons une régression des trois paramètres précédents de : 3.23% pour la contrainte, 13.41% pour la déformation et 90% pour le déplacement, concernant l'inconel 718. Pour l'inconel 738, nous obtenons une régression de : 5.25% pour la contrainte, 12.55% pour la déformation, 88.74% pour le déplacement.

### IV.5 Calcul du nombre de cycle

A travers l'équation Équation IV.5-1 du Chapitre III, nous avons calculer le nombre de cycle et tracé la courbe de Wöhler.

$$N = \int_{a_0}^{ac} \frac{1}{C(\Delta K)} \quad \text{Équation IV.5-2}$$

$$N = \int_{a_0}^{ac} \frac{1}{C(\Delta\sigma_y \cdot \sqrt{\pi a})^m} \quad \text{Équation IV.5-3}$$

$$\Delta\sigma_y = \sigma_{max} - \sigma_{min} \quad \text{Équation IV.5-4}$$

$$\sigma_y = \sigma \left(1 + 2 \cdot \sqrt{\frac{a}{r}}\right) \quad \text{Équation IV.5-5}$$

Le tableau suivant présente les résultats obtenus par le calcul pour les deux matériaux. Ces résultats nous ont permis de tracer la courbe de la contrainte en fonction du nombre de cycles

	INCONEL 718	INCONEL 738
<b>P1-T1</b>	N= 213,11×10 <sup>6</sup>	N= 174,94×10 <sup>6</sup>
<b>P2-T2</b>	N= 46,70×10 <sup>4</sup>	N= 19,46×10 <sup>4</sup>
<b>P3-T3</b>	N=3,83×10 <sup>1</sup>	N= 2,65×10 <sup>1</sup>
<b>P4-T4</b>	N= 0,89×10 <sup>1</sup>	N= 0,73×10 <sup>1</sup>
<b>P5-T5</b>	N= 0,79× 10 <sup>1</sup>	N= 0,65×10 <sup>1</sup>

Tableau IV-5 : Résultat du calcul du nombre de cycles N.

- Les diagrammes de résultats
  - **Matériau N°1 : INCONEL 718**

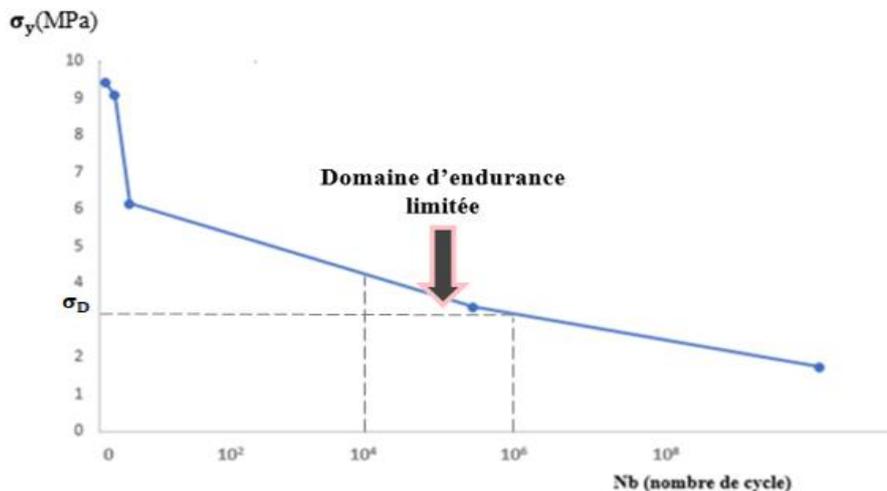
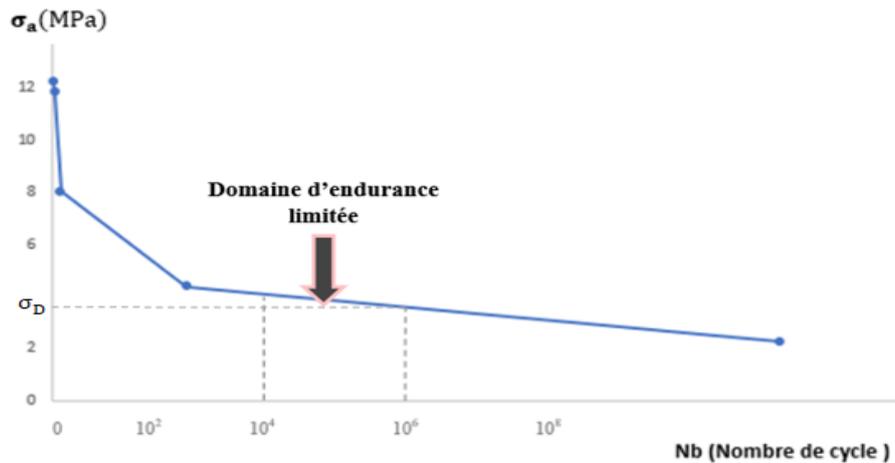


