

12/02

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET
POPULAIRE**

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET
DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE DE BLIDA
INSTITUT D'AERONAUTIQUE**

011/2002
EXN

Mémoire de fin d'études

*Pour l'obtention du diplôme d'études universitaires appliquées
Option : Structure*



THEME

ETUDE PRELIMINAIR D'UNE RUPTURE D'UNE TURBINE
APU TYPE GTCP 85-98CK EQUIPANT LE BOEING 727-200

Réalisé par :

Mr ATA AHMED

Mr BACHA IBRAHIM

Encadré par :

Mr BELLOUTI RAFIK

co-promoteur

Mr AISSANI MOULOUD

PROMOTION 2001 - 2002

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Remerciement

Nous tenons à remercier tout d'abord le bon dieu, le tout puissant, de nous avoir attribué la faveur de réussir dans nos études.

Nous exprimons nos vifs remerciements à notre promoteur monsieur Bellouti rafik, de nous avoir guidé afin de réussir ce PFE. , ainsi que notre copromoteur Aissani mouloud,

Nous tenons aussi de remercier :

Tous les enseignants de l'institut d'aéronautique de l'université de blida.

L'équipe de la base centrale logistique pour leur compréhension à l'égard de notre demande d'autorisation : analyse métallographiques.

Mes parents pour leurs amour, sacrifices et soutiens.

Mon cousin : Redouane qui ma aider beaucoup pour réaliser notre thèse.

Tous les travailleurs du H400 (révision des moteurs).

Et à toute personne qui nous a aider de réaliser notre projet.

ATA & BACHA

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à :

**A l'âme de mon père HASSEN, que dieu l'accueille dans son vaste paradis,
et ma chère mère : FATIHA, qui m'ont beaucoup soutenu pendant le
trajet de mes études.**

A mes frères et mes sœurs.

A mon chère binôme : AHMED et sa aimable famille.

A tout mes amis de l'institut d'aéronautique.

IBRAHIM

Dédicaces

Avant tous le monde à ma chère mère qui ma soutenu tout au long de mon trajet d'étude moralement, grâce à elle que je suis arrivé à mon but. Ainsi qu'a mon père, qui ma soutenu moralement et financièrement et je lui doit beaucoup, sans oublier mon cousin : Redouane qui m'a aider à conclure notre mémoire.

A mes frères : Firass, Raid, Fadi.

A mes cousin: Tarek, Sid Ahmed, Walid, Rania, Lamia, Lina, Rami, Sans oublier tous les membres de la famille : ATA en Jordanie, ASSAM, SELLALI, HADJAM, ZEGHOUANI, ALLAG, et BENACHENHOU.

A tous mes amis, exceptionnellement : Omar, kamel, Ismail, Mohamed, Amine, Walid, Karim, bilal, Nabil, Cherif , Mourad, Abbass, Raouf, Nabil, Abdelkarim, Kamel, Mohamed Medjad, Mohamed Zeghouani, Farouk et Mohamed boumaaza

A mon chère binôme : Ibrahim et sa famille aimable.

A tout mes amis de l'institut d'aéronautique.

Et à tous les amis de près ou de loin.

AHMED

SOMMAIRE

<u>INTRODUCTION :</u>	page
1). Historique sur l'incident	01
2). Objectifs de notre stage pratique	01
3). Historique de AIR ALGERIE.....	01
4). Présentation de l'organisme d'accueil.....	02
5). Présentation du centre révision moteur.....	03
 <u>CHAPITRE I : DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT APU GTCP 85-98CK.</u>	
I.1. Généralités :.....	06
I.2. Compositions du groupe APU GTCP85-98CK.....	09
I.3. Principes de fonctionnement	16
I.4. Système de prélèvement d'air	19
I.5. Contrôle du fonctionnement APU	21
I.6. Système de lubrification	22
 <u>CHAPITRE II: TURBINE GTCP 85-98CK</u>	
II.1. Turbine	24
II.2. Turbine centripète ou radiale	24
II.3. Limitations des turbines	25
II.4. Technologie et matériaux des turbines	26
II.5. Tableau des matériaux	26
II.6. Caractéristique physique et chimique du MAR- M 247..	27
II.7. Choix des matériaux	28
II.8. Caractéristique physique et chimique du INCONEL 713 LC	30

II.9. Caractéristique physique et chimique	
du INCONEL 792 MOD 5A	30
II.10. Courbe comparative	31
II.11. Les alliage résistants à la haute température	32
II.12. Méthode de ressuage	34
II.13. Notion sur l'équilibrage	38

CHAPITRE III: GENERALITE SUR LA RUPTURE.

INTRODUCTION.....	46
III.1. Rappels de la mécanique de la rupture	46
III.2. Mécanique de la rupture elasto-plastique.....	49
III.3. Notion générale sur la fatigue des matériaux	50
III.4. Fatigue des pièces sans fissures	56
III.5. Phénomène de fluage	57
III.6. Choc thermique	59
III.7. Fatigue thermique	59
III.8. Fatigue a haute température	59
III.9. Corrosion et corrosion érosion	60
III.10. Mécanismes de fatigues	62
III.11. Facteur métallurgique	64
III.12. Analyse photographique	
par microscopie optique	65

**CHAPITRE IV : ANALYSE METALLOGRAPHIQUE
DE LA SECTION ROMPUE**

IV.1. Méthodes d'examen métallographiques	66
IV.2. Examen par microscopie optique	66
IV.3. Attaques micrographiques	69
IV.4. Procédure d'expertise	71
IV.5. Interprétation de la photo	74
IV.6. L'analyse d'images pour caractériser la microstructure de MAR-M 247	76
IV.7. La structure des métaux	76
IV.8. Interprétation des photos	81
CONCLUSION	82
CONCLUSION GENERALE.....	83

ANNEXE1

ANNEXE2

ABREVIATION

BIBLIOGRAPHIE

LISTE DE FIGURE

FIGURE :	PAGE
FIG II.1.INSTALATION.....	09
FIG II.2.ENSEMBLE COMPRESSEUR TURBINE.....	10
FIG II.3.CHAMBRE DE COMBSTION 85.98CK.....	11
FIG II.4.ENSEMBLE ARBRE ROUET DE TURBINE.....	12
FIG I.2.CYCLE DE FONCTIONNEMENT.....	13
FIG I.3COMPRESSEUR ET TURBINE ASSEMBLER.....	14
FIG I.4DEMARRAGE APU GTCP85.89CK.....	17
FIG II.9.a.COURBE DE FATIGUE POUR MATERIAU INCONEL713.....	31
FIG II.9.b.COURBE DE FATIGUE POUR MATERIAU MAR-M247.....	31
FIG II.11.8.LE GROUPE ROTORIQUE.....	40
FIG II.12.9.a.EQUILIBRAGE DE LA TURBINE.....	41
FIG II.12.9.b.FLEXION DE LA TURBINE.....	42
FIG II.12.10.EQUILIBRAGE DU GROUPE ROTORIQUE.....	44
FIG III.1.2.1.a.MODE I ,OUVERTURE.....	48
FIG III.1.2.1.b.MODE II,GLISSEMENT-PLAN.....	48
FIG III.1.2.1.c.MODE III,GLISSEMENT-ANTI.....	49
FIG III.3.1.2.b.CYCLE DE CONTRAINTES.....	52
FIG III.3.2.COURBE DE FATIGUE.....	53
FIG III.3.2.3.COURBE DE FATIGUE POUR LES MATERIAUS FERREUX... 54	54
FIG III.3.2.3.b.LA FATIGUE PLASTIQUE ASSOCIES A UN PETIT NOMBRE DE CYCLE (FATIGUE OLIGO-CYCLIQUE).....	55
FIG III.3.2.3.c.LA FATIGUE PLASTIQUE ASSOCIES AUN GRANDE NOMBRE DE CYCLE.....	55
FIG III.5.2.COURBE DE FLUAGE.....	58
FIG III.9.1.CORROSION PAR FATIGUE.....	61
FIG III.10.b.SHEMA DE LA PROPAGATION D'UNE FISSURE.....	62
FIG IV.3.2.ATTAQUE CHIMIQUE.....	70
FIG IV.1.(AGRANDISSEMENT X500).....	77
FIG IV.2.(AGRANDISSEMENT X500).....	78
FIG IV.3.(AGRANDISSEMENT X500).....	79
FIG IV.4.(AGRANDISSEMENT X100).....	80

1). HISTORIQUE SUR L'INCIDENT :

Après la rupture de la turbine P/N : 3842072-3 équipant l'unité de puissance auxiliaire (GTCP85-98CK) de P/N : 380678-1-10 de S/N : 36745, installée sur l'appareil Boeing 727-200, celle-ci a été déposée le 21- 04 -1999 après qu'elle a fonctionné 12506 HRS depuis neuve, et 4020 HRS depuis temps de révision générale approuvé (5000 hrs).

A cet effet l'incident a eu lieu avant la troisième révision générale.

La turbine ne peut plus fonctionner, du moment que 80% de ses pièces sont considérées sans valeur (ont été rebutées)

Il est noté que le P/N turbine sous citée est un post SB : 49-6534.

D'après l'historique, on peut supposer trois hypothèses ayant causées cet incident :

- Disfonctionnement de l'APU.
- Fatigue de la turbine puis rupture.
- Métallurgie de la turbine. (Ensemble turbine : arbre et rouet)

INTRODUCTION :

2). OBJECTIFS DE NOTRE STAGE :

Le stage est le prolongement de notre formation de T.S, l'objectif visé est de connaître les relations professionnelles, ce stage à permet de découvrir les technologies mises en œuvre dans la compagnie AIR ALGERIE.

Durant la période de ce stage, l'encadrement à proposé l'étude et analyse d'un cas réel d'une rupture turbine d'APU GTCP 85 - 98 CK équipant de Boeing 727-200, au moyen d'une analyse métallographique et chimique de la section rompu (arbre et rouet), et en donne les causes probables de cette rupture.

3). HISTORIQUE D'AIR ALGERIE :

La compagnie AIR ALGERIE crée en 1949, afin de relier l'Algérie avec la France et elle est nommée AIR transport.

En 1953, à la suite de fusion de cette entreprise, la compagnie générale des transports aériens AIR ALGERIE entre en service.

En 1963, elle devienne compagnie nationale sous responsabilité du ministère des transports.

La flotte contient :

Du turbo fan : JT8D - 9A, 15, 17, 17A ; Qui peuvent être installés sur les Boeing 727 et 737

Du turbo fan type CF6_ 80 A3 équipe les Airbus A 310 et les CF6_ 8D C2 pour le Boeing 767.

Enfin le turbo propulseur : Allison 500 D22A dotent les Hercules L100-30, et le turbo propulseur DART 536- 7R installé sur les Fokker- F 27.

Air Algérie est considéré des l'indépendance comme moyen privilégié de l'exercice de la politique économique du pays, c'est aussi un organisme à caractère commercial ayant des perspectives pour le développement et élargissement de ses services. La principale préoccupation de la compagnie consiste à satisfaire et remplir le besoin de ses clients dans la vie de la compagnie. Provenant de Seattle " USA "

→→ INTRODUCTION

deux Boeing 727-200 arrivent à Alger doté des perfectionnements techniques et commerciaux.

Le plan de modernisation et de rajeunissement de la flotte opéré en 1971 a permis de doter l'entreprise d'aéronefs très performants alliant le confort, la sécurité et la rapidité.

Aujourd'hui en l'an 2001 AIR ALGERIE exploite 37 avions allant du Fokker 27 à l'Airbus 310 -100 en passant par la famille Boeing 767_300 (reçu en 3 exemplaires en 1990).

En 1998, AIR ALGERIE a qui option pour l'acquisition de 09 avions moyens porteurs de type Boeing (nouvelle génération). Durant la période 2000-2003 :

06 Boeing 737-800.

03 Boeing 737-600.

Comme prévu le premier appareil a été réceptionné le 02-07-2000.

La flotte passagère et cargo se résumant dans le tableau suivant :

Type d'avion	nombre	Capacité first	économique	total	Capacité de charge
B 727-200	09		129	147	07 tonnes
B 737-200	15	12	54	101	3 à 6 tonnes
B 737-600					
B 737-800	06	24	124	144	15 à 16 tonnes
B 767-200	03	24	229	253	08 tonnes
A 310 -100	02	18	198	216	08 tonnes
F 27	07	00	40	40	00
LC 100 -30	02	00	00	04	20 tonnes

4). PRESENTATION DE L'ORGANISME D'ACCEUIL :

LA DIRECTION TECHNIQUE :

La direction technique est chargée de définir les politiques d'entretien de la flotte de l'entreprise AIR ALGERIE, afin de permettre l'exploitation du matériel aéronautique. Avec le maximum de sécurité et de régularité, elle a pour tâche essentielle l'entretien. La révision et la préparation du matériel qui lui affecté pour lui permettre une exploitation optimale avec le maximum de sécurité.

OBJECTIFS DE LA DIRECTION TECHNIQUE :

En outre, la direction doit satisfaire les différentes missions suivantes :
Mettre en œuvre les moyens humains et matériels nécessaires à l'exécution des programmes, dans la meilleure condition de fiabilité et de coût. Mettre en place le système de gestion pour assurer une maîtrise d'entretien, une rigueur dans le circuit d'information, et une efficacité dans les interventions.

→→ INTRODUCTION

Recherché la rentabilité optimale des investissements et des moyens (accord de coopération, travaux de sous traitante).

Aligner les avions selon le programme préétabli par la direction, avec un minimum d'écart (diminuer les retards).

Représenter l'entreprise au sein de l'organisation internationale sur le plan technique.

ORGANISATION DE LA DIRECTION TECHNIQUE :

La direction technique est structurée selon le schéma d'organisation ci après, elle est composée essentiellement des structures ADM, formation et gestion.

Une structure engineering pour le lancement des travaux sur équipements.

Une structure contrôle et assurance qualité pour le contrôle de conformité des travaux exécutent sur les différents équipements et aéronefs.

Une structure d'approvisionnement en pièces consommable et révisable de tous les équipements.

Plusieurs structures de production avaient ; Equipement, accessoires.

Une structure de production porteuse d'avion appelée sous direction révision moteur.

EFFECTIFS DE LA DIRECTION TECHNIQUE :

STURCTURE	EFFECTIF ACTUEL
Entretien planifier	186
Entretien en ligne	521
Structure cabine	391
Atelier aéronautique	203
Révisions moteurs	230
engineering	103
Approvisionnements	118
Moyens techniques	142
Assurance qualité	16
Administration- formation	35
Contrôle technique	49
Gestion	10
Cellule développement	05
Commandements	17
Totale	2026

5). PRESENTATION DU CENTRE REVISIONS MOTEURS :

INTRODUCTION :

En aéronautique, comme dans les autres secteurs économiques un retard dans les travaux de maintenance d'un moteur d'avion ou d'un équipement, peut entraîner des pertes énormes pour la compagnie voire un millier de dinars par jour.

Dans le souci de minimiser les dépenses d'entretien, de maintenance et organisation, air Algérie cherche à fonder des unités internes de réparation des pièces et de révision des équipements de sa flotte. Dans cette perspective, la Rupture D'une Turbine APU type GTCP 85-98CK équipant le Boeing 727-200.

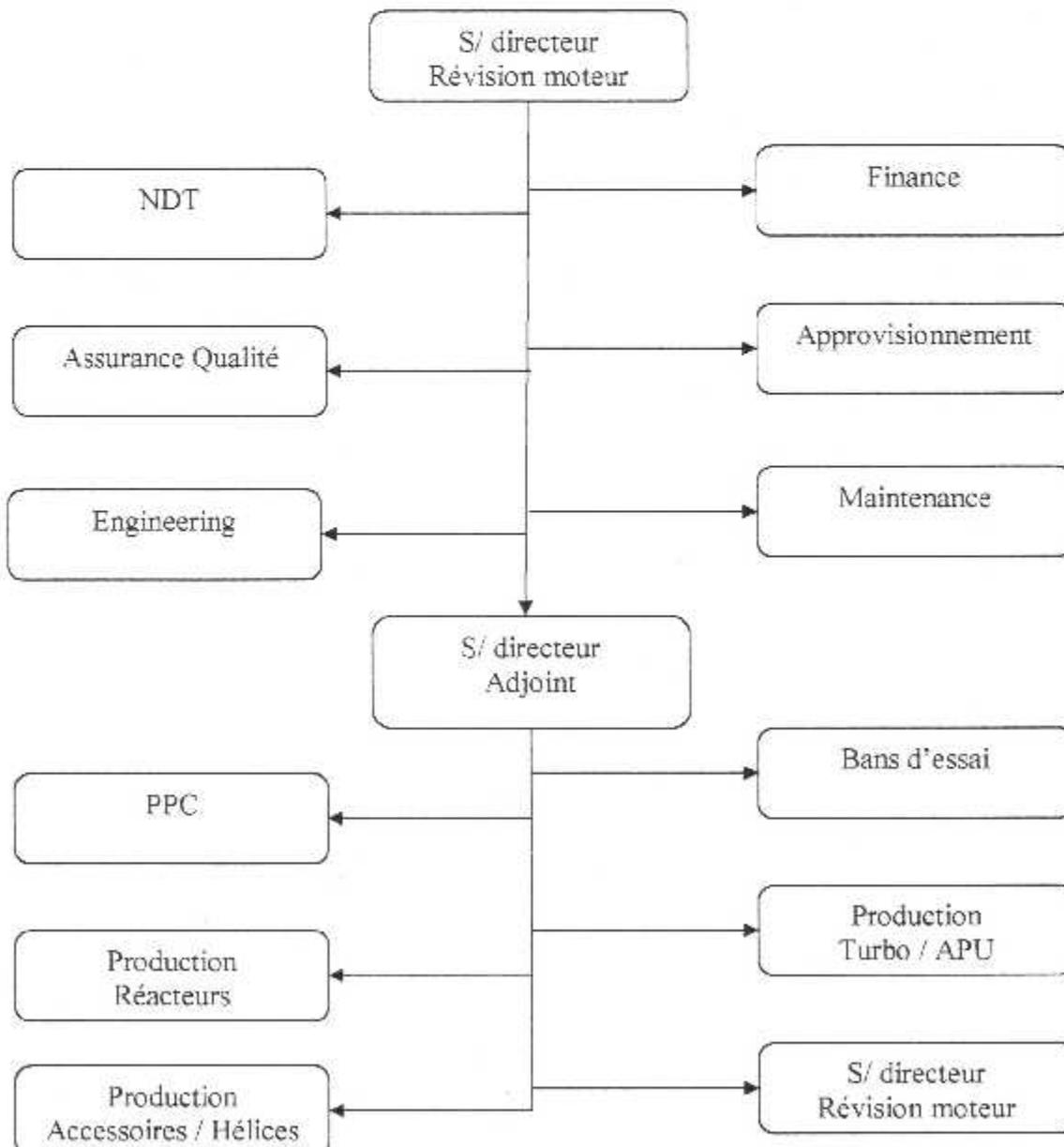
création du centre révisions moteurs (CRM) dont l'activité principale est la révision des moteurs des différents avions.

Le centre a aussi des fins commerciales vu les conditions analogues que viennent les compagnies étrangères qui elles même, ne peuvent se procurer ni des équipements de la nouvelle génération ceux de la technologie actuelle ce qui les laisse toujours dépendantes d'une autre compagnie.

Ainsi Air Algérie aura l'avantage de proposer un meilleur marché et par conséquent, elle aurait élargi le service de ce centre de révision qui est objectif à atteindre dans les prochaines années et qui rapportera sans doute un revenu très appréciable.

De cette manière le CRM aurait réalisé un exploit dont les conséquences. Seront très profitables à Air Algérie et permettront certainement à d'autres compagnies d'en profiter.

ORGANIGRAMME DU CENTRE REVISION MOTEUR :



ORGANISATION DU CENTRE REVISION MOTEUR :

Le centre révision moteur à pour objectif essentiel la révision des moteurs d'avions tout type confondu, en particulier, la révision générale des moteurs unités de puissances auxiliaires APU équipent les avions Boeing 737 et 727.

CLASSEMENT DES ATELIERS INTERNES DU CRM :

Les ateliers existants dans le centre de révision moteurs sont repartis ainsi :

Atelier de montage et de remontage.

Atelier de nettoyage subdivise :

- Nettoyage mécanique.
- Nettoyage chimique.

Atelier d'inspection comprenant :

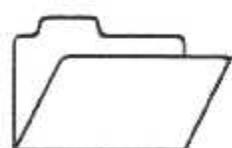
- Atelier d'inspection au pénétrant fluorescent (FPI) et aux particules magnétiques. (MPI)
- Atelier de métrologie et étalonnage.
- Atelier d'inspection dimensionnelle
- Laboratoire de chimie, et de rayons x.

Atelier de réparation composée de :

- Atelier de soudure.
- Atelier de chaudronnerie et mécanique.
- Atelier de peinture.
- Air de marshalling : air de transit des pièces.

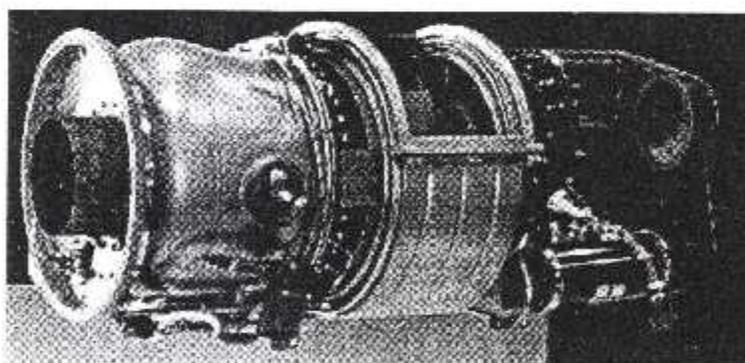
Atelier d'équilibrage.

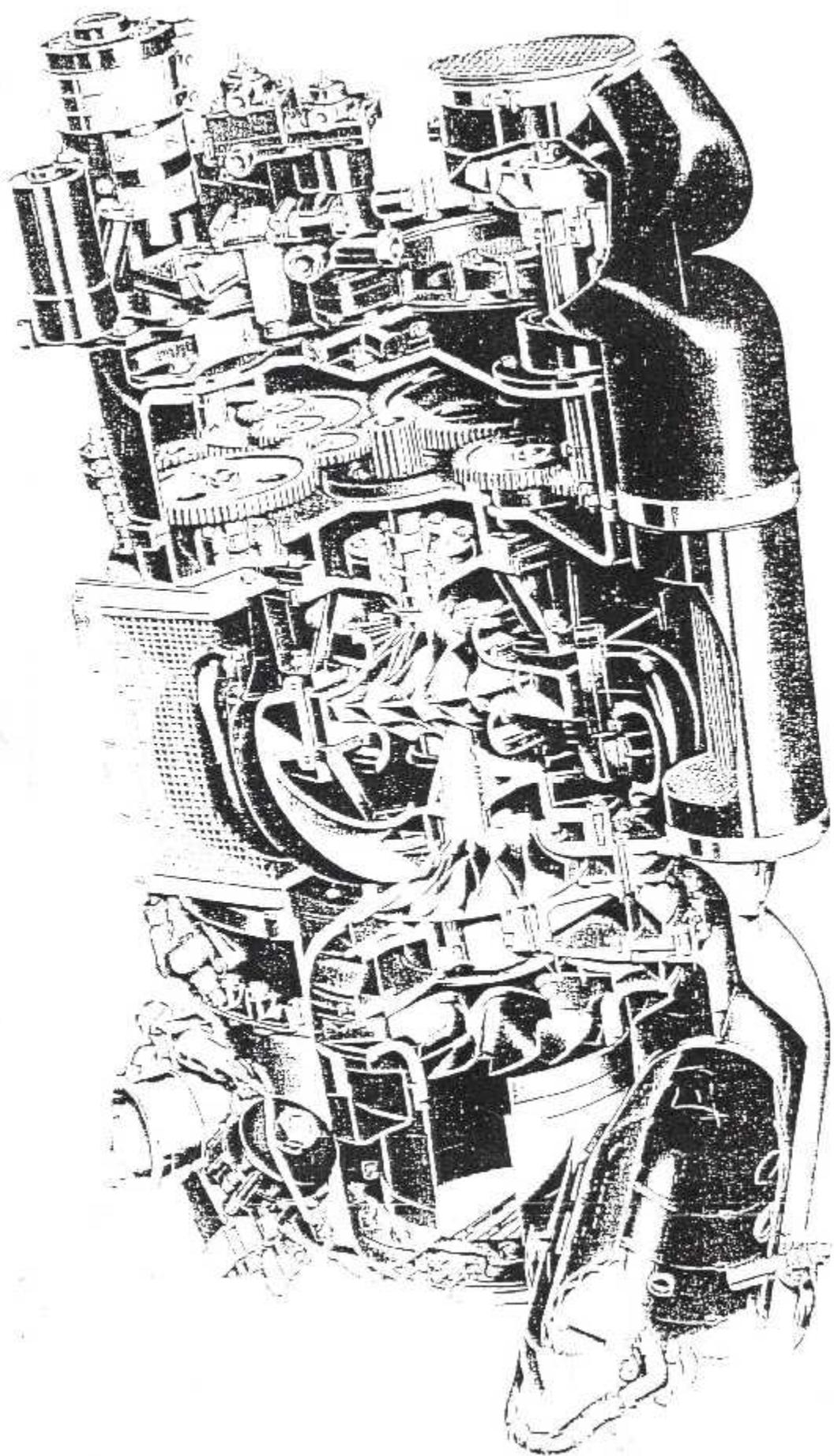
Atelier d'entretien.



CHAPITRE I :

DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT DE L'APU GTCP 85-98 CK





GE CF-85 GAS TURBINE

CHAPITRE I : DESCRIPTION ET FONCTIONNEMENT APU GTCP 85-98CK

I.1 GENERALITES :

L'unité de puissance auxiliaire est une turbine à gaz autonome, elle est dite auxiliaire parce qu'elle ne produit pas la puissance principale à l'avion, cette dernière destinée à fournir la puissance électrique et l'air comprimé pour les besoins de l'avion lorsque celui-ci est au sol. L'APU ne peut être utilisé que lorsque l'avion est au sol.

L'ensemble se compose d'une turbine à gaz accouplée à un alternateur avec tous les accessoires de contrôle et de commande nécessaires au fonctionnement monté continu. Un piquage sur le compresseur de la turbine à gaz est connecté au système pneumatique de l'avion, et fournit l'air comprimé nécessaire à la mise route des réacteurs et au conditionnement d'air.

L'alimentation en air du compresseur se fait par une porte d'admission (APU INLET DOOR) logée à droite à l'arrière du fuselage et par un conduit d'alimentation (AIR DIFFUSER DUCT), les gaz de combustion sont déchargés à l'atmosphère à travers un conduit de refoulement.

Le carburant pour le fonctionnement de l'APU est tiré du réservoir, la puissance électrique nécessaire au fonctionnement est fournie par le système batterie de l'avion.

Après une courte période de mise en température de l'ensemble à la vitesse de fonctionnement, les puissances électrique et pneumatique peuvent être obtenues en positionnant correctement les éléments de commande appropriés. Si une puissance pneumatique importante est nécessaire pour le démarrage d'un réacteur par exemple, la charge électrique devra être réduite afin de permettre à la puissance pneumatique d'atteindre la valeur nécessaire.

I.1.1 ENSEMBLE GROUPE MOTEUR A.P.U :

A l'ensemble groupe moteur APU comprend le moteur proprement dit et ses attaches avec un système de refroidissement qui entoure complètement le moteur et les accessoires. Un silencieux réduit le bruit sur l'entrée d'air.

