

REPUBLIQUE ALGERIEN DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE



Université : SAAD DAHLEB - BLIDA
Institut d'aéronautique



MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

*EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME
D'INGENIEUR D'ETAT EN AERONAUTIQUE*

OPTION : STRUCTURE

THEME

**ANALYSE DE LA TOLERANCE AUX DOMMAGES
D'UNE REPARATION DU REVETEMENT D'UN FUSELAGE**

Encadré par :

M^{me} : HAMADOUCHE AMEL

Fait par :

HADRI SAMAH

PROMOTION : 2002/2003

REMERCIEMENTS

Je remercie tous 'abord **DIEU** le Tout **PUISSANT** de m'avoir donné la foi et le courage afin de réaliser ce travail.

Je tiens à exprimer vivement mes remerciements aux termes de respects et de reconnaissances à ma promotrice M^{EMME} **HAMADOUCHE AMEL** et son mari M_R **HAMADOUCHE** pour m'avoir guidé et orienté durant la réalisation de ce modeste travail .

Mes profonds remerciements sont adressés à mon mari M_r **MOHAMED** pour son aide et ses encouragements .

Je remercie également le corps pédagogique de l'institut d'aéronautique , ainsi que tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

DEDICACES

Je dédie Ce modeste travail .

A :

- Ma chère mère l'exemple de sacrifice et source de tendresse ,
qui ma toujours aidé et veillé sur moi.
- Mon chère père qui s'est toujours senti redevable envers mon
éducation.
- Mes chères sœurs : SABAH, AKILA , SALIHA ET SON
MARIE , MALIKA ET SON MARIE , LAILA , ROFIDA.
- Mon cher Frère ABDE ELDJALIL.
- Mes nièces : MANAL , WISSAL , CHOUROUK
- RABEH, BRAHIM, MOHAMED, AICHA, MBARKA, AMINA
- Mon marie MOHAMED ET TOUTE SA FAMILLE.

A : mes copines :

NAWAL , LYNDA , ANISSA , BASMA , FAIZA. G , SABAH ,
SAIDA , HALIMA , RAFIKA, MERIEM , FATIMA, NAFISSA ,
FATIHA, LEILA , FAIZA A , MOUNA ,
et ... Tous les habitantes de la cité universitaire
BenBOulaid ... *Rabiaa , FATMA .*

Liste des symboles

- a** : longueur de la crique
a₀ : longueur initiale de la crique
a_{cr} : longueur critique de la crique
c : constante de l'équation de Paris
E : module de young
eps : précision souhaitée
G : module de cisaillement transversale
K : facteur d'intensité de contrainte
K_c : ténacité de contrainte plane
K_{IC} : ténacité de déformation plane
K_P : facteur de passage
K_t : facteur de concentration de contraintes
m : constante de l'équation de Paris
MS : marge de sécurité
N : nombre de cycles
Nf : nombre de cycles restants
N_Z : facteur de charge
R : rapport de contraintes
r : rayon du trou de fixation
U : la déformation
W : largeur du panneau de revêtement
v : coefficient de poisson
τ : contrainte de cisaillement
σ : contrainte nominale
σ_{lm} : contrainte d'écrasement sur les trous de fixations (du renfort)
σ_{gr} : contrainte longitudinale maximale appliquée sur le revêtement
σ_{res} : résistance résiduelle
β : facteur de correction
β_{RP} : correction du facteur d'intensité de contrainte du à l'écrasement pour un trou avec fixation
β_{RR} : correction du facteur d'intensité de contrainte pour un trou croqué
δ : déplacement d'ouverture des lèvres de crique
ΔP : variation de pression
φ : diamètre du trou de fixation

TABLEAU DE MATIERE

INTRODUCTION

CHAPITRE I : MECANIQUE DE LA RUPTURE

Notion sur la mécanique de la rupture	1
I. Facteur d'intensité de contrainte	1
I.1. Déformation plane	2
I.2. Contrainte plane	3
I.3. Champs des contraintes et des déplacements au voisinage de l'extrémité de crique :	3
I.4. Exemples de facteurs d'intensité de contrainte	7
II. Propagation de Crique:	8
II.1. Propagation entretenue	8
II.2. Propagation cyclique	8
II.2.1. Equation de PARIS	9
II.2.2. Equation de FORMAN	9
II.3. Propagation retardée	10
III. Passage d'une crique partiellement profonde à une crique traversante	11

CHAPITRE I : APPLICATION DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE

I. Sélection du matériau	13
I.1. Charge statique	14
I.2. Charge cyclique	14
II. Evaluation des dimensions critiques d'une crique	
II.1. Crique surfacique	15
II.2. Crique traversant	16
II.3. Crique dans l'épaisseur	17
III. Conception structurale	18
III.1. Exigence de la durée de vie en service	18
III.2. Evaluation de la durée de vie en service	22
III.3. Dimensions de crique tolérables	25
III.4. Limite des inspections NDI	25

CHAPITRE II : ANALYSE DE LA TOLERANCE AUX DOMMAGE

I. Introduction	28
II Principe fondamentale de la tolérance au dommage	29
II.1. Elément de la mécanique de la rupture	30
II.2. Méthodologie de la résistance résiduelle	30
II.3. Méthodologie d'évaluation de la durée de vie	31
II.3.1. Distribution initiale de crique	32
II.3.2. Usage	33
II.3.3. Propriété du matériau	34
II.3.4. Analyse du facteur d'intensité de contrainte au bout de crique	34
II.3.5. Modèle d'intégration du dommage	35
II.3.6. Critère d'affaiblissement	35
III. Caractérisation de la taille du dommage	36

III.1. Possibilité de détection des criques par procédé NDI.....	36
IV. Résistance résiduelle	36
IV.1. Introduction.....	37
IV.2. Critère de rupture	37
IV.2.1. Critère de rupture en mode I.....	37
IV.2.2. Critères de ruptures en mode mixte	38
IV.3. Capacité de la résistance résiduelle	42
IV.3. Capacité de la résistance résiduelle	42

CHAPITRE V : ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

I. Analyse de la propagation du dommage	44
I.1. Chargement à amplitude variable	44
I.2. Comportement d'une petite crique	44
I.3. Evolution séquentielle des contraintes.....	44
I.3.1. Chargement éloigné et forces combinées concentrées	45
I.4. Evaluation de l'évolution du dommage	45
II. Analyse de la tolérance au dommage d'une réparation structurale	46
II.1. Données du problème et hypothèses.....	46
II.1.1. Effet du chargement au bord d'un trou.....	47
II.2. Principe de calcul de réparation structurale.....	49
II.3. Principales lignes de réparation	50
II.4. Sélection du facteur d'intensité de contrainte.....	51
II.5. Sélection des propriétés mécaniques des tôles en aluminium.....	53
II.5.1. Alliage d'Aluminium.....	53
II.5.2. Utilisation des alliages en aluminium.....	53
II.5.3. Propriétés mécaniques des alliages d'aluminium.....	53
II.6. Evaluation de la tolérance au dommage	54
II.6.1. Intensité de contrainte.....	54
II.6.2. Résistance résiduelle au niveau des trous des rivets.....	54
II.7.3. Résolution de l'équation de PARIS	56
II.8. Méthodes de résolution	57
II.8. 1. Equation de paris.....	57
II.8.2. L'organigramme de calcul.....	59
II.9. Programme d'inspection	60
Graphes	62
Interprétation	63
Conclusion	63
Bibliographie	
Annexe	

RESUME

La rupture des métaux est un problème aussi vieux que les métaux. Les études et les recherches dans ce domaine demeurent un sujet d'actualité et continuent de donner des résultats de plus en plus intéressants mais le problème est loin d'être totalement résolu.

L'expérience a montré que la majorité des ruptures sont soudaines et dues à des sollicitations de fatigue.

L'analyse de propagation des criques et la prédiction de la durée de vie ont pour but principal d'éviter les ruptures brutales catastrophiques et d'assurer le fonctionnement normal de la structure dans la durée de vie envisagée. L'utilisation de la mécanique de la rupture comme outil d'analyse de fatigue est aujourd'hui bien établi par la pratique.

Par conséquent, le besoin d'une grande fiabilité dans une large gamme de structures industrielles (aéronautique, maritime, nucléaire, etc.) a nécessité l'amélioration des techniques d'analyse du comportement des criques particulièrement sous chargement cyclique.

Ainsi, notre programme procède à faire l'analyse de propagation des criques dans les conditions linéaires élastique en utilisant la loi de Paris.

INTRODUCTION

INTRODUCTION

Lorsqu'une structure est soumise à une charge d'intensité variable, elle est soumise à un phénomène de fatigue qui peut conduire à sa rupture bien que la charge reste, à tout moment, inférieure à sa résistance statique.

Ce phénomène est lié à l'initiation et la propagation d'une crique à partir d'un défaut au sein de la pièce, c'est à dire un ensemble de circonstances favorable à une décohésion locale du matériau du fait d'une forte concentration de contraintes donc avant rupture finale, les dommages se développent sous l'effet de charges appliquées.

Pour valider une nouvelle réparation structurale sur revêtement du fuselage, et en plus de l'analyse structurale (calcul des contraintes appliquées, calcul des concentrations et intensités de contraintes, calcul des marges de sécurité, etc.), il est nécessaire de compléter l'étude par une évaluation de la tolérance aux dommages (Damage Tolerance Assessment) de la réparation (revêtement + renfort) pour montrer que celle-ci est capable de supporter les charges prescrites (imposées par les textes de la réglementation FAA) en présence d'un dommage en toute sécurité et ceci dans les intervalles d'inspections couvrant la durée de vie en fatigue de cette réparation.

Pour ce faire, il faut évaluer les différentes résistances résiduelles de la structure supposée endommagée par une crique aux points faibles, prédire le taux de propagation de celle-ci en fonction du nombre de cycles et déterminer ensuite les intervalles d'inspection adéquats.

Le problème peut être résolu en ayant recourt à la mécanique de la rupture en résolvant l'équation de Paris (propagation de criques de fatigue). Il est à noter qu'il est nécessaire, au préalable, d'évaluer les contraintes sur chaque rangée (Transversales et longitudinales) de fixations servant à attacher le renfort au revêtement. Pour cela, il faut utiliser la méthode dite de "compatibilité de déplacement d'une jonction" (Displacement Compatibility Analysis of the Joint). Comme cette méthode n'a pas été publiée dans son intégralité, nous avons du utiliser une méthode alternative et conservative afin de pouvoir montrer tout le processus de calcul.

Les lois qui suivent, essentiellement empiriques, permettent de déterminer le taux de propagation $\frac{da}{dN}$ pendant la phase de propagation de la crique (avec a : longueur de la crique et N nombre de cycles appliqués) :

Citons :

□ La loi de PARIS $\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^n$

□ La loi de FORMAN
$$\frac{da}{dN} = \frac{c(\Delta K)^n}{(1-R)K_c - \Delta K}$$

L'objet principal de notre travail est de donner des réponses quantitatives aux problèmes spécifiques concernant les structures endommagées notamment les questions concernant :

- La contrainte résiduelle en fonction de la longueur de crique, et qui peut être supportée sans risque de rupture.
- La longueur critique tolérée de la crique sous des chargements de service.
- La durée de propagation de la crique d'une valeur initiale détectable à une valeur maximale permise.
- La durée de vie d'une structure lorsque certains défauts préexistants sont supposés.
- La définition d'un intervalle de temps d'inspection permettant le contrôle efficace de l'extension de ces criques et le seuil d'inspection.

Comme contribution dans ce domaine, nous avons essayé d'élaborer un programme d'analyse et de calcul des structures endommagées sollicitées en fatigue.

Des outils mathématiques appropriés sont utilisés pour prédire le comportement correct des structures fissurées lorsque des charges dynamiques sont appliquées.

Notre programme nous permet de :

- Mieux dimensionner les structures industrielles durant la conception pour parer aux problèmes de rupture par fatigue.
- Accélérer les analyses et les calculs de routine se rapportant au phénomène de fatigue.
- Prendre les bonnes décisions concernant l'aptitude des structures crriquées à continuer leur service sous chargement cyclique.
- Déterminer les informations contribuant dans l'établissement du plan de contrôle et de maintenance.

Pour mener à bien notre travail nous avons suivi le plan de travail suivant :

Le chapitre I considère les notions fondamentales de la mécanique de la rupture, notamment le calcul du facteur d'intensité de contrainte et le traitement des différentes lois de propagations des criques.

Le chapitre II est consacré à la modélisation des problèmes de fatigue par la mécanique de la rupture, à l'évaluation des dimensions critiques d'une crique et l'estimation de la durée de vie basée sur l'approche traditionnelle.

Dans le chapitre III nous avons étudié l'analyse de la tolérance au dommage ainsi que la méthodologie de la résistance résiduelle et les critères de rupture.

Dans le chapitre IV sont développées l'analyse de la propagation du dommage, l'analyse de la tolérance au dommage d'une réparation structurale et les différentes méthodes de résolution, ainsi que le traitement du programme.

Cette étude est clôturée par une conclusion générale en donnant les perspectives de recherche dans ce domaine.

Chapitre I

MECANIQUE DE LA RUPTURE

NOTION SUR LA MECANIQUE DE LA RUPTURE :

La mécanique de la rupture est une étude mettant en jeu les paramètres habituelles de la mécanique à partir d'une discontinuité existante : craque ou défaut. Elle permet dans certains cas de prévoir, en fonction de la dimension d'une craque et l'état de chargement, la vitesse de propagation de la craque et la dimension à partir de laquelle cette craque peut entraîner une rupture brutale.

En ne considérant que les crakes planes se propageant dans leur propre plan on montre que l'état le plus général de propagation se ramène à la superposition de 3 modes:

- Mode I (mode par ouverture) : les surfaces de la craque se déplacent dans des directions opposées et perpendiculaire au front de la craque.
- Mode II (glissement de translation) : les surfaces de la craque se déplacent dans le même plan et dans une direction perpendiculaire au front de la craque.
- Mode III (glissement de rotation) : les surfaces de la craque se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de la craque.

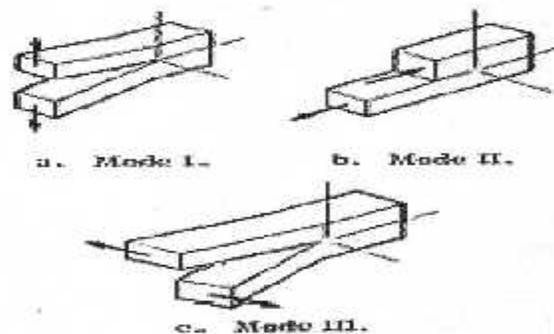


Figure 1 : Modes de rupture.

I. FACTEUR D'INTENSITE DE CONTRAINTE

L'expérience a montré que la progression des crakes et la résistance résiduelle d'une structure possédant un défaut sont très bien gouvernées par le facteur d'intensité de contrainte K .

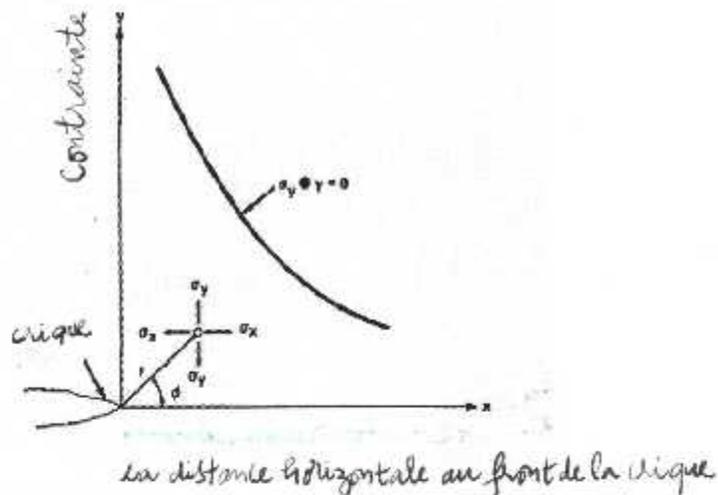


Figure 2 : Le rapport entre le facteur d'intensité de contrainte, K , et les composantes de contrainte au voisinage d'une craque.

I.1. Déformation planes

MODE I :

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \sigma_y \sqrt{2\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \left(\frac{E}{8 \times (1 - \nu^2)} \times \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [U_I] \right) \quad (1)$$

MODE II :

$$K_{II} = \lim_{r \rightarrow 0} \tau_{xy} \sqrt{2\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \left(\frac{E}{8 \times (1 - \nu^2)} \times \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [U_{II}] \right) \quad (2)$$

MODE III :

$$K_{III} = \lim_{r \rightarrow 0} \tau_{yz} \sqrt{2\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \left(\frac{E}{8 \times (1 + \nu)} \times \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [U_{III}] \right) \quad (3)$$

I.2. Contraintes planesMODE I :

$$K_I = \lim_{r \rightarrow 0} \sigma_y \sqrt{2\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \left(\frac{E}{8} \times \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [U_y] \right) \quad (4)$$

MODE II :

$$K_{II} = \lim_{r \rightarrow 0} \tau_{xy} \sqrt{2\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \left(\frac{E}{8} \times \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [U_x] \right) \quad (5)$$

MODE III :

$$K_{III} = \lim_{r \rightarrow 0} \tau_{yz} \sqrt{2\pi r} = \lim_{r \rightarrow 0} \left(\frac{E}{8 \times (1 + \nu)} \times \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [U_z] \right) \quad (6)$$

I.3. Champs des contraintes et des déplacements au voisinage de l'extrémité de crique :MODE I :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \sigma_{yy} \end{bmatrix} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \begin{bmatrix} 1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \\ \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \\ 1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} U_x \\ U_y \end{bmatrix} = \frac{K_I}{2G} \sqrt{r} \begin{bmatrix} \cos \frac{\theta}{2} \left(x - 1 + 2 \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \\ \sin \frac{\theta}{2} \left(x + 1 - 2 \cos^2 \frac{\theta}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (8)$$

MODE II :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \sigma_{yy} \end{bmatrix} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \begin{bmatrix} -\sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \\ \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\ \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} U_x \\ U_y \end{bmatrix} = \frac{K_{II}}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \begin{bmatrix} \sin \frac{\theta}{2} \left(x - 1 + 2 \cos^2 \frac{\theta}{2} \right) \\ -\cos \frac{\theta}{2} \left(x - 1 - 2 \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (10)$$

MODE III :

$$\begin{bmatrix} \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{bmatrix} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \begin{bmatrix} -\sin \frac{\theta}{2} \\ \cos \frac{\theta}{2} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$U_z = 2 \frac{K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \quad (12)$$

$\sigma_{zz} = 0$ En contrainte plane.

$= \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy})$ En déformation plane.

a. Expression de K dans le cas d'une plaque infini comportant une crique de longueur a :

Hypothèses :

- Etat de traction pure, avec une contrainte σ_∞ (très loin de la crique) suivant l'axe y.
- Crique infiniment mince, de longueur $2a$, de direction perpendiculaire à la contrainte σ_∞ suivant l'axe y.
- Corps totalement élastique.
- Etat de contrainte plane (C.P)

Le facteur d'intensité de contrainte s'exprime par :

$$k_I = \sigma_{\infty} \sqrt{\pi a} \quad (13)$$

b. Expression de K dans le cas général

D'une manière générale, K s'exprime sous la forme :

$$k = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (14)$$

β étant un facteur dit de correction.

Pour chaque cas particulier, il convient de déterminer σ qui dépend de la nature de la crique, des sollicitations extérieures et de la géométrie :

c. Facteur d'intensité de contrainte K_I pour des criques elliptiques non traversantes :

$$k_I = \sigma \sqrt{\frac{\pi a}{Q}} \quad (15)$$

avec : $Q = \varphi^2$: pour une crique interne .