Figure IV.16 : Courbe de Wöhler pour l'aube en l'inconel 718

- Matériau N°2 : INCONEL 738



*Figure IV.17 : Courbe de Wöhler pour l'aube en l'inconel 738*

#### IV.5.1 Discussion

Les résultats de calcul du nombre de cycles supportés par les matériaux, nous permettent de remarquer que le matériau Inconel 718 a une durée de vie plus longue que le matériau Inconel 738. Et la valeur de  $\sigma_D$  de l'inconel 718 est supérieure à la valeur de l'inconel 738.

Cela signifie que le matériau Inconel 718 peut résister à un plus grand nombre de cycles de fatigue avant de présenter des signes de défaillance. Le matériau Inconel 738 peut être utilisé dans des applications nécessitant une résistance supérieure à la température, mais sa durée de vie est relativement plus courte en comparaison avec l'Inconel 718. Il est donc essentiel de choisir le matériau approprié en fonction des exigences spécifiques de chaque application afin d'assurer la fiabilité et la performance optimale des composants.

## **V. CONCLUSION GENERALE**

La fatigue des aubes dans le domaine aéronautique est un problème crucial qui nécessite une attention particulière, et pour faire face à ce problème, des matériaux spécifiques sont utilisés dans la fabrication des aubes pour garantir leur résistance à la fatigue, connus pour leur résistance mécanique élevée, leur résistance à la corrosion et leur capacité à supporter des températures élevées.

Après avoir appliqué la méthode de ressuage aux deux aubes de turbine, à savoir aube rotorique et aube statorique, nous avons pu détecter la présence de fissures et de piqures, cette constatation nous conduit à conclure que cette méthode se révèle efficace pour identifier les signes de fatigue et les fissurations qui se forment sur les aubes de turbine. Les inspections obtenues sont précieuses pour le remplacement ou entretien des aubes, garantissant ainsi de bonnes performances pour les turbines et l'ensemble du moteur.

Notre étude comparative sur le comportement thermomécanique des aubes de turbine s'est portée sur deux matériaux différents de la famille des superalliages l'inconel 718 et l'inconel 738.

L'Inconel 738 se révèle être plus résistant en termes de contrainte, ce qui indique sa capacité à résister à des charges élevées sans subir de déformation excessive. Cette propriété en fait un matériau prometteur pour les applications où la résistance structurelle est primordiale, notamment dans des environnements de fonctionnement à haute température et à haute pression.

D'autre part, l'Inconel 718 montre une efficacité supérieure en termes de déformation et de déplacement. Cela signifie que ce matériau est plus apte à absorber les contraintes et les charges dynamiques, ce qui peut être bénéfique dans des conditions de fonctionnement soumises à des vibrations ou à des sollicitations cycliques.

Il est important de noter que le choix du matériau dépendra des exigences spécifiques de l'application et des conditions de fonctionnement. Si la résistance à la contrainte est la priorité, l'Inconel 738 peut être préféré. En revanche, si la capacité à absorber les déformations et les déplacements est cruciale, l'Inconel 718 peut être privilégié.