I.1.2 MOTEUR APU :

A la partie principale du moteur est une turbine à gaz composée d'un compresseur centrifuge à deux étages accouplés directement à une turbine simple étage. L'arbre de la turbine est accouplé à la gear box d'entraînement des accessoires et de l'alternateur.

I.1.3 SYSTEME D'ALIMENTATION ET DE CONTROLE EN CARBURANT DE L'A.P.U :

Le système d'alimentation et de contrôle carburant assure un débit de fuel à partir du réservoir vers l'APU. Où il est mélangé et injecté dans la chambre à combustion. En plus de l'alimentation en carburant pour un fonctionnement normal, le système de contrôle régule le débit de carburant afin de maintenir une vitesse constante de l'APU en fonction de la variation des conditions de charge et maintient la température turbine dans une plage de sécurité.

I.1.4 ELEMENTS DE COMMANDE DU MOTEUR DE L'APU :

La commande du moteur de l'APU, est réalisée au moyen de relais, de contacteurs manuels et automatiques qui contrôlent le départ, l'arrêt et le fonctionnement normal de l'APU.

I.1.5 ELEMENTS DE CONTROLES ET D'INDICATIONS DE L'APU :

Les éléments de contrôles et d'indications de l'APU se composent d'un enregistreur de temps de fonctionnement, monté directement sur l'APU et un indicateur de T° de sortie des gaz montés sur le panneau du troisième homme d'équipage.

I.1.6 ECHAPPEMENT APU :

L'échappement se compose d'un système de conduits, réalisé de façon à obtenir une aspiration, et un amortissement du bruit. Les gaz d'échappement sont dirigés vers l'extérieur au travers d'une porte qui est situées sur l'extrados de l'aile droite de l'avion, dans l'emplanture.

I.1.7 DESIGNATION :

Tout modèle d'APU possède une désignation particulière indiquant le numéro de famille et le numéro d'application :

Cet APU est de type GTCP 85- 98CK

- ❖ **GT** : Turbine A Gaz (Gaz Turbine).
- ❖ **C** : Possibilité D'un Prélèvement D'air Sous Pression A Partir D'un compresseur. (Compresseur).
- ❖ **P** : Possibilité d'obtenir de la puissance sur l'arbre. (Shaft power)
- ❖ **85**: Type (Famille).
- ❖ **98CK** : Configuration Spécifique. (Serial number)

I.1.8 SPECIFICATION DE L'APU GTCP 85_98CK :

L'APU GTCP85_98CK utilise sur le Boeing 727 est une turbine à gaz de faible puissance.

Le GTCP 85- 98CK a les spécifications suivantes :

- ❖ Puissance électrique nominale : 40 KVA.
- ❖ Masse : 284 Lb =128 kg.
- ❖ Longueur : 42,4 in =1,077m.
- ❖ Largeur : 26,3 in = 0,668 m.
- ❖ Hauteur : 28,3 in = 0,734 m.
- ❖ vitesse de rotation 100% :
 - A vide : 42000 tr/min.
 - Sous pleine charge : 40700 tr/min.
- ❖ Vitesse maximale : 42500 tr/min, pendant maximum 10 seconde (ne pas dépasser 44500 tr/min en aucun cas).
- ❖ puissance sur l'arbre.
 - 100 ch. avec soutirage d'air de 90 lb/min = 40,9 kg/min
 - 50 ch. avec débit d'air soutiré de 112 lb/min = 50,8 kg/min
 - 0 ch. au-dessus 130 lb/min de soutirage = 58,9 kg/min
- ❖ Pression de sortie de compresseur : 47,5 psi.
- ❖ consommation du carburant :
 - A vide : 112 lb/h = 50,8 kg/h = 0,84 kg/min
 - A pleine charge : 200lb/h = 90,7 kg/h =1,51 kg/min
- ❖ température des gaz d'échappement (EGT)
 - Maximum 710° C
 - Max continu 677° C
- ❖ température d'huile maximale = 124° c

I.1.9 SYSTEME RELATIF A L'APU :

L'APU est équipé des systèmes suivants :

- ❖ Circuit de lubrification
- ❖ système de démarrage et d'allumage
- ❖ alimentation et régulation de carburant
- ❖ soutirage d'air sous pression
- ❖ protection anti-pompage en vol
- ❖ instrument de contrôle
- ❖ système d'alimentation en air
- ❖ système d'échappement
- ❖ circuit de refroidissement

I.1.10 INSTALLATION :

L'APU est utilisé uniquement au sol, suite à son emplacement auprès du train d'atterrissage principal. Le GTCP 85 – 98CK est fixé en trois points à la structure de l'avion. Dans chaque attache est incorporé un silent bloc (isolant de vibrations) constitué d'une matière à haute résistance aux chocs. Ils évitent à l'avion de vibrer lorsque l'APU fonctionne.

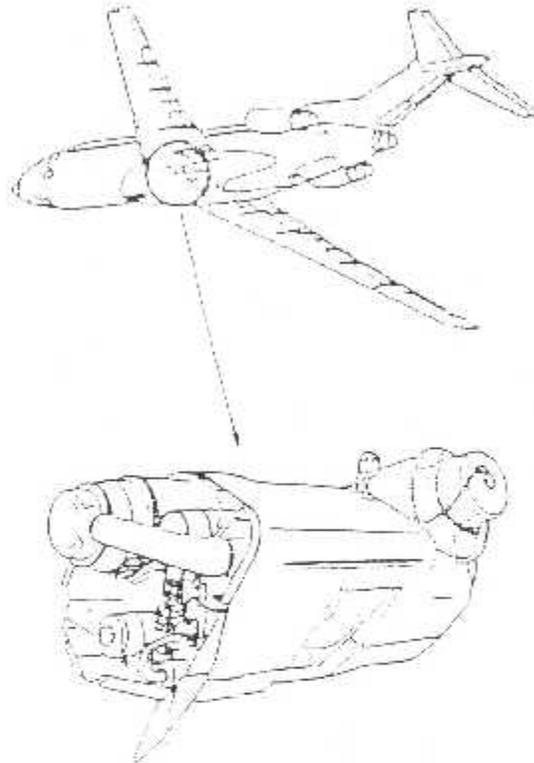


FIG II.1.INSTALATION.....

I.2 COMPOSITION DU GROUPE (APU GTCP 85_ 98 CK) :

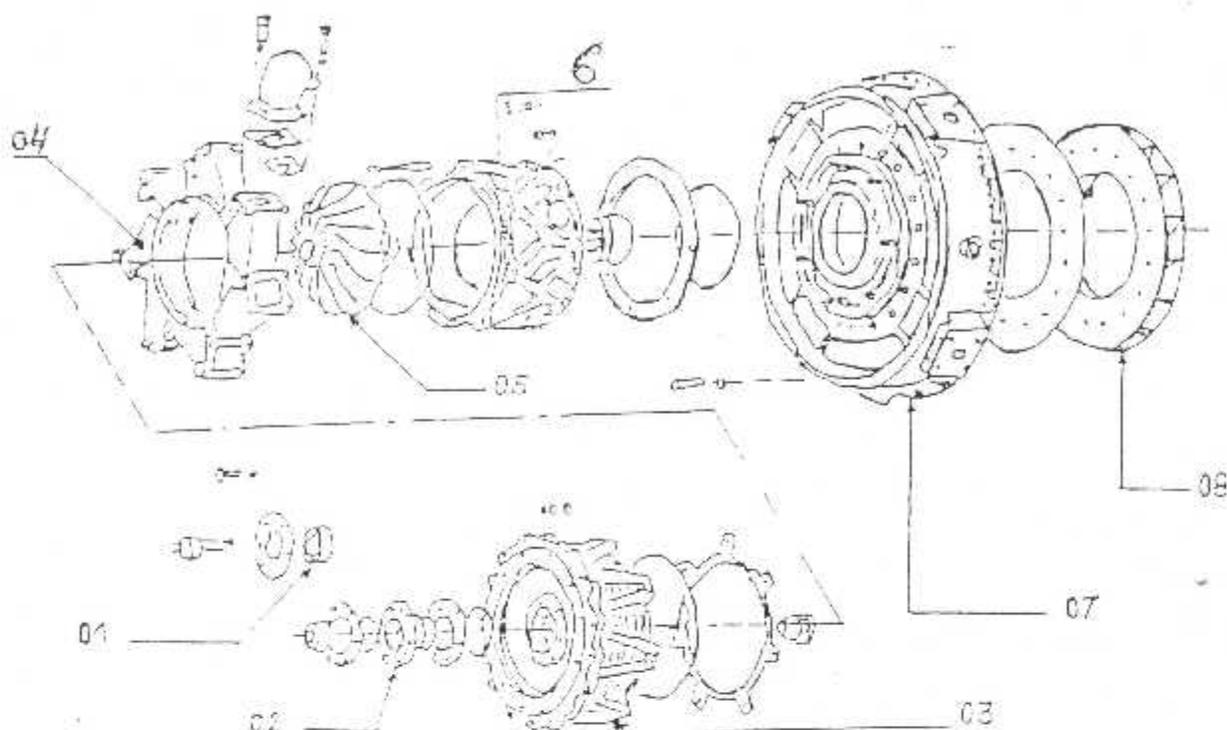
I.2.1 COMPRESSEUR :

Le compresseur est composé de deux étages centrifuges séparés par un diffuseur.

Le premier étage (compresseur BP) se compose de deux rouets montés dos à dos (montage parallèle), alimentés individuellement par une entrée d'air double.

Cette disposition permet d'augmenter le débit d'air traité par l'APU.

Des passages multiples (conduit d'air) raccordent le premier étage au diffuseur qui freine l'air avant admission dans le second étage du compresseur (compresseur HP).



Reçèbre	Désignation	Matière
1	Roulement palier avant	acier
2	joint	carbon
3	Rouet entré d'air	Alliage magnésium
4	Diffuseur premier étages	Alliage magnésium
5	Rouet du compresseur BP	titane
6	Carter inter étage	Alliage magnésium
7	Carter diffuseur deuxième étage	Alliage magnésium
8	Diffuseur deuxième étage	Alliage magnésium

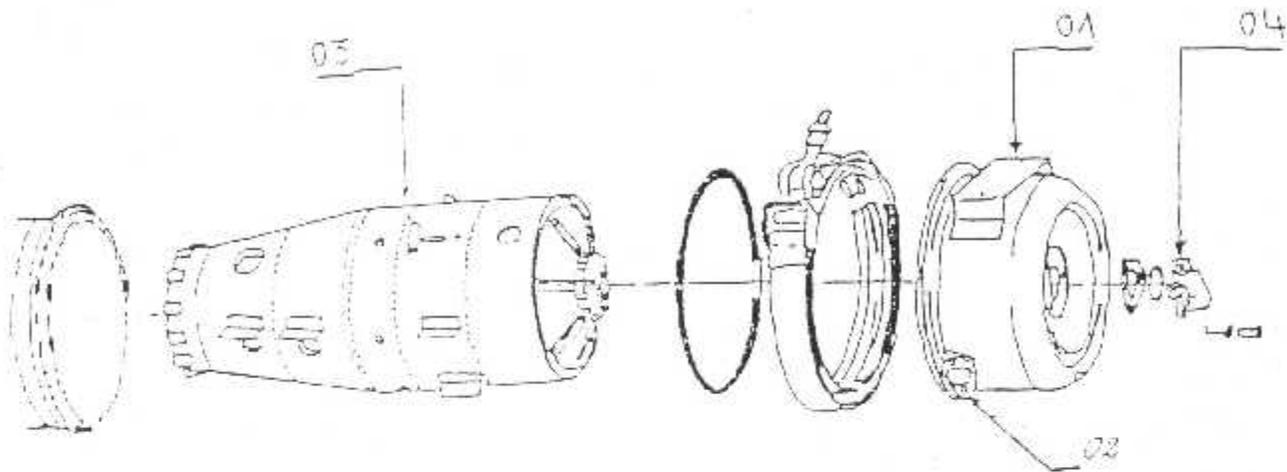
FIG 112
Ensemble Compresseur Turbine

I.2.2 CHAMBRE DE COMBUSTION :

Cette chambre de combustion est montée à l'arrière et à la partie inférieure de l'APU environ 20% à 25% du débit d'air est amené dans la chambre est sert à la combustion, le reste de l'air est utilisé pour refroidir la chambre et les gaz de combustion.

La chambre de combustion est équipée d'un gicleur double et d'une bougie.

La chambre de combustion doit assurer la transformation complète de l'énergie chimique en énergie calorifique.



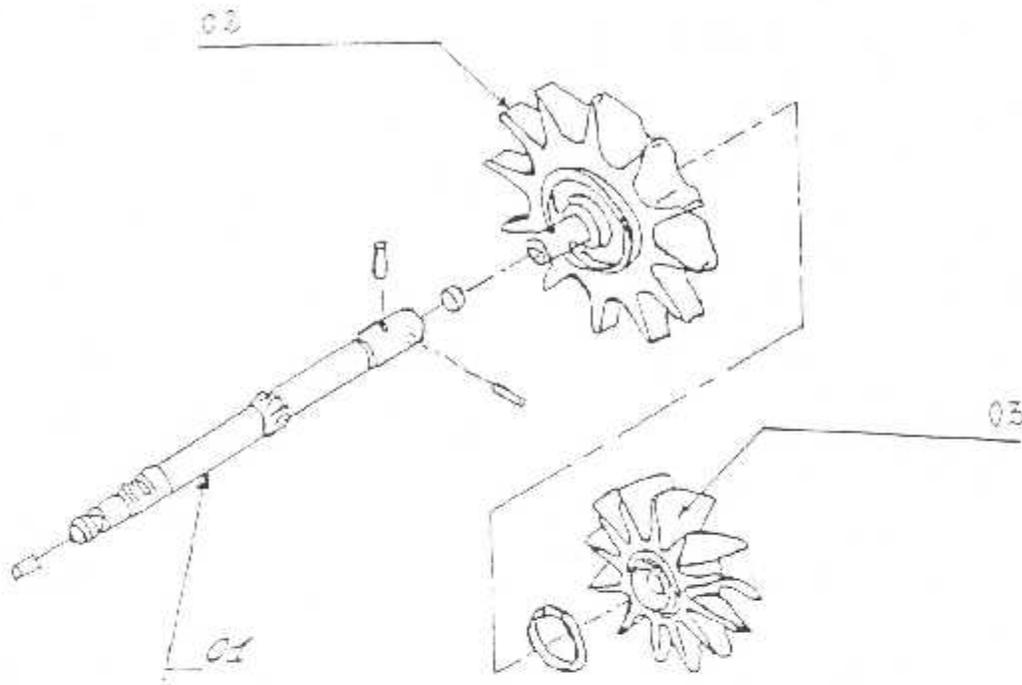
repère	Désignation	matière
1	Calotte	CRES 347 MIL-S-621
2	Bougie d'allumage	Constructeur champion réf. CH31723
3	Tube à flammes	CRESN-155 (AMS 5532)
4	Injecteur	A: AL- ALLOY composition 3(356)

FIG 11.3
CHAMBRE DE COMBUSTION 85-98 ck

1.2.3 TURBINE :

La turbine est constituée de deux rouets montés sur le même axe qui est accouplée à l'arbre du compresseur.

La transformation de l'énergie de pression en énergie cinétique, puis en énergie mécanique afin d'entraîner le compresseur et les accessoires sont assurée par une turbine accouplée avec le compresseur.



repère	désignation	matière
1	arbre	Titane AMS 4928
2	Rouet de turbine	WASPALOYCOND A5425
3	expulseur	INCONEL 713 LC

FIG II.4
Ensemble Arbre Rouet De Turbine

I.2.4 ECHAPPEMENT :

Un tuyau court (conduit de queue) amène les gaz de combustion jusqu'au tuyau d'échappement qui est dans le cône de queue.

I.2.5 ACCESSOIRES :

En plus du compresseur, la turbine entraîne les accessoires montés sur une boîte à engrenage situé à l'avant de l'APU sur cette boîte sont montées les accessoires suivant :

- ❖ un alternateur
- ❖ Deux pompes de lubrification dont une pompe de mise sous pression et pompe de récupération double.
- ❖ Un ensemble pompe et régulateur de carburant.
- ❖ Un ventilateur de refroidissement destiné à refroidir le radiateur d'huile.
- ❖ L'alternateur et le capotage de l'APU.
- ❖ Une génératrice tachymétrique qui mesure la vitesse de rotation du groupe.
- ❖ Un démarreur.

I.2.6 TURBINE A GAZ AERONAUTIQUE :

Cycle de fonctionnement :

Le cycle de fonctionnement peut se présenter par les diagrammes : pression température, volume.

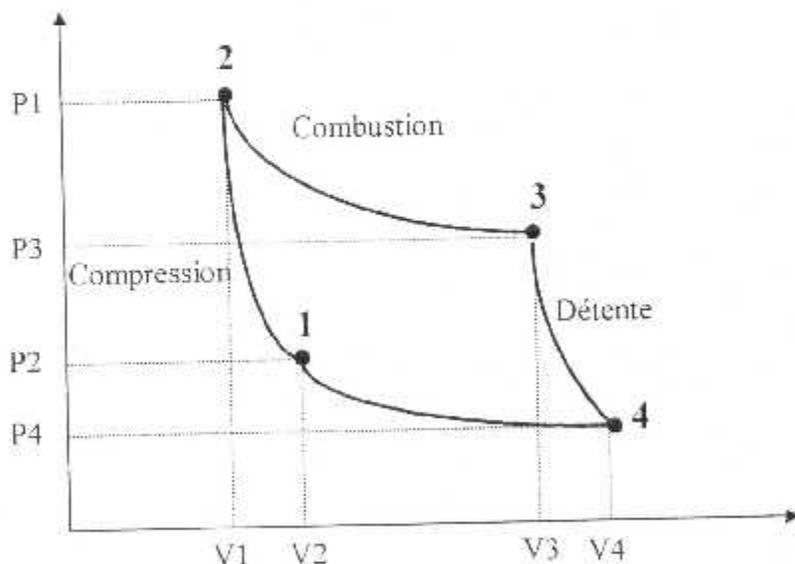


FIG I.2.CYCLE DE FONCTIONNEMENT...

La compression est théoriquement adiabatique, elle se traduit par une élévation de pression et de température. (Phase 1_2)
 La combustion est théoriquement isotrope dans la chambre, la pression chute et la température augmente. (Phase 2_3)
 La détente est théoriquement adiabatique, la pression et la température chutent, alors que la vitesse augmente. (Phase 3_4)

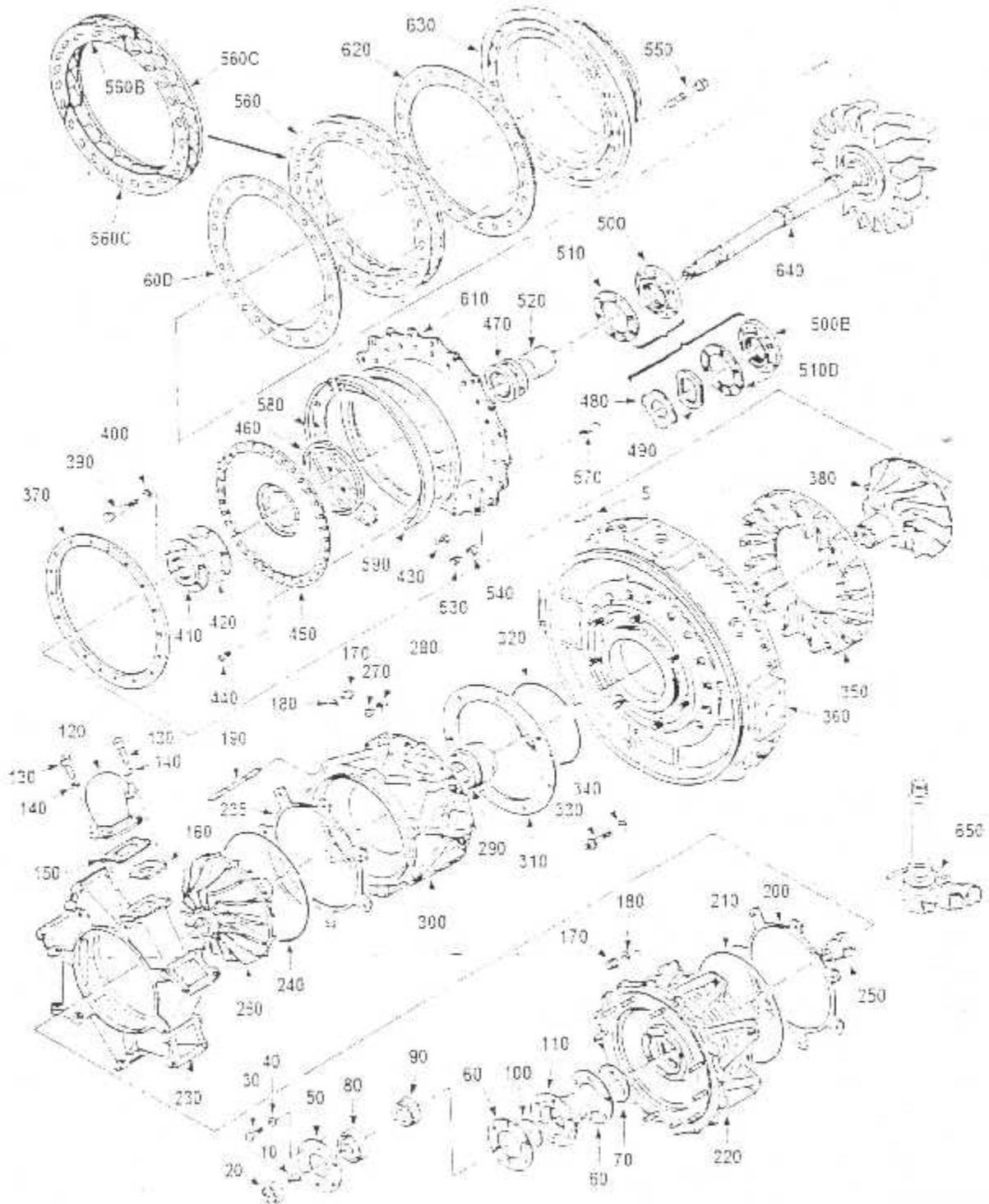


FIG 1.3 COMPRESSEUR ET TURBINE ASSEMBLER.....

ENSEMBLE DES PIECES : COMPRESSEUR ET TURBINE GTCP 85_98CK :

PIECES :	DESIGNATION :	MATIERE
20	Ecrou à créneaux	Acier 4340
50	Plaque retenue	
80	roulement	
110	Boîtier de roulement	CRES 17_4 PH
120	Conduit d'air	ALU 356_T6
190	Titan	
220	Carter entré d'air	ALLIAGE D'ALUMINIUM A 356
250	Ecrou de turbine	
260	Compresseur premier étage	TITANE
300	Carter inter étage	ALUMINIUM A 356_T6
310	Cale d'épaisseur	
380	Compresseur deuxième étage	TITANE
410	Joint de compresseur	
450	Ensemble carter	CRES 327 ou 341 CRES 347 ou 321
470	Bague palier	
520	Entretoise	
610	Anneau support	CRES 347
640	Ensemble turbine	TITANE, WASPALOY INCONEL 713 LC
360	Carter diffuseur	MAGNESIUM EZ 33A_T5 OU ALU A356
500	Joint de turbine	
610	Flasque turbine	INCONEL
460	segment	HS 25
580	Segment de retenue	
560	Segment de distributeur	AIRESIST 215
630	Enveloppe de turbine	INCONEL 718
520	Rondelle crénelée	
480	Rondelle ressort	
550	Tiran	
230	diffuseur	ALUMINIUM 356_T6
350	Diffuseur de compresseur	ALUMINIUM 356_T6
650	Reniflard d'huile	
490	Rondelle ressort	

REMARQUE :

Les vues sont extraites de la liste détaillée des pièces du "compenent maintenance manuelle."

Chaque pièce figure dans la liste accompagnant la vue éclatée avec son nom, ainsi que la référence à la gamme de traitement de surface correspondante.

La matière est également mentionnée pour les pièces principales.

I.3 PRINCIPES DE FONCTIONNEMENT :

I.3.1 Alimentation en air :

Une porte à deux positions : Elle permet l'alimentation en air de l'APU. Un actuateur électrique commande la porte, il est toujours alimenté lors de l'ouverture ou lors de la fermeture, ensuite l'APU est alimenté du réservoir de carburant. En cas d'incendie l'actuateur referme automatiquement la porte pour anéantir l'incident.

I.3.2 Démarrage :

L'APU est démarrée par moteur électrique alimenté directement par la batterie de bord, il existe un relais de l'accordement du démarreur à la batterie dont la tâche est de permettre l'ouverture de la porte d'entrée. Une fois que le relais est existé, le démarreur s'arrêtera (de 35% à 50% du régime de vitesse de rotation).

Démarrage de l'air pour cabine, la vitesse de rotation de l'APU est de 42000 R.P.M.

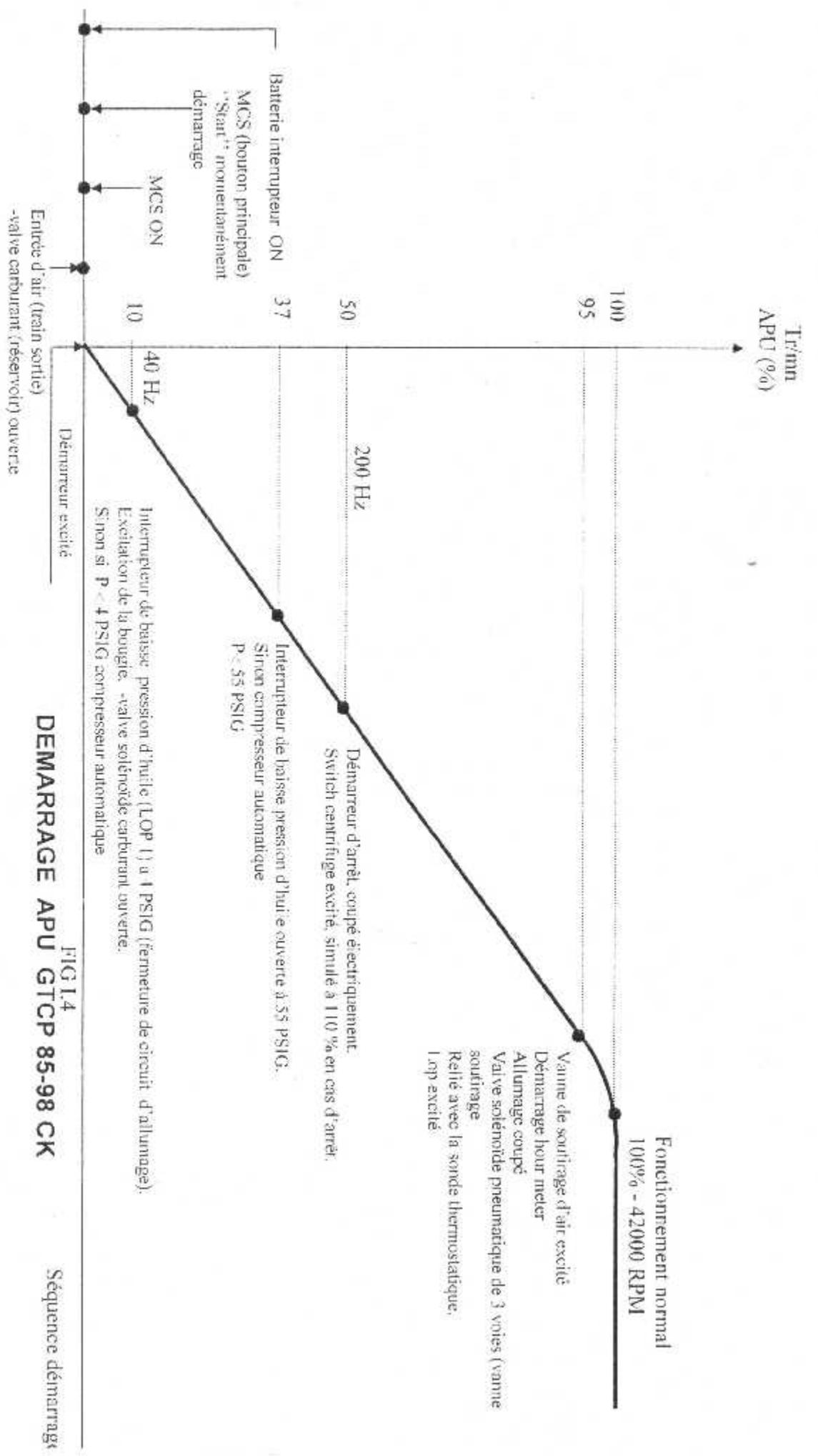


FIG.1.4
DEMARRAGE APU GTCP 85-98 CK

Séquence démarrage

Interprétation du diagramme :

10% RPM :

- ❖ La pression d'huile augmente à 4,5 PSI.
- ❖ Le switch de baisse pression d'huile (lop1) se ferme.
- ❖ La valve solénoïde carburant s'ouvre.
- ❖ La bougie d'allumage est excitée.

