

یة  
UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA



FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR  
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

**MEMOIRE DE  
PROJET DE FIN D'ETUDES**  
POUR L'OBTENTION DU DIPLÔME DE  
**INGENIEUR D'ETAT EN AERONAUTIQUE**

OPTION : STRUCTURE

Détermination d'un modèle semi-empirique  
de prédiction de la durée de vie à l'interaction  
fatigue corrosion appliqué sur les aubes de  
turbine HP « Allison 501-D22 »

**Proposé par : Mme Yasmina Semmar Assoul**

**Présenté par : Mohamed Kochrane**

## Résumé

On rencontre très fréquemment la fatigue corrosion sur des pièces ou de structure travaillant dans des conditions dynamiques et dans un environnement agressives

Notre travail consiste alors, à la détermination d'un model préventif pour estimer la durée de vie d'une structure ou d'un composant.

Un model semi empirique, basé sur des équations empiriques de PARIS de la mécanique de rupture, ces dernières nous ont permis d'obtenir la durée de vie au temps de la propagation des fissures, ainsi que les équations de FARADAY pour déterminer la taille et la croissance du pique due à la fatigue corrosion localise, également la durée de vie à l'amorçage.

L'application de ce model est faite sur les aubes stator rotor de turbine à haute pression du turbopropulseur « Allison 501-D22 » réacteur à base de NI 738, à un cycle de vol de deux heures.

## Abstract

The fatigue corrosion is frequently meeting in compound or structures working hardly in dynamics and aggressive conditions of environment.

This model half-empiric base on PARIS equation of rupture mechanic to esteem the life of crack growth, and FARADAY equations witch determine the life of pit nucleation.

The application of this model is done on stator rotor blade of « Allison 501-D22 » engine height pressure turbine composed of NI 738, for a cycle of tow hours.

إن ظاهرة تداخ الإرهاق لميكانيكي تبرز لنا بشكل واضح على الهيكل حين تعرضها خارجية ديناميكية و وسط مؤكسد.

يتمثل العمل المنجز في إيجاد نموذج تنبؤي لتقدير مدة حياة الهيكل، هذا النموذج يتركز على معادلات PARIS - لمكانيك الانكسار للتنبؤ بمدة الحياة الناتجة عن انتشار الشق و معادلات FARADAY - بإيجاد الطول

بتطبيق هذا النموذج على شفرات التربينات

النكل 738 طيران مدته ساعتين.

# Remerciements

*Toute ma gratitude, grâce et remerciement à ELAH qui ma donné la force, le courage et la volonté d'élaborer ce travail.*

*Je tiens d'abord à remercier ma promotrice*

*M<sup>me</sup> Y. SEMMAR*

*Pour m'avoir encadré, aidé et encouragé pour bien mener ce travail.*

*Je remercie tout l'ensemble de mes amis sur tout*

*A. Nadjim Eddine, H. Djillali*

*B. Hichem et R. Mustapha*

*De leurs sacrifices et leurs nuits blanches qu'on a passé ensemble ;*

*C. Rafik, A. Sbaa, M. Hamza, M. Hamada, et H. Ali*

*Sans oublier mes sœurs*

*FZ. Kochrane, S. Bouacid, FZ. Akrou, N. Arabe, Misse Nedjma et A. Amar*

*De leurs précieuses aides*

*Je remercie également les membres du juré pour l'honneur qu'ils me font de juger mon modeste travail.*

*Je remercie l'ensemble des enseignants de l'université de*

*Blida qui m'ont apporté aide et assistance*

# Dédicace

*Je dédie ce modeste travail :*

➤ *A mes très chers parents qui m'ont tant donné et tant sacrifié, que dieu les protèges. Je leur remercie de tout mon cœur espérant que je serai à la hauteur de ce qu'ils attendent de moi.*

➤ *A mes deux frères Abdelhak et Ismail.*

➤ *A mes chères sœurs EDDAR (FZ, Hj, Am, N, Ai et As).*

➤ *A toute ma famille: ma grande mère, mes oncles et mes tantes.*

➤ *A mes cousin et cousines, sans exception.*

➤ *A tout mes amis. Sur tout Nadjim, Hichem, Djillali, R.Mustapha, Abdeladhim et leurs familles Hamada, C.Rafik, ASbaa, B.Ahmed, Samir et Hichem, les trois Hamza, Ali, C.Mustapha et Mourad, Benyoucef, les deux Ismail, les deux Amin, Kh.Ahmed... tout les collègues de l'école de formation d'anglais et tout mes amis de l'agro, info, techno.*

➤ *A Mm S.Bouacide et sa famille, a Mm FZ.Akrour et son frère Abelssalem. Et sons amies agronomes. Et a les étudiantes de 4<sup>ème</sup> année info.*

➤ *A toutes les personnes qui ont toujours été présents pour me donner courage et volonté.*

**K, Mohamed**

## Liste des figures

**Figure 1.1** Diagramme de La durée de vie dans la pale

**Figure 1.2** Les différents schémas de refroidissement

**Figure 1.3:** L'attaque localisée

**Figure 1.4** la corrosion sous contrainte

**Figure 1.5** corrosion par fatigue

**Figure 1.6** attaque inter-granulaire

# TABLE DES MATIÈRES

Remerciements	
Dédicace	
Résumé	
Table des matières.....	i
Nomenclatures.....	ii
Listes des figures et des tableaux.....	iii
Introduction générale.....	2

## Chapitre 1: Généralités

1. Introduction.....	5
2. La fabrication des aubes de turbine.....	5
2.1. Les superalliages à base de nickel .....	5
2.2. Aubes de turbine haute pression.....	6
2.2.1. Aubes monocristallines.....	6
2.3. Aubes de turbine basse pression.....	7
2.4. Les matériaux composites.....	8
2.5. Les revêtements.....	9
2.6. Dimensionnement statique : .....	9
2.6.1. Aubes de turbine pleines : .....	9
2.6.1.1 Aubes mobiles : .....	9
2.6.1.2 Aubages fixes : .....	12
2.6.2. Aubes de turbine refroidis : .....	12
3. Les techniques de refroidissement des aubes de turbines.....	13
4. Modes de défaillance dans l'aubage de turbine à gaz : .....	15
4.1 Dommages Non-localisés.....	15
4.1.1 Corrosion.....	16
4.1.1.1 La corrosion chaude et oxydation.....	16
4.1.1.2 Sulfuration.....	16
4.1.1.3 Erosion.....	16
4.1.1.4 FOD (Foreign Objet Damage) .....	17
4.2 Dommages localisés.....	17
4.2.1. Fluage .....	18
4.2.2. Fatigue .....	18
4.2.3. Fatigue thermique.....	19
4.2.3. La fissuration par corrosion.....	19
4.3 Rôle des piqûres de corrosion.....	22
4.4 Effets due l'environnement .....	23
4.5 La corrosion à hautes températures.....	24
4.6 La fatigue-corrosion et la corrosion sous tension.....	25
5. Conclusion.....	25

Chapitre 2 : Aspect mathématique et physique de fatigue corrosion

1. Introduction .....	28
2. La prolongement de la durée de vie .....	28
2.1. Le comportement de la propagation de fissure.....	29
2.2. L'équation de Walker .....	32
2.3 L'équation de Forman.....	33
2.4 L'estimation de durée de vie.....	34
3. Corrosivité et passivité.....	36
3.1 Introduction .....	36
3.2. Passivité et pique de corrosion.....	37
3.1.1 La courbe de polarisation.....	39
3.2. Mécanisme de croissance de pique .....	40
3.2. La formation du film d'oxyde à haute température.....	41
4. Conclusion.....	42

Chapitre 3 : Modélisation de la durée de vie

1. Introduction .....	44
2. Description du modèle .....	47
2.1. L'initiation de pique de corrosion .....	47
2.2. Modèle de croissance de pique de corrosion .....	47
2.3. Détermination de la taille critique du pique.....	49
2.4. Progression de la courte fissuration .....	52
2.5. Transition de la fissuration lente à la fissuration rapide.....	53
2.6. La longue propagation de la fissure .....	54
2.7. La rupture finale.....	54
3. Conclusion.....	55

Chapitre 4 : Application du modèle

1. Introduction .....	57
2. Calcul thermodynamique .....	57
2.1. Le stator .....	58
2.2 Le rotor.....	58
3. Calcul des contraintes mécaniques .....	60
3.1 Les contraintes sur l'aube stator .....	61
3.2 Les contraintes sur l'aube rotor .....	62
3.3 Calcul de la contrainte mécanique maximale .....	63
3.4. Application aux turbines rotor et stator de l'Allison.....	63
4. Calcul des contraintes thermiques .....	64
4.1 Les Contraintes thermiques .....	64
4.2.1 La température de l'aube .....	64
4.2 .2 Le cycle thermique.....	65
5. Les cycles de contraintes thermomécaniques .....	67
6. calcul d'énergie d'activité d'oxydation .....	69



7. Le modèle de tolérance au dommage pour l'interaction fatigue corrosion.....	70
7.1. La durée de vie avant l'initiation d'un pique.....	70
7.2. La durée de vie après l'initiation d'un pique.....	71
8. Les résultats d'application .....	72
9. Discussion .....	77
10. Conclusion .....	78
Conclusion générale.....	80
Annexe	
Bibliographie	

Table des matières

## NOMENCLATURE :

Variable	Description	valeur
TET	Température d'entrée turbine.	°K
PETP	Pression d'entrée turbine de puissance.	MPa
T	Température.	°K
P	Pression.	MPa
Tcool	Température de refroidissement.	°K
Tgaz	Température de gaz.	°K
T blade	Température d'aube.	°K
CEFF	L'efficacité de refroidissement d'une aube .	/
$\pi$	Rapport de pression.	/
$\tau$	Rapport de température.	/
R	Constante des gaz parfait.	J/mol°K
N	Vitesse de rotation	tr/min
n	Nombre des étages de compresseur.	/
n'	Nombre des étages de la turbine	/
r	Taux de compression.	/
r'	Taux de détente.	/
$\gamma$	Rapport de la chaleur massique.	/
Cp	Chaleur massique à pression constante.	J/mol°K
...	Masse volumique	kg/m <sup>3</sup>
R	Rayon	Mm
Lp	Longueur d'aube.	Mm
Wp	Largeur d'aube.	Mm
Ep	L'épaisseur d'aube.	Mm
$\epsilon_{mec}$	Déformation mécanique.	-
$\epsilon_{th}$	Déformation thermique.	-
$\epsilon$	Déformation.	-
$\sigma_{mec}$	Contrainte mécanique.	MPa
$\sigma_{th}$	Contrainte thermique.	MPa
$\sigma$	Contrainte.	MPa
$\sigma_a$	Contrainte alternée.	MPa
$\sigma_{moy}$	Contrainte moyenne.	MPa
$\sigma_u$	Contrainte ultime.	MPa
E	Coefficient de Young.	MPa
$\beta$	Coefficient de dilatation.	1°K
V	Le volume de pique	M <sup>3</sup>
k	la constant d'allongement de pique	/
	le facteur de forme déterminé par le $k$	/
F	La constante de Faraday	C/mol
$N_f$	le temps à rupture par fatigue.	heure
$i_p$	Densité de courant passive	A/cm <sup>2</sup>



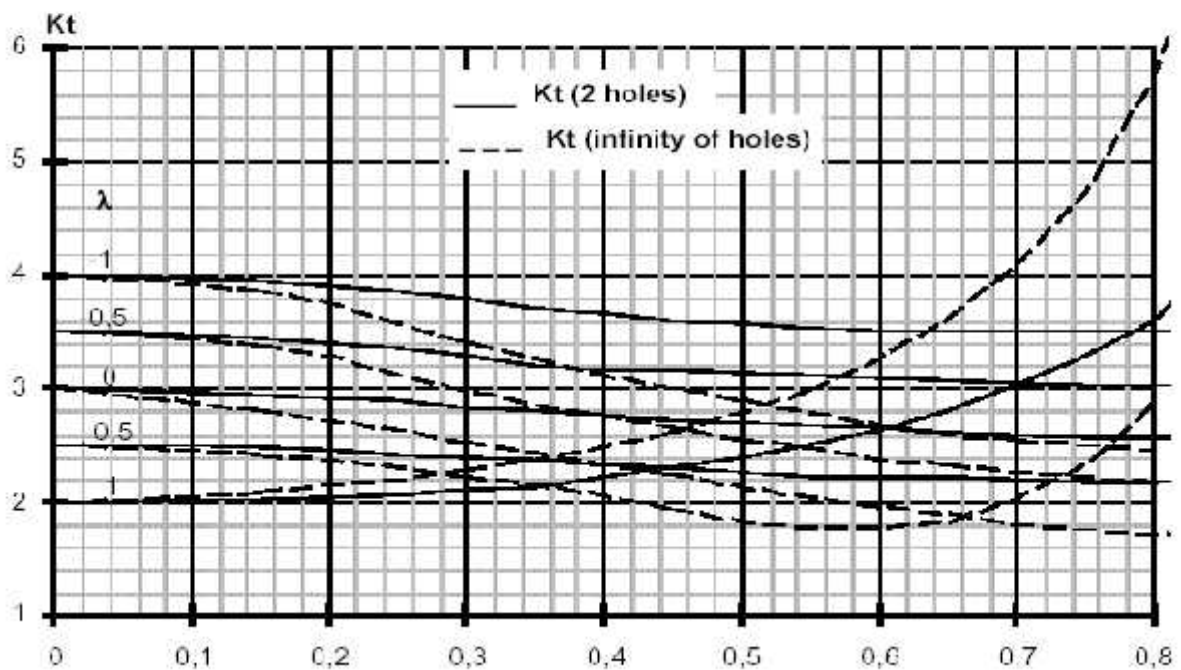
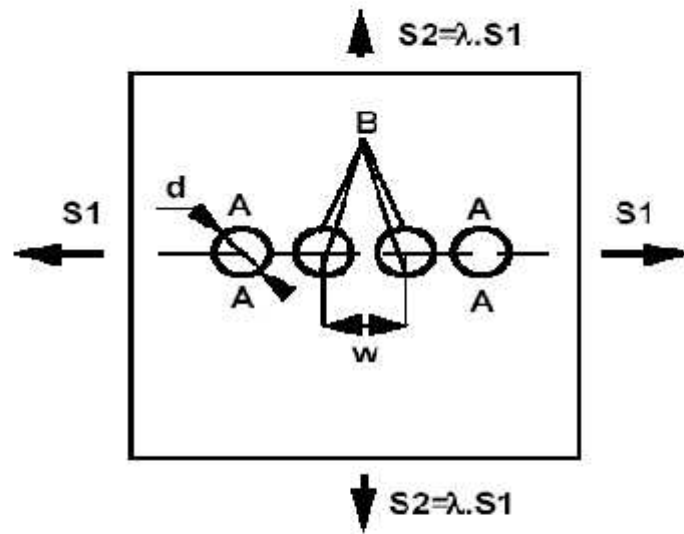
# ANNEX 1. Réf [1].

Energies of formation of oxides at 273 K

Material (oxide)		Energy (kJ mol <sup>-1</sup> of oxygen, O <sub>2</sub> )	Material (oxide)		Energy (kJ mol <sup>-1</sup> of oxygen, O <sub>2</sub> )
Beryllium	{BeO}	-1182	Woods, most polymers,		~ -400
Magnesium	{MgO}	-1162	CFRP		
Aluminium	{Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> }	-1045	Diamond, graphite	{CO <sub>2</sub> }	-389
Zirconium	{ZrO <sub>2</sub> }	-1028	Tungsten carbide cermet	{W <sub>2</sub> O <sub>3</sub> + CO <sub>2</sub> }	-349
Uranium	{U <sub>3</sub> O <sub>8</sub> }	~ -1000	(mainly WC)		
Titanium	{TiO <sub>2</sub> }	-848	Lead	{Pb <sub>3</sub> O <sub>4</sub> }	-309
Silicon	{SiO <sub>2</sub> }	-836	Copper	{CuO}	-254
Tantalum	{Ta <sub>2</sub> O <sub>5</sub> }	-764	GFRP		~ -200
Niobium	{Nb <sub>2</sub> O <sub>5</sub> }	-757	Platinum	{PtO <sub>2</sub> }	~ -160
Chromium	{Cr <sub>2</sub> O <sub>3</sub> }	-701	Silver	{Ag <sub>2</sub> O}	-5
Zinc	{ZnO}	-636	PTFE		= zero
Silicon nitride Si <sub>3</sub> N <sub>4</sub>	{3SiO <sub>2</sub> + 2N <sub>2</sub> }	~ -629	Gold	{Au <sub>2</sub> O <sub>3</sub> }	+80
Silicon carbide SiC	{SiO <sub>2</sub> + CO <sub>2</sub> }	~ -580	Alkali halides		~ +400 to ~ +1400
Molybdenum	{MoO <sub>3</sub> }	-534			
Tungsten	{WO <sub>3</sub> }	-510	Magnesia, MgO		} Large and positive
Iron	{Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub> }	-508	Silica, SiO <sub>2</sub>	Higher oxides	
Tin	{SnO}	-500	Alumina, Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>		
Nickel	{NiO}	-439	Beryllia, BeO		
Cobalt	{CoO}	-422			

# ANNEX 2

C112) "Infinite" plate with n round holes



Les performances des turboréacteurs et des turbopropulseurs (poussée et consommation spécifique...) dépendent en grande partie des températures à l'entrée de la turbine. Des matériaux réfractaires extrêmement résistants et des techniques de fabrication sans précédent ont pu faire du réacteur une réalité qui n'était pas concevable quelques décennies auparavant.

Les aubes de la turbine sont soumises à la fois, à la pression des gaz sortant de la chambre de combustion, à la force centrifuge pour les aubes du rotor, ainsi qu'aux variations significatives de températures dues aux fonctionnements des moteurs. Toutes ces sollicitations impliquent des états de contraintes importants et spécifiques, induisant des mécanismes de dommages complexes dont la fatigue, le fluage mais aussi, la corrosion due aux gaz sortant de la chambre de combustion.

Les aubes en plus des charges thermiques et mécaniques sont soumises en plus à l'effet dégradant de l'environnement qui est constitué des gaz de la combustion de l'air de refroidissement et des résidus de la corrosion et des objets étrangers communément appelés FOD. La variation des contraintes mécaniques et la variation des températures entraînent la superposition des contraintes fluctuantes mécaniques et celles appelées thermiques occasionnées par les déformations thermiques. Ce qui endommage les matériaux par le phénomène de la fatigue thermomécanique. Les très hautes températures de fonctionnement induisent le phénomène de fluage. Il est à noter l'interaction fatigue-fluage.

L'aspect de la détérioration perceptible du phénomène de la corrosion nous pousse à prévoir un modèle pour l'étude qui tienne compte de l'existence du dommage, et donc d'étudier les aspects de sa propagation.

Notre travail consiste à la recherche et l'application d'un modèle qui nous permette de déterminer les durées de vie des éléments de structures, aux dommages de la fatigue corrosion, le modèle sera appliqué aux aubes de turbines à haute pression. Ce modèle vient à la suite de la détermination d'un modèle du calcul de la vie à l'initiation aux phénomènes complexes de la fatigue thermomécanique et au fluage.

La recherche bibliographique nous a mené à retrouver dans certains travaux les modèles de propagation qui sont plus utilisés dans le domaine technologique, nous avons adopté le modèle qui subdivise la propagation en sept étapes qui est proposé par Medhevan.

Ce modèle est un modèle semi empirique car basé sur la formulation théorique de Forman et la formulation empirique de Paris.

Le mémoire est subdivisé en quatre chapitres, cette introduction générale, suivie d'un premier chapitre où sont décrites les aubes de turbines, leurs matériaux, revêtement, et techniques de refroidissements utilisés. Les différents modes de défaillances y sont aussi expliqués.

Le second chapitre traite l'aspect mathématique et physique de la fatigue corrosion, dont cela, on a basé sur le calcul empirique qui utilise les équations de la mécanique de rupture (MDR) qui sont fondés par les trois savants Wolker, Forman et Paris, d'après l'équation de PARIS on a estimé la durée de vie, et par la suite on a définit l'aspect électrochimique de croissance d'un pique de corrosion.

Tandis que le chapitre trois traite la modélisation de la durée de vie, cette modélisation basé sur la synergie entre l'équation de Faraday a l'initiation et croissance d'un pique de corrosion, et l'équation de Paris pour l'estimation de la durée de vie dans la phase de la propagation et la rupture finale de la fissure.

Le dernier chapitre traite de l'application avec les calculs des contraintes thermomécaniques et calcul de la propagation, l'application a été faite sur les aubes de premier étage turbine haute pression du moteur Allison de la flotte de Air Algérie.

Finalement, nous a terminé avec une conclusion rapportent l'importance du travail et de ces résultat et énumérant les perspectives du travail

# *Chapitre 1*

# *Généralités*



# *Chapitre 2*

*Aspect mathématique et physique  
de fatigue-corrosion*

# *Chapitre 3*

## *Modélisation de la durée de vie d'aube*

# *Chapitre 4*

## *Application du modèle*

# *Bibliografie*

*Introduction  
Générale*

*Annexe*

*Conclusion  
Générale*

## 1. Introduction

Il est possible maintenant, en faisant passer la limite actuelle de la température à l'entrée de la turbine, de 900°C jusqu'à 1400°C, voire 1600°C par l'utilisation des aubes de turbine qui peuvent évoluer à haute température et qui répondent à des critères de performances qui sont alors la résistance au fluage, la résistance à l'oxydation à haute température, une grande résistance spécifique (résistance mécanique/ $\rho$ ) et la résistance à la fatigue thermique ; de produire un accroissement de poussée spécifique d'environ 130% réf [1], tout en diminuant également la consommation spécifique. C'est la raison pour laquelle les motoristes visent toujours des températures de cycle plus élevées. Il est tout aussi évident que seulement quelques matériaux spéciaux peuvent résister à l'environnement hostile à l'intérieur d'un réacteur.

Ce chapitre expose les différentes technologies qui permettent de concrétiser les challenges des concepteurs et exploitants. La connaissance des différentes technologies et des différents modes de dommage est cruciale pour la maîtrise des données de calculs prévision des durées de vies.