## VI. Références Bibliographies

- [1] C. Khaled, «analyse de l'influence du taux de dilution sur les performances d'un turboréacteur double flux double corps», université akli mohand oulhadj bouira, 2022.
- [2] BENZIANI.Y, «Etude et Optimisation du fonctionnement de turboréacteur double flux avec soufflante», faculte des sciences et des sciences appliquees. université de bouira, 2017-2018
- [3] H. A. S. Fawzi, «Analyses thermodynamique et performance d'un turboréacteur CFM56-7B,» Faculté des Sciences et des Sciences Appliquées.Université de BOUIRA, 2020/2021 .
- [4] «motorelements,» [En ligne].
- [5] A. I. ARKAB NOUH, «simulation numerique de l'ecoulement a trvers un canal inter-aube d'une turbine de turboreacteur,» faculté des sciences de l'ingénieur.universite m'hamed bougara boumerdes, 2018- 2019.
- [6] B. GUEZGOUZ, «Etude thermodynamique et performances d'un réacteur d'avion double corps-double flux.,» universite badji mokhtar annaba, 2015/2016.
- [7] H. A. S. Fawzi, «Analyses thermodynamique et performance d'un turboréacteur CFM56-7B,» Universitév de BOUIRA , 2021.
- [8] D. Oussama, «analyse et simulation de refroidissement des aubes d'une turbine a gaz en presence des trous.,» universite kasdi merbah - ouargla, 15/06/2019.
- [9] K. EFTIKHAR, «Conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux composites,» faculté de technologie.université de batna, 14/ 09/ 2015 .
- [10] S. Gohardani, «"Ceramic engine considerations for future aerospace propulsion“,» Aircraft Engineering and Aerospace Technology Emerald Article: Ceramic engine considerations Aerospace Technology, Vol. 84 Iss: 2 pp. 75 – 86.for future aerospace , 2012.
- [11] H. Benhamouda, «Modélisationetsimulationdelastucturede solidification dans les superalliages base-nickel: application AM1,» l'École nationale supérieure des mines de Paris, 2012.
- [12] Roxanetrehorel, «omportement mécanique haute température du superalliage monocristallin am1:étude in situ par une nouvelletechniquedediffraction en rayonnement synchrotron,» Université de Lorraine Français., 2018.
- [13] G. Soufyane, «Etude de l'effet thermique sur le superalliage udimet 500 utilisé dans les turbines a gaz,» Université de m'sila, 2015 / 2016.
- [14] M. Revaud, «Optimisation métallurgique du superalliage à base de Nickel 718 Plus,» Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2014.

- [15] H. Ali, «Etude de fabrication d'une aube d'une turbine à gaz,» Université Echahid Hamma Lakhdar d'El-Oued, 2021-2022.
- [16] L. H. LARBAOUI ABDELHAQ, «etude de l'effet du defauts de forme sur la tenue en la fatigue des pieces mecanique,» faculté des sciences et de la technologie.université abdelhamid ibn badis de mostaganem, 25/ 06/ 2020.
- [17] L. A. E. GEURGUIT Elbachir, «simulation de la fatigue des matériaux par la méthode des élément finis,» Université de m'sila. Faculté de Technologie, 2017 / 2018 .
- [18] Z. Abdulkader, «endommagement par fatigue et prédiction de la durée de vie des joints soudés de type caisson,» Université de Lorraine,, 18 octobre 2012..
- [19] A. E. Boudilmi, «Contribution à l'étude de la fatigue des matériaux,» Université de m'sila, 2015 / 2016.
- [20] LECHEB.samir, «Cours de mecanique de rupture,» universite m'hamed bougara boumerdes.
- [21] D. C. Guèye, «influence des parametres d,usinage et de chargementsur le comportement en fatigue des attaches a doigt,d,aiettes de turbine a vapeur,» universite de metz, 11 octobre 2000.
- [22] A. R. I. ZANE, «Evaluation non destructive par courants de Foucault des structures multicouches rivetées : Application au contrôle des fuselages d'avions,» universite m'hamed bougara de boumerdes, 2021/2022.

## VII. ANNEXE

### ANNEXE A

#### Les différents types de propulseurs à réaction

Selon le type d'énergie apportée par la réaction, on distingue deux catégories :

- **Propulseur à réaction directe**

Les propulseurs à réaction directe fournissent « directement » des gaz comprimés et de l'énergie cinétique à partir d'une réaction chimique entre un comburant et un carburant. Ils sont générateurs de poussée.