A37% du régime de rotation :

- ❖ Le switch de baisse pression d'huile (lop2) s'ouvre et le voyant de baisse pression d'huile s'éteint à 55 PSI de pression d'huile.

Approximativement de 50% RPM :

- ❖ Le switch centrifuge s'ouvre.
- ❖ Le moteur démarreur est limité par un circuit temporisateur (60 seconds time Delay).

A 95% RPM :

- ❖ Le circuit pneumatique et électrique est armet c'est à dire l'APU est disponible de fournir les deux énergies, dans cette phase l'allumage est coupé.

A 100% RPM :

- ❖ Régime normal.

Arrêt automatique de l'APU :

L'APU s'arrête automatiquement dans les cas suivants :

- ❖ Valve solénoïde carburant fermé.
- ❖ La sur vitesse de régime de rotation >(100%) (45000 tr/min).
- ❖ La sur chauffe d'huile (124°C) c'est à dire température d'huile élevée (124°).
- ❖ La baisse pression d'huile $P < 45$ PSI.
- ❖ Détection de feu (valve carburant fermée).
- ❖ Batterie off.

I.3.3 Allumage :

Boite d'allumage transforme les 28 V.D.C appliqués en courant alternatif à haute tension et l'applique à la bougie, l'allumage ne fonctionne que lorsque la pression d'huile de lubrification est atteinte 4.5 PSI, il est coupé à 95% du R.P.M.

I.3.4 Circuit De Lubrification :

Il est destiné à la lubrification, et au refroidissement des supports de l'APU et à l'entraînement des accessoires, il comprend un réservoir, une pompe de mise sous pression, un filtre, une pompe de récupération double et un radiateur de refroidissement à l'air.

I.3.5 Circuit De Carburant :

Une pompe 28 V.D.C permet de démarrer l'APU, elle s'arrête également lorsque l'APU atteint 95% de sa vitesse de rotation.

I.3.6 Système De Refroidissement :

Ce circuit assure le refroidissement de génératrice et radiateur d'huile.

I.3.7Circuit Air :

Le circuit d'air permet de soutirer de l'air à l'arrière du compresseur, la vanne de soutirage raccorde l'APU au système pneumatique de l'avion, elle s'ouvre si le R.P.M dépasse 95%, la vanne se ferme à chaque arrêt de l'APU.

I.4 SYSTEME DE PRELEVEMENT D'AIR :

I.4.1 Généralités :

A

Le système de prélèvement d'air A.P.U est une source de puissance pneumatique contrôlée automatiquement et connectée au système pneumatique de l'avion.

L'ensemble comprend une valve de contrôle de charge, un thermostat de contrôle charge prélèvement d'air et un régulateur de pression d'air différentielle.

B

Le système de prélèvement d'air APU fournit une puissance pneumatique par " piquage " d'une partie de l'air comprimé débité par le compresseur APU. La quantité d'air dérivée du compresseur est contrôlée automatiquement par le thermostat de contrôle de charge qui permet de prélever le maximum d'air sans surcharger l'APU. lorsque au démarrage la vitesse atteint 95% de la vitesse normale, le prélèvement d'air sera possible vers le système pneumatique avion si celui_ ci est correctement positionné pour recevoir cet air.

I.4.2 Valve De Contrôle De Charge :

A

La valve de contrôle de charge est montée entre la sortie du piquage d'air sur le carter turbine et la tuyauterie pneumatique avion. Cette valve contrôle la charge de prélèvement en limitant le débit d'air à une valeur toujours inférieure à celle qui pourrait provoquer un élément excessif de la température, la valve de contrôle de charge est constituée de la vanne principale du dispositif de commande (Tige _diaphragme) de la valve du contrôle de taux et de la valve de déclenchement (switcher valve). La valve de déclenchement est un solénoïde commandant une valve sélectrice à deux billes lesquelles dirigent l'air de commande sur l'un ou l'autre des cotés du diagramme suivant nécessité.

B

Lorsque le solénoïde est sous tension, la valve de déclenchement dirige l'air de commande vers le diaphragme pour ouvrir la vanne principale et permettre au débit d'air compresseur APU de s'écouler vers le circuit avion.

I.4.3 Thermostat De Contrôle De La Charge De Prélèvement :

Ce thermostat est monté sur la flange arrière de l'échappement turbine. Il comprend un corps, une valve de décharge chargée par un ressort, un moyau élément thermostique. Lorsque la température des gaz d'échappement atteint 676° C, l'élément thermostatique ouvre le thermostat ceci permet une décharge de l'air de contrôle à partir de la valve de commande ce qui a pour effet de fermer le papillon et de réduire ainsi la charge sur l'APU.

I.4.4 Régulateur De Pression D'air Différentielle :

Le régulateur de pression d'air différentielle est fixé sur la valve de contrôle de charge. Il assure une pression d'air constante, vers la valve de contrôle de charge.

I.4.5 Fonctionnement :

Le système de prélèvement d'air APU fournit une pression d'air comprimé régulée au système pneumatique de l'avion, il agit d'autre part comme un régulateur de charge sur l'APU. La quantité d'air comprimé débitée est contrôlée automatiquement, afin d'éviter une surcharge APU, elle varie donc en fonction de la charge électrique imposée à l'APU.

I.5 CONTROLE DU FONCTIONNEMENT APU :

I.5.1 Généralités :

A

Lorsque le démarrage APU a été commandé la suite des opérations et des contrôles se déroule automatiquement. Les dispositifs de contrôle comprennent :

Un interrupteur centrifuge, un solénoïde pneumatique et un interrupteur de pression d'huile, tous ces accessoires de contrôle additionnel sont assurés par deux thermostats. Les moyens de contrôle, assurent un déroulement normal du cycle de démarrage ainsi qu'une protection contre une survitesse ou une défectuosité du système de lubrification.

B

L'interrupteur pression d'huile permet à l'alimentation carburant et à l'allumage de s'effectuer au moment correct prévu dans le démarrage, l'interrupteur centrifuge contrôle ensuite la fin des opérations de démarrage et d'allumage. En plus l'interrupteur centrifuge interdit un piquage d'air tant que l'APU n'a pas atteint la vitesse régulée et assure une protection contre une survitesse du moteur APU. Les solénoïdes pneumatiques déclenche l'interrupteur centrifuge dans sa partie protection survitesse et arrête l'APU lorsque l'interrupteur principal est placé sur off.

I.5.2 Interrupteur Centrifuge :

L'interrupteur centrifuge contrôle les séquences du cycle de démarrage, le fonctionnement normal est assure la protection survitesse de l'APU, l'ensemble interrupteur centrifuge se compose d'un mécanisme à masselottes type régulateur centrifuge.

I.5.3 Solénoïde Pneumatique :

Le solénoïde pneumatique déclenche l'interrupteur centrifuge et arrête l'APU, lorsque l'interrupteur principal est placé sur off. Le solénoïde est monté sur l'APU. L'ensemble comprend un solénoïde commandant une valve qui contrôle un débit d'air provenant du compresseur. Lorsque l'interrupteur principal APU est placé sur "off" pendant un fonctionnement normal, le solénoïde ouvre sa valve qui permet à l'air comprimé d'entrer dans l'interrupteur centrifuge est d'actionner l'étage 110% de celui _ ci, la pression d'air sera suffisante à partir de 70% de la vitesse régulée.

I.5.4 Interrupteur De Pression D'huile :

L'interrupteur de pression d'huile contrôle l'allumage pendant la phase de démarrage et évite une mise en route de l'APU tant que la pompe à l'huile n'a pas mis le circuit de graissage sous pression. L'interrupteur comprend un corps contenant un diagramme lequel actionne un interrupteur à déclenchement brusque, un raccord pour le branchement d'une tuyauterie d'arrivée d'air ainsi qu'une prise électrique.

Lorsque la pression d'huile augmente lors d'un démarrage, l'interrupteur est actionné aux environs de 3 PSIG ceci ferme le circuit d'alimentation de la valve solénoïde carburant et de la boîte d'allumage.

I.5.5 Fonctionnement :

Les dispositifs de contrôle automatique du moteur de l'APU commandent l'injection initiale de carburant, l'allumage, la fin des opérations de démarrage ; Ouvrent la valve de contrôle de charge pneumatique et arrêtent l'allumage. en plus, ils assurent une protection contre les vitesses.

Lors d'un démarrage APU, le moteur commence à tourner lorsque l'interrupteur principal ou l'interrupteur de démarrage extérieur est momentanément positionné sur " Start ". En même temps que le moteur accélère la pression d'huile de lubrification augmente. Lorsque la pression d'huile atteint approximativement 3psig, l'interrupteur de pression d'huile se ferme. ceci ferme les circuits d'alimentation de la valve solénoïde carburant et de la boîte d'allumage provoquant la combustion lorsque l'APU atteint approximativement 35% de la vitesse régulée, l'interrupteur 35% dans l'interrupteur centrifuge s'ouvre. Ceci coupe l'alimentation du relais de démarrage et stop le fonctionnement du démarreur. L'APU continue son accélération. aux environs de 95% de la vitesse régulée, l'interrupteur 95% dans l'interrupteur centrifuge fonctionne. Ceci coupe d'une part l'alimentation de la boîte d'allumage qui cesse son fonctionnement et d'autre part ferme le circuit d'alimentation de la valve de piquage d'air et de l'enregistreur de temps de fonctionnement.

Si l'APU passe en survitesse à une valeur qui atteint 110% de la vitesse régulée, l'interrupteur 110% dans l'interrupteur centrifuge fonctionne et coupe le circuit de contrôle. Ceci ferme la valve de contrôle de charge et arrête l'APU.

I.6 SYSTEME DE LUBRIFICATION :

I.6.1 Généralités :

A

Le système de lubrification est autonome intégré à l'ensemble APU, il est à pression positive et du type carter sec. Il refroidit et lubrifie tous les engrenages et roulements soit sous pression soit par barbotage. Le système comprend une pompe à huile, un radiateur de refroidissement, un réservoir pour la situation de ces composants.

B

Lors du démarrage la pompe aspire dans le réservoir et refoule une pression d'huile vers la boîte d'engrenages d'entraînement accessoires et vers le roulement central entre le second étage du compresseur et la turbine. L'huile est drainée dans le puisard de la boîte d'engrenage et dans une cavité pour le roulement central, une pompe de récupération renvoie cette huile dans le réservoir au travers du radiateur de refroidissement.

I.6.2 Pompe a huile :

A

Le système comprend deux pompes à huile une de pression, une de récupération, une valve de régulation, un filtre et une valve du filtre. La pompe est installée sur la boîte à engrenages de commandes des accessoires.

B

La pompe de pression et la pompe de récupération sont commandées par un axe commun. La pompe de pression est du type déplacement positif et comporte deux engrenages, elle lubrifie les roulements, les engrenages et les arbres de l'ensemble APU. La pompe de récupération est également du type à déplacement positif, l'huile est refoulée dans le réservoir au travers du radiateur, la récupération de la boîte d'engrenages est effectuée par communication interne avec la pompe.

I.6.3 Radiateur de refroidissement :

Le radiateur est installé à la partie supérieure de l'ensemble APU, il est du type conventionnel tubes d'aluminium soudés, l'huile refoulée par la pompe de récupération le traverse avant de retourner au réservoir, le refroidissement est réalisé à l'aide d'un débit d'air provenant d'un ventilateur.

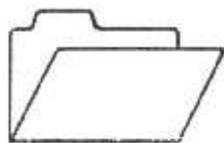
I.6.4 Réservoir D'huile :

Le réservoir contient l'huile nécessaire au fonctionnement du circuit. Il est situé sur l'extrémité droite de l'ensemble APU. L'huile est aspirée par la pompe de pression et refoulée au travers du radiateur par la pompe de récupération, un séparateur d'huile à l'intérieur du réservoir rejette l'air au travers de la mise à l'air libre du réservoir.

I.6.5 Fonctionnement :

Lors du démarrage de l'APU, la pompe met le circuit en pression au travers du filtre, la pression à la sortie de la pompe est dirigée vers la boîte à engrenages et vers le roulement central ou le graissage est assuré soit sous pression, soit par barbotage. La valve de régulation maintient une pression de 90 PSI à 100 % de la vitesse régulée.

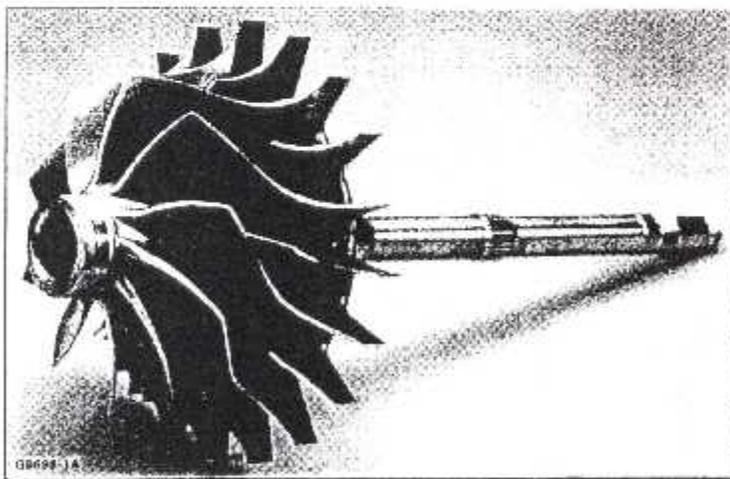
L'huile de graissage est drainée dans la cartère de la boîte à engrenages et dans une cavité prévue à cet effet pour le roulement central. La pompe de récupération renvoie cette huile au réservoir au travers du radiateur. Une quantité d'air compresseur mêlé à l'huile lors du graissage du palier central, rejetée à l'air libre par une canalisation reliant le réservoir à l'échappement turbine.



CHAPITRE II:

ANALYSE

DE LA TURBINE GTCP 85-98 CK



CHAPITRE II : TURBINE : GTCP 85-98 CK

II.1 Turbine:

Les turbines des turbomoteurs sont le siège d'une détente adiabatique qui transforme l'énergie disponible dans le fluide actif en énergie mécanique. Il existe deux types : les turbines axiales et les turbines centripètes ou radiales.

Le fonctionnement d'une turbine présente beaucoup d'analogies avec celui d'un compresseur.

II.1.1 But :

La transformation de l'énergie de pression en énergie cinétique, puis en énergie mécanique afin d'entraîner le compresseur et les accessoires sont assurée par une turbine accouplée avec le compresseur.

II.1.2 Constitutions :

La turbine de cet APU est constituée de deux parties :

Le rotor : constitué d'une roue forgée qui possède des ailettes pliées.

Cette roue est de forme centripète.

Le stator : ou distributeur de turbine possède des vannes radiales qui forme une section convergente pour transformer l'énergie de pression de l'air en énergie cinétique.

II.2 Turbine centripète ou radiale :

Elle est également constituée de deux éléments : le distributeur et le rouet, et son fonctionnement est illustré sur la figure.

Le distributeur est chargé d'accélérer l'écoulement par déviation angulaire dans le sens de la rotation du rouet, ce qui implique une première détente. Dans le rouet, l'enthalpie diminue corrélativement à la vitesse d'entraînement qui passe de u_2 à u_3 , ce qui produit une seconde détente.

La gamme des taux de détente couverte par une turbine radiale va de 2.5 à 7, la vitesse d'entraînement pouvant atteindre 700m/s dans ce dernier cas. Ce type de turbine, qui est souvent utilisé dans les applications industrielles, conserve un rendement de bon niveau :

0,85 à 0,90 malgré son taux de détente élevé.

Le PN : 384 2072-3 de la turbine est un poste SB 49-6534 qui modifie le PN : 384 2072-2. Ce dernier est modifié par le 49-5941 du PN : 384 2072-1

Le prix de cette turbine égale : 26000 \$.

II.3 Limitations des turbines :

Ces limitations constructives fonctionnelles, sont d'ordre aérodynamique et thermique.

Comme pour les compresseurs, afin de conserver de bons rendements, il convient de respecter certains paramètres (charges aérodynamique et déviations dans les aubages, vitesses d'écoulement, en particulier, en sortie d'étage de turbine, le nombre de mach doit rester inférieur à 0,60 afin de ne pas engendrer de pertes charge trop importante en aval.

De contre, les turbines sont exemptes de phénomènes instables comparables au pompage des compresseurs.

Point de vue thermique, tous les constructeurs s'efforcent de pousser continuellement la limite constituée par la température de l'entrée de la turbine. Ils recourent, dans ce but, à des matériaux nouveaux et aux techniques de refroidissement des pales en œuvre des solutions qui dépendent de la durée de vis et de la sollicitation mécanique des aubages, globalement caractérisée par le paramètre.

II.4 Technologie et matériaux des turbines :

II.4.1 Distributeur :

C'est une pièce particulièrement sensible car elle est soumise à des contraintes thermiques très importantes. A cet égard, le distributeur d'un premier étage qui reçoit les gaz issus de la chambre de combustion doit être la plupart du temps refroidi soit par convection, soit par impact, par de l'air prélevé en sortie du compresseur.

Dans les turbines de faibles dimensions, fonctionnant à des températures d'entrée modérées (cas de la turbine de puissance), le distributeur se présente sous la forme des pièces monobloc coulée par le procédé de la cire perdue ou, fabriquée en tôles mécano soudées.

Dans les turbines de dimensions plus importantes ou fonctionnant à température très élevée, on le réalise souvent par secteurs coulés en cire perdue et assemblée entre eux mécaniquement ou par soudure.

Tant que matériaux, on utilise soit des tôles d'acier réfractaires à base de cobalt type KC20WN(HS25), soit des aciers réfractaires sont de bonnes propriétés de coulabilité : NC15K10DAT (C1023), (C260). Ces aciers doivent aussi être protégés par des revêtements contre la corrosion.

II.4.2 Roue de turbine :

Existant sous deux modes de construction :

Les roue monoblocs ou, pales et disque forment une pièce unique. Cette solution s'applique aux turbines radiales et aux turbines axiales de dimensions faibles, fonctionnant à température modérée. La roue est le plus souvent coulée et quelquefois usinée à partir de bruts ébauchés.

Les matériaux utilisés sont NC12K9HF 0,5 (INCO792), NKW10CAT HF (MARM002) et NC12ADHF (MARM004).

II.4.3 Les matériaux utilisés dans la partie chaude :

- ❖ Les matériaux utilisés sont des "réfractaire" ceux-ci doivent résister aux fortes températures ainsi qu'aux chocs thermiques et conserver des caractéristiques mécaniques aussi bien aux températures ambiantes qu'aux hautes températures.
- ❖ Les tubes à flamme sont en acier spéciaux réfractaires composés essentiellement de nickel, chrome, ceux-ci aussi doivent résister aux fortes corrosions dues aux hautes températures.
- ❖ Les aciers employés sont généralement des aciers spéciaux de la classe de NIOMIC ou, alliage RENE (78-80) nous donnons ci-dessous les matériaux constituant la chambre de combustion des moteurs aéronautiques.
- ❖ Tubes à flamme Ne22 Fe D (nickel chrome).
- ❖ Brûleurs 810 CNT 18 (acier spécial au Chr.Ni-Ti)
- ❖ Porte brûleurs A4 5N (alliage d'aluminium).
- ❖ Enveloppe interne Z3 Ne 25 (acier spéciale au Ni, Chr, Ti).
- ❖ Carter intermédiaire ZTI (alliage titane).

II.5 Tableau des matériaux :

désignation	Anciens matériaux	Nouveaux matériaux
DIFFUSEUR	ANESIST 215	MAR-M247
TORUS	HASTELLOT	INCONEL 617
CARTER	ANESIST 215	HASTELLOY-5
ROUE TURBINE	INCONEL WASPALOY 713 LC	MAR-247
TUBE A FLAMME	CRES N/55	HASTELLOY-280

II.5.1 Caractéristiques des nouveaux matériaux :

- ❖ plus résistant aux criques, brûleurs et corrosion.
- ❖ résistant à la corrosion thermique.
- ❖ le MAR-M247 est deux fois plus résistant que l'INCONEL 713 LC pendant le démarrage. (LCF.2 C.A.D durée de vie prolongé).
- ❖ double résistance oxydante/corrosion.

Tous les nouveaux matériaux représentent un nombre deux fois plus grand que les anciens matériaux pour la fatigue thermique.

Le potentiel de fonctionnement de la turbine est comptabilisé en nombre de démarrage au lieu du nombre d'heures de fonctionnement.

II.6 Caractéristique physique et chimique du MAR-M247 :**II.6.1 Caractéristique physique :**

$$\begin{aligned} \text{Densité} &= 0,311 \times 2768 \\ &= 860,848 \text{ g/cm}^3 \end{aligned}$$

II.6.2 Caractéristique chimique:

Alliage à base de nickel :

	Ni	Cr	Co	C	Fe	Ti	Al	Mo	W	autres
Solution avec traitement thermique	6,7	7,1	7,2	7,4	7,6	7,8	8,2	8,7	9,3	B : 0,015 HF : 1,4 Zr : 0,055 Ta : 3,1
coefficient	rings	8,4	10	0,15	-	1,1	5,5	0,65	10	-

LCF : 2 fois (10^2 - 10^4).

LCF : low cycle fatigue.

- ❖ L'alliage MAR-M247 est largement utilisé pour la fabrication des pièces critiques de turboréacteur. Ce type d'alliage exige une surveillance étroite des conditions d'élaboration et de forgeage.
- ❖ Ses propriétés physiques et sa sensibilité aux incidents du procédé de refusions rendent cet alliage difficile à couler.
- ❖ est un alliage complexe, durci par précipitation de phases, solution solide et éléments interstitiels.
- ❖ Sa base est constituée de nickel.
- ❖ est utilisable pendant de très longues durées jusque vers 650°C, ou sous charge élevée, environ 1.000 MPa.
- ❖ Cet alliage exige un contrôle précis des conditions d'élaboration et de forgeage.
- ❖ Il est élaboré chez des aciéristes, qui livrent des billettes pour reforgeage dont ils garantissent la composition chimique et l'homogénéité structurale.
- ❖ C'est l'alliage le plus utilisé pour la fabrication aéronautique, ex : turbine (notre cas) il est cependant délicat à élaborer du fait de ses propriétés physico-chimiques et des instabilités de refusions donnant naissance à des macro ségrégations d'éléments durcisseurs ou à des amas d'inclusions (oxydes).

II.7 Choix des matériaux :

En 1997 le matériau l'Inconel 713 LC a été utilisée pour la fabrication du Boeing 727-200, après une année du fonctionnement en 1998 a eu lieu la première rupture, les constructeurs aéronautiques ont changé le matériaux l'Inconel 713 LC par MAR-M247 pour prolonger la durée de vie de la turbine.

Une deuxième rupture s'est produite le 21-04-1999, les constructeurs ont procédé une seconde fois au changement du matériaux par le INCONEL 792MOD 5A, qui est rester opérationnel jusqu'à présent.

- ❖ INCONEL 713 LC : problème de séparation. (Présence du Hf)
- ❖ MAR-M247 : problème de séparation. (Présence du Hf)
- ❖ INCONEL 792 MOD 5A. (L'absence du Hf)

	IN 713 LC	MAR-M247	IN 792 MOD 5A
fatigue		Excellent LCF oligocyclique	Equivalent
Hf		Inclusion très grande acuité	Moins d'acuité au Hf
Designation		P/n: 384 2072-3	P/n: 384 2350-1 géométrie#rouet durée de vie meilleure. En réduisant les contraintes thermiques et naissance de criques sur les ailettes.
Comportement dynamique	LCF 1 10^2-10^4	Contrainte Max >contrainte élastique (L C F2) LCF2=2.LCF1 2. (10^2-10^4)	
propriétés	42000 tr/min	42000 tr/min	42000 tr/min
Limite de vie	ON	CONDITION	(SELON ETAT)

II.7.1 Propriétés physiques du Hf :

- ❖ numéro atomique : 72
- ❖ -nombre d'isotopes : 6
- ❖ -température T de transformation allotropique (c°) : 1760
- ❖ -masse volumique à (20c°) (g/cm³) : 13,2
- ❖ -température de fusion (c°) : 2225
- ❖ -coefficient de dilatation à (25c°) en (10⁻⁶, c°⁻¹) : 5,9
- ❖ -capacité thermique massique à (25c°) en (j. kg⁻¹, c°⁻¹) : 146
- ❖ -conductivité thermique à (25 c°) en (w.m⁻¹, c°⁻¹) : 23
- ❖ -diffusivité thermique à (25 c°) en (10² cm², s⁻¹) : 11,9
- ❖ -résistivité à (25 c°) en (μΩ, cm) : 35

Enthalpie de formation en (10³ j/mol) :

- ❖ -Des carbures : -183,9
- ❖ -module d'élasticité à 20 c° en (MPa) : 140 000
- ❖ -module de cisaillement à (20 c°) en (MPa) : 54200
- ❖ -coefficient de poisson : 0,29
- ❖ -charge de rupture 20 c° (MPa) : 400 à 750
- ❖ -limite d'élasticité à 20 c° (MPa) : 220 à 650
- ❖ -allongement (%) : 8 à 25

II.7.2 Propriétés chimiques du Hf :

L'élément de HF de numéro atomique 72 forme avec le titane élément de numéro 22 (suivant la nouvelle numérotation décidée par l'union internationale de chimie pure et appliquée IUPAC.

Hf : forme un métal réactifs dont les propriétés chimiques, ce qui rend leur séparation très difficile, et aussi est un métaux jeunes dont l'essor industriel : aéronautique – nucléaire – génie chimique.

L'hafnium : présente une très forte section efficace de capture, près de 600 fois que le zirconium.

Une très grande résistance à la corrosion dans de nombreux milieux agressifs.

II.8 Caractéristique physique et chimique des matériaux :

❖ INCONEL 718 :

Densité : 0,289

Caractéristique chimique :

	Ni	Cr	Co	C	Fe	Ti	Al	Mo	W	autres
Solution avec traitement thermique	rings	12		0,05		0,70	6,0	4,5		B 0,010 Cb/Ta 2,0 Zr 0,10
coefficient	6,6	7,3	7,5	7,75	8,0	8,3	8,65	9,2	9,8	

❖ INCONEL 792 MOD 5A :

Densité : 0,303

Caractéristique chimique :

	Ni	Cr	Co	C	Fe	T	Al	Mo	W	autres
Solution avec traitement Thermique	Rings	12,2	9,0	0,07		4,1	3,6	1,9	3,8	Ta 5,0
coefficient	5,6	6,7	7,0	7,2	7,5	7,7	8,0	8,5	9,2	

II.9 Courbe comparative : ancien et nouveau matériau constituant la roue turbine.