## 2. La fabrication des aubes de turbine

Les aubes de turbine peuvent être moulées ou forgées. Parfois, elles sont creuses afin que l'air de refroidissement prélevé au compresseur puisse y circuler. La turbine, dans son ensemble, est constituée par des aciers réfractaire ou des superalliages capables de supporter l'impact direct des gaz comprimés et brûlants provenant de la chambre de combustion.

### 2.1. Les superalliages à base de nickel

Les alliages à base de nickel comptent parmi les meilleurs matériaux lorsque les températures de fonctionnement sont comprises entre 650°C et 980°C. La plupart de ces alliages contiennent peu ou pas de fer. Ils acquièrent leur grande résistance à la chaleur grâce au durcissement par vieillissement et sont caractérisés par une résistance durable à la rupture par fluage, ayant un point limite d'élasticité et un point de charges



extrêmes, élevées, ils ont une bonne ductilité, c'est-à-dire qu'ils peuvent être étirés sans se rompre. Ces alliages furent mis au point à l'origine pour la fabrication des aubes de turbines ; on les rencontre maintenant dans la composition des roues de turbine, des arbres de transmission, des entretoises et de bien d'autres pièces. Leur utilisation est malgré tout restreinte à cause de leur coût élevé.

## **2.2. Aubes de turbine haute pression**

Les aubes des turbines hautes pression sont généralement fabriquées par un alliage à base de nickel haute température élaboré par fonderie ou par solidification dirigée ; cela permet une utilisation à haute température. Ces superalliages monocristallins ont d'excellentes résistances spécifiques et présentent plusieurs avantages.

- > Amélioration de la résistance au fluage à haute température par l'absence des joints de grains.
- > Un module de Young faible (selon la direction de croissance) minimise les contraintes induites par les déformations d'origine thermique.
- > On a une suppression des éléments destinés au renforcement des joints de gains, tels que le carbone, le bore et le zirconium.

### **2.2.1. Aubes monocristallines**

Tout matériau métallique, élaboré conventionnellement, est en fait constitué d'une multitude de grains séparés entre eux par des joints de grains.

En raison de la multitude des grains, il n'est y a donc pas d'axe privilégié et l'ensemble est considéré par le mécanicien comme isotrope.

Dans les superalliages pour les aubes de type IN100, Rene77, les propriétés mécaniques en fluage sont principalement limitées par la résistance des joints de grains. Ces derniers posent par ailleurs des problèmes dès l'élaboration de l'aube, lors de la solidification dans le moule et des éléments d'addition sont apportés à la composition chimique de l'alliage pour améliorer leur ductilité et augmenter ainsi leur résistance.

Malheureusement, ces mêmes éléments ont pour effet secondaire d'abaisser la température de solidification de l'alliage.

Il y a donc un double intérêt à supprimer ces joints de grains :

- > Augmenter les propriétés mécaniques en fluage.
- > Optimiser des compositions d'alliages pour des propriétés encore améliorées.

L'élimination de ces joints se fait par contrôle de la solidification du métal ; après qu'il ait été coulé dans le moule carapace.

Le choix du matériau et de son revêtement n'est pas une évidence. En effet, il existe plusieurs types de superalliages à toutes performances fabriquées par diverses compagnies et chacune a sa propre façon de caractériser leurs alliages.

Le tableau 1.1 nous fourni certaines propriétés importantes d'un certains superalliages :

**Tableau 1.1** : Les propriétés importantes d'un certains superalliages réf [1]

Superalliages	Densité (g/cm <sup>3</sup> )	résistance 21° (MPa)	résistance 538° (MPa)	Résistance 1093° (MPa)	Fluage 100h-890°C (MPa)
IN-738	8.11	1095	1035	-	130
CMSX-10	7.98	-	-	-	310
OWA-1484	8.95	1130	-	685	250
VKNA- 4Vmons	7.9	1320	1130	410	220
MAR-M200	8.53	1035	1320	510	170
Rene 125	7.75	1070	1035	550	115
ZHS26VNK	8.5	-	1070	-	210
TMS-63	8.18	-	-	570	-

### 2.3. Aubes de turbine basse pression

Les aubes de turbine basse pression sont utilisées à une température maximale d'environ 700°C. On peut donc utiliser un matériau moins coûteux ayant une température d'utilisation plus basse. Dans le tableau 1.1, tous les superalliages présentés peuvent résister adéquatement à cette température, de plus, ces alliages doivent avoir une bonne résistance à l'oxydation.

En effet, l'alliage IN-738 possède une masse volumique relativement faible et de bonnes propriétés mécaniques jusqu'à une température de 750°C ; et comme il fondre à environ 1280°C. Il représente donc une option forte intéressante réf [1].

La composition chimique de NI-738 est :

61.2Ni 16Cr 8.5Co 1.7Mo 2.6W 1.7Ta 0.9cb 03.4Al 3.4Te 0.11C 0.01B des traces de Mn et 0.05Zr.

### 2.4. Les matériaux composites

Les matériaux composites sont composés de fibres de graphite, de verre ou de bore noyées dans une matrice en résine époxy. D'autres types de fibres et de matrices sont actuellement essayés pour répondre aux exigences des motoristes qui demandent des matériaux ayant des résistances thermiques et mécaniques toujours plus élevées. L'avantage principal du matériau composite est sa résistance spécifique très élevée qui permet d'envisager l'allègement de nombreuses pièces structurales. réf [1].

### 2.5. Les revêtements

Les revêtements serrent à protéger le matériau constituant l'aube contre les phénomènes d'oxydation et de corrosion, et d'isoler l'aube par création d'une barrière thermique.

Les avantages attendus de l'application du revêtement sont :

- > Prolongement de la durée de vie de l'aube ;
- > élévation de la température des gaz de combustion ;
- > Réduction du débit d'air de refroidissement ;
- > Réduction de l'effet d'oxydation sur la pièce.

Si on opte à choisir un revêtement *PWA-266* qui est constitué de céramique appliquée par évaporation sous bombardement électronique et de *McAlly* projeté sous vide.

La zircone avec l'addition d'oxydes d'alcalinoterreux constitue la couche de céramique.

La température d'opération de l'aube de turbine en *VKNA-Vmone* avec un revêtement de type *PWA-266* peut atteindre 1250°C. Réf [2]

## 2.6. Dimensionnement statique

C'est le dimensionnement statique qui fait toute la spécificité des étages de turbine. En effet, la température de fonctionnement est largement supérieure à celle des étages de compresseurs, et la présence dans certains cas de gradients thermiques importants introduisent de nouvelles sources de dommage comme le fluage ou la fatigue thermique.

On distingue deux cas :

- > Aubes de turbine pleines.
- > Aubes de turbines refroidies.

### 2.6.1. Aubes de turbine pleines

Contiens les aubes mobiles et fixes

#### 2.6.1.1 Aubes mobiles

**a- Répartition des températures** : pour une aube pleine, on peut considérer que la température est en première approximation, uniforme dans chaque coupe. Elle résulte de l'équilibre qui s'établit entre l'échauffement par la convection externe (gaz chauds) et le pompage thermique dû à la conduction radiale.

Les hétérogénéités circumférentielles de température (couche limite thermique) sortie de la chambre, n'est pas prendre en compte puisque la rotation des aubes est suffisamment rapide pour éviter toute fluctuation (turbulence) de température à l'intérieur de ces dernières.

### b- Contraintes :

*Dans la pale :* L'aube étant libre à son extrémité supérieure, sa dilation thermique en fonctionnement ne génère pas de contrainte d'origine thermique. Par ailleurs, la compensation annulant les moments dus aux efforts aérodynamique, seuls doit être pris en compte les efforts centrifuges. Ne pas oublier alors ceux dus aux talons, inévitables pour ce type d'aubes élancées.

*Dans le pied :* Une analyse locale doit être avoir lieu, car elle est indispensable pour la détermination de la contrainte maximale qui se situe en général dans le rayon de raccordement de l'échasse à la première dent. Réf [3].

**c- Durée de vie dans la pale :** Les gradients thermiques dans l'aube étant négligeables, le principal endommagement est alors celui du fluage. Nous supposons donc, à ce stade de l'analyse, pour un critère donné (le plus souvent rupture ou 1% d'allongement plastique), que nous pouvons estimer la durée de vie dans la pale selon les paramètres de l'équation de **Larson- Miller** ou le réseau des courbes isochrones et isotherme du matériau.

Traçons les courbes correspondant aux évolutions de la contrainte et de la température moyennes suivant le rayon.

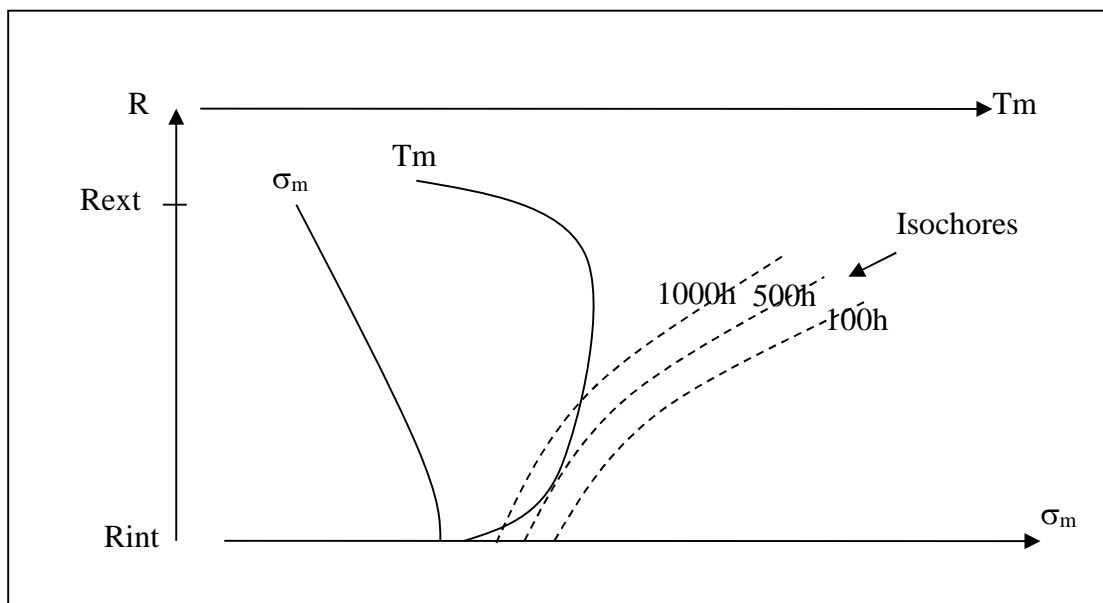


Figure 1.1 Diagramme de La durée de vie dans la pale réf [3]

À un rayon donné, on peut obtenir la température et la contrainte moyenne dans l'aube.

Il suffit donc de comparer la répartition de température effective de la pale à celle autorisée compte tenu de la répartition de contrainte appliquée et du couple (durée, critère) considéré, tout point à gauche signifiera qu'à ce rayon il y a de la marge, tout point à droite signifiera que cette coupe fluera plus vite que prévu.

Pour une certaine isochrone, il y a tangence des deux courbes en un point. Ce point indique la coupe critique désignée par le couple  $(\dagger_m, T_m)$  flue plus rapidement que les autres. C'est elle qui fixe la durée de vie de l'aube.

**d- Analyse par mission :** La durée de vie précédemment calculée correspond à un point de fonctionnement de moteur. En réalité celui-ci ne reste pas constamment à ce régime, mais passe par différentes phases transitoires ou états stabilisés.

On trace pour la coupe critique les évolutions de la contrainte et de la température moyennes en fonction du temps. Calculons le dommage créé par une mission :

Découpons cette dernière en éléments de temps  $\Delta t$  à  $t_i$  on a la contrainte moyenne  $\dagger_{m_i}$  et  $T_{m_i}$  et le temps de rupture (où de l'allongement fixé) est  $t_{c_i}(\dagger_{m_i}, T_{m_i})$  de  $t_i$  à  $t_{i+1}$  le dommage en fluage est : réf [3]

$$dD = \frac{\Delta t}{t_{c_i}(\dagger_{m_i}, T_{m_i})} \quad (1.1)$$

et celui produit par la mission :

$$\Delta D_{mission} = \sum_{t_{mi}}^{t_{fin}} \frac{\Delta t}{t_{c_i}(\dagger_{m_i}, T_{m_i})} \quad (1.2)$$

Le nombre de missions réalisables :

$$N = \frac{1}{\Delta D_{mission}} \quad (1.3)$$

**e- Pied de l'aube :** Celui-ci étant à une température faible pour le type d'alliage utilisé, ne présente pas de fluage et le principal endommagement à prendre en considération est celui de fatigue.

On doit en particulier s'assurer, au moment du dimensionnement, que l'on dispose d'une marge suffisante vis-à-vis de la fatigue vibratoire et c'est bien souvent ce critère qui dicte la forme de l'échausse et celle de son raccordement à l'attache.

### 2.6.1.2. Aubages fixes

Les principes décrits précédemment pour les aubes mobiles s'appliquent également aux aubages fixes, mais d'importantes différences apparaissent lorsqu'il s'agit de les mettre en œuvre. En effet :

- > L'accrochage des distributeurs, qui fixe les conditions aux limites pour le calcul des contraintes, diffère suivant les technologies utilisées (encastrement, appui simple, appui glissant,...).
- > Les hétérogénéités périphériques de température ne peuvent plus être ignorées. Certaines pales de distributeur sont dans des sillages chauds et il faudra alors distinguer le cas de pale chaude et froide.
- > Ces écarts de température génèrent dans le cas de technologies où les distributeurs sont coulés en grappe des contraintes d'origine thermique qui n'existent pas pour les aubes mobiles de turbine BP.
- > Le chargement nominal n'est pas un chargement en traction mais un chargement en flexion (effets aérodynamiques).

### 2.6.2. Aubes de turbine refroidis

Durant les fonctionnements transitoires, l'aube est soumise à d'importants gradients thermiques orientés principalement selon la corde de l'aube.

Lorsque le pilot pousse la manette, cinq à dix secondes suffisent pour que le moteur accélère du ralenti au plein gaz. La température des gaz dans la veine passe donc de sa valeur au ralenti à celle nominale dans le même laps de temps. Le bord

d'attaque suit instantanément cette évolution car les coefficients d'échange y sont très élevés. Il en est de même pour le bord de fuite.

En revanche, le corps central de l'aube est efficacement refroidi par l'air de refroidissement.

Des variations de 150°C à 300°C sur quelques dizaines de millimètres sont courantes dans les aubes actuellement en service.

A la décélération, les phénomènes s'inversent : Bord d'attaque et Bord de fuite refroidissent plus rapidement que le corps central de l'aube.

On peut modéliser une coupe d'aube par un ensemble d'éléments uni-axiaux, assimilables à des poutres travaillant en traction-compression. L'hypothèse admet que les coupes se déforment peu et restent planes ce qui permet de réduire le problème à 3 inconnues (effort radial et deux moments de flexion), il faut connaître la relation qui lie la contrainte à l'allongement pour une parfaite définition du système or dans le domaine concerné par les aubes de turbine, la loi de Hooke (élasticité) n'est plus vérifiée puisque des phénomènes de fluage doivent être pris en compte. Réf [3].

Il faut par conséquent faire appel à des lois de comportement élasto-viscoplastique cyclique puisque à l'accélération et à la décélération les mécanismes physiques mis en jeu s'inversent.

> *Prévision de la durée de vie :*

L'objectif est de prédire le nombre de missions que peut réaliser le moteur avant qu'une crique ne s'amorce dans une pale d'aube. Comme toute méthode de prévision de durée de vie, celle-ci consiste à déterminer le cycle de contrainte ou de déformation et de déduire le dommage élémentaire accumulé pendant le déroulement de la mission et ça pour tout élément de la modélisation.

### **3. Les techniques de refroidissement des aubes de turbines**

À l'heure actuelle, on voit le développement de la protection thermique des aubes de turbines des moteurs d'avions. En effet, malgré les importants progrès réalisés dans le domaine de la métallurgie, la température admissible par les matériaux constituant les aubes ne dépassent pas 1100°C alors que les températures des gaz en entrée de turbine dépassent 1500°C dans les moteurs récents. Réf [2].



Les constructeurs de moteurs ont alors développé des systèmes de refroidissement par convection interne et refroidissement « par film » pour garantir l'intégrité des matériaux.

Cependant, ce type de protection nécessite une prise d'air en amont de la chambre de combustion (donc « gaspillé » d'un point de vue énergétique) de 8 à 10% du débit total dans un réacteur d'avion actuel.

Suivant l'efficacité recherchée et l'état des connaissances en matière d'aérothermique et de procédés de fabrication, ce refroidissement peut être assuré par de simples canaux ou en contraire par des circuits complexes obtenus en fonderie de précision. Différentes techniques sont utilisées (impact, film, convection forcée, refroidissement par transpiration et refroidissement eau/vapeur) (Figure 1.2). Toutes agissent à un degré plus ou moins élevé par pompage thermique des calories provenant des échanges par convection entre l'aube et les gaz chauds. Un aubage refroidi est par conséquent le siège de gradients thermiques d'autant plus importants, qui au niveau même de l'échauffement de l'aube par les gaz. Certaines zones comme le bord d'attaque subissent des flux thermiques beaucoup plus élevés que le reste de l'aubage. Ces gradients qui apparaissent plus particulièrement durant les phases transitoires, génèrent des contraintes thermiques souvent supérieures à la contrainte moyenne centrifuge.

A l'endommagement de fluage se cumule donc un endommagement de fatigue dû à ces cycles de contrainte.

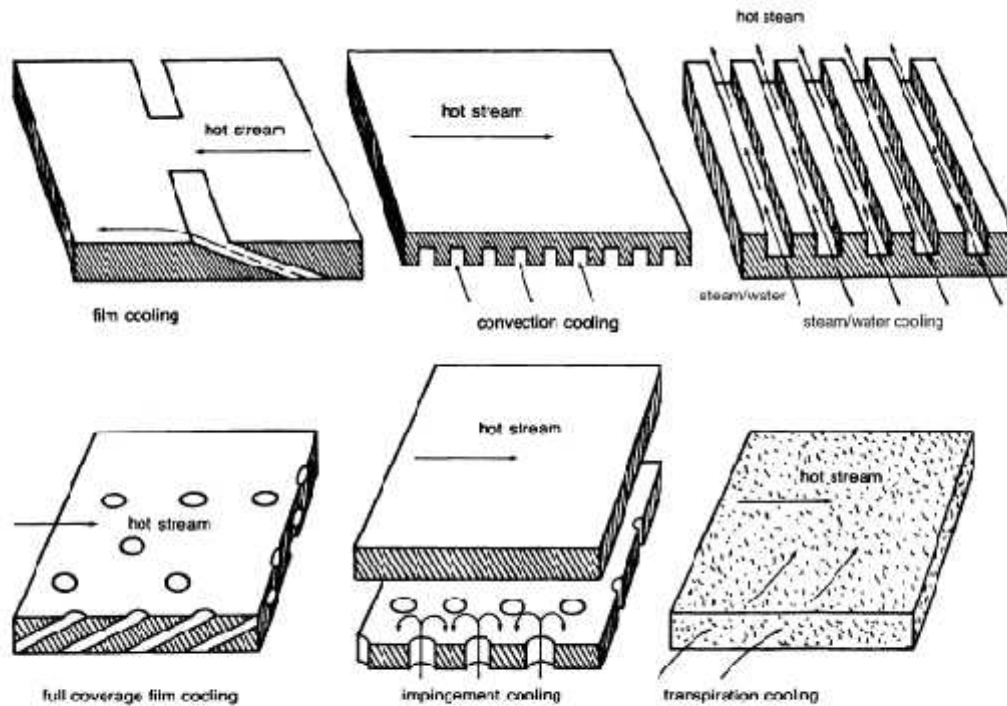


Figure 1.2 :Les different schémas de refroidissement

Le débit total qui parcourt l'ensemble des étages d'une turbine atteint 8 à 10% du débit primaire. Pour un distributeur HP, ce débit n'est pas pénalisé dans le bilan du cycle thermodynamique puisqu'il est réintroduit en amont de la roue de turbine, il n'en est pas de même pour la roue mobile où l'air ne travaille pas.

C'est pourquoi, les circuits dans les aubes mobiles sont en général plus élaborés que ceux d'un distributeur.

L'introduction des concepts de refroidissement des aubes dans les méthodes actuelles de conception est inévitable. Il existe cinq conceptions différentes pour les modes de refroidissement des aubes.

- > Refroidissement par convection et impact/concept d'insertion du support.
- > Concept de refroidissement par film et convection forcée.
- > Concept de refroidissement par transpiration.
- > Concept multi-trous.
- > Refroidissements aubes de turbine par eau.

## 4. Modes de défaillance dans l'aubage de turbine à gaz

Il existe plusieurs effets qui provoquent la destruction des composants des turboréacteurs surtout les aubes des turbines HP, ces effets sont combinés par les charges de vol (charges mécaniques) imposées et les déformations thermiques, érosion des ailettes, les impuretés dues aux couvertures internes du moteur, corrosion...et on les a décomposés en deux types: réf [1].

- Dommages non localisés.
- Dommages localisés.

### 4.1. Dommages Non-localisés

Les dommages non-localisés peuvent être la corrosion, l'érosion, les FOD et/ou l'uniforme fluage. Les trois premiers sont typiquement des fonctions de l'environnement externe du moteur. De ces derniers, seulement la corrosion a un impact sur la défaillance de faible cycle de fatigue, car les dommages de fatigue sont typiquement aggravés dans un environnement corrosif. Comme ces trois modes de défaillance sont des fonctions des facteurs externes, alors il peut être difficile de prévoir leur prédominance exacte. Ils sont habituellement traités par des inspections périodiques et d'autres actions d'entretien, tels que le lavage anticorrosif.

#### 4.1.1. Corrosion

La corrosion est un mécanisme de défaillance extrêmement complexe qui dépend fortement des paramètres du matériau, géométrie des composantes, environnement de fonctionnement par exemple, (constitution chimique, efforts, actions d'entretien), Elle peut se produire sous plusieurs formes, par exemple Corrosion surfacique : Atmosphérique ; galvanique ; courant-parasite ; sel fondu ; et à hautes températures (oxydation, sulfuration, carburation, d'autres formes). Réf [4].

