

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'enseignement supérieur et de
la recherche scientifique

Université de SAAD DAHLEB
Blida

Faculté des sciences de l'ingénieur
Département d'Aéronautique

Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention
du diplôme d'études universitaires appliquées
en Aéronautique D.E.U.A

THEME

*Etude technologique de la turbine et la
maintenance de la turbine basse pression LPT du
réacteur JT8D-15*

Réalisée par :

KENDEL YAMINA

ZEID SAMIHA

Dérigé par :

Mr H. Belhechat

Mr S. Berghel

Promotion 2003-2004



NOMENCLATURE

| | |
|----------|----------------------------------|
| A | vitesse du son. |
| V_a | vitesse axiale. |
| η | rendement théorique. |
| T_f | température de la source froide. |
| T_c | température de la source chaude. |
| σ | contrainte. |
| F | effort. |
| S | section. |
| H | altitude. |
| P | pression |
| P_s | pression statique. |
| P_T | pression totale. |
| T_s | température statique. |
| T_T | température totale. |
| P_{ci} | pouvoir calorifique inférieur. |
| C_p | chaleur spécifique. |
| f | le dosage. |
| m_c | débit carburant. |
| m_a | débit d'air. |
| γ | coefficient adiabatique. |
| R | constante des gaz parfaits. |
| M | nombre de mach. |
| THP | turbine haute pression. |
| TBP | turbine basse pression. |
| CHP | compresseur haute pression. |
| CBP | compresseur basse pression. |



SOMMAIRE

| | |
|---|----|
| <u>INTRODUCTION</u> | 1 |
| <u>CHAPITRE I</u> : Généralités sur les turboréacteurs | |
| I-1. Historique..... | 2 |
| I-2. Les types des moteurs à turbine à gaz..... | 2 |
| I-2-a. Turbojet..... | 3 |
| I-2-b. Turbofan..... | 3 |
| I-2-c. Turboprop..... | 3 |
| I-2-d. Turboshift..... | 3 |
| <u>CHAPITRE II</u> : Présentation et description du réacteur JT8D | |
| II-1. Introduction..... | 4 |
| II-2. Description | |
| II-1-a. Entrée d'air..... | 4 |
| II-1-b. Compresseur..... | 5 |
| II-1-c. Chambre de combustion..... | 5 |
| II-1-d. Turbine..... | 6 |
| II-1-e. Tuyère..... | 6 |
| II-1-f. Roulements..... | 6 |
| II-1-g. Stations..... | 7 |
| II-1-h. Systèmes..... | 8 |
| II-3. Fonctionnement..... | 11 |
| II-4. Caractéristiques..... | 12 |
| <u>CHAPITRE III</u> : La turbine | |
| III-1. Description de la turbine..... | 13 |
| III-1-a. Turbine haute pression..... | 13 |
| III-1-b. Turbine basse pression..... | 14 |

| | |
|---|----|
| III-2. Carters de la turbine..... | 15 |
| III-3. Ecoulement des gaz de la turbine..... | 15 |
| III-4. Fonctionnement de la turbine..... | 16 |
| III-5. Refroidissement de la turbine..... | 17 |
| III-6. Les contraintes supportées par la turbine..... | 18 |
| III-7. Caractéristiques de fonctionnement..... | 19 |

CHAPITRE IV : Etude et calcul thermodynamique

| | |
|--|----|
| IV-1. Etude Technologique..... | 14 |
| IV-2. Etude Aérodynamique..... | 17 |
| IV-3. Etude Thermodynamique..... | 20 |
| - Calcul Thermodynamique du cycle théorique..... | 22 |

CHAPITRE V : Maintenance

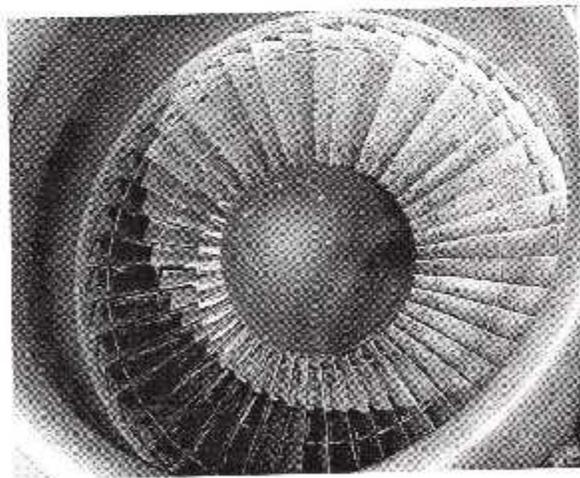
| | |
|--|----|
| V-1. Définition de la maintenance..... | 40 |
| V-2. Les formes de maintenance..... | 40 |
| V-3. La maintenance de la turbine..... | 41 |

CHAPITRE VI : Expertises

| | |
|---------------------------------------|----|
| VI-1. Informations sur le moteur..... | 51 |
| VI-2. Inspections en ligne..... | 52 |
| VI-3. Inspections en atelier..... | 52 |
| VI-4. Conclusion..... | 53 |
| - Chaînes des causes..... | 54 |

| | |
|-------------------------|----|
| <u>CONCLUSION</u> | 55 |
|-------------------------|----|

INTRODUCTION



INTRODUCTION :

Les historiens font remonter la première réalisation du moteur à combustion à 1668 : l'Abbé HAUTEFEILLE avait alors imaginé un moteur à poudre à deux temps.

Le moteur à réaction n'a pas bénéficié d'une application pratique qu'en 1930, quand Frank WHITTLE, a breveté son premier moteur à réaction conçu pour la propulsion d'un aéronef.

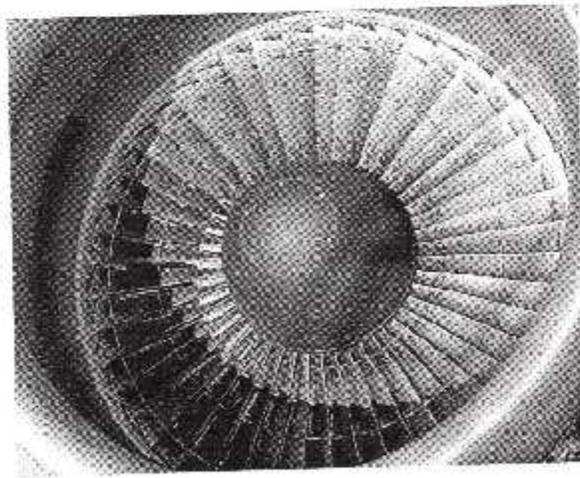
Les moteurs à réaction n'avaient certes pas les standards d'aujourd'hui, mais tellement le développement a été rapide, que la propulsion d'aéronef, maintenant, dispose d'une large sphère d'application, comprenant les navires, bateaux, trains, aéroglisseurs, véhicules, centrales énergétiques...etc. Tous bénéficiant des qualités de la turbine à gaz comme la puissance élevée, petite consommation et faible poids.

A cet effet notre présence étude s'effectue sur un type de réacteur qui est le PWAJT8D. Ce moteur équipe les Boeing 727-200 exploiter par Air Algérie auprès du laquelle nous avons effectué notre stage pratique.

Après la présentation du turboréacteur JT8D, nous allons faire une étude de sa turbine basse pression.

CHAPITRE

Généralités sur les turboréacteurs



I- GENERALITES SUR LES MOTEURS AERONAUTIQUE :

I-1/- Historique :

Le principe de fonctionnement du moteur à réaction repose sur le principe fondamental en mécanique de l'égalité de l'action et de la réaction.

Le moteur à turbine à gaz commencement appelé moteur à réaction ou Turboréacteur, est un moteur à combustion interne qui produit de l'énergie (fournit de la puissance) par l'oxydation commandée du carburant.

Dans le turboréacteur, comme dans le moteur à piston (automobile), l'air est comprimé puis mélangé avec le carburant ; le mélange est en suite brûlé ^{la diminution de chaleur} la chaleur produit une expansion des gaz utilisés pour fournir du travail.

I-2/ Les types des moteurs à turbine à gaz :

Les moteurs à turbine à gaz existent en quatre types :

- Turbojet.
- Turbofan.
- Turboprop.
- Turboshaft.

Les deux premiers sont des moteurs à réaction qui tirent leur puissance de la réaction des gaz d'échappement.

Les deux autres moteurs utilisent l'énergie développée par les gaz pour entraîner une turbine indépendante qui est reliée à une hélice ou un arbre d'entraînement.

I-2-a/- Turbojet: FIG [I-1]

C'est le plus simple et l'un des premiers moteurs utilisés dans les avions à grande vitesse en raison de la grande vitesse d'échappement des gaz d'éjection.

I-2-b/- Turbofan: FIG [I-2]

Double Flux. Bypass
C'est le moteur le plus utilisé pour les avions à double flux, le premier passe à travers le compresseur puis il est envoyé vers la chambre de combustion, tandis que le second est envoyé tout au long du canal pour rejoindre le premier flux à la sortie de la turbine.

On obtient une bonne propulsion avec moins de bruit et une faible consommation qui rend le moteur soit disant idéal pour les avions de toutes catégories.

I-2-c/- Turboprop: FIG [I-3]

C'est un réacteur muni d'une turbine destinée à absorber la plus grande quantité d'énergie développée par les gaz et qui va être prélevée pour faire tourner le compresseur.

Cette turbine entraîne une hélice se trouvant généralement à l'avant du réacteur. Ce type de réacteur est efficace pour les avions qui volent à faible vitesse et à basse altitude.

I-2- d/- Turboshaft: FIG [I-4]

Le moteur est identique au Turboprop, la plus grande quantité d'énergie est absorbée par la turbine.

Le Turboshaft équipe les Hélicoptères, d'où le moteur entraîne le rotor principal et le rotor secondaire situé dans la queue de l'hélicoptère.

Ce type de moteur est utilisé aussi dans les stations de pompage et les bateaux.

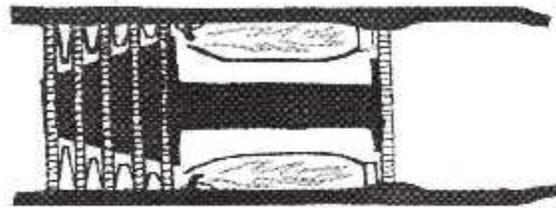


FIG [1-1] TURBOJET

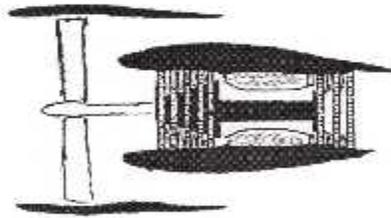


FIG [1-2] TURBOFAN



FIG (1-3) TURBOPROP

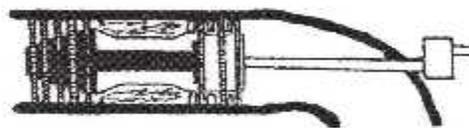
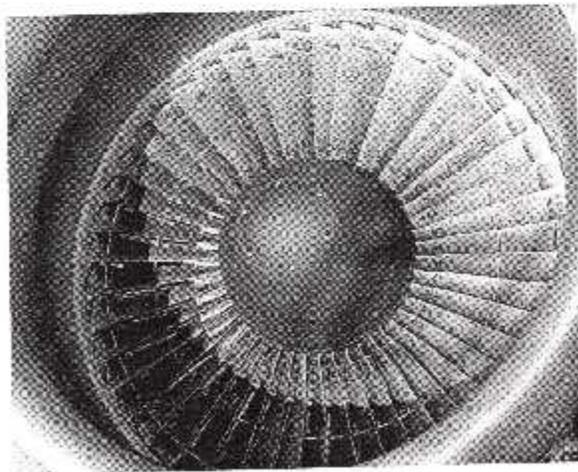


FIG (1-4) TURBOSHAFT

CHAPITRE II

Présentation et description du réacteur JT8D



II-1/ INTRODUCTION :

La construction des réacteurs de type JT8D du constructeur « PRATT et WHITNEY » remonte aux années Cinquante, mais le premier vol effectué avec ces moteurs n'a eu lieu qu'en 1963.

Nous pouvons citer 04 types, que possède la compagnie AIR ALGERIE :

- JT8D-9
- JT8D-15
- JT8D-17
- JT8D-17A

Ces réacteurs sont montés sur le Boeing 727- 737, ils sont suspendus en dessous des ailes pour les B737 seulement, et entourés de capots rabattables.

Des types qu'on a cité précédemment, le JT8D-15 est le moteur concerné par cette étude.

Le JT8D-15 est composé essentiellement de :

- Entrée d'air.
- Compresseur axial.
- Chambre de combustion.
- Turbine.
- Tuyère.
- Roulements.
- Stations.
- Systèmes.

II-2/ DESCRIPTION :

II-2-a/ ENTREE D'AIR: FIG [II-1]

La section de l'entrée d'air est sous la forme d'une conduite adiabatique qui ramène les filets d'air vers l'entrée du compresseur, dans les meilleures conditions et dans tous les domaines de vol.

Le carter d'entrée du réacteur est en alliage d'aluminium ou magnésium à double paroi pour permettre le passage de l'air de dégivrage du moteur ; ce carter contient :

- Les aubes directrices d'entrée du compresseur.
- Le support du roulement N1.

- Le support de la génératrice tachymétrique N1.

A l'entrée d'air la température totale est conservée, mais la pression totale chute à cause des pertes qu'on peut classer en deux :

- Pertes internes : dues aux frottements sur les parois (<10%).
- Pertes externes : liées au champ aérodynamique autour du moteur.

II-2-b/ LE COMPRESSEUR : FIG [II-2]

Le compresseur est un module destiné à comprimer l'air traversant le moteur avec un taux de compression, il amène le fluide dans les conditions minimales d'inflammation à la chambre de combustion.

Or le turboréacteur JT8D-15 est équipé par un compresseur axial composé de 13 étages subdivisés en :

- Six étages basse pression formant le compresseur basse pression, qui est entraîné par la turbine basse pression, les deux premiers étages du compresseur basse pression forme la soufflante « FAN ».
- Sept étages haute pression formant le compresseur haute pression, qui est entraîné par la turbine haute pression.

Chaque étage du compresseur axial est composé d'une grille d'aubes mobiles et une grille d'aubes fixes.

Partie mobile :

Le rotor qui fournit l'énergie cinétique au fluide avec transformation préliminaire d'énergie cinétique en énergie de pression, cette transformation est assurée par la section divergente.

Partie fixe :

Le stator qui transforme l'énergie cinétique en énergie de pression.

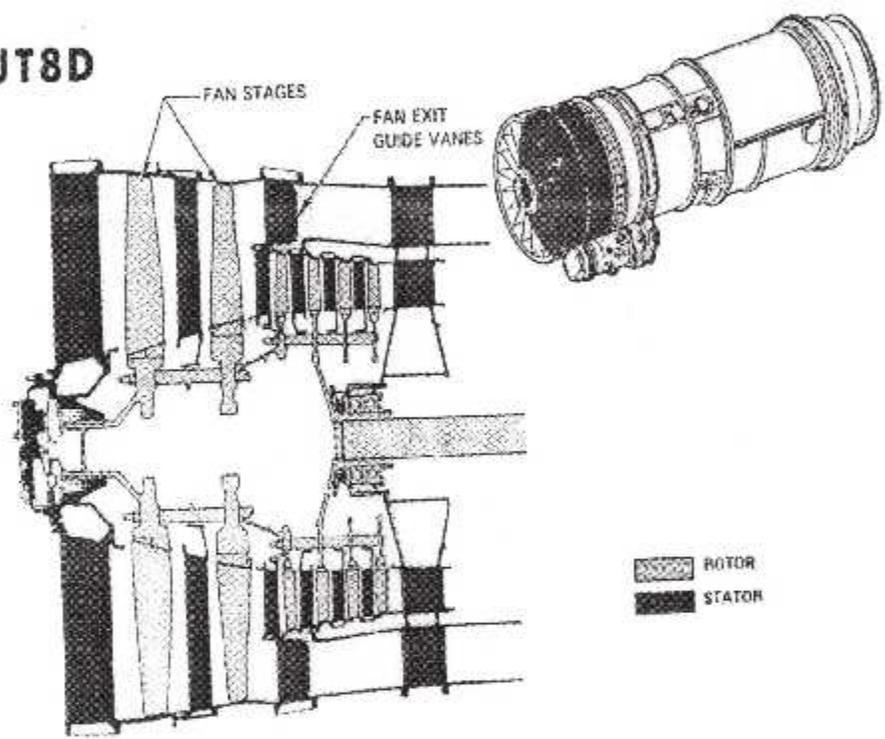
II-2-c/ LA CHAMBRE DE COMBUSTION : FIG [II-3]

Le turboréacteur JT8D-15 comprend neuf tubes à flamme numérotés dans le sens horlogique qui forment la chambre de combustion annulaire.

Un injecteur de carburant équipe chaque tube à flamme, et seulement deux bougies d'allumage sont placées respectivement dans les tubes positionnés à 4h et à 7h.

Les tubes à flammes sont reliés entre eux par de raccords d'intercommunication. Deux bosses de récupération du carburant des chambres de combustion sont localisés sur la partie inférieure du carter extérieur de ces dernières.

JT8D



FIG|11-2|

le compresseur

JT8D

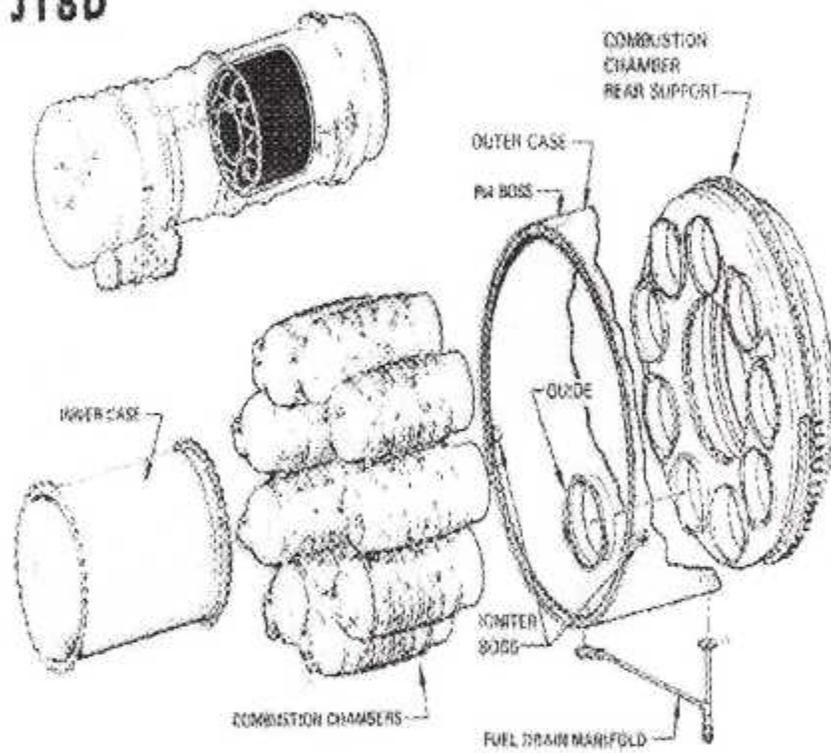


FIG [II-3] *la chambre de combustion*

La chambre de combustion doit assurer le mélange AIR / CARBURANT et permet la transformation la plus complète de l'énergie chimique du mélange en énergie calorifique dans tout le domaine de vol.

II-2-d/ LA TURBINE : FIG [II-4]

La turbine a pour rôle d'entraîner le compresseur et les accessoires, le JT8D-15 possède une turbine axiale qui est composée de quatre étages subdivisés en :

- Un étage haute pression pour l'entraînement du compresseur HPC et les accessoires.
- Trois étages basse pression pour l'entraînement du compresseur basse pression.

Chaque étage d'une turbine axiale est composé d'une grille d'aubes fixes et une grille d'aubes mobiles.

Partie fixe :

Le stator transforme une partie de l'énergie de pression à la sortie de la chambre de combustion en énergie cinétique.

Partie mobile :

Le rotor transforme l'énergie cinétique en énergie mécanique sur l'arbre pour entraîner le compresseur et les accessoires.

II-2-e/ TUYERE D'EJECTION : FIG [II-5]

Le canal d'éjection est placé à la sortie de la turbine, il a pour rôle de terminer la détente d'où la transformation de l'énergie de pression en énergie cinétique utile à la propulsion.

La tuyère est composée d'une rallonge qui ramène les gaz de propulsion à la buse d'éjection avec un minimum de perte d'énergie, cette dernière permet la transformation d'énergie de pression en v

II-2-f/ LES ROULEMENTS : FIG [II-6]

Le rôle : Transmettre les charges et les efforts du rotor vers le carter et la structure statique.