$\frac{\varphi^2}{1.21}$: Pour une crique superficielle

$$\varphi = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left(1 - \frac{c^2 - a^2}{c^2} \sin^2 \theta\right)^{1/2} d\theta \approx 1 + 1.464 \left(\frac{a}{c}\right)^{1.65}$$

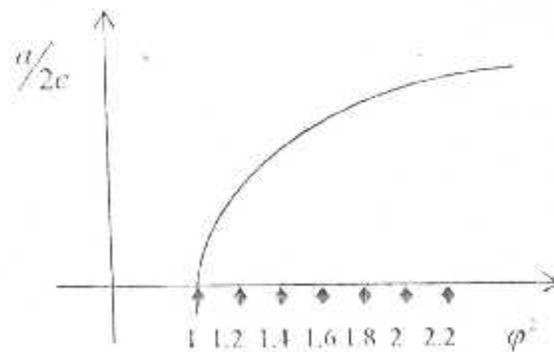


Figure 3: la variation de $\frac{a}{2c}$ en fonction de φ^2 .

d. Facteur d'intensité de contr. pour des criques traversantes :

1. crique dans une plaque de largeur finie W :

$$k_I = \beta \sqrt{\pi a} \quad (16)$$

2. crique traversante dans un bord libre :

$$k_I = \sigma \sqrt{\frac{\pi a}{Q}}$$

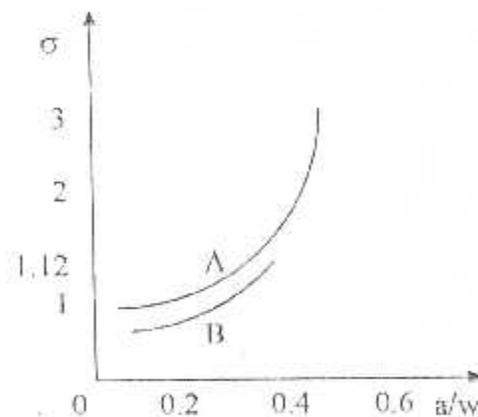


Figure 4 : La variation de la contrainte σ en fonction du rapport de dimension $\frac{a}{w}$

e. Relation entre G et k :

Les facteur d'intensité de contrainte k est relié au facteur G par les relations :

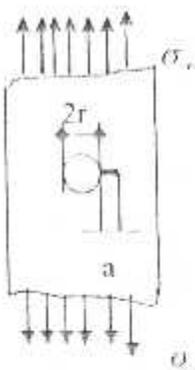
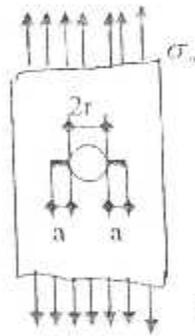
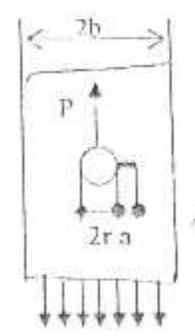
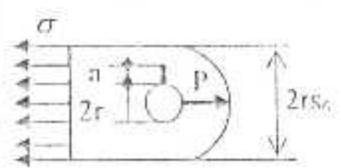
$$G = \frac{K^2}{E} (1 - \nu)^2 \text{ en déformation planes (DP)}$$

$$G = \frac{K^2}{E} \text{ en contraintes planes (CP)}$$

Avec E : module d'Young du matériau
 ν : coefficient de poisson du matériau

1.3 Exemples de facteurs d'intensité de contraintes :

Tableau 1 : Exemples de Formule de facteurs d'intensité de contraintes (craques).

Type de facteur	Description	Expression de facteur d'intensité de contrainte
	<p>Craque au bord d'un trou dans un milieu infini uniformément chargé.</p>	$K = \alpha \sigma \sqrt{\pi a}$ <p>avec</p> $\alpha \left(\frac{a}{r} \right) = \frac{0.8734}{0.3246 + \frac{a}{r}} = 0.6762$ <p>(formule de Grant)</p>
	<p>Craque d'amétramement opposées dans un milieu uniformément chargé.</p>	$K = \alpha \sigma \sqrt{\pi a}$ <p>avec</p> $\alpha \left(\frac{a}{r} \right) = \frac{0.6866}{0.2772 + \frac{a}{r}} = 0.9439$ <p>(formule de Grant)</p>
	<p>Craque au bord d'un trou chargé (effort P).</p>	$K = \alpha \sigma_m \sqrt{\pi a}$ <p>avec</p> $\sigma_m = \frac{P}{2re}$ <p>contrainte de matage e : épaisseur de la pièce. alpha : Facteur donné sous forme</p>
	<p>Craque sur un bord d'alésage d'une chape droite concentrique.</p>	$K = \alpha \sigma_m \sqrt{\pi a}$ <p>avec</p> $\sigma_m = \frac{P}{2re}$ <p>contrainte de matage e : épaisseur de la pièce. alpha : Facteur donné sous forme</p>

II. PROPAGATION DE CRIQUE :

On distingue généralement trois étapes distinctes mettant en jeu des mécanismes différents :

1. L'initiation de la crique
2. La propagation de la crique
3. la rupture

II.1. Propagation entretenue :

Il s'agit là de la création à partir de défaut original d'une crique de dimensions détectables par les procédés de contrôle non destructifs usuels.

Dans la quasi-totalité des cas, les criques de fatigue naissent à la surface des pièces car les défauts y sont plus nombreux qu'au cœur où n'existent que ceux liés à la métallurgie.

De plus, la surface est soumise à l'action agressive de l'environnement. Enfin les dislocations sont plus mobiles en surface qu'au cœur.

Le nombre de cycle nécessaire à l'initiation d'une crique de fatigue dépend essentiellement de l'acuité du défaut sur le quel elle prend naissance.

Lorsque $r = \frac{\rho}{2}$, la contrainte maximale à fond d'entaille vaut :

$$\sigma_{\max} = 2 \frac{K_1}{\sqrt{\pi \rho}} \quad (17)$$

Cette équation suggère que le paramètre de l'initiation de la crique de fatigue est le rapport

$$\frac{K_1}{\sqrt{\rho}}$$

En effet il existe une valeur limite de ce rapport, notée $\left(\frac{K_1}{\sqrt{\rho}}\right)_S$ en dessous de laquelle ne s'initie aucune crique.

Ce seuil de non initiation peut être corrélé aux caractéristiques de traction des matériaux.

II.2. Propagation Cyclique :

On désigne par chargement à amplitude constante un chargement tel que les contraintes nominales maximales σ_{\max} et minimale σ_{\min} ne varient pas, mais il n'est pas toujours possible d'ignorer le niveau moyen de sollicitation.

II.2.1. La loi de PARIS :

Il s'agit de la loi la plus universellement utilisée en raison de grande simplicité et son succès à corroborer de nombreux résultats expérimentaux.

PARIS propos de relier $\frac{da}{dN}$ à l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte ΔK sous la forme :

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^m \quad (18)$$

Avec :

- a : longueur de la crique .
- N : nombre de cycles

$$\text{Et } \Delta K = K_{\max} - K_{\min} = K(\sigma_{\max}) - K(\sigma_{\min})$$

Les facteurs c , m sont des constantes propres au matériau et à l'environnement considéré.

Dans bien des cas, les données expérimentales sont trop dispersées pour que l'on puisse déterminer les valeurs de c et m , ce qui suggère que la loi de PARIS ne fait pas intervenir tous les paramètres et en particulier le niveau moyen de sollicitation.

Pour cette raison, de nombreuses variantes de la loi de PARIS ont été introduites, faisant appel à ΔK , R et éventuellement d'autres facteurs tel le seuil de non propagation ΔK_c .

En effet, l'expérience montre que la courbe reliant l'amplitude de la contrainte $\Delta\sigma$ au nombre de cycles à la rupture (courbe de WOHLER ou courbe S-N) admet une asymptote horizontale en l'absence d'effet corrosif. Il existe donc une valeur de $\Delta\sigma$, et par conséquent une valeur de ΔK en dessous de laquelle ne se produit pas de fissuration de fatigue pour un grand nombre de matériaux, cette valeur de seuil se trouve bornée par $2,4 \cdot 10^{-5} E$ et $2,9 \cdot 10^{-5} E$.

II.2.2. Loi de FORMAN :

La loi de FORMAN présente l'avantage de prendre en compte l'effet de la contrainte moyenne grâce à l'introduction du rapport R et traduit l'accélération brutale de la vitesse de fissuration lorsque K tend vers sa valeur critique K_c .

$$\frac{da}{dN} = \frac{c(\Delta K)^m}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad \text{avec } R = \frac{K_{\min}}{K_{\max}} \quad (19)$$

m est de l'ordre de 4 pour les alliages d'aluminium et de 3 pour les aciers .

En ce qui concerne c , différentes expressions, tirées de l'exploitation des résultats expérimentaux, ont été données à titre indicatif ($c \approx 10^{-8}$ pour les alliages d'aluminium, en choisissant comme unité $MPa\sqrt{m}$ pour le facteur d'intensité des contraintes).

Le nombre de cycles N , nécessaire pour que la crique progresse de sa longueur initial a , jusqu'à sa longueur finale a_f , est obtenu par intégration de l'équation précédente.

La prévision de la longueur admissible $a_f = a_p$ se fait en utilisant les notions de ténacité K_{Ic} ou de courbe R .

11.3. Propagation retardée

La propagation retardée se produit lorsqu'on applique à la structure des niveaux de charge variés. Pour une prédiction de propagation de crique plus précise on introduit un paramètre de retard dans l'équation de propagation de crique après une grande application de charge tel que :

$$a_r = a_0 + \sum_{i=1}^r C_{pi} f(\Delta K_i) \quad (20)$$

où a_r est la longueur de crique après r applications de charge ; a_0 est la longueur initiale de crique ; C_{pi} est le paramètre de retard à $i^{\text{ème}}$ charge et ΔK_i est la variation du facteur d'intensité de contrainte à $i^{\text{ème}}$ charge.

Le paramètre de retard est donné par la forme suivante :

$$C_p = \left(\frac{R_p}{a_p - a} \right)^m, \quad a + R_p < a_p$$

$$C_p = 1, \quad a + R_p \geq a_p \quad (21)$$

Où R_p est l'étendue de la zone croquée, $a_p - a$ est la distance entre le bout de crique et l'interface élastique - plastique, m est l'exposant d'ajustage.

11.3.1. Fermeture de crique de fatigue

Elber a montré que les criques de fatigue existantes dans les tôles d'un alliage d'aluminium se ferment avant l'élévation de toute charge ductile.

La crique se ferme sous des charges de compression et ouvre sous des charges ductiles. L'analyse des expériences qualitatives sur un chargement

d'amplitude variable montre que le phénomène de fermeture de crique peut être considéré comme un facteur d'accélération et de retard de propagation de crique .

La contrainte de fermeture de crique est expliqué à partir de l'existence d'une zone près du bout de crique ayant des déformations ductiles résiduelles .

La figure 16 indique la production de crique de fatigue sous chargement d'amplitude constant .

La propagation de crique peut arriver si et seulement si la crique est entièrement ouverte ; par conséquent il faut prédire analytiquement les taux de propagation de crique .

Il a été observé que la crique continue d'évoluer pour quelques temps après l'application d'une grande charge suit par une petite charge . Ceci a été appelé le retard différé .

III. PASSAGE D'UNE CRIQUE PARTIELLEMENT PROFONDE A UNE CRIQUE TRAVERSANTE

Il a été montré que l'intensité de contrainte des criques partiellement profonde est différente que celle des criques traversantes , pour cela l'expression d'intensité de contrainte des criques traversantes doit être corrigée .

Souvent , dans les problèmes de propagation de crique , le passage d'une crique partiellement profonde à une crique traversante se produit , et il est choisi d'être le point au de là de la quelle la zone plastique s'élève à la face arrière du matériau dont la valeur de dimension de crique pour que ceci arrive est donnée par :

$$a = t - \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_{max}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (22)$$

Chapitre II

APPLICATION DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE

APPLICATION DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE

Dans plusieurs situations, la prévention d'une rupture catastrophique ne dépend pas seulement de la connaissance des conditions nécessaires à une rupture brutale, mais aussi de la possibilité de prédire le taux de croissance des défauts ou des criques déjà existants dans une structure donnée.

Le traitement du phénomène de la fatigue par la méthode d'endurance ne donne aucun renseignement sur l'évolution des criques et seul le stade d'amorçage est correctement pris en compte [17,25]. Ceci ne répond pas au besoin des domaines exigeants un haut niveau de fiabilité (Aéronautique, spatial, nucléaire, etc.).

L'application de la mécanique de la rupture à la fatigue date des années cinquante, soit, cent ans après que Wholer eut proposé sa méthode d'endurance qui reste très utilisée [17]. Les concepts de la mécanique de la rupture sont très utiles dans la prédiction et la corrélation du comportement de propagation des criques de fatigue. Par conséquent, les deux approches sont complémentaires et la prévision de la tenue à la fatigue est étudiée dans les deux stades. -

I. SELECTION DU MATERIAU:

La sélection du matériau d'une structure chargée en traction dépend fortement de la ténacité propre du matériau et des caractéristiques d'évolution sub-critique de crique. Les données de la ténacité obtenues par les testes des spécimens en laboratoire sont utilisées dans l'analyse de la mécanique de la rupture pour prédire les dimensions critiques des criques, évaluer l'évolution sub-critique de crique, et estimer la durée de vie structurale. Elles sont également utilisées pour déterminer la dimension maximale possible de crique initiale dans une structure soumise à un chargement de traction.

La concentration de contraintes sur le bout de crique surfacique ou enfoncée est élevée, et les conditions de déformation plane sont généralement prouvables. Les criques initiales qui peuvent ou non atteindre les dimensions critiques avant qu'elles se développent à travers l'épaisseur, dépendent de la valeur de la ténacité de déformation plane (K_{Ic}), des niveaux de contraintes appliquées et de l'épaisseur du matériau. Si la dimension critique calculée de crique est petite par rapport à l'épaisseur de la paroi, la rupture n'est pas possible.

Le mode de rupture des criques à travers l'épaisseur pour un matériau donné, un niveau de contrainte donné, et pour une température donnée, dépend de l'épaisseur du matériau. Si le matériau est relativement léger, les conditions de contrainte plane sont généralement prédominantes.

Ainsi, pour des sections minces contenant des criques à travers l'épaisseur, les valeurs de la ténacité de contrainte plane (K_{Ic}) sont importantes, et quand

l'épaisseur augmente, on doit utiliser les valeurs de la ténacité de déformation plane (K_{Ic}).

1.1. Charge statique

L'évaluation de la résistance à la rupture fragile catastrophique exige les propriétés fondamentales suivantes :

- 1) La ténacité de déformation plane, K_{Ic}
- 2) La contrainte équivalente de Von Mises, $\sigma_{1/2}$

Pour des structures à paroi épaisse, les dimensions critiques d'une crique peuvent être déterminées par l'équation suivante :

$$\left(\frac{a}{Q}\right)_c = \frac{1}{1.21\pi} \left(\frac{K_{Ic}}{\sigma}\right)^2 \quad (23)$$

ou

$$a_c = \frac{Q}{1.21\pi} \left(\frac{K_{Ic}}{\sigma}\right)^2 \quad (24)$$

Les niveaux des contraintes opérantes sont généralement contrôlés à un rapport constant entre la résistance à la rupture et le facteur de sécurité.

Basant sur les considérations des techniques valables de contrôle non destructif (CND), la résistance à la rupture catastrophique pouvait également être évaluée par le calcul de la contrainte appliquée admissible maximum pour des défauts équivalents dans chaque matériau.

1.2) Charge cyclique

L'évaluation de la résistance à la rupture exige la considération des caractéristiques du taux d'évolution de crique et de quelques propriétés du matériau.

Puisque la variation de la dimension initiale admissible maximum du défaut n'est pas grande, le choix ultime d'un matériau dépend plus fortement de quelques facteurs comparatifs, des techniques de CND, du type et des dimensions des défauts insidieux, de la facilité de fabrication, du coût, etc.

II . EVALUATION DES DIMENSIONS CRITIQUES D'UNE CRIQUE (LONGUEUR , PROFONDEUR)

En considérant la contrainte maximale, et à partir de la condition d'instabilité ($K_I(\sigma_{max}, a_c) = K_{Ic}$), la taille critique de la crique est comme suit :

$$a_c = \frac{K_{Ic}^2}{\pi f^2(a_c) \sigma_{\max}^2} \quad (25)$$

$f(a)$ est une fonction complexe pour une crique débouchante dans une plaque de largeur finie. C'est évident que la dimension critique de crique dépend de la contrainte appliquée et de la ténacité du matériau.

II.1. Criques surfaciques

Les criques surfaciques sont caractérisées par la demi-longueur en surface c et par la distance au point maximum en profondeur a .

Les criques surfaciques peuvent être calculées à partir de l'équation d'intensité de contrainte développée par IRWIN :

$$\left(\frac{a}{Q}\right)_{Cr} = \frac{1}{1.21\pi} \left(\frac{K_{Ic}}{\sigma}\right)^2 \quad \text{Pour des structures à paroi épaisse} \quad (26)$$

$$a_{Cr} = \frac{Q}{1.21\pi} \left(\frac{K_{Ic}}{M_K \sigma}\right)^2 \quad \text{Pour des structures à paroi mince} \quad (27)$$

Où K_{Ic} est la ténacité de déformation plane, σ est la contrainte appliquée à une structure normale au plan de crique, a_{Cr} est la profondeur critique de crique, Q

est le facteur de forme d'une crique, $\left(\frac{a}{Q}\right)_{Cr}$ est la dimension critique du crique, et M_K est le facteur d'amplification.

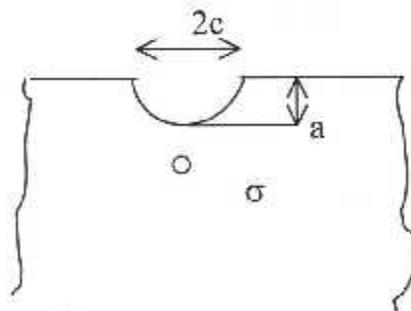


Figure 5: Crique surfacique

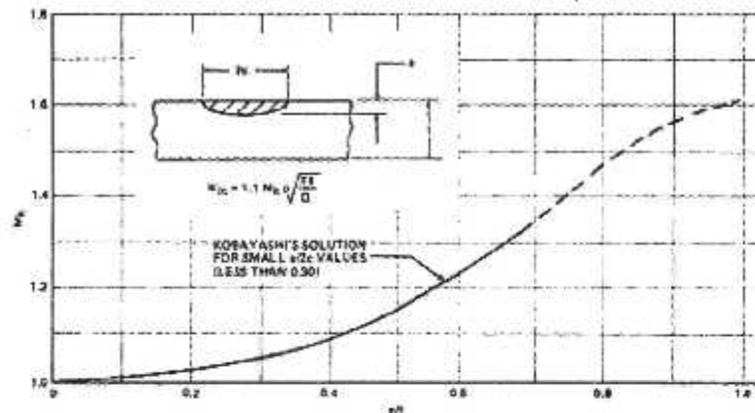


Figure 8 : La contrainte appliquée en fonction de nombre de cycle pour un avion à revêtement épais.

II.2. Criques transversantes

Pour calculer la longueur critique de crique transversante, on utilise l'équation fondamentale de contrainte plane :

$$\frac{l_{cr}}{2} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_C}{\sigma} \right)^2 - \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_C}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (28)$$

Où K_C est la ténacité de contrainte plane obtenue par un spécimen ciqué en son centre ou entaillé au bord, σ est la contrainte appliquée à la structure, σ_{ys} est la contrainte équivalente de Von Mises et l_{cr} est la longueur critique de crique transversante .

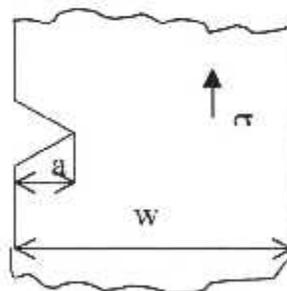


Figure 6 : Crique transversante sur un bord libre

II.3. Criques dans l'épaisseur

Les calculs des dimensions critiques des criques dans l'épaisseur existantes dans des structures à paroi épaisse sont les mêmes que ceux des criques surfaciques.