#### **4.1.1.1. La corrosion chaude et oxydation**

Les types les plus connues de la dégradation surfacique (extérieur) des composants causés par les gaz chauds est la corrosion chaude et l'oxydation. Le sulfate de sodium et d'autres éléments peut être condensé sur des composants de la turbine (aubes) à l'aide des gaz de combustion (réactifs). La condensation de ces produits sur des superalliages à base de Nickel qui sont exposés à une température supérieure à 1000°F (538°C), forment une couche d'oxyde de Nickel. Une fois l'aube est soumise à la vibration et aux cycles thermiques, pendant le fonctionnement, la couche de Nickel-oxyde tend à se fissurer et à se dégrader Réf [1].

#### **4.1.1.2. Sulfuration**

Est une réaction chimique qui se produit quand le soufre présent dans le carburant se réagit avec l'oxygène et attaque le métal de base.

Un intérêt particulier se trouve dans la région de racine de rotor ou dans le long des bords d'attaque ou de fuite, ou sous l'enveloppe de l'aube.

#### **4.1.1.3. Erosion**

L'érosion dans l'aubage de la turbine peut être un problème sérieux. Elle enlève le revêtement anticorrosion et change le profil aérodynamique, entraînant une perte permanente de performance.

L'érosion se produit quand la couche limite de refroidissement de la surface chute pour une période de temps très courte ou bien l'efficacité de refroidissement est faible.

La rugosité extérieure de l'aube qui entre en contact avec les gaz chauds est soumise aux cycles des contraintes thermiques élevés. Après plusieurs cycles, les dommages prennent des endroits et la rugosité d'érosion devient importante. Réf [1].

#### **4.1.1.4. FOD (Foreign Object Damage)**

Les FOD pour l'aubage de compresseur ou de turbine est un problème assez fréquent. Ils se produisent quand les particules ou les articles durs sont incorrectement intégrés dans la prise de compresseur, et ceux ci pourraient inclure des fils, des

morceaux de perles, des bouts de soudure, de peinture, des petites pierres, de la glace, des écrous ou des boulons etc. Les dommages sont souvent localisés et asymétriques détruisant les limites du profil aérodynamique mais ils peuvent avoir conséquence graves.

Un autre concept des dommages dus aux FOD est qu'ils pourraient sensibiliser le profil aérodynamique à la défaillance de fatigue résonnante. Si une aube ou une vanne particulière était conçue pour battre la résonance, le FOD peut empirer la vibration, il limite les performances du compresseur en plus il n'est pas souvent détectable et peut seulement être confirmé par les inspections visuelles bien qu'il peut y provoquer des vibrations.

Des dommages dus aux FOD sont également provoqués par les débris d'éléments elles même.

## 4.2. Dommages localisés

Il y a deux mécanismes localisés significatifs du dommage, notons le fluage et la fatigue, et on peut citer en plus les piques due à l'interaction fatigue-corrosion comme l'un des dommages localisés.

### 4.2.1. Fluage

L'application des charges régulières à températures élevées, peut causer l'amorçage et le développement de la fissure. Cette forme du fluage est macroscopiquement localisée, contrairement au fluage uniforme. Le fluage est particulièrement répandu dans le rotor de turbine et aube du stator, bien qu'il puisse être développé dans d'autres composants, par exemple disques de turbine. La vie  $t_f$  a été décrite par l'équation de fluage de Larson –Miller réf [5]:

$$\log t_f = \frac{10^3 P}{T} - C \quad (1.4) \text{ réf [5]}$$

Là où  $P$  est le paramètre de Larson–Miller, qui est une fonction de l'application de contrainte. D'après cette équation on peut faire une légère augmentation de la température de fonctionnement  $T$  qui peut mener à une grande réduction de la vie de fluage.

### 4.2.2. Fatigue

La défaillance de fatigue est provoquée par l'application des charges fluctuantes sur un composant. On sait que les moteurs d'avions sont habituellement soumis à des charges variables. Si la répétition de ces efforts est assez importante cela mène à la ruine, bien que les charges ne dépassent pas la limite élastique des matériaux. La rupture est alors appelée rupture par fatigue. La fatigue cyclique est associée aux nombres relativement bas d'applications d'efforts d'amplitudes élevés. Une fatigue est typiquement décrite comme LCF quand le nombre de cycles à la défaillance est moins que 50 000. La fatigue à haut cycles de (High cycle Fatigue HCF) est associée avec une haute fréquence d'application de chargements à amplitudes de faible effort. Les ruptures de HCF sont souvent provoquées par les vibrations, qui causent de faibles amplitudes de chargements mais très fréquents.

### 4.2.3. Fatigue thermique

Les contraintes les plus graves rencontrées dans l'aube de turbine HP sont induites par des gradients extrêmes de températures et les coupures thermiques rapides. Ces effets thermiques qui sont combinés avec le chargement mécanique élevé, il en résulte des contraintes élevées localisées qui donne naissance à la fatigue thermomécanique (TMF) qui endommage la structure d'aube, particulièrement s'ils sont répétés assez souvent. Les fissures tendent à être amorcées sur la surface du composant qui se développe avec le temps à la majeure partie de l'aube. Réf [5].

#### 4.2.4. La fissuration par corrosion

On constate souvent que la corrosion humide attaque sélectivement des métaux tels qu'ils sont, et non uniformément, et ceci peut mener à la défaillance du composant, beaucoup plus rapidement et faussement que l'on a pourrait impliquer des taux moyens de corrosion (Figure. 1.3).

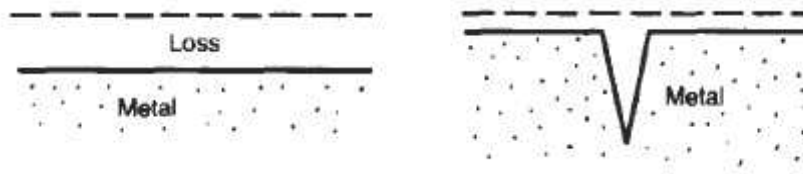


Figure 1.3: L'attaque localisée réf [1].

L'action de l'ensemble effort et corrosion peut être particulièrement mauvaise, donnant les fissures qui se propagent rapidement et inopinément. Quatre types de fissuration par corrosion mènent généralement aux défaillances non planifiées.

Ceux-ci sont :

##### (a) Corrosion sous tension

Dans quelques matériaux et environnements, les fissures se développent solidement sous un effort constant d'intensité  $K$  qui est beaucoup moins que  $K_c$ , (Figure 1.4). C'est évidemment dangereux : la structure qui est sûre une fois construite, peut devenir peu sûre avec le temps. Les exemples sont en laiton dans l'ammoniaque, l'acier doux dans la soude caustique, et de l'Al et du Ti en eau salée.

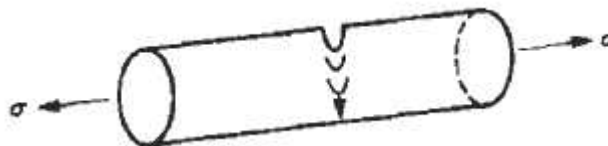


Figure 1.4 : la corrosion sous contrainte

**(b) Fatigue par corrosion**

La corrosion augmente le taux de croissance des criques de fatigue dans la plupart des métaux et alliages, par exemple. L'effort pour donner  $N_f = 5 \cdot 10^7$  cycles diminué par 4 fois en eau salée pour beaucoup d'aciers (Figure. 1.5). Le taux de progression de la fissure est plus grand - souvent beaucoup plus grand - que la somme de taux de corrosion et de fatigue, chacune agissant seul.

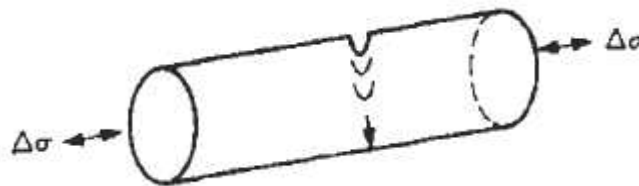


Figure 1.5 : corrosion par fatigue

**(c) Attaque inter-granulaire**

Les frontières de grain ont de différentes propriétés de corrosion et peuvent corroder préférentiellement, donnant les fissures qui se propagent alors par la corrosion d'effort ou la fatigue par corrosion (Figure 1.6).

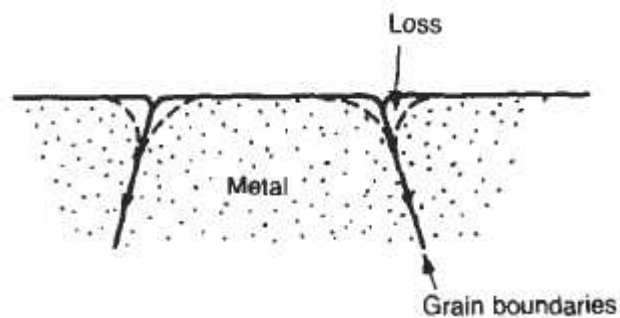


Figure 1.6: attaque inter-granulaire



### (d) Piqûre de corrosion

L'attaque préférentielle peut également se produire aux coupures dans le film d'oxyde (provoquées par l'abrasion), ou aux composés précipités aux certains alliages (Figure 1.7).

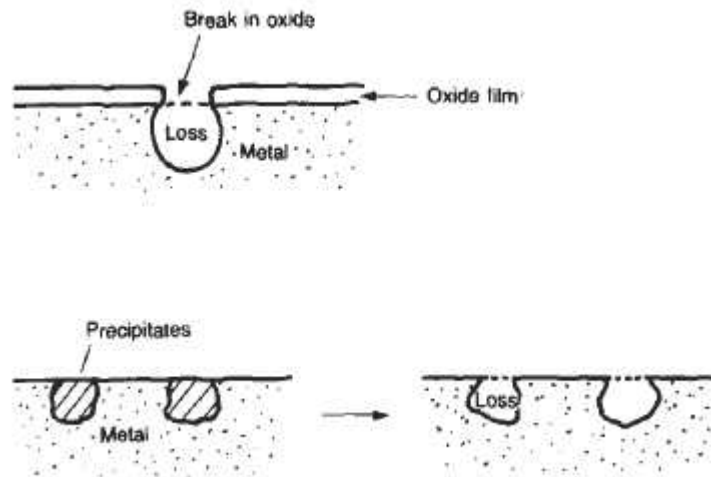


Figure 1.7: Piqûre de corrosion

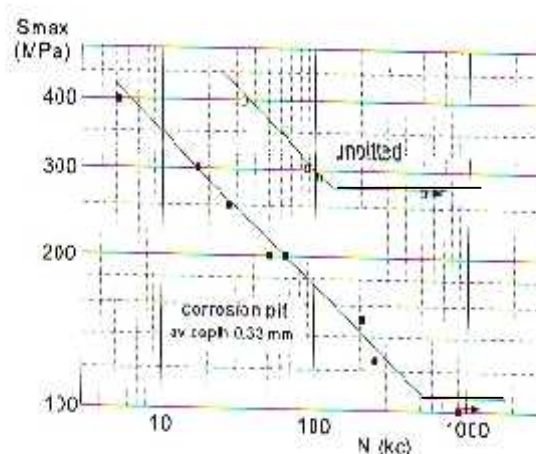
Pour récapituler, les dommages inattendus de la corrosion sont beaucoup produit par attaque localisée que par l'attaque uniforme (qui peut facilement être détectée); et bien que les manuels de corrosion sont utiles pour la fabrication des choix initiaux des matériaux pour des applications là où la corrosion est importante.

### 4.3. Rôle des piqûres de corrosion

La fatigue corrosion a d'abord été attribuée à l'effet d'entaille associé à la formation de piqûres de corrosion, du fait qu'il a été souvent observé que des fissures de fatigue s'amorçaient au creux des piqûres. Il ne fait aucun doute que l'altération de l'état de surface joue un rôle important dans la diminution de la résistance à la fatigue d'un alliage. Cependant, cet effet de surface ne peut expliquer à lui seul tous les effets de la fatigue corrosion. Réf [6].

#### 4.4. Effets due à l'environnement

L'environnement peut affecter l'amorçage et la propagation de la fissure. Il devrait préciser qu'il y a une différence entre la fatigue des spécimens corrodés dans un environnement non agressif, et la fatigue des spécimens au commencement intacts dans un environnement corrosif. Le premier cas est illustré dans la figure 1.8. Des spécimens sans entaille d'un alliage sensible (Al 7075-T6) ont été équipés de pique de corrosion à une profondeur approximative de 0.33 millimètres. Ces spécimens ont été alors employés pour obtenir une courbe de S-N. Pour la matière employée, la pique de corrosion est l'un des dommages extérieurs graves, aussi parce que la forme du pique représente un éleveur significatif d'effort. Comme montré par les courbes de S-N sur la figure 1.8, la vie de fatigue aux amplitudes d'effort élevées est réduite environ six fois. Mais l'effet le plus dramatique est la réduction de la limite  $S_f$  de fatigue. Sans pique,  $S_f$  de corrosion est  $275\text{ MPa}$ , tandis qu'il est seulement  $110\text{ MPa}$  s'il y a un pique de corrosion. Les amplitudes d'effort au-dessous de la limite originale de fatigue ne peuvent pas créer l'amorçage d'une fissure par fatigue. Cependant, avec le pique de corrosion, les fissures peuvent être amorcées, la figure 1.8 illustre également le décalage du genou. Un effet semblable des piques de corrosion sur la courbe de S-N d'un r-acier 12% martensitique pour des aubes de turbine a été trouvé par Zhou et Turbull. Réf [5].



**Figure 1.8** l'effet de pique de corrosion dans courbe de S-N d'un spécimen

En alliage d'Al réf [5].

## 4.5 La corrosion à hautes températures

La corrosion à hautes températures (CHT) des métaux et des alliages est un processus d'oxydation dans les environnements gazeux. La CHT est influencée par la température du métal, composition du gaz, temps d'exposition, et de la pression. Ils peuvent être caractérisés par, la réduction d'épaisseur (pénétration) et le taux de croissance de l'épaisseur d'oxyde, qui est une mesure du taux d'oxydation dans les conditions de l'oxydation ( $O_2$ ), sulfidation ( $H_2S$ ), la carburation ( $CH_4$  ou  $CO$ ), et la nitruration ( $N_2$ ). La CHT est également mentionné à mesure que l'oxydation à hautes températures, et le taux d'attaque est sensiblement augmentée avec l'augmentation de la température.

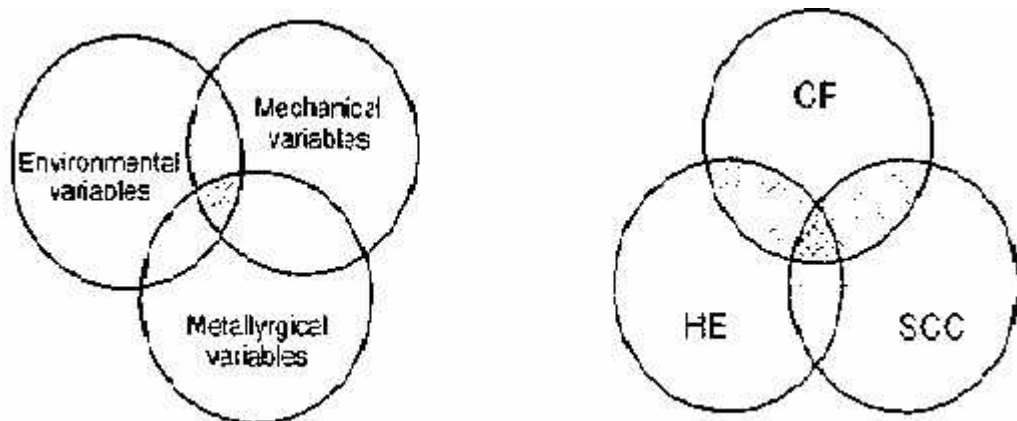
Pour caractérisant la CHT, on utilise la diffraction de rayon X qui est une technique très utile et fiable pour classer les phases menant à mettre l'identification dans le produit de corrosion connu sous le nom de film extérieure. En fait, ce phénomène à hautes températures est différent de la formation de couche de rouille (en présence de l'humidité) puisqu'elle se produit pratiquement en environnements gazeux secs ou sels fondus. Dans certains cas, la CHT peut être un processus interne d'oxydation quand la diffusion de l'oxygène est plus rapide que le taux extérieur d'oxydation.

La plupart des données expérimentales disponibles dans les documentations scientifiques sont basées sur le gain de poids par l'unité de superficie. Cependant, le gain de poids et la réduction ou la pénétration d'épaisseur sont des paramètres proportionnés pour évaluer CHT. Par exemple, les mesures de la réduction d'épaisseur en métal et les incréments d'épaisseur de couche d'oxyde sont très importantes parce qu'ils sont liés à la force de structure.

La protection d'une couche d'oxyde dépend sensiblement de la température et les environnements corrosifs. Dans les hautes températures de l'oxygène, la loi de NG-Bedworth et Pilli peut être employée pour évaluer quantitativement la protection des couches d'oxyde. Ces couches sont également connues en tant que film, mais elles peuvent être aussi bien traitées comme enduits d'oxyde. Ces enduits peuvent protéger la surface des composants d'équipement contre la détérioration thermique réf [7].

## 4.6 La fatigue-corrosion et la corrosion sous tension

La fissuration par fatigue-corrosion est un phénomène dont lequel la propagation de la fissure dépend du temps, et elle se produit quand des conditions électrochimiques, mécaniques, et métallurgiques nécessaires (fig. 1.9) sont accomplies. Quand l'hydrogène est produit comme un produit de la réaction de corrosion, la propagation de la fissure peut s'initialiser en raison du procédé local de la fragilisation par l'hydrogène. La fatigue par corrosion est un processus relatif à la charge cyclique plutôt que charge statique comme dans une fissure est soumise à une corrosion sous tension. Un dispositif commun de ces processus c'est la propagation de la fissure critique à la taille où la défaillance catastrophique se produit. Un deuxième dispositif commun dans ces processus est que ces mécanismes sont localisés dans la région de bout de fissure. De tels processus sont les causes principales des défaillances de la structure réf [8].



**Figure 1.9.** Les Conditions nécessaires pour la corrosion sous tension (SCC), la fragilisation par hydrogène (HE) et la fatigue par corrosion (CF)

## 5. Conclusion

Malgré la complexité des phénomènes mis en jeu, le concepteur dispose d'outils d'analyse et de prédiction de la durée de vie des aubes relativement bien valides.

Ils reposent en grande partie sur une connaissance et une modélisation approfondie des matériaux mis en œuvre.

C'est pourquoi tout mécanisme physique qui altère ou modifie ces derniers risques doit tout remettre en question. Il en est ainsi de la corrosion, de l'oxydation, de la fatigue thermique structurale...et la validation expérimentale demeure indispensable.

De même; plusieurs sources de dommage peuvent apparaître : chocs, impacts, brûleurs,...pour lesquelles on ne peut réellement parler de modélisation mais plutôt de règles de l'art.

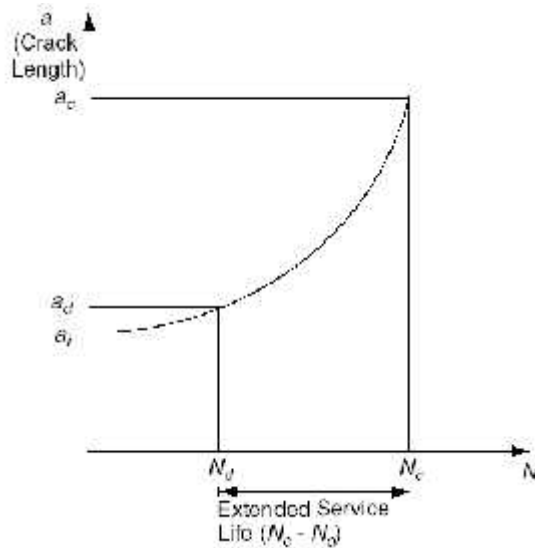
## 1. Introduction

Dans ce chapitre, on a représenté les déroulements mathématiques, physiques et électrochimiques qui sont les lois empiriques de la mécanique de rupture et les lois qui décrivent l'effet électrochimique et leurs évolutions, en fonction des paramètres mécaniques et d'environnement.

## 2. Le prolongement de la durée de vie

Il existe différentes méthodes d'inspection de contrôle non destructif par exemple le contrôle visuel, rayon X, ondes ultrasoniques, et des méthodes électriques tel que la magnétoscopie et le courant de Foucou, peuvent être utilisées pour détecter des fissures. Une fois que les fissures sont détectées, les méthodes de la mécanique de rupture peuvent être employées pour déterminer la vie prolongée des structures ou des composants.

La figure (2.1) montre le concept en traçant la longueur de fissure comme une fonction du nombre de cycles,  $N$ . Dans cette figure, la valeur de  $a_i$  représente la longueur initiale de fissure dans une structure ou un composant,  $a_d$  une longueur détectable de fissure, et  $a_c$  la longueur critique de la fissure quand le facteur d'intensité de contrainte de la fissure atteint la valeur critique où la structure ou le composant atteint des conditions entièrement plastique. Le nombre de cycles quand une fissure est détectée est noté comme  $N_d$ . Le nombre de cycles quand la longueur de fissure atteint la longueur critique  $a_c$  est noté comme  $N_c$ . La vie prolongée  $N_{cd}$  est égale à  $N_c - N_d$ . Le dommage toléré qui est utilisé dans l'industrie aéronautique et aérospatiale est basé sur l'analyse dans les pires des cas avec la prévision de la durée de vie dans laquelle la fissure atteint la valeur critique  $a_c$  Réf [9].



**Figure 2.1** : Le concept de la vie prolongée basé sur la partie de pièces de la longueur  $a$  de fissure en fonction du nombre de cycles,  $N$ . Réf [9]

## 2.1 Le comportement de la propagation de fissure

La mécanique élastique linéaire de rupture a été utilisée avec succès habitée pour modéliser le comportement de croissance de cricue de fatigue. On considère une structure fissurée avec une fissure de longueur  $a$ , sous une condition d'une contrainte répétée (cyclique), comme représenté sur la figure (2.2.a).

L'effort  $S$  appliqué en fonction du temps  $t$  est montré sur la figure (2.2.b). Les facteurs d'intensité de contrainte maximum et minimum  $K_{max}$  et  $K_{min}$  sont linéairement relié respectivement au maximum et minimum efforts (contrainte)  $S_{max}$  et  $S_{min}$  appliqués sur la pièce, selon la mécanique élastique linéaire de rupture.

$$k_{max} = F s_{max} \sqrt{f a} \quad (2.1)$$

$$k_{min} = F s_{min} \sqrt{f a} \quad (2.2)$$

Où  $F$  représente la fonction selon les géométries et les conditions de charge.