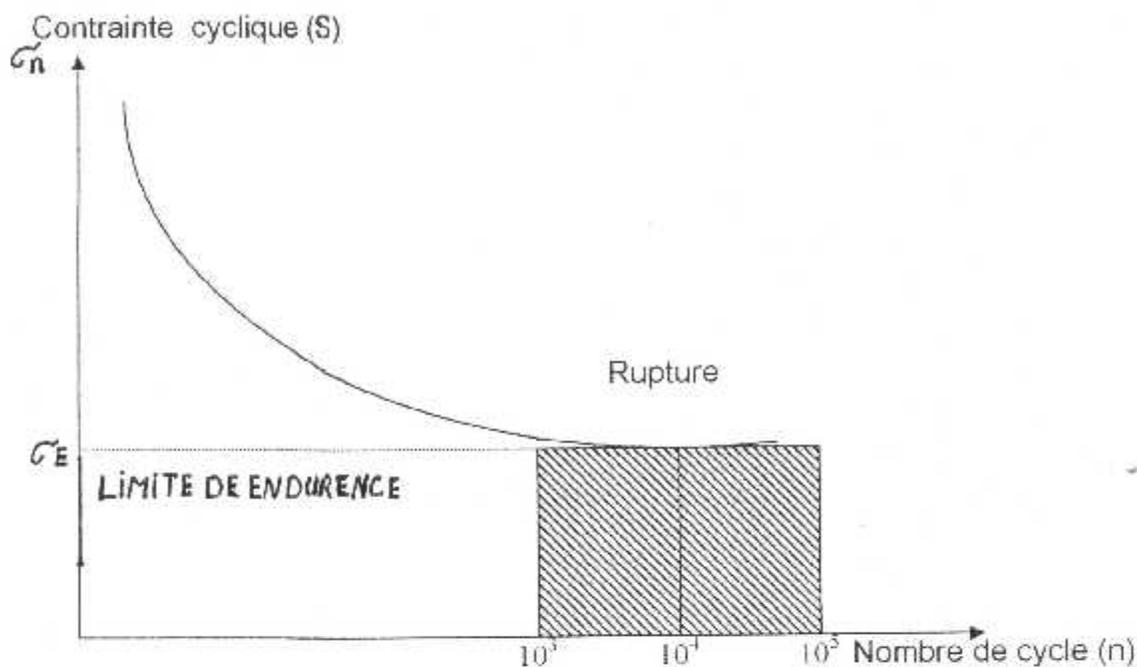


Figure II.9.a: courbe de fatigue pour l'ancien matériau INCONEL 713

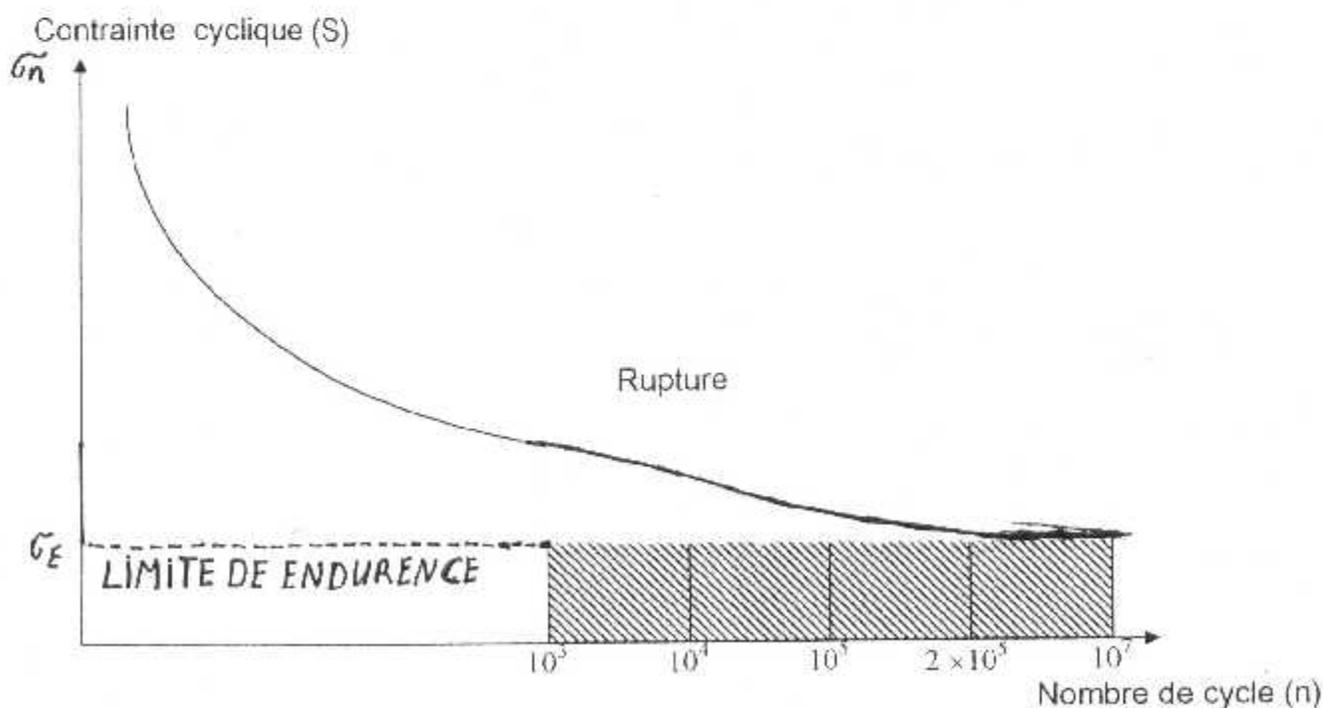


Figure II.9.b: courbe de fatigue pour le nouveau matériau MAR - M247.

Interprétation des courbes :

On remarque que la limite de résistance pour le nouveau matériau constituant la roue turbine MAR-M247 est plus grande que celle pour l'ancien matériau INCONEL 713, ce qui augmente la durée de vie de la roue turbine.

II.10. Les alliages résistants aux hautes températures :

La technologie des turbines utilisées en aéronautique (et dans d'autres domaines de l'industrie) nécessite des matériaux résistants à très hautes températures.

II.10.1. Alliages à base de nickel :

Ce sont des alliages Ni-Cr : pour les rendre suffisamment résistants à très hautes températures, on substitue partiellement du fer au chrome.

Pour rendre ces alliages capables de durcissement structural, on remplace environ 4% de nickel par du titane de l'aluminium et du niobium.

L'alliage subit ensuite un traitement de vieillissement artificiel.

Dans certains cas, pour augmenter encore la résistance à très hautes températures ($T > 900^\circ$) on adjoint du molybdène et parfois du tungstène.

Ce sont principalement les HASTELLOYS, les INCONELS utilisés dans les chambres de combustion et les turbines hautes pressions.

II.10.2. Les caractéristiques principales du nickel :

- ❖ augmente la résistance au choc thermique.
- ❖ augmente la résistance à la corrosion.
- ❖ stabilise l'austénite.
- ❖ alliage à base de cobalt
- ❖

Ces alliages ont des propriétés mécaniques supérieures aux alliages à base de nickel. Surtout en ce qui concerne leur limite de rupture et leur résistance au fluage à chaud. On y adjoint du molybdène, du tungstène et du niobium.

II.10.3. Propriétés du nickel :**Physiques :**

Le nickel pur est un métal gris blanc, brillant dur, à cassure fibreuse.

- ❖ masse volumique : 8900 kg/m^3 .
- ❖ dureté brinell à l'état recuit : 85 environ, sous charge de 3000 kg.
- ❖ température de fusion : $1454 \text{ }^\circ\text{C}$.

Chimiques :

Est un corps simple qui occupe le numéro 28 dans la classification de MENDELEIEV, il se range avec le cobalt et le fer dans le groupe VIII (métaux de transition) de cette classification. Sa masse atomique moyenne est de 58,69, il possède plusieurs isotopes stables, dont les masses atomiques se situent entre 57,96 et 63,96.

Le nickel ne s'oxyde pas à froid.

II.10.4. Les caractéristiques principales du cobalt :

- ❖ augmente très fortement la résistance au choc thermique.
- ❖ augmente très fortement la résistance au fluage à chaud.

II.10.5. Alliages de titane :

Les alliages de titane peuvent être utilisés jusque environ 500 ou 550°, leur principal avantage est le gain de poids obtenu. Dans certains cas (missiles) le problème de tenue en fatigue ne se posant pas, il est possible d'utiliser ces alliages au maximum de leurs possibilités.

Malgré un coût élevé et des procédés d'élaboration plus complexes, ils représentent environ 6% de la structure d'un avion.

Leurs caractéristiques principales sont :

- ❖ Une résistance spécifique (rapport entre la résistance à rupture et la densité du matériau) supérieure à celle des alliages d'aluminium.
- ❖ Un excellent comportement statique pour des températures pouvant aller jusqu'à 500°C.
- ❖ Un module d'élasticité plus élevée que celui des alliages d'aluminium.
- ❖ Une très bonne résistance au choc et à la corrosion, il augmente la résistance mécanique à chaud en provoquant un durcissement structural.

II.10.6. Autres éléments :

- ❖ **Chrome :**
 - Améliore la résistance à la corrosion et à l'oxydation à chaud.
- ❖ **Carbone :**
 - Stabilise l'austénite lors de la déformation à froid.
 - Provoque une sensibilité à la corrosion.
 - Affecte la ductilité à haute température.
- ❖ **Aluminium :**
 - améliore la résistance à l'oxydation à chaud en provoquant le durcissement structural Ni₃Al.
 - faible densité.
 - une conductivité électrique et thermique élevée.
 - une bonne résistance à la corrosion.
 - une bonne aptitude à la mise en forme à chaud et à froid.
 - un bon comportement aux basses températures sans risque de fragilisation
 - De grande possibilité de durcissement.
 - une toxicité très faible.

- ❖ **Molybdène :**
 - favorise la formation de phases intermétalliques.
 - augmente la résistance mécanique à hautes températures.
- ❖ **Tungstène :**
 - Augmente la résistance à très haute température.
- ❖ **Manganèse :**
 - Tend à provoquer une fissilité des soudures.
 - diminue la résistance à haute température.
- ❖ **Cuivre :**
 - Augmente la résistance à la corrosion dans les milieux sulfuriques.
 - améliore l'usinabilité.

II.11. Méthode De Ressuage

Sur une surface préalablement nettoyée, on applique un produit appelé : pénétrant.-
Le pénétrant s'étale sur la surface et entre dans les discontinuités débouchant, cette pénétration n'est pas immédiate.
On élimine ensuite le pénétrant resté en surface, et on applique un révélateur.

II.11.1 Contrôle visuel :

Introduction :

C'est certainement la méthode la plus utilisée tant en fabrication qu'en contrôle de maintenance.
Cette technique permet de détecter certaines détérioration ou malfaçons ainsi que les erreurs ou oublis de montage. Ces contrôles nécessitent un bon niveau d'éclairage.

II.11.2 Contrôle de fabrication :

Le contrôle d'aspect et de propreté porte sur la quasi-totalité des pièces et assemblages, en plus de la vérification de l'identification.

II.11.3 Pièces mécaniques :

Les pièces usinées ne doivent pas comporter :

- ❖ D'irrégularités d'usinage.
- ❖ De présence de bavures.
- ❖ De traces d'oxydation.
- ❖ De chocs, rayures.
- ❖ D'angles vifs au raccordement d'usinage.

II.10.4 Assemblages :

Il faut vérifier :

- ❖ L'absence de coups, rayures.
- ❖ La présence de l'étanchéité éventuelle.
- ❖ En boulonnerie, le dépassement suffisant des vis et boulons, la présence d'un freinage correct et la bonne portée des têtes de boulons.
- ❖ Les rivets.
- ❖ Les soudures doivent présenter un aspect régulier sans projection. Elles ne sont pas arasées (sauf précision contraire) et ne présentent pas de morsures ou canivaux.

II.10.5 Contrôle de maintenance :

En plus de la vérification du montage correct initial et du remontage correct, le contrôle d'aspect en maintenance est une partie très importante du contrôle.

En aviation légère, la quasi-totalité du contrôle est effectuée visuellement. Pour de gros porteurs, une grande partie du contrôle est effectuée visuellement :

- ❖ La corrosion.
- ❖ La déformation.
- ❖ La rupture.
- ❖ La détérioration des joints d'étanchéité.
- ❖ le calaminage.

II.11.6 Aide au contrôle visuel :

L'aide la plus simple au contrôle visuel est la loupe. Un grossissement exagéré n'améliore pas la détection sauf si le positionnement de la loupe par rapport à la pièce peut être fixe.

Un grossissement de 3 correspond au maximum utilisable. Sans support le problème le plus important est de pouvoir effectuer un contrôle visuel de partie difficilement accessible en limitant le démontage. Pour ce faire deux techniques sont utilisées.

II.11.7 Endoscope classique :

Il s'agit d'un jeu de miroirs orientables, allié à un éclairage qui peut aller du système le plus simple au système le plus compliqué comportant plusieurs miroirs.

II.11.8 Endoscope à fibres optique :

Les fibres optiques ont la particularité de transmettre la lumière à l'intérieur d'un guide d'ondes constitué d'une fibre et d'une enveloppe ayant des indices de réfraction différente.

Ces fibres sont de très petites dimensions (10µm) et transmettent la lumière en suivant la courbure de la fibre.

Un endoscope à fibres optiques comprend deux associations de fibres comprenant plusieurs milliers de fibres l'une pour les éclairages, l'autre pour la visualisation.

Le système est protégé dans une gaine déformable et comprend un oculaire et un système de mise au point. Il est dans certains cas possible d'adjoindre un appareil photographique ou /et un système télévisé.

➤ **Viscosité :**

La viscosité du pénétrant caractérise la rapidité avec laquelle il s'étale sur une surface.

➤ **Mouillabilité :**

C'est la caractéristique d'un liquide à s'étaler sur un solide.

➤ **Traceurs :**

Il y a deux types de traceurs :

❖ Traceurs colorés :

Ces traceurs donnent une coloration jaune verte à l'indication. Ils sont visibles en lumière naturelle ou artificielle.

❖ Traceurs fluorescents :

Ces traceurs donnent une coloration jaune verte à l'indication, pour obtenir cette indication, il est nécessaire d'éclairer la pièce avec une lampe UV dans un local sombre.

Remarque : certains pénétrants sont mixtes : rouge en lumière naturelle et orange sous UV.

➤ **Lavabilité :**

Beaucoup de pénétrants se lavent avec de l'eau.

➤ **Révéléateur :**

Le révélateur a deux fonctions essentielles :

- ❖ Faire sortir le pénétrant de la discontinuité.
- ❖ Servir de fond contrastant dans le cas d'un pénétrant visible en lumière blanche.

Types de produits :

Les produits de ressuage sont classés en fonction de l'élimination de l'excès de pénétrant en surface et de la visibilité des indications (lumière blanche ou UV) .

Les pénétrants s'éliminent :

- ❖ A l'aide d'un solvant.
- ❖ Directement par rinçage à l'eau.

➤ Nettoyage :

Si l'état de surface est correct, un nettoyage suffit avant le contrôle :

❖ Nettoyage alcalin à chaud :

C'est une méthode très efficace pour les huiles et les graisses.

❖ Solvant à froid :

Efficace pour les huiles mais pas pour les graissages.

➤ Température :

Après le nettoyage, il faut laisser les pièces revenir à une température normale.

Pénétrant éliminable au solvant :

A l'aide d'un chiffon sec on élimine la plus grosse partie du pénétrant. Ensuite on applique du solvant sur un chiffon propre et l'on essuie le pénétrant restant sur la pièce. Lorsque tout le pénétrant est éliminé, on essuie avec un chiffon propre les reste de solvant.

➤ Application du révélateur :

Le révélateur doit toujours être appliqués en couches fines et homogènes. Dans le cas de pénétrants fluorescents, une couche très fine est suffisante.

➤ Révélateur sec :

Les pièces, parfaitement séchées, sont placées dans un compartiment fermé. Le révélateur est mis en suspension par effet mécanique et se dépose sur la pièce. Ce type de révélateur s'utilise uniquement avec des pénétrants fluorescents.

➤ Inspection :

Après le temps de révélation (généralement de 5 à 10 minutes), on possède à l'inspection.

Il est judicieux de commencer l'inspection juste après l'application du révélateur pour observer l'apparition de l'indication.

La conclusion finale se faisant à la fin du temps de révélation.

Dans le cas de pénétrants fluorescents, l'inspection se fait dans un local sombre sous rayonnement, ultra _ violets.

L'intensité des UV au niveau de la pièce doit être d'au moins 8 w/m².

➤ Nettoyage final :

Un nettoyage final est nécessaire. Le nettoyage est surtout important dans le cas des pièces qui subissent un revêtement (peinture, protection etc....)

Les pièces qui craignent la corrosion seront nettoyées immédiatement après l'opération de ressuage et revêtues d'un produit anti corrosion.

Défauts détectés :

Le ressuage est très utilisé aussi bien en fabrication qu'en maintenance pour tous les défauts débouchant. en ressuage on détectera :

- Des fissures longitudinales, transversales, ...
- Piqûres : On obtient des taches isolées ou groupées.
- Manque de fusion : Indication linéaire continue ou non.
- Manque de pénétration : à la racine le ressuage est inutile, les défauts sont visibles.
- Inclusions : Indication arrondie ou linéaire.

Le ressuage est très utilisé aussi bien en fabrication qu'en maintenance pour tous les défauts débouchant.

II.12 Notions sur l'équilibrage :**II.12.1 Définition de l'équilibrage :**

Equilibrer veut dire améliorer la répartition des masses d'un rotor afin de réduire les forces centrifuges libres sollicitant les paliers. Il n'est pas nécessaire par conséquent de supprimer le balourd complètement pour des raisons de prix de revient, un certain balourd résiduel peut être considéré comme admissible, la grandeur de ce balourd résiduel dépend dans chaque cas particulier de la nature du rotor et ses applications.

II.12.2 Nécessité de l'équilibrage :

Le désir d'obtenir des vitesses de plus en plus élevées est de réduire au minimum le rapport poids/puissance dans le domaine de la construction de machines, exige une compensation répartie des masses de rotation par un équilibrage correct, il n'est pas conseillé et même parfois dangereux de conserver les pièces non équilibrées ou même mal équilibrées produisant des forces et des moments de forces centrifuges sur les paliers.

II.12.3 Les caractéristiques des rotors à équilibrer :

Selon leurs constructions, les rotors à équilibrer ont des comportements différents. En ce qui concerne les forces centrifuges produites, on distingue deux groupes principaux :

❖ Rotors rigides :

On peut considérer un rotor comme rigide tant qu'il se conserve l'état obtenu pour des vitesses différentes, car il possède la raideur suffisante pour empêcher la flexion pouvant être causée par des balourds partiels.

La correction en deux plans pour de tels rotors conduit toujours à un résultat d'équilibrage satisfaisant à toutes les vitesses, on pourra donc équilibrer dans la plupart des cas en dessous de la vitesse de service.

❖ Rotors élastiques :

Dans le cas d'un rotor élastique, l'état de déséquilibre varie suivant la variation de la vitesse. Ce fait explique qu'il est rare de pouvoir faire fonctionner calmement un rotor non rigide présentant des vibrations en état de marche en agissant que sur les plans extrêmes.

La raison de ce phénomène réside dans les moments internes demeurant lors de la transformation des composants individuels du balourd dans les plans extrêmes. Ces moments augmentent comme le carré de la vitesse et fléchissent le rotor.

II.12.4 la vitesse de l'équilibrage et résonance :

L'équilibrage de n'importe quel rotor se fait à une vitesse de rotation fixe qui est déterminée après la connaissance de ces vitesses critiques, qui sont dangereuses et donnent des perturbations dans les mesures. La cause de ces vitesses critiques c'est le phénomène de la résonance qui donne naissance à l'augmentation de l'amplitude d'oscillation de la vibration du rotor.

❖ Le balourd :

Le balourd est dû à une dissymétrie dans la répartition des masses d'un rotor par rapport à son axe de rotation.

Le balourd s'exprime par le produit de masse de déséquilibre par le rayon U ,

II.12.5 Equilibrage statique :

L'équilibrage statique se fait sur un seul plan de correction. Si le rotor ci-dessous est tel que le centre de gravité ne se trouve pas sur l'axe de rotation, les forces centrifuges élémentaires ne s'équilibrent pas, le rotor est soumis à une force résultante F appliquée en G ayant pour valeur $F = M \times \omega^2 \times R$.

II.12.6 Equilibrage dynamique :

L'équilibrage dynamique se fait sur deux plans de correction, contrairement à l'équilibrage statique qui corrige le balourd par un poids unique opposé à 180° , en tenant compte de la position angulaire, mais pas de la position longitudinale alors on a fait que corrigé le poids sans tenir compte de la position réelle.

En réalité, tout corps a une certaine épaisseur, et il peut être divisé en une multitude de disques plats, chacun étant affecté d'un balourd partiel.

II.12.7 Type de correction :

En général, la correction d'un déséquilibre d'un corps se fait en deux méthodes (par addition, ou par enlèvement de matière).

Dans les compresseurs et les turbines axiales, la correction se fait par addition, plus couramment ont l'aide des masses fixées par vis munies d'une rondelle frein. on peut également utiliser des vis de longueurs différentes.

Dans les petits moteurs (compresseur et turbines centrifuges), la correction se fait par enlèvement de matière c'est à dire par meulage et limage de matière sur un plan prévu à cet effet.

II.12.8 Equilibrage du groupe rotatif :

La procédure d'équilibrage du groupe rotatif de l'APU GTCP 85-98CK est Différent de l'équilibrage des rotors de réacteurs, en procédant à un équilibrage statique sur les différents disques, et un équilibrage dynamique sur l'ensemble, mais le groupe rotatif de l'APU a Une géométrie différente de celle des disques, ce qui nous obligent à effectuer seulement un équilibrage dynamique.

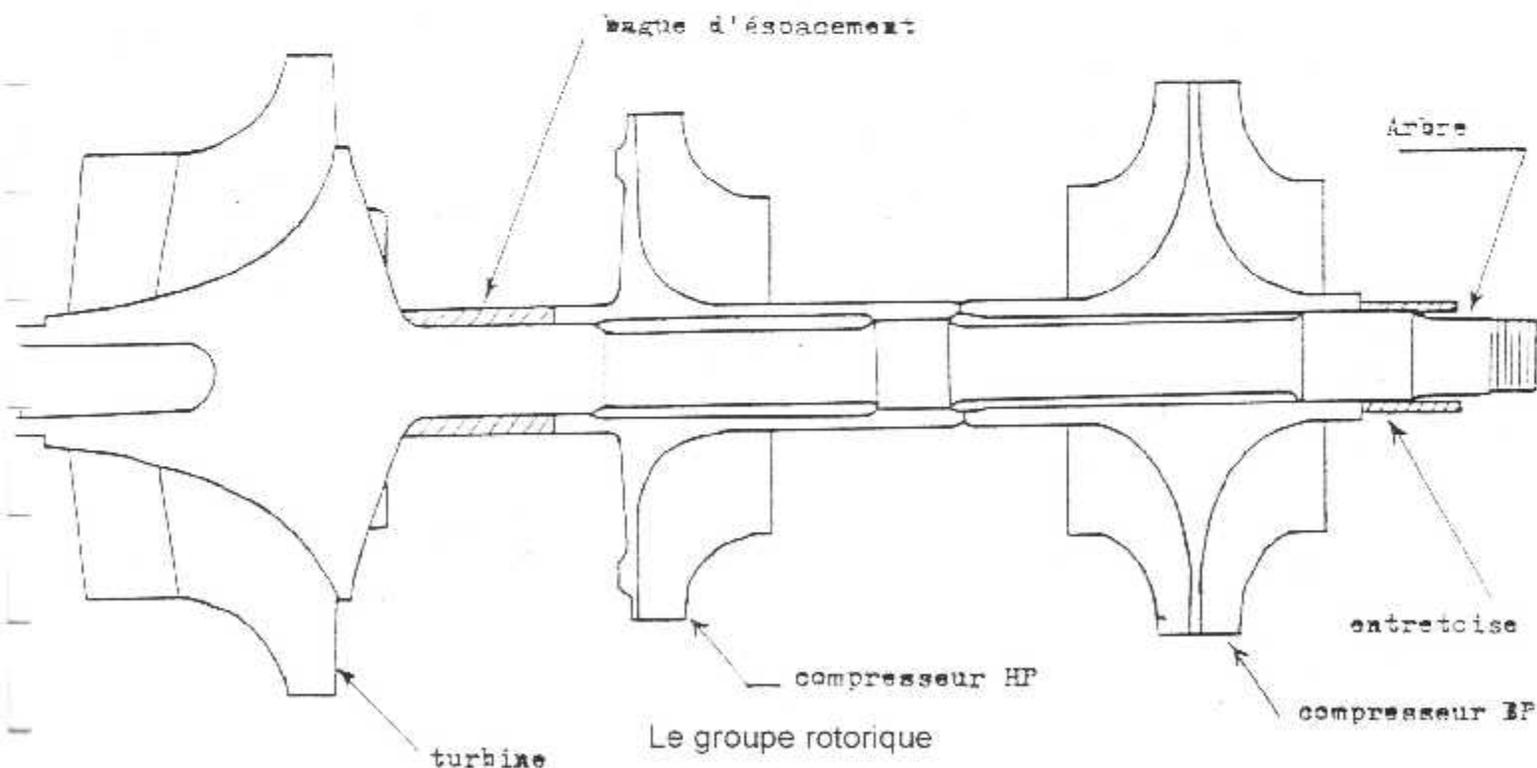
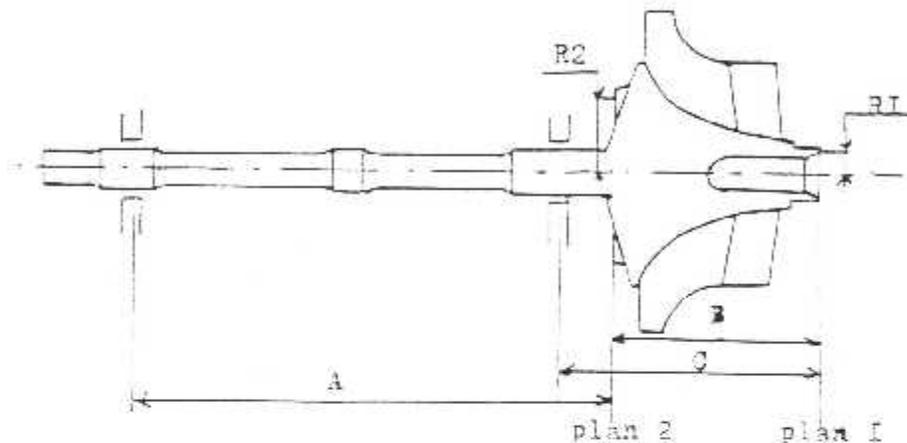


Figure II.11.8

II.12.9 Equilibrage de la turbine :

La turbine est très difficile à équilibrer à cause de sa forme géométrique complexe et la mauvaise répartition des masses sur toute sa longueur, suite à son excès de masse à l'extérieur du palier droit.