L'équation pour la demi dimension critique de crique interne est :

$$\left(\frac{a}{Q}\right)_{cr} = \left(\frac{1}{\pi} \frac{K_{Ic}}{\sigma}\right)^2 \quad (29)$$

En réalité, les criques internes sont cachées, donc on peut détecter difficilement leurs dimensions. Pour estimer leurs géométries et leurs orientations, on suppose qu'elles sont des criques surfaciques (ou au plus sub-surfacique).

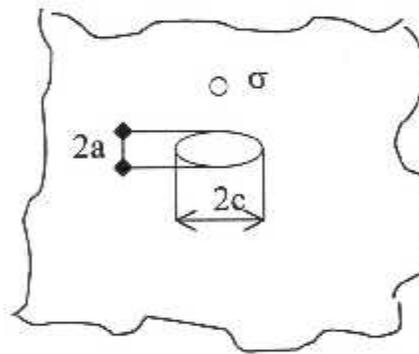


Figure 7 : Crique dans l'épaisseur

III .CONCEPTION STRUCTURALE

III.1 . Exigence de la durée de vie en service:

La durée de vie c'est le nombre de cycles nécessaire pour que la pièce se rompe pour un cycle de contrainte donné [1].

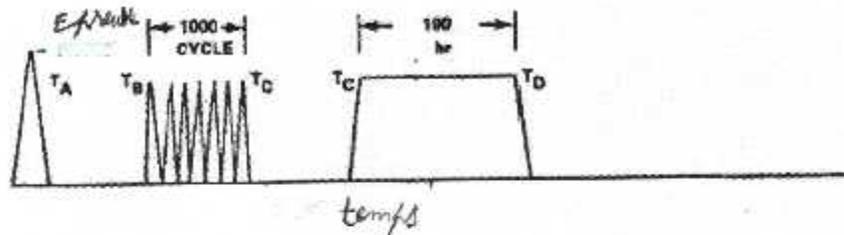


Figure 8 : L'exigence de la durée de vie en service

La figure 11 indique les exigences de la durée de vie supposée consistant d'un seuil de $(\sigma = 1.0)$ pour définir l'inspection minimum standard exigée avant le service $\left(\frac{a}{Q}\right)_{cr}$.

Il y a quatre paramètres ayant une influence sur la durée de vie en service :

1. Facteurs géométriques de la pièce sollicitée

a) L'effet d'entaille

La courbe de WOHLER d'éprouvette lisse et entaillée montre un abaissement notable de la durée de vie en fatigue, au quelle on donne le nom d'effet d'entaille. Il y a apparition d'une concentration de contraintes, et l'on peut définir le coefficient de concentration de contraintes K_t , ou coefficient d'entaille.

$$K_t = \sigma_{\max} / \sigma_0 \quad (30)$$

Où σ_{\max} est la contrainte maximale dans la section modifiée, σ_0 est la contrainte nominale qui existerait si la section n'était pas modifiée.

b) L'effet d'échelle

L'effet d'échelle se définit comme l'abaissement de la durée de vie en fatigue, sous contraintes égales, lorsque la dimension des pièces augmente.

2) Conditions de sollicitation

a) Influence de la contrainte moyenne

La durée de vie diminue lorsque la contrainte moyenne augmente.

b) Influence de la fréquence

A température ordinaire, l'expérience montre que la fréquence, tant qu'elle reste faible (<200 Hz) a une influence négligeable sur la durée de vie. A fréquence élevée, l'échauffement interne entraîne un abaissement de la durée de vie.

3) Influence de l'environnement

- **Température :**

Elle a tendance à abaisser la limite d'élasticité et la résistance à la traction lorsqu'elle s'élève ; il en est de même pour la limite d'endurance. A haute température, le fluage peut se superposer à la fatigue et entraîner une baisse rapide de la limite d'endurance.

- **Corrosion**

Elle favorise l'apparition des micro fissures et modifie les propriétés du matériau; il y a donc abaissement de la limite d'endurance .

d) Influence des conditions d'application d'effort

Cette influence se traduit au travers de :

- **Nature des efforts**

La nature des efforts intervenait dans la valeur de la durée de vie en fatigue par le gradient de contrainte.

- **Phénomène sur-contrainte d'overstressing et d'understressing**

L'understressing ou effet de sous charge c'est l'élévation de la limite de fatigue obtenue en faisant subir à une éprouvette un essai de fatigue à une contrainte alternée inférieure à la limite de fatigue pendant un nombre de cycle suffisant .

L'overstressing ou effet de surcharge c'est l'abaissement de la limite de fatigue après une première sollicitation de fatigue à un niveau élevé.

- **Effet de la séquence d'application d'effort**

Expérimentalement on trouve que l'ordre d'application des différents niveaux de charges a une influence sur la durée de vie.

- **Effet des charge faibles et nombreuses**

Les charges faibles et nombreuses font intervenir un nouveau phénomène, le fretting ou altération de contact, dans les assemblages, il y a apparition de micro – arrachements qui ne sont pas dus à la fatigue proprement dite, mais aux déplacements relatifs des pièces en contact les uns par rapport aux autres.

La détérioration des états des surfaces en contact entraîne l'oxydation et l'apparition des micro-fissures. Ce phénomène réduit la limite de fatigue.

- **Effet des charges fortes et rares**

Les charges fortes et rares ont un effet améliorateur, si elles sont en traction, et elles ont un effet nocif, si elles sont en compression. Cet effet est du à la création des contraintes résiduelles de compression (abaissement de S_m) ou de traction (augmentation de S_m).

3) Facteurs métallurgiques

Ce sont les facteurs liés à la nature du métal, à son élaboration et à sa mise en forme, ainsi qu'au traitement subis par la pièce.

- **Traitement thermique**

Les traitements thermiques améliorent la tenue en fatigue et la résistance à la propagation des criques et améliorent la tenue en corrosion sous tension.

- **Taille des grains**

Les structures à grains fins présentent en générale une meilleure tenue que les structures à gros grains.

- **Influence du sens de prélèvement**

La durée de vie d'une tôle épaisse laminée est meilleure lorsqu'elle est sollicitée dans le sens long que dans le sens travers. Les alliages légers sont en générale sensibles à la corrosion sous tension dans le sens travers court.

- **Taux d'écroûissage**

La limite d'endurance augmente avec le taux d'écroûissage .

- **Influence des inclusions**

Elles sont à l'origine des criques qui cheminent d'une inclusion à l'autre .

4) Conditions de surface

Comme les criques partent, en général, de la surface, on conçoit que l'état de surface ait une grande influence sur la durée de vie. Il convient donc d'améliorer l'endurance des couches superficielles.

Effet des contraintes résiduelles

Aux contraintes appliquées se superpose l'effet des contraintes résiduelles dus à l'usinage ou à des traitements thermiques. Les contraintes résiduelles de tension peuvent aggraver dangereusement les points des contraintes, tandis que des précontraintes de compression permettent d'augmenter le taux de travail admissible [2]. La prise en compte des contraintes résiduelles dans un calcul de fatigue se fait en superposant une contrainte statique additionnelle à la contrainte moyenne tel que : [2]

$$\sigma'_{moy} = \sigma_{moy} + \sigma_{res} \quad (31)$$

Où σ_{res} est la résistance résiduelle

Le potentiel d'évolution de crique est égale à la dimension critique moins la dimension initiale; la durée de vie d'une structure dépend directement de ce potentiel et des caractéristiques d'évolution subcritique de crique.

Il a été montré que le temps ou le nombre de cycles nécessaire à l'affaiblissement pour un niveau de contrainte maximum appliquée dépend de la magnitude d'intensité de contrainte initiale au bout d'une crique, K_{I1} , divisé par le coefficient d'intensité de contrainte critique, K_{Ic} [3,4] donc :

$$T_{\text{affaiblissement}} = f\left(\frac{K_{I1}}{K_{Ic}}\right) \quad (32)$$

Egalement on a :

$$\left(\frac{K_{I1}}{K_{Ic}}\right)^2 = \frac{a_i}{a_{Cr}} \frac{Q_i}{Q_{Cr}} \quad (33)$$

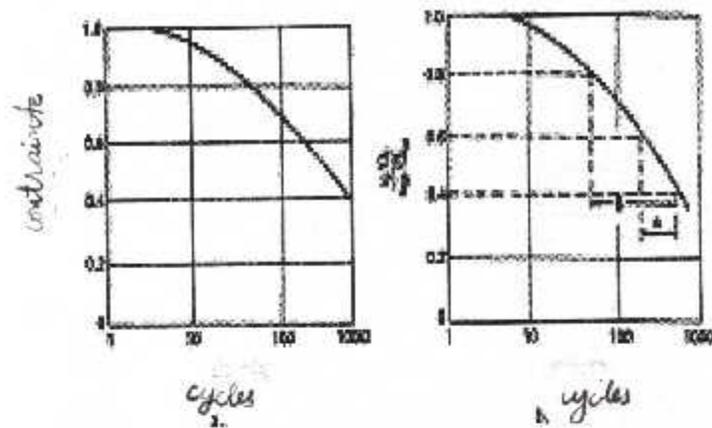


Figure 2 : Représentation schématique d'une évolution cyclique de crique.

III.2. Evaluation de la durée de vie en service

La durée de vie en fatigue d'une structure donnée est déterminée par la sommation du nombre de cycles nécessaires à l'initiation d'une crique de fatigue et sa propagation d'une taille subcritique à une taille critique. Donc, la durée de vie d'une structure comprend trois périodes distinctes :

- Initiation ou amorçage
- Propagation
- Rupture finale

La durée de la phase finale est généralement très courte par rapport aux autres et elle est généralement négligée dans les calculs.

1. Durée d'initiation N_i

le nombre de cycles d'initiation est calculé par la relation $N_i = \frac{2.9 \times 10^8}{(\Delta K)^4}$ qui est trouvée par **jack** et **price** pour l'acier doux [2,4], en substituant ΔK dans cette relation par le seuil de propagation ΔK_{th} :

$$N_i = \frac{2.9 \times 10^8}{(\Delta K_{th})^4} \quad (34)$$

2. Durée de propagation N_p

En mode I, la durée de propagation est estimée en intégrant la vitesse de propagation

$$\frac{da}{dN} = f(c, m, \Delta K, \Delta K_{th}, \dots) \Rightarrow dN = \frac{1}{f(c, m, \Delta K, \Delta K_{th}, \dots)} \times da \quad (35)$$

$$N = \int \frac{1}{f(c, m, \Delta K, \Delta K_{th}, \dots)} \times da \quad (36)$$

La durée de vie totale est alors: $N = N_i + N_p$

La durée d'initiation n'est prise en considération que si on est dans l'étape de conception ou la structure est supposée saine de tout défaut.

La durée de vie cyclique opérationnelle des avions pressurisés peut être déterminée si les données suivantes sont valables :

- le facteur de l'épreuve d'essai α
- la contrainte maximum de conception σ_{op} (opérante)
- la ténacité de déformation plane, K_{Ic}
- l'évolution de crique de contrainte sustentée ou cyclique expérimentale pour le matériau d'un avion.

La prédiction de la durée de vie cyclique, pour un avion à revêtement épais, peut être faite en utilisant le facteur d'épreuve d'essai α et le rapport K_{I1}/K_{Ic} et le nombre de cycles nécessaire à l'affaiblissement pour plusieurs valeurs de R.

Pour déterminer la durée de vie cyclique d'un avion à revêtement mince il faut exiger les relations suivantes : [22_{cd}]

- le facteur α , σ_{op} , K_{Ic} et K_{th}
- la courbe σ en fonction de a (voir la **figure 13**) pour déterminer les dimensions de crique a_i , a_{cr} , a_{th}
- Le rapport K_{I1}/K_{Ic} en fonction du taux d'évolution de crique da/dN pour déterminer le taux d'évolution de crique à n'importe quelle niveau de contrainte (**figure 14**).

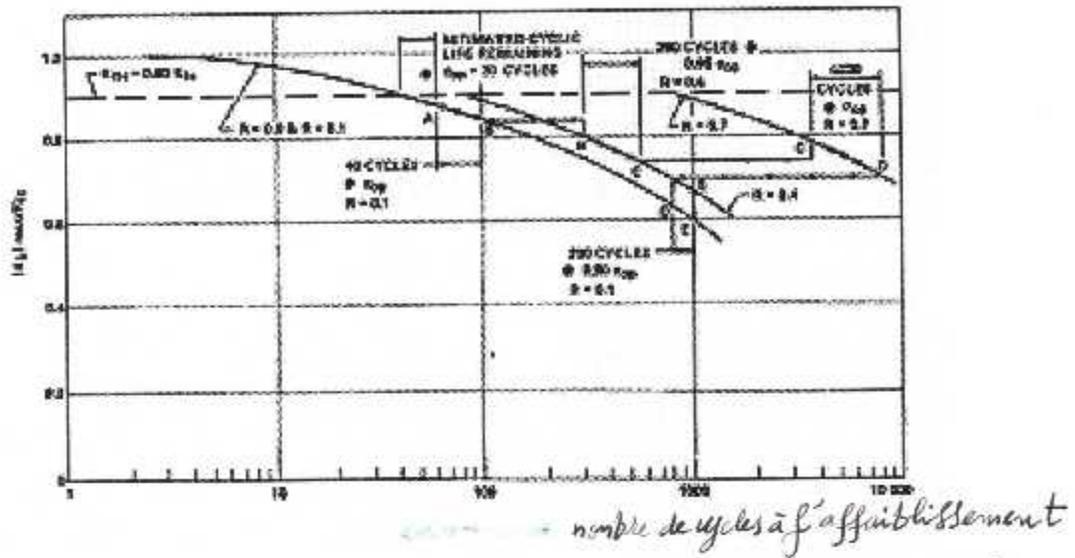


Figure 13 : La prédiction de la durée de vie cyclique d'un avion à revêtement épais.

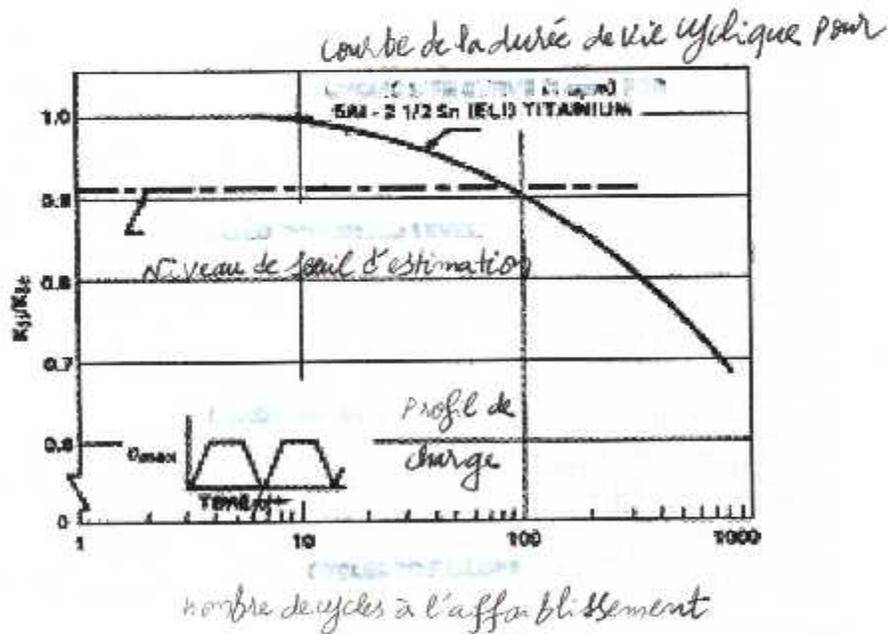


Figure 14 : Les données de la durée de vie sous contrainte cyclique et sustenté combiné pour le Titanium .

III.3. Dimension de crique tolérable :

Les dimensions initiales admissibles d'une crique dans une structure dépendent des exigences de la durée de vie en service et des propriétés de la ténacité du matériau sélectionné.

La technique de CND est actuellement le seul moyen utilisé pour déterminer les dimensions initiales de crique.

Pour évaluer la dimension initiale maximum admissible d'une crique, il faut déterminer le rapport entre l'intensité de contrainte initiale et l'intensité de contrainte critique.

III.4. Limites des inspections NDI

Les exigences de CND pour n'importe quelle structure donnée sont liées aux dimensions admissibles de crique et elles sont limitées par n'importe quelles implications économiques ou horaires associées au test d'affaiblissement et limitées par la sécurité des techniques d'inspection détectant les criques initiales.

Dans le cas où la géométrie et l'orientation de crique ne sont pas connues, il faut les supposer le plus fort possible. Egalement, il faut considérer l'espacement admissible pour les criques surfaciques ou internes.

Pour définir l'inspection minimum standard exigée avant le service, il est nécessaire de déterminer la dimension critique d'une crique $(a/Q)_{cr}$ à la fin du fonctionnement et en évaluant le chargement qui peut causer l'évolution de la crique.

La figure 15b représente un rapport adimensionnel entre la contrainte et la dimension de crique.

La figure 15 C et d sont des représentations schématiques de l'évolution d'une crique de charge cyclique et de l'évolution d'une crique de charge entretenue respectivement.

Le CND est capable de détecter les petites criques tant que a_i/Q est maximum.

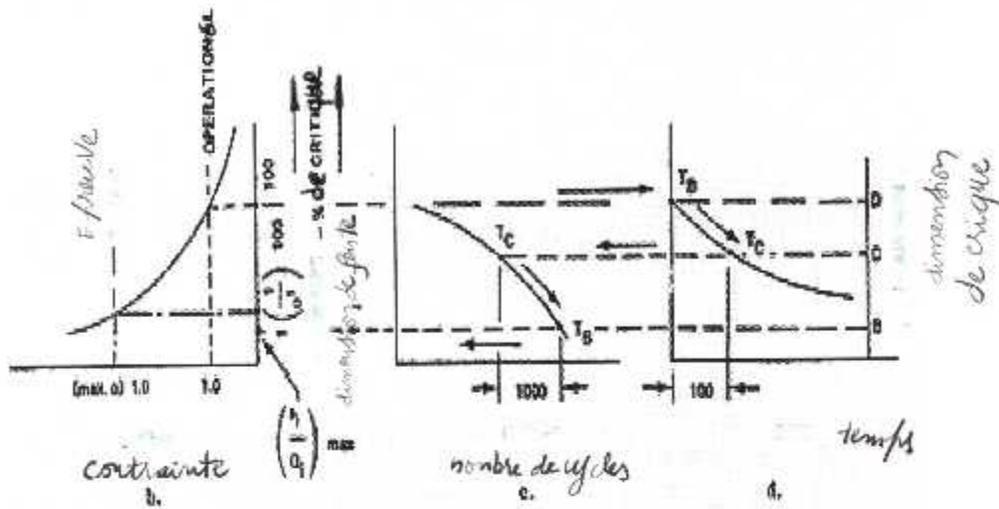


Figure 15 : La détermination des limites des inspections NDI

Si les limitations des techniques d'inspection empêchent l'assurance de la sécurité de la durée de vie, donc il faut augmenter le facteur α pour assurer un $(\frac{a_i}{Q})_{max}$ et une longueur existante la plus grande possible de craque au début de la durée de vie en service, ou bien il faut considérer quelques suppositions concernant la géométrie et l'orientation de craque afin d'estimer l'incapacité de détecter les profondeurs d'une petite craque. Par conséquent, la dimension d'une craque devait être plus grande (et la contrainte opérante plus petite) pour satisfaire les exigences de la durée de vie en service, c'est à dire :

$(\frac{a_i}{Q})_{max}$ et $(\frac{a}{Q})_{cr}$ les deux à la fois se déplacent plus haut de l'ordonnée de

la figure 15 b. Evidemment, la détermination des dimensions admissibles finies d'une craque exige une connaissance détaillée sur les contraintes, appliquées à des endroits variés et sur la ténacité du matériau utilisé.

Chapitre III

ANALYSE DE LA TOLERANCE AUX DOMMAGES

I. INTRODUCTION :

L'expérience a montré que le temps nécessaire à l'initiation des criques dans les éléments structuraux comme les trous est relativement court et que la majorité de la durée de vie (95%) est consommée par l'évolution des criques qui cause l'affaiblissement.