L'intervalle  $K$  de facteur d'intensité de contrainte est définie par

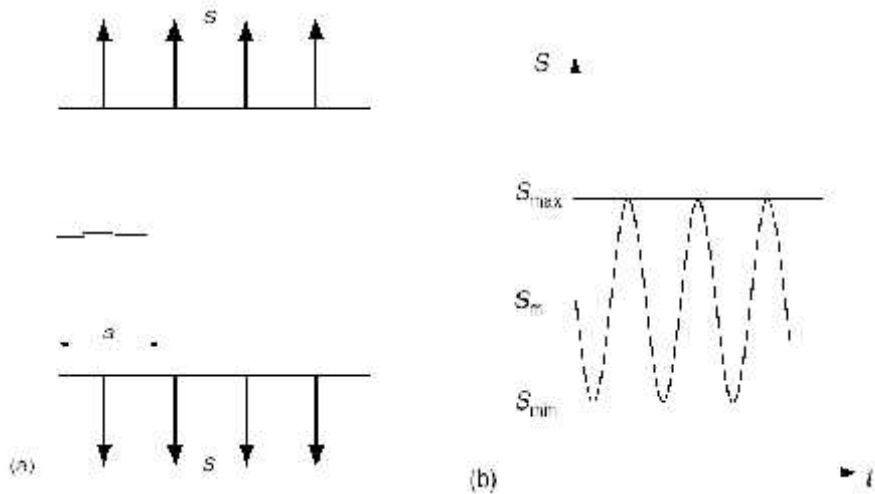
$$\Delta k = k_{max} - k_{min} \quad (2.3)$$

Le rapport  $R$  de charge dans l'élan de la soumettre à une contrainte-vie est défini par

$$R = \frac{S_{\min}}{S_{\max}} \quad (2.4)$$

En raison des linéarités,  $R$  représente également le rapport de facteur d'intensité d'effort

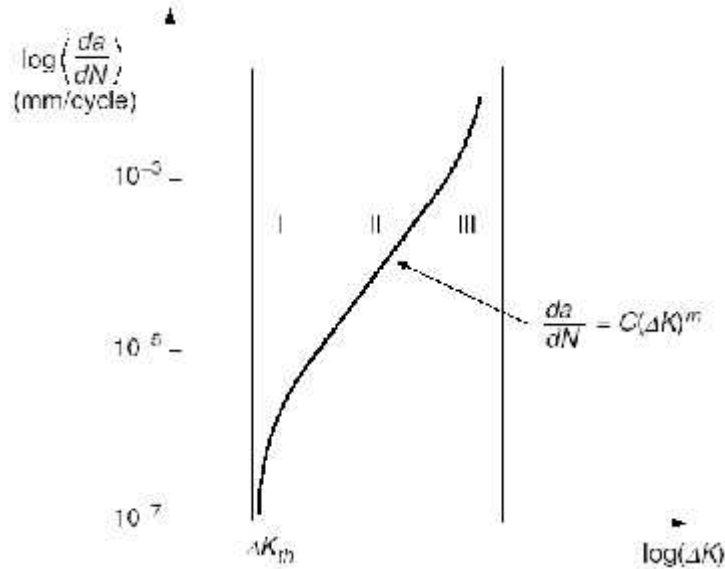
$$R = \frac{K_{\min}}{K_{\max}} \quad (2.5)$$



**Figure 2.2 :** (a) Une structure fissurée avec une longueur  $a$  de fissure sous une contrainte cyclique.  
(b) L'effort appliqué  $S$  change en fonction du temps  $t$ . Réf [10]

Basé sur des résultats expérimentaux, la figure (2.3) montre schématiquement le taux de croissance de fissure en fonction de l'intervalle  $K$  de facteur d'intensité d'effort dans l'échelle logarithmique. Noter que  $10^{-7}$  millimètres représentent l'espacement entre les atomes. Dans la région I, quand  $K$  diminue, le taux de propagation de la fissure chute de manière significative. L'asymptote  $K_{th}$  est le seuil de l'intervalle de facteur d'intensité de contrainte ci-dessous ne se produise pas qu'aucune croissance de crrique de fatigue. Les valeurs de  $K_{th}$  sont de 5 à 16 MPa pour des aciers et de 3 à 6 MPa pour les alliages d'aluminium, selon les valeurs de  $R$ . Dans la région III, quand  $K$  est grand, le taux de propagation de la fissure accélère d'une manière significative. Ceci peut se produire quand  $K_{max}$  approche de  $K_c$ , qui représente le  $K$  critique pour le déclenchement de fissuration pour une épaisseur donnée.





**Figure 2.3 :** Le taux  $da/dN$  de propagation de la fissure schématiquement tracé en fonction de l'intervalle de facteur d'intensité de contrainte  $\Delta K$  dans une échelle logarithmique. Réf [10]

Dans la région II, le taux de la propagation de la fissure peut être approximativement linéaire et relié à l'intervalle du  $\Delta K$  de facteur d'intensité de contrainte dans l'échelle logarithmique. La Loi de Paris pour la propagation de la fissure (Paris et autres, 1961 ; Paris et Erdogan, 1963) est

$$\frac{da}{dn} = C(\Delta K)^m \quad (2.6.a)$$

Là où  $C$  et  $m$  représentent les constantes du matérielles. Pour obtenir les valeurs de  $C$  et  $m$ , la méthode du moindre carré peut habituellement être adoptée pour ajuster les données de fatigue dedans la région II représenté par

$$Y = A + BX \quad (2.6.b)$$

Quand

$$Y = \log\left(\frac{da}{dN}\right); \quad X = \log(\Delta K); \quad A = \log C; \quad \text{Et } B = m \quad (2.6.c)$$

La valeur typique de  $m$  est 3.0 pour l'acier de ferrite-perlite, 2.25 pour l'acier martensitique, et 3.25 pour l'acier austénitique. Le rapport  $R$  de charge peut affecter le taux de croissance critique de fatigue.

Il y a des valeurs typiques des constantes matérielles  $C$  et  $m$  pour des aciers sont énumérés dans le tableau 2.1 (Barsom et Rolfe, 1987). Deux approches avec la considération du rapport de charge de contrainte sont discutées dans la section suivante.

**Tableaux 2.1** : Les valeurs typiques des constantes de matérielles  $C$  et  $m$  dans la loi de Paris pour  $R \approx 0$  Réf [9]

Matériel	$C^a$	$m$
Acier de Martensitic	$1.36 \times 10^{-7}$	2.25
acier De ferrite-perlitique	$6.89 \times 10^{-9}$	3
Acier d'Austentitc	$5.61 \times 10^{-9}$	3.25

les valeurs de  $C$  sont obtenues avec les unités de  $\text{MPa} \sqrt{\text{m}}$  pour  $\Delta K$  et  $\text{mm}/\text{cycle}$  pour le  $da/dN$ .

## 2.2 L'équation de Walker

Les effets de rapport de charge peuvent être expliqués par l'intervalle de facteur d'intensité de contrainte équivalent  $\Delta \bar{K}$ , de zéro au maximum, introduit par Walker (1970 : Réf [9,10])

$$\Delta \bar{K} = K_{\max} (1 - R)^x \quad (2.7)$$

Là où  $x$  est une constante dans l'intervalle de 0.4 à 0.9. L'équation de Walker peut être réécrite par

$$\Delta \bar{K} = \Delta K (1 - R)^{x-1} \quad (2.8)$$

Ou

$$\Delta \bar{K} = \frac{\Delta K}{(1 - R)^{1-x}} \quad (2.9)$$

La loi de Paris peut être réécrite par

$$\frac{da}{dN} = C_1 (\Delta \bar{K})^{m_1} \quad (2.10)$$

Pour  $R > 0$ , la substitution de l'équation (2.9) dans (2.10) donne

$$\frac{da}{dN} = C_1 \left( \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-x}} \right)^m \quad (2.11)$$

Le réarrangement de l'équation (2.11) donne

$$\frac{da}{dN} = \frac{C_1}{(1-R)^{m_1(1-x)}} (\Delta K) \quad (2.12)$$

Comparer l'équation (2.5) à (2.6.a) donne

$$C = \frac{C_1}{(1-R)^{m_1(1-x)}} \quad (2.13)$$

Et

$$m = m_1 \quad (2.14)$$

Pour  $R < 0, x = 0$  Par conséquent

$$\Delta \bar{K} = \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-x}} = \frac{\Delta K}{(1-R)} = K_{\max} \quad (2.15)$$

Par conséquent,

$$\frac{da}{dN} = C_1 K_{\max}^{m_1} \quad (2.16)$$

Si  $x = 1$ ,

$$\Delta \bar{K} = \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-x}} = \Delta K \quad (2.17)$$

Par conséquent, il n'y a aucun effet de  $R$  sur le taux de propagation de la fissure.

### 2.3 L'équation de Forman

La propagation de la fissure dépend du  $K_C$ , qui est l'intensité critique du facteur de contrainte pour un matériau et à une épaisseur donnée. Le taux de propagation de la fissure est écrit comme (Forman et autres, 1967) : Réf [9,10]

$$\frac{da}{dN} = \frac{C_2 (\Delta K)^{m_2}}{(1-R) K_C - \Delta K} \quad (2.18)$$

Et

$$\frac{da}{dN} = \frac{C_2 (\Delta K)^{m_2}}{(1-R)(K_C - K_{\max})} \quad (2.19)$$

Les valeurs des constantes pour les équations de Walker et de Forman sont énumérées dans le tableau (2.2) (Dowling, 1999).

**Tableau 2.2** Les valeurs typiques des constantes matérielles dans les équations de Walker et de Forman. Réf [9]

Matériau	Equation De Walker				Equation De Forman		
	$C_1^a$	$m_1$	$\gamma(R \geq 0)$	$\gamma(R < 0)$	$C_2^a$	$m_2$	$K_C^b$
4340 Acier	$5.11 \times 10^{-10}$	3.24	0.42	0	n/a	n/a	n/a
Al2024-T3	$1.42 \times 10^{-8}$	3.59	0.68	n/a	$2.31 \times 10^{-6}$	3.38	110
Al7075-T6	$2.71 \times 10^{-8}$	3.70	0.64	0	$5.29 \times 10^{-6}$	3.21	78.7

(a) Les valeurs de  $C_1$  et de  $C_2$  sont obtenues avec les unités de  $\text{MPa} \sqrt{m}$  Pour  $\Delta K$  et mm/cycle pour le  $da/dN$ .

(b) L'épaisseur du matériau est de 2.3 millimètres

## 2.4 L'estimation de la durée de vie

L'estimation de la durée de vie, sous des conditions de chargement d'amplitude constante, nécessite habituellement l'utilisation de l'intégration numérique.

Généralement,  $K$  augmente avec l'augmentation de  $a$  pour des valeurs constante de  $S$ . Le taux de propagation de la fissure  $da/dN$  peut être exprimé comme

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K, R) \quad (2.20)$$

L'intégration de l'équation (2.20) donne

$$\int_{N_i}^{N_f} dN = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{f(\Delta K, R)} \quad (2.21)$$

Là où  $a_i$  représente la longueur initiale de fissure,  $a_f$  la longueur finale de fissure,  $N_i$  est le nombre de cycles à la longueur initiale de fissure, et  $N_f$  le nombre de cycles à la longueur finale de fissure. Le côté de main gauche de l'équation peut être intégré comme

$$N_{if} = N_f - N_i = \int_{N_i}^{N_f} dN \quad (2.22)$$

Là où  $N_{if}$  représente le nombre de cycles pour la propagation de fissure de la longueur initiale  $a_i$  de fissure à la longueur finale  $a_f$  de fissure.

La loi de Paris donne une forme spécifique pour le taux de progression de la fissure  $da/dN$  comme

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (2.23)$$

On considère la solution pour  $\Delta K$  sous la forme

$$\Delta K = F \Delta S \sqrt{f a} \quad (2.24)$$

Là où  $F$  est une fonction de la géométrie et du chargement.

Le taux de progression de la fissure  $da/dN$  maintenant peut être écrit comme

$$\frac{da}{dN} = C (F \Delta S \sqrt{f})^m a^{m/2} \quad (2.25)$$

Puis, le nombre de cycles  $N_{if}$  pour la propagation de fissure de la fissure initiale de la longueur  $a_i$  à la longueur finale  $a_f$  de fissure, peut être intégré comme

$$N_{if} = \int_{N_i}^{N_f} dN = \int_{a_i}^{a_f} \left( \frac{dN}{da} \right) da = \int_{a_i}^{a_f} \frac{1}{C (F \Delta S \sqrt{f})^m} a^{-\frac{m}{2}} da \quad (2.26)$$

Si nous supposons que  $F$  est une constante, l'équation (2.25) peut être intégrée explicitement comme

$$N_{if} = \frac{\left( 1 - \left( \frac{a_i}{a_f} \right)^{\frac{m-1}{2}} \right)}{C (F \Delta S \sqrt{f})^m \left( \frac{m}{2} - 1 \right) a_i^{\frac{m-1}{2}}} \quad (2.27)$$

Basé sur l'équation (2.27) et les valeurs données de  $C$  et de  $m$ , le nombre de cycles  $N_{if}$  pour la propagation de fissure de demi longueur initiale  $a_i$  de fissure au demi longueur finale  $a_f$  de fissure sous l'intervalle d'effort  $\Delta \dagger$  est obtenu en tant que  $3.99 \times 10^6$ . Réf [9]

### 3. Corrosivité et passivité

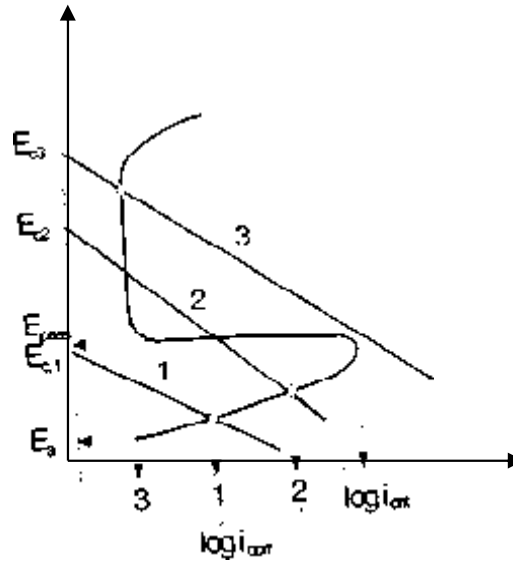
#### 3.1 Introduction

Le comportement électrochimique de corrosion des métaux et des alliages peuvent être étudiées dans des courbes de polarisation, dont ils fournissent plusieurs régions électrochimiques ayant des significations physiques diverses. Un matériel exposé aux environnements agressifs peut être caractérisé par une analyse complète de la courbe de polarisation, qui inclut le processus électrochimique tels que la concentration de polarisation, l'activation de polarisation et de passivation. Un matériel, des solides spécifiquement métalliques, peut montrer un certain degré de corrosivité; c'est-à-dire, la tendance d'un électrolyte agressif (d'environnement) qui cause la dissolution du métal (corrosion par la réaction d'oxydation). Cependant, le matériel peut subir à la passivation dans le même environnement relativement au potentiel du courant. Ainsi, la passivité peut être manifestée par l'électrodéposition due à un composé imperméable du film d'oxyde du métal sur la surface, qui a pour la protection contre la détérioration. De plus, les incréments dans le potentiel, du film laissent habituellement dans le métal nu de l'expérience le potentiel relativement élevé.

#### 3.2 Passivité et pique de corrosion

Les fonds des piques sont positionnés à partir du commencement du développement des fissures quand le matériel est exposé à chargement d'une contrainte constante ou fréquente. La pique de corrosion apparaît quand la couche passive se casse dans quelques endroits pour certaine raison, sur la surface nue du métal qui est exposé à la dissolution électrochimique anodique. En d'autres termes, tandis que la surface passive se comporte pendant la case 3 dans fig.8, le fond du pique, obtient les caractéristiques électrochimiques représentées par la case 2 ou même 1. Qui signifie, que la dissolution rapide du métal implique l'augmentation de la profondeur du pique. Un certain nombre de piques développés, peut cesser d'accroître si le taux de transport de l'oxygène ou la

croissance d'oxyde peut produire la compacité d'une couche passive même à l'intérieur du pique. Selon la condition, le phénomène de pique peut créer un certain nombre de dommages plutôt sérieux sur les parois de canalisation, les réservoirs, la chaudière de jet, etc.... Réf [8]



**Figure 2.4** la courbe de polarisation de métal ou alliage avec passivation à potentiel positif

**La figure 2.5** démontre le schéma de la courbe de polarisation des détails de l'illustration des paramètres idéals qui peuvent être déterminé dans de type de courbe.

$i_p$  = Densité de courant passive

$i_{corr}$  = Densité de courant de corrosion

$i_s$  = Densité de courant secondaire

$i_c$  = Densité de courant critique

$i_{max}$  = densité de courant maximum

$E_{pa}$  = Potentiel passif

$E_{corr}$  = Potentiel de corrosion

$E_{O_2}$  = Évolution de l'oxygène potentiel

$E_{pp}$  = Passif primaire potentiel

$E_p$  = Potentiel de piqure de corrosion



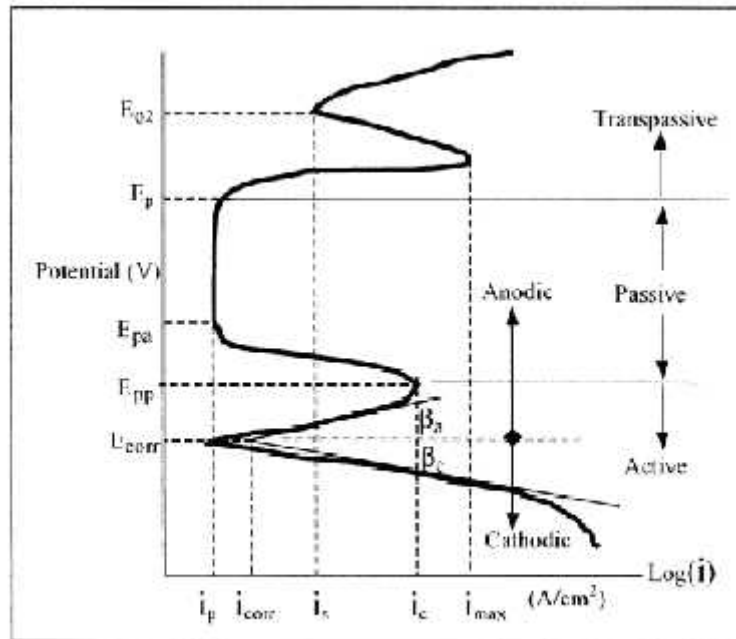
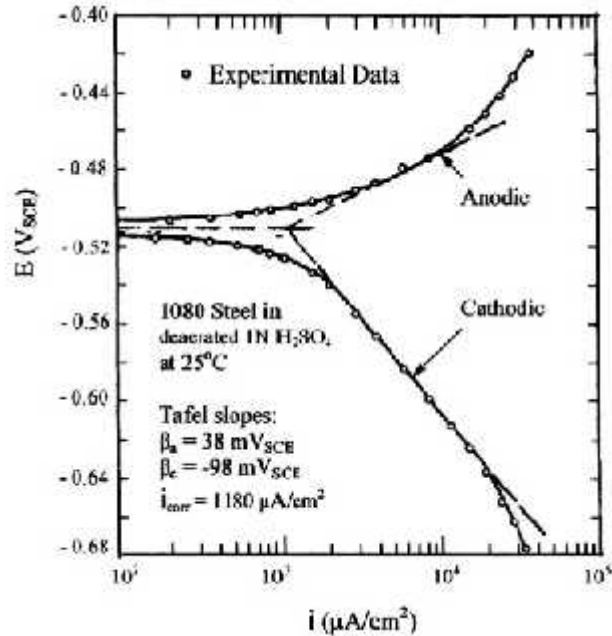


Figure 2.5 hypothèse de la courbe de polarisation. Réf [7]

### 3.1.1 La courbe de polarisation:

La Figure 2.6 montre une courbe (potentiostatic) par étapes de polarisation pour un acier eutectoid dans la solution acide sulfurique. Cette courbe de polarisation est clairement divisée en régions anodiques et cathodiques. Les pentes de Tafel pour ces régions et la densité de courant de corrosion peuvent être déterminées très facilement. Le convenable des données expérimentales extraites à partir de cette figure sont incluses comme légende. Noter cela la courbe de polarisation couvre des données près du potentiel de corrosion ( $-0.51 \text{ V}_{\text{SCE}}$ ) seulement. On l'indique clairement sur La figure 2.6 ce rassemblement par une grande quantité de données pour tracer la courbe de polarisation aux potentiels loin du potentiel de corrosion, qui est un processus long. Par conséquent, un potentiostat automatisé semble à alléger le procédé expérimental de prolongation pour ce type de caractérisation.



**Figure 2.6 :** La courbe de polarisation expérimentale pour un acier eutectoid 1080 dans une solution d'acide sulfurique. Réf [7]

### 3.2 Mécanisme de croissance de pique :

Le point le plus important dans la théorie de la croissance de la pique est la formation d'une cellule de corrosion sur la surface passive, celle ci qui a la conductivité électronique permettant la réaction cathodique de la réduction de l'oxygène à  $H_2O$  dans l'acide, ou les ions de  $OH^-$  dans les solutions neutres et alcalines (c.-à-d. quand le pH > 5), et la dissolution anodique active du métal au fond du pique, qui n'est pas passive en raison de la présence des ions de  $Cl^-$  c.-à-d. au taux élevé de dissolvant anodique (fig. 10). Quand ils s'accumulent dans le vide, l'hydrolyse des ions formés dans le métal avec des molécules d'eau formées par les hydroxydes dans le métal et les  $H^+$  des ions. Par cette réaction le pH peut se diminuer à 2 ou 3 au fond de la pique, mais pas moins. La différence entre le potentiel cathodique sur la surface passive et le potentiel anodique actif de dissolution au fond de pique est compensée par la chute de tension dans l'électrolyte à l'intérieur de la pique. Cette différence de potentielle n'est pas plus grande que  $200mV$  , réf [8].