On a deux cas pour procéder à l'équilibrage de la turbine.



Équilibrage de la turbine.

Figure II.12.9.a

Premier cas :

Avant l'équilibrage, la turbine doit passer par le contrôle dimensionnel, afin de vérifier sa concentricité, si elle est dans la tolérance, on procède directement à l'équilibrage.

Procédure :

Faire poser la turbine sur les deux paliers.

La vitesse d'équilibrage est 1800tr/min, donnée par le constructeur.

Le mode d'entraînement est assuré par une courroie.

Réglage de la machine par rapport aux dimensions de la turbine.

A=363mm R1=44mm

B=115mm R2=22mm

C=165mm

La tolérance:

Le plan 1 → T1=0,45gr

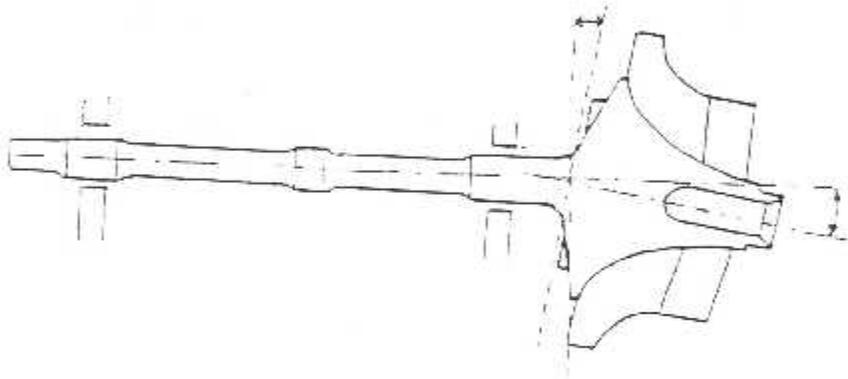
Le plan 2 → T2=0,75gr

Lire les indications des deux cadrans polaires, si elles sont hors tolérance, procéder à l'enlèvement de matière sur les deux plans de correction.

Deuxième cas :

Si la turbine représente un désaxage par rapport à son axe de rotation, il est préférable à ne pas procéder à son équilibrage, de même, si elle représente une bonne concentricité, elle peut flamber au cours de la rotation.

L'équilibrage de telle turbine corrige son balourd, si elle est infectée et la masse qui a déplacé à cause de sa déformation.



Flexion de la tête de la turbine
Figure II.12.9.b

Mais après l'assemblage et le serrage de la turbine avec les deux compresseurs BP et HP, la tête de la turbine redresse et reprend sa position initiale à cause de la force du serrage de l'écrou. En conséquence la masse enlevée au cours de l'équilibrage de la turbine va se manifester comme un balourd qui représente une grandeur importante de l'autre côté à 180°.

A cause de ses inconvenants, il est préférable de procéder seulement à un contrôle pour déterminer les grandeurs des deux balourds et leurs positions angulaires.

AIR ALGERIE
 CENTRE REVISION MOTEURS
 DPT CONTROLE
 PARTIE EQUILIBR. VIBRA1

CONTROLE EQUILIBRAGE
 TURBINE 98 CT.
 APU

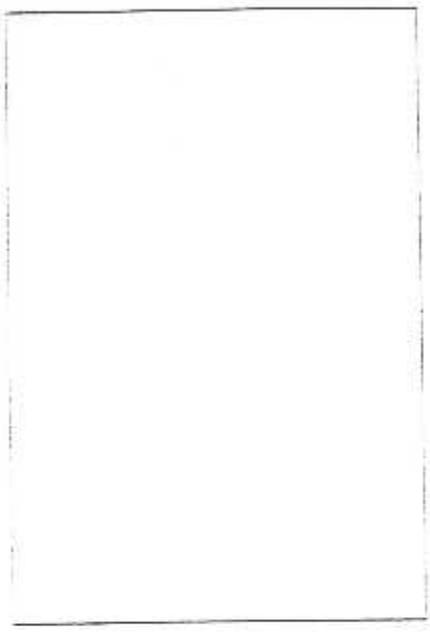
DOC N°
 PAGE:
 EMISSION:

P/N 9866569 1 | S/N 3 03601-1915 | P/E APU 112 (KIOJ) | S/N APU 7

A-363
 B-115
 C-165
 R1=44
 R2=22

BAJOURD INITIAL
 Plan

M. AJOUTE		LECTU	
GR	ADG	GR	ADG



TOLERANCE PLAN 1: 0,75 GR
 TOLERANCE PLAN M: 0,45 GR

REPARÉ ET CONTROLE PAR:
 DATE:

PLAN 1

CORRECTION 1		CORRECTION 2	
ENLEV	BAJOU	ENLEV	BAJOU
GR	AN	GR	AN

CORRECTION 3

ENLEV	BAJOU
GR	AN

CORRECTION 1

ENLEV	BAJOU
GR	AN

CORRECTION 2

ENLEV	BAJOU
GR	AN

CORRECTION 3

ENLEV	BAJOU
GR	AN

OBSERVATIONS:

PRODUCTION:

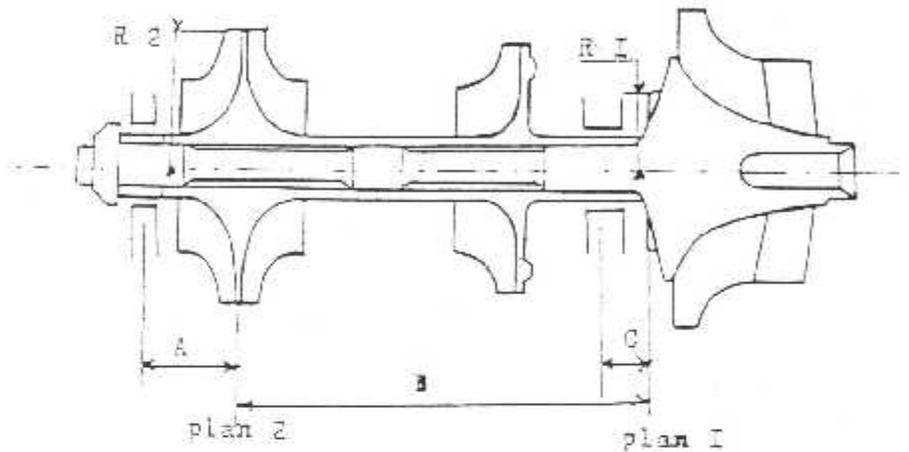
CONTROLÉ: WAHED AMROUCHI

DATE:

La fiche technique à remplir après l'équilibrage de la turbine

II.12.10 Equilibrage du groupe rotatif (équilibrage final) :

Après l'assemblage et le serrage du groupe rotorique (CPB, CHP, turbine), on procède d'abord à la vérification et le contrôle de la concentricité (faux rond) et l'allongement de l'arbre, la tolérance requise est de 0,025 mm. (Voir figure suivante)



Equilibrage du groupe rotorique

Figure II.12 10

Procédure :

- ❖ Faire poser le groupe rotorique sur les deux paliers
- ❖ La vitesse de rotation est 1800tr/min
- ❖ Le mode d'entraînement est assuré par une courroie.
- ❖ Réglage de la machine par rapport aux dimensions du groupe.

A=25 mm R1=90 mm
B=263 mm R2=44 mm
C=100 mm

La tolérance :

Le plan1→T1=0,40gr.
Le plan2→T2=0,81gr.

Lire les indications des deux cadrans polaires, si elles sont hors tolérance, procéder à l'enlèvement de matière sur les deux plans de correction.

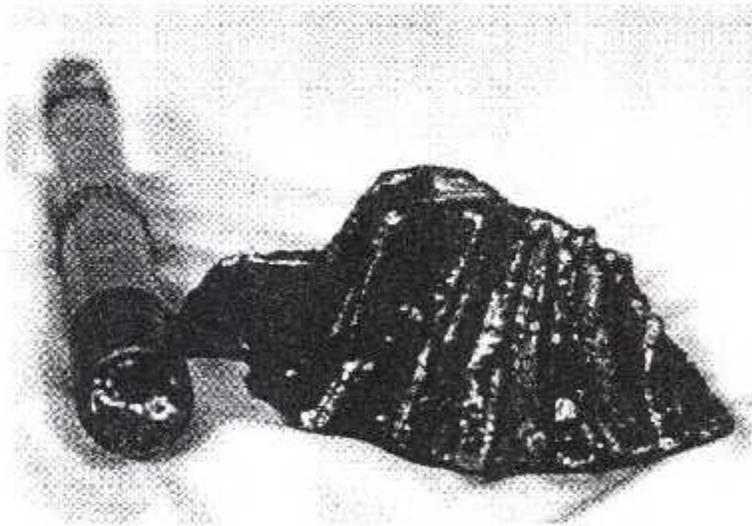
Le temps de mesure et d'équilibrage augmente d'autant plus rapidement que les tolérances sont serrées, ainsi l'équilibrage ne sera plus économique dès que les exigences de précision sont supérieurs a ce qui est nécessaire.

Dans l'atelier H 400, au niveau d'AIR ALGERIE, le service équilibrage effectue toutes les opérations d'équilibrage sur le groupe rotatif de l'APU GTCP 85-98 CK, dans une Demi-journée, une moyenne de quatre heures.



CHAPITRE III:

GENERALITE SUR LA RUPTURE



CHAPITRE III : GENERALITE SUR LA RUPTURE

Introduction :

La nécessité de comprendre l'endommagement des multi matériaux sous l'effet de sollicitations extérieures a conduit à la mise en place, ces dernières années, de concepts nouveaux en mécanique de la rupture.

En effet, la théorie classique de l'endommagement développée pour les matériaux isotropes métalliques ou céramiques est insuffisante pour rendre compte des phénomènes qui interviennent dans un assemblage substrat-revetement.

Le comportement vis à vis d'un tel composite est fortement dépendant :

- ❖ Des niveaux et de répartition des contraintes résiduelles : celles-là résultent de la différence entre les propriétés élastiques et thermiques des matériaux liés.
- ❖ De la proportion relative de métal et de sa contrainte d'écoulement plastique.
- ❖ De la distribution des défauts dans les trois milieux : dépôt, zone inter facial et métal de base.
- ❖ De la résistance intrinsèque de chacun des milieux.

A cette anisotropie correspond une anisotropie dans les mécanismes mis en jeux lors de sollicitations mécaniques, et l'endommagement peut intervenir soit par rupture fragile ou ductile. Dans le dépôt, soit par rupture fragile ou ductile dans l'interface ou encore par rupture ductile dans le métal.

III.1 Rappels de la mécanique de la rupture :

III.1.1 Le but de la mécanique de la rupture :

Les structures sont en générale calculée de telle sorte que les contraintes ne dépassent en aucun point la limite d'élasticité du matériau.

Un tel mode de calcul met les structures à l'abri de la rupture classique de type ductile. Mais il existe un autre mode de rupture (type fragile ou semi-fragile) qui peut intervenir lorsque les circonstances deviennent anormales :

- ❖ Basses températures.
- ❖ Grandes vitesses d'application de la charge.
- ❖ Défauts préexistants ou créent en service.

Les essais classiques de rupture fragile (par exemple l'essai de résilience). Ne permettent pas de définir une grandeur susceptible de prendre en compte le phénomène fondamental de caractériser quantitative la résistance des matériaux à la propagation brutale d'un défaut, en introduisant la notion de ténacité à rupture : c'est le but de la mécanique de la rupture.

Les ruptures brutales dont il s'agit ici peuvent être classées en deux catégories :

a). les ruptures fragiles :

La rupture fragile est caractérisée par l'absence de déformation plastique macroscopique, et donc par la propagation très rapide possible des fissures (consommation d'énergie faible).

Proprement dites, qui concernent les matériaux avec une transition ductile-fragile marquée (cas des aciers doux).

A la température ambiante, presque tous les métaux purs courants sont résistants à la rupture. Une baisse plus importante encore de la résistance à rupture peut survenir si les éléments d'alliage sont en quantité suffisante pour conduire à une précipitation de composés chimiques formés par le métal, ces composés sont en générale très fragile.

Des fissures peuvent se provoquer ce qui entraîne une rupture fragile.

Enfin le traitement thermique d'alliages comme les aciers peuvent faire apparaître différentes structures de dureté élevée (mais aussi par conséquent de grande fragilité, puisque les fissures ne peuvent s'émousser).

Un bon exemple de tels matériaux est un acier a forte teneur en carbone trempé à l'eau après avoir été porté au rouge : il devient fragile comme le verre.

b). les ruptures ductiles à faible déformation plastique :

La rupture ductile semble liée essentiellement à la présence d'inclusions ou de précipités. Dans ce mode de rupture, la déformation plastique macroscopique est en général importante (consommation d'énergie grande).

Ils concernent les matériaux à très haute résistance pour lesquels il n'existe pas une dépendance nette entre la résilience et la température : Les facteurs essentiels sont alors les inclusions et les défauts.

III.1.2 Notions de mécanique de la rupture :

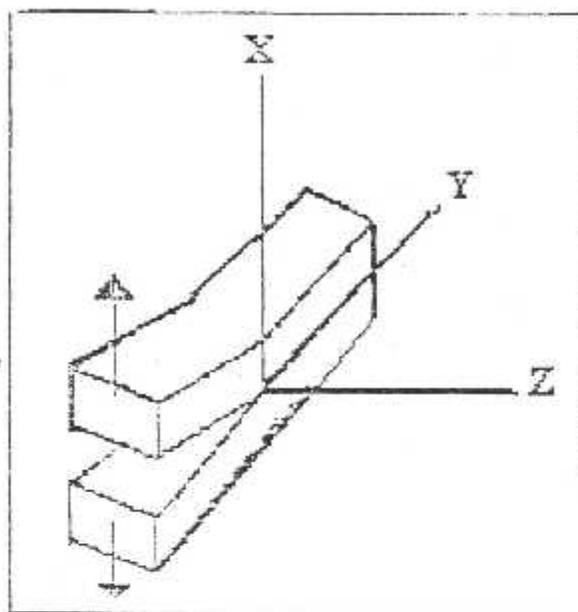
III.1.2.1 mode de rupture :

L'état général de propagation d'une fissure à l'intérieur d'un matériau se ramène à la superposition de trois modes de rupture principaux, (figures).

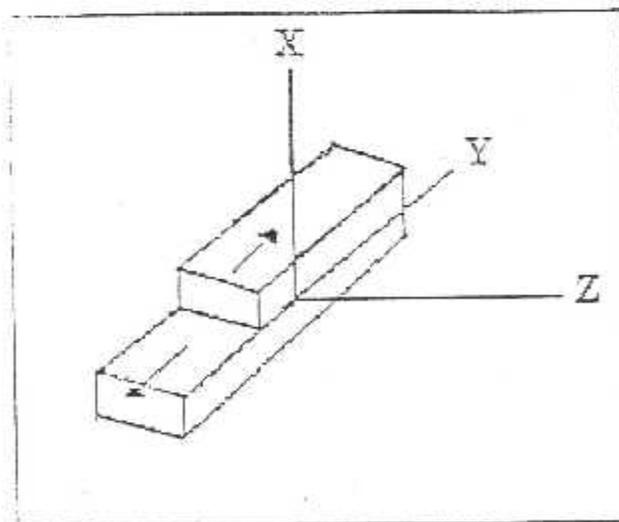
Une surface de rupture plane correspond au mode I, et une surface inclinée correspond à la superposition des modes II et I.

La mécanique de la rupture est une philosophie de conception visant à développer un critère de ruine prenant en considération les fissures existant au sein du matériau. Pour cela, il est important de pouvoir comparer un facteur de charge à un paramètre caractéristique du matériau.

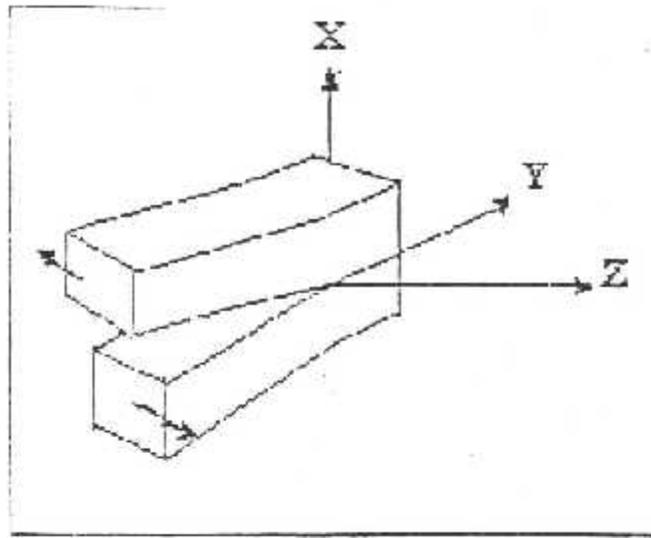
La première étape consiste donc en la définition d'un facteur caractérisant la sévérité de la situation obtenue par application d'une charge sur une pièce fissurée, ce facteur s'obtient par considération des contraintes de déformations élémentaires illustrées sur les figures suivantes :



Mode I, ouverture
Figure III.1.2.1.a



Mode II, glissement – plan
Figure III.1.2.1.b



Mode III, glissement anti
Figure III.1.2.1.c

III.2 Mécanique de la rupture elasto-plastique :

La grande majorité des aciers à basse et moyenne limite élastique utilisée dans les grandes structures telles que navires, ponts, réservoirs sous pression, etc.... sont en épaisseur trop faible pour que soit réalisée dans les conditions normales de vitesses de mise en charge et de température l'état de déformation plane nécessaire à la validité du concept K_{1C} , bien qu'il soit possible d'utiliser dans certaines cas des relations empiriques reliant K_{1C} à K_C , l'approche la plus prometteuse réside dans le développement d'une analyse élasto-plastique comme extension de l'analyse linéaire élastique classique.

III.2.1 Mesure des longueurs de fissure :

La mesure de la longueur de la fissure est l'un des problèmes pratiques les plus délicats à résoudre : une fissure fermée est bien souvent invisible à l'œil nu. D'autre part, le fond de la fissure est rarement rectiligne, autrement dit la longueur de la fissure dépend de la ou on la mesure.

Les méthodes les plus utilisées dans ce contexte sont : méthode optique, méthode de ressuage...etc.

III.2.1.1 Méthode optique :

Elle consiste tout simplement à suivre optiquement l'évolution de la fissure ; un microscope mobile et un éclairage astucieux permettant d'améliorer la précision des mesures. La mesure de la fissure proprement dite se fait soit en utilisant un réticule monté dans le microscope, soit en utilisant des repères solidaires de l'éprouvette.

III.2.1.2 Méthode du ressuage :

Cette méthode consiste à effectuer un test de ressuage sur le spécimen, les fissures non apparentes à l'œil nu peuvent être mises en évidence par ce test, c'est à dire l'application sur la surface à contrôler d'un liquide capable de s'infiltrer dans les crevasses et fissures, suivi après nettoyage de l'application d'un liquide développeur faisant apparaître le liquide pénétrant précédemment absorbé par les défauts, le ressuage est efficace sur des défauts et fissures de taille suffisamment faible pour que le liquide pénétrant ne soit pas enlevé lors du nettoyage superficiel précédent l'application du liquide développeur.

On peut utiliser d'autres méthodes telles que la méthode par ultrasons, la méthode de la complaisance, la méthode de l'émission acoustique, la méthode par courant de Foucault et la méthode potentielle.

III.3 Notions générale sur la fatigue des matériaux :**Introduction :**

Le problème général de fatigue des matériaux s'est révélé, il y a un peu plus d'un siècle lorsque les techniciens ont constaté que certaines pièces de machines soumises à des efforts variables et répétés se rompent brusquement, et sans déformation annonciatrice de la rupture, tandis que les même pièces soumises à des efforts constants souvent plus importants, mais appliqués de façon continue, résistent correctement. Ainsi les efforts variables sont une section plus dangereuse.

Les structures aéronautiques sont soumises lorsqu'elle est en service, à des sollicitations flue tuantes au cours du temps, citons pour exemple la pressurisation du fuselage, les manœuvres du pilote, les turbulences atmosphérique.

L'expérience montre que la répétition de cycles d'efforts modifie et dégrade les propriétés des matériaux et peut conduire à terme, à la rupture de pièces.

Dans le monde aéronautique la fatigue a causé des pertes humaines et matérielles considérables. Citons à titres exemples :

1947 : premier accident d'avion de transport.

1954 : deux avions comment se brisèrent en vol à haute altitude respectivement après 1286 et 903 vols.

1958 : accident de bombardier Boeing 1347.

1969 : rupture de voilure d'un chasseur américain F111 ; pivots de voilure en aciers fragiles.

1977 : accident d'un Boeing 767-300 à Lusaka ; perte en fatigue d'un empennage horizontal.

1979 : accident d'un DC10 à Chicago ; perte en fatigue de l'attache arrière moteur.

Les conséquences de cette évolution néfaste peuvent donc être la ruine catastrophique de toute une structure complète, il est de ce fait impératif de prévoir le risque de ruine en fonction des sollicitations imposées afin de pouvoir prédire et donc d'éviter un désastre.

Durant l'année 1828, en Allemagne, on s'était initié aux études et aux travaux sur la fatigue sur les chaînes, en 1870 August " wholer " établit d'une façon assez claire la première méthode de calcul de la vie.

Notre siècle a permis aux chercheurs de faire un grand pas vers l'avant dans ce domaine, grâce au développement technologique de notre ère.

La prise en compte du phénomène de fatigue doit se faire dès la conception des structures.

La question ardue à laquelle de constructeur aéronautique doit répondre et celle du compromis nécessaire entre les exigences économique techniques et réglementations.

Une étude de fatigue s'impose.

III.3.1 Mécanique et mécanisme de la fatigue :

III.3.1.1 Fatigue et endurance :

En entend généralement par fatigue ou endommagement par fatigue toute modification des propriétés des matériaux due à l'application de cycles d'efforts détériorant, cycles dont la répétition peut conduire à la rupture des pièces constituées de ces matériaux.

L'ASTM : définit la fatigue comme suit :

La fatigue est le processus de chargement structural progressif localisé et permanent, que subit un matériau qui est sujet à des conditions qui produisent des contraintes et des déformations fluctuantes en certains points, qui peuvent atteindre la fissuration ou la rupture totale après un certain nombre de cycles de contraintes.

La capacité de résistance à la fatigue d'un matériau s'appelle l'endurance.

III.3.1.2 Les contraintes appliquées :

En service ou en cours d'essai de laboratoire, les efforts appliqués peuvent être des sollicitations de type simple, par exemple de traction (ou de compression), de flexion ou de torsion ou, résultant d'une combinaison de ces sollicitations. Généralement, au cours d'essai de fatigue, la contrainte appliquée variera suivant une fonction du temps approximativement sinusoïdale.

Dans ce qui suit, on ne s'occupera donc que de sollicitations sinusoïdales d'amplitudes constantes.

Les contraintes de type aléatoires ou sinusoïdales d'amplitudes variables nécessitent une analyse particulière et seront évoquées dans les sections suivantes.

a). Contraintes nominales :

La contrainte prise en compte au cours de l'essai de fatigue est une contrainte nominale. Elle est calculée par rapport à la section nette de la pièce ou de l'éprouvette considérée à l'aide des formules usuelles de la résistance des matériaux.

b). Cycles de contraintes :

C'est la plus petite partie de la fonction contrainte temps qui se répète périodiquement. La contrainte sinusoïdale peut être considérée comme la superposition d'une contrainte alternée S_a et d'une contrainte statique appelée contrainte moyenne S_m .

b).1 termes et symboles utilisés pour décrire le cycle de contrainte :

❖ **Contrainte maximale (S_{max}) :**

La valeur algébrique de la contrainte au cours d'un cycle de contrainte.

❖ **Contrainte minimale (S_{min}) :**

La valeur minimale de la contrainte au cours d'un cycle de contrainte.

❖ **Contrainte moyenne (S_m) :**

Définie la valeur algébrique suivante : $S_m = S_{min} + S_{max} / 2$.

❖ **Amplitude de contrainte (S_a) :**

Appelée aussi la contrainte alternée définie par la valeur algébrique : $S_a = S_{max} - S_{min} / 2$.

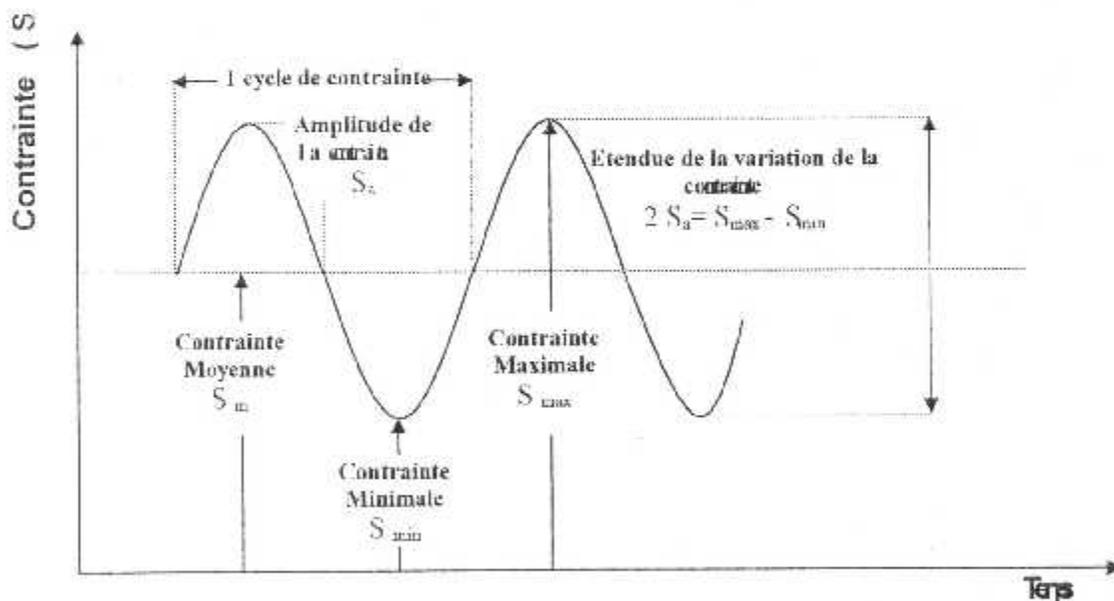


FIGURE 3.1.2.b. CYCLE DE CONTRAINTES....

➤ **Le rapport de contrainte (R) :**

Définie par le rapport algébrique : $R = S_{min} / S_{max}$.