L'analyse de la mécanique de la rupture en service indique que la source principale des criques est l'occurrence des défauts initiaux de fabrication. Actuellement il y a une technique générale considérant le processus d'accumulation du dommage; la longueur de crique sera la mesure du dommage et le taux d'évolution de crique définira le taux d'accumulation du dommage.

La Figure 16 représente un schéma du comportement d'évolution typique d'une crique observée dans un élément structurale.

Typiquement le temps passé est exprimé en heures de vol opérationnel et le nombre de cycles est donné par le nombre d'heures de vols d'un avion.

Pour une crique de longueur donnée (Δa) développée dans un nombre de cycles donné (ΔN), son taux de propagation est mesuré par ($\frac{\Delta a}{\Delta N}$). Quand la longueur de crique atteint la valeur critique (a_c), l'évolution devient instable et l'affaiblissement se produit et la mesure du chargement (t ou N) atteint la limite de la durée de vie structurale (t_f ou N_f) qui est le temps admissible maximum mesuré en service. l'objectif de la tolérance au dommage est de connaître cette limite.

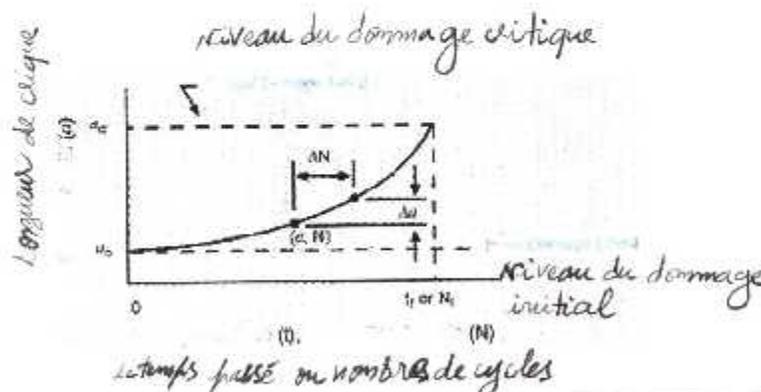


Figure 16: Schéma du comportement d'évolution de crique observée pour un problème de fissuration structurale typique.

Pour assurer que les criques n'atteignent pas les proportions qui menacent la sécurité de l'avion durant la durée de vie voulue (t_s ou N_s) de l'avion, il faut que :

$$t_f(N_f) \text{ doit être plus grand que } t_s(N_s).$$

Les études du processus d'affaiblissement montrent un rapport entre la longueur de la crique d'affaiblissement et la charge ou la contrainte qui induit le départ d'une rupture rapide (voir **Figure 17**).

La structure ayant le plus petit nombre de trous ,et ainsi possède la plus petite concentration de contraintes et a la plus longue durée de vie et la plus grande résistance résiduelle .

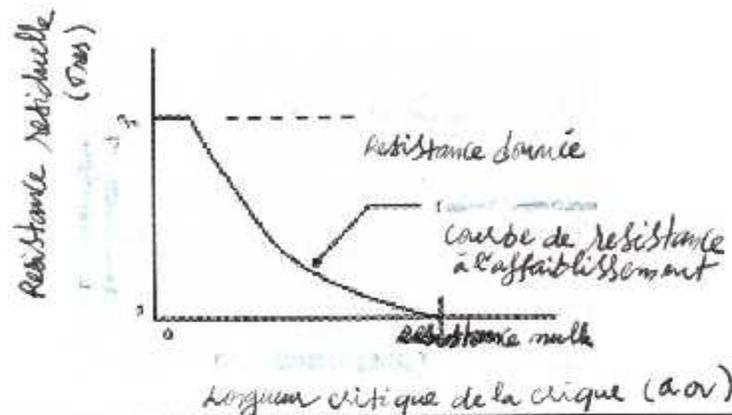


Figure 17: La résistance résiduelle en fonction de longueur de crique critique pour un élément structural typique.

II .PRINCIPES FONDAMENTAUX DE LA TOLERANCE AU DOMMAGE

Dans toute zone vitale , tout dommage (fatigue , accident , ...) doit être sûrement détecté avant qu'il n'atteigne une taille critique au de là de laquelle la structure ne tient plus les charges limites résiduelles .

La méthode de la tolérance aux dommages comprend les étapes suivantes :

- Détermination des éléments significatifs (**SSI** =Structural Signifiant Item)
- Détermination des charges et de la répartition des contraintes
- Détermination des vitesses d'endommagement (de la longueur initiale a_0 à la longueur critique a_{cr}) .
- Détermination des longueurs des dommages sûrement détectables (a_{det})
- Détermination des longueurs critiques des dommages sous les charges de tenues résiduelles imposées .
- Détermination du programme d'inspection (Seuil, périodicité) $p \neq A \quad II \square$

11.1. Éléments de la mécanique de la rupture

La mécanique de la rupture est la technologie qui concerne le modelage du phénomène de craquement.

Les propriétés du chargement ne sont pas utiles dans la conception pour déterminer la tolérance aux dommages ou défauts du matériau, puisque le manque de la tolérance aux crâques cause beaucoup de ruptures, il faut donc se concentrer sur la zone du bout de crâque où le matériau doit résister à l'extension de crâque.

L'application de la mécanique de la rupture permet de résoudre les problèmes de craquement qui résultent de l'extension des petits défauts.

Les ruptures induites par les contraintes de cisaillement peuvent arriver, mais elles sont rares.

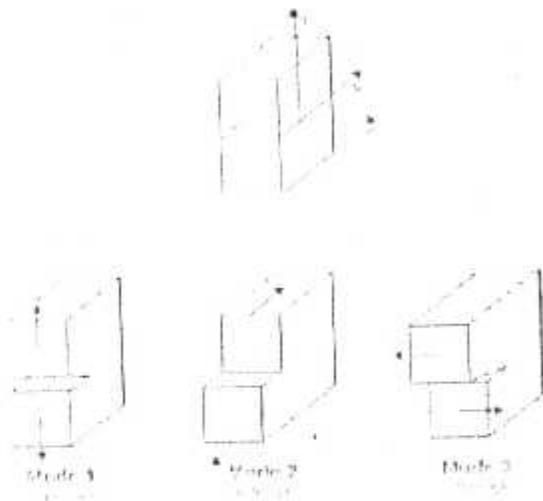


Figure 18: Les trois modes de l'extension de crâque

L'analyse élastique linéaire d'une structure endommagée est une bonne première approximation de l'état de contrainte localisée dans le matériau telle que la rupture se produit à des contraintes supérieures à la contrainte équivalente de von mises, σ_{v} .

11.2. Méthodologie de la résistance résiduelle

la résistance d'une structure peut être significativement affectée par la présence d'une crâque et elle est habituellement inférieure à celle de la structure endommagée. Pour prévenir un affaiblissement catastrophique, il faut évaluer la capacité de supporter la charge qui existe dans la structure potentiellement craquée et entièrement leur durée de vie envisagée en service. Cette capacité représente la

résistance résiduelle de la structure et c'est une fonction de la ténacité du matériau, de la dimension de crique, de la géométrie et de la configuration structurale.

Pour les structures non endommagées, la résistance résiduelle c'est la résistance ultime du matériau qui est déterminée directement. Une crique dans une structure cause une grande concentration de contraintes et une résistance résiduelle réduite.

Quand la structure est soumise à des charges qui dépassent une certaine limite, la crique s'allongera d'une manière instable et elle peut se propager rapidement et causant une rupture complète de la structure. Pour cela, l'évolution instable de crique est celle qui détermine la résistance résiduelle et ça nécessite l'utilisation d'un critère d'affaiblissement.

Quand l'épaisseur de la plaque augmente jusqu'à ce qu'il atteigne la dimension de la zone plastique au bout de crique, la ténacité s'élève à une valeur maximale K_{max} . Si la dimension de la zone plastique se réduit, la ténacité diminue graduellement de K_{max} à K_{IC} . Quand l'épaisseur est suffisamment plus large que la déformation du bout de crique, les conditions de déformation plane dominent sur le bout de crique. Dans le régime de déformation plane, la ténacité est virtuellement indépendante de l'épaisseur. Lorsque l'épaisseur augmente, la ténacité s'approche asymptotiquement de la ténacité de déformation plane, K_{IC} .

Le facteur d'intensité de contrainte critique pour le mode de rupture brusque est dénoté K_{IC} en conditions de déformation plane et K_C en conditions de contrainte plane.

L'extension de crique par un mode de rupture de déchirement qui se produit dans les tôles de métal mince ou dans des matériaux durs, est essentiellement lente et stable.

L'affaiblissement qui cause une rupture de déchirement dépend de la résistance à la rupture K_{IC} , du facteur d'intensité de contrainte K , et de la configuration structurale.

Dans la prédiction de la résistance résiduelle d'une structure soumise à un déchirement ductile, il y a un critère qui peut évaluer le départ et le taux de ce phénomène. Il y a aussi des testes et des simulations numériques qui ont été faites pour imposer le critère de glissement vis critique au bout de crique.

11.3. Méthodologie d'évaluation de la durée de vie

Actuellement, la prédiction de la durée de vie d'un avion est basée sur un paquet d'intégration du dommage et d'évolution de crique qui utilise une base et une analyse des données pour mettre en corrélation les six éléments suivants :

- a) La distribution initiale de crigue qui estime la localisation et la variation de dimension de crigue dans une structure donnée .
- b) L'usage d'avion décrivant la base des données du spectre de charge .
- c) Les propriétés du matériau pour un taux d'évolution de crigue d'amplitude constant et un rapport des contraintes et des effets d'environnement .
- d) Les analyses du facteur d'intensité de contrainte au bout de crigue qui estiment la dimension et la forme de crigue , et les interactions structurales .
- e) Le modèle intégrateur du dommage qui assigne un niveau d'évolution de crigue pour chaque application de contrainte et estime les interactions de charge
- f) Le critère limitant la durée de vie ou la rupture qui établit le point final de calcul de la durée de vie .

Préalablement pour décrire chacun des éléments détaillés au dessus , il a été introduit une équation intégrant le dommage pour montrer comment ces différents éléments agissent l'un sur l'autre , cette équation est donnée par :

$$a_{cr} = a_0 + \sum_{j=1}^n \Delta a_j \quad (37)$$

Où Δa_j est l'incrément d'évolution associé au $j_{\text{ème}}$ incrément du temps .

Le but de l'équation (37) est de déterminer la durée de vie t_f .

- a_{cr} est déterminée en mettant en corrélation les éléments b , d , et f
- a_0 est déterminée en utilisant a .
- Δa_j est déterminée en mettant en corrélation les éléments a , b , c , d , et e .

II.3.1. Distribution initiale de crigue

L'intérêt principal c'est la prédiction des limites de sécurité et des criques initiales qui sont plus grandes que la limite détectable par l'inspection non destructive (NDI) .

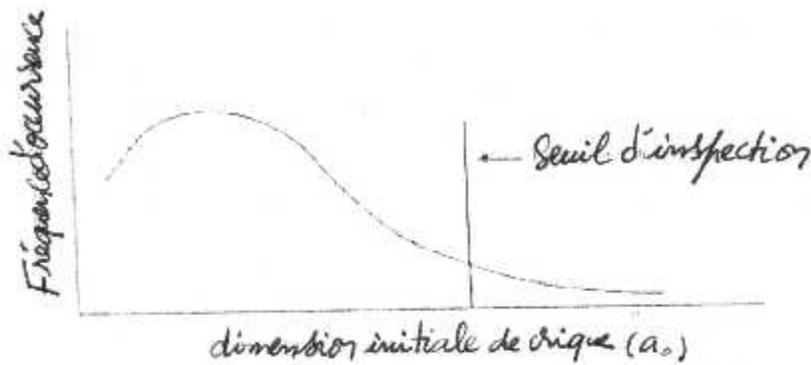


Figure 19. Distribution de dimension initiale d'une craque radiale qui se développe au bord d'un trou de fixation .

La distribution initiale de craque comme c'est indiqué en Figure 20 peut être utilisée pour estimer l'influence des facteurs de charge , les profils des missions et les changements d'usage de la durée de vie en service .

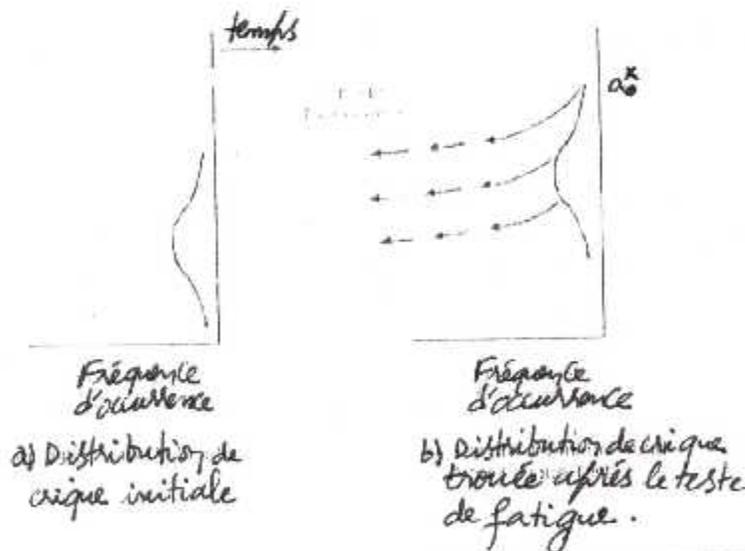


Figure 20: qualité initiale déterminée par un calcul inverse .

II.3.2. Usage

la somme des niveaux des charges appliquées à une structure est déterminée par un rapport entre l'usage totale et la durée de vie en différentes missions possibles . Le plus important c'est que le facteur de charge dépasse le centre de gravité d'avion (C.G) comme est illustré en Figure 21 .

Le manuel de vol résume les techniques qui seront utilisées pour développer le spectre de charge et de l'environnement pour différents types de structures .

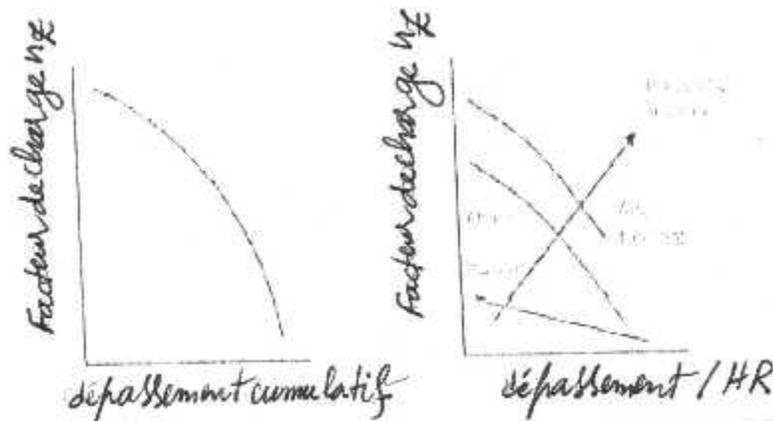


Figure 21: L'information de dépassement typique du facteur de charge indiquant l'usage.

La séquence spécifique des charges appliquées à la structure est nécessaire pour l'analyse d'accumulation du dommage et d'évolution de crrique . Dans chaque vol l'analyse de spectre de charge consiste à une série de cycles qui combinent les épreuves d'aspect déterministe (débarquement , atterrissage) et d'aspect probabiliste (roulage au sol en terrain accidenté) et pour développer le spectre de charge , il faut déterminer la contrainte de la surface critique sur l'avion et déterminer aussi le rapport entre la charge et la réponse de la contrainte .

II.3.3. Propriété du matériau

En considérant les propriétés du matériau , le paquet d'intégration du dommage entre dans la forme des données du taux d'évolution de crrique d'amplitude constant qui sont générées en laboratoire sous un chargement cyclique constant avec des facteurs d'intensité de contrainte acceptables et qui sont développés sur la base du taux de propagation $\frac{da}{dN}$.

II.3.4. Analyse du facteur d'intensité de contrainte au bout de crrique

Le facteur d'intensité de contrainte au bout de crrique (K) met en corrélation la géométrie de crrique , la géométrie structurale , et la charge appliquée à la structure avec les contraintes localisées dans la zone du bout de crrique . Le facteur d'intensité de contrainte prend la forme :

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (38)$$

Où β c'est le facteur de correction , σ est la contrainte appliquée à la structure , et a est la longueur de crrique .

II.3.5. Modèle d'intégration du dommage

L'intégration conduit la longueur initiale de craque a_0 à la longueur intermédiaire de craque a_i tel que :

$$a_i = a_0 + \sum_{j=1}^i \Delta a_j \quad (39)$$

Le modèle d'intégration du dommage permet l'aptitude de déterminer l'incrément d'évolution de craque Δa_j qui est déterminé par :

$$\Delta a_j = f(K \sigma_j^m, R_j) \quad (40)$$

II.3.6. Critère d'affaiblissement

Quand la résistance résiduelle diminue en service, la rupture de la structure se produit. Le taux d'évolution de craque est lié directement au taux de perte de la résistance résiduelle.

L'effet relatif de a_0 sur la durée de vie est typiquement négligeable si $\left(\frac{a_f}{a_0}\right) > 5$. Si a_0 augmente, la sécurité de l'avion augmente aussi.

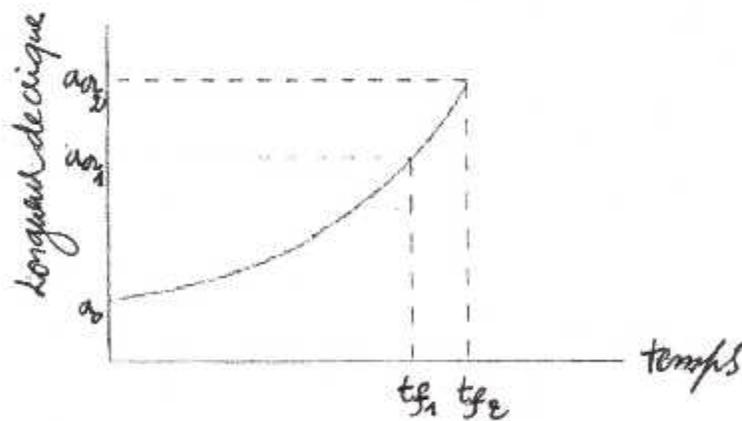


Figure 22: L'effet de la dimension critique sur la durée de vie

Les considérations de durabilité imposent que la dimension finale de craque, a_f est choisie plus petite que a_0 pour représenter le nouveau travail des limites de réparation.

III. CARACTERISATION DE LA TAILLE DU DOMMAGE

Les résultats générés par l'équipe d'examen indépendant (IRT) F-4 pouvoient une méthode de caractérisation de population initiale de crique (qualité initiale apparente) qui est basée sur le comportement de craquement d'étendue large induit par le test de fatigue.

III.1. possibilité de détection des criques par procédés NDI

Les spécifications courantes détaillent les limites NDI et exigent une certification de vérification pour détecter les criques les plus petites. Le programme de certification des techniques de contrôle de qualité contractantes permet d'évaluer la probabilité et les limites de confiance associées à la détection d'une crique donnée.

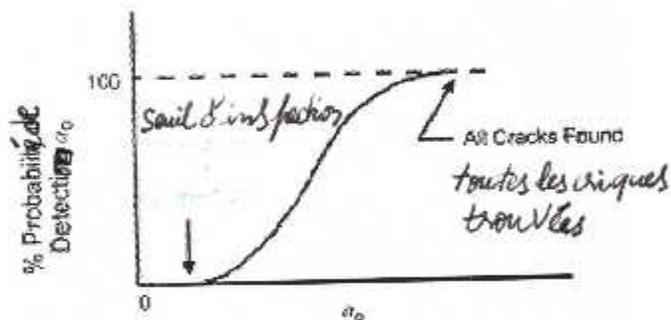


Figure 23: Certification de capacité de NDI

IV. RESISTANCE RESIDUELLE

IV.1. Introduction

Le concept fondamentale dans la méthode de tolérance au dommage est d'assurer la sécurité de la structure et la durée de vie en service envisagée. Pour assurer la sécurité exigée, la structure doit être modélisée pour résister aux charges en service aussi bien quand la structure est déjà affaiblie.