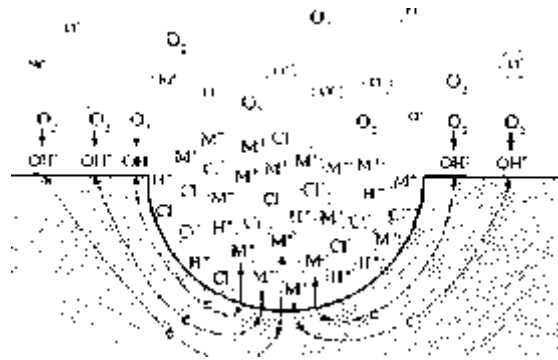


Figure 2.7 Représentation schématique du mécanisme de croissance dans la pique Réf [8]

### Action micro de cellules dans la croissance de pique :

- Réduction de l'oxygène sur les surfaces adjacentes (processus cathodique)
- Dissolution en métal au fond de pique (processus anodique).

### 3.3 Formation du film oxyde à haute température

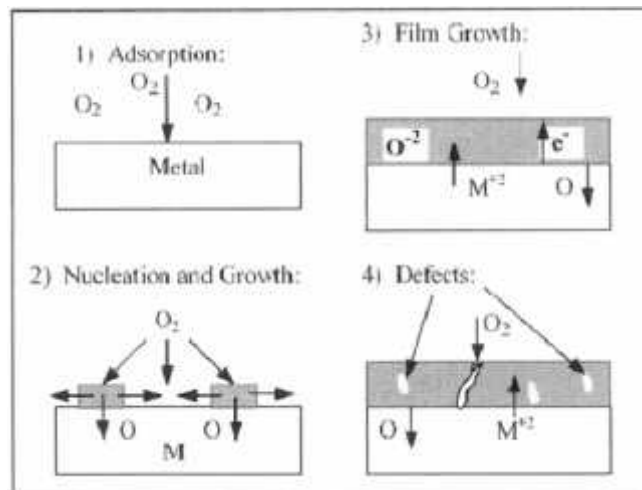


Figure 2.7 Formation du film oxyde réf [7]

La séquence d'opérations schématiques pour l'entartrage indique que l'adsorption du mécanisme atomique de l'oxygène sur la surface du le métal à l'étape 1, à la amorçage et à la croissance se produit aux emplacements capables de faveur jusqu'à un film mince d'oxyde couvrant la surface en métal à l'étape 2. Si le film manque de la macro et se produit comme montré dans l'étape 3, l'oxydation sur le métal se produit. À l'étape 4, la balance d'oxyde s'épaissit et les efforts de croissance causent des défauts comme porosité, cavités, et des micros fissures. En conséquence, la balance d'oxyde non protectrice et le métal sont oxydés par un mécanisme différent [5]. Des défauts, il protège le métal contre s'oxyder pas plus. Quand électrons de balance qui émigrent par le film d'oxyde pour réagir avec atomique.

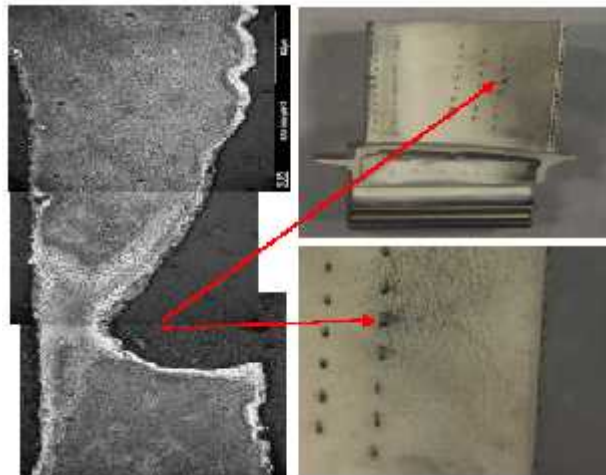
#### **4. Conclusion**

Dans ce chapitre l'étude des lois de la propagation ainsi que ses formulations nous, permettent de retrouver les formulations de la mécanique de la rupture. Mais aussi les formulations électrochimiques qui nous éclairent sur le mécanisme de la détérioration en fatigue corrosion à dommage existant.

## 1. Introduction

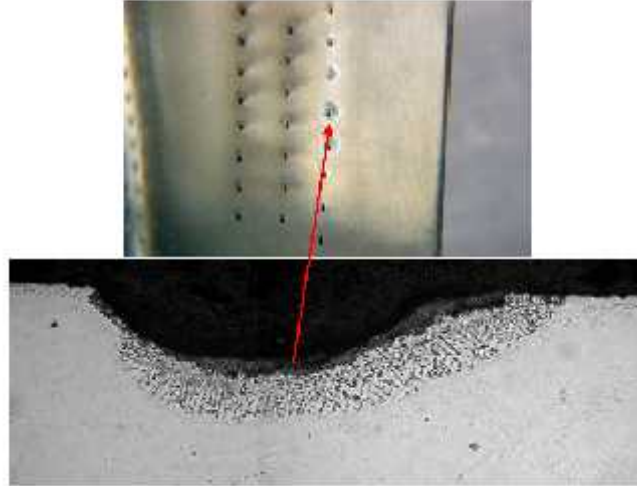
Dans ce chapitre, on traite le processus de dommages dû à l'interaction fatigue corrosion piquetée, à haute température, en utilisant le calcul semi empirique d'après le concept de tolérance au dommage.

L'interaction fatigue-corrosion est l'un des dommages localisés que nous les trouvons souvent dans des aubes de turbines HP sous forme de pique, ce dernier menant à l'initiation de crique de fatigue-corrosion qui croit jusqu'à l'amorçage de la fissure, qui se propage jusqu'à la rupture finale. Ce phénomène considéré comme un des mécanismes de dégradation les plus significatifs en fonction de la durée de vie. Les piques de corrosion se trouvant souvent sous forme de trous qui sont répartis sur la surface d'aube, qui sont une cause importante pour créer des dommages à multiples emplacements comme l'illustrent les figures (3.1 ; 3.2), puisque des criques de fatigue sont observées au stade d'initiation.



**Figure 3.1:** Aube HPT du turbopropulseur Retiré (S/N: ALLISON 501-D22)

Avec 48,500 Heures de fonctionnement sans réparation réf [11]:



**Figure3.2 :** Aube de THP de turbopropulseur retirée (S/N: ALLISON 501-D22)  
Avec 39,000 Heurs sans réparation réf [11]:

En ce chapitre pour la prévision de la vie par fatigue corrosion nous nous sommes basés sur un modèle de prévision de vies à l'initiation et la propagation des piques de fatigue corrosion et appliqué et adapté à notre problème de turbine haute pression.

Ce modèle a été proposé pour la première fois par Goswami et Hoepfner, ils compte les étapes suivantes réf [5]:

1. Initiation de pique (amorçage).
2. Croissance de pique.
3. Transition du pique de corrosion à l'initiation de crique de fatigue,
4. Fissuration lente.
5. Transition de fissure lente à fissuration rapide.
6. Fissuration rapide.
7. Rupture finale.

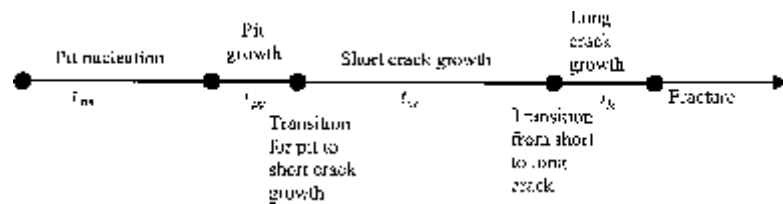
Quatre phases principales (1, 2, 4 et 6) et trois étapes supplémentaires (l'étape 3, 5 et 7) sont considérés pour la transition entre les phases.

Les modèles mathématiques appropriés, qui sont basés sur des considérations mécaniques, sont développés pour décrire l'accumulation de dommages dans chacune des sept étapes.

## 2. Description du modèle

Les tâches principales dans le développement du modèle, pour la prédiction de la durée de vie (nombre de cycle de fonctionnement), à la fatigue corrosion, sont : (i) pour identifier les processus mécaniques des dommages dans toutes les sept étapes, (ii) La considération principalement en initiation de pique de corrosion, croissance de pique, fissuration lent et fissuration rapide dans les super alliages à base de Nickel. Depuis les trous répartis sur la surface d'aube, qui sont considérés comme les emplacements critiques à cause de la forte concentration de contrainte pour l'initiation de pique, le processus de dommages commence à la surface du trou. On suppose de les matériaux qui nous concernent sont les supers alliages de Nickel (Ni-738 et Ni-718), qui est très utilisé dans les HP.

La vie prévue au phénomène de fatigue corrosion peut être représenté par la somme des vies retrouvées dans les quatre phases suivantes (Figure3.3) :



**Figure3.3** : Sept étapes de la vie de fatigue corrosion piquetée [Réf: 4].

$$t_f = t_{pn} + t_{pg} + t_{sc} + t_{lc} \quad (3.1)$$

Où :

$t_{pn}$  est le temps nécessaire pour l'initiation de pique,

$t_{pg}$  est la durée pour la croissance de pique.

$t_{sc}$  est la durée pour la propagation de la fissuration lente.

$t_{lc}$  est la durée pour la propagation de la fissuration rapide .

## 2.1 L'initiation de pique de corrosion

C'est la première étape dans le modèle de processus de dommages. On le lie aux processus électrochimiques pendant la corrosion qui ont comme conséquence l'initiation d'un pique de corrosion. L'heure de piquer d'initiation dépend des facteurs tels que les électrolytes, les charges, les matériaux etc., qui ne sont pas bons compris encore.

La méthode proposée suppose que le temps au  $t_{pn}$  d'initiation de pique de corrosion comme le tiers de temps de dommage par fatigue seulement, on prend cette hypothèse à partir des résultats expérimentaux réf [5]. Pour cela on a fait l'étape de calcul d'initiation de dommage à l'interaction fatigue fluage et on intègre ces résultats dans ce travail.

## 2.2 Modèle de croissance de pique de corrosion

La deuxième étape se relie à la croissance de pique de fatigue corrosion, qui initie aux particules constitutives et comporte des processus électrochimique affectés par des faisceaux des particules. Les piques sont constitués par la corrosion galvanique localisée près des particules constitutives exposées. Car les piques se développent, les particules exposées agiront l'un sur l'autre et contribueront à la croissance de pique. Le modèle utilisé basé sur l'équation de Faraday au calcul de durée pour la croissance de pique. La phase se termine quand le pique devient à une taille critique menant la transition à l'initiation de fissure.



Dans ce modèle, on assume que le pique se développe à un taux volumétrique constant selon la loi **de Faraday** réf [7] :

$$\frac{dv}{dt} = \frac{MI_{po}}{nF\dots} \exp\left(-\frac{\Delta H}{RT}\right) \quad (3.2)$$

Là où  $M$  est le poids moléculaire du matériel,  $n$  est la valence,  $F$  est constante de Faraday,  $\dots$  est la densité,  $\Delta H$  est l'énergie d'activation,  $R$  est la constante de gaz universelle,  $T$  est la température absolue, et  $I_{P0}$  est le coefficient courant de piqûre de corrosion, qui dépend la température d'aube de turbine HP.

La forme du pique est géométriquement tout à fait complexe. Comme approximation, on assumera que la forme est la moitié d'un sphéroïde allongé. Puis, le volume du pique peut être exprimé comme suivant :

$$V = \frac{2}{3} f c a^2 \quad (3.3)$$

Là où  $c$  et  $a$  sont les demis longueurs des axe principales majeur et mineures, respectivement.

Le temps dépendant le comportement de  $c$  et de  $a$  dans Eq.(3.3) sont essentiel au modèle de croissance de pique dans Eq.(3.2). Comme suggéré par Harlow et Wei réf [12], il y a trois approches possibles pour ce problème :allongement constant, allongement dépendant du temps discret, et allongement dépendant du temps continu. Les derniers deux approches sont tout à fait complexes et difficiles à mettre en application. Comme différence entre la simplicité et l'exactitude, la constant d'allongement est choisi comme :

$$\frac{a}{c} = \{k, \quad k > 0, \{k \leq 1 \quad (3.4)$$

Dans ce projet, pour notre application nous prenons, nous prônerons le  $k = 1$ , de sorte que le pique soit hémisphérique.

Combinaison de l'Eq.(3.3) avec Eq.(3.4),

$$V = \frac{2}{3} f c^3 \quad (3.5)$$

Application de la loi de Faraday,

$$V = \frac{2}{3} f (c^3 - c_0^3) = \frac{MI_{p0}(k)}{nF \dots} \exp\left(-\frac{\Delta H}{RT}\right) t \quad (3.6)$$

Puis, la durée pour la croissance de pique d'écrire comme :

$$t_{pg} = \frac{2f nF \dots}{3MI_{p0}(k)} (c_{ci}^3 - c_0^3) e^{(\Delta H/RT)} \quad (3.7)$$

Où  $C_{ci}$  est la taille critique de pique menant à l'initiation de la fissure, et  $C_0$  est la taille initiale.

### 2.3 Détermination de la taille critique du pique:

*Transition du pique à l'initiation de crique de fatigue réf [14] :*

La troisième étape est la transition de la croissance de pique à l'initiation de crique de fatigue, où les effets mécaniques tels que le facteur d'intensité de contrainte héritent le jeu. L'initiation de la crique de fatigue est contrôlée par la concurrence entre les processus de la croissance de pique et de la propagation de la fissure. Deux critères peuvent être employés pour décrire le processus de transition Réf [12. p.1497] :

1- Le facteur d'intensité de contrainte pour la propagation de la fissure extérieure équivalente pour le pique atteint le facteur d'intensité de contrainte de seuil pour la croissance de crique de fatigue.

2- Le taux de propagation de la fissure de fatigue par corrosion excède le taux de croissance de pique. Dans la discussion ci-dessous, les modèles pour la propagation de la lente fissuration de croissance et de corrosion de pique sont étudiés pour dériver la taille de transition. Employer le premier et le deuxième critère.

$$(\Delta k_{eq})_{pit} = (\Delta k_{eq})_{crak} \quad (3.8)$$

Puisque les piques de l'initiation de fissure sont petits comparés au rayon des trous d'aube, ils peuvent être considérés trompeurs car les fissures extérieures dans l'arête de la plaque semi infinie soumise à la contrainte maximum  $(k_t ; \quad)$  au trou circulaire.

Alors le facteur équivalent d'intensité de contrainte de pique peut être exprimé comme

$$(\Delta k)_{pit} = \frac{1.12k_t \Delta \dagger \sqrt{f c}}{w} \quad (3.9) \text{ réf [14]}$$

$$w = \int_0^{f/2} (\sin^2 \theta + (c/a)^2 \cos^2 \theta)^{1/2} d\theta \quad (3.10) \text{ réf [14]}$$

Où  $k_t$  représente le facteur de concentration de contrainte du trou circulaire,  $\dagger$  représente l'intervalle de contrainte éloignée, et  $\kappa$  est le facteur de forme déterminé par le  $\kappa$ . Dans cette étape de transition, on assume que le pique est un hémisphère, comme discuté dans la section 2.2, et le volume du pique peut être exprimé par Eq.(3.5). Puis, le taux de croissance de volume peut être exprimé comme suit

$$\frac{dv}{dt} = d \left( \frac{2f}{3} c^3 \right) / dt = 2f c^2 \frac{dc}{dt} = C_p \quad (3.11)$$

Pour la simplicité, nous supposons

$$C_p = \frac{MI_{po}(k)}{nF...} \exp\left(-\frac{\Delta H}{RT}\right) \quad (3.12)$$

Puis, le taux de croissance de pique peut être exprimé comme

$$\frac{dc}{dt} = \frac{C_p}{2f c^2} \quad (3.13)$$

Après, le taux de la propagation de la fissuration lente doit être considéré comme l'afin d'application de deuxième critère de la transition. Un modèle simple de loi de puissance est employé pour modeler la propagation de la fissuration lente, mais le paramètre appliqué est différent du modèle la propagation de la fissuration rapide. (Le modèle sera discuté en détail dans la prochaine sous section 2.4).

$$\frac{da}{dN} = C_{sc} (\Delta k)^{m_{sc}} \quad (3.14)$$

Où  $C_{sc}$  est une constante de matériau et les  $m_{sc}$  est l'exposant de croissance. Noter que dans cette équation et aux étapes suivantes se rapporte à la taille de fissure, et ne doit pas être confondu avec le paramètre  $a$  de la taille de pique dans les Eqs.(3.3), (3.4) et (3.10).

Puisque le taux de progression de la fissure de fatigue par corrosion des supers alliages (Ni-738 et Ni-718) sont indépendants de la fréquence  $f$ , Eq.(3.16) peut être exprimée comme suit

$$\frac{da}{dt} = C_{sc} (\Delta k)^{m_{sc}} f \quad (3.15)$$

Égalisation des deux taux de croissance dans Eqs.(3.13) et (3.15), et renouvelant Eq.(3.9), la taille critique de pique pour la transition à l'étape courte de progression de la fissure peut être obtenue comme suit :

$$a_{ci} = \left( \frac{C_p}{2f C_{sc} f} \right)^{2/(m_{sc}+4)} \left( \frac{\Phi}{1.12k_t \Delta \sqrt{f}} \right)^{2m_{sc}/(m_{sc}+4)} \quad (3.16)$$

Lorsque on obtient la taille de pique de transition, la durée pour la croissance de pique à cette taille peut être calculée d'Eq.(3.7). Si le crique est petit quand une fissure émane, alors la vie restante de la fatigue sera longue, en raison de la longue période de la propagation de la fissuration lente avant la transition à la fissuration rapide. Si le crique est grand au déclenchement de la fissure, alors la vie restante se raccourcit. Ces deux cas sont commandés par la limite  $C_{ci}$ , dans Eq.(3.7), qui est la taille de la transition du pique à la fissuration lente réf [13].

## 2.4 Progression de la courte fissuration

La quatrième étape est l'étape de la fissuration lente impliquant des facteurs chimiques et microstructuraux et leurs interactions. Les applications dans lesquelles la mécanique de rupture a été employée dans la pratique réelle. Cependant, l'effet important de la propagation de la fissuration lente sur la prévision de la durée de vie de fatigue a suscité de plus en plus l'attention ces dernières années.

Beaucoup d'études ont constaté que le taux de la propagation de la fissuration lente excède le taux de propagation correspondant de la fissuration rapide, et que les fissurations lente se développent aux intensités de contrainte au-dessous du seuil de fissuration rapide.

Il est incertain d'appliquer le modèle de progression de la fissure de loi de Paris, qui est appliquée largement dans l'intervalle de la fissuration rapide, à la fissuration lente, qui est non seulement une microstructurale mais également un processus chimique. Bien que beaucoup de recherches ont été faites dans ce secteur, il a été difficile de dériver une formule explicite pour la propagation de la fissuration lente, particulièrement de l'environnement corrosif réf [4].

Un modèle est présenté ici pour expliquer les incertitudes en décrivant le rapport entre le facteur d'intensité de contrainte et le taux de la propagation. La formule empirique a une forme semblable à la loi de Paris. Cependant, les paramètres

appliqués sont des données expérimentales. Puis, le modèle de progression la fissuration lente peut être exprimé comme suit

$$\frac{da}{dN} = C_{SC} (\Delta k)^{m_{sc}} \quad (3.17)$$

Pour la propagation de la fissuration lente, on le suppose que la fissuration lente est une fissure extérieure semi-circulaire dans la forme dans un plaque infini avec un trou circulaire. Alors le facteur d'intensité de contrainte est donné près

$$\Delta k = s \Delta \dagger \sqrt{f} c \quad (3.18)$$

Où  $s = (2.2/f) k_t$ , et le  $k_t$  est le facteur de concentration de contrainte résultant des trous de rivet circulaires. Substitution D'Eq.(3.18) dans Eq.(3.15),

$$\frac{da}{dt} = C_{SC} \left( 2.2 k_t \Delta \dagger / \sqrt{f} \right)^{m_{sc}} f \quad (3.19)$$

Puis, la durée pour la propagation de la fissuration lente à la taille de transition à la progression de la fissuration rapide est indiquée par réf [9] :

$$t_{sc} = \frac{2}{2 - (m_{sc}) f C_{SC} \left( 2.2 k_t \Delta \dagger / \sqrt{f} \right)^{m_{sc}}} \left( a_{th}^{1 - (m_{sc}/2)} - a_{ci}^{1 - (m_{sc}/2)} \right) \quad (3.20)$$

Où  $a_{th}$  est la taille de transition de la fissuration lente à une fissuration rapide, qui est discutée dans la prochaine sous-section.

## 2.5 Transition de fissure lente à fissuration rapide

On a proposé des approches expérimentales et analytiques pour déterminer la taille de transition  $a_{th}$  de la propagation de la fissuration lente pour désire ardemment la propagation de la fissure [14]. Une approche analytique égalisant les taux de propagation à la fissuration lente et aux étapes de la fissuration rapide, des

semblables à la transition plus tôt entre le pique et la fissuration lente, a été mentionnée par Kaynak et autres [13] pour les supers alliages à base de nickel. On a rapporté  $a_{th}$ , pour être dans une intervalle de 0.5 et 10 micromètres, et on a considéré 1 millimètre comme moyenne raisonnable réf [14].

Par conséquent, en ce projet,  $a_{th}$  est traité comme une valeur moyenne de 1 micromètre. L'effet de son éparpillement est étudié dans le calcul numérique dans le chapitre quatre.

## 2.6 La propagation de la fissuration le rapide

La loi largement répandue de Paris peut être employée dans cette étape pour estimer la durée de propagation de la fissuration rapide, exprimée comme

$$\frac{da}{dN} = C_{lc} (\Delta k)^{m_{lc}} \quad (3.21)$$

Où  $C_{lc}$  est la constant de matériau pour la fissuration rapide, et le  $m_{lc}$  est l'exposant de croissance pour la fissure. Le facteur d'intensité de contrainte simplement être exprimé par :

$$\Delta k = S \Delta \dagger \sqrt{f a} \quad (3.22)$$

Où  $=k_t$ , en raison de l'effet du trou circulaire dans la plaque infinie a considéré. Semblable à Eq.(3.20), la durée pour la longue progression de la fissure est exprimée par : Réf [9]

$$t_{lc} = \frac{2}{(2 - m_{sc}) f C_{lc} (k_t \Delta \dagger / \sqrt{f})^{m_{lc}}} \left( a_F^{1 - (m_{sc}/2)} - a_{th}^{1 - (m_{sc}/2)} \right) \quad (2.23)$$

Où  $a_f$  indique la longueur critique pour l'interaction fatigue corrosion. Une taille de fissure au delà de cette valeur est considérée à comme une défaillance.