Le moteur JT8D-15 possède sept roulements :

JT8D

P17
PROBE

FAN EXHAUST
OUTER DUCT

EXHAUST
CASE

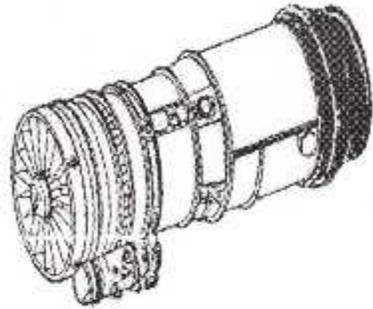


FIG [II-5] la tuyère d'éjection

carter d'échappement

JT8D

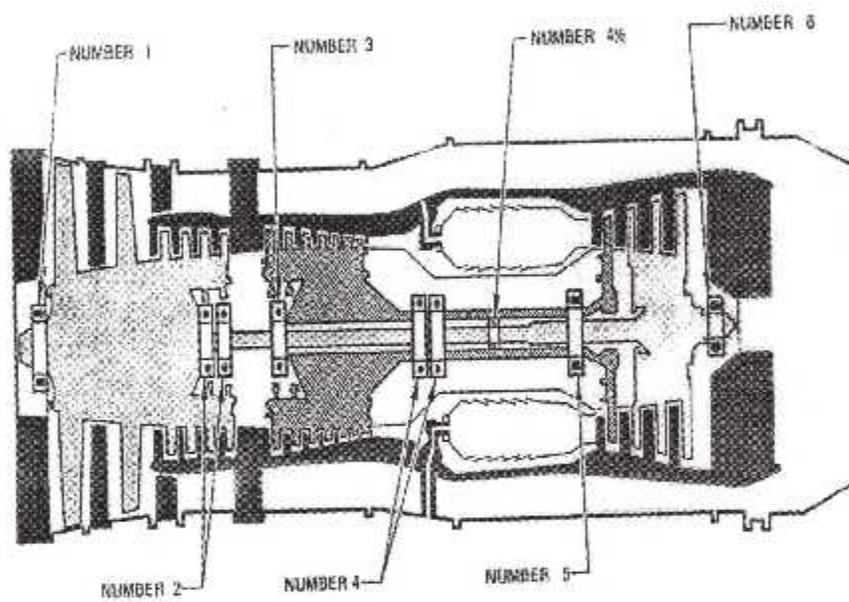


FIG [II-6] Les Roulements

* Roulement 1 : Ce roulement à galets supporte l'avant du compresseur N1 et permet à ce compresseur de se dilater vers l'avant et reprend les efforts radiaux.

* Roulement 2 : Ce roulement à double rangée de billes « Thrust Bearing » supporte l'arrière du compresseur N1 et reprend les efforts axiaux qui agissent sur ce dernier.

* Roulement 3 : Ce roulement à billes supporte l'avant du compresseur N2 et permet la dilatation vers l'avant de ce dernier et reprend les efforts axiaux.

* Roulement 4 : Ce roulement à double rangée de billes supporte l'arrière du compresseur N2 et reprend les efforts axiaux agissant sur ce dernier.

* Roulement 4. ^{1/2} : Ce roulement à galets est placé entre les arbres N1 et N2 pour empêcher la fixation entre les deux et reprend les efforts radiaux.

* Roulement 5 : Ce roulement à galets est placé à l'avant de la turbine haute pression et permet la dilatation vers l'arrière, en reprenant les efforts radiaux, dus aux contraintes de température et les efforts centrifuges.

* Roulement 6 : Ce roulement à galets supporte l'arrière de la turbine basse pression et permet la dilatation vers l'arrière, et reprend les efforts radiaux.

II-2-g/-LES STATIONS : FIG [II-7]

La figure qui suit montre les différentes stations du moteur.

Les stations les plus utilisées sont :

- am : milieu ambiant.
- 2 : entrée du compresseur N1.
- 2.5 : sortie FAN.
- 3 : entrée du compresseur N2.
- 4 : sortie du compresseur N2.
- 5 : entrée de la turbine.
- 7 : sortie de la turbine.



JT8D

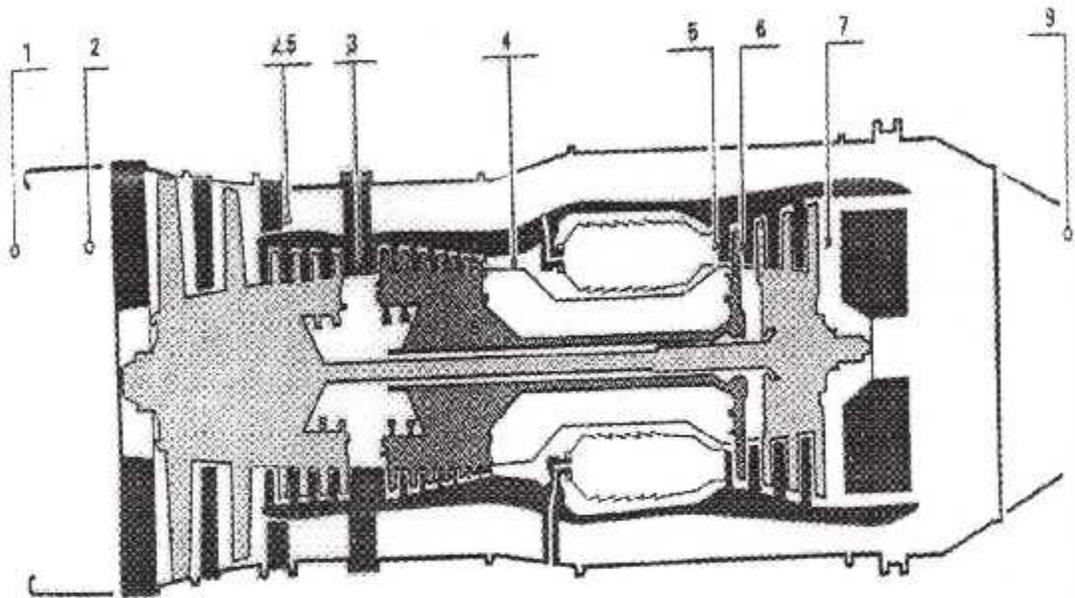


FIG [II-7] les stations

II-2-h/- Les différents systèmes du réacteur JT8D-15 :

a)- Système d'allumage : FIG [II-8]

Le système d'allumage (ignition) amorce la combustion dans les tubes à flamme au moment du démarrage. Dans certaines conditions au sol ou en vol ou l'extinction du moteur est à craindre, il est utilisé comme mesure préventive.

Le système d'allumage est composé de :

- * Une boîte d'allumage.
- * Deux câbles haute tension.
- * Deux bougies d'allumage dans les chambres de combustion 4 et 7 qui produisent des étincelles allumant ainsi le mélange air- fuel présent aux chambres de combustion.

b)- Système de lubrification : FIG [II-9]

Le circuit d'huile (oil system) est destiné à lubrifier, nettoyer et refroidir les sept roulements ainsi la boîte d'entraînement des accessoires.

Le système de lubrification comprend :

- * Un réservoir cylindrique monté sur la face avant et à gauche de la boîte d'entraînement de accessoires.
- * Un circuit de pression mettant l'huile sous pression, constitué d'une pompe, d'un filtre, d'un régulateur de pression d'huile et d'un échangeur thermique (huile- carburant).
- * Un circuit de récupération ramenant l'huile au réservoir au moyen de cinq pompes de récupération.
- * Un circuit de mise à l'air libre établissant la pression interne dans les chambres à lubrifier.
- * Des indicateurs et avertisseurs.

Tous les éléments du circuit sont montés sur le moteur.

c)- Système de démarrage : FIG [II-10]

Le démarrage du réacteur JT8D-15 au sol est obtenu à l'aide d'un démarreur pneumatique comprenant une turbine centrifuge qui convertit l'énergie de l'air en couple suffisant à l'entraînement du réacteur.

Trois possibilités existent pour alimenter ce système :

- * Par un groupe à air.
- * Par de l'air soutiré du groupe de puissance (APU : auxiliary power unit).

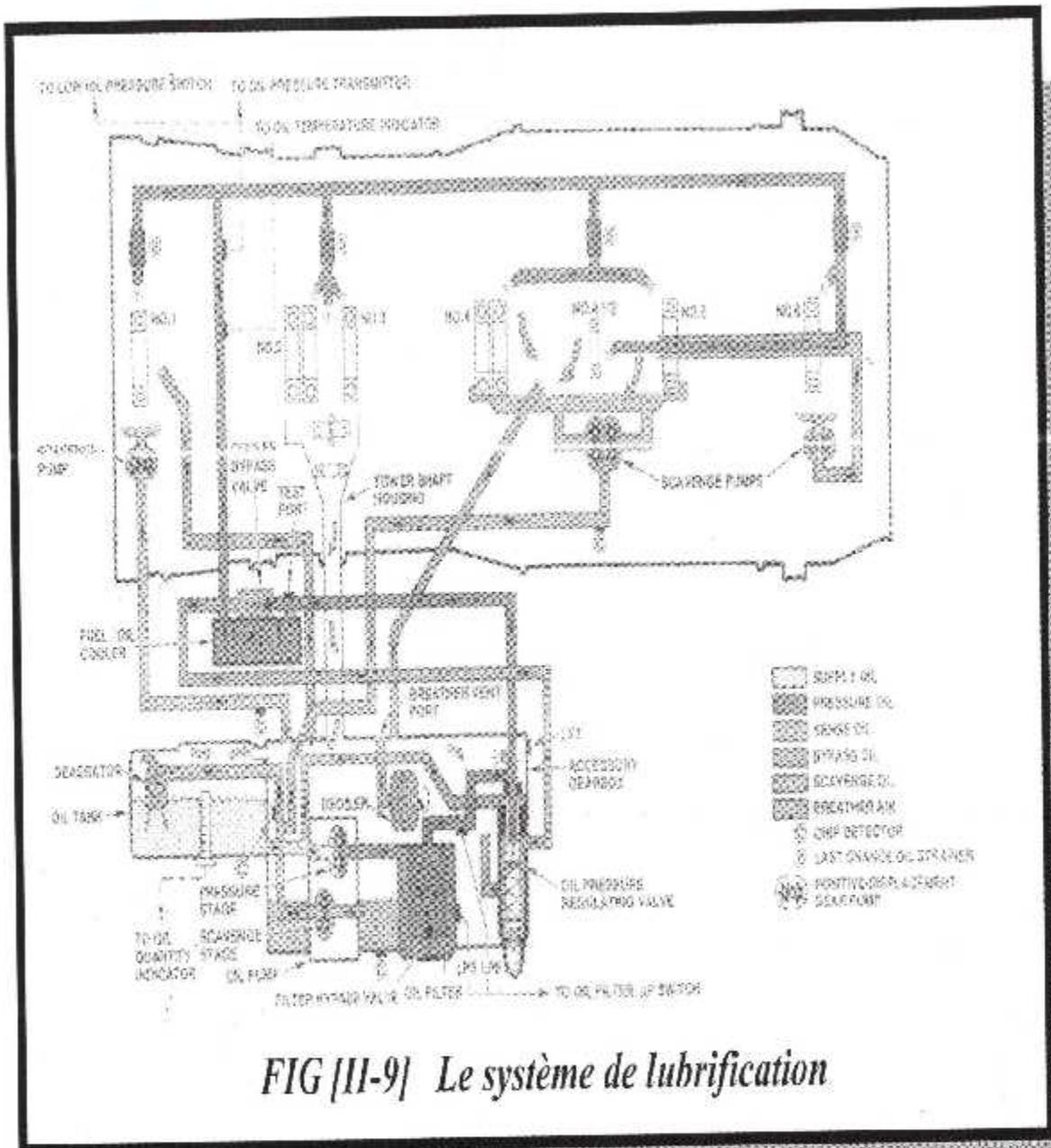


FIG [11-9] Le système de lubrification

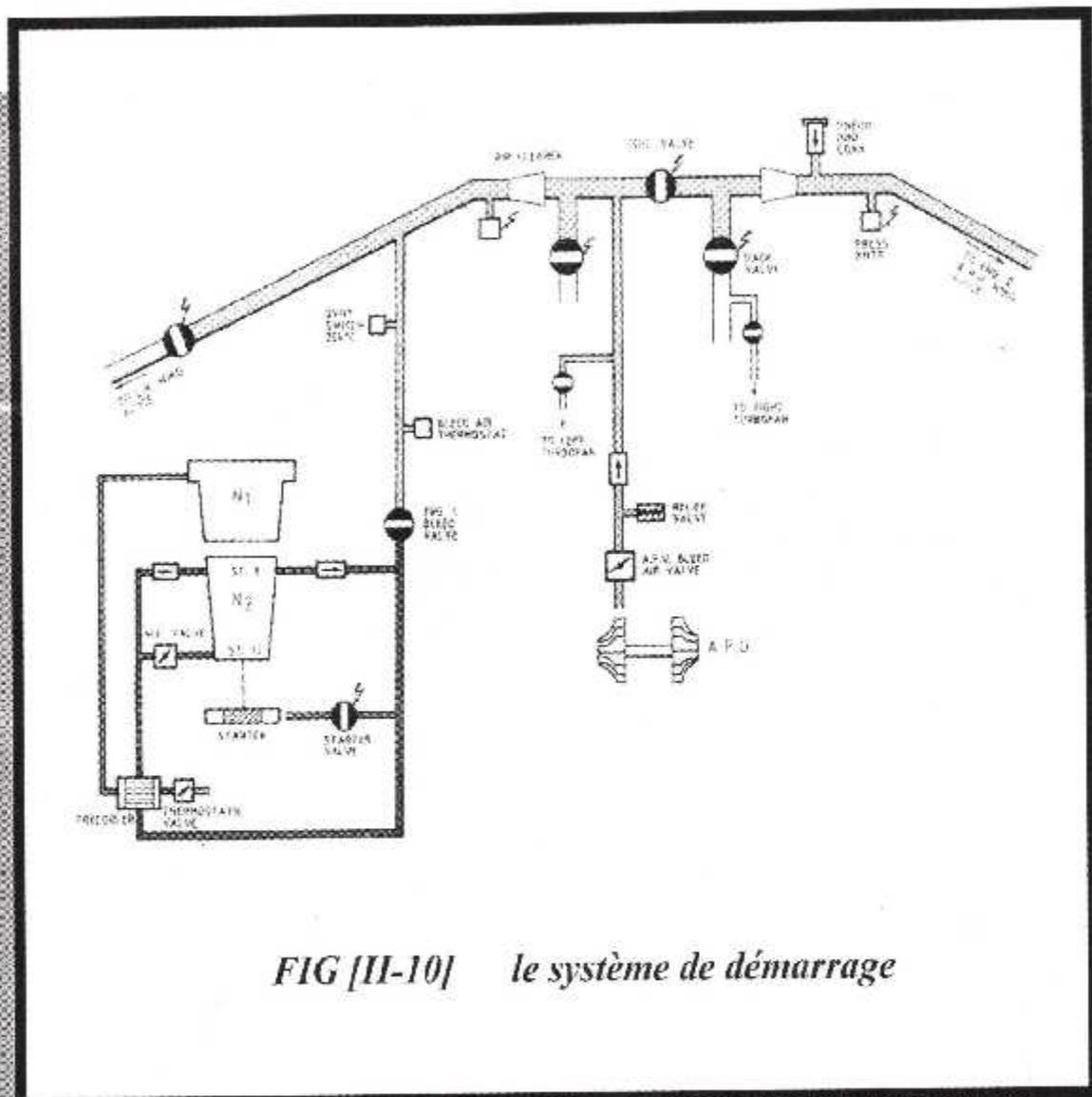


FIG [II-10] le système de démarrage

* Par de l'air soutiré du réacteur opposé lorsqu'il est en fonctionnement.

d)- Système de carburant : FIG [II-11]

Le circuit d'alimentation (fuel system and fuel control) a pour but d'amener le carburant du réservoir jusqu'aux injecteurs avec une pression suffisante pour obtenir une bonne pulvérisation dans tous le cycle moteur : ralenti, démarrage, accélération et atterrissage.

Le système de carburant comprend les organes suivants :

- * Pompe de carburant qui aspire le carburant du réservoir donc elle assure une alimentation continue de carburant avec une pression donnée.
- * Réchauffeur de carburant qui sert à dégivrer le carburant.
- * Filtre carburant qui retient les impuretés solide en cas de givrage de l'eau continue dans le carburant, il empêche, avec le réchauffeur carburant, d'introduire des cristaux de glace dans le FCU (fuel control unit).
- * L'échangeur thermique (huile- carburant) qui permet de réchauffer le carburant tout en refroidissant l'huile de lubrification du moteur.
- * collecteur double qui draine le fuel aux injecteurs.
- * Injecteurs duplex (à double orifices) qui servent à pulvériser le carburant pour chaque chambre de combustion.

e)- Système d'inversion de poussée :

L'inversion de poussée est destinée à réduire la distance du parcours d'arrêt lors de l'atterrissage, l'ensemble est constitué de deux portes de déflexion et de vérins installés dans la rallonge du canal d'injection.

En croisière, les portes sont relevées pour la sortie du jet, tandis que qu'en régime de décélération, elles sont rabattues vers l'arrière de façon à obturer la sortie de la tuyère d'éjection et diriger aussi le flux vers l'avant du moteur.

f)- Système de dégivrage : FIG [II-12]

Le système de dégivrage (engine anti- ice) est utilisé pour empêcher la formation de la glace sur le carter d'entrée du réacteur, le aubes directrices (ailettes d'entrée) et le cône de pénétration.