Donc il faut maintenir une résistance résiduelle minimum afin d'empêcher un affaiblissement catastrophique de la structure.

Figure IV.1 illustre la résistance résiduelle et les exigences de l'intervalle de la durée de vie en service et de même la courbe de capacité de la résistance résiduelle

qui définit le niveau de charge dans le quel la structure peut résister en dehors du défaut et en préférence d'une évolution de crique .

Si la résistance résiduelle est inférieure à la contrainte maximum en service , l'affaiblissement peut arriver .

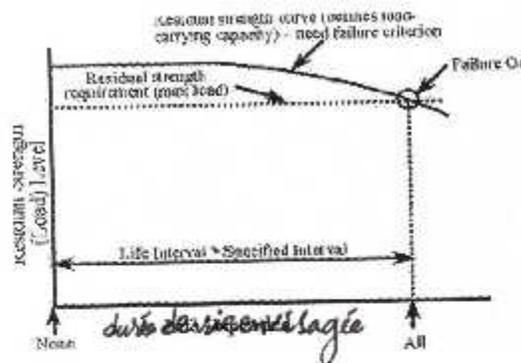


Figure 24: la durée de vie en fonction de la capacité de la résistance résiduelle indiquant la diminution monophonique de la résistance résiduelle causé par le dommage

IV .2 . Critère de rupture

La prévention des ruptures catastrophiques constitue un vrai problème dans le domaine industriel . plusieurs recherches ont été entamées et qui se poursuit pour développer des critères de rupture fiables permettant de bien contrôler les structures industrielles en service.

IV.2.1. Critère de rupture en mode I

IV.2.1.a.Critère énergétique

L'instabilité de la crique , donc la rupture se produit si l'accroissement de l'énergie de déformation est supérieur à l'énergie absorbée dans cette extension [15]

On a :

$$\sigma_c = \sqrt{\frac{EIG_{ic}}{\pi a}} \quad , \quad a_c = \frac{EIG_{ic}}{\pi \sigma^2} \quad (41)$$

a_c est la longueur critique de la crique à partir de laquelle commence la propagation instable sous la contrainte de chargement σ

σ_c est la contrainte critique sous laquelle aura lieu une rupture fragile de la structure avec une crique de longueur $2a$.

$$E_I = E \quad \text{C.P} \quad ; \quad E_I = \frac{E}{1-\nu^2} \quad \text{D.P}$$

ν : coefficient de poisson

G_{ic} est la force critique de l'extension de crique

IV.2.1.b. Critère basé sur le F.I.C

Dans le cas de problème plan en mode I, la rupture intervient quand le facteur d'intensité de contrainte atteint une valeur critique K_{Ic} ou la crique devient instable et s'étend brusquement dans sa propre direction.

$$K_I \geq K_{Ic} \quad (42)$$

IV.2.1.c. Critère du déplacement d'ouverture des lèvres de crique

Le déplacement d'ouverture des lèvres de crique δ est par définition l'écartement des lèvres de crique à la frontière de la zone plastique [21]

$$\text{en c.p : } \delta = \frac{4}{\pi} \cdot \frac{1-\nu^2}{E} \cdot \frac{K_I^2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{1}{\sigma_e} \quad (43)$$

$$\text{en d.p : } \delta = \frac{1}{\sqrt{3}} \cdot \frac{4K_I^2}{\pi E \sigma_e} \quad (43)$$

La rupture selon ce critère apparaît lorsque $\delta > \delta_c$, tel que δ_c est une caractéristique du matériau.

IV.2.1.d. Critère de l'intégral J

Pour les matériaux à comportement élasto-plastique RICE a défini un critère d'intégral J relié au C.D.D par [21] :

$$\text{en c.p : } J = \frac{\pi}{4} \sigma_e \delta \quad (44)$$

$$\text{en d.p : } J = \frac{\pi}{4} \sqrt{3} \sigma_e \delta \quad (45)$$

La rupture aura lieu selon ce critère si J atteint une valeur critique J_{Ic} caractéristique du matériau.

IV.2.2. Critères de ruptures en mode mixte

Pour les problèmes plans sollicités en mode mixte, la crique ne se propage pas dans sa propre direction, le critère de bifurcation exige donc une relation entre les facteurs d'intensité de contrainte K_I , K_{II} , K_{III} , et le K_{Ic} . plusieurs critères de bifurcation ont été proposés. ces derniers sont basés sur le facteur d'intensité de contrainte équivalent $K_e = f(K_I, K_{II}, K_{III})$, qui doit être comparé à un facteur d'intensité de contrainte critique équivalent K_{ec} . dans l'absence d'un critère qui fait l'unanimité, nous avons adopté les plus utilisés.

$$\sqrt{2\pi r} \sigma_{\theta\theta}(h, \varphi_0) = K_{IC} \quad (51)$$

Les angles θ_0 et φ_0 sont alors calculés par résolution des équations :
 $\tau_{r\theta} = 0, \sigma_{rr} = 0$

IV.2.2-b. Critère de densité d'énergie de déformation minimale (sih-2)

Ce critère est proposé par Sih en 1972 est basé sur trois hypothèses [2,15,21] :

- La propagation de la crique se fait dans la direction de densité d'énergie de déformation minimale $\delta_{min}(\theta_0, \varphi_0)$ définie par les angles θ_0 et φ_0 tel que :

$$\frac{dS_{\theta}}{d\theta_{\theta-\theta_0}} = 0, \frac{dS_{\varphi}}{d\varphi} = 0 \quad (52)$$

- L'instabilité se produit lorsque la densité d'énergie de déformation dans la direction (θ_0, φ_0) précédente atteint une valeur critique δ_c caractéristique du matériau.

- La fissuration subcritique se fait de telle sorte que le fond de crique suit des lignes d'énergie de déformation $\frac{dW}{dv}$ constante.
 L'énergie de déformation W est donnée par [2,25] :

$$\frac{dW}{dv} = \frac{a_{11}K_I^2 - 2a_{12}K_I K_{II} + a_{22}K_{II}^2 + a_{33}K_{III}^2}{16\pi G_{cis} r \cos\phi}$$

$$a_{11} = (K - \cos\theta)(1 + \cos\theta) ; a_{12} = (2\cos\theta - K + 1)\sin\theta \quad (53)$$

$$a_{22} = (K + 1)(1 - \cos\theta) + (1 + \cos\theta)(3\cos\theta - 1) ; a_{33} = 4$$

G_{cis} : module de cisaillement

$$\text{En C.P : } K = \frac{3-\nu}{1+\nu} \quad (54)$$

$$\text{En D.P : } K = 3 - 4\nu$$

La densité d'énergie de déformation est donnée par [2,25] :

$$S = r \cdot \frac{dW}{dv}$$

Pour les problèmes plans S est comme suit [25] :

$$S = a_{11}K_I^2 + 2a_{12}K_I K_{II} + a_{22}K_{II}^2 + a_{33}K_{III}^2 \quad (55)$$

La valeur de S_c s'obtient en considérant le cas limite du mode I pur ,pour lequel $S=S_c$ qui doit s'identifier au critère $K_I = K_{IC}$.

Donc de (16) et (18) S en mode I devient :

$$S = a_{11} K_I^2 = (K - \cos\theta)(1 + \cos\theta) \frac{K_I^2}{16\pi G_{Cr} r \cos\phi}$$

Les équations (15) sont satisfaites pour $\theta_0 = \phi_0 = 0$, par conséquent :

$$S_{min} = \frac{1-2\nu}{4\pi G_{Cr}} K_I^2$$

Pour un état de D.P. à l'instabilité nous obtenons :

$$S_{min} = S_c = \frac{1-2\nu}{4\pi G_{Cr}} K_{IC}^2 \quad (56)$$

Selon ce critère , la rupture survient lorsque :

$$S \geq S_c \quad (57)$$

En cas du mode mixte I+II la rupture est obtenue selon ce critère pour :

$$\frac{4G_{Cr}}{1-2\nu} \left[a_{11} \left(\frac{K_I}{K_{IC}} \right)^2 + 2a_{12} \left(\frac{K_I K_{II}}{K_{IC}^2} \right) + a_{22} \left(\frac{K_{II}}{K_{IC}} \right)^2 \right] = 1 \quad (58)$$

Ce critère est particulièrement séduisant à cause de sa généralité et de sa simplicité d'emploi [25]

IV.2.2.c. Critère de Planyswany et knauss :

Ce critère est proposé par Planyswany et knauss en 1975 [2,15], il s'écrit comme suit :

$$\frac{K_I}{K_{IC}} + \frac{3}{2} \left(\frac{K_{II}}{K_{IC}} \right)^2 = 1 \quad (59)$$

En mode II pour ($K_I = 0$) :

$$\frac{3}{2} \left(\frac{K_{II}}{K_{IC}} \right)^2 = 1 \Rightarrow K_{II} = \sqrt{\frac{2}{3}} K_{IC} \Rightarrow K_{IIC} = 0.82 K_{IC} \quad (60)$$

La relation (60) est proche de celle trouvée par Sih (13).

Dans le cas d'un chargement de fatigue les conditions d'instabilité sont définies sous la contrainte maximale σ_{max} , par conséquent les facteurs d'intensité de contrainte (K_I, K_{II}, K_{III}) sont remplacés par les facteurs d'intensité de contrainte maximums ($K_{I max}, K_{II max}, K_{III max}$) dans le critère de rupture .

Ces critères ont une grande importance dans la mécanique de la rupture tels qu'ils ont utilisés dans l'analyse pour le calcul de certains paramètres de rupture .

VI.3. Capacité de la résistance résiduelle

Pour établir la capacité de la résistance résiduelle d'une structure donnée sous certains conditions de chargement, il faut développer des techniques de prédiction avec une compréhension profonde des complexités en évaluant la résistance résiduelle .

Pour des charges monotones ou statiques appliquées à des structures classifiées comme les structures d'évolution lente de crique ,l'estimation de la capacité de la résistance résiduelle est directe.

Pour des charges multiples appliquées aux structures de la partie supérieure qui sont classifiées soit comme les structures d'évolution lente de crique, soit comme les structures de Fail-Safe , l'analyse de la résistance résiduelle peut devenir compliquée à cause de la construction géométrique complexe des composantes de la partie supérieure

Pour des charges multiples appliquées aux structures de la partie supérieure qui sont classifiées soit comme les structures d'évolution lente de crique ,soit comme les structures de Fail-Safe ,l'analyse de la résistance résiduelle peut devenir compliquée à cause de la construction géométrique complexe des composantes de la partie supérieure.

En générale ,les techniques de prédiction sont basées sur la valeur critique du facteur d'intensité de contrainte pour un chargement et une géométrie donnée.

D'après la **figure 24**,la capacité de la résistance résiduelle est une fonction du temps parce qu'elle dépend de la dimension de la crique qui est une fonction du temps. Ainsi, pour obtenir une courbe de la capacité de la résistance résiduelle (**figure 24**), nous avons besoin deux types de données :

- a/ Le rapport entre la longueur de crique et le temps.
- b/ Le rapport entre la résistance à la rupture (σ_f) et la longueur de crique.

Chapitre IV

ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

I. ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

I.1. Chargement à amplitude variable

Les charges statiques n'étaient que très rares dans la réalité, la majorité des structures subissent des charges qui varient dans le temps, cette variation est généralement quelconque.

C'est en 1848 qu'un ingénieur de chemin de fer a découvert que les rails de chemin de fer sont atteints la limite d'élasticité, cet ingénieur a déduit que le chargement variable dans le temps détériorait la structure et lui faisait perdre ses caractéristiques et rompait avant d'atteindre la limite élastique σ_e , A. Wohler l'a défini comme étant un phénomène de fatigue et il a entrepris des expériences pour définir les capacités d'un matériau de résister à des chargements cycliques et a déterminé une courbe d'endurance.

Beaucoup de cas réels sont étudiés comme des chargements réguliers à amplitudes constantes pour faciliter l'étude.

σ_a : contrainte alternée

σ_m : contrainte moyenne

I.2. Comportement d'une petite craque

La craque se développe en réponse à un chargement cyclique appliqué à la structure par un incrément donné (Δa) durant un nombre de cycles (ΔN).

Lorsque la craque est petite, elle se développe très lentement, et si elle devient longue, le taux d'évolution augmente jusqu'à ce que la craque atteigne la dimension critique a_{cr} et par suite il y a rupture de l'élément structural.

Tant que la structure est de faible tension, la capacité de la résistance résiduelle n'est pas détériorée parce que la craque est aussi bien plus petite et ne progresse pas beaucoup avec le temps.

I.3. Evolution séquentielle des contraintes

L'application de la surcharge a pour effet de retarder la propagation de la craque.

A tout ΔK , élevé correspond le développement d'une zone plastique qui, après relaxation de ΔK , entraîne la présence d'un champ de contraintes résiduelles de compression à l'extrémité de la craque. Si les ΔK suivants sont faibles, on observe que les contraintes de compression résiduelles freinent la reprise de la propagation pendant un nombre de cycles plus ou moins important.

Le spectre de chargement pour une localisation en surface inférieure est typiquement plus sévère que pour une localisation en surface supérieure correspondante, et par conséquent, la durée de vie de la surface inférieure sera significativement plus courte que celle de la surface supérieure.

1.3.1.chargement éloigné et forces combinées concentrées

Généralement, dans un panneau d'un avion , il peut exister des criques qui se développent aux bords des trous des rivets où le revêtement est attaché au fuselage.

On analyse le problème comme un cas simple dont la tôle subit une tension uni-axiale, et les rivets qui se trouvent au dessus et au-dessous d'une crique influent sur l'entretien de la crique cachée (testes des panneaux qui subissent des forces concentrées superposées au chargement de tension uniforme qui contrôle le comportement d'évolution de crique en présence des rivets) .

Si la crique évolue au bord d'un trou de rivet, le facteur d'intensité de contrainte totale est obtenu en utilisant la superposition linéaire des facteurs d'intensité de contrainte induits le chargement éloigné (remote stress) et la charge concentrée (bearing stress) .

Une crique de fatigue diffère d'une crique mécanique idéale par ce qu'elle crée une zone de déformation plastique résiduelle lors de sa propagation. Dans les années 1970, Elber découvre le phénomène de fermeture de la crique qui survient comme conséquence de la plasticité au fond de crique et observe que la fissure de fatigue ne se propage pas lorsqu'elle est fermée,

Pour prendre compte de l'effet de fermeture de crique il a développé le concept de facteur d'intensité de contrainte effectif.

Quand la force concentrée est appliquée dans une direction opposée aux contraintes uniformes, elle ferme la crique.

$$K_{\text{totale}} = K(=\sigma \sqrt{\pi a}) + K_p \left[\frac{-P \sqrt{\pi a(3+\sigma)} \sqrt{P^2 + 2a^2}}{2\pi\beta(a^3 + P^3)^{1/2}} \right] \quad (63)$$

1.4.Evaluation de l'évolution du dommage

La figure 1.5 représente un schéma du comportement d'évolution typique d'une crique de la dimension initiale à la dimension critique qui cause l'affaiblissement de la structure

L'axe X mesure le temps passé ou le nombre de cycles(N) et l'axe Y mesure la longueur de crique.

Quand la longueur de la crique s'élève à la valeur critique (a_{cr}), l'évolution devient instable et de ce fait il y aura affaiblissement et la mesure du chargement (t ou N) atteint la vie limite structurale (t_f ou N_f) qu'est définie égale au temps maximum admissible mesuré en service. (où nombre de cycles accumulés en service) associé à la forme de crique, à sa longueur initiale a_0 et à sa longueur critique a_{cr} .

Tant que l'évolution subcritique de la crique pour $a \leq a_{cr}$ la structure peut prendre 20 à 30 ans en service et la rupture est presque instantanée.

II. Analyse de la tolérance au dommage d'une réparation structurale

II.1. Données et hypothèses :

II.1.1 Effet du chargement au bord d'un trou

Puisque la réponse structurale est linéaire élastique, les solutions du facteur d'intensité de contrainte pour les chargements concentrés et éloignés sont superposées afin d'obtenir le facteur d'intensité de contrainte du chargement continu ; donc :

$$K_{total} = K_{\text{éloigné}} + K_{\text{localisé}} \quad (64)$$

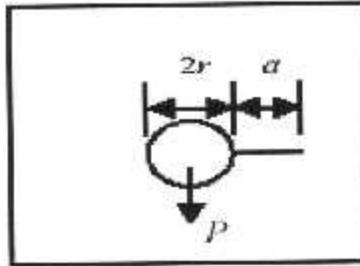
Où $K_{\text{éloigné}}$ est obtenu par la reproduction de la contrainte éloigné (σ) et par conséquent

$$K_{\text{éloigné}} = \sigma \beta \sqrt{\pi a} \quad (65)$$

et

$$\beta_{\text{éloigné}} = (0.7071 - 0.7548y + 0.3415y^2 + 0.642y^3 + 0.9196y^4) \quad (66)$$

$$\text{où } y = \left(\frac{1}{1 + a/r} \right) \quad (67)$$



$$\begin{aligned}
 a_0 &\approx 0.050 \text{ inch} \\
 r &\approx 0.125 \text{ inch} \\
 K_{IC} &\approx 30 \text{ ksi } \sqrt{\text{in}} \\
 \frac{da}{dN} &\approx 1 \times 10^{-8} K^{3.0}
 \end{aligned}$$

$K_{\text{localisé}}$ est le facteur d'intensité de contrainte associé au chargement concentré qui est donné par :

$$K_{\text{localisé}} = \frac{P}{2rt} \beta_{\text{p}} \sqrt{\pi a} \quad (68)$$

où

$$\beta_{\text{p}} = \beta_{\text{éloigné}} \left(\frac{r}{W} \right) + G \quad (69)$$

et

$$G = (0.078y + 0.7588y^2 - 0.4293y^3 - 0.0644y^4 + 0.651y^5)$$

Comme une méthode de comparaison de l'effet de chargement concentré associé au chargement éloigné, le rapport de déviation d'écrasement $\left(\frac{P}{2rt} \right)$ et la contrainte éloignée σ :

$$\frac{\sigma_{\text{p}}}{\sigma_{\text{é}}} = \frac{P}{2rt / \sigma} \quad (70)$$

Les rapports de la résistance résiduelle étaient générés en utilisant les équations : $K \geq K_{IC}$ et

$$\text{La durée de vie} = \int_a^{a_n} \frac{da}{c K^{-m}} \quad (71)$$

Le rapport entre la résistance résiduelle et la longueur de crique est montré pour $K=30 \text{ Ksi } \sqrt{\text{in}}$; et le rapport entre la durée de vie et la longueur de crique est montré pour $c= 1 \times 10^{-8}$ et $m= 3.0$.