## 2.7 La rupture finale

Une taille indiquée de la fissure est considérée à ce stade comme le critère de défaillance (rupture). Ce n'est pas la taille réelle de la fissure à laquelle la structure rompra, mais une taille considérée comme inacceptable ou avoir besoin de la réparation. Particulièrement dans le cas des emplacements multiples, l'état de défaillance est plus compliqué, et l'effet collectif des divers emplacements simples de fissures doit être considéré. Le choix de cette valeur indiquée dépend des considérations pratiques. Dans l'exemple numérique, on assume que la longueur critique de fissure est une valeur déterministe de 1 millimètre.

## 3. Conclusion

Le travail réalisé permet de calculer les durées de vie à la croissance et la propagation de piques de corrosion. Pour appliquer ce modèle il faut introduire tous les paramètres qui concernent les caractéristiques des matériaux et les paramètres d'environnements. Avec tenant compte du calcul préalable des contraintes. Cette partie sera étudiée dans le chapitre suivant.



## 1. Introduction

Dans ce chapitre on applique notre modèle préventif sur les aubes du premier étage de la turbine à haute pression (HPT) d'un turbopropulseur, qui doivent résister au fluage, à la fatigue à haut cycle, et à la corrosion à haute température, pour une durée de temps bien déterminée. Au delà de cette période leur intégrité devient incertaine. Afin de définir ce temps avant et après l'initiation de fissure, il est nécessaire de calculer la vie aux phénomènes de détériorations majeurs qui est l'interaction fatigue-corrosion à haute température, et cette dernière cause en plus le phénomène de fluage due à l'importance des fluctuations des contraintes thermomécanique.

Le modèle nécessite le calcul des contraintes mécaniques, thermiques et l'évaluation des durées de vies à la fatigue-corrosion avec le choix des propriétés des matériaux en fonction des températures fonctionnement. Et en plus de calculer l'énergie d'activité due à formation du film d'oxyde à ces températures.

En considère l'aube comme une structure refroidie c'est-à-dire possède des trous sur la surface ainsi le matériau considérés sur avis des exploitants est le Ni738.

On applique notre modèle préventive à la tolérance au dommage déterminé dans le chapitre trois, dans un seul site de dommage.

## 2. Calcul thermodynamique

Pour déduire les températures et les pressions [4] on a le schéma simplifié d'une turbine à gaz (Figure 4.1).

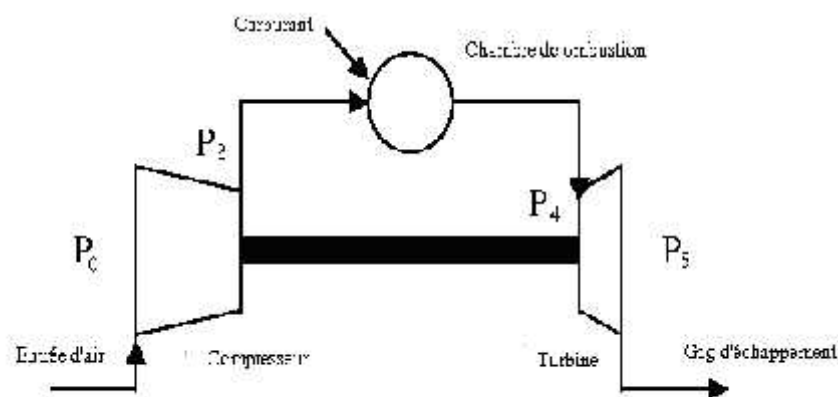


Figure. 4.1 : Schéma simplifié d'une turbine à gaz.

## 2.1 Le stator

D'après le cycle de Brayton :

$$\frac{P_3}{P_0} = \left( \frac{T_3}{T_0} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (4.1)$$

$$P_3 = P_4 \quad (4.2)$$

Avec  $P_4$  est la pression aérodynamique à l'entrée de la turbine, et  $P_0$  est la pression ambiante égale à 1atm.

Le rapport de pression ( ) dépend du nombre des étages de compresseur  $n$ , et du taux de compression  $r$  :

$$f = (r)^n \quad (4.3)$$

Donc on peut déduire la température  $T_3$  prélevée du compresseur et qui est la température de refroidissement  $T_{refd}$  :

$$T_{refd} = T_0 (f)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad (4.4)$$

La température d'entrée de la turbine  $T_4$  est une donnée dépendante du type de moteur.

$$T_{gaz} = TET \quad (4.5)$$

$T_{gaz}$  : la température des gaz traversant le 1<sup>er</sup> étage de la turbine de stator

## 2.2 Le rotor

Pour calculer la pression qui traverse le 1<sup>er</sup> étage rotor de la turbine on a :

$$\frac{P_5}{P_4} = \left( \frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{x_t}{x_t - 1}} \quad (4.6)$$

Lors d'un fonctionnement optimal on a :

$$\frac{P_5}{P_4} = \frac{P_0}{P_3} = \frac{1}{f} = r'^{n'} \quad (4.7)$$

Avec  $r$  le taux de détente de la turbine et  $n$  est le nombre des étages de la turbine qui est égale à 4, donc on pourra calculer  $r'$  :

$$r' = \left( \frac{1}{f} \right)^{\frac{1}{n'}} \quad (4.8)$$

Le rapport de détente par étage de la turbine est tel que :

$P_{4-1}$  est la pression à l'entrée du rotor de 1<sup>er</sup> étage de la turbine.

La température traversant le 1<sup>er</sup> étage des aubes de rotor se traduit comme suit :

$$T_{4-1} = T_4 (r')^{\frac{x_t - 1}{x_t}} \quad (4.9)$$

$T_{4-1}$  : est la température à l'entrée du rotor de 1<sup>er</sup> étage de la turbine.

On peut déduire la température de refroidissement  $T_{refd}$  traversant le 1<sup>er</sup> étage de rotor de la turbine  $T_{3-1}$  :

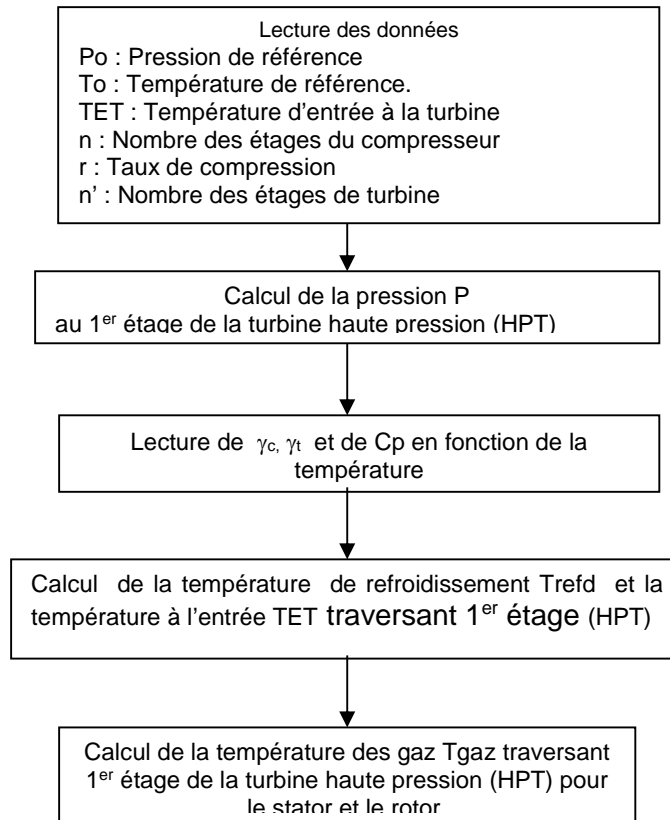
Si on suppose que la vitesse axiale ne change pas à travers le rotor, et la vitesse tangentielle est zéro, la température relative du gaz traversant le rotor peut être écrite en fonction de la vitesse de rotation à  $N$  de la turbine réf [15]:

Cette équation calcul la température des gaz traversant le 1<sup>er</sup> étage de la turbine :

$$T_{gas} = TET + \frac{(NR)^2}{2C_p} = TET + \frac{(2fNR)^2}{2C_p} \quad (4.10)$$

R le rayon, et  $C_p$  dépend de la température

L'organigramme de la routine préparant les données du programme principale (Figure 4.2) est donné ci-dessous :



**Figure 4.2 :** Organigramme de la procédure des calculs des températures et des pressions dans les aubes de la turbine haute pression

### 3. Calcul des contraintes mécaniques

L'aube est considérée comme une poutre de dimension connue. Pour l'analyse statique de la poutre, deux cas sont considérés.

L'aube du stator est considérée comme une poutre à deux encastremets en équilibre statique (Figure 4.3).

L'aube du rotor est considérée comme une poutre à un encastrement et à un bout libre (Figure 4. 4).

On peut ainsi calculer la force et le moment de réaction résultant l'encastrement pour les deux cas :

- L'aube du stator subi uniquement la pression des forces aérodynamiques.

- L'aube du rotor résiste à la fois à la force aérodynamique et la force centrifuge.

### 3.1 Les contraintes sur l'aube stator

La résolution des équations d'équilibre pour la configuration adoptée (figure 4.3)

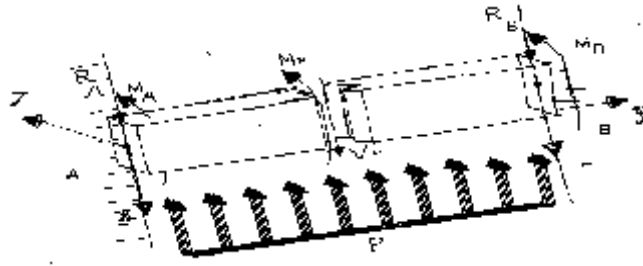


Figure .4.3 : Les chargements sur aube de stator.

L'effort tranchant et le moment fléchissant agissant sur la poutre [2] sont:

$$M_p = P e_p \left( \frac{L_p^2}{2} - \frac{L_p}{2} y + \frac{y^2}{2} \right) \quad (4.11)$$

$$T_p = P e_p \left( y - \frac{L_p}{2} \right)$$

Où  $L_p$  la longueur de la poutre.

$E_p$  épaisseur

Les contraintes de flexion et de cisaillement produites sont :

$$\dagger_y = -\frac{12Px}{w_p^3} \left( \frac{L_p^2}{2} - L_p y + \frac{y^2}{2} \right) \quad (4.12)$$

$$\dagger_{xy} = \frac{-6P}{w_p^3} (y - L_p) \left( \frac{e_p^2}{4} - x^2 \right)$$

Où  $W_p$  est la largeur de la poutre

On remarque que la contrainte  $\tau_y$  est plus élevée d'un rapport  $2L_p / w_p$ , t. Donc n'est pas possible de négliger la contribution du cisaillement.

### 3.2 Les contraintes sur l'aube rotor

De la même façon que la cas précédant, il est possible de trouver l'effort tranchant et le moment fléchissant agissant sur la poutre encastree libre.

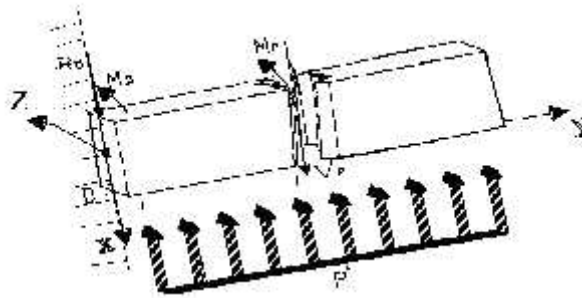


Figure 4.4 : Les chargements sur aube de rotor

$$M_p = P' e_p \left( \frac{L_p^2}{2} - L_p y + \frac{y^2}{2} \right) \quad (4.13)$$

$$V_p = P' e_p (y - L_p)$$

Il est possible de calculer la contrainte produite par le moment de flexion et l'effort de cisaillement avec les équations

$$\tau_y = -\frac{12P'x}{w_p^3} \left( \frac{L_p^2}{2} - \frac{L_p}{2} y + \frac{y^2}{2} \right) \quad (4.14)$$

$$\tau_{xy} = \frac{-6P'}{w_p^3} \left( y - \frac{L_p}{2} \right) \left( \frac{e_p^2}{4} - x^2 \right)$$

La force de centrifuge  $F_c$  tend à produire une traction dans la direction  $y$  [8-10].

$$F_c = \left( \frac{2f N}{60} \right)^2 (R + L_p) \dots L_p w_p e_p \quad (4.15)$$

D'où :

$$\tau_{y \max} = 3P' \frac{L_P^2}{w_p^2} + \frac{F_C}{w_p e_p} \quad (4.16)$$

### 3.3 Calcul de la contrainte mécanique maximale

D'après troisième loi de la résistance, la contrainte mécanique maximale sera évalué par :

$$\tau_{mec} = \sqrt{(\tau_{y \max})^2 + 4(\tau_{xy \max})^2} \quad (4.17)$$

Les maximum et minimum doivent être connus pour définir les pics du cycle de contrainte mécanique :

1. La contrainte mécanique maximum ( $\tau_{mec \max}$ ) est produite à la pression maximum.
2. La contrainte mécanique minimum ( $\tau_{mec \min}$ ) est produite à la pression minimum qui est P0 :

### 3.4 Application aux turbines rotor et stator de l'Allison

Les données retrouvées à Air Algérie et confirmées par la bibliographie [9] :

Pour le compresseur, on a 14 étages et le taux de compression égal à 1.2.

Les températures et les pressions initiales sont :

Avec  $T_0 = 15^\circ\text{C} = 288^\circ\text{K}$

Et  $P_0 = 1 \text{atm}$

$10.13 \times 10^4 \text{ N/m}^2$

Les dimensions géométriques des aubes sont les suivantes :

**Tableau 4.1** : Les données sur l'application ALLISON réf [16]

	<b>Stator</b>	<b>Rotor</b>
La corde= $w_p$	29.86 mm	27.45 mm
La longueur= $L_p$	32.16 mm	32.16 mm
Le rayon= $R$	200.00 mm	200.00 mm
L'épaisseur= $e_p$	5.00 mm	5.00 mm
La vitesse de rotation= $N$	0 tr/min	13820tr/min
La masse volumique= ...	8110 Kg/m <sup>3</sup>	8110 Kg/m <sup>3</sup>
Nombre des aubes	43	64

## 4. Calcul des contraintes thermiques

### 4.1 Les Contraintes thermiques

L'amplitude de la contrainte thermique est déterminée par :

$$\dagger_{th} = E \alpha (T - T_0) \quad (4.18)$$

est le coefficient de la dilatation thermique du matériaux de l'aube. La variation de température constitue un cycle de température et donc un cycle de contrainte thermique.

#### 4.2.1 La température de l'aube

La température à n'importe quel emplacement considérée de l'aube est influencée par :

- (i) La température de l'écoulement des gaz autour de l'extérieur de l'aube,
- (ii) La température de l'air de refroidissement à l'admission et, à la sortie de l'aube.

La combinaison entre convection et efficacité de refroidissement a été définie d'après réf [15] comme:



$$CEFF = \frac{(T_{gas} - T_{aue})}{(T_{gas} - T_{refd})} \quad (4.19)$$

L'efficacité de refroidissement d'une aube de rotor dépend de la température des gaz du compresseur (refroidissement) par rapport à celle de l'aube.

On suppose que la température des gaz de refroidissement est identique à la température de sortie des gaz quittant le compresseur (HPC). Il n'est pas irraisonnable de supposer que le coefficient de l'efficacité de refroidissement (CEFF) à chaque point de fonctionnement reste presque invariable.

Quoique les aubes de la turbine HP puissent être dégradées, on suppose également que leur efficacité de refroidissement ne change pas.

La température du métal et le CEFF peuvent être représentés à partir de l'équation (4.19) par l'équation simple suivante :

Le CEFF a une valeur typique de 60%.

$$T_{aube} = T_{gas} - CEFF(T_{gas} - T_{refd}) \quad (4.20)$$

On envisage que les températures calculées par cette méthode seront sous estimées, parce on ne prend pas en compte le taux d'absorption de la chaleur. Cependant, pour la recherche la vie sure, cet écart de température est plus conservateur.

## 4.2 .2 Le cycle thermique

La contrainte thermique est une condition par la quelle les cycles de déformation soient principalement provoqués par le cycle de la température (figure 4-5).

La température d'entrée de la turbine (TET) est de l'ordre de  $T_1 = 820^\circ\text{C}$  pendant la phase de démarrage, et elle augmente brusquement au décollage jusqu'à  $T_3 = 1071^\circ\text{C}$ , et elle recule à  $T_2 = 932^\circ\text{C}$  qui représente la température de vol.

Dans ce cas la contrainte thermique est maximale en décollage. Ce qui représente un pic de contrainte qui est négligé :

La contrainte thermique est minimum à l'arrêt et est presque égale à 0.

$$\dagger_{th \text{ min}} = 0 \quad (4.21)$$

La contrainte thermique pendant le vol qu'on peut l'assimilée à une contrainte thermique moyenne peut être calculée d'après l'équation (IV.18) :

$$\dagger_{th} = (\dagger E(T_{aube3} - T_{aube0}) - \dagger' E'(T_{aube2} - T_{aube3})) / 2 \quad (4.22)$$

$T_{aube0}$  : est la température de l'aube de référence que l'on prend égale à 25°C.

$T_{aube2}$  : est la température de l'aube en vol par équation (4.20).

$T_{aube3}$  : est la température de l'aube en décollage déterminée par équation (4.20).

$E, E'$  : Module de Young dépendant de la température annexe 1.

$\dagger, \dagger'$  : Coefficient de dilatation dépendant de la température annexe 2.

**Tableau 4.2** : Les résultats thermodynamique

P (MPa)	T (°C)	Tgaz(°C)	Tcool (°C)
1.296	932	932	323.65
	1071	1071	323.65
P'(MPa)	T'(°C)	T'gaz(°C)	T'cool(°C)
0.685	758.87	880.45	237.945
	880.60	921.60	239.175

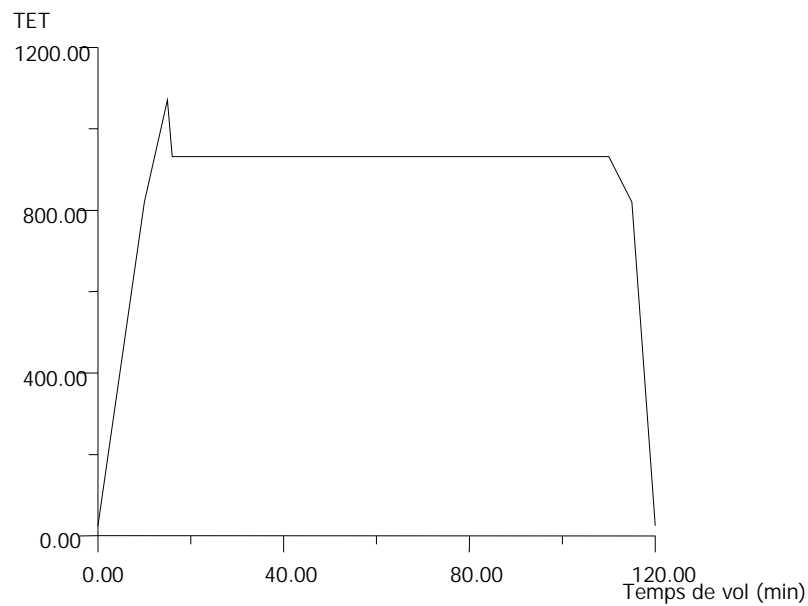


Figure .4.5 Cycle thermique

## 5. Les cycles de contraintes thermomécaniques

La déformation mécanique ( $\epsilon_{mec}$ ) est la somme des composants élastiques et non élastiques de déformation, alors que la déformation total ( $\epsilon$ ) est la somme des composants thermiques et mécaniques de contrainte du problème thermomécanique existant.

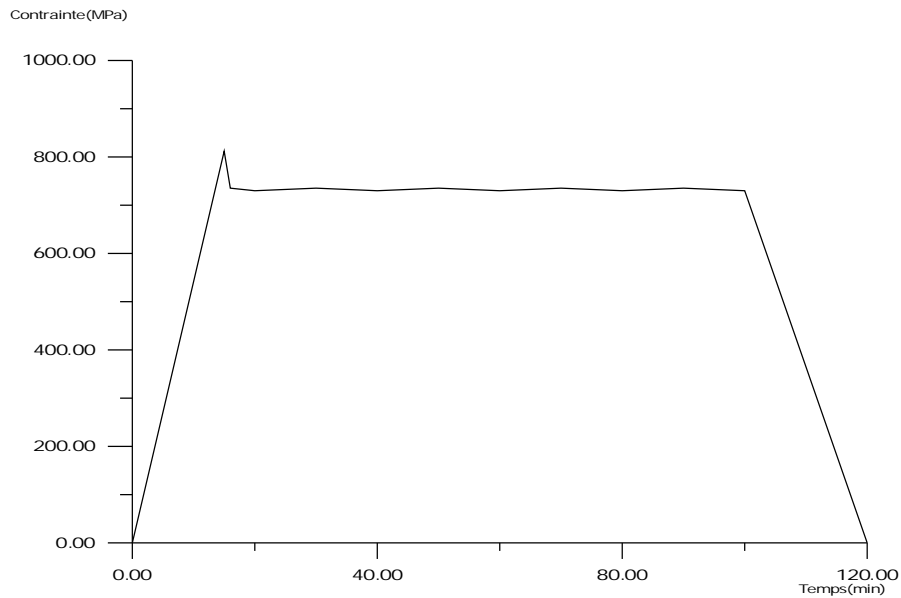
$$V = V_{mec} + V_{th} = V_{mec} + \{ (T - T_0) \} \quad (4.23)$$

Le problème est donc thermomécanique vu la sommation des contraintes mécanique et thermique.