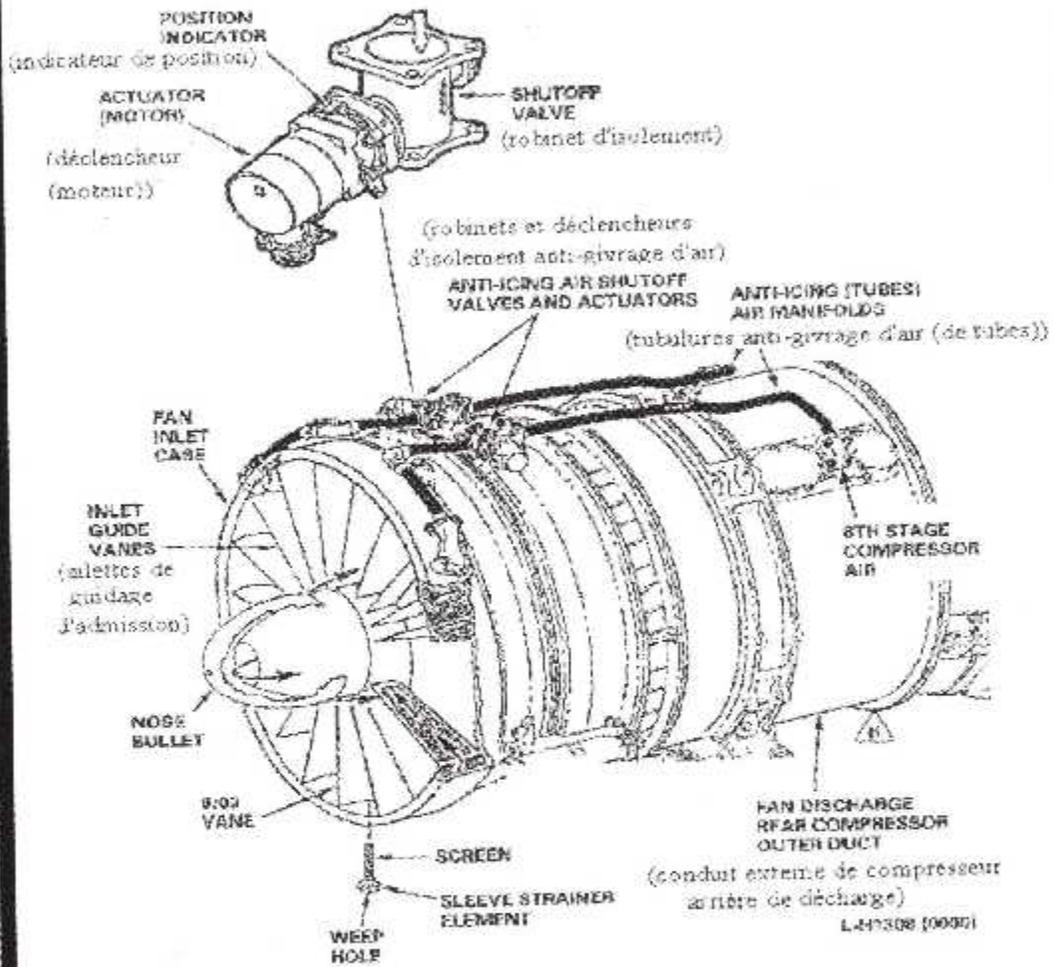


FIG [II-12] le système de dégivrage

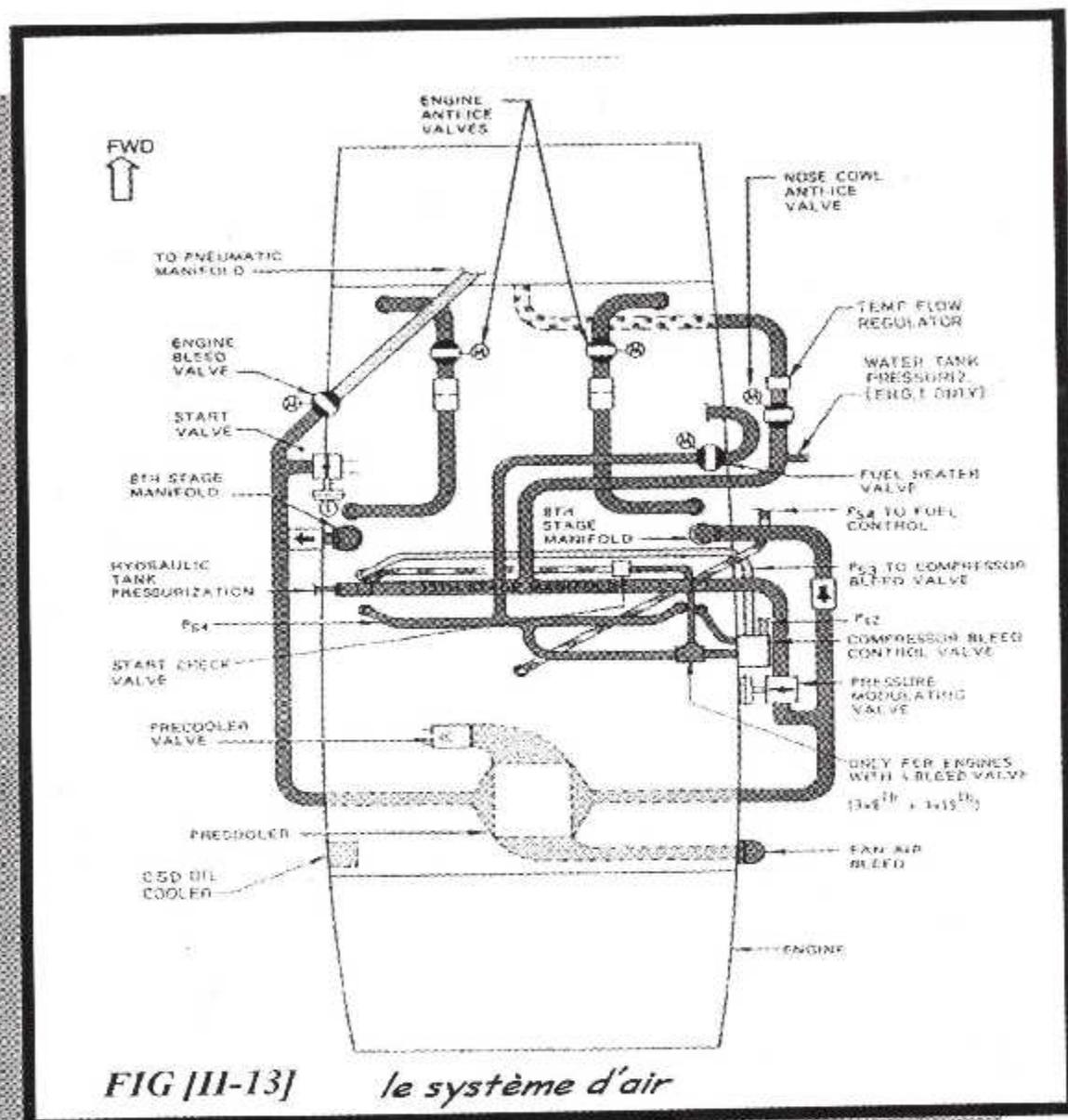


FIG [II-13] le système d'air

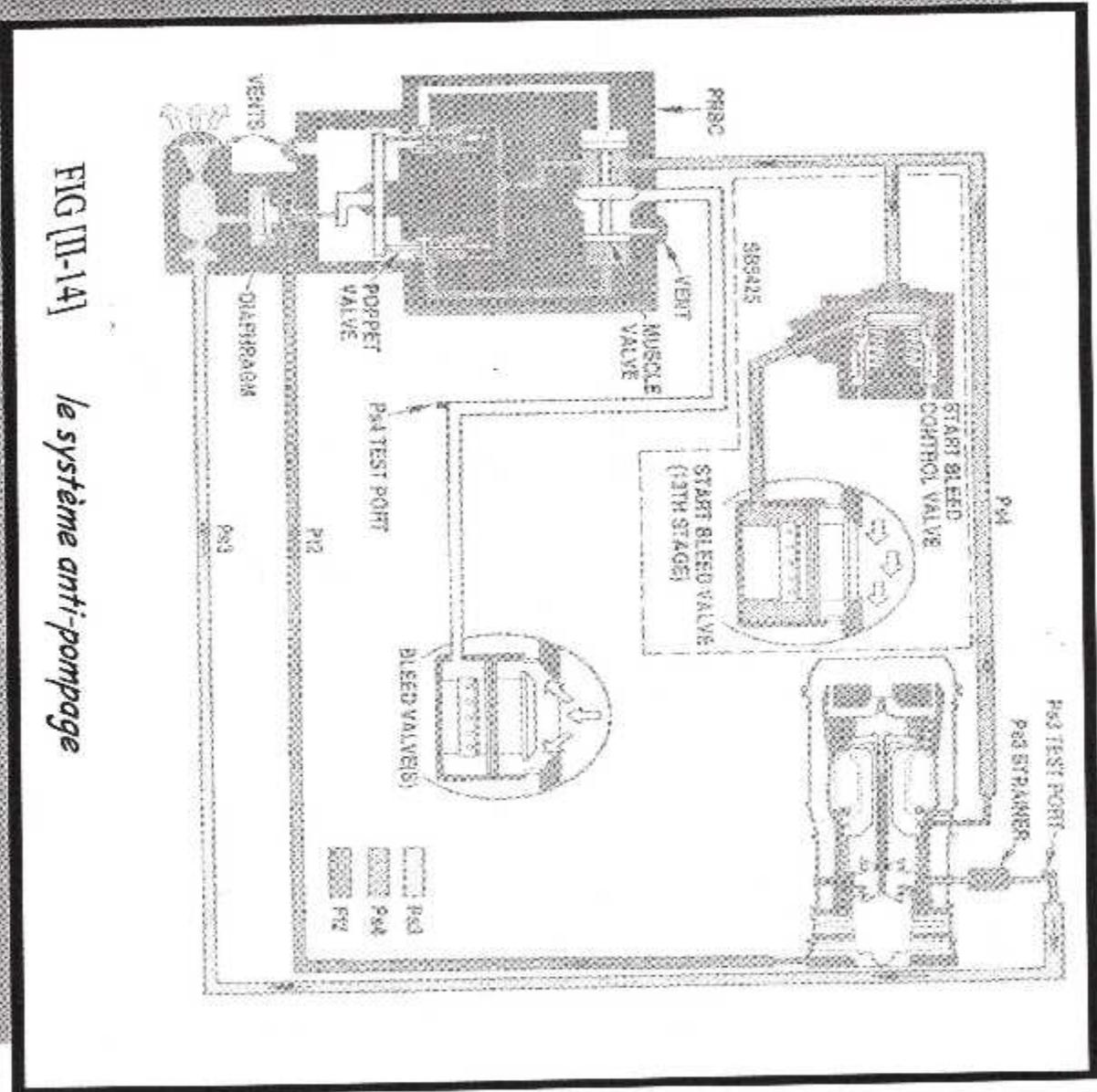


FIG III-14]

le système anti-pompage

Ce système est composé de deux tubes d'air de dégivrage et de deux robinets d'arrêt avec moteur actionneur.

Quand le système est mis en marche à partir du poste de pilotage, les deux moteurs sont actionnés pour ouvrir les robinets d'arrêt, ainsi l'air chaud se met en écoulement du huitième étage du compresseur (piquage d'air) vers le carter d'entrée fan à travers les tubes, ensuite, il se filtre vers le cône de pénétration à travers les creux d'ailettes pour être renvoyer ensuite à l'intérieur du turboréacteur.

g)- Système de soutirage d'air : FIG [II-13]

Le système de soutirage d'air (air system) consiste à soutirer l'air comprimé à différents étages du compresseur.

Il existe deux modes de soutirage d'air :

* Soutirage d'air externe : Il est soutiré des étages 2, 6, 8, 13 et utilisé pour différentes fonctions :

- 1- Refroidissement de l'alternateur.
- 2- Dégivrage du moteur et de la prise d'air.
- 3- Alimentation du réchauffeur carburant.
- 4- Protection anti- pompage.
- 5- Pressurisation du réservoir d'huile.

* Soutirage d'air interne :

L'air est soutiré des étages 6, 8, 9, 13 et qui est utilisé pour :

- 1- La pressurisation des joints de roulement.
- 2- Le refroidissement de la partie chaude du moteur.
- 3- La réduction de la poussée axiale sur le roulement N° 4.
- 4- La pressurisation de l'intérieur du moteur.

h)- Système anti- pompage : FIG [II-14]

Le système anti- pompage est utilisé pour éviter le pompage du compresseur lorsque le fonctionnement de ce dernier n'est pas adapté, pour cela, des vannes de décharge équipent le moteur et sous l'effet d'un bourrage, elles s'ouvrent automatiquement et mettent en contact une partie du débit d'air du 8^{ème} et 13^{ème} étage avec la sortie du fan rétablissant ainsi l'écoulement.

k)- Système d'indication : FIG [11-15]

Les moteurs JT8D-15 sont équipés par les indicateurs suivants :

- 1- Indicateur de rapport de pression qui permet d'afficher et d'ajuster la poussée du moteur.
- 2- Indicateur de température totale des gaz d'échappement à la sortie de la turbine.
- 3- Indicateur de ^{la} tours N1 et N2.
- 4- Indicateur d'huile (quantité, température, pression).
- 5- Indicateur de vibration moteur.
- 6- Indicateur de carburant (quantité, température, pression).

II-3/ FONCTIONNEMENT :

A l'aide d'une source pneumatique (APU), le démarreur entraîne l'axe de la boîte d'entraînement.

La Gear Box est en liaison avec le compresseur haute pression, ainsi on obtient la rotation de ce dernier.

La fonction de l'entrée d'air est de transformer l'énergie cinétique de l'air entrant dans le réacteur en énergie potentielle de pression statique plus élevée au compresseur qui à son tour le comprime pour le refouler dans la chambre de combustion à haute pression, dans cette dernière le carburant est injecté par l'intermédiaire d'injecteurs et la combustion prend place d'une manière continue pour augmenter la température des gaz admis dans la turbine.

Ces gaz à haute température et haute pression se détendent à travers la turbine pour produire l'énergie mécanique requise pour faire tourner le compresseur et les accessoires. Cependant une bonne partie reste disponible dans l'écoulement des gaz après la turbine.

Après avoir libéré une certaine quantité d'énergie les gaz chauds se détendent une fois de plus dans la tuyère, celle-ci a pour rôle de transformer l'énergie potentielle et thermique en énergie cinétique.

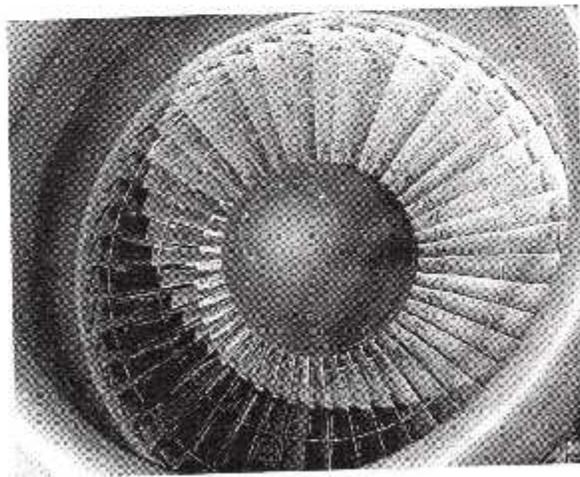
La vitesse d'éjection des gaz à la sortie est plus grande que la vitesse du vol de l'avion. Cette différence de vitesse entre la sortie du turboréacteur et l'entrée produit une poussée.

II-4/ LES CARACTERISTIQUES DU REACTEUR JT8D-15 :

| | |
|---|---|
| La poussée au décollage | : 7030 daN. |
| La poussée MAX continue | : 6235.83 daN. |
| La poussée MAX croisière | : 5624 daN. |
| Ralenti | : 421.77daN. |
| Consommation spécifique | : 0.585 Kg fuel /Kg poussée. h. |
| Débit d'air | : 3800 kg fuel/ h. |
| Taux de dilution | : 147 Kg/ s |
| Taux de compression | : 16 |
| Taux de compression FAN | : 1.975 |
| Longueur | : 3.137 m. |
| Diamètre (entrée d'air) | : 1.0795 m. |
| Le poids à sec | : 1502 Kg. |
| Vitesse de rotation à 100% | : N1= 8589 tr/min. N2= 12250 tr/min. |
| Vitesse de rotation MAX | : N1= 102.4% N2= 100.04% |
| Température totale à l'entrée de la turbine | : Tt₅= 1062 °C. |
| Température totale à la sortie de la turbine | : EGT_{MAX}= 620°C. |

CHAPITRE III

La Turbine



III-1/-DESCRIPTION DE LA TURBINE :

Les turboréacteurs utilisent les turbines axiales dont lesquelles l'écoulement de l'air s'effectue dans une direction parallèle à l'axe du module.

Les réacteurs JT8D-15 sont équipés par quatre étages de turbine :

* Un étage haute pression pour entraîner le compresseur haute pression et les accessoires appelé « Attelage haute pression N2».

* Trois étages basse pression pour entraîner le compresseur basse pression appelé « Attelage basse pression N1».

Chaque étage de turbine est composé d'une grille d'aubes fixes et d'une grille d'aubes mobiles.

Le nombre d'étages turbine d'un réacteur double flux dépend du débit d'air de l'énergie à fournir au compresseur, car elle assure l'entraînement du compresseur et des accessoires en prélevant une partie de l'énergie au gaz sortant de la chambre de combustion, le reste de l'énergie sert à fournir la poussée.

| ETAGE | STATOR | ROTOR |
|------------------------|--------|-------|
| 1 ^{er} étage | 46 | 80 |
| 2 ^{eme} étage | 95 | 88 |
| 3 ^{eme} étage | 79 | 92 |
| 4 ^{eme} étage | 77 | 74 |

III-1-a/- La turbine haute pression HPT : FIG [III-1]

Le rotor de la turbine NP est constitué d'un disque et un arbre, en une seule pièce en acier. Les aubes sont fixées par des racines en « sapin » à la périphérie du disque et sont immobilisées, axialement, chacune par un rivet. Elles sont pourvues de plates-formes à leurs extrémités extérieures. Les plates-formes, côte à côte, constituent un anneau qui diminue les pertes et donne plus de rigidité à l'ensemble.

JT8D

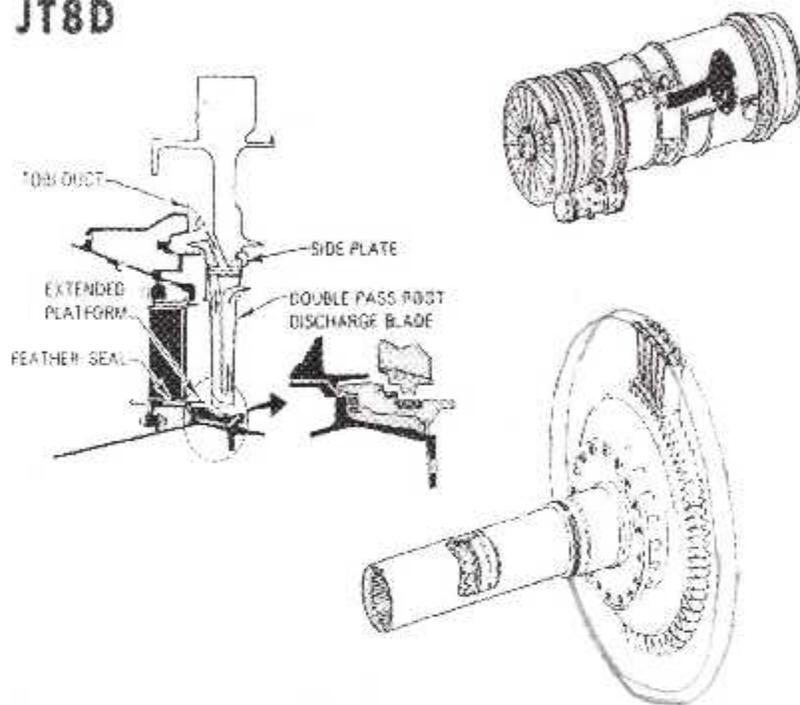


FIG (III-1) La turbine haute pression

Les aubes du stator de la HPT sont retenues par des vis à deux extrémités, sur le carter de la turbine HP et sur un support fixé à l'arrière du carter intérieur de la chambre de combustion. Ces aubes sont creuses pour permettre la circulation de l'air de refroidissement.

L'arbre de la HPT tourillonne dans le palier # 5, le support de ce dernier et fixé à l'arrière du carter intérieur de la chambre de combustion. Le logement du palier n°5 communique avec celui du palier # 4 le graissage du roulement est assuré par un gicleur d'huile.

L'étanchéité d'huile à l'arrière est assurée par deux « joints carbone » pressurisés par de l'air provenant du 13^{ème} étage du compresseur.

L'espace annulaire, existant autour des arbres entre les logements des paliers # 4 et # 5, est entouré par deux manchons d'isolement thermique.

III-1-b/- La turbine basse pression LPT : FIG [III-2]

Le rotor de la turbine BP comprend trois disques en acier (formant les 2^{ème}, 3^{ème} et 4^{ème} étages) boulonnés sur une bride à l'arrière d'un arbre accouplé au compresseur BP, le disque du 4^{ème} étage forme le tourillon arrière de la turbine BP.

Les aubes sont fixées de la même façon que celles de la turbine HP et elles comportent également les plates-formes. Les aubages de stators ont des extrémités intérieures emboîtées dans des couronnes logées entre les disques du rotor tandis que les extrémités sont retenues par les épaulements et encochés du carter de la turbine.

Le tourillon arrière de la turbine BP est supporté par le palier # 6 vers l'avant, l'arbre de cette turbine est centré dans l'arbre HP par le palier # 4_{1/2}. Ce palier est monté dans l'espace compris entre les deux arbres.

L'étanchéité à l'arrière du palier est assurée par trois joints carbone (segments), pressurisés par de l'air venant du 13^{ème} étage compresseur.

Une trompette formée de trois tubes assemblés par soudure, et montés dans l'arbre BP, elle assure les fonctions suivantes :

- * refroidissement par circulation d'huile des joints carbone du palier # 4_{1/2} et graissage de ce palier (1^{er} tube)
- * Transfert vers le logement du palier # 4_{1/2} des vapeurs et de l'huile de récupération provenant du palier # 6 (2^{ème} tube)

Après avoir accédé dans l'espace annulaire existant entre les deux arbres, l'huile et les vapeurs sont rejetées dans le logement du palier # 4 par des trous de drainage percés dans l'arbre HP (à noter que dans certaines conditions, une partie d'huile peut s'écouler vers le palier # 5, tout dépend de l'inclinaison du réacteur).

III-2/- LES CARTERS DE LA TURBINE :

a/- Carter externe avant de la turbine :

Le carter supporte la 1^{ère} rangée d'aubes fixes et entoure extérieurement le convergent d'entrée de la turbine. A l'avant, il est boulonné au carter externe de la chambre de combustion et à l'arrière, au carter interne de la turbine.

b/- Carter externe arrière de la turbine :

Ce carter entoure toute la turbine basse pression, il est de forme divergente. Son agencement est tel que cette turbine peut être montée et enlevée comme une unité.

c/- Carter interne du distributeur de la turbine :

Le carter interne supporte le logement du roulement # 5 et il est fixé au carter interne des chambres de combustion ainsi qu'à la première rangée dans les aubes directrices fixes.

Il forme avec le carter externe un cône entourant le convergent d'entrée de la turbine. A l'arrière et à l'intérieur, il porte un joint qui s'adapte à un flasque du premier rotor de la turbine.

Il supporte aussi un manchon contenant des gicleurs qui dirigent l'air de refroidissement dans les aubes rotoriques de l'étage de la turbine haute pression.