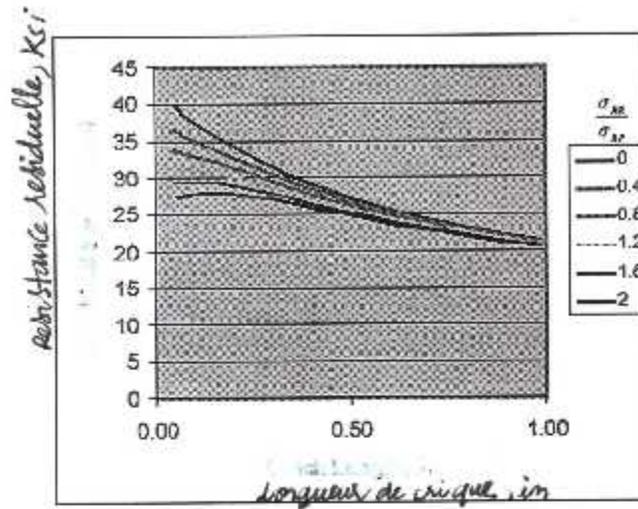


Figure 25: l'effet du chargement concentré sur le rapport entre l'évolution de craque et la Résistance résiduelle

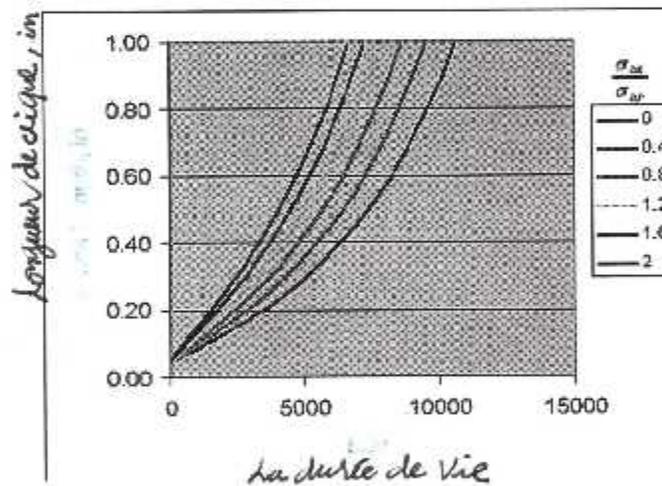


Figure 26: L'effet du chargement concentré sur le rapport entre l'évolution de craque et la durée de vie.

en se basant sur les résultats présentés dans les figures, il apparaît que le rapport de déviation d'écrasement inférieur à 0.4 cause un changement relativement petit dans les rapports entre la résistance résiduelle, la longueur de craque et la durée de vie.

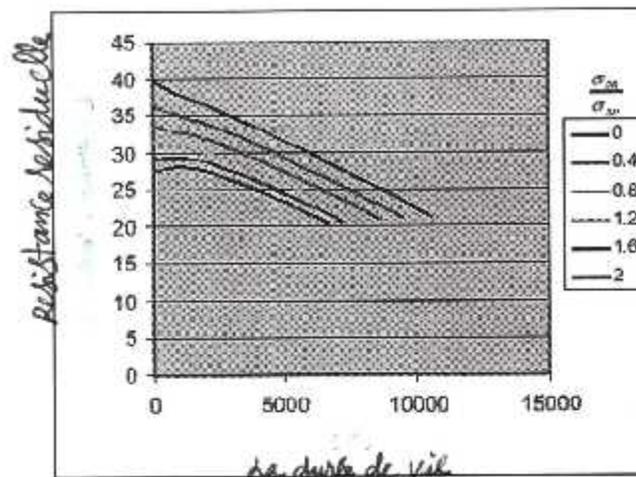


Figure 24 : L'effet du chargement concentré sur le rapport $\frac{\sigma_c}{\sigma_t}$ entre la résistance résiduelle et la durée de vie

Quand le rapport entre la contrainte d'écrasement et la contrainte éloignée augmente de 0 à 2 :

- la résistance résiduelle s'abaisse très rapidement dans la région où la crique est courte.
- une réduction significative arrive dans les courbes d'évolution de crique en fonction de la durée de vie.
- les courbes de la résistance résiduelle en fonction de la durée de vie sont progressivement abaissées.

A partir de ces observations, il apparaît que si un chargement au bord d'un trou est présent, il est nécessaire d'évaluer la résistance résiduelle et la durée de vie d'évolution de crique.

II.2. Principe de calcul de réparation structurale

Les étapes de la procédure de réparation devraient être en général comme suit :

1. Evaluer le dommage (interne , externe) , panneau de compression , panneau de cisaillement , panneau de tension ou alors la pression chargée .
2. Décider de la méthode de réparation ainsi que des matériaux qui seront utilisés
3. Déterminer des matériaux corrects et qui seraient autorisés pour être utilisés .

4. Calculer les conditions de charges afin de désigner les parties à réparer .
5. Choisir le matériau ainsi que les cotes de parties à réparer pour assurer l'intégrité de la structure .
6. Déterminer le type , cote et nombre de fixations nécessaires à la réparation .
7. Faire une analyse détaillée sur la réparation incluant :
 - A. Des détails concernant le travail de retouches et de rectification de la structure existante .
 - B. Le matériau de réparation et les cotes :
 - Longueurs
 - Largeurs
 - Epaisseurs
 - C. Type de fixation , cote , espacement , pincement et le nombre .
 - D. Des protections de finition pour toutes les parties réparées et les retouches :
 - Primaire
 - Mastic d'étanchéité .
 - Peinture .
8. Suivre les procédures d'applications du « SRM » .

II.3. Principales lignes de réparation

1. Estimer le dommage et déterminer le type de réparation requise (interne , externe) , ame , semelle , etc
2. Enlever le matériau endommagé si possible . Si nécessaire de renforcer une nouvelle section , choisir une position de renfort correct où il serait accessible d'effectuer un renfort correct .
3. Lorsque la partie du matériau endommagé est enlevée , maintenir les pincements corrects des fixations existantes et produire une finition maximum dans les surfaces ou zones retouchées .
4. Utiliser des changements graduels dans la section ainsi que calcul de symétrie , une jonction symétrique libre est souvent supérieur à une jonction non symétrique et d'une égale résistance statique , une jonction symétrique est préférée lorsque le membre est renforcé $t \geq 0.125$ inch ou si $t \leq 0.125$ inch et le matériau de renfort est compensé de $2t$.

5. Les parties réparées sont augmentées d'une épaisseur et / ou de 25 pour cent dans l'épaisseur ainsi que la surface de la partie originale afin d'atteindre le raidissement requis .
6. Ne pas utiliser les rivets pour la transmission des charges de tension ou dans les renforts où l'épaisseur est de 0.08 ou plus grandes , utiliser des Hilocks et des Lockbolts en acier ou en Titanium .
7. Tous les trous non utilisés et ouverts devraient être bouchés .
8. Eviter d'ajouter des tôles ou ferrures ou alors des renforcements terminales sur les ames .

II.4 Sélection du facteur d'intensité de contrainte

La détermination du facteur d'intensité de contrainte pour un problème de crique constitue une grande partie de la solution dans la mécanique linéaire élastique de la rupture .

Depuis l'introduction de la mécanique de la rupture plusieurs efforts ont été faits pour la dérivation du facteur d'intensité de contrainte . Ainsi plusieurs méthodes ont été développées afin d'approcher au problème .

Dans le cas des structures de géométrie simple des méthodes analytiques sont utilisées , mais pour des structures complexe des méthodes numériques telle que la méthode des élément finis sont nécessaires . Les notions mathématiques approfondies sont essentielles pour utiliser ces méthodes . Des méthodes directes sont aussi utilisées (méthodes expérimentales , méthodes de superposition) .

1. Méthodes analytiques

L'utilisation des méthodes analytiques consiste à chercher une fonction de contrainte pour trouver une solution exacte du problème , mais ceci est seulement possible dans le cas simple des plaques .

2. Méthodes numériques

dans les méthodes numériques , spécialement en méthode des éléments finis pour obtenir la distribution des contraintes au voisinage de la crique , la structure à étudier est remplacée par un ensemble des éléments finis liés entre eux uniquement aux nœuds se trouvant sur la frontière de chaque élément . Les forces entre élément peuvent être transmises seulement via les points nodaux (fig . 2.6) .

La méthode des éléments finis dans son application dans la mécanique de la rupture nécessite une précaution , surtout , dans le choix du maillage , de la forme

d'élément , de la fonction approximative et des déplacements au voisinage de la crique et ceci à cause de la singularité de la contrainte .

3. Méthodes expérimentales

Plusieurs méthodes expérimentales sont utilisées pour la détermination du facteurs d'intensité de contrainte , citons :

- Les techniques de photoélasticité
- Méthode par ultrasons
- Méthode des jauges extenso métriques
- Méthode de complaisance
- Méthode de l'émission acoustique

Solutions relatives au facteur d'intensité de contrainte

En effet la solution de K qui est donnée par (2.15) est strictement valide pour une plaque infinie . La géométrie d'une plaque finie a une grande influence sur le champ de contraintes au fond de la crique donc l'expression du facteur d'intensité de contrainte pour différentes géométrie des pièces et différents types de criques est obtenue en modifiant la solution générale par l'introduction des facteurs de correction pour des applications pratiques .

$$K = f\left(\frac{a}{b}\right) \sigma \sqrt{\pi a} \quad (72)$$

$f\left(\frac{a}{b}\right)$ est une fonction non dimensionnelle ,qui contient $\frac{a}{b}$ comme variable principale .Elle représente les paramètres sans dimension qui définissent la géométrie du solide , la crique et le chargement . $f\left(\frac{a}{b}\right)$ a été l'objet de plusieurs investigations . Plusieurs relations entre le facteur d'intensité de contrainte et différentes configurations des pièces , formes des criques et condition du chargement ont été publiées .

Selon des recherches récentes [19] , il faut ajouter à $f\left(\frac{a}{b}\right)$ d'autres facteurs de correction , un facteur qui tient compte de la concentration et un facteur de correction pour une largeur finie . (1) devient :

$$K = f\left(\frac{a}{b}\right) W(a) K_i \sigma \sqrt{\pi a} \quad (73)$$

$W(a)$:facteur de correction pour une largeur finie de la pièce .

K_i :concentration de contraintes autour de la crique .

Cette dernière peut être réécrite sous la forme :

$$K = f(a) \sigma \sqrt{\pi a} \quad (74)$$

Telle que $f(a)$ englobe tout ces facteurs de correction .

II.5. Sélection des propriétés mécaniques des tôles en aluminium

II.5.1. Alliage d'Aluminium

L'aluminium est un métal précieux à ces origines . Il est aujourd'hui le meilleur des métaux non ferreux . Approximativement 80% de la structure d'avion est en aluminium . Les alliages d'aluminium sont caractérisés par une facilité de fabrication et d'usinage contrairement aux alliages de titane et d'acier .

II.5.2. Utilisation des alliages en aluminium

- **2024 :** C'est un alliage d'aluminium et de Magnésium (DURAL) , il est généralement utilisé dans la majorité des cas en T3 et T4 . Cet alliage à une bonne résistance à la fatigue et une bonne ténacité à la fracture , il est aussi utilisé pour les éléments sollicités en traction telles que la partie inférieure d'aile et la partie supérieure d'empennage horizontale . le revêtement est en 2024 pour obtenir un maximum de ténacité .
- **7075 :** C'est un alliage d'Al , Mg , Zn , Cu (ZICRAL) . Il est utilisé pour que la structure résiste au cisaillement et aux contraintes de compression . Les parties concernées sont l'extrados , l'intrados de stabilisateur horizontal , le stabilisateur vertical , les couples et les lisses .
- **7178 :** C'est un alliage d'Al , Cu , Mg , Zn . Il a une bonne résistance , utilisé pour supporter les charge dues aux compressions .On le retrouve dans l'extrados et le cadres des « keel beams » .
- **356/A356/A357 :** Fonte d'aluminium , elle est utilisée pour les formes et les parties complexe de la structure .

D'autres alliages d'aluminium existent mais sont beaucoup moins utilisés que nous avons cité .

II.5.3. Propriétés mécaniques des alliages d'aluminium

Les propriétés mécanique des alliages d'aluminium les plus utilisées ont été obtenues à partir des essais expérimentaux sévères effectués par le constructeur . Elles sont résumées dans le tableau suivant :

Alliage d'aluminium		K	a_c	c	m
2024-T6	Forgé	16	0.160	3.0×10^{-13}	3.0
2024-T3	Plaque tôle	83.44	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2024-T4	Laminé	36	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2090-T83	Tôle/ Plaque	30	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2324-T9	Tôle/ Plaque	96	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
6061-T6	Laminé	36	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
7055-T7751	Tôle/ Plaque	70	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
7075-T3	Forgé	20-24	0.095-120	3.0×10^{-13}	3.0

7075-T6	Plaque	68	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7075-T6	Tôle(0.90°)	42	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7079-T3	Forgé	20	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7150-T651	Tôle/ Plaque	55	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7178-T6	Laminé	20	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
5083-0	Plaque (2°)	40	0.095-120	1.3×10^{-13}	2.0

II.6.Evaluation de la tolérance au dommage [27]

II.6.1.Intensité de contrainte

La crique est supposée se développer à partir du bord du trou et se propager radialement, dans la direction des contraintes de pressurisation (σ_r ou σ_l), relativement au fuselage.

Selon [FAR 25.571(b)(5)(ii)], l'évaluation de la résistance résiduelle doit montrer que la structure restante est capable de supporter la pression des forces aérodynamiques externes en vol 1g combinées à la différence de pression d'opération multipliée par un facteur de 1.10 (sans tenir compte des autres chargements). Les forces aérodynamiques externes peuvent être nulles ou opposées aux charges de pressurisation. La structure restante doit être interprétée comme la structure avec crique finale critique.

Nous calculons les marges de sécurité en considérant uniquement la contrainte de pressurisation longitudinale puisque celle-ci est supérieure à la contrainte tangentielle.

Le revêtement est en 2024-T3 avec une épaisseur égale à 0.063 in. La longueur critique de la crique, dans un état de contrainte plane, est de 15.9 in et la résistance à la rupture égale à 83.44 ksi \sqrt{in} . Nous supposant une longueur de crique critique finale de 15 in.

II.6.2.Résistance résiduelle au niveau des trous des rivets

Dans ce cas, nous utilisons la méthode de superposition puisque le trou est soumis à la contrainte de pressurisation (tangentielle ou longitudinale) et à la contrainte d'écrasement.

$$K = K_1 + K_2$$

$$K_1 = \sigma_1 \beta_1 \sqrt{\pi a_c}$$

$$K_2 = \sigma_2 \beta_2 \sqrt{\pi a_c}$$

$$K = (\sigma_1 \beta_1 + \sigma_2 \beta_2) \sqrt{\pi a_c}$$

Avec

σ_1 : Contrainte maximale appliquée dans le sens longitudinale.
 β_1 : coefficient d'intensité de contrainte pour un trou croqué radialement.

σ_2 : contrainte égale à $1.1 \cdot \sigma_e$

σ_e : contrainte d'écrasement sur le revêtement d'épaisseur t_r

β_2 : coefficient d'intensité de contrainte pour un trou croqué avec une fixation .

Application numérique :

$$\phi = 0.125 \text{ in}$$

$$\beta_1 = 0.707$$

$$\beta_2 = 0.002 \text{ [26]}$$

$$R_S = 363 \text{ lbs (résistance du rivet)}$$

$$t_r = 0.063 \text{ in}$$

La contrainte d'écrasement au niveau du trou est donné par :

$$\sigma_{re} = 1/2 R_S / t_r \phi$$

$$\sigma_{re} = 23047.61 \text{ psi}$$

La résistance résiduelle est donnée par :

$$\sigma_{res} = K / [(\beta_1 + \beta_2)] \sqrt{\pi a_c}$$

σ_{res} doit être supérieure à σ_1

$$\sigma_1 = \sigma_{app} + \beta_2 \sigma_{re}$$

$\beta_2 \sigma_{re}$: contribution de l'écrasement .

$$\sigma_1 = 17057.46 + 0.02 \cdot 2304.61$$

$$\sigma_1 = 17103.55 \text{ Psi}$$

Résistance résiduelle :3

$$K = 83.44 \text{ Ksi} \sqrt{\text{in}}$$

$$a_c = 15 \text{ in}$$

$$2 \cdot a_c / \phi = 30 / 0.125 = 240 \text{ in}$$

$$\Rightarrow \beta_1 = 0.707$$

$$\sigma_r = 83.44 / [(0.707 + 0.002) \sqrt{3.14 \cdot 15}]$$

$$\sigma_r = 17148.26$$

Marge de sécurité :

$$MS = (\sigma_r / \sigma_1) - 1 = (17148.26 / 17057.46) - 1$$

$$\Rightarrow MS = 0.005$$

La marge est positive

II.7.3 Résolution de l'équation de PARIS

Définitions :

- eps : précision souhaitée
 a_0 : longueur initiale de la crique
 a_i : longueur instantanée (correspondant à l'itération i : $a_i < a_i + \Delta a \leq a_{cr}$)
 a_{cr} : longueur critique de la crique (constante pour chaque matériau, voir tableau)
 Δa : incrément constant ($a = a + \Delta a$)
 w : largeur de la tôle ($w = 2b$)
 Δk : variation du facteur d'intensité de contrainte ($\Delta k = k_{max} - k_{min}$)
 K_{IC} : ténacité ou coefficient de résistance à la rupture (critique)
 β_1 : correction du facteur d'intensité de contrainte pour un trou criqué
 β_2 : correction du facteur d'intensité de contrainte du à l'écrasement pour un trou en présence d'une fixation
 σ_1 : contrainte longitudinale maximale appliquée sur le revêtement (brute)
 σ_2 : contrainte d'écrasement sur les trous de fixations (du renfort ou du revêtement)
 σ_{max} : contrainte max appliquée ($\sigma_{max} = \sigma_1$ ou σ_2 , selon le cas)
 r : rayon du trou de fixation ($\Phi = 2^*r = 0.125$ in)
 $F(a/w)$: facteur de correction (équation empirique ou tabulation numérique)
 $F(a/r)$: facteur de correction (équation empirique ou tabulation numérique)
 Δs : variation de la contrainte (généralement égale à σ_{max})
 C, m : coefficients de l'équation de Paris
 N_f : nombre de cycles restants
 N : nombre de cycles

Calcul itératif du nombres de cycles conduisant à l'état critique où la rupture

Données : eps, w, K_{IC} , σ_{max} , C, m, a_0 , Δa
 Sortie: a_i , N_f , Δk ou a_i , N

Algorithme général :

1. $a_i = a_0$
2. $a_{cr} = (K_{IC} / \sigma_{max})^2 / [\pi \cdot F(a_i/w)]$ ou $a_{cr} = (K_{IC} / \sigma_{max})^2 / [\pi \cdot F(a/r)]$ (jusqu'à obtenir un a_{cr} mini)
3. $\Delta k = \Delta s [\pi \cdot a_i]^{1/2} \cdot F(a_i/w)$
4. $da/dN = C (\Delta k)^m$
5. $N_f = (a_{cr} - a_i) / (da/dN)$ (en première approximation)
6. $a_i = a_i + \Delta a$ (avec $a_i < a_i + \Delta a \leq a_{cr}$)
7. s'arrêter si $|a_{cr} - a_i| \leq eps$
8. aller à 2.
9. Tracer le graphe $a = f(N)$:

En considérant le cas d'une tôle avec un trou criqué et soumise à une traction, nous devons ensuite essayer de calculer N_f en résolvant l'équation :

$$N_f = \int_{a_i}^{a_{cr}} \frac{da}{f(\Delta k, k_{max})}$$

Nota : Les dimensions réelles des panneaux de revêtement sont très grandes par rapport aux diamètres des rivets installés, ce qui nous permet de considérer dans chaque cas que le tôle est infinie (d'où un choix facile des expressions de $F(a/w)$). Comme les épaisseurs du revêtement sont faible (0.8 mm à 1.8 mm), nous pouvons nous placer dans le cas d'un état de contraintes planes.

II.8. Méthodes de résolution

II.8.1. Equation de paris

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^m, \quad \Delta K = (\sigma_{gr} \beta_{RR} + \sigma_{bs} \beta_{RP}) \sqrt{\pi a} \times 1.1$$

$$\begin{aligned} a \rightarrow y & \quad B_{RR} = f\left(\frac{a}{r}\right) \quad \text{et} \quad \beta_{RP} = g\left(\frac{a}{r}\right) \\ a \rightarrow x & \end{aligned}$$

A. Méthode d'Euler

La solution est approchée par des segments de droites .