Certains de ces propulseurs utilisent comme comburant l'air ambiant :

- les statoréacteurs,
- les pulsoréacteurs,
- les turboréacteurs.

- **Propulseur à réaction indirecte**

Les propulseurs à réaction indirecte produisent de l'énergie mécanique « intermédiaire » transmise par un arbre à une hélice. On transforme ainsi de l'énergie chimique en énergie mécanique puis en énergie cinétique. Ces moteurs sont générateurs de traction.

Ces propulseurs peuvent être :

- des moteurs à piston classiques (avions légers),
- des turbopropulseurs.

#### Différents types des turboréacteurs

##### Turboréacteur à compresseur centrifuge

Un compresseur centrifuge est lié mécaniquement par un arbre à une turbine. Celle-ci peut être centripète ou axiale à un ou plusieurs étages. Le compresseur centrifuge offre l'avantage d'être simple à fabriquer. Sa faible longueur malgré un fort diamètre en fait un moteur compact idéal pour les hélicoptères. La figure 60 montre un turboréacteur à compresseur centrifuge comportant plusieurs chambres de combustion et une turbine axiale à deux étages.

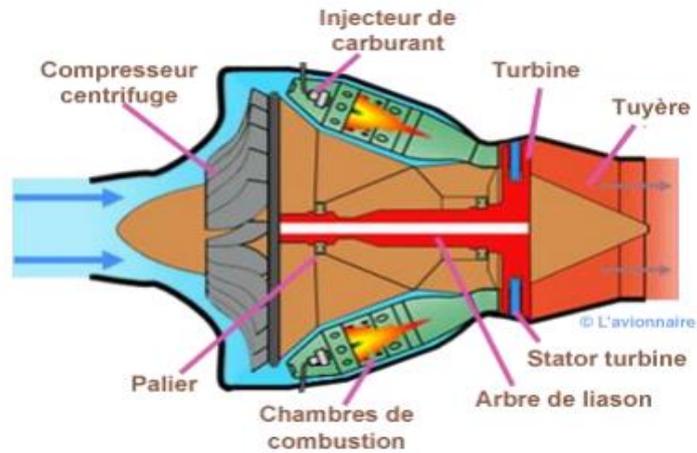