III-3/- ECOULEMENT DES GAZ DE LA TURBINE : FIG [III-3]

Le fonctionnement de la turbine est expliqué par un seul étage qui est le suivant :

A- Action dans le stator (distributeur) :

Les gaz venant des chambres de combustion ou de l'étage précédent entrent dans le distributeur de la turbine avec une vitesse V_1 , le distributeur a pour effet de :

* Dévier l'écoulement d'air dans le sens du rotor, qui lui donne une vitesse à la sortie V_2 .

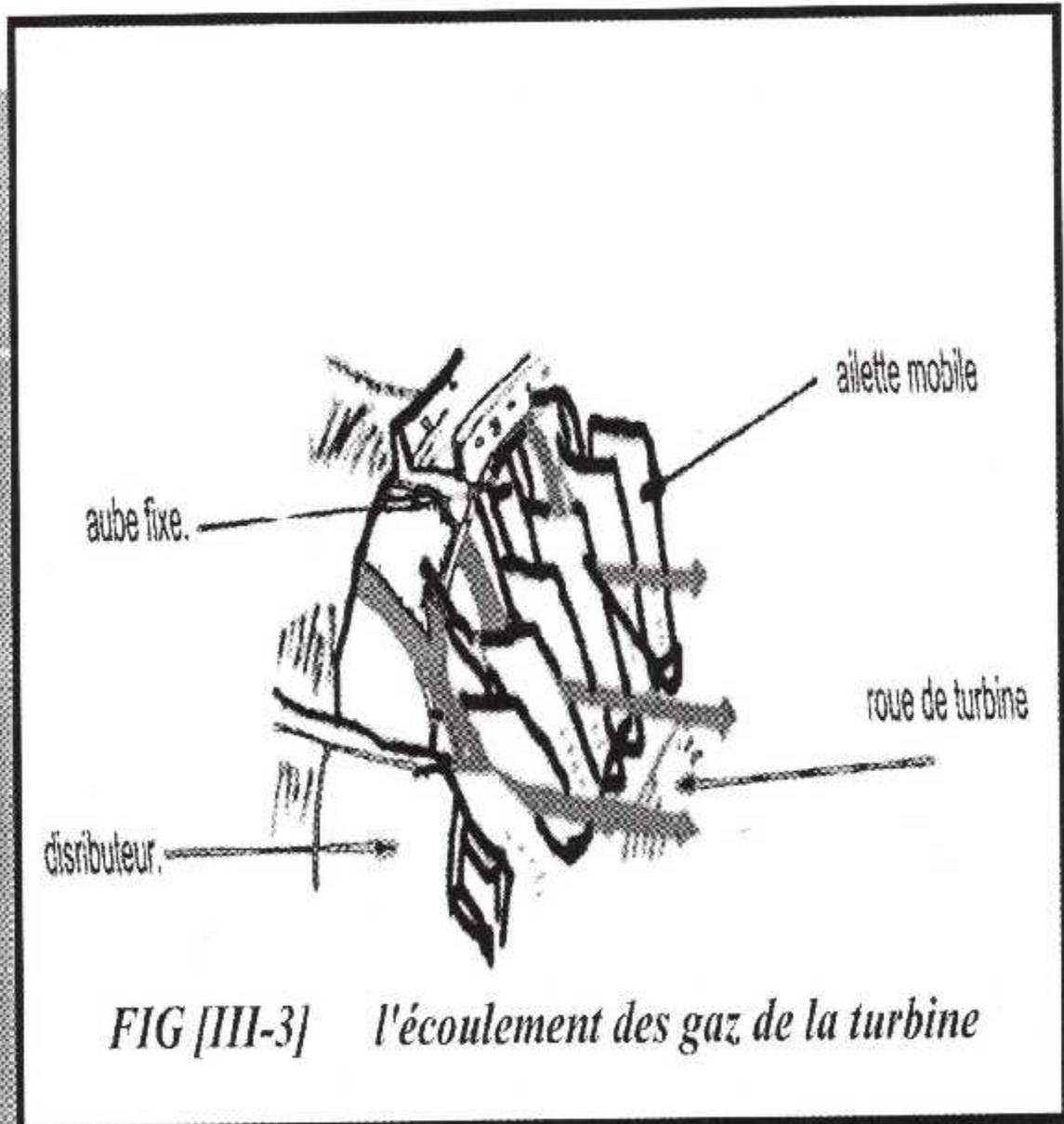


FIG [III-3] l'écoulement des gaz de la turbine

* Plus les gaz s'écoulent dans un convergent, ce qui a pour effet d'augmenter la vitesse de l'écoulement $V_2 > V_1$

A la sortie du distributeur les gaz sont animés d'un mouvement hélicoïdal, dû à leur vitesse d'écoulement selon l'axe de la machine et la vitesse de rotation.

B- Action du rotor (roue de turbine) :

C'est une roue qui tourne à une vitesse U dans le même sens d'écoulement des gaz. Le canal étant convergent on obtient la diminution de la température et la pression. L'action essentielle du rotor est de redresser l'écoulement de la façon à amortir la vitesse de rotation des gaz.

III-4/- LE FONCTIONNEMENT DE LA TURBINE :

La turbine est alimentée par les gaz chaud, très comprimés, et elle doit leur permettre de se détendre en transformant leur énergie de pression en énergie cinétique. On obtient cette transformation à l'aide des étapes suivantes :

1- Dans le distributeur (stator) :

Transformation d'une partie d'énergie de pression des gaz en énergie cinétique, ainsi que l'augmentation de la vitesse des gaz et la diminution de leur température et leur pression.

2- Dans la roue (rotor) :

Transformation de l'énergie cinétique en énergie mécanique nécessaire à l'entraînement du compresseur et les accessoires, ainsi que la diminution de la température et la pression.

Les types de turbine : Il y a deux types de turbine :

* Turbine à action : On appelle turbine à action, une turbine où toute la détente nécessaire est effectuée dans le stator. Dans celle-ci la vitesse des gaz à la sortie du stator est très élevée, et entraîne de ce fait une diminution de rendement.

* Turbine à réaction : En conséquence pour éviter la diminution du rendement, on utilise des turbines à réaction où la détente est répartie entre le stator et le rotor.

III-5/- LE REFROIDISSEMENT DE LA TURBINE :

Le réacteur est refroidi intérieurement, et plus particulièrement dans la zone turbine, par de l'air prélevé à différents étages du compresseur.

Le refroidissement de la turbine est obtenu par la circulation de l'air en provenance du compresseur, soit par convention interne, soit par film d'air.

a- convention interne : FIG [III-4]

Le refroidissement de la paroi de l'ailette est assuré par échange de calories entre les gaz chauds, extérieurs à la paroi, et les gaz frais circulant à l'intérieur de l'aubage et rejetés au bord de fuite.

Suivant la réaction du conduit interne permettant la circulation des gaz frais, on distingue plusieurs systèmes :

1- *Le chemisage* :

Une chemise en tôle est insérée à l'intérieur de la section de l'ailette ; cette tôle est percée de petits trous permettant à l'air provenant de l'intérieur de la chemise de passer entre celle-ci et la paroi de l'aubage, cet air est ensuite éjecté sur le bord de fuite de l'ailette.

2- *Les cavités* :

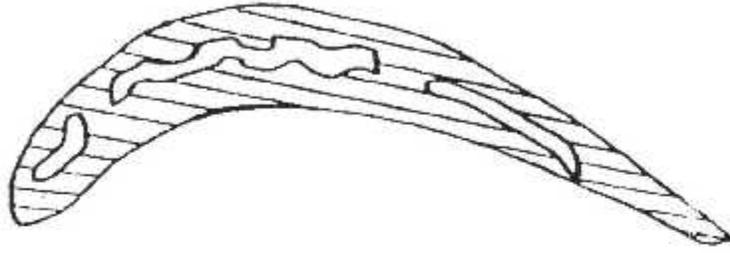
Ces conduits sont bruts de fonderie et obtenus par moulage (en cire perdue) et sont donc de fabrication onéreuse, d'autre part on constate à la mise en charge des déformations des cavités et une répartition hétérogène des contraintes.

Ce type de refroidissement permet un meilleur échange, il est donc plus efficace.

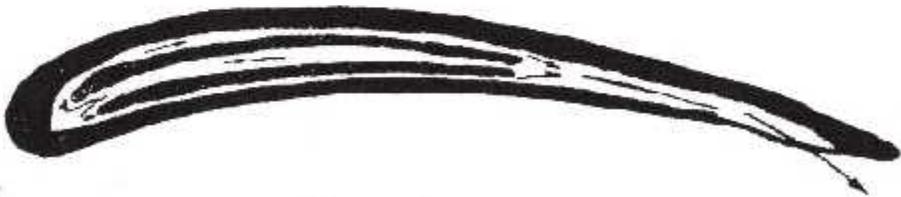
3- *Les canaux* :

Lorsque les contraintes centrifuges sont trop élevées, les constructeurs préfèrent adapter les canaux qui sont en fait des petites cavités cylindriques implantées sur toute la hauteur de l'aubage, l'air arrivant par la fixation et éjecté à la périphérie de l'aubage.

Ces canaux sont généralement obtenus par fonderie de précision (moulage en cire perdue).



Cavitis



Chemisage

FIG [III-4] *convection interne*

b- Le film protecteur : FIG [III-5]

Tous les types de refroidissement précédents sont des refroidissements par convection et par circulation d'air frais à l'intérieur de l'ailette, on prélève sur les canaux interne (ou cavités) un débit d'air qui est projeté à l'intérieur du bord d'attaque crée une paroi externe des gaz chauds .

C'est le type de refroidissement qui actuellement donne les meilleurs résultats.

III-6/-LES CONTRAINTES SUPPORTEES PAR LA TURBINE :

En raison des conditions particulièrement difficiles auxquelles la turbine est soumise, la réalisation de cette dernière réclame un soin tout particulier.

La turbine subit des contraintes de trois ordres :

- Contrainte mécanique : action des gaz, force centrifuge.
- Contrainte thermique : température.
- Attaque chimique : corrosion

a- Contrainte Mécanique :

La force centrifuge agissant sur le pied des ailettes du rotor est considérable, donc la fixation de l'ailette devra être capable de supporter cet effort ainsi que l'action des gaz qui engendre des effort de flexion élevé sur l'ailette et pour l'éviter il faut la répartition des gaz.

b- Contrainte Thermique :

A l'entrée de la turbine la température des gaz est très élevée entre (800°C à 1200°C), à la base et à l'extrémité de l'ailette la température doit être basse pour éviter les criques exagérées.

Cela est réalisé en utilisant le refroidissement interne de l'ailette.

c- Attaque Chimique :

Les attaques chimiques sont favorisées par l'élévation de la température, or les carburants malgré le soin apporté à leur raffinage qui contiennent un certain pourcentage d'impureté

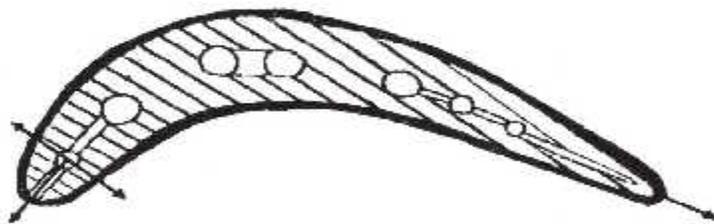


FIG [III-5] le film protecteur

(soufre et phosphore) qui en se combinant à haute température avec le métal donnent naissance à des produits de moindre résistance (corrosion).

Certains métaux purs présentent une excellente tenue mécanique mais ne peuvent être utilisés à haute température pour leurs affinités avec le soufre. C'est pour cela que le choix des matériaux doit prendre en considération la résistance en haute pression, de plus, la pollution saline et sabline apporte des phénomènes de corrosion sur les turbines très désavantageuses.

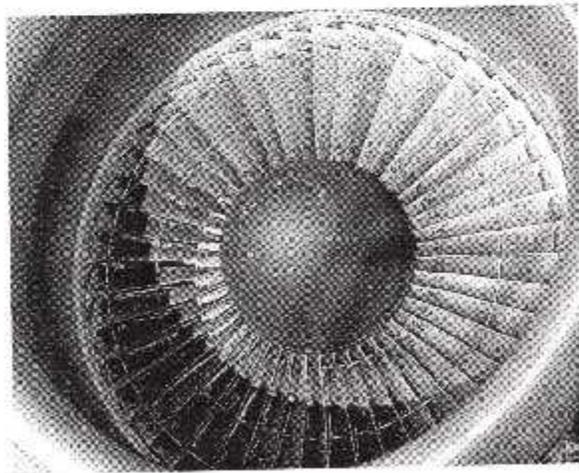
III-7/- CARACTERISTIQUES DE FONCTIONNEMENT :

La détente à travers la turbine est caractérisé par :

- le taux de détente (pression entrée / pression sortie).
- la chute de température.
- les vitesses.
- le couple.
- le rendement.

CHAPITRE IV

ETUDE et CALCUL THERMODYNAMIQUE



IV-1/ ETUDE TECHNOLOGIQUE :

La turbine est organe qui assure l'entraînement du compresseur et ces accessoires en prélevant une part d'énergie aux gaz sortant de la chambre de combustion, le reste de l'énergie sert à fournir la poussée.

La roue de la turbine est l'élément de réacteur qui travaille dans les conditions les plus sévères qui sont :

- Effort centrifuge.
- Haute température.
- Atmosphère gazeuse oxydante.

En raison de ces conditions particulièrement difficile dans lesquelles la turbine est soumise, la réalisation de cette dernière réclame un soin tout particulier dans le choix des matériaux et la fixation de chaque élément.

IV-1-1/-Matériaux Utilisés :

Les matériaux utilisés sont des matériaux « réfractaires », ces matériaux contiennent tous du Nickel, en effet l'augmentation du Nickel permet d'accroître la résistance au fluage.

On trouve aussi du Cobalt (K) qui améliore la tenue thermique des matériaux, et le Chrome pour la résistance à la corrosion.

- distributeur de turbine :

Peu d'effort mécanique mais forte tenue thermique.
C'est un acier au Cobalt, au Chrome et au Nickel.

Ex : KC25WN.

K= 50%, C= 20%, W (Tungstène) = 9 à 17%, N=14 à 16%.

- disque de turbine :

Partie massive de la roue, elle est en général en acier spécial.

Ex : CDV5 : Acier au Chrome, Molybdène.

CR=0.8 à 1.2% Mo =0.2% quelque traces de Vanadium et de Nickel.

- ailettes de turbine :

En général, elles sont acier au Nickel, au Chrome et au Cobalt.

Ex : NIMONIC 90.

Carbone = 0.07%, Manganèse =0.3%, Silicium = 0.3%,
Chrome = 19.5%, Nickel = 59%, Cobalt= 16.5%.

IV-1-2/- Développement Actuel Des Matériaux :

Pour améliorer le rendement théorique du moteur en augmente la température maximale du cycle Carnot, ce rendement s'écrit :

$$\eta = 1 - T_f / T_c.$$

T_f : température source froide (atmosphère).

T_c : température source chaude (T₃ dans le moteur).

Ce rendement est plus grand que T₃, a titre exemple :

En 1960 : Température devant turbine T = 930°C.

En 1975 : Température devant turbine T = 1230°C.

En 1978 : Température devant turbine T = 1300 à
1500 °C.

Ces progrès n'ont pu être réalisé qu'avec le développement des matériaux.

Parmi ces matériaux récents nous trouvons :

NC 15 CAT (Inconel) : -Température d'utilisation T = 1100°C.

KC 25 NW (MAR 509) : - Température d'utilisation T = 1150°C.

KW 75 CN (René 80) : - Température d'utilisation T =1377°C.

IV-1-3/- Fixation : FIG [IV-1]

La fixation peigne est peu employée de nos jours, étant donné l'importance des efforts centrifuges, la fixation des aubes et des disques (turbine) retient particulièrement l'attention des constructeurs la fixation la plus utilisée est dite « Sapin » cette disposition permet en augmentant la surface de travail à même contrainte de résister à des efforts plus élevés ($\sigma = F/S$).

a- aubes rotoriques : FIG [IV-2]

Les aubes sont glissées dans les logements usinés dans les disques, les pieds des aubes ainsi que les logements sont découpés en forme de sapin, cette disposition empêche tout déplacement radial après montage des aubes.

Le déplacement axial est évité par un rivet placé entre aube et disque.

Les têtes des aubes sont pourvues des plates-formes imbriquées, ce qui assure la rigidité de la grille.

Les plates-formes constituent un anneau qui empêche les fuites des gaz aux extrémités des aubes.

Ce montage présente l'avantage d'une bonne répartition des contraintes au niveau de la fixation au prix d'un usinage soigné.

b- aubes statoriques : FIG [IV-3]

Ces aubes sont pour but de guider l'écoulement de gaz vers les rotors et de transformer une partie de leur énergie de pression en énergie mécanique, leur fixation est différente d'un étage à un autre.

• ETAGE 1 :

Le pied d'aube est boulonné à l'avant à un flasque de carter intérieur de la turbine, tandis qu'à l'arrière il repose contre un flasque du même carter.

La tête d'aube est boulonnée à un flasque du carter extérieur de la turbine elle repose à l'arrière sur un joint en forme de Z qui est placée entre le carter et l'aube.

A l'arrière des têtes d'aubes est prévu un joint qui entoure les aubes rotoriques du 1^{er} étage.

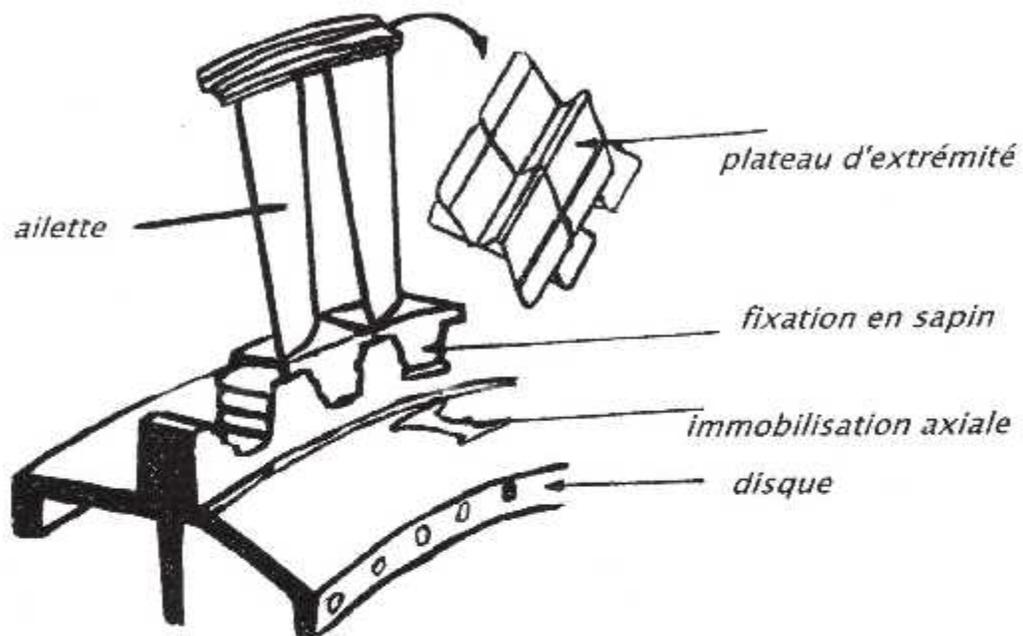


FIG (IV-1) la fixation des ailettes

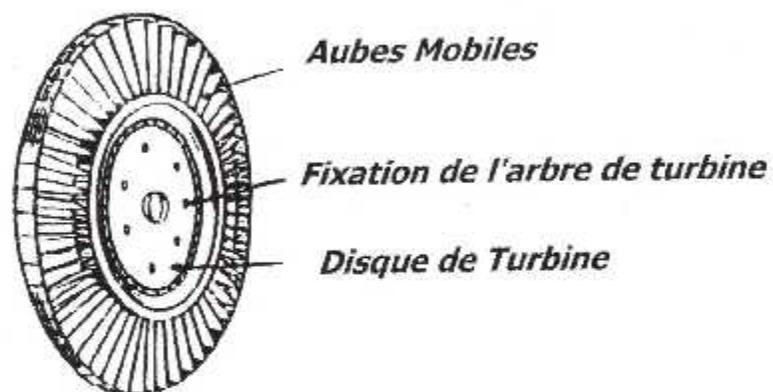


FIG [IV-2] Le Rotor

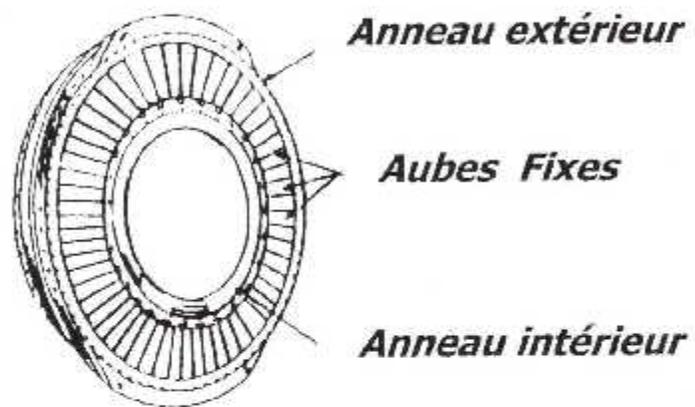


FIG [IV-3] Le Stator

- ETAGE 2 à 4 :

Les aubes sont glissées dans les logements prévus dans un anneau interne, les têtes d'aubes sont glissées dans les rainures à l'avant et contre les épaulements à l'arrière.