Soit à résoudre : $\frac{dy}{dx} = F(x, y) = F(y) = \Delta K$

$$y_1 = y_0 + \Delta x F(x_0, y_0)$$

$$y_2 = y_1 + \Delta x F(x_1, y_1)$$

$$y_{i+1} = y_i + \Delta x F(x_i, y_i), \quad i=0, 1, \dots, n-1$$

Conditions initiales

Quand $x=x_0 \Rightarrow y=y_0$

On 'arrête si $|y_{i+1} - y_i| \leq \text{eps}$

B. Méthode de Taylor

La solution est approchée par des arcs de paraboles.

$$y_{i+1} = y_i + \Delta x y'(x_i) + 1/2! (\Delta x)^2 y''(x_i) + \dots,$$

comme : $y'(x_i) = \frac{d}{dx}(y(x))_{x=x_i} = \frac{d}{dx}(F(x, y))_{x=x_i}$

$$= \left(\frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} \frac{\partial Y}{\partial x} \right)_{x=x_i}$$

$$= \left(\frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} y' \right)_{x=x_i}$$

$$\Rightarrow y_{i+1} = y_i + \Delta x \left(\frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} y' \right)_{x=x_i}$$

En négligeant les termes d'ordre supérieur, on obtient :

$$y_{i+1} = y_i + \Delta x F(x_i, y_i) + \frac{1}{2} \Delta x^2 \left(\frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} \cdot F \right) (x_i, y_i) \quad , i=0, 1, \dots, n-1$$

Cet algorithme est plus précis que celui d'Euler.

Conditions initiales

Quand $x=x_0 \Rightarrow y=y_0$

On s'arrête si $|y_{i+1} - y_i| \leq \epsilon$

C. Méthode de Runge –Kutta d'ordre 4

$$y_{i+1} = y_i + \frac{1}{6} \Delta x (N_1 + 2N_2 + 2N_3 + N_4) \quad , i=0, 1, \dots, n-1$$

Où

$$N_1 = F(x_i, y_i)$$

$$N_2 = F\left(x_i + \frac{1}{2} \Delta x, y_i + \frac{1}{2} \Delta x N_1\right)$$

$$N_3 = F\left(x_i + \frac{1}{2} \Delta x, y_i + \frac{1}{2} \Delta x N_2\right)$$

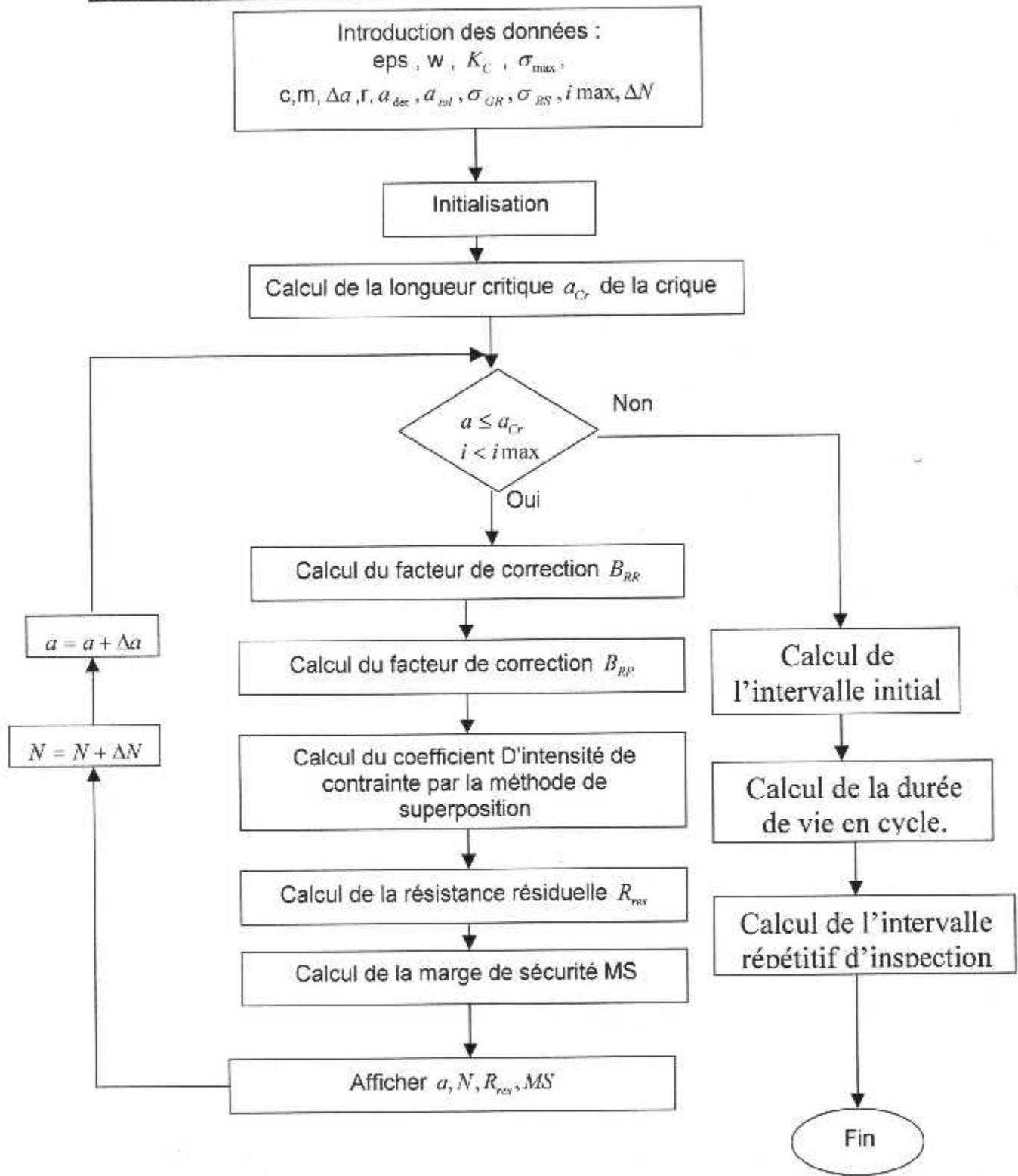
$$N_4 = F(x_i + \Delta x, y_i + \Delta x N_3)$$

Conditions initiales

Quand $x=x_0 \Rightarrow y=y_0$

On s'arrête si $|y_{i+1} - y_i| \leq \epsilon$

II.8.2. L'organigramme de calcul



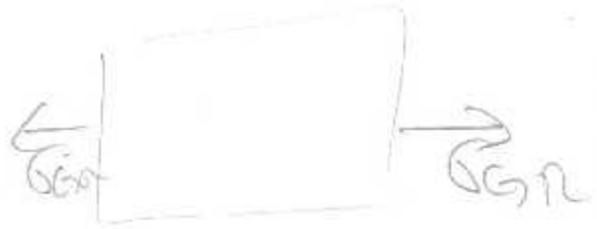
II.9. Programme d'inspectionCalcul des contraintes appliquées :

$$\sigma_{GR} = \frac{1}{2} \frac{r \Delta P}{t} \quad \sigma_{GR} = \frac{\left(\frac{1}{2} r \Delta P \right)}{1.5 N_z} \times 1g, n=1g$$

$$A.N \quad N_z = 2.2245g$$

$$\sigma_{BS} = \frac{F}{\phi t}$$

*pression
freelife*

Programme N°1 :

1) Pour $\Delta P = 8Psi$:

$$\sigma_{GR} = \frac{1}{2} \frac{65 \times 8}{0.063} + \frac{40000 - \left(\frac{1}{2} 65 \times \frac{8}{0.063} \right)}{1.5 \times 2.245} \times 1g,$$

$$\sigma_{GR} = 14779.69psi,$$

$$\sigma_{BS} = \frac{186}{0.125 \times 0.063} = 23619.047psi$$

2) Pour $\Delta P = 10Psi$:

$$\sigma_{GR} = \frac{1}{2} \frac{65 \times 10}{0.063} + \frac{40000 - \left(\frac{1}{2} 65 \times \frac{10}{0.063} \right)}{1.5 \times 2.245} \times 1g,$$

$$\sigma_{GR} = 15206.0psi$$

$$\sigma_{BS} = 23619.047psi$$

3) Pour $\Delta P = 13.3Psi$:

$$\sigma_{GR} = \frac{1}{2} \frac{65 \times 13.3}{0.063} + \frac{40000 - \left(\frac{1}{2} 65 \times \frac{13.3}{0.063} \right)}{1.5 \times 2.245} \times 1g = 16701.9psi,$$

$$\sigma_{BS} = 23619.047psi$$

Programme N°2 :

$$\sigma_{GR} = 15505.06psi$$

$$\sigma_{BS} = ?$$

1) Pour $\phi = \frac{1}{8} = 0.125in$

$$\sigma_{BS} = \frac{186}{0.125 \times 0.063} = 23619.047psi$$

2) Pour $\phi = \frac{5}{32} = 0.156in$

$$\sigma_{bs} = \frac{186}{0.156 \times 0.063} = 18925.527psi$$

3) Pour $\phi = \frac{6}{32} = 0.1876in$

$$\sigma_{bs} = \frac{186}{0.187 \times 0.063} = 15788.133psi$$

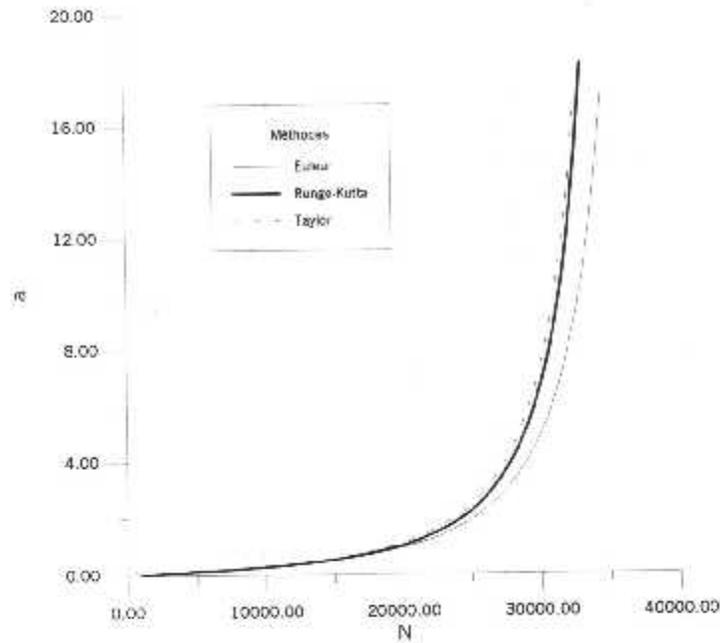


Figure 27 : La variation de la longueur de crique a en fonction de Nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur $=0.063$ in

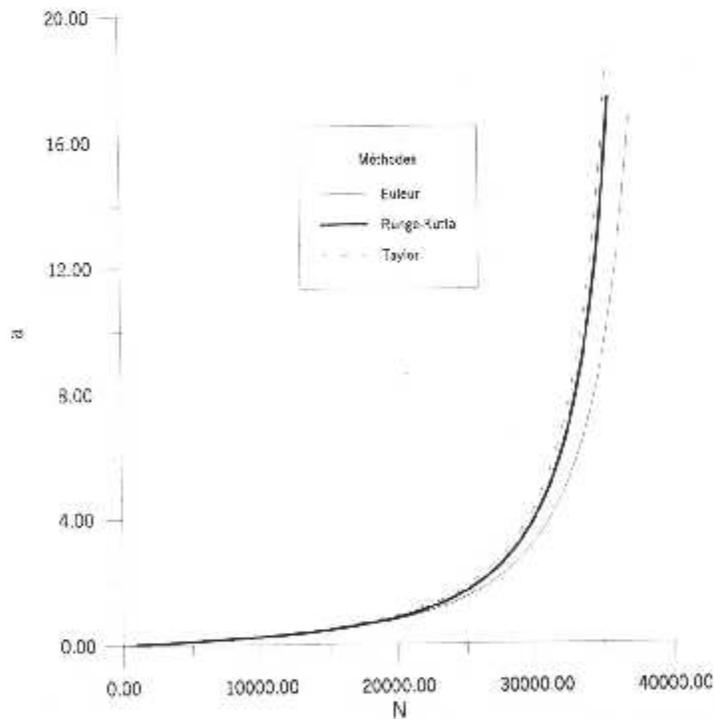


Figure 28 : La variation de la longueur de crique a en fonction de Nombre de cycles N pour $\Delta P=8Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur $=0.063$ in

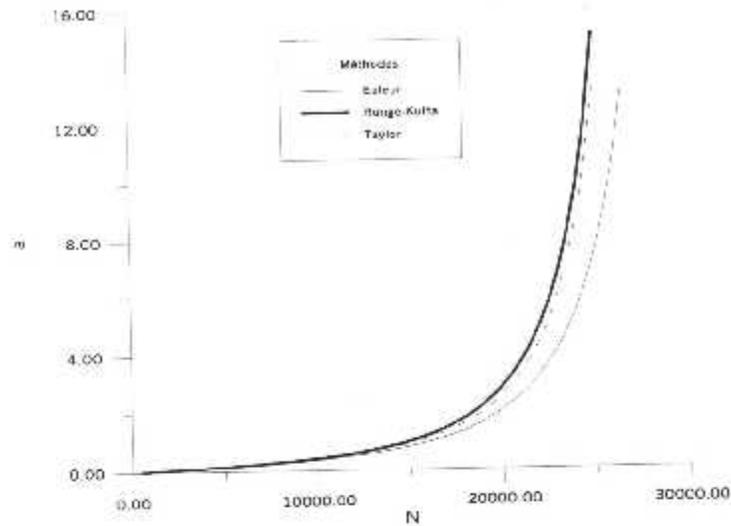


Figure 29 : La variation de la longueur de crique a en fonction de Nombre de cycles N pour $\Delta P=13.3Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

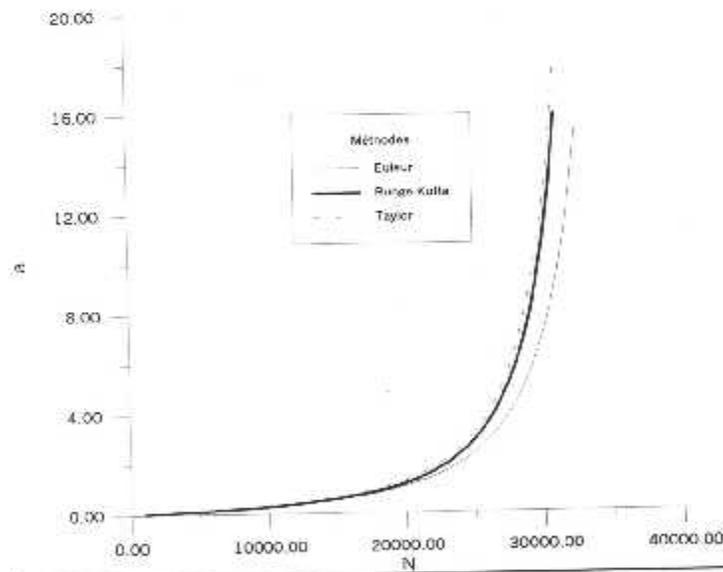


Figure 30 : La variation de la longueur de crique a en fonction de Nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

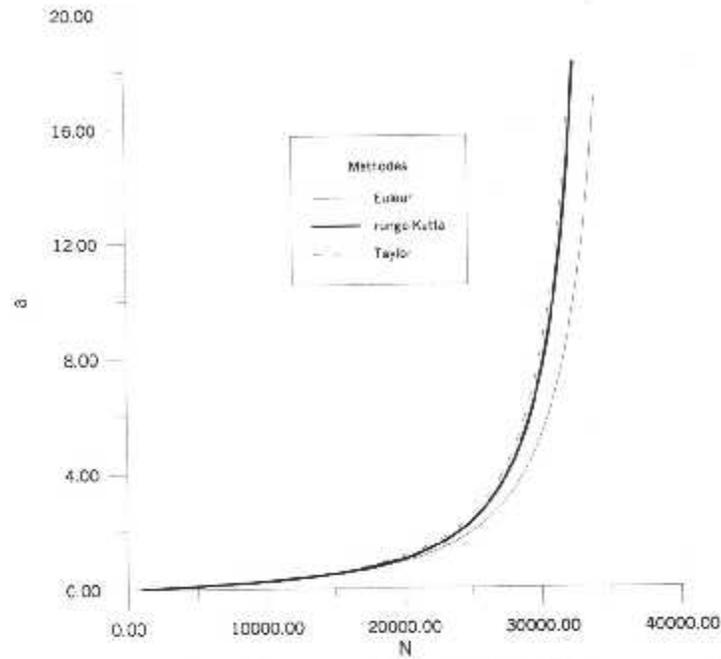


Figure 31 : La variation de la longueur de craque a en fonction de Nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.156$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

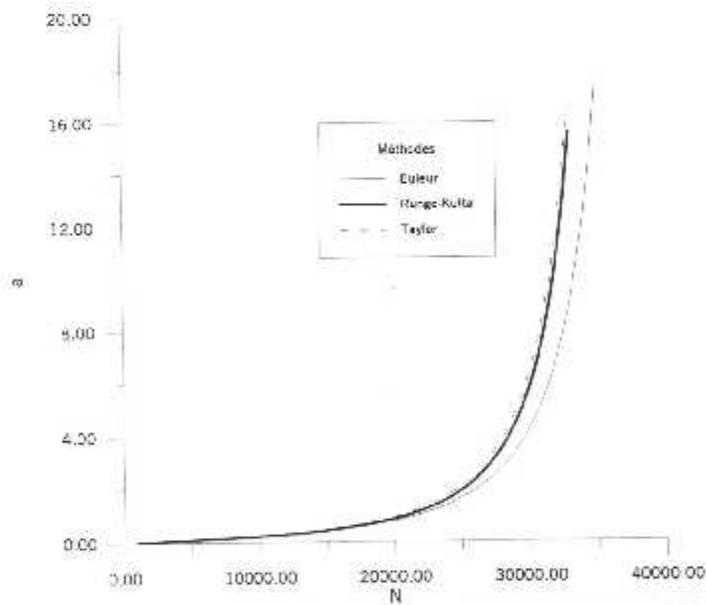


Figure 32 : La variation de la longueur de craque a en fonction de Nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.187$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

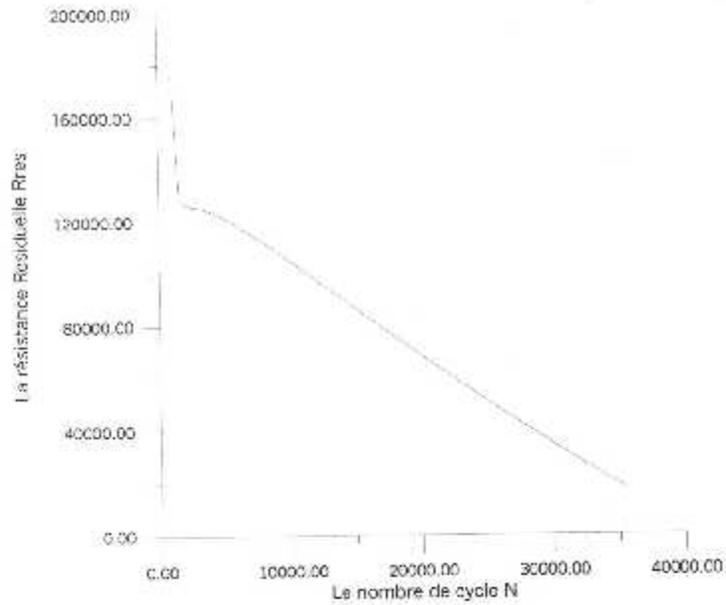


Figure 33: La variation de la résistance résiduelle Rres en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=8Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur $=0.063$ in

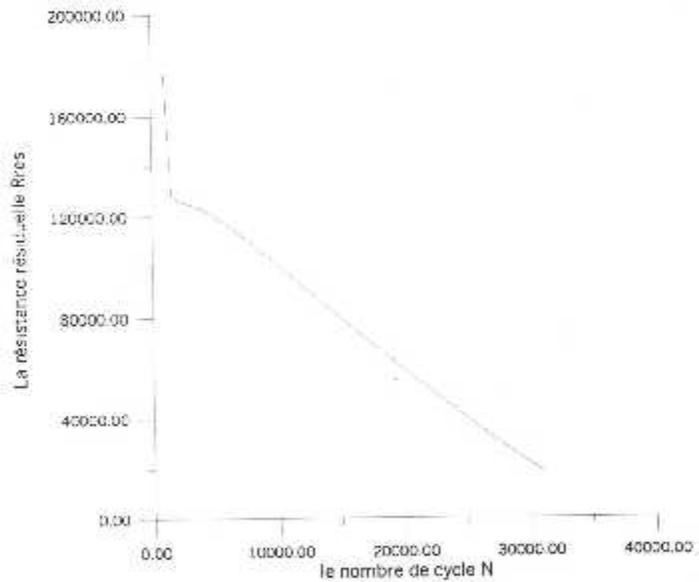


Figure 34: La variation de la résistance résiduelle Rres en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur $=0.063$ in