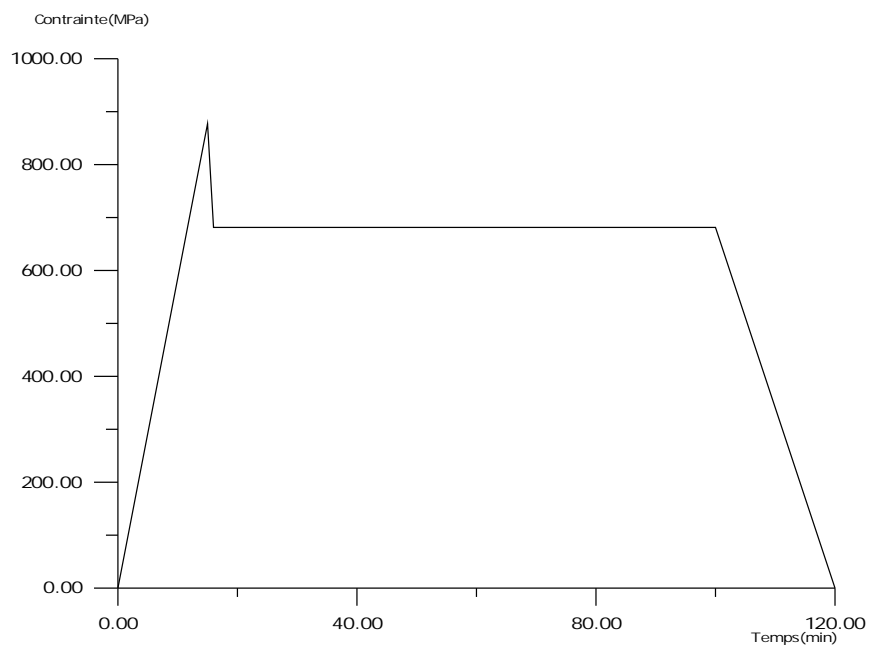
L'application de cette sommation nous permet d'obtenir les cycles de contraintes thermomécaniques sur les deux types d'aubes du premier étage de la turbine haute pression (tableau 4.3). Les figures 4.6 et 4.7 représentent les cycles thermomécaniques subits par les deux types d'aubes

**Tableau 4.3** Les contraintes calculées

(M Pa)	th <sub>max</sub>	th <sub>min</sub>	mec max	mec min	max	min
Stator	806.76	0	5.31	0	812.081	0
Rotor	756.30	0	120.86	0	877.17	0



**Figure 4.6** La courbe de la variation des contraintes dans les aubes stator



**Figure 4.6** Courbe de la variation des contraintes dans les aubes du rotor.

## 6. calcule d'énergie d'activité d'oxydation

Pour calculer l'énergie d'activité d'oxydation, il est nécessaire passer par le calcule thermodynamique, nous utilisons la formule suivante réf [7]

$$\Delta G^0 = \Delta H^0 - T \Delta S^0 \quad (4.24)$$

Là où  $G^0$  l'énergie libre standard de Gibbs pour former le filme d'oxyde, implique que l'énergie d'activité soit équilibrée comme suint réf [16]:

$$\Delta H(kj/mol) = -\Delta G^0(kj/mol) \quad (4.25)$$

$\Delta H(kj/mol)$  : est l'énergie d'activité.

**Tableau 4.4** L'énergie d'activité calculer en fonction de  $T_{aube}$  .

Température d'aube de stator $T_{aube} (K)$	840.5600
L'énergie d'activité $\Delta H(kj/mol)$ d'aube de stator	336.518.0
Température d'aube de rotor $T_{aube} (K)$	854.5300
L'énergie d'activité $\Delta H(kj/mol)$ d'aube de rotor	333.724.0

$T_{aube}$  : calculer d'après l'équation (4.20).

Nous intégrons les résultats représentés par le Tableau 4.4 comme des paramètres d'environnement dans notre modèle.

## 7. Le modèle à tolérance du dommage pour l'interaction fatigue corrosion

L'évolution de défaillance en fatigue corrosion se caractérise par deux stades majeurs, avant le dernier stade: la rupture finale (qui est considéré comme catastrophique). Afin de prévenir cette défaillance les deux stades doivent être considérés, le premier stade c'est l'initiation, et le second est la progression de la fissure.

### 7.1 La durée de vie avant l'initiation d'un pique

Dans notre travail on n'a pas insisté sur la détermination exacte de la durée de vie avant l'initiation d'un pique due à l'interaction fatigue corrosion dans une aube de turbine, mais nous avons utilisé les résultats expérimental pour l'estimation de cette durée. Ce dernier prend le 1/3 de la vie dans un milieu agressive par rapport à aux résultats obtenus dans un milieu non agressive c'est-à-dire l'absence du phénomène de corrosion.

Mais nous avons pris en considération l'effet de la haute température sur l'aube de turbine HP, qui est cause du fluage. Et le haut cycle de contrainte thermomécanique qui cause l'interaction de fatigue fluage, qu'on' a déterminé sa vie sure avant l'apparence de dommage d'après un model utilisé antérieurement basé sur l'accumulation de dommage par la règle linéaire de Miner réf [17] (ces résultats sont représentés dans le tableau 4.5).

**Tableau 4.5** les résultats d'accumulation de dommages réf [17].

Les vies (cycle)	fatigue (Basquin)	Fluage (Larson Miller)	Fatigue fluage (Miner)
Stator	211768	78752	56000
Rotor	38983	196015	32000

On prend  $N_{pn}$  comme nombre de cycle avant que la fissure s'initialise à l'interaction fatigue corrosion à haute température dans un environnement gazeux.

$N_{pn}$  Est égale à la vie fatigue fluage sur trois. Les résultats dus à l'application dans les aubes stator, rotor représentés dans les tableaux 4.7 et 4.8.

## 7.2 La durée de vie après l'initiation d'un pique

Dans cette section, on a déterminé la durée de vie après l'initiation d'un pique due à l'interaction fatigue corrosion dans une aube de turbine c'est-à-dire on a commencé de l'existence d'un dommage, pour cela nous appliquons notre modèle préventive basé sur la philosophie de conception de tolérance au dommage, qui est déjà bien déterminé dans le chapitre trois.

Pour appliquer ce modèle il fallait introduire tout les paramètres qu'ils concernent les caractéristiques des matériaux et les paramètres d'environnements. Avec prise en considération des contraintes thermomécanique effectuées sur la pièce au cours de son fonctionnement. Comme on a représenté dans les tableaux 4.3, 4.4 et 4.6.

**Tableau 4.6** les variables concernant les caractéristiques du Ni 738 et les paramètres d'environnement

Variable	Valeur
Densité ... ( $gm/m^3$ )	8110 E+03
Valence $n$	2
Masse moléculaire $M$ ( $gm$ ) pour le Nickel	59
Constante de Faraday $F$ ( $C/mol$ )	96500 réf [7]
La constante des gaz parfaits $R$ ( $j/mol*k$ )	8.314
L'enthalpie standard de formation de NIO $\Delta H^o$ ( $kJ/mol$ )	-450 réf [7]

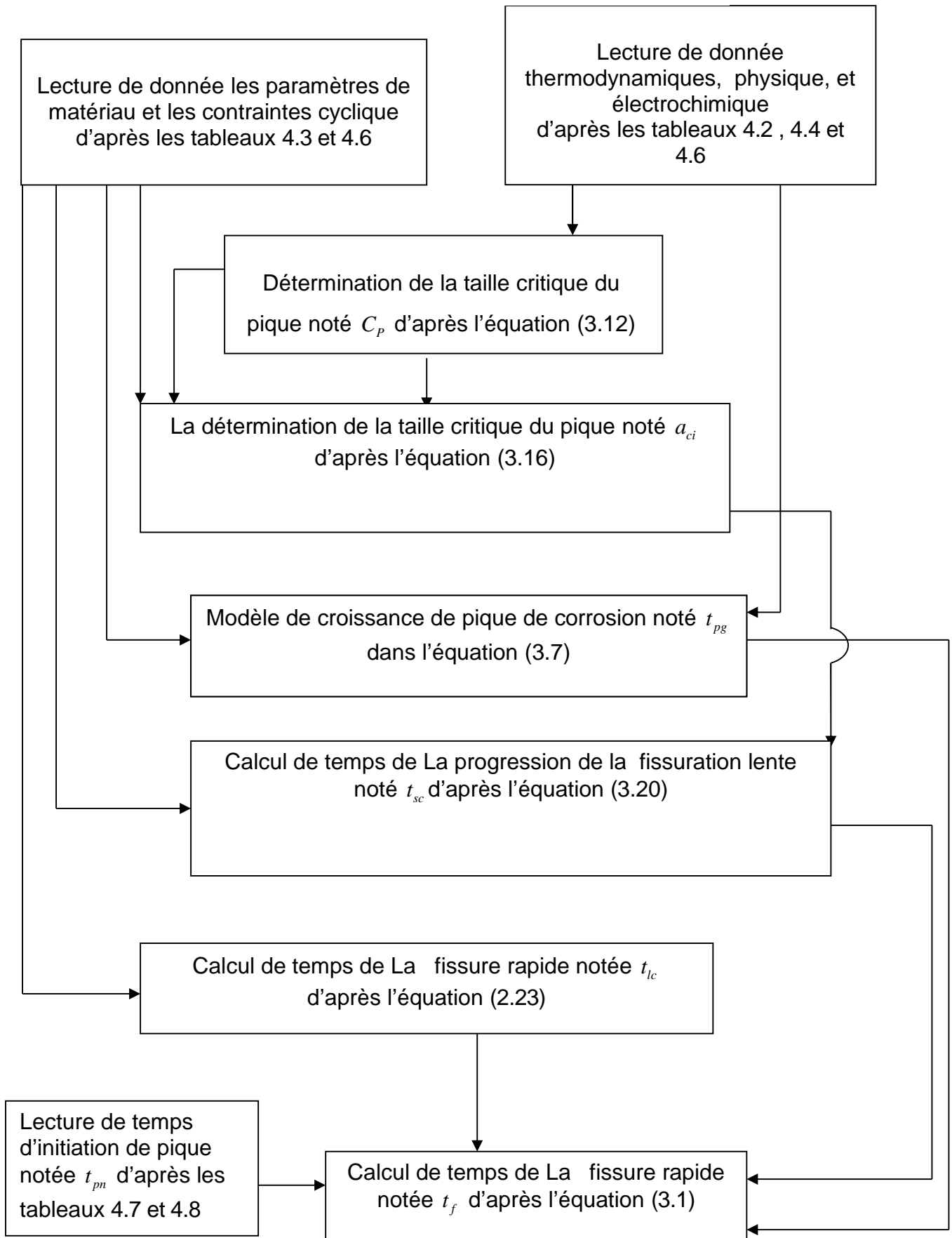
d'entropie ( $\Delta S^0$ en $kJ/C^0$ ) pour NIO	0.20 réf [7]
Fréquence $f$ ( <i>cycles / jour</i> )	6
Facteur de concentration des contraintes $k_i$	1.3 annexe [3]
L'exposant de la fissuration rapide la fissure $m_{lc}$	2.9 réf [12]
La taille de la fissure critique spécifié $a_f$ (m)	$1.0 \cdot 10^{-3}$
Constante de courant de pique $lp_0$ (C/s)	$1.3 \cdot 10^{-3}$ réf [7]
La taille initiale du pique $a_0$ (m)	$1 \cdot 10^{-9}$
Constante du matériau pour la fissuration lente $C_{sc}$ (m/cycle(MPa $\sqrt{m}$ ) <sup>-2.9</sup> )	$0.4 \cdot 10^{-9}$ réf [12]
La taille de transition pour la courte fissure vers la fissuration rapide $a_{th}$ (m)	$1.0 \cdot 10^{-3}$
Constante matériel pour la $C_{lc}$ (m/cycle(MPa $\sqrt{m}$ ) <sup>-7.596</sup> )	$6.11 \cdot 10^{-11}$ réf [12]

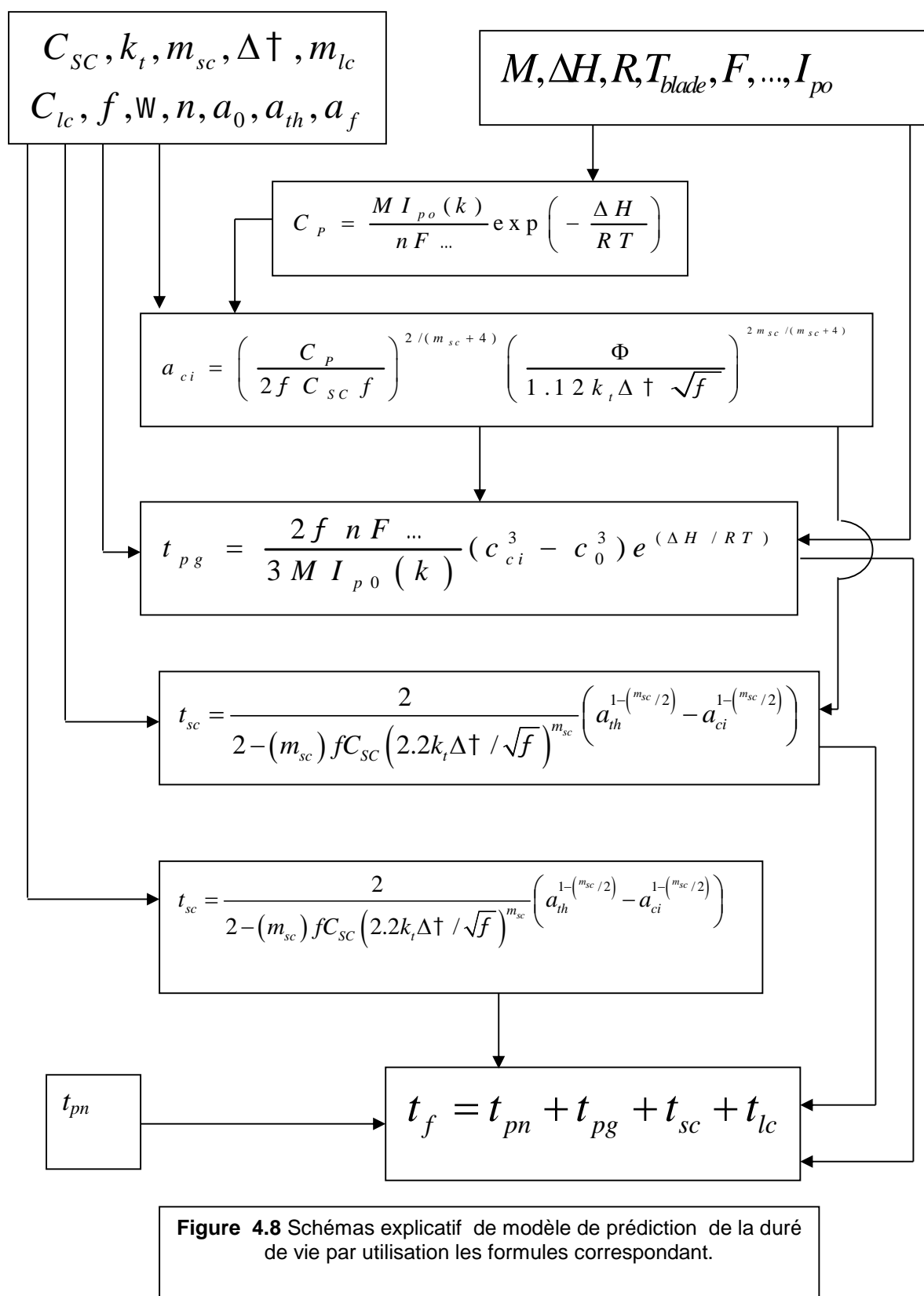
## 8. Les résultats d'application

Dans cette partie on représente l'organigramme de notre modèle de l'estimation de la durée de vie. Après avoir fait l'exécution du programme et introduit toutes les données nécessaires, on obtient les résultats représentés dans les tableaux 4.7 et 4.8. et de là on peut tracer l'allure de la taille la fissure à l'échelle logarithmique en fonction du nombre de cycle de fonctionnement d'aube du stator et de l'aube du rotor figures 4.8 et 4.9.



**Figure 4.7** L'organigramme de modèle de prédiction de la durée de vie des éléments structuraux.





**Tableau 4.7** représente le nombre de cycle et la taille de fissure pour les quatre phases de modèle préventif applique au l'aube de *stator* de turbine HP.

Nombre de cycle $N$	$N_{pn}$	$N_{pg}$	$N_{sc}$	$N_{lc}$
	18666	2709	50604	451
La taille de pique et de Fissure $a$ ( $\sim m$ )	$a_0$	$a_{ci}$	$a_{th}$	$a_f$
	1 E-3	1.16E-3	1	1000

$N_f$  Est calculée à partir de l'équation (3.1).

$N_f$  (Stator) = 72430 cycles.

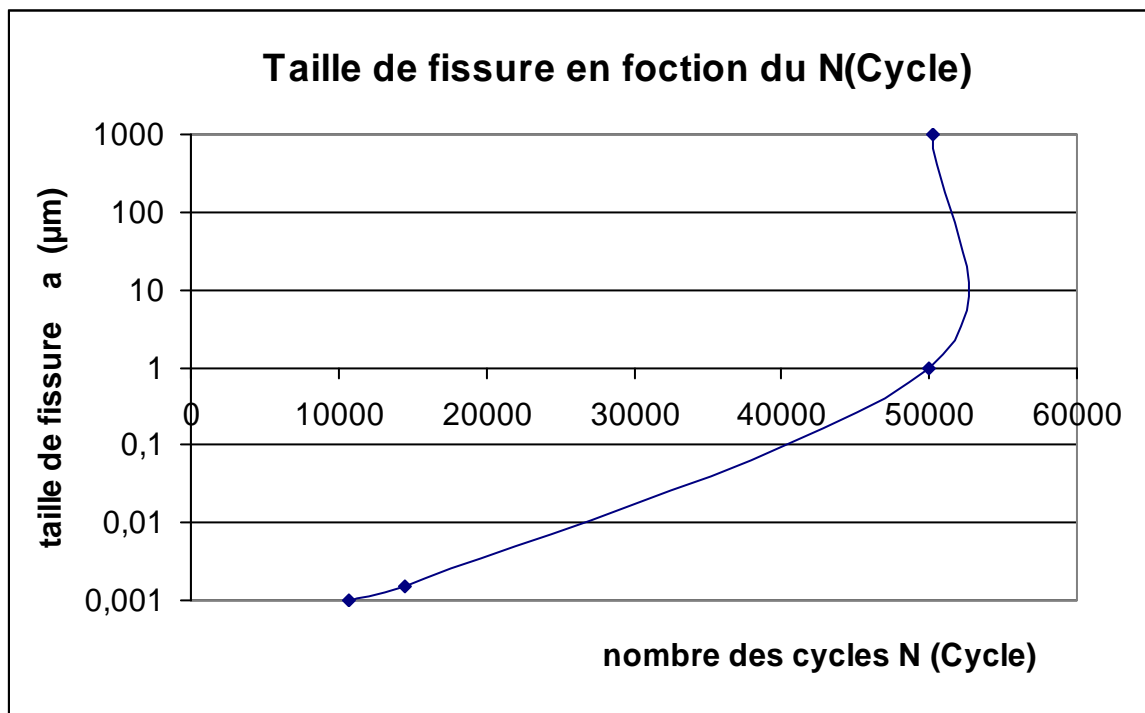
$N_f$  (Stator) : Nombre de cycle de la vie du stator à la rupture final.

**Tableau 4.8** représente le nombre de cycle et la taille de fissure pour les quatre phases de modèle préventif applique au l'aube de *rotor* de turbine HP.

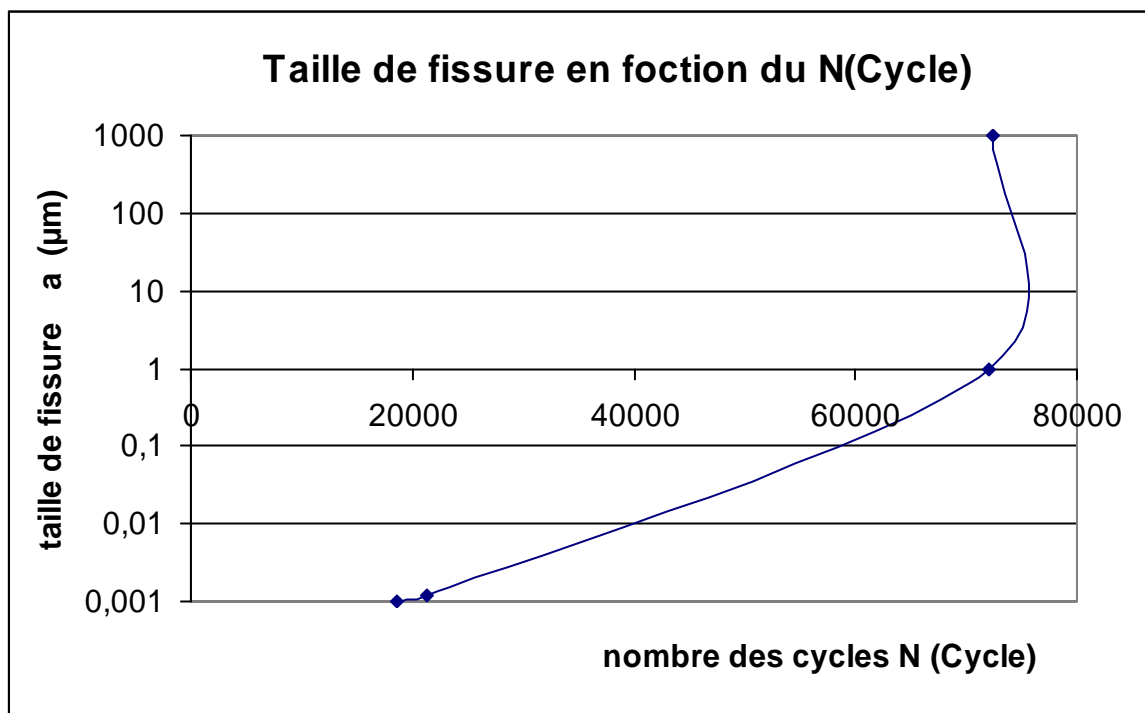
Nombre de cycle $N$	$N_{pn}$	$N_{pg}$	$N_{sc}$	$N_{lc}$
	10666	3848	35479	251
La taille de pique et de Fissure $a$ ( $\sim m$ )	$a_0$	$a_{ci}$	$a_{th}$	$a_f$
	1E-3	1.53E-3	1	1000

$N_f$  (Rotor) = 50244 cycles

$N_f$  (Rotor) : Nombre de cycle de la vie du rotor à la rupture final.