Les aubes de l'étage 4 butent contre un joint qui est fixé au Carter extérieur de la turbine.

Entre deux grilles statoriques sont placées dans l'ordre, un anneau pour le blocage des aubes, un joint d'étanchéité et un second anneau de blocage.

c- disques :

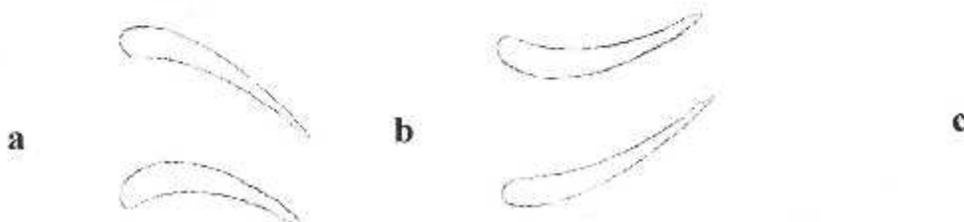
La turbine basse pression comprend trois disques, il sont boulonnées avec l'arbre d'entraînement N1 au moyen de douze barres d'accouplement. Des joints d'étanchéité sont placés entre les disques 2, 3 et 4, le disque du 4^{ème} étage forme le tourillon arrière de la turbine basse pression, il est supporté par le plier # 6.

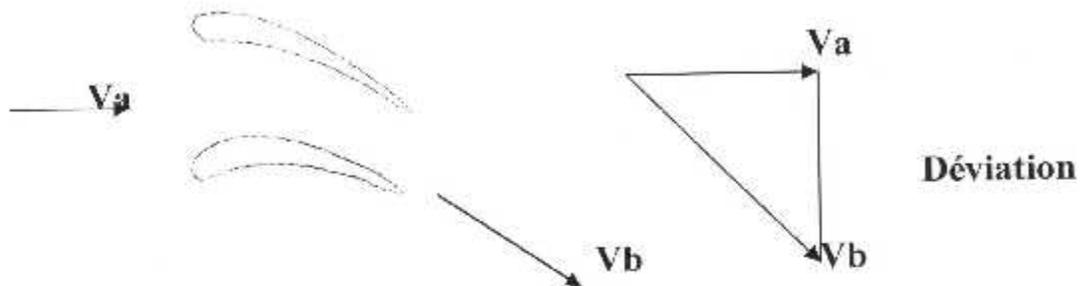
L'arbre de cette turbine est centré dans l'arbre de la turbine haute pression par le palier # 4_{1/2}, ce palier est monté dans l'espace compris entre les deux arbre.

Le disque du 1^{er} étage turbine est boulonné avec l'arbre d'entraînement N2, des orifices dans le flasque avant du disque permettant le passage à l'air de refroidissement soutiré du 13^{ème} étage.

IV-2/- ETUDE AERODYNAMIQUE : FIG [IV-4]

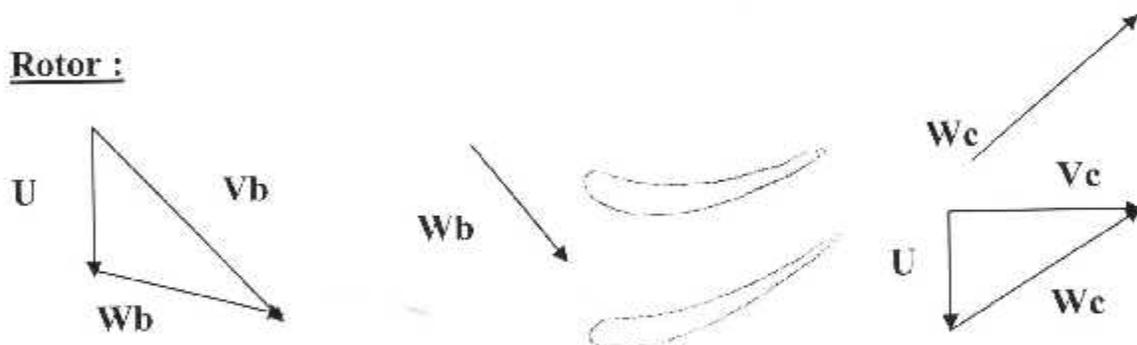
Pour l'étude aérodynamique de la turbine on étudie un seul étage et on généralise sur la turbine.



IV-2/a- Diagramme de vitesse d'un étage :Stator

V_a : Vitesse des gaz à la sortie des chambres de combustion et entrée turbine.

V_b : Vitesse des gaz à la sortie du stator.

Rotor :

V_b : Vitesse des gaz à la sortie du stator.

W_b : Vitesse relative des gaz à l'entrée rotor.

W_c : Vitesse relative des gaz à la sortie rotor.

U : Vitesse du rotor.

V_c : Vitesse des gaz à la sortie du rotor.

IV-2-b/ Fonctionnement :

Les filets d'air sortent de la chambre de combustion et attaquent les aubes statoriques avec une vitesse V_a parallèle à l'axe du réacteur.

La section de passage entre deux aubes statoriques étant convergente, la vitesse absolue $/Va/$ va être transformée à la sortie du stator en $/Vb/$ tel que :

$$/Va/ < /Vb/$$

Le convergent aérodynamique provoque une perte de pression et donne un gain de vitesse.

La forme des aubes va modifier la direction de Va pour que Vb attaque les aubes rotoriques avec un angle d'incidence plus en moins correcte.

Les filets d'air sortent du stator et se présentent à l'arrière du rotor à la vitesse de rotation U .

Les filets d'air vont arriver sur les aubes rotoriques avec la vitesse relative Wb tel que :

$$/Wb/ = /Vb/ - /U/$$

La détente commence dans le stator et se poursuit dans le rotor, c'est-à-dire que la pression à la sortie du rotor sera inférieure à celle de l'entrée.

Cette chute de pression aura pour conséquence une augmentation de la vitesse relative W , qui passera d'une valeur Wb à une valeur Wc tel que :

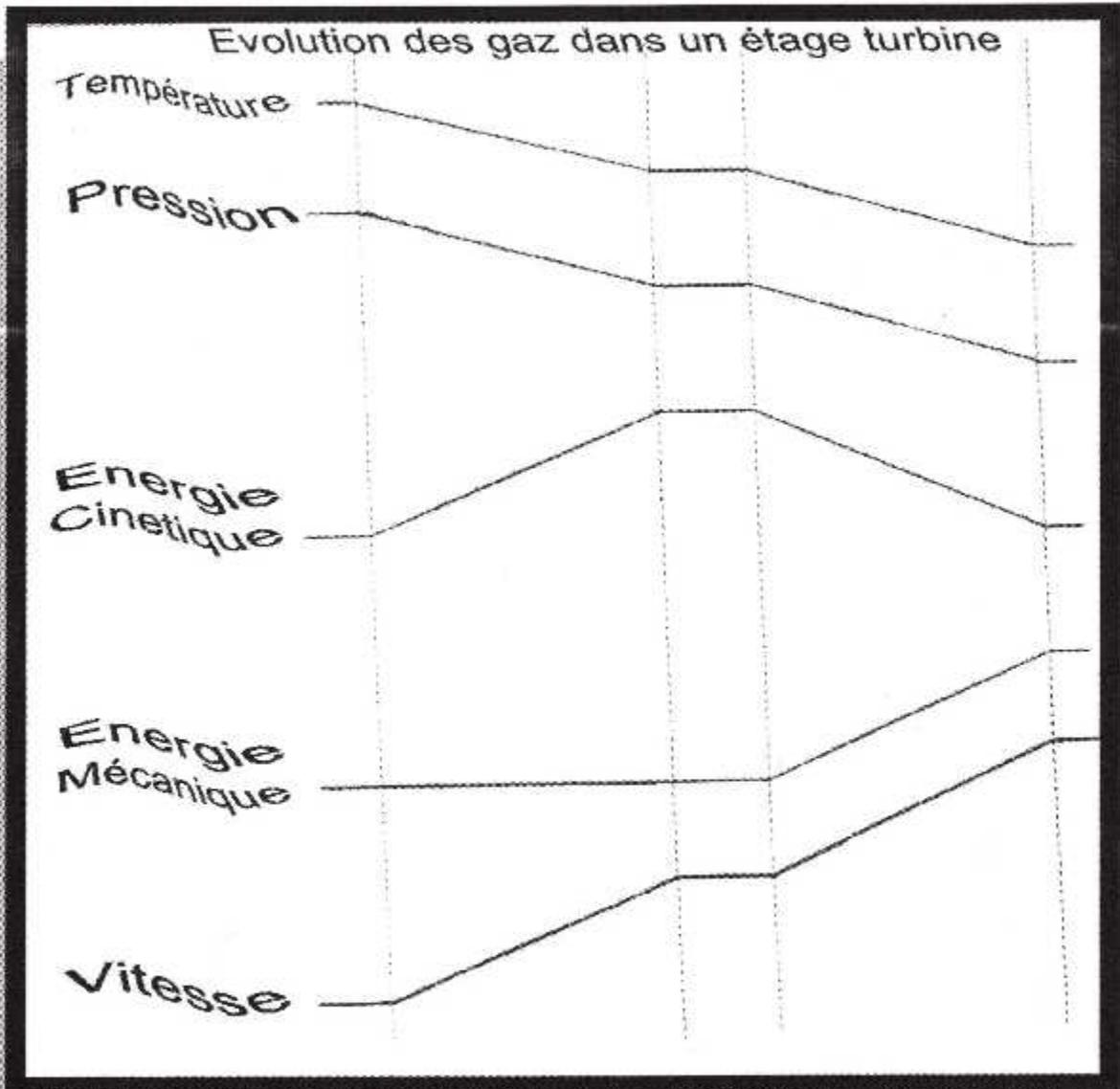
$$/Wc/ > /Wb/$$

Comme dans le stator, cette transformation se fait dans un passage convergent.

Nous pouvons conclure que les transformations qui s'effectuent dans un étage turbine sont :

- * La chute de pression et de la température.
- * L'augmentation de la vitesse.
- * L'augmentation de l'énergie cinétique dans le stator.
- * L'augmentation de l'énergie mécanique dans le rotor.

Evolution des gaz dans un étage turbine



IV-3/ -ETUDE THERMODYNAMIQUE :

IV-3-1/- Introduction :

Nous vous proposons d'étudier les lois essentielles de la thermodynamique, car c'est une branche importante de physique.

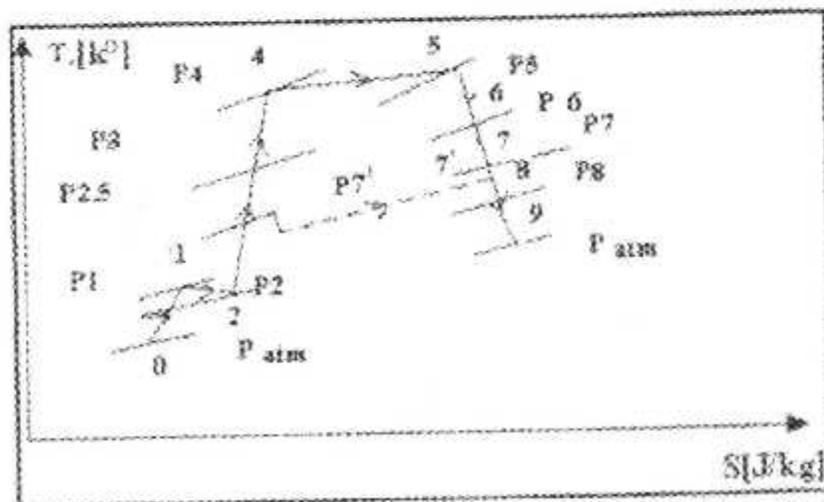
Elles traitent des relations existant entre les phénomènes mécaniques et les phénomènes thermiques.

IV-3-2/- Cycle Théorique:

Le turboréacteur est un moteur qui fonctionne selon le même cycle que les moteurs à explosion soient :

- 1) Admission.
- 2) Compression (compresseur haute et basse pression).
- 3) Combustion (chambre de combustion).
- 4) Détente (turbine haute et basse pression).
- 5) Echappement (tuyère).

On peut représenter qualitativement ces différentes évolutions sur le diagramme $T = f(S)$.



- traits continus correspond au flux primaire
- traits discontinus correspond au flux secondaire

0- Atmosphère à l'entrée du réacteur.

1- Bord d'attaque.

0 – 1 Effet Ram : le débit d'air pénétrant en (0) subit une compression dans un conduit d'écoulement fictif.

1 – 2 Entrée d'air : après la première compression, une partie d'énergie cinétique relative à l'air est transformée en une énergie de pression, la pression statique augmente au déplacement de la vitesse, on constate cependant une baisse de pression totale due à des pertes.

2 – 2.5 FAN : il communique à l'air une compression préalable, puis le divise en deux flux, un flux primaire qui traverse le réacteur et un flux secondaire qui traverse le passage annulaire compris entre les carènes et les stators.

2.5 – 3 Compresseur BP : le flux primaire y subit une première compression adiabatique.

3 – 4 Compresseur HP : l'air étant parfaitement comprimé pénètre dans le compresseur HP, où il y atteint la pression et la température d'inflammation.

4 – 5 Chambre De Combustion : le débit acquiert une quantité d'énergie délivrée par la combustion du Kérosène, la température augmente considérablement que la pression est pratiquement constante.

5 – 6 Turbine HP : les gaz sortant de la chambre de combustion avec une pression et température élevée, subissent une première étape de détente adiabatique qui engendre une chute de pression élevée, récupérée en une énergie cinétique.

6 – 7 Turbine BP : suite de la détente des gaz d'échappement.

7 - : le flux secondaire comprimé dans le fan, sera légèrement accéléré dans la section secondaire sans grande perte de pression, jusqu'à l'entrée du mélangeur.

7 – 8 : Mélangeur : les deux flux se regroupent pour former un mélangeur homogène avec une vitesse moyenne.

8 - 9 : Tuyère : l'énergie de pression s'y transforme en énergie cinétique, les gaz d'échappement continuent à se détendre jusqu'à la pression atmosphérique

9 - : Atmosphère Aval.

* Le But du Cycle :

Le but de ce cycle est d'étudier l'évolution des grandeurs caractéristiques des gaz entre les différentes stations.

L'étude traitera l'évolution des pressions et des températures statiques et totales et les vitesses axiales.

Nous posons les hypothèses de travail :

- l'air sera considéré parfait.
- la compression et la détente seront isentropiques.
- la combustion sera parfaite.
- aucun accessoire entraîné.
- aucun frottement.

Nous ferons cette étude *sur banc d'essai* l'air a les caractéristiques suivantes :

| | |
|-------------------|---|
| H | = 0 Km. |
| P _{S0} | = 14.7 psi. |
| T _{S0} | = 288 °K. |
| R | = 287 j/KgK. |
| γ _{air} | = 1.4 |
| γ _{gaz} | = 1.33 |
| Cp _{air} | = 1 Kj/KgK. |
| Cp _{gaz} | = 1.13 Kj / KgK |
| Pci | = 44 10 ⁶ j/ Kg - 44 10 ³ Kj / Kg |

Le dosage $f = m_c / m_{a1} = 1/60$

Les nombres de mach de chaque station sont donnés.

Station 1 : le diffuseur.

Station 2 : la soufflante (FAN).

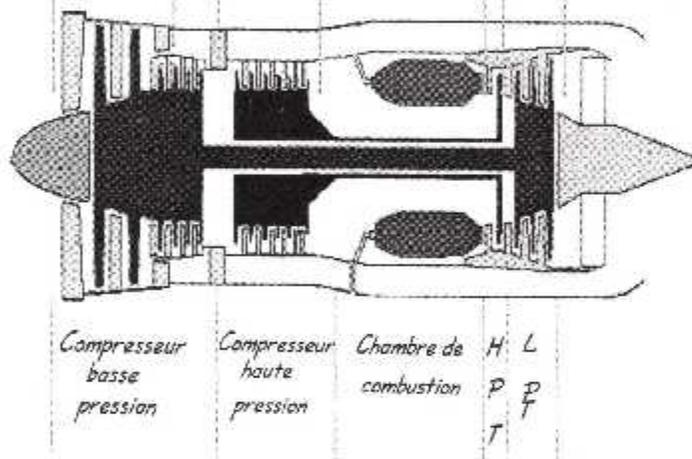
Station 3 : le compresseur.

Station 4 : la chambre de combustion.

Station 5 : la turbine.

Station 6 : la tuyère.

| 2 | 2.5 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | Station |
|---------|---------|---------|---------|---------|---------|--------|-------------------|
| 147 psi | 302 psi | 642 psi | 242 psi | 234 psi | 803 psi | 70 psi | Pression P_s |
| 15 °C | 98 °C | 187 °C | 421 °C | 1100 °C | 825 °C | 517 °C | Température T_s |



pressions et températures prises aux différentes station du moteur

Fig [V-5]

CALCUL THERMODYNAMIQUE DU CYCLE THEORIQUE :
FIG [VI-5]

Station 1 :

a) - Entrée Du Diffuseur :

$$P_{S0} = 14.7 \text{ psi}$$

$$T_{S0} = 288^\circ \text{K}$$

$$M_0 = 0.56$$

* calcul de la pression totale :

$$P_{T0} / P_{S0} = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) M_0^2 \right]^{\gamma_{\text{air}} / \gamma_{\text{air}} - 1} \Rightarrow$$

$$P_{T0} = 14.7 \left[1 + (1.4 - 1 / 2) (0.56)^2 \right]^{3.5}$$

$$P_{T0} = 18.18 \text{ psi}$$

* calcul de la température totale :

$$T_{T0} / T_{S0} = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) M_0^2 \right] \Leftrightarrow T_{T0} = T_{S0} \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) M_0^2 \right]$$

$$\Rightarrow T_{T0} = 288 \left[1 + (1.4 - 1) / (0.56)^2 \right] = 306.06$$

$$T_{T0} = 306.06^\circ \text{K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_0 = V_{a0} / \left[\gamma_{air} R T_{s0} \right]^{1/2}$$

$$\Rightarrow V_{a0} = M_0 \left[\gamma_{air} R T_{s0} \right]^{1/2} = 0.56 \left[1.4 \times 287 \times 288 \right]^{1/2}$$

$$V_{a0} = 190.5 \text{ m/s}$$

b) - Sortie Du Diffuseur :

$$T_{T1} - T_{T0} = 306.06 \text{ } ^\circ \text{K}$$

$$P_{T1} = P_{T0} = 18.18 \text{ psi}$$

$$M_1 = 0.48$$

* calcul de pression statique :

$$P_{T1} / P_{S1} = \left[1 + (\gamma_{air} - 1/2) (M_1)^2 \right]^{\gamma_{air} / \gamma_{air} - 1}$$

$$\Rightarrow P_{S1} = P_{T1} / \left[1 + (\gamma_{air} - 1/2) (M_1)^2 \right]^{\gamma_{air} / \gamma_{air} - 1}$$

$$\Rightarrow P_{S1} = 18.18 / \left[1 + (1.4 - 1/2) (0.48)^2 \right]^{3.5}$$

$$P_{S1} = 15.52 \text{ psi}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T1} / T_{S1} = \left[1 + (\gamma_{air} - 1/2) (M_1)^2 \right]$$

$$\Rightarrow T_{S1} = T_{T1} / \left[1 + (\gamma_{air} - 1/2) (M_1)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S1} = 306.06 / \left[1 + (1.4 - 1 / 2) (0.48)^2 \right] = 292.57$$

$$T_{S1} = 292.57 \text{ } ^\circ\text{K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_1 = V_{a1} / \left[\gamma_{air} R T_{S1} \right]^{1/2} \Rightarrow$$

$$V_{a1} = \left[M_1 \gamma_{air} R T_{S1} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a1} = 0.48 \left[1.4 \times 287 \times 292.57 \right]^{1/2} = 164.57$$

$$V_{a1} = 164.57 \text{ m/s}$$

* Tableau Récapitulatif Des Valeurs De l'Entrée et De La Sortie Du Diffuseur :

| Diffuseur | P_T (psi) | P_S (psi) | T_T ($^\circ\text{K}$) | T_S ($^\circ\text{K}$) | M | V_a (m/s) |
|-----------|-------------|-------------|----------------------------|----------------------------|------|-------------|
| Entrée | 18.18 | 14.7 | 306.06 | 288 | 0.56 | 190.5 |
| Sortie | 18.18 | 15.52 | 306.06 | 292.57 | 0.48 | 164.57 |