Figure 1 : Turbo-réacteur à compresseur centrifuge

**Turboréacteur a compresseur axial**

➤ **Turboréacteurs simple flux monocorps**

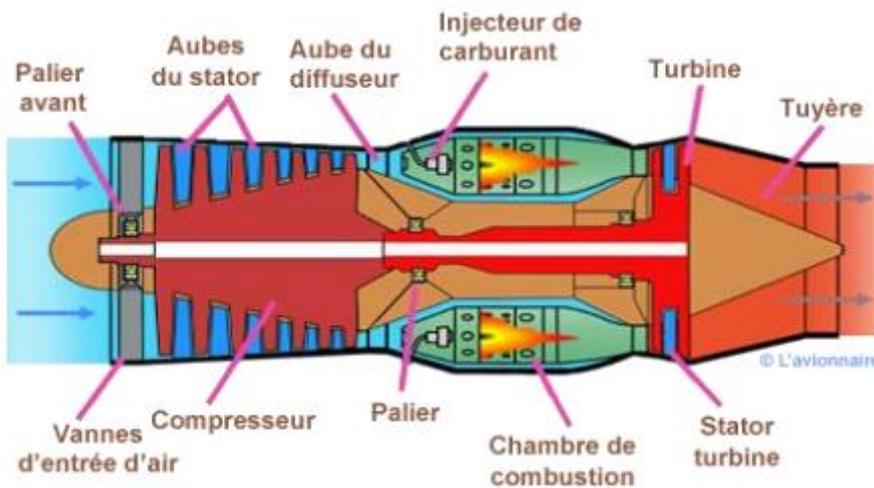


Figure 2 : Turbo-réacteur simple flux mono corps

➤ **Turboréacteurs simple flux, double corps**

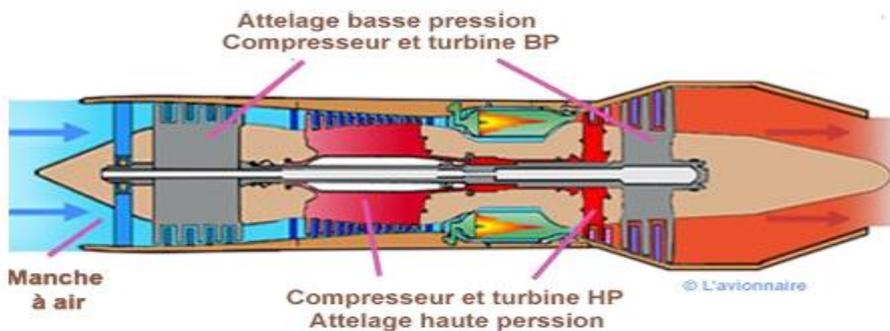
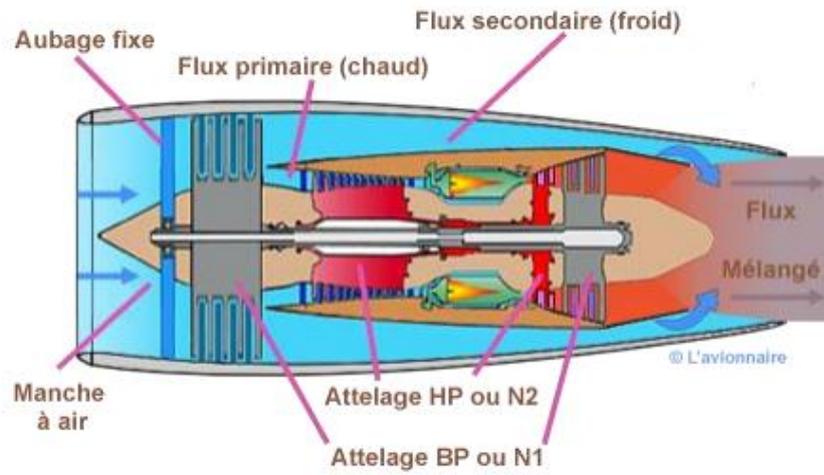


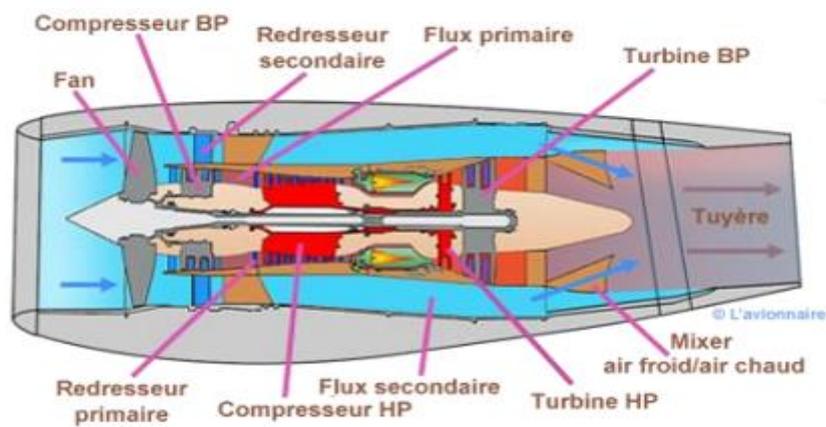
Figure3 : Turbo-réacteur simple flux double corps

➤ **Turboréacteur double flux mélangés**



**Figure 4 :** *Turboréacteur double flux mélangés*

➤ **Turboréacteur double flux avec soufflante**



**Figure 6 :** *Turboréacteur double flux avec soufflante*

## ANNEX B

**Etude thermodynamique de chaque élément du turboréacteur cfm56-7b**

Calculs effectués pour déterminer température et pression à la turbine haute pression, résultats nécessaires pour poursuivre.

➤ **La turbine haute pression****Calcul de la température total au point G à la sortie de la turbine :**

Si on néglige les frottements des roulements, la puissance nécessaire pour entraîner le compresseur HP, calculée précédemment, est égale à celle que doit fournir la turbine HP.