**Figure 4.9** L'allure de la taille la fissure à l'échelle logarithmique en fonction de nombre de cycle de fonctionnement d'aube de rotor



**Figure 4.10** L'allure de la taille la fissure à l'échelle logarithmique en fonction de nombre de cycle de fonctionnement d'aube de stator.

## 9 Discussion

A partir des figures 4.9 et 4.10 déjà représentées précédemment on remarque que l'allure de l'évolution de dommage est une fonction exponentielle, qui démarre à partir de point d'amorçage de pique de fatigue-corrosion où  $N_{pn}$  est égale à 10666 cycles de vols jusqu'à avoir une rupture finale où  $N_f$  est égale à 50244 cycles de vols, appliqués aux aubes de rotor. Et en plus, on remarque l'existence d'une phase stable sur la courbe avant l'initiation de la fissure.

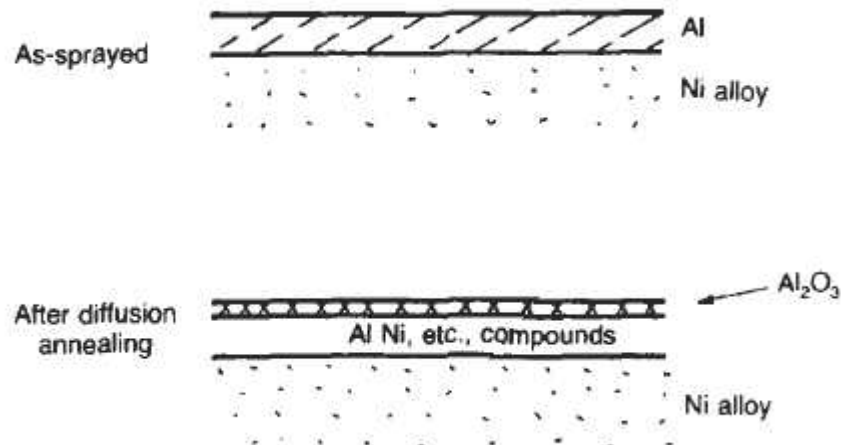
Et on remarque également que les quatre phases (l'amorçage de pique, la croissance de pique, propagation lente et la propagation rapide de la fissure) qu'on a utilisées pour la conception du modèle semi empirique sont bien visibles sur la courbe d'évolution de dommage.

Après l'initiation de pique de corrosion, on a une étape très importante pour faire le passage de l'initiation de pique à l'initiation de fissure, c'est l'étape de croissance de pique due à l'interaction fatigue-corrosion, qui nous permet d'avoir une bonne durée de vie noté  $N_{pg}$  jusqu'à  $a_{ci}$  qui est la taille de critique de pique avant l'initiation d'une fissure qui se propage.

Et d'après les tableaux 4.7 et 4.8 on peut comparer l'étape de la fissuration lente noté  $N_{sc}$  avec l'étape de la fissuration rapide noté  $N_{lc}$  où il y a la profondeur de la fissure noté  $a_{th}$  qui est égale à  $10^{-6}$  (m) à la fin de la première étape est très inférieur par rapport à la profondeur de fissure noté  $a_f$  qui est égale à  $10^{-3}$  (m), à la fin de la deuxième étape. Cette évolution nous permet d'avoir un temps très important dans l'étape de la fissuration lente par rapport au temps obtenu dans l'étape de la fissuration rapide.

A partir de ces observations et ces remarques, on peut jouer sur la durée de ces étapes par une proposition d'une conception basée sur la philosophie de tolérance aux dommages. Par exemple, comme le problème qui s'impose sur les aubes, qui sont notre sujet d'application dans un milieu agressive, de ceci on peut effectuer des changements au niveau des caractéristiques du métal mise en œuvre, en le faisant un revêtement par

Aluminium ou de Chrome. Cette opération a pour but d'augmenté l'énergie d'activité jusqu'à  $\Delta H = 550(kj/mol)$  pour  $Al_2O_3$  annexe1, qui implique l'augmentation des étapes d'initiation et de croissance de pique. Comme il est schématisé sur la figure 4.11



**Figure 4.11.** Protection des aubes de turbine, pulvérisés par l'aluminium réf [1]

Et de même, en ce qui concerne le milieu dont les aubes fonctionnent. On peut abaisser la température de l'aube par des techniques de refroidissement très avancées

La durée de vie trouvée par notre programme, est très convenable si l'on compare avec la durée exigée par les constructeurs ( $N_f$  (Rotor) = 60000 cycles).

## 10. Conclusion

La recherche d'un modèle de prévision de vie au phénomène de fatigue corrosion nous amené à ce modèle basé sur sept étapes, qui très exhaustif et permet la description qualitatives et quantitatives de l'évolution du dommage étudié. Ce modèle demande l'introduction en données de beaucoup de paramètres, dont un grand nombre n'est ni une constante ni une fonction connue. Les paramètres mis en jeu peuvent être évalués en fonction de leurs occurrences, mais pour cela des études statistiques sont nécessaires, suite à un retour d'expérience, et, ou à des essais expérimentaux. Ce qui demande un effort de recherche très conséquent.

Notre travail a consisté à étude du phénomène de l'interaction fatigue corrosion sévissant dans les aubes dans les turbines des réacteurs d'avions. Et l'établissement d'un modèle de prévision de la durée de vie à ce phénomène.

Ce phénomène est particulièrement dangereux sur les aubes des turbines hautes pression, lieu où les très hautes températures de fonctionnement ont un effet sur l'accélération des réactions agressives de la corrosion.

Nous nous sommes intéressés à la détermination des temps de bon fonctionnement des éléments subissant ce phénomène.

Afin de résoudre ce problème, un modèle semi empirique a été développé selon la loi de Faraday pour l'initiation des défauts causés par corrosion et la formule de Paris pour la propagation. Il se base sur l'évolution de la rupture et ce sur sept stades.

Quatre stades évaluent les durées de vie de propagation, et trois stades intermédiaires, de transition qui définit les passages d'un stade à l'autre. Ce qui est appelée stade de transition. Cette étude évalue la durée de vie pour le cas d'un site unique de dommage. Le modèle demande un grand nombre de paramètres complexes influant les un sur les autres tel que les propriétés des matériaux, les effets de l'environnement et de la température.

Le modèle à été appliqué aux aubes stator rotor du premier étage turbine haute pression, qui est une structure soumise à un état de contraintes thermomécanique dynamique très élevées, impliquant en plus le dommage de fluage et de fatigue thermomécanique.

L'application nous a permis d'obtenir des résultats comparables aux durées de fonctionnements tolérées par les différents constructeurs. Nous avons ainsi développé un modèle et un programme qui est un outil pour la prévision des vies des structures endommagées, en tolérance du dommage.

Nos perspectives sont l'étude et la maîtrise de l'aspect probabiliste inhérent à ces phénomènes complexes et interactifs. Pour cela et il est nécessaire de retrouver les lois de comportement statistiques des différents paramètres intervenant dans les calculs du modèle. Il est aussi très pertinent d'étudier statistiquement le cas multi sites de dommage. Le développement mathématique doit être puissant et fiabilisé. La validation expérimentale permettra de rendre le programme exploitable par les organismes de conceptions et de maintenance des turbines.

La nécessité de traiter la simulation des comportements thermomécaniques avec des moyens d'analyses plus puissants (méthodes des éléments finies), afin d'évaluer les contraintes avec plus de précision pour augmenter les précision des calculs de la vie et donc d'optimiser, quand au compromis sécurité performances.

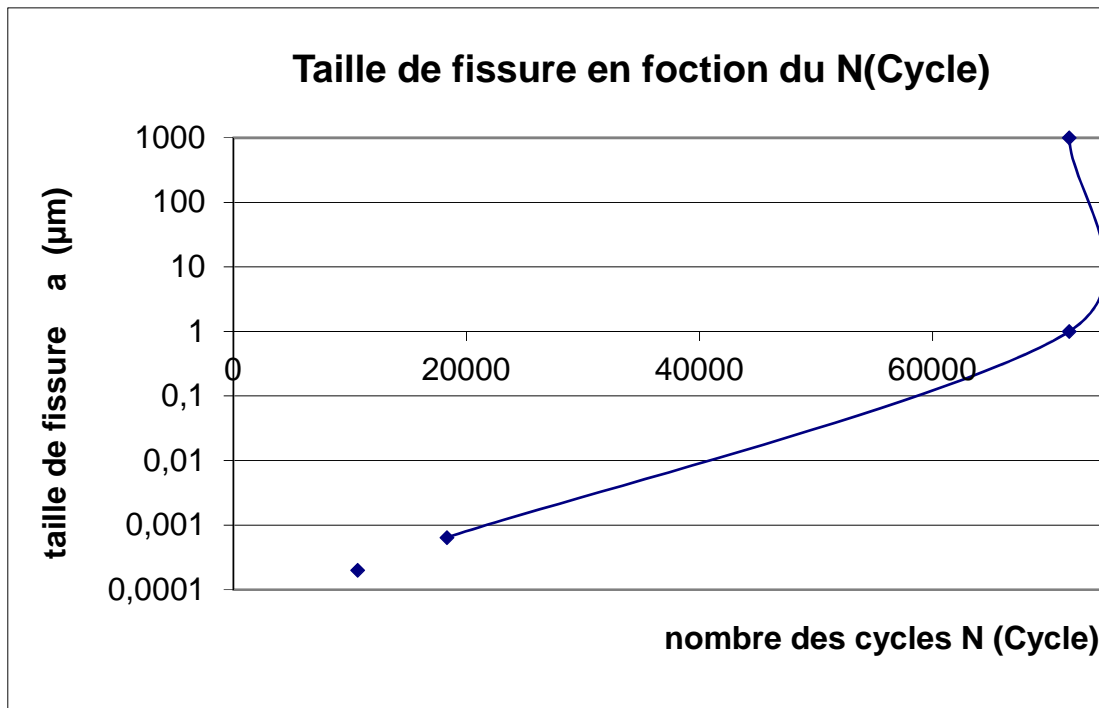


## Bibliographie

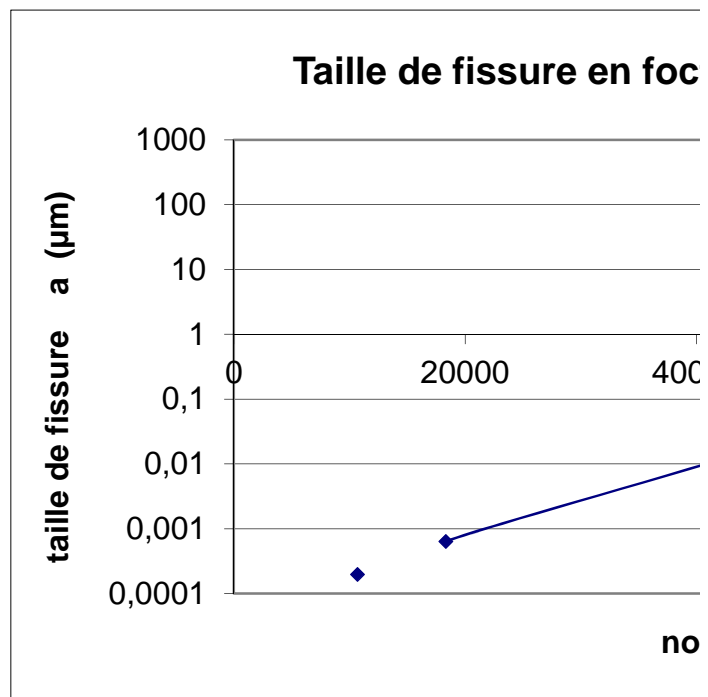
- [1] Michael F.ASHBY et David. R. H. JONES, Engineering Materials 1&2, Edition Butter worth Heinemann, 2002.
- [2] Meherwan P.BOYCE, Gaz turbine Engineering Handbook, Edition Gulf Professional Publishing, 2006
- [3] P.SENECHAL, Dimensionnement des turbo machines, Edition .....,1989
- [4] F. Alten . et JR. Grandt, Fundamental of structural integrity, published by John Wilcy and Sons .in 2004
- [5] Jaap SCHIVE, Fatigue of structures and materials, Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [6] Bathias CLAUDE, Jean Paul BAILON, La fatigue des matériaux et des structures, Edition Les presses de l'université de Montréal, 1980
- [7] Nestor PEREZ, Electrochemistry and corrosion science, Kluwer Academic Publishers, 2004.
- [8] S.SZDMAK, Z.RADAKOVIE, from fracture mechanics to structural integrity assessment, 2004.
- [10] Bernard BARTHELEMY, Notions pratiques de Mécanique de la rupture, Edition Eyrolles, 1980.
- [11] Ben Weber of TransCanada Pipelines Huitang Jin Robert Pistor Paul Lowden of Liburdi Engineering Limited, Industrial application of gas turbines committe, Paper No: 05-IAGT-2.2, Canada - 12-14 October, 2005
- [12] Ralph I.STEPHENS, Ali FATMI, Robert R.STEPHENS, et Henry O.FUCHS, Métal Fatigue in Engineering Edition Wiley Inter science 2001

- [13] Pan SHI et Sankaran MAHADEVAN, Damage tolérance approach for probabilistic pitting corrosion fatigue life prediction, publication Elsevier, 2001.
- [14] Ruoxue ZHANG et Sankaran MAHADEVAN, Reliability-based reassessment of corrosion fatigue life, publication Elsevier, 2001.
- [15] M. Naeem, R. singh, D. Probert. “Implication of engine’s deterioration upon an aero-engine HP turbine blade’s thermal fatigue life” Central Technical Development Unit (CTDU), PAF Base Faisal, Shahrah-e-Faisal, Karachi, Pakistan. School of Mechanical, nginnering, Cranfield University, Bedfordshire, MK 43 OAL, UK. 1999.
- [16] Mechanical Behaviour of Gas Turbine Coatings: Mats Eskner, Doctoral thesis. department of materials science and engineering royal Institute of technology ALLISON ENGINE COMPANY’S INDUSTRIAL ADVANCED TURBINE.
- [17] S.Benbelaid « Modèle pour la prédiction de la vie pour la fatigue thermomécanique et le fluage » PFE, département d’aéronautique, Blida, 2004

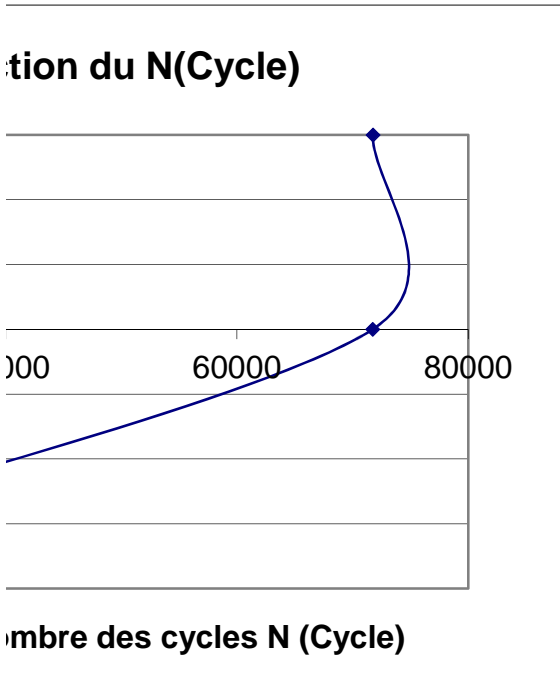
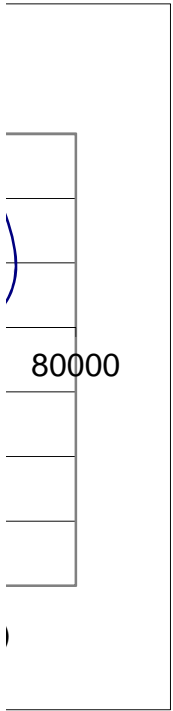
N (Cycle)	0	10666	18327	71737	71749
a (µm)	0	1,99E-04	6,42E-04	1	1000



stator					
N (Cycle)	0	18666	26226,087	129749,587	129778
a (µm)	0	1,99E-04	2,50E-04	1	1000

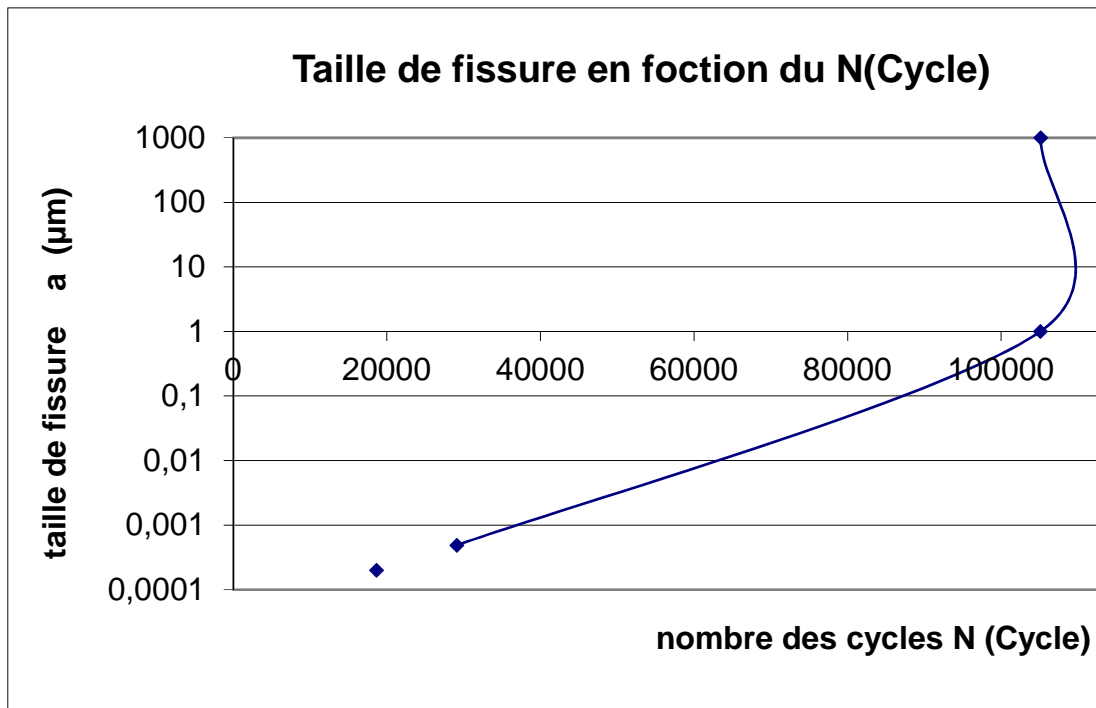


---

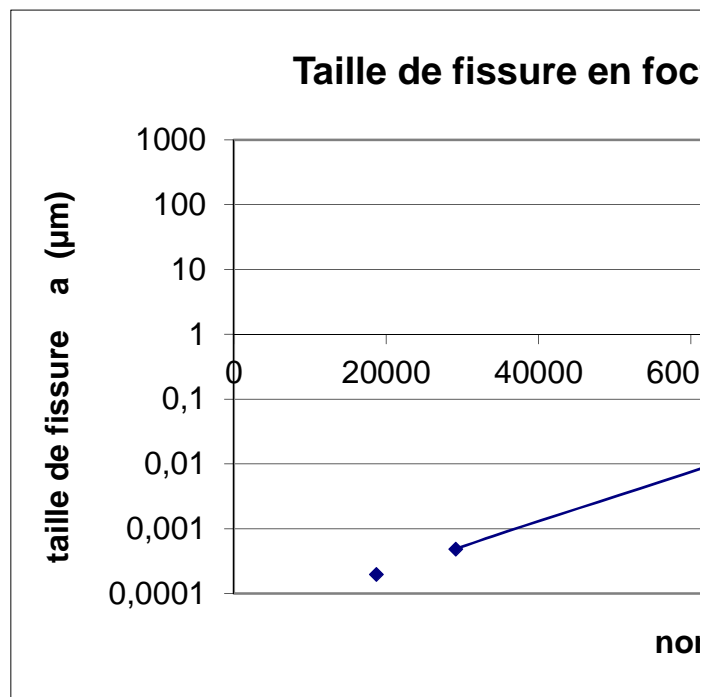


---

N (Cycle)	0	18666	29095	105103	105131
a (µm)	0	1,99E-04	4,86E-04	1	1000

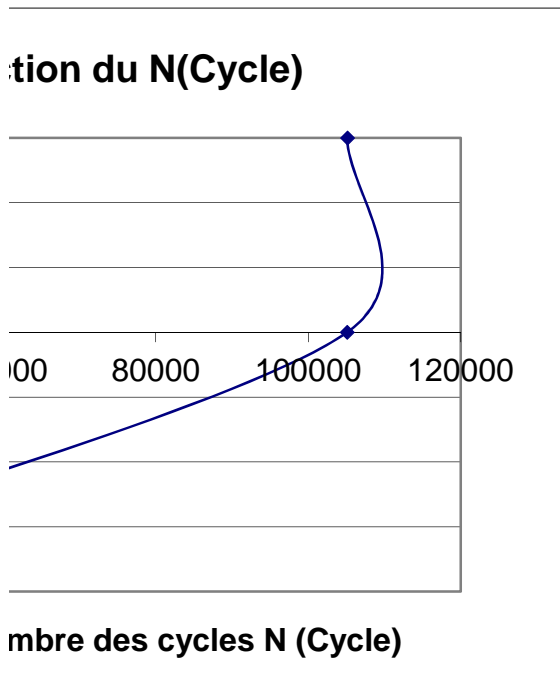
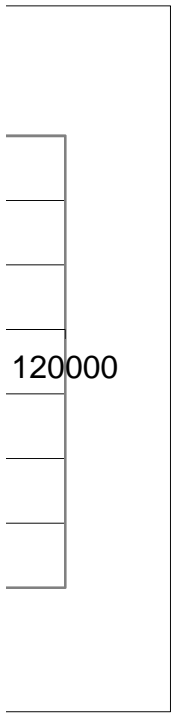


stator					
N (Cycle)	0	18666	26226,087	129749,587	129778
a (µm)	0	1,99E-04	2,50E-04	1	1000



---





---