Station 2 :

a) - Entrée du Fan :

$$T_{T2} = T_{T1} = 306.06 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$P_{T2} = P_{T1} = 18.18 \text{ psi}$$

$$M_2 = 0.61$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T2} / P_{S2} = \left[1 + (\gamma_{air} - 1 / 2) (M_2)^2 \right]^{\gamma / \gamma - 1} \rightarrow$$

$$P_{S2} = P_{T2} / \left[1 + (\gamma_{air} - 1/2) (M_2)^2 \right]^{\gamma/\gamma-1}$$

$$P_{S2} = 18.18 / \left[1 + (1.4 - 1/2) (0.61)^2 \right]$$

$$\rightarrow P_{S2} = 14.14 \text{ psi}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T2} / T_{S2} = \left[1 + (\gamma_{air} - 1/2) (M_2)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S2} = T_{T2} / \left[1 + (\gamma_{air} - 1/2) (M_2)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S2} = 306.06 / \left[1 + (1.4 - 1/2) (0.61)^2 \right] = 284.86$$

$$T_{S2} = 284.86 \text{ °K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_2 = V_{a2} / \left[\gamma_{air} R T_{S2} \right]^{1/2} \rightarrow V_{a2} = M_2 \left[\gamma_{air} R T_{S2} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a2} = 0.61 \left[1.4 \times 287 \times 284.86 \right]^{1/2} = 206.37$$

$$V_{a2} = 206.37 \text{ m/s}$$

b) - Sortie Du Fan :

$$M_{2.5} = 0.77$$

$$P_{T2} = P_{T1}$$

* calcul de la pression totale :

On a :

$$P_{T2.5} / P_{T2} = 1.975$$

$$\rightarrow P_{T2.5} = P_{T2} \times 1.975 = 18.18 \times 1.975 = 35.9$$

$$P_{T2.5} = 35.9 \text{ psi}$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T2.5} / P_{S2.5} = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1/2) (M_{2.5})^2 \right]^{\gamma_{\text{air}} / \gamma_{\text{air}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S2.5} = P_{T2.5} / \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1/2) (M_{2.5})^2 \right]^{\gamma_{\text{air}} / \gamma_{\text{air}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S2.5} = 35.9 / \left[1 + (1.4 - 1/2) (0.77)^2 \right]^{3.5} = 24.25$$

$$P_{S2.5} = 24.25 \text{ psi}$$

* calcul de la température totale :

$$T_{T2.5} / T_{T2} = \left(P_{T2.5} / P_{T2} \right)^{\gamma_{\text{air}} - 1 / \gamma_{\text{air}}} = \left(1.975 \right)^{0.28}$$

$$T_{T2.5} / T_{T2} = 1.210$$

$$\rightarrow T_{T2.5} = T_{T2} \times 1.210$$

$$T_{T2.5} = 370.33 \text{ }^\circ\text{K}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T2.5} / T_{S2.5} = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1/2) (M_{2.5})^2 \right]$$

$$T_{S2.5} = T_{T2.5} / \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1/2) (M_{2.5})^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S2.5} = 370.33 / \left[1 + (1.4 - 1/2) (0.77)^2 \right] = 331.07 \text{ }^\circ\text{K}$$

$$T_{S2.5} = 331.07 \text{ }^\circ\text{K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_{2.5} = V_{a2.5} / \left[\gamma_{\text{air}} R T_{S2.5} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a2.5} = M_{2.5} \left[\gamma_{\text{air}} R T_{S2.5} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a2.5} = 0.77 \left[1.4 \times 287 \times 331.07 \right]^{1/2} = 280.83$$

$$V_{a2.5} = 280.83 \text{ m/s}$$

* Tableau Récapitulatif Des Valeur De L'entrée Et La Sortie Du Fan :

| FAN | P _T (psi) | P _S (psi) | T _T (°K) | T _S (°K) | M | V _a (m/s) |
|--------|----------------------|----------------------|---------------------|---------------------|------|----------------------|
| Entrée | 18.18 | 14.14 | 306.06 | 284.86 | 0.61 | 206.37 |
| Sortie | 35.9 | 24.25 | 370.33 | 331.07 | 0.77 | 280.83 |

Station 3 :

a) - Entrée Compresseur Basse Pression LPC :

$$T_{T3} = T_{T2.5} = 370.33^\circ\text{K}$$

$$P_{T3} = P_{T2.5} = 35.9 \text{ psi}$$

$$M_3 = 0.50$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T3} / P_S = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1/2) (M_3)^2 \right]^{\gamma_{\text{air}} / \gamma_{\text{air}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S3} = P_{T3} / \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1/2) (M_3)^2 \right]^{\gamma_{\text{air}} / \gamma_{\text{air}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S3} = 35.9 / \left[1 + (1.4 - 1/2) (0.50)^2 \right]^{3.5} = 30.26$$

$$P_{S3} = 30.26 \text{ psi}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T3} / T_{S3} = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) (M_3)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S3} = T_{T3} / \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) (M_3)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S3} = 370.33 / \left[1 + (1.4 - 1 / 2) (0.50)^2 \right] = 352.7$$

$$T_{S3} = 352.7 \text{ °K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_3 = V_{a3} / \left[\gamma_{\text{air}} R T_{S3} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a3} = M_3 \left[\gamma_{\text{air}} R T_{S3} \right]^{1/2} = 0.50 \left[1.4 \times 287 \times 352.7 \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a3} = 188.22 \text{ m/s}$$

b) - Sortie Compresseur Haute Pression HPC :

$$M_4 = 0.55$$

* calcul de la pression totale :

On a :

$$P_{T4} / P_{T2} = 16 \rightarrow P_{T4} = P_{T2} \times 16 = 18.18 \times 16$$

$$\rightarrow P_{T4} = 290.88 \text{ psi}$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T4} / P_{S4} = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) (M_4)^2 \right]^{\gamma_{\text{air}} / \gamma_{\text{air}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S4} = P_{T4} / \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) (M_4)^2 \right]^{\gamma_{\text{air}} / \gamma_{\text{air}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S4} = 290.88 / \left[1 + (1.4 - 1/2) (0.55)^2 \right]^{3.5} = 236.82$$

$$P_{S4} = 236.82 \text{ psi}$$

* calcul de la température totale :

$$T_{T4} / T_{T2} = \left(P_{T4} / P_{T2} \right)^{\gamma_{\text{air}} - 1 / \gamma_{\text{air}}} = (16)^{0.28} = 2.17$$

$$\rightarrow T_{T4} = T_{T2} \times 2.17 = 664.17$$

$$T_{T4} = 664.17 \text{ }^\circ\text{K}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T4} / T_{S4} = \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) (M_4)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S4} = T_{T4} / \left[1 + (\gamma_{\text{air}} - 1 / 2) (M_4)^2 \right] =$$

$$T_{S4} = 664.17 / \left[1 + (1.4 - 1 / 2) (0.55)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S4} = 626.28 \text{ }^\circ\text{K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_4 = V_{a4} / \left[\gamma_{\text{air}} R T_{S4} \right]^{1/2} \rightarrow V_{a4} = M_4 \left[\gamma_{\text{air}} R T_{S4} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a4} = 0.55 \left[1.4 \times 287 \times 626.28 \right]^{1/2} = 275.9$$

$$V_{a4} = 275.9 \text{ m/s}$$

* Tableau Récapitulatif Des Valeurs De L'entrée LPC et La Sortie HPC :

| Compressur | P_T (psi) | P_S (psi) | T_T (°K) | T_S (°K) | M | V_a m/s) |
|------------|-------------|-------------|------------|------------|------|------------|
| Entrée LPC | 35.9 | 30.26 | 370.33 | 352.7 | 0.5 | 188.22 |
| Sortie HPC | 290.88 | 236.82 | 664.17 | 626.28 | 0.55 | 275.9 |

Station 4 :

a) - Entrée De La Chambre De Combustion :

$$T_{T5} = T_{T4} = 664.17 \text{ °K}$$

$$P_{T5} = P_{T4} = 290.88 \text{ psi}$$

$$M_5 = 0.16$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T5} / P_{S5} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_5)^2 \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S5} = P_{T5} / \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_5)^2 \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S5} = 290.88 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.16)^2 \right]^{4.03} = 285.98$$

$$P_{S5} = 285.98 \text{ psi}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T5} / T_{S5} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_5)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S5} = T_{T5} / \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_5)^2 \right]$$

$$T_{S5} = 664.17 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.16)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S5} = 661.37 \text{ °K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_5 = V_{a5} / \left(\gamma_{\text{gaz}} R T_{S5} \right)^{1/2} \rightarrow V_{a5} = M_5 \left(\gamma_{\text{gaz}} R T_{S5} \right)^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a5} = 0.16 \left(1.33 \times 287 \times 661.37 \right)^{1/2} = 80.39$$

$$V_{a5} = 80.39 \text{ m/s}$$

b) - Sortie De La Chambre De Combustion :

$$P_{T6} = P_{T5} = 290.88 \text{ psi}$$

$$M_6 = 0.24$$

On a :

$$m_{a1} + m_c = m_g$$

On peut négliger m_c devant m_{a1} parce que $m_c \lllll m_{a1}$

$$\text{Le dosage } f = m_c / m_{a1} = 1/60$$

* calcul de température totale :

$$Q_{56}^6 = m_g C_{p_g} (T_{T6} - T_{T5}) = m_{a1} C_{p_g} (T_{T6} - T_{T5})$$

$$Q_{56}^6 = P c_i m_c = m_{a1} C_{p_g} (T_{T6} - T_{T5})$$

$$\rightarrow T_{T6} - T_{T5} = (P c_i m_c) / (m_{a1} C_{p_g}) = (m_c / m_{a1}) (P c_i / C_{p_g})$$

$$\rightarrow T_{T6} - T_{T5} = (1/60) \times (44 \cdot 10^3 / 1.33) = 648.96$$

$$\rightarrow T_{T6} = T_{T5} + 648.96 = 1313.13$$

$$T_{T6} = 1313.13 \text{ } ^\circ\text{K}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T6} / T_{S6} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_6)^2 \right] \Rightarrow T_{S6} = T_{T6} \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_6)^2 \right]$$

$$\Rightarrow T_{S6} = 1313.13 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.24)^2 \right] = 1300.76$$

$$T_{S6} = 1300.76 \text{ °K}$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T6} / P_{S6} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_6)^2 \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1}$$

$$\Rightarrow P_{S6} = P_{T6} / \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_6)^2 \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1}$$

$$\Rightarrow P_{S6} = 290.88 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.24)^2 \right]^{4.03} \Rightarrow P_{S6} = 280.00 \text{ °K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_6 = V_{a6} / \left[\gamma_{\text{gaz}} R T_{S6} \right]^{\frac{1}{2}} \Rightarrow V_{a6} = M_6 \left[\gamma_{\text{gaz}} R T_{S6} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$\Rightarrow V_{a6} = 0.24 \left[1.33 \times 287 \times 1300.76 \right]^{\frac{1}{2}} = 169.11$$

$$V_{a6} = 169.11 \text{ m/s}$$

*** Tableau Récapitulatif Des Valeurs De L'entrée Et La Sortie De La Chambre De Combustion :**

| C.C | P_T (psi) | P_S (psi) | T_T (°K) | T_S (°K) | M | V_a (m/s) |
|--------|-------------|-------------|------------|------------|------|-------------|
| Entrée | 290.88 | 285.98 | 664.17 | 661.37 | 0.16 | 80.39 |
| Sortie | 290.88 | 280.00 | 1313.13 | 1300.76 | 0.24 | 169.11 |

Station 5 :

*** - Entrée Turbine Haute Pression HPT :**

$$T_{T7} = T_{T6} = 1313.13 \text{ °K}$$

$$P_{T7} = P_{T6} = 290.88 \text{ psi}$$

$$M_7 = 0.54$$

*** calcul de pression statique :**

$$P_{T7} / P_{S7} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_7)^2 \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S7} = P_{T7} / \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_7)^2 \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S7} = 290.88 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.54)^2 \right]^{4.03} = 240.69$$

$$P_{S7} = 240.69 \text{ psi}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T7} / T_{S7} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_7)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S7} = T_{T7} / \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_7)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S7} = 1313.13 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.54)^2 \right] = 1252.85$$

$$T_{S7} = 1252.85 \text{ °K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_7 = V_{a7} / \left[\gamma_{\text{gaz}} R T_{S7} \right]^{1/2} \rightarrow V_{a7} = M_7 \left[\gamma_{\text{gaz}} R T_{S7} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a7} = 0.54 \left[1.33 \times 287 \times 1252.85 \right]^{1/2} = 373.43$$

$$V_{a7} = 373.43 \text{ m/s}$$

b) - Sortie Turbine Basse Pression LPT :

$$M_8 = 0.64$$

* calcul de la température totale :

Puisque la turbine entraîne le compresseur ça implique qu'elles ont la même puissance :

$$P_C = P_T \rightarrow m_{a1} C_{p_a} (T_{T4} - T_{T2}) = m_{a1} C_{p_g} (T_{T7} - T_{T8})$$

$$\rightarrow T_{T7} - T_{T8} = C_{p_a} (T_{T4} - T_{T2}) / C_{p_g} = 1 (664.17 - 306.06) / 1.13 = 316.91$$

$$\rightarrow T_{T8} = T_{T7} - 316.91 = 1313.13 - 316.91 = 996.21$$

$$T_{T8} = 996.21 \text{ °K}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T8} / T_{S8} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_8)^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S8} = T_{T8} / \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_8)^2 \right]$$

$$T_{S8} = 996.21 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.64)^2 \right]$$

$$T_{S8} = 933.14 \text{ } ^\circ\text{K}$$

* calcul de la pression totale :

$$P_{T8} / P_{T7} = \left[T_{T8} / T_{T7} \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1} = (0.75)^{4.03} = 0.31$$

$$\rightarrow P_{T8} = P_{T7} \times 0.31 = 290.88 \times 0.31 = 90.17$$

$$P_{T8} = 90.17 \text{ psi}$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T8} / P_{S8} = \left[1 + (\gamma_{\text{gaz}} - 1 / 2) (M_8)^2 \right]^{\gamma_{\text{gaz}} / \gamma_{\text{gaz}} - 1}$$

$$\rightarrow P_{S8} = P_{T8} / \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_8)^2 \right]^{\gamma_g / \gamma_g - 1}$$

$$P_{S8} = 90.17 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.64)^2 \right]^{4.03}$$

$$P_{S8} = 69.27 \text{ psi}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_8 = V_{a8} / \left[\gamma_g R T_{S8} \right]^{1/2} \rightarrow V_{a8} = M_8 \left[\gamma_g R T_{S8} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a8} = 0.64 \left[1.33 \times 287 \times 933.14 \right]^{1/2} = 381.96$$

$$V_{a8} = 381.96 \text{ m/s}$$

* Tableau Récapitulatif Des Valeurs De L'entrée HPT et La Sortie LPT :

| TURBINE | P _T (psi) | P _S (psi) | T _T (°K) | T _S (°K) | M | V _a (m/s) |
|---------------|----------------------|----------------------|---------------------|---------------------|------|----------------------|
| Entrée HPT | 290.88 | 240.69 | 1313.13 | 1252.85 | 0.54 | 373.43 |
| Sortie LPT | 90.17 | 69.27 | 997.21 | 934.08 | 0.64 | 382.15 |

Station 6 :

a) - Entrée Tuyère :

$$T_{T9} = T_{T8} = 996.21 \text{ °K}$$

$$P_{T9} = P_{T8} = 90.17 \text{ psi}$$

$$M_9 = 0.68$$

* calcul de la pression statique :

$$P_{T9} / P_{S9} = \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_9)^2 \right]^{\gamma_g / \gamma_g - 1}$$

$$\rightarrow P_{S9} = P_{T9} / \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_9)^2 \right]^{\gamma_g / \gamma_g - 1}$$

$$P_{S9} = 90.17 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.68)^2 \right]$$

$$P_{S9} = 67.04 \text{ psi}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T9} / T_{S9} = \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_9)^2 \right] \rightarrow T_{S9} = T_{T9} / \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_9)^2 \right]$$

$$T_{S9} = 996.21 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.68)^2 \right] = 925.6 \text{ °K}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_9 = V_{a9} / \left[\gamma_g R T_{S9} \right]^{1/2} \rightarrow V_{a9} = M_9 \left[\gamma_g R T_{S9} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a9} = 0.68 \left[1.33 \times 287 \times 925.6 \right]^{1/2} = 404.2$$

$$V_{a9} = 404.2 \text{ m/s}$$

b) – Sortie Tuyère :

$$T_{T10} = T_{T9} = 996.21 \text{ °K}$$

$$P_{T10} = P_{T9} = 90.17 \text{ psi}$$

$$M_{10} = 0.97$$

* calcul de pression statique :

$$P_{T10} / P_{S10} = \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_{10})^2 \right]^{-\gamma_g / \gamma_g - 1} \rightarrow$$

$$P_{S10} = P_{T10} / \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_{10})^2 \right]^{-\gamma_g / \gamma_g - 1}$$

$$\rightarrow P_{S10} = 90.17 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.97)^2 \right]^{-4.03} = 49.57$$

$$P_{S10} = 49.57 \text{ psi}$$

* calcul de la température statique :

$$T_{T10} / T_{S10} = \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_{10})^2 \right] \rightarrow$$

$$T_{S10} = T_{T10} / \left[1 + (\gamma_g - 1 / 2) (M_{10})^2 \right]$$

$$\rightarrow T_{S10} = 996.21 / \left[1 + (1.33 - 1 / 2) (0.97)^2 \right] = 862.33$$

$$T_{S10} = 862.33 \text{ psi}$$

* calcul de la vitesse axiale :

$$M_{10} = V_{a10} / \left[\gamma_g R T_{S10} \right]^{1/2} \rightarrow V_{a10} = M_{10} \left[\gamma_g R T_{S10} \right]^{1/2}$$

$$\rightarrow V_{a10} = 0.97 \left[1.33 \times 287 \times 862.33 \right]^{1/2} = 556.51$$

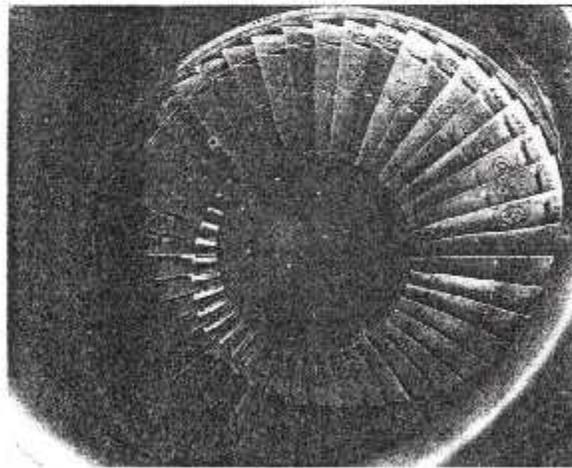
$$V_{a10} = 556.51 \text{ m/s}$$

* Tableau Récapitulatif Des Valeurs De L'entrée et La Sortie
Tuyère :

| Tuyère | P_T (psi) | P_S (psi) | T_I (°K) | T_T (°K) | M | V_a (m/s) |
|--------|-------------|-------------|------------|------------|------|-------------|
| Entrée | 90.17 | 67.04 | 996.21 | 925.6 | 0.68 | 404.2 |
| Sortie | 90.17 | 49.57 | 996.21 | 862.33 | 0.97 | 556.51 |

CHAPITRE V

Maintenance



V- LA MAINTENANCE :

V-1- Définition de la maintenance Aéronautique :

La maintenance est l'ensemble des actions qui permettent le maintien ou le rétablissement d'un bien dans un état spécifique ou en mesure d'assurer un service déterminé et cela suivant des normes internationales définies par AFNOR (NORME AFNOR X 60-010).