➤ **Étendu de la variation de contrainte ($2S_a$) :**

Différence algébrique entre la contrainte maximale et la contrainte minimale de cycle de contrainte : $2S_a = S_{max} - S_{min}$.

b).2 Types de cycle contrainte :**b).2.1 Contrainte purement alternée :**

Contrainte qui varie entre des valeurs égales dans le sens positif et négatif.

b).2.2 Contrainte alternée :

Contrainte qui évolue entre une valeur positive et une valeur minimale négative. Les valeurs absolues sont différentes.

b).2.3 Contrainte ondulée :

Contrainte qui varie entre les valeurs Max et min qui sont de même signe.

b).2.4 Nombre de cycle à la rupture (N) :

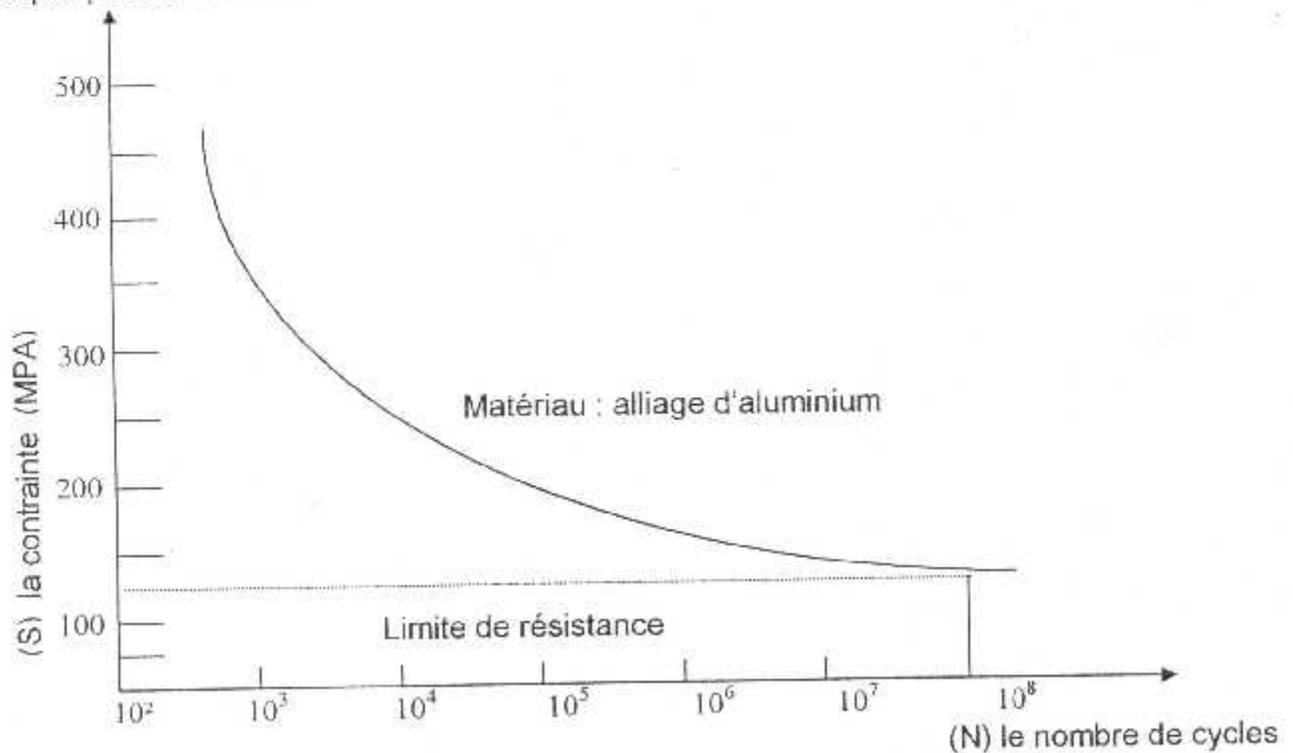
Nombre de répétitions du cycle de contrainte jusqu'à la rupture.

b).2.5 Rapport du nombre de cycle (n/N) :

Rapport du nombre de répétition "n" de cycles de contrainte réalisée à la même amplitude de contrainte nécessaire pour obtenir la rupture.

❖ Courbe de fatigue :

Pour évaluer la résistance d'une structure à la fatigue, l'idéal consisterait à fabriquer un ou plusieurs prototypes de ladite structure et à les soumettre aux conditions d'utilisation les plus dures, à fin de vérifier si le nombre de cycles de chargement requis peut être atteint.

**FIG III.3.2. COURBE DE FATIGUE.....**

III.3.1.3 Courbe de fatigue pour les matériaux ferreux :

Pour les matériaux ferreux, la courbe tend vers une valeur asymptotique lorsque $N=10^7$ cycles. Cette valeur est appelée " limite d'endurance " ou limite de résistance au-dessous de cette limite (S_e) le matériau pourrait supporter un nombre infini de cycles sans subir de rupture (pas de phénomène de fatigue) ; par contre au-dessus de la limite d'endurance (S_e), le matériau se comporte différemment, ce dernier peut subir une rupture. Donc le phénomène de fatigue s'installe.
Il existe deux classes de comportement du à la fatigue :

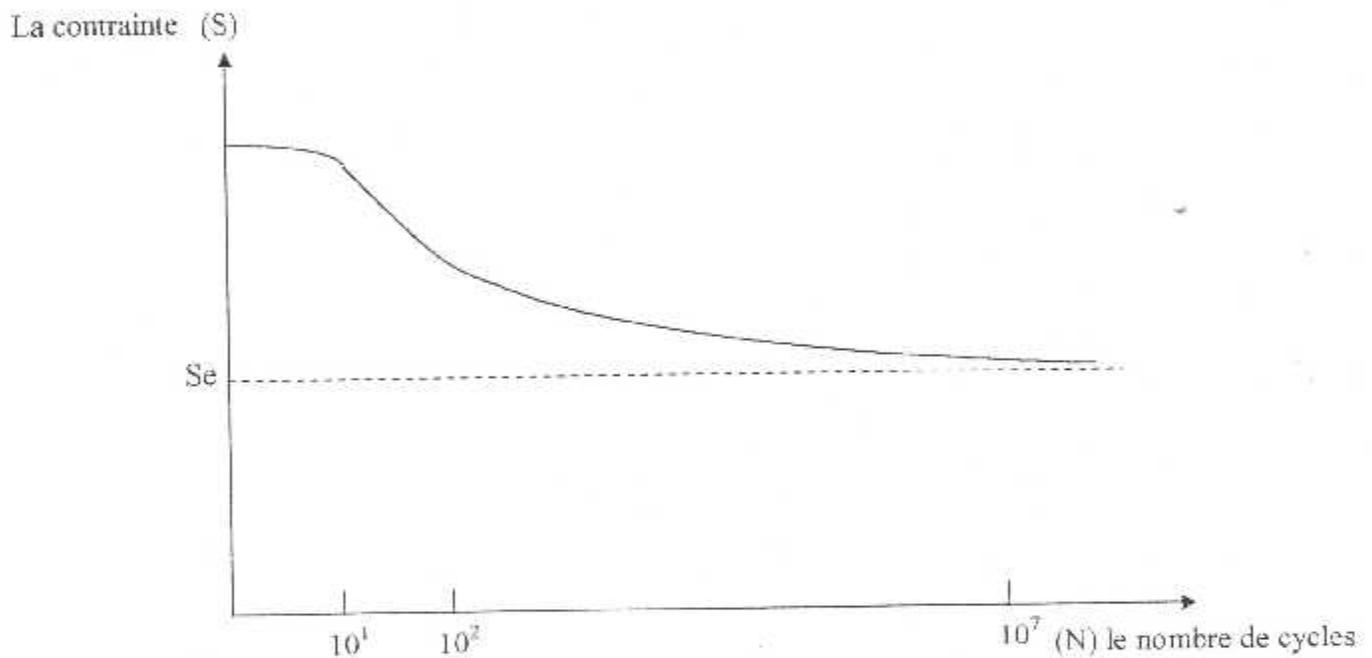


FIG III.3.2.3.COURBE DE FATIGUE POUR LES MATERIAUS FERREUX.

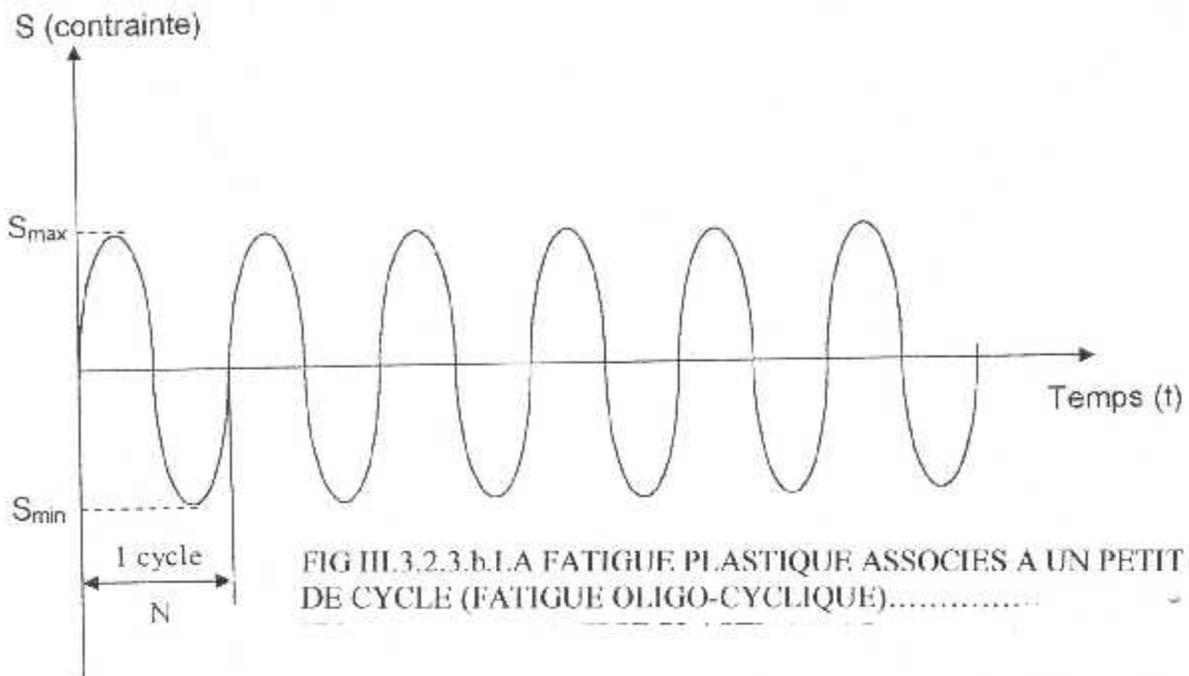
a)-la fatigue associée à un grand nombre de cycles :

C'est la plus courante, les niveaux de contrainte qui la provoquent sont sensiblement inférieurs à la celui de la contraintes d'écoulement du matériau, la déformation se produite dans les limites du domaine élastique.

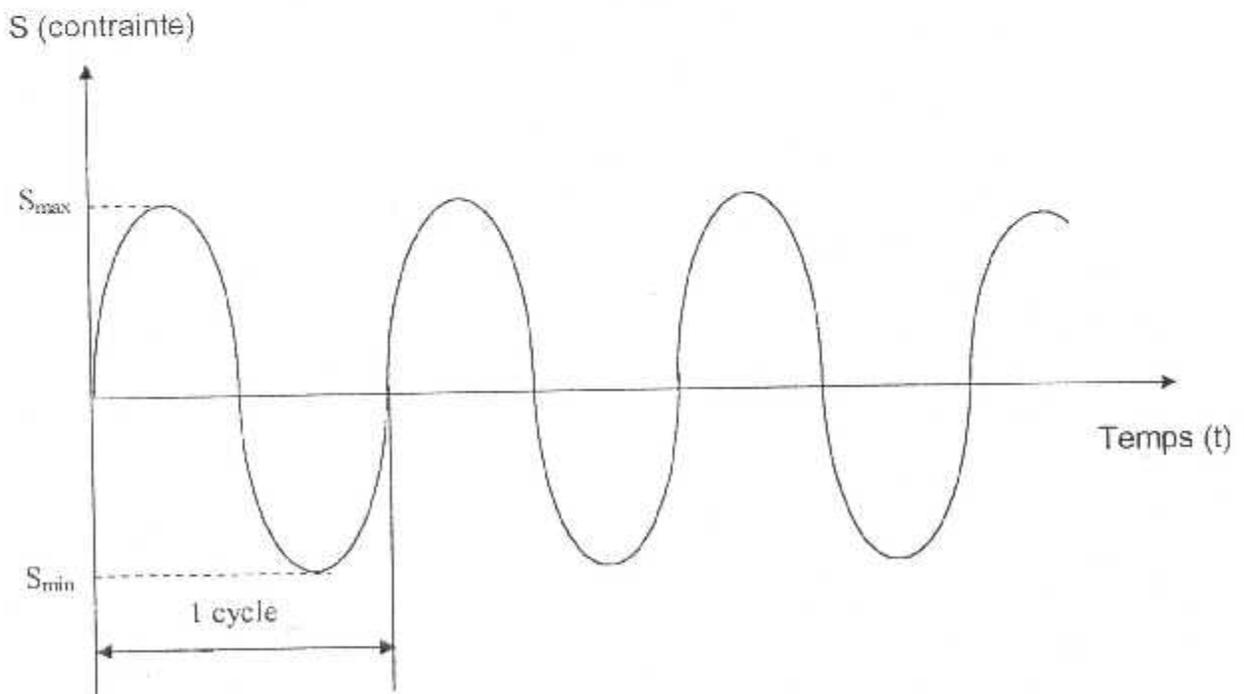
La rupture à lieu quand le nombre de cycles " N " est atteint le maximum (plus grand)
ex : $N=10^4-10^5$.

C.A.D : les contraintes appliquées sont inférieures à la limite élastique.

La rupture se produit après plus de 10^4 cycles. Exemple : toutes les pièces soumises à des rotations, des vibrations, comme les roue, les essieux, et les pièces de moteurs.



b)-la fatigue plastique associés à un petit nombre de cycles (fatigue oligo-cyclique) :



Dans ce cas les contraintes sont très importantes ce qui diminue la durée de vie de la pièce en fonction de nombre de cycles qui peut atteindre (10^2 - 10^4).

C.A.D : les contraintes appliquées sont supérieures à la limite élastique, la rupture se produit après moins de 10^4 cycles.

Ex : les pièces du cœur des réacteurs nucléaires, les pièces de turbines, et toute pièce soumise à des surcharges occasionnelles.

III.3.1.4 Limite endurance :

Pour une contrainte moyenne (S_m) donnée, l'amplitude de contrainte pour laquelle il est constaté 50% de rupture après un nombre fini de cycles (appelé aussi censure). Dans le cas des aciers, la censure est généralement 10^7 cycles. Mais on peut déterminer expérimentalement la limite d'endurance pour des censures différentes suivant la nature du matériau ou de la pièce mise en jeu.

III.3.1.5 Rapport d'endurance :

Dans la pratique, il est parfois intéressant de rapporter la limite d'endurance à la charge de rupture à la traction du matériau essayé en fatigue. On définit ainsi le rapport d'endurance par : $R_d = S_d(N)/R_m$.

III.3.1.6 Durée de vie ou endurance :

On appelle durée de vie ou endurance en fatigue le nombre de cycles de contrainte N nécessaire pour qu'une éprouvette ou une pièce rompt pour un cycle de contrainte (S_a, S_m).

Ainsi d'une façon très générale, il y aura fatigue d'une pièce ou d'un matériau toutes les fois que l'on est en présence d'effort variable dans le temps. Ce qui est bien particulier à la fatigue et qui en fait le danger, c'est que la rupture peut se produire pour des contraintes apparentes relativement faibles, souvent bien inférieures à la résistance à la traction et même à la limite d'élasticité du métal.

Lorsque leur application est répétée pour un grand nombre de fois. Dans le cas de la résistance statique. C'est le dépassement d'un niveau de contrainte qui entraîne la rupture lors des applications de l'effort. Dans les cas de fatigue c'est un niveau d'effort donné le nombre d'application de cet effort qui entraîne la rupture.

III.4 Fatigue de pièces sans fissures :

Il n'y a pas de fissures préexistantes. La rupture est contrôlée par la phase d'initiation. Ex : la plupart des pièces de petite taille comme les tourillons les dents d'engrenages, les chemins de roulement à bille, les essieux, les vilebrequins, les arbres moteurs.

III.4.1 Fatigue de structures fissurées :

Des fissures sont initialement présentes et la rupture est contrôlée par la phase de propagation. Ex : la plupart des structures de dimensions importantes, en particulier ; celles contenant des joints de soudure : ponts, bateaux, réservoirs sous pression.

III.4.2 Défaillance à hautes températures :

A hautes températures et en présence de corrosion (air, humidité et gaz de combustion), la résistance des matériaux est fortement limitée.

Les conditions de vibration et les variations de température diminuent encore la résistance.

La définition des hautes températures est liée au métal ou à l'alliage utilisé.

Au-delà des températures suivantes, les alliages correspondants travaillent à hautes températures :

200° → alliages aluminium.

300° → alliages titane.

400° → aciers.

500° → aciers austénitiques.

650° → alliages à base de nickel et de cobalt.

1000° à 1500° → alliages réfractaires.

Les principales causes de défaillance sont les suivantes :

- ❖ Fluage à chaud.
- ❖ Cycle thermique.
- ❖ Fatigue.
- ❖ Corrosion.
- ❖ Surcharge.

III.5 Phénomène de fluage :

A la température ambiante, une éprouvette métallique soumise à un effort de traction limité, subit une déformation élastique C.A.D : un allongement qui disparaît entièrement après cessation de l'effort, si la température est élevée. Sous un même effort limité l'allongement augmentera d'une manière continue et ceci en fonction du temps, ce comportement plastique du métal est le fluage.

III.5.1 Fluage à chaud :

Les efforts exercés à chaud peuvent provoquer une déformation continue du métal, c'est le fluage à chaud. Cette déformation peut conduire à une rupture.

On peut distinguer deux types de comportements pour une température et une charge donnée.

III.5.2 Courbe de fluage :

La déformation de fluage est caractérisée par une courbe représentant la déformation en fonction du temps, sous l'effet d'un effort et température constante.

-la déformation A_0 est obtenue instantanément sous l'action de l'effort entre les temps 0 et T_1 , l'allongement rapide au début décroît constamment ainsi que la vitesse du fluage, cette partie de la courbe est appelée " fluage primaire ", entre les temps T_1 et T_2 , l'allongement croît régulièrement et la vitesse du fluage est sensiblement constante, c'est le fluage secondaire.

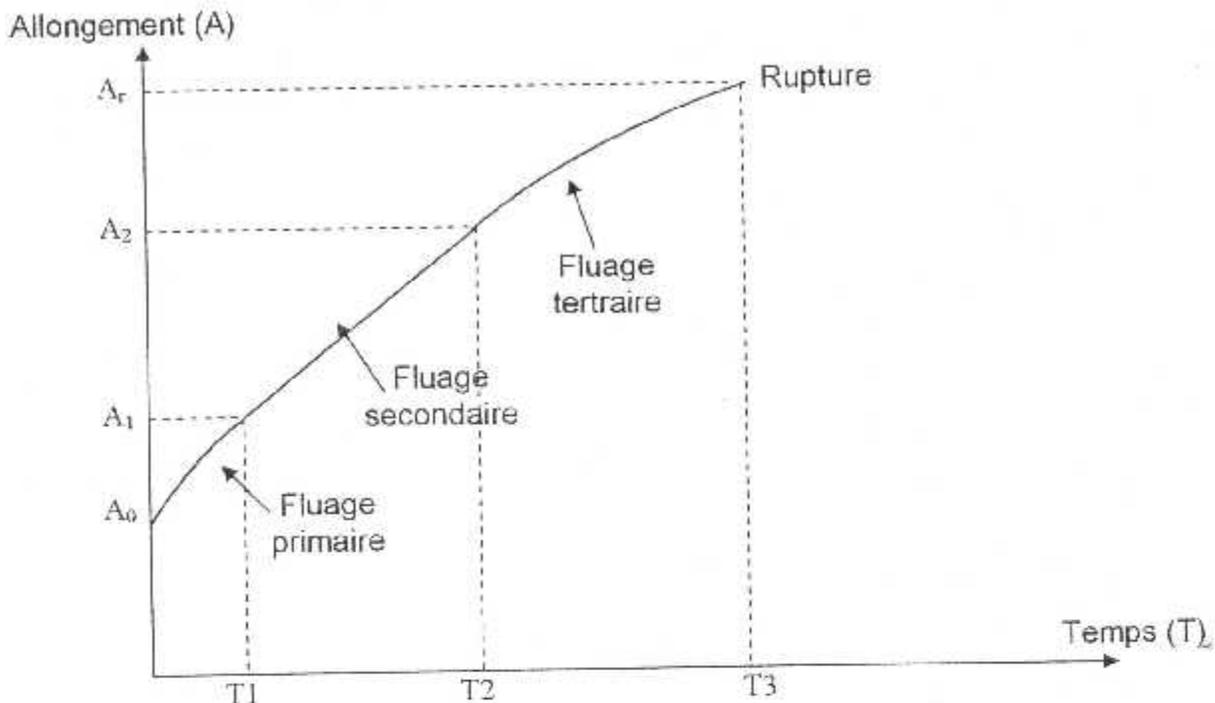


FIG III.5.2. Courbe de fluage

Au-delà du temps T_2 la déformation et la vitesse du fluage augmentent constamment jusqu'à la rupture qui se reproduit pour un allongement A_r à un temps T_r , cette dernière est appelée " fluage tertiaire ".

La résistance au fluage est pratiquement représentée par des courbes, contraintes, temps à rupture établie en fonction de la température.

III.5.3 Propriété de la résistance au fluage :

a)-temps à rupture :

Ce temps dépend de la température et de la contrainte, il est inversement proportionnel à la vitesse du fluage secondaire à une température donnée.

b)-vitesse de fluage faible :

Le métal doit se déformer peu au cours de la période secondaire.

c)-allongement à rupture acceptable :

Cette condition est une garantie contre certaines ruptures subites (ailettes), il doit être au moins égale à 2% et apparaît surtout au cours de la période tertiaire.

La composition et la microstructure de l'alliage ont une influence très importante sur la durée de vie de la pièce exposée au fluage.

III.6 Choc thermique :

Les pièces travaillant à chaud ne sont pas seulement sollicitées par des forces intérieures produites par les dilatations thermiques, l'intensité de ces contraintes peut être élevée et si elles se reproduisent de façon répétée peuvent conduire à des fissures et à la destruction des pièces.

Ce processus de destruction par contrainte thermique est appelé : " choc thermique" Les pièces qui sont susceptibles de s'échauffer et se refroidir rapidement (cas de la turbine) sont les plus menacés.

III.7 Fatigue thermique :

La répétition du cycle de déformation (choc thermique), constitue la fatigue thermique.

Résistance au choc thermique et à la fatigue thermique une bonne tenue à la fatigue thermique exige les deux conditions suivantes :

- 1-une grande ductilité qui permet au matériau de supporter les déformations alternées.
- 2-une haute limite élastique qui limite l'amplitude de la déformation plastique avec l'état de surface et une bonne résistance à la corrosion.

Les variations de températures ainsi que les gradients thermiques introduisent des efforts et des déformations plastiques :

- ❖ déformation durant les cycles thermiques.
- ❖ déformation durant l'élévation de température.
- ❖ déformation au refroidissement.

Ces déformations s'ajoutent au fluage : des criques de fatigue thermique peuvent s'initier à la surface des matériaux.

Exemple :

Criques créent par des cycles de température et les efforts centrifuges des ailettes de turbine sur un disque de turbine en alliage à base de nickel.

III.8 fatigue à hautes températures :

L'élévation de la température diminue la limite en fatigue des matériaux. La fatigue à hautes températures provient de phénomènes complexes de vibrations et se combine avec le fluage à chaud, ce qui diminue la tenue réelle des pièces au fluage à chaud.

Les ruptures provoquées uniquement par la fatigue apparaissent principalement dans les disques de turbines, les pieds des ailettes ou dans les parties froides des compresseurs.

Exemple :

Fissuration d'un revêtement et d'une ailette par fatigue dans un acier à base de nickel.

La détection de ces défauts nécessite un démontage et un contrôle par ressuage (cas général), ou par magnétoscopie (acier ferromagnétique).

III.9 corrosion et corrosion érosion :

L'environnement provoque une corrosion et une érosion (gaz à grandes vitesses), qui se situent principalement sur les ailettes. Les alliages à base de nickel sont chargés en titane et aluminium de manière à être plus résistant au fluage à chaud.

De ce fait, la proportion de chrome décroît, ce qui réduit la résistance à la corrosion à chaud. Les alliages à base de cobalt subissent à un moindre degré, la corrosion à chaud.

La corrosion à chaud est accélérée par la présence de sel de sodium.

Les ailettes peuvent être protégées par un revêtement, généralement un aluminissage. Les revêtements sont ensuite chauffés pour favoriser la diffusion.

Des alliages nickel aluminium et cobalt aluminium sont parfois utilisés pour obtenir des revêtements.

Les constructeurs de turbines à gaz ont orienté leurs recherches sur la partie chaude de leur turbine, vu que cette dernière subit des contraintes appréciables et qu'elle est l'objet de plus de 70% des dépôts. (La partie la plus essentielle et vitale de notre générateur de gaz).

Cette amélioration étant possible grâce au nouveau matériau (leurs caractéristiques) et les nouveaux accessoires de contrôle et de régulation plus performants que les précédents, pour aborder cette modernisation on a partagé le travail en deux parties. Première partie " modernisation de conception ".

La modernisation concernant les éléments constitutifs de la partie chaude,

Les nouveaux alliages utilisés, leurs performances que les courbes comparatives avec les anciens alliages utilisés sur les modèles de base.

Deuxième partie " modernisation des composants et système ".

L'amélioration des systèmes de régulation carburant ainsi que l'atomiseur et la bougie d'allumage.

III.9.1 Corrosion par fatigue :

Si les métaux sont soumis à des contraintes cycliques, ils se rompent en l'absence de corrosion pour un certain nombre de cycles.

Le nombre de cycle pour atteindre la rupture diminue si la contrainte s'accroît comme cela est schématiquement montré ci-après.

Les contraintes et le nombre de cycles étant portés sur le graphique, on appelle celui-ci ; La courbe S.N. en dessous d'une certaine contrainte, comme l'indique la portion horizontale de la courbe, le métal résistera indéfiniment. Cette limite de contrainte s'appelle la limite de résistance du métal.

Lorsqu'une pièce subissant des contraintes cycliques et aussi soumise à un environnement corrosif, le niveau de contrainte pour provoquer la rupture peut être fortement diminué. Par exemple, la contrainte de fatigue d'un acier peut être de 3500 Kg/cm² mais la contrainte de fatigue sous corrosion peut tomber à 350Kg/cm² en présence d'eau ordinaire. La principale raison réside dans le fait que la corrosion engendre des piqûres, des sillons ou d'autres types d'entailles qui renforcent les contraintes.

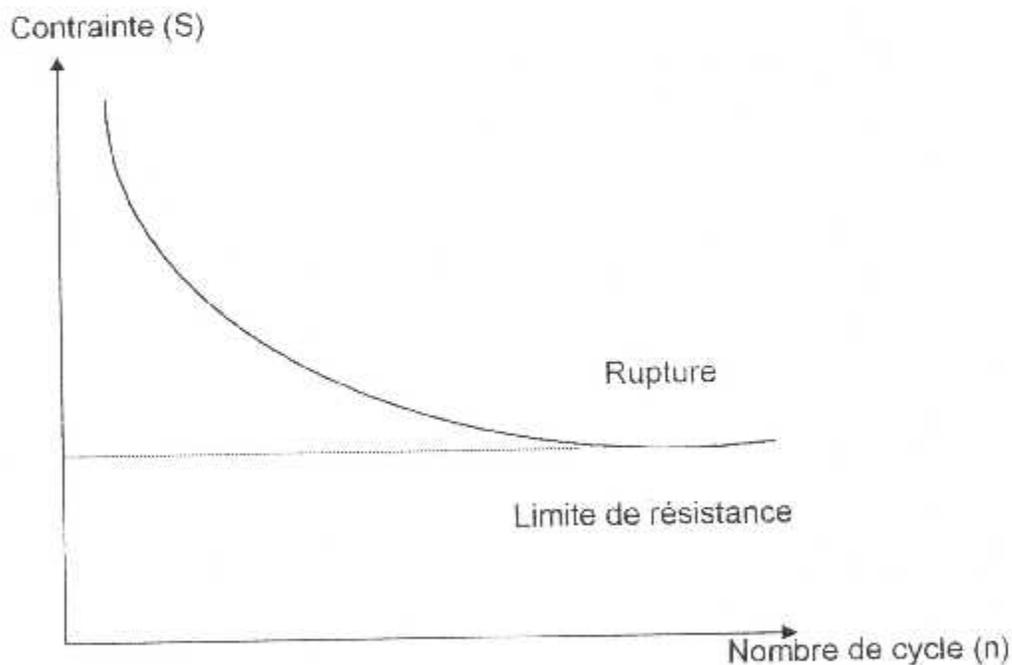


FIG III.9.1.CORROSION PAR FATIGUE.