Tel que :

$$\dot{W}_{\text{turbHP}} = \dot{W}_{\text{compHP}} = 31532 \text{ KW}$$

On à par définition :

$$\dot{W}_{\text{turbHP}} = (\dot{m}_i + \dot{m}_c) \times C_{pg} (T_{TG} - T_{TF})$$

$$T_{TG} = T_{TF} - \frac{\dot{W}_{\text{turbHP}}}{(\dot{m}_i + \dot{m}_c) \times C_{pg}}$$

**Calcul de la pression totale au point G à la sortie de la turbine haute pression :**

Grâce au rendement isentropique  $\eta_{THP}$ , nous pouvons déterminer la température isentropique  $T_{t8i}$

s à partir de la température réelle  $T_{t8}$  ci-dessus.

$$\eta_{TurbHP} = 0.89 = \frac{T_{TH} - T_{TG}}{T_{THIS} - T_{TG}}$$

$$T_{TGIS} = \frac{T_{TF} - T_{TG}}{\eta_{TurbHP}} + T_{TF}$$

Donc la pression totale :

$$P_{TG} = P_{TF} \times \left( \frac{T_{TGIS}}{T_{TF}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

**Calcul de la température statique au point G à la sortie de la turbine haut pression :**

Considérons que les deux point 'i' et 'i+1' sont respectivement l'entrée et la sortie du compresseur HP avec (n) le nombre des étages dans l'expression suivante :

$$T_{i+1} = T_i - n \times \Delta t_e$$

Avec :

$n$  : Le nombre des étages.

$\Delta t_e$ : La diminution de la température dans chaque étage.

## ANNEXE

---

Donc :  $T_G = T_F - \Delta t_e$

On a l'expression de l'augmentation de l'enthalpie dans chaque étage :

$$\Delta H_e = C_{p_{THP}} \times \Delta t_e$$

Donc :

$$\Delta t_e = \frac{\Delta H_e}{C_{pg}}$$

Avec :

$$\Delta H_e = \frac{\Delta H_t}{n}$$

On peut écrire  $\Delta H_t$  sous la forme suivante :

$$\Delta H_t = C_{p_{THP}} \times (T_{TG} - T_{TF})$$

Alors on trouve :

$$\Delta H_t = 465007.78 \text{ J/Kg} \quad \Delta H_e = 465007.78 \text{ J/Kg} \quad \Delta t_e = 404.35 \text{ K}$$

**On peut déduire le nombre de mach à l'aide de l'équation de saint - venant :**

$$M_G = \sqrt{\left( \left( \frac{T_{TG}}{T_G} \right) - 1 \right) \times \left( \frac{2}{\gamma - 1} \right)}$$

**Calcul de la pression statique au point G à la sortie de la turbine haute pression :**

$$P_G = \frac{P_{TG}}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_G^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

**Calcul de la masse volumique :**

$$\rho_G = \frac{P_G}{T_G \times r} = \frac{223516.43}{1216.22 \times 287}$$

**Calcul de la vitesse :**

$$V_G = M_G \times \sqrt{T_G \times r \times \gamma}$$

**ANNEXE C****PLAGES DE CONTROLE (suivant ASTM E1417)**

<b>PLAGES DE CONTROLE (suivant ASTM E1417)</b>	
<b>AH001 : type 1, niveau 2, méthode A, forme a</b>	Par immersion
<b>AH002 : type 1, niveau 3, méthode D, forme a</b>	Par immersion
<b>AH003 : type 1, niveau 4, méthode D, forme a</b>	Par immersion
<b>AH004 : type 1, niveau 2, méthode A, forme a</b>	Par pulvérisation
<b>AH005 : type 1, niveau 2, méthode A, forme d</b>	Par pulvérisation d'aérosols
<b>AH006 : type 1, niveau 3, méthode A, forme a</b>	Par pulvérisation
<b>AH007 : type 1, niveau 3, méthode C, forme d</b>	Par pulvérisation d'aérosols
<b>AH008 : type 1, niveau 4, méthode D, forme a</b>	Par pulvérisation
<b>AH009 : type 1, niveau 4, méthode C, forme d</b>	Par pulvérisation d'aérosols

*Tableau VII-1: PLAGES DE CONTROLE (suivant ASTM E1417)*