V-2- Les formes de la maintenance :

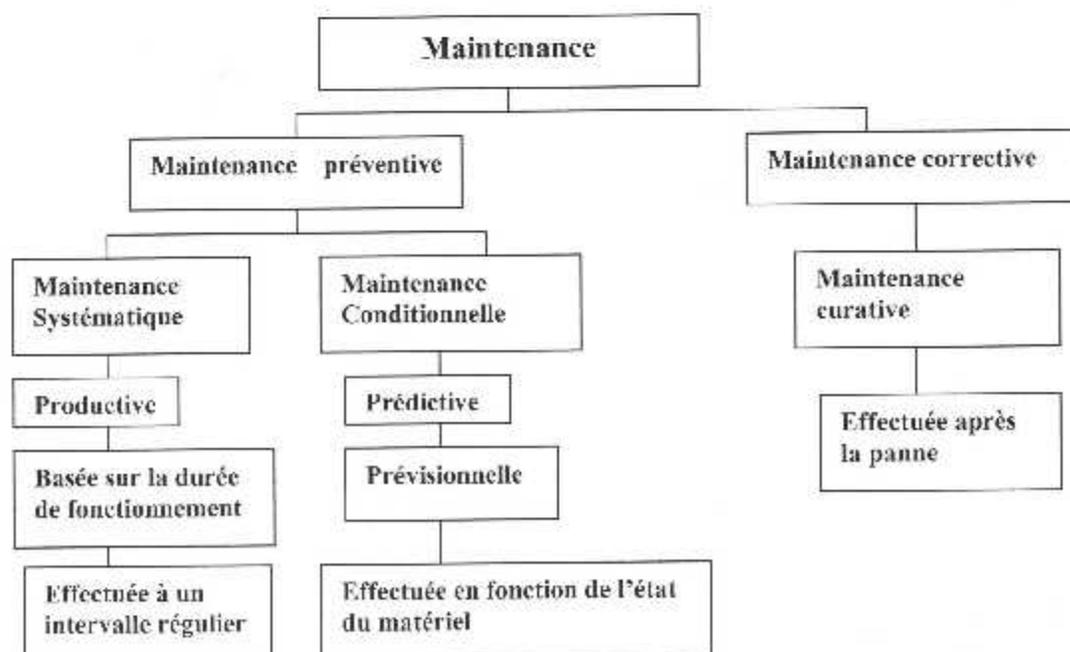
Il existe 3 types principaux de la maintenance :

* La maintenance corrective : effectuée après défaillance.

* La maintenance préventive systématique : effectuée selon un échéancier établi en fonction du temps ou de nombre d'unités d'usage.

* La maintenance préventive conditionnelle : subordonnée à un type d'événement déterminé (autodiagnostic, information d'un capteur, mesure d'une usure, etc.) cette forme de maintenance permet d'assurer le suivi continu en service.

Ils peuvent être schématisés par le synoptique suivant :



V-3- La maintenance de la turbine :

La maintenance de la turbine est faite suivant les étapes suivantes :

- 1- Dépose.
- 2- Désassemblage.
- 3- Nettoyage.
- 4- Inspection.
- 5- Assemblage.
- 6- Equilibrage.
- 7- La repose.

La dépose est précédée d'une visite préliminaire qui comprend les inspections suivantes bien déterminées sur le protocole de maintenance dans la page qui suit :

- Inspection visuelle générale du moteur pour dégâts apparents.
- Inspection à l'aide d'une torche, des ailettes et aubes des deux étages FAN pour dommages causés par le passage de F O D.
- Vérification de la libre rotation du N1.
- Inspection du filtre principal d'huile pour contamination.
- Inspection boroscopique du moteur.

V-3-a/ les anomalies qui nécessitent la dépose de la turbine :

1- Les criques au niveau des aubes du stator 1^{er} étage de la turbine basse pression.

2- La sulfidation, la corrosion chimique.

3- Les plates formes, les cassures mécaniques.

Le remède est bien de remplacer les ailettes touchées.

Nous allons cités les différentes étapes d'entretien de *la TURBINE BASSE PRESSION LPT*.

L'exécution des travaux de maintenance doit être conforme à l'Engine Manuel suivant les références mentionnées.

Nous nous sommes intéressées à la maintenance de la turbine en atelier.

1- LA DEPOSE :

- Transfert du moteur du chariot et le mettre sur le pedestals FIG [V-1].
- Dépose des deux demi carters fan (section combustion et turbine).
- Dépose de la pompe de récupération d'huile du palier # 6.
- Dépose de la section d'échappement moteur.
- Dépose de la bague int et joints roulement # 6 FIG [V-2].
- Dépose du groupe d'entraînements accessoires avant.
- Dépose du groupe turbine LPT d'entraînement du compresseur avant FAN, relever Drop Check (horizontal) FIG [V-3].
- Dépose de la bague int et joints palier # 4 ½. FIG [V-4].
- Dépose du logement joint et de la bague ext du roulement palier # 4 ½.

2- INSPECTIONS :

Toutes les inspections qui doivent être faites après la dépose du module LPT sont citées sur le tableau ci- dessous :

JT8D

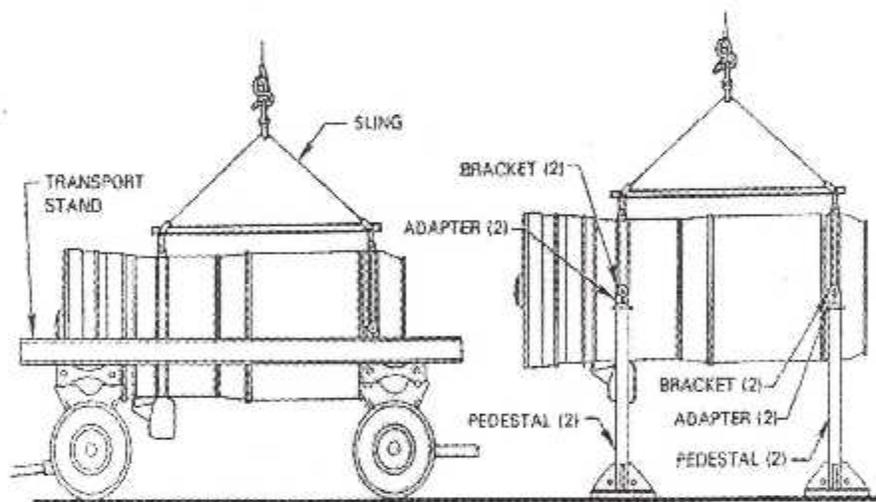


FIG [V-1] Transfers sur chariot

JT8D

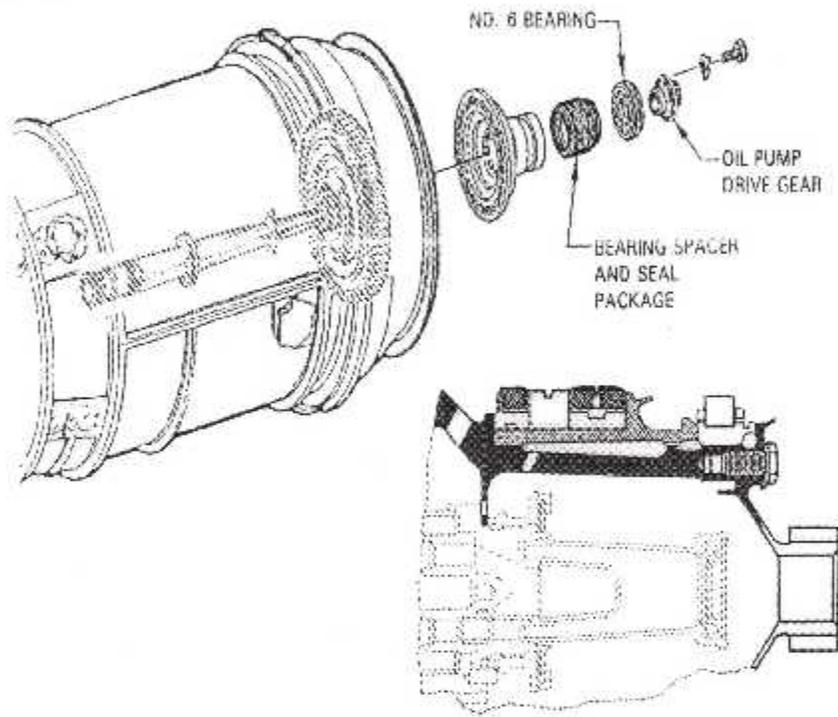


FIG [V-2] Dépose du roulement # 6

JT8D

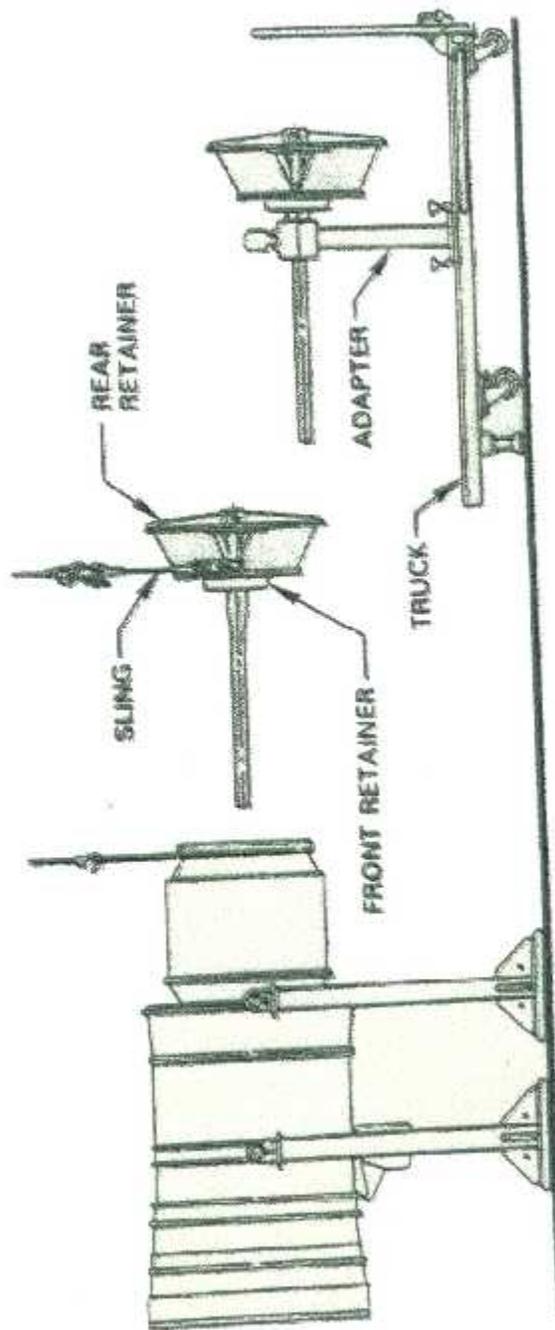


FIG [V-3]

Dépose du LPT

JT8D

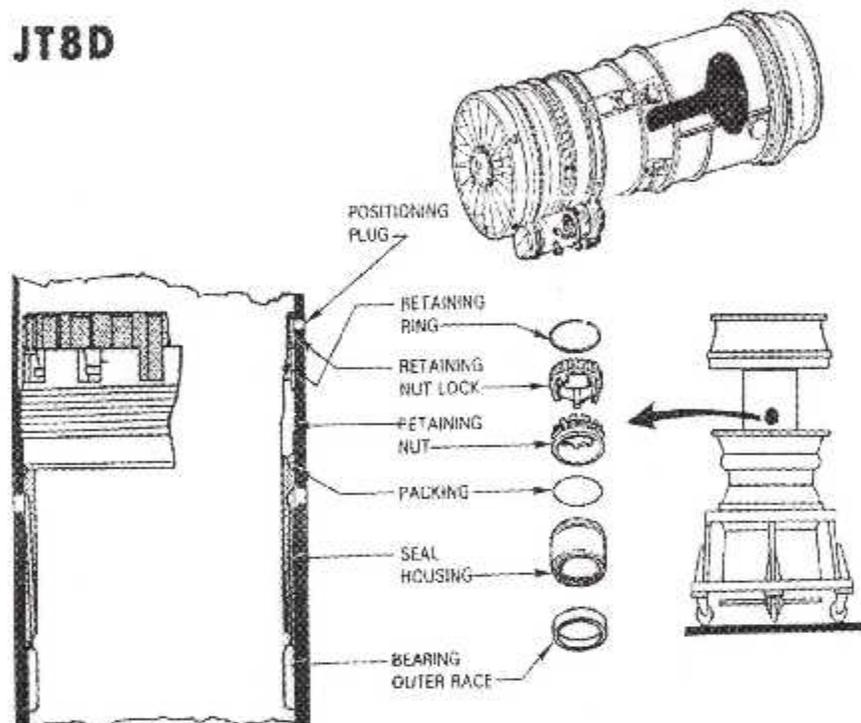


FIG [V-4] Dépose du roulement # 4. 1/2

| Désignations | Inspections | Référence sur manuel |
|--|--|---|
| NGV 2 nd stage turbine | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Insp visuelle pour impact ou encoche. - Insp de la racine d'ailette pour usure. - Insp pour piques de sulfidation. - Mesure d'étirement des ailettes. - Mesure de torsion des ailettes. Insp pour encoche sur revêtement. | 72-53-00 insp 01 |
| Disque 2 nd stage | <ul style="list-style-type: none"> -FPI spop 82. - Contrôle dimensionnel. - Mesure d'accroissement du disque. - Test de dureté du disque. - Insp d'imperfection de la surface. - Insp pour criques. - Insp de l'état de surface. - Insp du repaire poinçonné pour criques. - Insp dimensionnelle. - Insp des fontes du disque pour usure. - Insp des fontes de rivets et chanfrein. - Insp de l'alésage du disque pour écorchures et rayure. - Insp du trou de la barre d'accouplement pour stries et rayures. - Insp du trou de contre poids pour stries. - Insp du diamètre de bouterolle pour usure. - Contrôle dimensionnel des faces d'appui. | 72-53-00 insp 01 72-53-00 insp 03 72-53-16 insp 01 |
| Ecrou avant de tierod | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Insp visuelle de l'écrou avant de tierod. | 72-53-32 insp 01 |
| Spacer 3 rd - 4 th stage | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Insp de l'état de surface. | 72-53-22 insp 01 |
| Ailettes 3 ^{eme} étage | <ul style="list-style-type: none"> - Insp visuelle pour impacts ou entailles. - FPI spop 82. - Insp de la racine d'ailette pour | 72-53-12 insp 01 |

| | | |
|---------------------------------------|--|-------------------------|
| | <p>usure.</p> <ul style="list-style-type: none"> - Insp pour piques de sulfidation. - Mesure d'étirement des ailettes. - Mesure d'encoche du revêtement. - Mesure de rotation du shroud. - Mesure de torsion des NGV. | |
| Disque 3rd stage | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Contrôle dimensionnel | 72-53-03 insp 01 |
| Ailettes 4^{eme} étage | <ul style="list-style-type: none"> - Insp pour criques et entailles. - FPI spop 82. - Insp de la racine d'ailette pour usure. - Insp pour piques de sulfidation. - Mesure d'étirement des ailettes. - Mesure de torsion des ailettes. - Insp de courbure et d'inclinaison. - Mesure du degré de revêtement de l'ailette. - Insp dimensionnelle. | 72-53-13 insp 01 |
| Disque 4th stage | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Mesure d'accroissement du disque. - Test de dureté. - Insp de l'état de surface. - Insp pour criques. - Insp pour dégradation. - Insp du repère poinçonné pour criques. - Insp dimensionnelle. - Insp de la fonte du rivet et chanfrein. - Insp de la fonte du moyeu pour usure. - Insp de l'alésage du disque pour rayure. - Insp du trou de la barre d'accouplement pour stries et rayures. - Insp des trous de rivets et conte poids. - Insp du diamètre de bouterolle (snap) pour usure. | 72-53-18 insp 01 |
| Shroud 2^{eme} étage | <ul style="list-style-type: none"> - Insp des flanges avant et arrière pour usure. - Insp par FPI spop 62. | 72-53-56 insp 01 |

| | | |
|--|---|---------------------|
| Joint d'air ext 2^{ème} étage | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 62. - Insp des languettes ressorts avant pour criques et cassures. - Contrôle de la hauteur des dampers. - Insp des knife- edges pour usure. | 72-53-54 insp 01 |
| Joint d'air 3rd stage | <ul style="list-style-type: none"> - Insp des knife- edges pour usure et endommagement. - Insp du diamètre int pour usure. - Insp par FPI spop 62. | 72-53-27 insp 01 |
| Shroud 3rd stage | <ul style="list-style-type: none"> - Insp des flanges avant et arrière pour usure. - Insp par FPI spop 62. | 72-53-57 insp 01 |
| NGV 3rd stage | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Insp pour impact et brûlures. - Insp du profil aérodynamique. - Insp de l'état de surface. - Insp pour sulfidation. - Insp pour déplacement axial. - Insp du pied int de la vanne pour usure. - Insp pour flexion. - Insp de la face avant du pied ext de la vanne pour usure et la face arrière. - Insp du revêtement. - Classification de la vanne. - Test de rotation. | 72-53-72 insp 01 |
| Joint d'air ext 4th stage | <ul style="list-style-type: none"> - Insp du diamètre int pour usure ou dommage. - Insp pour état général. - Insp dimensionnelle. - Insp de l'état de nid d'abeille. | 72-53-61 insp 01 |
| NGV 4^{ème} étage | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Insp des impacts, dommage et brûlures. - Insp du profil aérodynamique. - Insp de l'état de surface. - Insp pour sulfidation. - Insp pour déplacement axial. - Insp du pied int de la vanne pour usure. - Insp pour flexion. - Insp de la face avant du pied ext de la vanne pour usure et pour la face arrière. - Insp du revêtement. - Classification de la vanne | 72-53-73 insp 01 |

| | | |
|--|---|---|
| Moyeu de turbine | <ul style="list-style-type: none"> - Contrôle dimensionnel. - Insp du trou de la barre d'accouplement pour stries et rayures. - Insp du diamètre de bouterolles (snap) pour usure. - Insp de l'état de surfacc. - Insp des brides avant et arrière pour présence de corrosion. - FPI spop 82 ou FMPI spop 115. | <p>72-53-19 insp 01</p> <p>72-53-19 insp 01</p> |
| LP Shaft | <ul style="list-style-type: none"> - Insp pour criques des gorges de cannelures des roulements, filets des denture, filets internes, trous de drain d'huile. - Insp des trous d'huile du # 4 ½. - Insp FPI spop 108. - Insp pour piques de corrosion. - Mesure d'accroissement du shaft. - Insp de la zone de palier et Spacer pour stries. - Test de torsion et de rotation des cannelures. - Test de perpendicularité des cannelures (splines). - Insp pour usure des cannelures ext. - Insp du diamètre ext des cannelures. - Insp FPI spop 82 de la gorge du filetage. - Insp par FPI ou FMPI du diamètre de la gorge int | <p>72-53-20 insp 01</p> <p>72-53-20 insp 02</p> <p>72-53-20 insp 03</p> <p>72-53-20 insp 04</p> |
| Spacer du rotor Turbine | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 82. - Insp pour état général. - Insp pour parallélisme des faces. - Insp du diamètre des bouterolles (snap) avant et arrière pour usure. - Insp pour imperfection de surface. | <p>72-53-21 insp 01</p> |
| Protection et ensemble tubes # 4 ½ et # 6 | <ul style="list-style-type: none"> - FPI spop 62. - Insp de l'état général. - Insp du diamètre pour concentricité. - Test de débit à 15 psi. - Test de fuite à 50 psi. | <p>72-53-30 insp 01</p> <p>insp 02 insp 03</p> |

| | | |
|--|--|---|
| Ecrous de tierod arrières | - FPI spop 82. - Insp de l'état général. | 72-53-33 insp 01 |
| Carter arrière turbine | - FPI spop 62. - Insp dimensionnelle des pines de positionnement. - Insp des rainures de maintien pour usure. - Insp des flanges avant – arrière pour usure. - Insp des dampers 1 ^{er} , 2 ^{eme} étages. - Insp des bossages (logs) de maintien 2 ^{eme} , 3 ^{eme} , 4 ^{eme} étages pour usure. - Insp des parois adjacentes aux bossages 2 ^{eme} , 3 ^{eme} , 4 ^{eme} pour usure. - Contrôle de l'épaisseur de la paroi. | 72-53-51 insp 02 72-53-51 insp 01 |
| Spacer joint d'air 1^{er} étage | - Insp visuelle | 72-53-52 insp 01 |
| Verrou de stator 2^{eme} étage | - Insp visuelle. - Insp FPI spop 62. | 72-53-53 insp 01 |
| Verrou stator 3^{eme} étage | - Insp visuelle. - FPI spop 62. | 72-53-53 insp 01 |
| Ensemble joint 4^{eme} étage | - FPI spop 82. - Insp visuelle pour usure et état des filets. | 72-53-58 insp 01 |

Opérations de Repose

DESIGNATION DES OPERATIONS

| Item | Reference | DESCRIPTION DES OPERATIONS | Exécutant | C. Equipe | Contrôle | Observations |
|--------------|---|---|-----------|-----------|----------|------------------|
| 11 B1-213 | 72-00-52-43-001 72-53-00-43-037 | <ul style="list-style-type: none"> ▣ Repose de la bague extérieure et le logement joint du palier # 4 1/2 (Si déposé) ▣ Repose de la bague intérieure et les joints du palier # 4 1/2 (si déposé) NOTE : Les joints carbonés doivent être libres à la rotation. | | | | |
| 12 B1-211 | 72-00-53-42-001-001 | <ul style="list-style-type: none"> ▣ Repose du groupe turbine LPT d'entraînement du compresseur avant : - Contrôler les faces de l'entretoise pour parallélisme. - Relever Dropcheck (Horizontal) * Limites :-JT8D-9A/15 /-17 = (1,593" - 1,603") (40,46 mm - 40,71 mm) JT8D-17A = (1,662" - 1,672") (42,21 - 42,468) | | | | Dropcheck m/c |
| 13 B1-224 | 72-00-21-42-001 | ▣ Repose du groupe d'entraînement avant : | | | | |
| 14 B1-210 | 72-54-00-43-009 72-53-40-44-002 72-00-53-43-001 | <ul style="list-style-type: none"> ▣ Repose de la bague extérieure du roulement # 6 : ▣ Remonter les joints du roue #6 et les séparateurs en rassemblant les joints ▣ Repose de la bague intérieure et des joints de roulement # 6 : | | | | |
| 15 B1-206 | 72-00-54-42-001-001 | ▣ Repose du groupe de la section carter d'échappement : | | | | |
| 16 B1-402 | 72-00-71-43-001 | ▣ Repose des deux demi carers fan (section combustion et turbine) : | | | | |
| 17 B1-208 | 72-00-54-43-001 | ▣ Repose de la pompe de récupération d'huile du palier # 6 : | | | | |
| 18 B1-201 | 72-00-00-01-002 | ▣ Transfert du moteur des pedestals sur chariot : | | | | |

NOTE : ▣ Les anomalies et défauts constatés durant les travaux sont à enregistrer au fur et à mesure sur le document (Shop Finding Reports) qui doit accompagner le Work Order.
 ▣ L'exécution des travaux doit être conforme aux indications données dans l'Engine Manual suivant les références mentionnées.