III.10 Mécanismes de fatigues :

À la cour de la durée de vie d'une éprouvette en fatigue on peut distinguer trois stades :

- Stade d'amorçage.
- Stade de propagation.
- Rupture brutale.

a). Stade d'amorçage :

Il est considéré comme étant le stade le plus important engendrant la durée de vie de pièce mécanique ; dans de nombreux cas mécaniques il occupe jusqu'à 90% de la durée de vie d'une pièce.

L'amorçage de fissure résulte de la concentration de déformation plastique localisée, de la concentration de contrainte par suite des irrégularités de surfaces et des inclusions, de cohésion de l'interface – matrice - inclusion, rupture de l'inclusion et la jonction de joints de grains.

b). Stade de propagation :

L'amorçage de la fissure ainsi provoquée par un des mécanismes précédemment cités, on distingue deux stades de propagation (voir figure suivante)

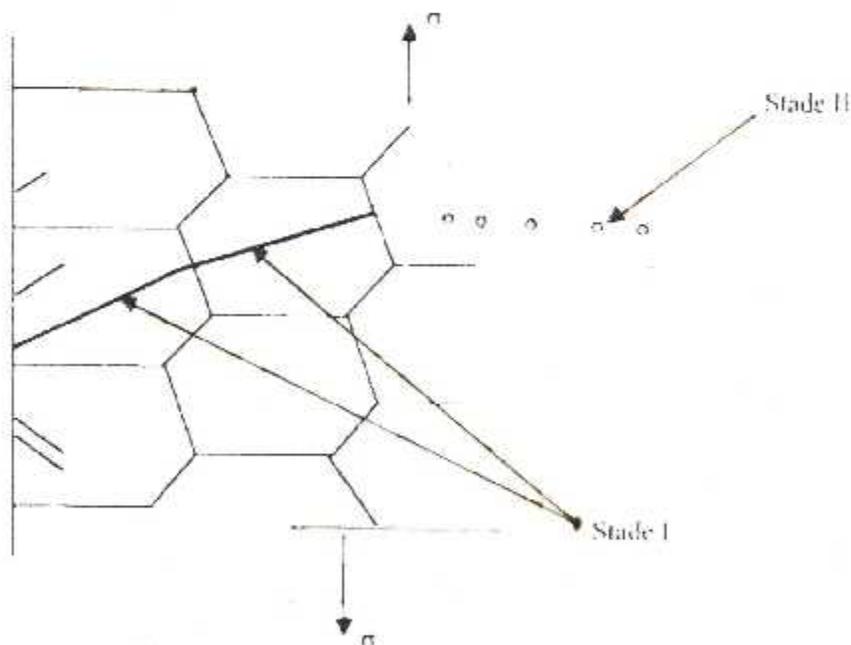


Schéma de la propagation d'une fissure

Figure III.10.b

> Stade I :

après la formation de microfissures et leur coalescence pour former une fissure unique principale qui croit le long des plans de glissements, la propagation au stade I est en générale transgranulaire dans une direction cristallographique définie même lorsque l'amorçage est intergranulaire.

La déformation en tête de fissure et la vitesse de propagation dépendent étroitement de l'aptitude du glissement de vie (formation de cellules ou structures planaires).

En pratique le stade I peut ne pas apparaître, la présence d'entailles, d'inclusion qui se fissurent conduit tout de suite au stade II.

> Stade II :

La transition entre stade I et stade II est attribuée à la diminution de la contrainte de cisaillement avec croissance de la fissure et l'augmentation de la contrainte normale.

Suite a une déformation localisée à l'extrémité de la fissure par effet de concentration la fissure progresse, a travers une zone déformée qui possède une structure double : une zone centrale qui subit un écrouissage cyclique et une zone périphérique dans laquelle la déformation est faible.

c). Rupture brutale :

Lorsque la fissure atteint une dimension critique, la rupture brutale de la pièce intervient.

III.10.1 Facteur influant le mécanisme d'amorçage :

On peut soit par recherche, soit à partir d'essai dynamiques réels connaître la limite d'endurance d'un matériau dans des conditions bien précises. Mais le concepteur est lié paradoxalement aux facteurs de fabrication et d'utilisation qu'il doit les chiffrer pour calculer l'endurance d'une pièce.

III.10.2 influence des caractéristiques mécaniques :

Il est admis qu'à des caractéristiques mécaniques statiques R_e et R_m élevés correspond une limite d'endurance élevée.

III.11 Facteur métallurgique :

On peut classer dans cette catégorie tous les facteurs liés à la nature du métal qui consiste la pièce tel que, composition chimique, structure cristallographique, son élaboration, sa mise en forme, la présence d'inclusion ou de défaut ainsi qu'aux traitements thermiques (structure métallographique et caractéristiques mécaniques).

Généralement les observations faites sur les pièces rompues par fatigues montrant que les inclusions, lorsqu'elles sont grosses sont toujours à l'origine des fissures, plus généralement la résistance à la fatigue dépend de la quantité, de la taille de la nature et de la répartition des inclusions ainsi que de leur forme. En conséquence, les matériaux doivent être d'autant plus propres que l'on cherche une résistance et une endurance plus élevées.

III.11.1 Influence de l'état de surface :

L'état de surface caractérisé par la rugosité a une influence importante sur la limite d'endurance des pièces. Une éprouvette présentant un état fin est plus endurante que la même éprouvette avec un état de surface grossier. Par contre deux éprouvettes présentant un même état de surface ; la perte d'endurance est d'autant plus grande que les caractéristiques mécaniques sont élevées, il apparaît donc que l'état de surface est facteur de R_m et R_c .

Il convient donc de dire que les irrégularités de surface sont des régions de concentration de contraintes, là où les fissures peuvent s'amorcer et diminuer sensiblement la durée de vie de l'éprouvette. Il faut cependant tendre vers le meilleur état de surface tout en évitant la création de contraintes résiduelles.

III.11.2 Influence de l'environnement :

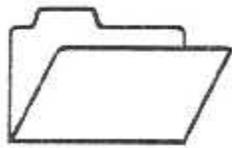
La limite d'endurance des pièces est liée à la température et à l'agressivité de l'environnement, ainsi la limite d'élasticité et la résistance à la traction diminuent lorsque la température s'élève, et l'on sera de même pour la limite d'endurance qui leur est proportionnelle. On rencontre aussi fréquemment la fatigue - corrosion des pièces soumises à l'agressivité de produits chimiques réduisant considérablement la limite de fatigue par suite de l'apparition de la corrosion par piqûre ou sous contrainte.

La présence de défauts d'usinage (stries, piques... etc.) sont le siège de concentrateurs de contraintes qui favorisent l'apparition d'une déformation localisée cause de la ségrégation. Les inclusions sous forme de précipités à leurs tours interviennent dans le mécanisme d'amorçage, leur rôle de sites éventuels d'amorçage de l'endommagement dépend évidemment de la loi du comportement (rhéologie) spécifique et celle de la matière environnante ainsi que de l'interface matrice - inclusion.

III.12 ANALYSE PHOTOGRAPHIQUE PAR MICROSCOPE OPTIQUE :

Le phénomène de fatigue entraîne un endommagement du matériau résultant de la dégradation de ces propriétés mécanique. Ce dommage est relié étroitement aux modifications internes du matériau tel que la texture, phénomène liés aux dislocations, porosités et apparition de micro et macro fissures jusqu'à la rupture finale. Généralement ces microfissures prennent naissance (stade d'amorçage a la surface de l'éprouvette aux niveau des concentrateurs de contraintes (stries d'usinage, cratères, méplat...etc.) et se propagent en perçant le corps du grain de la structures qui finissent par une rupture brutale.

Ce genre de rupture sont de type fragile, celle-ci une fois devient instable et progressive spontanément à partir d'une certaine longueur critique au delà de cette longueur la vitesse de propagation est très rapide permettant de rompre plus facilement les liaisons interatomique.



CHAPITRE IV:

**ANALYSE METALLOGRAPHIQUE
DE LA SECTION ROMPU**

CHAPITRE IV : ANALYSE METALLOGRAPHIQUE DE LA SECTION ROMPUE**IV.1 METHODES D'EXAMENS METALLOGRAPHIQUES :****IV.1.1 EXAMEN MACROSCOPIQUE :**

L'examen macroscopique utilise l'œil nu, une loupe binoculaire ou un banc macrographique, conduisant à de faibles grossissements (<100). Les observations se font soit sur des pièces polies attaquées ou non attaquées chimiquement (macrographies), soit sur des surfaces de rupture (macro fractographies).

La macrographie met en évidence :

La grosseur et la forme des grains : de petits grains traduisent en général un refroidissement rapide alors que de gros grains supposent un refroidissement lent :

Les traitements mécaniques en observant la déformation des grains (déformation à froid), la différence de taille de grain (déformation à chaud), le fibrage :

- ❖ La répartition d'inclusions ou de cavités
- ❖ La structure dendritique.
- ❖ La macro fractographie conduit à l'analyse morphologique des cassures qui permet par étude fine de la surface de rupture de remonter à l'origine du défaut ayant entraîné la cassure.

IV.2 EXAMEN PAR MICROSCOPIE OPTIQUE :**a) But de l'examen :**

L'examen micrographique a pour but principal la mise en évidence de la structure de l'échantillon et des inclusions non métalliques lors de l'observation au microscope optique.

b) préparation micrographique de l'échantillon :**Généralités :**

L'obtention de la surface d'examen nécessite une suite d'opérations allant du prélèvement effectué sur le produit à l'attaque micrographique. Des règles strictes sont impossibles à édicter, et la norme NF A 05-150 donne un ensemble de renseignements qui doivent être considérés comme des conseils constituant un guide de bonne pratique.

IV.2.1 prélèvement de l'échantillon :

Des précautions devront être prises pour éviter une modification de la structure du métal. Résultant soit d'un échauffement, soit d'une déformation du métal entraînant un écrouissage.

IV.2.2 préparation de la surface d'examen :

L'échantillon est découpé de façon à obtenir une surface d'examen, généralement comprise entre 1 et 10 cm², et présentant les divers types d'état de surface suivants :

- ❖ États de surface usuels.
- ❖ Brut de tronçonnage.
- ❖ Ayant subi une passe sur bande abrasive.
- ❖ Rectifié.

Le polissage se fait généralement en 2 étapes :

- ❖ Pré polissage.
- ❖ Polissage de finition.

A fin d'obtenir une surface plane et d'éviter un arrondissement des bords. On peut insérer l'échantillon dans un montage ou l'enrober (fig. 1).

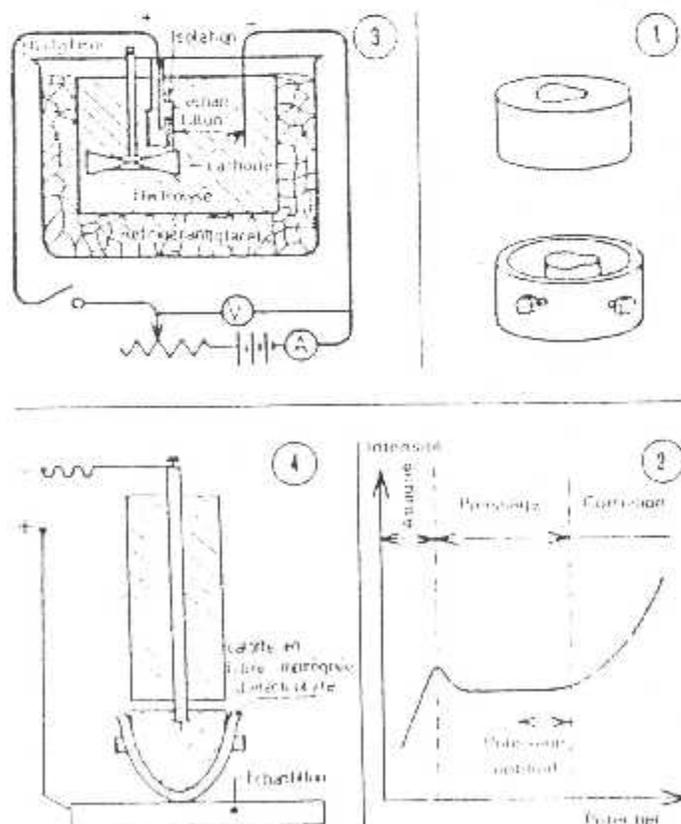


FIG. IV. 3.1. PRÉPARATION DE LA SURFACE D'EXAMEN.

IV.2.3 prépolissage :

Il se fait par frottement de l'échantillon sur des papiers abrasifs de granulométrie de plus en plus fine. Le polissage se fait habituellement sous eau (ou avec arrosage) pour éliminer tout risque d'échauffement de l'échantillon.

Titre indicatif, les conditions opératoires suivantes peuvent être appliquées dans la majeure partie des cas.

Vitesses de rotation des disques abrasifs :

De l'ordre de 150 à 300 tr/min.

A noter que le facteur important est la vitesse linéaire et que celle-ci varie rapidement suivant la position de l'échantillon (centre ou périphérie) sur le disque abrasif.

Granulométries utilisées (dans l'ordre de l'emploi).

Échantillon brut de tronçonnage : 120-180-320-400-600.

Échantillon passé à la bande abrasive : 180-320-400-600.

Échantillon rectifié : 320-400-600.

Durée de polissage :

La durée de polissage est variable, on peut l'estimer à 2 ou 3 min par granulométrie.

IV.2.4 polissage de finition :

Trois principaux modes de polissage de finition sont généralement utilisés :

- polissage électrolytique.
- polissage à l'alumine.
- polissage à la pâte ou suspension diamantées.

IV.2.5 polissage électrolytique :

Le polissage électrolytique est basé sur le principe de la dissolution anodique (fig.2). L'échantillon constitue l'anode d'une cellule électrolytique (fig.3). La cellule peut être remplacée par une électrode en acier inoxydable ou en graphite entourée d'une matière spongieuse imprégnée de l'électrolyte (fig.4). : " Polissage au tampon ".

Remarque :

Le polissage électrolytique doit être exclu pour l'examen des inclusions non métalliques qui sont alors déchaussées.

L'avantage de ce polissage est de supprimer l'écrouissage superficiel du pré polissage.

Dans certains cas, ce polissage intervient après un polissage à l'alumine ou à la pâte diamantée.

IV.2.6 polissage à l'alumine :

Ce polissage consiste à frotter l'échantillon sur des disques de feutre ou drap, imbibés d'une suspension d'alumine. La granulométrie de l'alumine est caractérisée par le temps nécessaire au dépôt de l'alumine en suspension, après agitation. Plus l'alumine est fine, plus cette durée est longue (12h, 24h, 48h).

IV.2.7 polissage à la pâte diamantée :

Le polissage se fait comme précédemment, l'agent de polissage étant de la pâte diamantée répartie à l'aide d'un diluant sur le disque.

Les différentes granulométries (taille moyenne en μm des grains de diamant) utilisées sont : 14, 6, 3, 1,1/4.

Un lavage de l'échantillon, à l'aide d'un solvant approprié à la pâte diamantée, est effectué à chaque changement de granulométrie et en fin de polissage. L'échantillon est ensuite séché à l'air chaud.

IV.3 attaques micrographiques :**IV.3.1 observation sans attaque :**

L'échantillon poli peut être observé directement sans attaque micrographique dans le cas d'examen, d'inclusions non métalliques (exemple : le graphite) ou d'hétérogénéités telles que fissures, porosités, etc., ce type d'observation est basé sur la différence de pouvoir réflecteur des différents domaines de l'échantillon.

IV.3.2 attaque chimique :

Il y a attaque préférentielle ou coloration de certains constituants par rapport à d'autres. L'attaque micrographique donne des différences de relief ou de coloration, entre les différents constituants ou entre les cristaux différemment orientés d'une même phase, ce qui permet de les observer.

Elle peut dans certains cas révéler des inégalités de concentration des solutions solides.

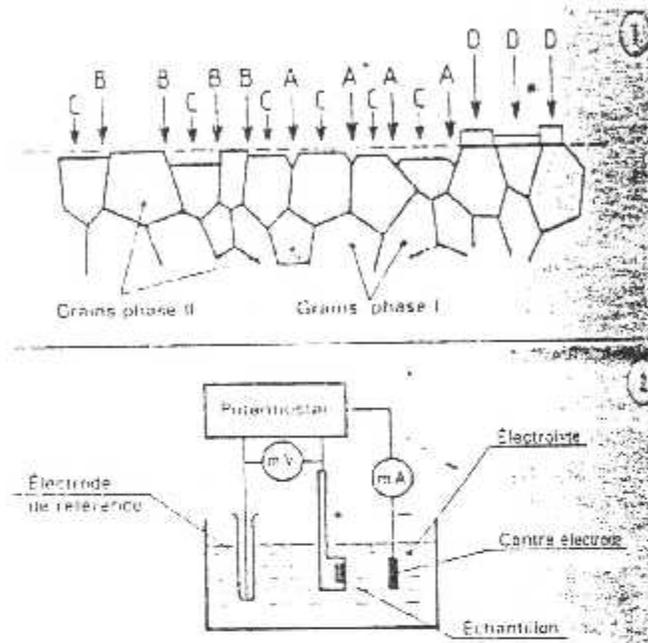
La figure 1 schématise ces effets :

A : dissolution des joints de grains d'une même phase.

B : dissolution des joints interphases.

C : dissolution des surfaces des grains en fonction de leur orientation cristallographique.

D : formation d'une couche superficielle adhérente de produits de réaction et dont l'épaisseur est fonction de l'orientation du grain sur lequel elle se développe : ces couches sont épi-taxiques. Et d'épaisseur assez faible pour donner des couleurs d'interférence.



Attaque chimique
Figure IV.3.2

IV.3.3 attaque électrolytique :

La dissolution électrochimique est du même type que la dissolution chimique, mais elle bénéficie d'un paramètre supplémentaire : le facteur électrique,

L'attaque électrolytique s'effectue avec le même appareillage que le polissage électrolytique, suivant la même courbe intensité-potentiel.

Remarque :

Il y a d'autres méthodes d'examen métallographique sont :

- macroscopique.
- microscopie électronique à balayage.
- microscopie électronique à transmission.

Au niveau de B.C.L : base centrale logistique ; la méthode utilisée c'est :
" microscopie optique "

IV.4 Procédures d'expertise :

L'examen d'une rupture, lorsqu'il est correctement mené, est riche en enseignements. Il permet de déterminer la cause de la rupture, c'est-à-dire explique pourquoi la conception, la sélection des matériaux ou les procédures de fabrication étaient déficientes ou inadaptées à la situation. Ces explications sont la base de recommandations visant à éviter le renouvellement de ce type de rupture. Par ailleurs, l'examen de la rupture partielle d'une structure permet de déterminer si celle-ci est encore capable de remplir sa fonction et si d'autres ruptures partielles sont ou non encore à craindre. Enfin, cet examen est le seul moyen de restaurer la confiance en une réalisation ou une technique ayant souffert une telle rupture. Il peut aussi, et c'est souvent le cas, servir de base de défense légale.

Malheureusement, il n'existe aucune règle universelle, de sorte que chaque examen est un cas particulier et doit donc être appréhendé comme tel. Cependant, un certain nombre de démarches sont communes à toute expertise. Ce sont :

- ❖ Un examen visuel.
- ❖ Une collecte des données.
- ❖ Un examen macroscopique.
- ❖ Un examen microscopique.
- ❖ La formulation des hypothèses et leur vérification.

Avant d'entrer dans le détail de chacune de ces cinq démarches, rappelons qu'il convient d'agir avec la plus grande prudence au cours de ce genre d'examen. Les idées préconçues sont à bannir et aucune conclusion ne doit être avancée, ni en privé, ni en public, avant que toutes les hypothèses aient été vérifiées : un expert changeant d'avis quatre ou cinq fois au cours de son expertise risque fort de perdre une large part de son crédit!

IV.4.1 Examen visuel :

Ce premier examen, bien que le plus grossier, est souvent la clé de la cause de la rupture. En effet, la position relative des pièces ou morceaux de pièces permet souvent de déterminer où la fracture a pris source et quelle énergie elle a mis en jeu. De même, les déformations de ces pièces donnent une idée des sollicitations auxquelles elles furent soumises avant rupture. Cet examen permet de déterminer si la structure a conservé ou non son intégrité d'ensemble avant la rupture finale ou si celle-ci est la conséquence de la rupture prématurée d'un élément secondaire sous dimensionné.

En toutes circonstances, un grand nombre de photos d'ensemble doit être pris avant aucune autre intervention. Ces photos, de même que l'examen visuel, doivent aussi bien couvrir les parties rompues que celles qui ne le sont pas afin de mieux définir l'ensemble de la structure et aussi s'assurer que d'autres fractures identiques ne sont pas sur le point de se produire.

IV.4.2 Collecte des données :

Avant toute formulation du problème, un maximum de données doit être collecté, même si seulement une fraction d'entre elles sera utilisée, car la plupart de ces données ne sont disponibles que dans un délai assez court après le sinistre : la mémoire des témoins peut ne pas être fidèle, la structure peut être déplacée, modifiée, réparée, les surfaces de fracture peuvent s'oxyder, enfin certaines données peuvent disparaître mystérieusement lorsqu'elles impliquent la responsabilité de l'une des parties en présence!

A titre d'illustration des données à recueillir, la liste ci-après indique quelques majeures investigations :

- ❖ Quelles furent les circonstances de la rupture? cette question implique aussi bien le chargement que les conditions atmosphériques (en particulier température).
- ❖ Quelle fut l'histoire de la structure? il s'agit ici aussi bien d'obtenir l'enregistrement du chargement de la structure depuis sa mise en service que de connaître en détails quel fut son " emploi du temps " au cours des moins, jours ou heures ayant précédé l'accident
- ❖ Discussion avec le personnel chargé de l'opération ou de l'entretien de la structure, témoins de la rupture ou même usagers (cas d'un pont par exemple).
- ❖ Collecte des notes de calcul de la structure ainsi que des normes appliquées au moment de sa conception.
- ❖ Collecte des normes applicables au moment de la rupture.
- ❖ Documentation sur les caractéristiques des matériaux utilisés lors de la construction.
- ❖ Documentation sur les moyens d'usinage et de construction mis en œuvre lors de la réalisation de la structure (penser en particulier aux techniques de sondage, au transport et à l'érection de la structure).
- ❖ Documentation sur les normes de fabrication et de contrôle non destructif appliqués lors de la réalisation.

Cette liste, bien que, trop générale pour être exhaustive, met cependant l'accent sur la diversité des données à recueillir, ce qui sous-entend que le responsable de l'examen doit s'entourer des compétences nécessaires à l'utilisation ultérieure de tout ou partie de ces informations. D'autre part, il peut sembler au lecteur que seules les données nécessaires à l'investigation de mécanismes de ruine subtils sont à collecter :

Il n'en est rien. Au contraire, bien des ruptures a priori inexplicables ne sont en fait que la conséquence de grossières erreurs de conception ou de fabrication. De nombreux exemples de ruines de structures dues à une mauvaise interprétation des dessins d'exécution peuvent être cités : profilés trop faibles ou au contraire trop

lourds, boulons en nombre insuffisant, modification des techniques d'assemblage pour convenance de réalisation sur chantier, etc....

Certaines caractéristiques de matériaux telles CVN et K_{ic}, peuvent ne pas avoir été établies lors de la conception de la structure. Il appartient alors à l'investigateur de faire effectuer ces mesures sur des échantillons prélevés sur la structure, le plus près de la zone de ruine présumée.

IV.4.3 Examen macroscopique :

Le stade de l'expertise est peut-être le plus important, car c'est à ce moment que l'investigateur commence à formuler quelques hypothèses sur l'origine des fissures et leur propagation. C'est de cette examination, qui bien souvent ne se fait qu'à la loupe, que découle la sélection des surfaces qui feront l'objet de l'examen microscopique :

Une erreur à ce stade entraîne sur de fausses pistes ne menant soit à aucune conclusion, soit (ce qui est pire) à des conclusions erronées. A ce stade de l'examen peuvent être observés certains faciès caractéristiques des surfaces de fracture :

- ❖ Zones inclinées à 45° dues à une rupture ductile.
- ❖ Zone plate et brillante, sur laquelle les facettes des grains sont bien visibles, due à une rupture fragile.
- ❖ Chevrons pointant vers l'origine de la rupture.
- ❖ Lignes concentriques indiquant la propagation d'une fissure de fatigue.
- ❖ zones oxydées indiquant une fissure existant de longue date, ou un manque de soin des pièces rompues! bien souvent, en effet, la structure reste sur site après rupture et plusieurs jours, voire plusieurs semaines peuvent s'écouler avant qu'un expert ne vienne l'examiner.

Si ces surfaces de fracture n'ont pas été protégées (par exemple par une laque facile à dissoudre dans un solvant organique n'affectant pas le métal), la corrosion peut les avoir altérées au point de rendre tout examen impossible.

IV.4.4 Examen microscopique :

Cet examen s'effectue à des grossissements supérieurs à 100 et met en jeu le microscope traditionnel aussi bien que le microscope électronique à transmission permettant d'atteindre des grossissements de l'ordre du million. Il est alors possible de distinguer les différents mécanismes de rupture microscopiques et par conséquent en déduire les causes métallurgiques et mécaniques probables de la rupture.

Les principaux mécanismes que l'on peut ainsi mettre en évidence sont au nombre de quatre, chacun d'eux étant caractérisé par un faciès de rupture particulier.

IV.4.5 Formulation des hypothèses et leur vérification :

A ce point de l'examen, il est temps de rassembler toutes les données précédemment collectées et de formuler une ou plusieurs hypothèses quant aux causes de la rupture. Une totale honnêteté est ici indispensable, de même que l'abandon de toute idée préconçue.

L'hypothèse à retenir sera celle qui sera en accord avec la majeure partie des informations possédées. Que toutes ne soient pas en accord avec cette hypothèse ne signifie pas que celle-ci soit fautive. En effet, une incertitude existe toujours quant à la validité des données recueillies ou quant à la formulation quantitative de l'hypothèse. Cependant, dans un tel cas, l'investigateur se doit de vérifier que l'éventail des hypothèses envisagées est suffisamment vaste pour contenir la totalité de celles raisonnablement possibles. La meilleure façon de conduire cette vérification est de soumettre le problème à des experts d'horizons divers, chacun d'eux étant évidemment enclin à n'envisager que les hypothèses propres à sa spécialité : le métallurgiste pensera aux problèmes de microstructure, le soudeur à ceux de la qualité de la soudure et l'ingénieur à ceux liés à la conception même de la structure.

IV.5 Interprétation de la photo :

IV.5.1 Observations visuelles et macroscopiques :

Le bout du pignon cassé présente deux zones distinctes :

Une zone lisse et soyeuse qui constitue la cassure de fatigue, et une zone à grain cristallin qui constitue la cassure instantanée finale.

La zone de cassure de fatigue ayant pris naissance en un point de surface (amorce ou foyer), occupe une fraction dépassant les 60% de la section totale rompue.