Ci jointes a ce protocole feuilles annexes :

- Fiche d'inspection du carter extérieur des chambres de combustion (CCOC) par ASB 6228 / 6230
- Fiche de remplacement des disque tubines

| Item | Reference | DESIGNATION DES OPERATIONS | Executant | C. Equipe | Contrôle | Observations |
|------|-------------------|---|-----------|-----------|----------|--------------|
| | 72-00-54-Rem 05 | - Nettoyer le tamis de filtration d'huile de la pompe de recuperation # 6. | | | | |
| | 72-54-25-02 | - Verifier l'alignement puis effectuer un essai de debit de l'injecteur d'huile. | | | | |
| 10 | 72-54-21- Insp 01 | <p>LPT Assembled :</p> <ul style="list-style-type: none"> - Nettoyer /inspecter le tube de pression interne du palier # 6. - Inspection visuelle de l'état des paliers et joints # 4 ½ et # 6 - Inspection visuelle des NGV 2eme étage turbine pour FOD , craque sulfidation et usure excessive ou perte de metal. - Inspection visuelle des ailettes T04 pour FOD et usure des nochs - Inspection pour usure excessive , perte de metal du T01 OAS spacers - Eddy current des cannelures (splines) du LPShaft. (Inspection a faire par le service NDT) | | | | |
| | AD 91-2414 | <p>- Identification et remplacement si necessaire du 4 ½ bearing seal spacer.</p> <p>Note : Item a effectuer seulement par un lancement sur l'Engineering W/O</p> | | | | |

| Item | Reference | DESIGNATION DES OPERATIONS | Exécutant | C. Equipe | Contrôle | Observations |
|--------------|-----------------|---|-----------|-----------|----------|--------------|
| 08 B1-213 | 72-53-00-03-001 | <ul style="list-style-type: none"> Depose de la bague int et joints prier # 4 1/2 (Si necessaire) | | | | |
| | 72-00-52-03-001 | <ul style="list-style-type: none"> Depose ou logement joint et de la bague ext du roulement palier # 4 1/2 (Si necessaire) | | | | |

INSPECTIONS

| Item | Reference | DESIGNATION DES OPERATIONS | Exécutant | C. Equipe | Contrôle | Observations |
|------|-----------|--|-----------|-----------|----------|--------------|
| 09 | | <ul style="list-style-type: none"> Exhaust case assembled : 72-00-00-Check 15 72-54-02- Insp 01 MMI ---10 Page 601 MMI ---11-1 Page 201 MMI ---11-1 Page 201 MMI ---11-1 Page 201 MMI ---11-1 Page 601 MMI ---22-1 Page 701 72-54-25- Insp 01 | | | | |
| | | <ul style="list-style-type: none"> - Inspecter visuellement l'état des sondes tubes et connexions du systé Indication P17 - Effectuer un nettoyage des sondes et tubes P17 avec un solvant neutre. - Effectuer un essai d'air check) des tubes et sondes P17 pour fuites. - Nettoyer et inspecter les sondes thermocouples - Nettoyer et inspecter les cables et effectuer un essai électrique - Inspecter visuellement l'état de la pompe de récupération | | | | |

AIR ALGERIE
 Direction Technique
 S/D Revision Moteurs
 Det. Engineering / JT8D

JT8D Engine
PROTOCOLE DE TRAVAIL
MOTEURS JT 8 D -9A /-15 / -17 /17A

ESSN
 ISSN
 N°WO

Depose & Repose de la turbine Basse pression (LPT)
En horizontal

Note : L'exécution des travaux de ce protocole doit être conforme au l'Engine Manual suivant les references mentionnees.

| Item | Référence | DESIGNATION DES OPERATIONS | Exécutant | C. Equipe | Contrôle | Observations |
|--------------|---------------------|---|-----------|-----------|----------|-----------------------|
| 01 B1-211 | 72-00-00-01-001-01 | ▣ Transfert du moteur du chariot et le mettre sur pedestals | | | | |
| 02 B1-212 | 72-00-71-03-001 | ▣ Depose des deux demi cariers fan (section combustion et turbine) | | | | |
| 03 B1-218 | 72-00-54-03-001 | ▣ Depose de la pompe de recuperation d'huile du palier # 6 | | | | |
| 04 B1-219 | 72-00-54-02-001-001 | ▣ Depose de la sector d'echappement moteur | | | | |
| 05 B1-210 | 72-00-53-03-001 | ▣ Depose de la bague int. et joints roulement # 6 | | | | |
| 06 B1-214 | 72-00-21-02-001 | ▣ Depose du groupe d'entrainement accessoires avant | | | | |
| 07 B1-211 | 72-00-53-02-001 | ▣ Depose du groupe turbine LPT d'entrainement du comp. avant (fan) -Reliever Drop Check (Horizontal) * Limite : - JT8D-9A/15 (-17 = (1.593" - 1.805") (40.46 mm - 40.71 mm) JT8D-17A = (1.662-1.672) (42.21mm -42.48 mm) | | | | Drop Checkmm |

NETTOYAGE :

Toutes les pièces doivent être bien nettoyés avant de les inspecter.

Le dégraissage : des différentes pièces s'effectue selon spop 209 par des solutions de nettoyage.

SPOP 209

Méthode I : Nettoyage par immersion.

1- Mettre la pièce dans la solution de dégraissage contenant l'ARRDROX 6333.

* Concentration $C = 20\%$

* Température $T = 32 - 66\text{ }^{\circ}\text{C}$

* Temps $t = 5 - 30\text{ min.}$

2- Rincer les pièces avec un jet d'eau froide puis immerger dans l'eau tiède à $32 < T < 38\text{ }^{\circ}\text{C}$ et finalement dans l'eau chaude jusqu'à atteindre la température de la solution.

Méthode II : SPRAY WASH MACHINE (S W M).

1- Immerger les pièces dans S W M.

2- Nettoyage des pièces avec la solution ARRDROX 6333.

3- Mettre les pièces dans l'eau chaude à $32 < T < 93\text{ }^{\circ}\text{C}$.

4- Sécher à l'air sec.

L'utilisation du FPI :

Sur une surface préalablement nettoyée, on applique un produit d'imprégnation appelé Pénétrant.

Le pénétrant s'étale sur la surface pour pénétrer dedans. Sous l'action du révélateur, le pénétrant ressort de la discontinuité pour donner une indication plus importante que la longueur du défaut en surface.

SPOP 82

Méthode I : WATER WASHABLE (haute sensibilité).

| SPOP 82 | Méthode | Pénétrant utilisé | Temps D'immersion |
|--------------------|--|------------------------------|------------------------------|
| Zyglo | L'application du pénétrant fluorescent s'effectue par pulvérisation ou par immersion | ZL 67 | 30min |

Méthode II : Emulsifiable (post émulsifiable)

| SPOP 82 | Méthode | Pénétrant utilisé | Temps d'immersion |
|--------------------|--|------------------------------|------------------------------|
| Zyglo | l'application du pénétrant fluorescent s'effectue par pulvérisation ou par immersion | ZL 27A | 30min |

SPOP 62

L'inspection est faite en deux méthodes essentielles :

- 1- Système de lavage à l'eau (WATER WASH SYSTEM).**
- 2- POST EMULSIFICATION SYSTEM.**

L'utilisation du FMPI :

Une pièce ferromagnétique est soumise à un champ magnétique, la présence du défaut est mise en évidence par la visualisation des modifications du champ à la surface de la pièce, qui s'appelle ligne de fuite. La procédure d'inspection FMPI consiste à dégraisser à l'aide du SPOP 209 ensuite magnétiser en utilisant de

préférence le premier nombre d'ampérage et finalement immerger dans une suspension choisie.

SPOP 108

Procédure :

- 1- dégraisser avec SPOP 209 (réf : 70-21-00-110-041).
- 2- magnétiser le shaft dans les 4 positions et faire une visualisation avec les rayons UV.

SPOP 115

Il y a deux méthodes à utiliser après dégraissage avec SPOP 209 :

- 1- Méthode manuelle : faire tourner trois fois le câble autour du diamètre, magnétiser avec du courant direct DC.
- 2- utilisation de l'appareillage : magnétiser en utilisant l'appareil avec du courant direct.

3- REPOSE :

- Repose de la bague extérieure et le logement joint du palier # 4 $\frac{1}{2}$ (si déposé).
- Repose de la bague intérieure et les joints du palier #4 $\frac{1}{2}$ (si déposé) avec la vérification que les joints carbones sont libres à la rotation.
- Repose du groupe I.P.T d'entraînement du compresseur avant :
 - Contrôler les faces de l'entretoise pour parallélisme.
 - Relever Drop check (Horizontal).

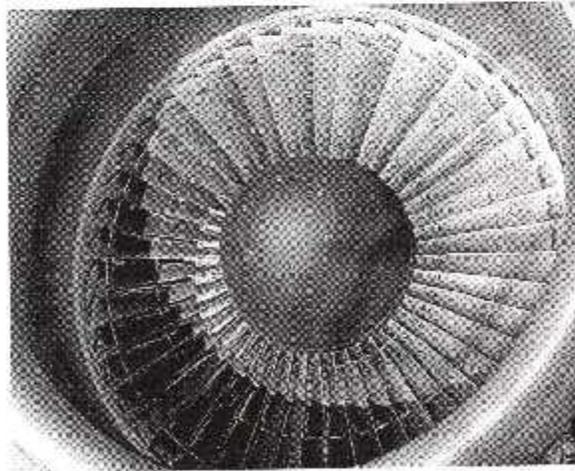
Limites : JT8D-9A/ 15/ 17= (1.593 "- 1.603")= (40.46mm- 40.71mm).

JT8D-17A = (1.662"- 1.672")= (42.21mm- 42.468mm).

- Repose du groupe d'entraînement avant.
- Repose de la bague extérieure du roulement # 6.
- Remonter les joints du roulement # 6 et les séparateurs en rassemblant les joints.
- Repose de la bague intérieure et des joints de roulement # 6.
- Repose du groupe de la section carter d'échappement.
- Repose des deux demi carters fan (section combustion et turbine).
- Repose de la pompe de récupération d'huile du palier # 6.
- Transfert du moteur des pedestals sur chariot.

CHPITRE VI

EXPERTISES



Dans ce chapitre nous allons citer un exemple d'un cas réel d'une turbine qui a connue un explosion de sa partie basse pression.

INFORMATION SUR LE MOTEUR :

Après avoir connue une révision générale au sein de « LUFTHANSA AIRMOTIVE IRLAND LAI », il a été installé sur le 7T- VEQ position 2.

Le tableau qui suit nous donne plus d'information :

| | | | |
|---|--|---------------------|---|
| Date de dépose Removal date : 03-04-96 | | Aéronef Aircraft | |
| Motif déposé Removal reason Erosion et impacts sur le HPC (C12 et C13) | | A/C : 7T- VES | Type : Boeing 737-200 Position : 1 |

| Depuis neuf Since new | | Depuis révision générale : Since overhaul : | | Dernière intervention (avant incident) : Last intervention BLOC 5 | | | | |
|--------------------------|-------|---|------|---|-----|--------------------------------|------|-----|
| TSN | CSN | TSO | CSO | TSI | CSI | Effectué à Carried out : | Type | |
| 35103 | 24884 | 10592 | 8272 | / | / | Alger | B | 737 |

Le réacteur a fonctionné sur l'avion cité précédemment 2890 heures, ensuite il a été confié de nouveau à LAI pour investigation suite à une défaillance de la turbine basse pression au point fixe.

- TSN : Temps de fonctionnement.
- CSN : Cycle depuis neuf.
- TSO : Intervalle depuis révision.
- CSO : Cycle depuis révision.
- TSI : Intervalle depuis la pose.
- CSI : Cycle depuis la pose.

Inspections en ligne :

L'incident est survenu au sol les essais étaient alors effectués par un contrôleur technique qualifié d'Air Algérie.

Le mécanicien a constaté l'endommagement total de la turbine basse pression et de la section d'échappement des gaz.

Inspections en Atelier :

Après avoir constaté l'endommagement du moteur, il a été déposé et cheminé vers les installations techniques de l'entreprise pour investigations.

En atelier, le moteur était suffisamment ouvert pour accéder à la partie chaude et il a subi une inspection boroscopique de la zone non accessible (compresseur) ce qui nous a permis de confirmer les vrais dommages.

- Compresseur basse et haute pression dans un état satisfaisant.
- Les neuf chambres de combustion dans un état satisfaisant.
- NGV de la turbine haute pression, sans gravité.
- Ailettes turbine haute pression, sans gravité.
- Turbine basse pression complètement hors service.
- NGV de la turbine basse pression endommagées, la constatation de la disparition de six aubes statoriques.
- Partie tuyère d'éjection apparition d'un dommage considérable.

CONCLUSION :

Après les expertises faites par les contrôleurs techniques qualifiés, nous pouvons retenir ce qui suit :

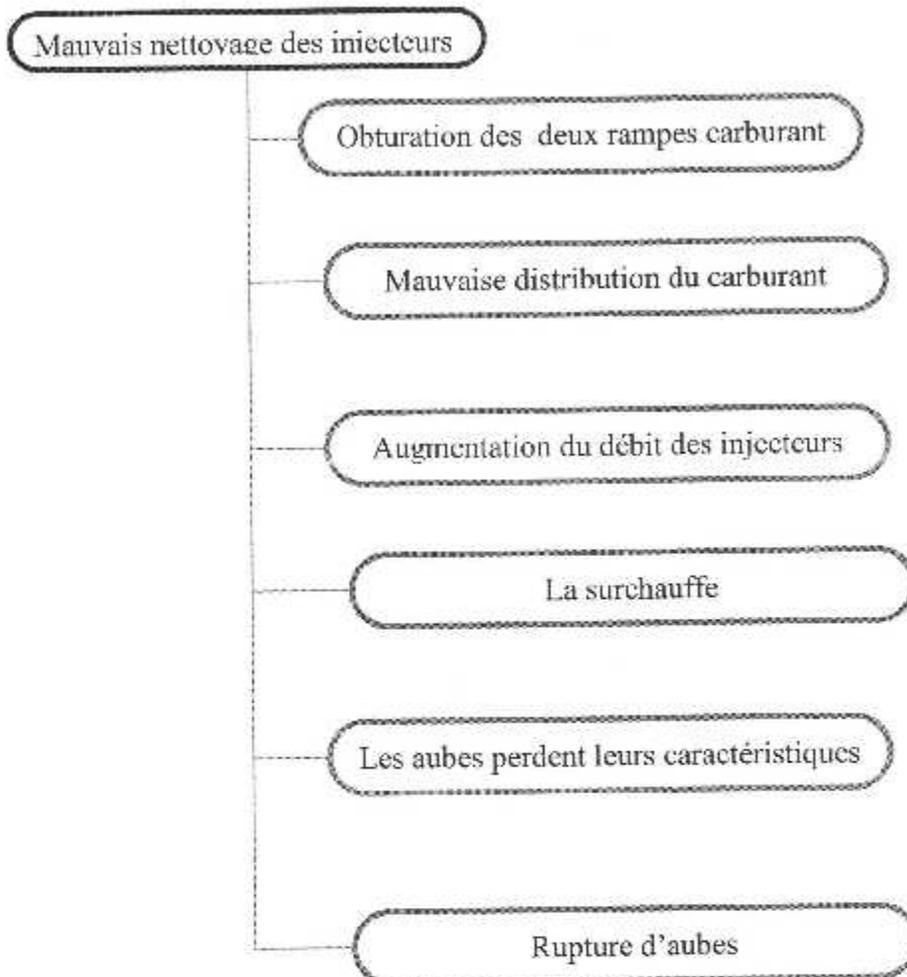
1- La rupture de la turbine basse pression est le résultat d'une sur- température ayant entraîné une fatigue thermique des aubes statoriques NGV, qui a par la suite occasionné une détérioration en chaîne.

2- La sur- température est causé par l'obturation des rampes carburant ayant contribué à la génération d'une variation du profil de température.

3- L'augmentation du débit des injecteurs due à la mauvaise distribution du carburant après l'obturation des deux rampes carburant.

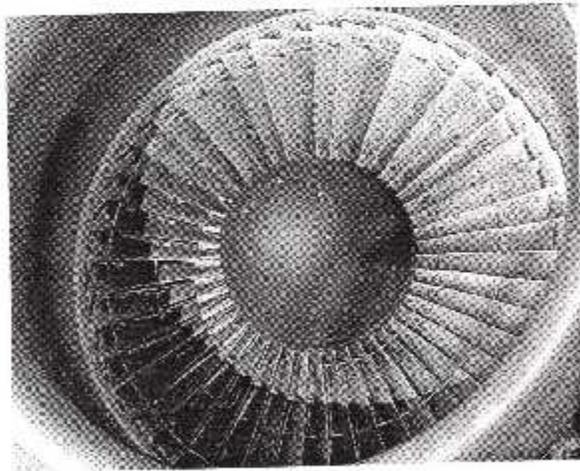
4- Le mauvais nettoyage des injecteurs est la cause majeure de la défaillance.

D'après ce qui a précédé nous pouvons construire la chaîne de cause :



CHAÎNE DES CAUSES

CONCLUSION



CONCLUSION :

Le développement technologique au 20^{ème} siècle a touché tous les domaines de la vie quotidienne et pratiquement le domaine aéronautique pour prévoir la sécurité des passagers et par suite de l'humanité.

Les constructeurs cherchent à développer leurs produits, en faisant des études continues.

Le travail que nous avons fait est une étude détaillée sur l'organe le plus important dans un réacteur qui est la turbine, vu les conditions particulièrement difficiles aux quelles, elle est soumise (Température, pression, corrosion, efforts...).

La turbine nécessite des soins très délicats d'où une maintenance particulière, c'est ce que nous avons cité dans notre travail.

BIBLIOGRAPHIE

PRATT & WHITENY AIRCRAFT GROUP
Engine Manuel JT8D 1995

PRATT & WHITENY STANDARD PRACTICES MANUEL

SABENA MAINTENANCE
Maintenance Manuel-JT8D.

ENGINE GENERAL DESCRIPTION JT8D-15

LE REACTEUR
TOME 1, 2^e édition 1964

MECANIQUE DES FLUIDE ET THERMODYNAMIQUE
G. LE MASSON.

HEAVY MAINTENANCE JT8D-15 THROUGH 17