L'origine de la cassure semble résider dans une fissure, qui s'est étendue progressivement jusqu'à ce qu'il ne reste plus assez de métal dans la section transversale pour supporter l'effort appliqué.

La rupture brutale s'est produite, alors par fragilité, car la pièce a une dureté assez élevée (44HRC ; rockwelle), soit (415HB ; brinell).

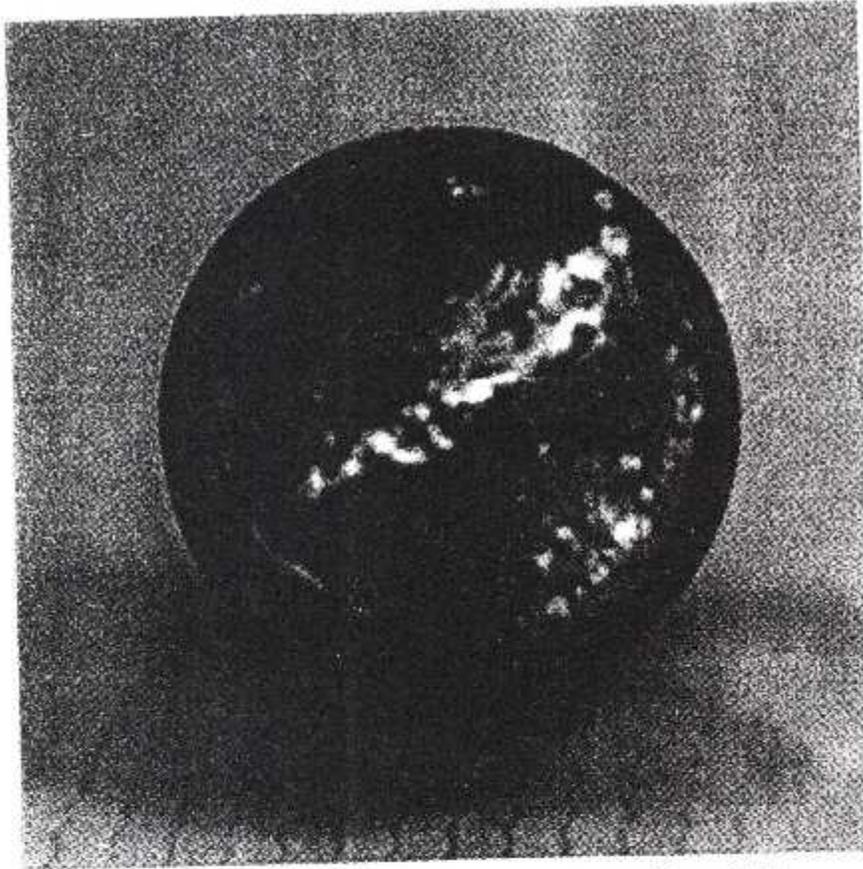


PHOTO 5. L'OBSERVATION VISUELLE.

IV.5.2 Les causes probables de la fissure :

On remarque que la rupture s'est produite au niveau de la section faible du pignon. (Réduction brutale de la section du pignon). A ce niveau ; il y a évidemment une concentration de contraintes qui par fatigue produit des fissures très fines amenant progressivement à la rupture.

D'une façon générale ces fissures prennent source dans les zones où il y a des anomalies nocives, telles que défauts de surfaces, inclusions zone de carbure etc.... La fatigue est favorisée par les conditions de travail (fluage).

IV.5.3 Etude métallographique :

Prélèvement d'un petit échantillon, enrobage, polissage à la pâte diamante (800 fois).

Attaque par le réactif ; marbrés pendant 1 minutes ou 2 minutes.

IV.5.4 Observation de la structure :

Structure d'une martensite + carbure dispersés + carbures fins d'un eutectique.

Micro dureté sur martensite : 413 HV (Vickers).

Micro dureté sur carbures eutectiques : 480 HV.

IV.6 L'analyse d'images pour caractériser la microstructure de MAR-M247 :

La construction des moteurs exige des matériaux parfaitement adaptés à leur emploi. Les relations entre les motoristes et leurs fournisseurs doivent donc se fonder sur une description précise de la microstructure des matériaux. Dans ce but, la maison Boeing développe de nouvelles procédures, pour la mesure notamment de la taille de grain. Après une synthèse sur les méthodes standard courantes, cet article expose les améliorations proposées.

Celles-ci s'appuient sur l'analyse d'images.

En tant que technique de cotation automatique, l'analyse d'images présente un grand intérêt ; non seulement parce qu'elle conduit à des traitements remarquablement précis et rapides, mais également parce qu'elle permet d'atteindre des paramètres inaccessibles par les méthodes traditionnelles. Ainsi, en permettant d'acquérir une meilleure connaissance des phénomènes métallurgiques, l'analyse d'image peut être à l'origine d'une amélioration des documents contractuels. Plusieurs exemples de classifications automatiques concluent cette présentation.

En tant que motoriste, la maison Boeing utilise largement l'alliage MAR-M247, lequel présente une grande variété de microstructure. Le choix de l'une d'elles en particulier étant dicté par le mode de sollicitation de la pièce. Il est bien connu que la décomposition de la sollicitation globale à laquelle est soumise une pièce en terme de fatigue oligocyclique et de fluage dépend de sa fonction et de sa localisation dans le flux d'air chaud du turboréacteur.

Le motoriste a pour obligation d'évaluer précisément la durée de vie de chaque pièce critique. Toute la difficulté réside dans un choix des microstructures de MAR-M247 qui permette, pour des pièces sollicitées différemment, d'obtenir des durées de vie du même ordre.

IV.7 La structure des métaux :

Il y a des propriétés sensibles à la structure, comme la limite d'élasticité, la ductilité où la ténacité dépend de manière critique de la composition de l'alliage, du traitement thermique, de la trempe ou de la déformation à froid.

L'efficacité d'un alliage ou d'un traitement thermique est due à leur action sur la structure du métal.

a). Joints de grains :

Les joints de grain ont des propriétés spécifiques. Premièrement le nombre de liaisons inter atomiques plus faible est cause d'une énergie de surface du joint de grain, typiquement de $0,5 \text{ jm}^{-2}$.

Deuxièmement la structure plus lâche du joint de grain a pour conséquence une diffusion beaucoup plus rapide dans le joint que dans les cristaux adjacents. Et enfin, cette même structure moins dense a pour conséquence de favoriser la dissolution d'atomes d'impuretés aux joints de grain. Les atomes tendent à ségréger, parfois de

façon très marquée, aux joints de grains. Une concentration moyenne de quelques parties par million peut conduire à une concentration locale de 10% au joint de grain avec des conséquences catastrophiques sur la ténacité.

b). Eutectiques :

Les eutectiques sont importants. Ils sont communs dans les alliages industriels et permettent d'obtenir des microstructures spécialement résistantes.

IV.8 Présentation des photos :

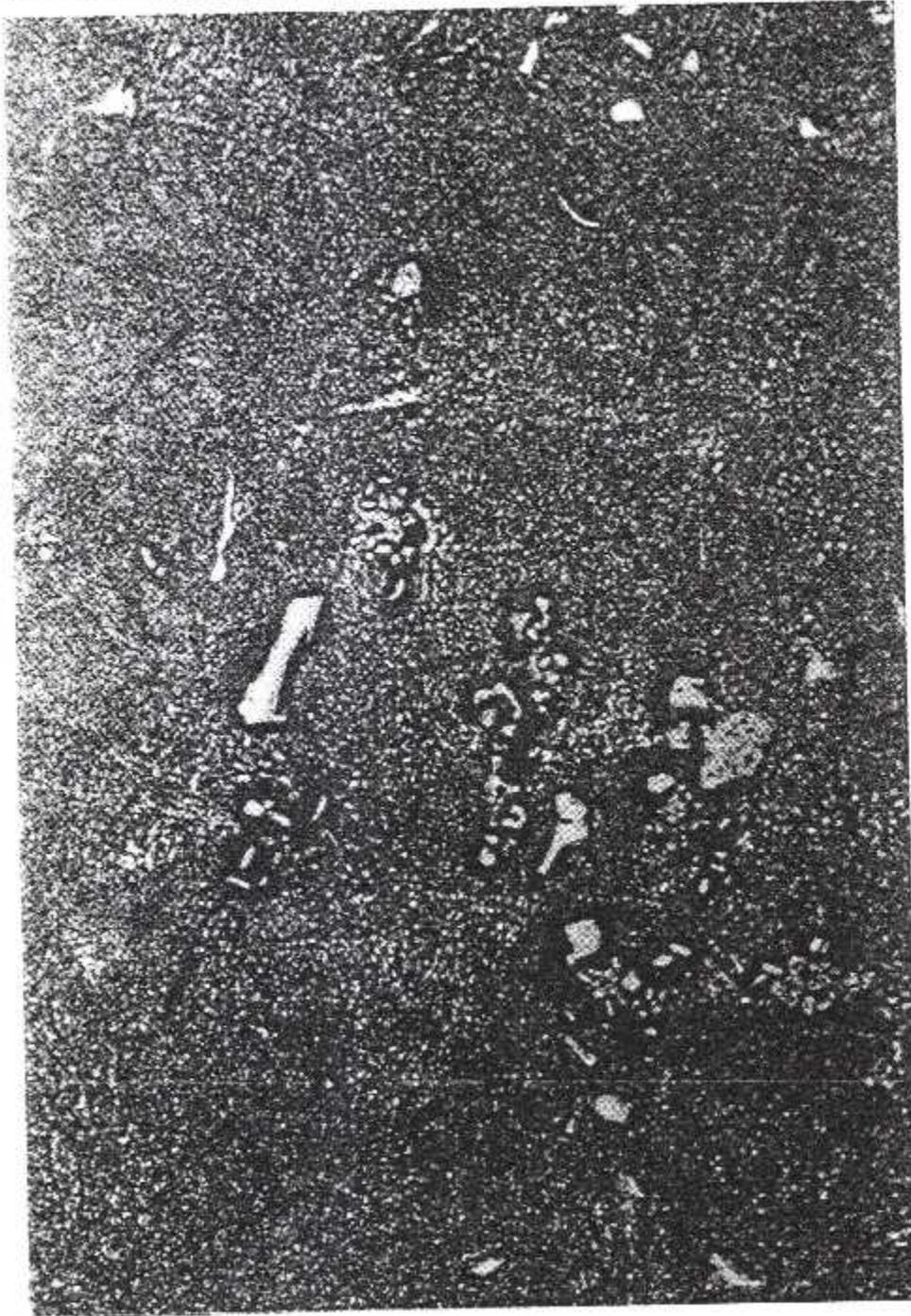


Photo 1 : (agrandissement x500)

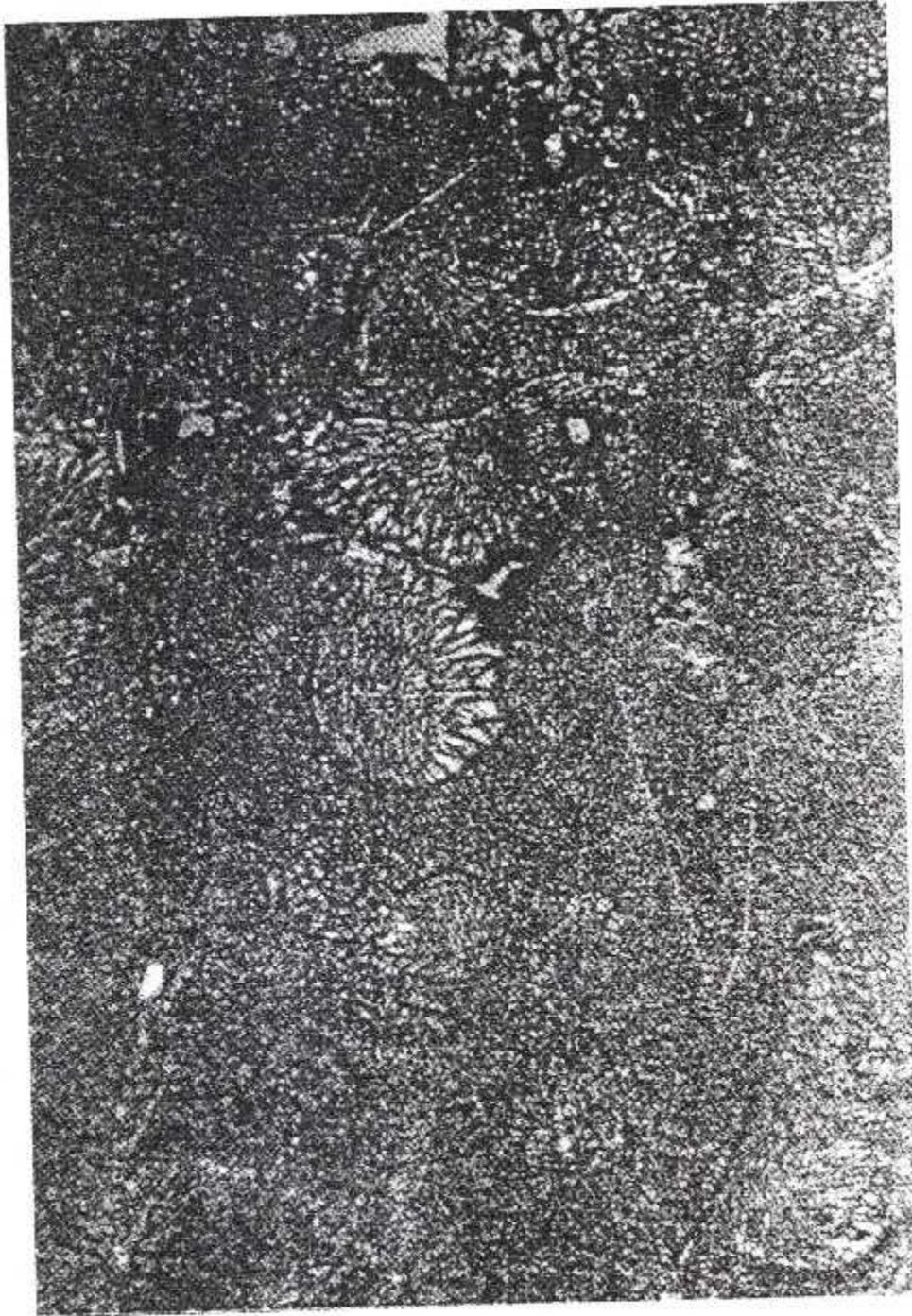


Photo 2 : (agrandissement $\times 500$)



Photo 3 : (agrandissement ×500)



Photo 4 : (agrandissement $\times 100$)

IV.8 Interprétation générale des photos :

L'observation métallographique, nous révèle (probablement) une structure composée d'un eutectique lamellaire disposés dans une matrice a structure eutectique globulaire.

On peut supposer que la fissure prend naissance au niveau des phases eutectique Lamellaire, possédant un effet d'entaille important.

Et en remarque trois joints de grains, de plusieurs phases, avec des sous joints de grains.

On peut obtenir que la cause de la rupture due à la présence d'une phase dans les sous joints de grain.

Conclusion :

Le travail que nous avons réalisé, nous permet de nous perfectionner et d'apprécier la richesse et l'ingéniosité dans le domaine aéronautique. Nous avons pu approfondir nos connaissances sur le domaine de la mécanique de la rupture, cette dernière est une philosophie de conception visant à développer un critère de ruine prenant en considération les fissures existantes au sein du matériau.

Notre étude nous a appris l'importance des analyses métallographiques sur la partie rompue (arbre et rouet).

Dans cela on a conclu à trois étapes suivantes :

Problème :

Le problème de la séparation (rupture du rouet et shaft turbine), composé par le MAR-M247, du à la présence du Hafnium inclusion. (Selon doc. A.S.A lors de meeting en 1999).

Arrière plan :

MAR-M247 fournit d'excellentes nombre de cycle fatigue avec une durée de vie double que celle de l'original IN 713LC, mais elle est accessible au Hafnium inclusions, qui à provoquer une deuxième séparations.

Solution :

Remplacement le matériau MAR-M247 par IN 792 MOD 5A. (Absence du Hafnium).

Notre étude est un examen d'expertise, qu'on cherche toujours d'éviter le renouvellement de ce type de rupture. Malheureusement, il n'existe aucune règle universelle, on constate que les idées préconçues sont à bannir et aucune conclusion ne doit être avancée, ni en privé, ni en publics, avant que toutes les hypothèses aient été vérifiées : un expert changeant d'avis quatre ou cinq fois au cours de son expertise risque fort de perdre une large part de son crédit !.

Ce qui concerne les hypothèses supposer d'après l'historique de l'incident, on constate que :

1-le problème de dysfonctionnement : peut être du l'emballement de la turbine suite à une survitesse non contrôlée par le switch centrifuge, ce dernier en raison de ça pannes, ne peut couper à 110%.

2-le problème de fatigue : peut être du a une concentration de contraintes qui par fatigue produit des fissures très fines amenant progressivement à la rupture.

3-le problème de métallurgie : du à la présence du Hafnium oxyde inclusion.

Cette étude nous a permis d'acquérir des connaissances précieuses qui nous permettront de familiariser avec le milieu aéronautique.

→→ Conclusion générale :

Conclusion générale :

Ce modeste travail, nous a permis d'avoir une idée générale sur le phénomène de rupture des turbines à gaz, ainsi que les analyses métallographiques qui sont un remède de voir la structure des pièces tournantes.

Pendant la période de notre stage, nous nous sommes familiarisés avec le milieu professionnel surtout qu'on avait le privilège d'être en contact permanent avec le monde de travail. Cela nous a permis d'avancer dans notre sujet en utilisant l'expérience des travailleurs.

Notre étude technologique et l'analyse de la problématique ont été faite par la consultation de nos promoteurs et nos suivis.

Ce mémoire qui vient de prendre fin, nous a donné également l'occasion de connaître l'ambiance réelle de la maintenance, ainsi qu'il nous a rapproché de la vie pratique.

Seulement, nous souhaitons que notre mémoire et notre comportement à l'atelier H400 soient à la hauteur, et que notre mémoire sera une documentation utile pour les prochains travaux et étude de la compagnie et l'institut.

Réaliser un bon travail, tel était notre objectif, en savoir plus sur la mécanique de la rupture, tel était notre but, y avoir réussi tel était notre espérance.

ANNEXE 1 :

1. MESURE DE LONGUEUR :

1 Feet (FT) = 0.3280 m.

1 inch (pouce) (in) = 25.399 mm = 0.025 m.

1 μ (micro) = 10^{-3} mm = 3.997×10^{-3} inch.

2. MESURE DE PRESSION:

1 PSI = 0.0689 bar.

= 7.031×10^{-2} kg/m².

3. MESURE DE COUPLE:

1 Lb . in = 0.1128 n.m

1 L.b FT = 1.353 n.m

P.S.I = 7021.51N/m²

4. MESURE DE PUISSANCE:

1 horce power (B hp) = 1.013872 ch.

=745.7 walts.

5. MESURE DE MASSE:

1 LB = 0.454 kg (LB = livre)

1 ONZE (OZ) = 28.3 gr

ANNEXE: 02

737	737	737	737	737	737	737	737
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100
100	100	100	100	100	100	100	100

85-Series Cast Turbine Wheel Hub Separations

Problem

- Bi-hub separations of Mar-M 247 turbine wheels resulting from Hafnium Oxide inclusions

Background

- Mar-M 247 provides excellent low-cycle fatigue (LCF) life over original IN713LC, but susceptible to Hafnium inclusions which can result in bi-hub separations

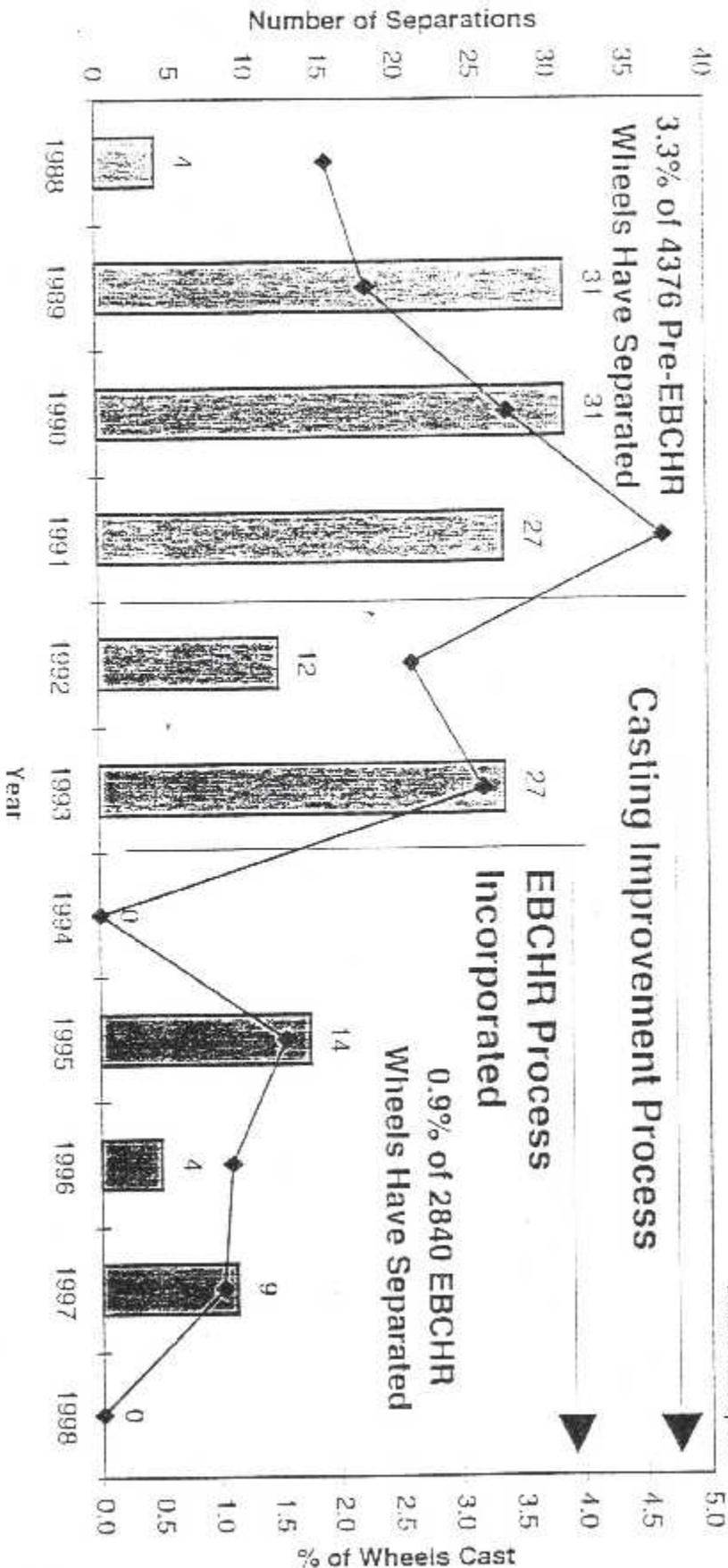
Solution

- Replace Mar-M 247 material with IN792 Mod 5A alloy (Hafnium content removed)

EBCHHR Process Introduced to Reduce Hafnium Oxide Inclusion Formation in Castings

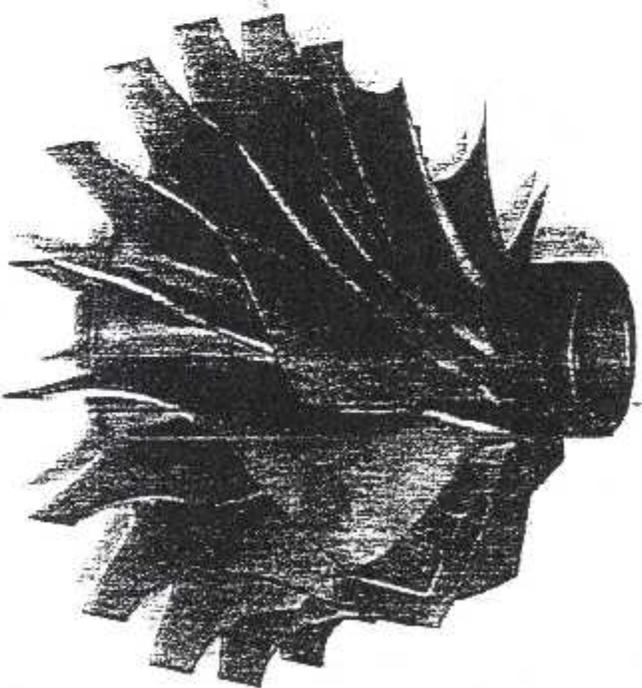
85 Series MAR-M 247

Field Separations by Casting Manufacturing Year



New Turbine Wheel Schedule

- Receive castings 09/15/98 Complete
- Machine wheels 10/15/98 In Process
- Qualification testing 11/25/98
- FAA approval 01/29/99
- First APU ship to OEM 03/19/99
- SB release 05/19/99



→→ Abréviation :

Abréviation :

APU : auxillary power unit (unité de puissance auxiliaire).

FCU : fuel contrôle unit (unité de contrôle carburant).

HSI : hot section inspection (inspection des parties chaudes).

PSI : pound square inch (unité de pression = 0.07 kg/cm²).

RPM : révolution pers minute (régime) (tour par minute).

LOP : low oil pressure (pression d'huile faible).

VDC : volt direct continue.

RG : révisions générale.

HP : haute pression.

BP : basse pression.

F° : degré Fahrenheit; $F^{\circ} = (C^{\circ} \cdot 9/5) + 32$

C° : degré Celsius ; $C^{\circ} = (F^{\circ} - 32) \cdot 5/9$

Hz : Hertz.

H, h : heure.

Tr/mn : tour par minute.

EGT : exhaust gaz température (température des gazes d'échappement).

P/N : part number.

SB : service bulletin.

T.S.N : time since news (temps depuis neuf).

T.S.O : time since overhaul (temps depuis révision générale).

HDV : heure de vol.

F.P.I : fluorescent pénétrant inspection (inspection par fluorescent pénétrant).

H.C.F : high cycle fatigue.

H.O.C : high oil consumption.

→→ **Abréviation :**

LCF : low cycle fatigue (polycyclique).

LCV : load control valve.

EBCHR: electron beam cold hearth refined.

OC : on condition.

IN : inch.

U.L.M : ultra léger motorise.

N.D.T : non destructif traitement (traitement non destructif).

F.T : foot (pied).

P.C.D : compressor discharge pressure (passage de pression au niveau du compresseur HP).

BIBLIOGRAPHIE

- 1). H.D. BUI mécanique de la rupture fragile Masson, PARIS, 1978.
- 2). MATERIAUX (microstructure et mise en œuvre).
M.F. ASHBY.
D.R.H.JONES.
- 3). Matériaux (propriétés et application)
M.F.ASHBY
D.R.H.JONES
- 4). H.J LE BOITEUX (la fatigue des matériaux 1973).
- 5). Technique d'ingénieur.
- 6). Boeing 727-200 A.P.U (AIR ALGERIE).
- 7). AlliedSignal AEROSPACE (BOIENG).
- 8). Honeywell (component maintenance manual).
- 9). Honeywell (Inspection/ Repair manual).
GTCP 85-SERIES
- 10). ESSAIS NON DESTRUCTIFS (applications Aéronautiques).
J.L.VIDAL.
- 11). Boeing AlliedSignal.

Aero space Engines.
85 series (B 727-B 737/DC-9/MD-80)
Auxiliary power units.
Regional technical coordination meeting.
- 12). mémoire fin d'étude:
« Équilibrage des parties tournantes d'un APU GTCP85-98CKéquipant le Boeing 727-200 ».
- 13). Revue scientifique (SNECMA)
Analyse d'images pour caractériser la microstructure.