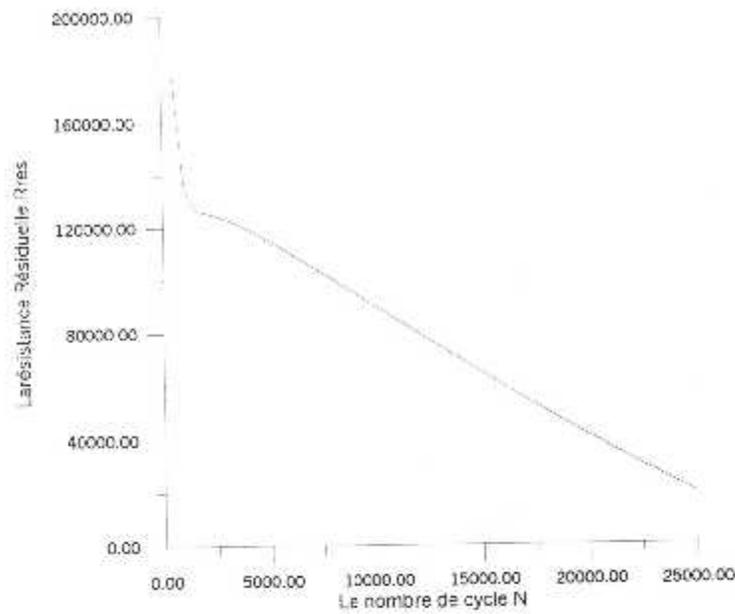


Figure 35 : La variation de la résistance résiduelle R_{res} en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=13.3Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

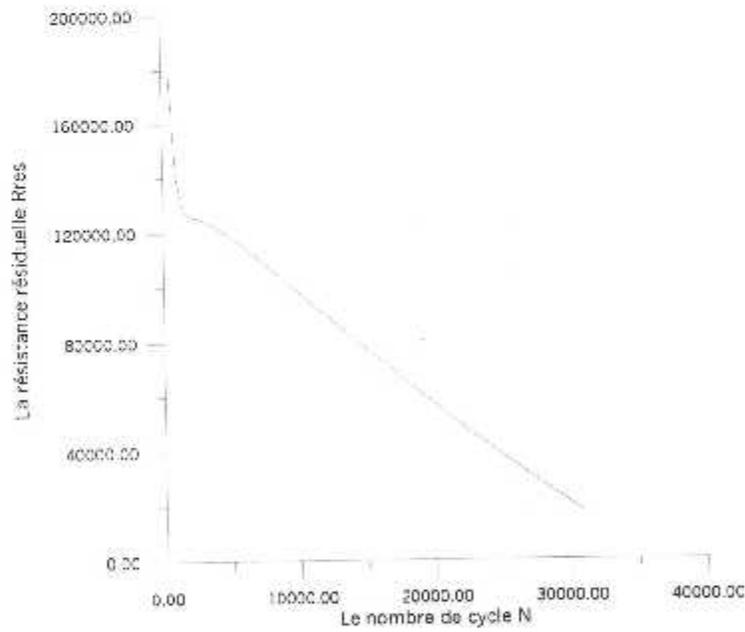


Figure 36 : La variation de la résistance résiduelle R_{res} en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

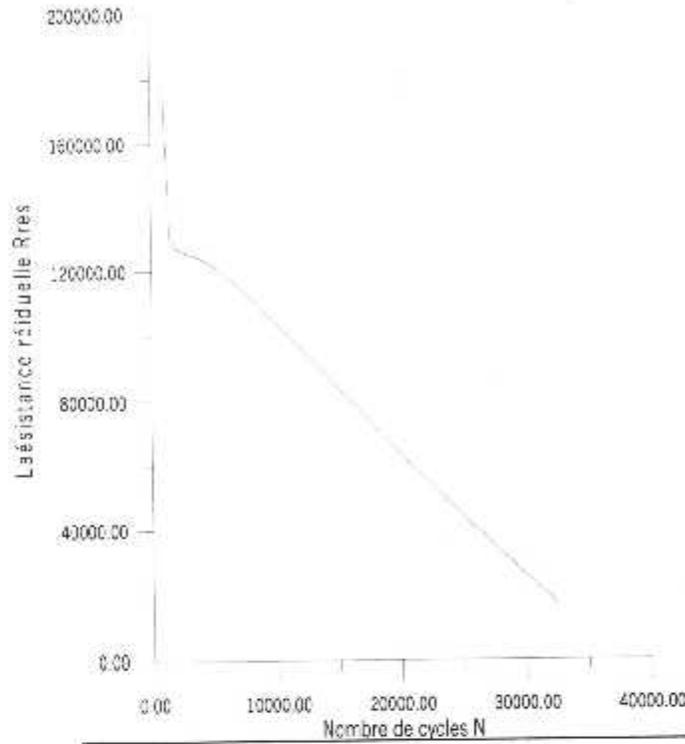


Figure 37: La variation de la résistance résiduelle R_{res} en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.156$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

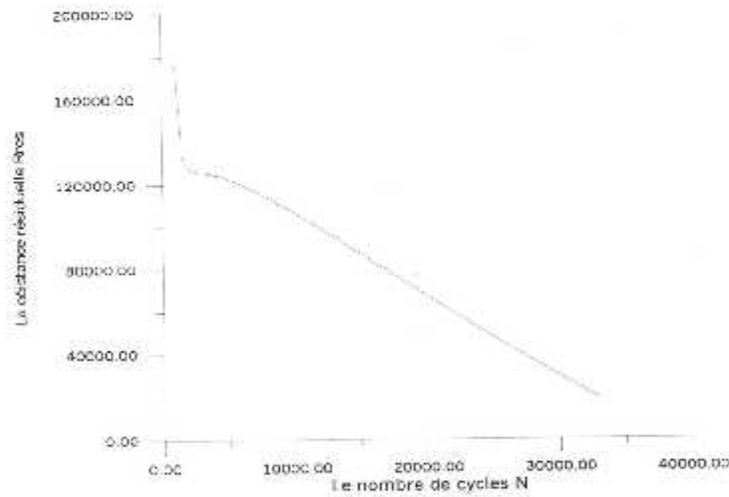


Figure 38 : La variation de la résistance résiduelle R_{res} en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.187$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

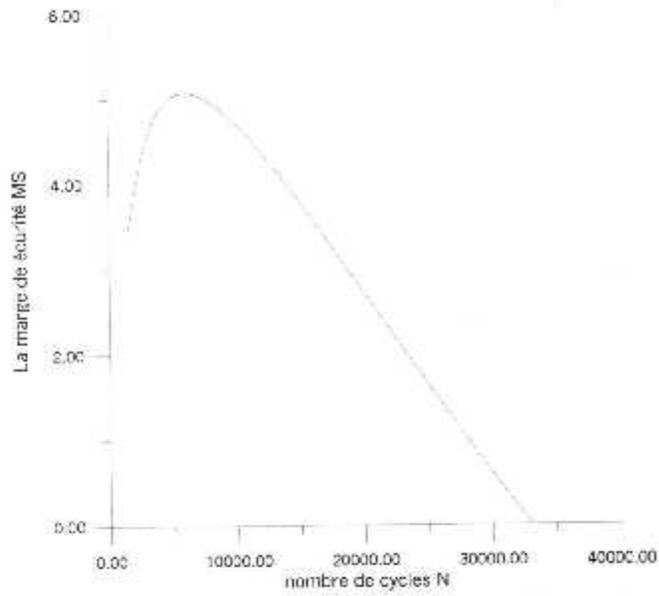


Figure 39 : La variation de la marge de sécurité MS en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

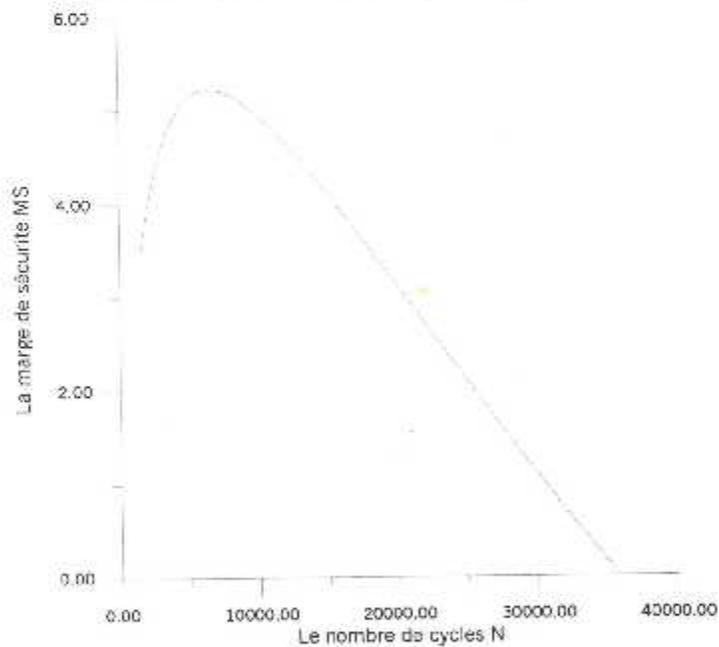


Figure 40 : La variation de la marge de sécurité MS en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=8Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

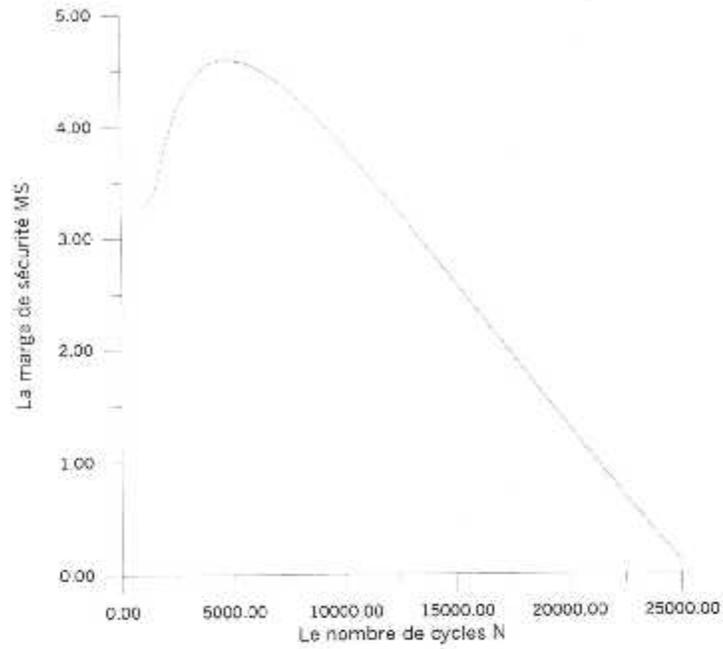


Figure 41 : La variation de la marge de sécurité MS en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=13.3Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

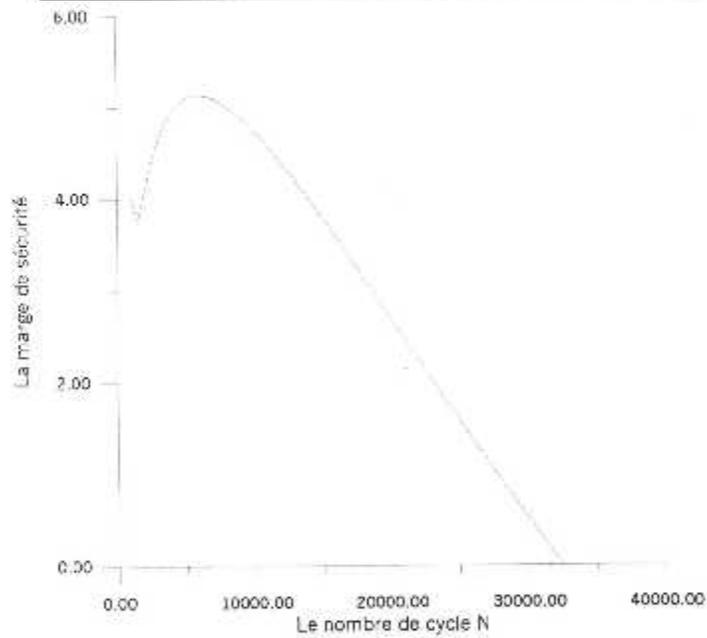


Figure 42: La variation de la marge de sécurité MS en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.156$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

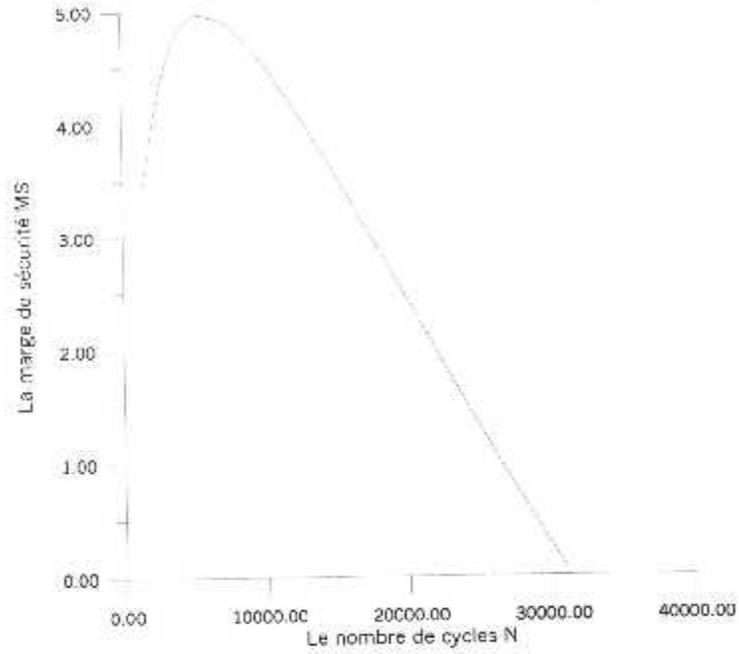


Figure43 : La variation de la marge de sécurité MS en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.125$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063 in

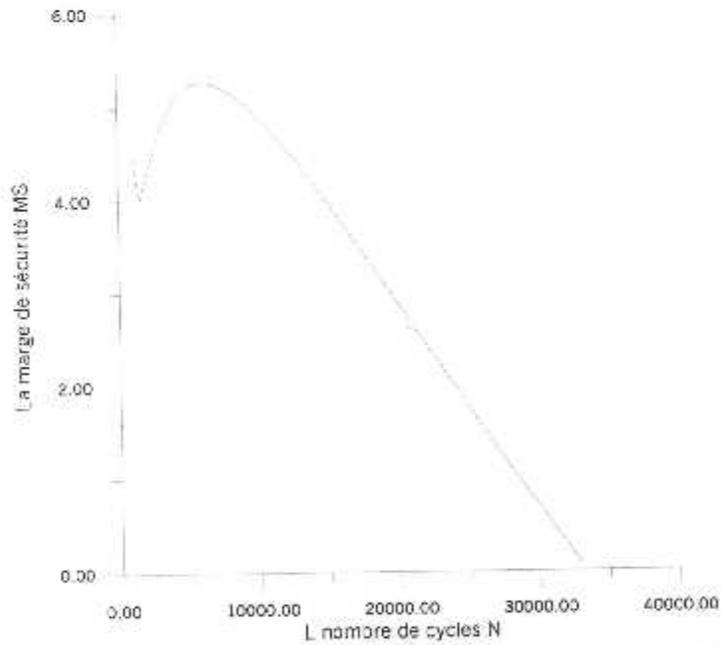


Figure 44 : La variation de la marge de sécurité MS en fonction de nombre de cycles N pour $\Delta P=10Psi$ et diamètre $\phi=0.187$ in pour une Tôle 2024-T3 d'épaisseur =0.063 in

INTERPRETATION

Afin d'étudier l'influence de certains paramètres liés à la structure, à la crique, à la sollicitation et au matériau sur les paramètres de la rupture, nous avons utilisé les résultats tabulés et les graphes.

Nous remarquons d'après les résultats que la taille initiale de la crique n'a pas d'effet significatif sur la taille critique de la crique et la résistance résiduelle. Cependant la durée de vie diminue considérablement avec l'augmentation de la taille initiale de la crique. Ceci peut être interprété par le fait que les criques de petites tailles progressent avec des faibles vitesses, alors que la vitesse de propagation de crique devient plus importante pour les criques de grandes tailles en cas de chargement d'amplitude constant.

Puisque l'augmentation de la ténacité du matériau peut réduire la résistance [5,14], il est recommandé d'améliorer les techniques d'inspection afin de réduire la taille initiale de la crique.

A partir des résultats présentés dans les tableaux on note que la longueur critique de la crique et la durée de propagation diminue progressivement avec l'augmentation de l'épaisseur de la pièce. La résistance résiduelle cependant, n'est que faiblement affectée par l'épaisseur. Ceci est interprété par le fait que l'épaisseur est directement liée à la ténacité du matériau par le fait que la distribution des défauts dans une section épaisse est plus importante que celle que l'on trouve dans une section mince.

D'après les résultats déterminés par le programme, on peut dire qu'ils sont très proches de la réalité. Donc le programme réalisé dans cette présente étude peut être utilisé dans la pratique pour analyser les problèmes de fissuration par fatigue. Nous pensons que les petites différences remarquées sont dues aux incertitudes de modélisation et de programmation.

CONCLUSION

CONCLUSION

CONCLUSION

Toutes les approches traditionnelles ne prévoient pas la présence des criques dans la structure, la supposition d'existence des criques élimine le danger d'une rupture préalable. Si dans la réalité les criques n'existent pas, cette approche sera cependant conservatoire.

L'étude et l'analyse du phénomène de propagation de crique aboutissent à des informations très utiles dans la pratique. Les résultats peuvent servir à prévenir une rupture catastrophique et assurer le fonctionnement normal de la structure dans la durée de vie envisagée.

L'utilisation de la mécanique de la rupture comme méthode d'analyse apparaît actuellement comme très utile surtout dans les domaines où il est impossible d'éviter l'initiation des criques.

Notre travail est basé sur une synthèse de plusieurs recherches concernant les solutions du facteur d'intensité de contrainte et les lois de fissuration par fatigue et d'analyse de la tolérance aux dommages basé sur la mécanique de la rupture.

Le contrôle de la propagation des criques en service constitue un grand intérêt pratique permettant aux contrôleurs de prendre une bonne décision envers une structure endommagée (maintenance, remplacement, prolongement de service) et de faire les modifications qui conviennent dans les prochaines conceptions.

L'utilisation de la mécanique de la rupture permet de concevoir et de maintenir les structures sûres et économiques en permettant les opérations suivantes :

- La longueur critique de la crique peut être calculée.
- La variation de la charge critique avec la taille de crique peut être prévue.
- La durée de vie économique peut être déterminée.
- Les intervalles d'inspection peuvent être fixés ainsi que le seuil d'inspection.

Le programme développé est estimé dans le domaine aéronautique au diagnostic des structures endommagées en service, il contribue aussi à orienter la conception en basant sur les résultats d'analyse.

L'application interactive réalisée dans ce cadre constitue un véritable outil d'analyse des structures endommagées en permettant l'édition des données, le choix du modèle de structure endommagée, le choix du matériau et la visualisation graphique de la structure endommagée et la visualisation graphique des résultats.

CONCLUSION

Le programme réalisé dans cette présente étude constitue un apport scientifique qui nous espérons trouvera ses applications dans la pratique.

ANNEXE

ANNEXE

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

Pour $AP=10Psi$, SigmaGR =15206.0
 SigmaBS =23619.0 , pour une Tôle
 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

Valeur			
a	N	R_{Res}	MS
0.10	500.000	176792.960	3.462
0.018	1000.000	145834.664	3.133
0.029	1500.000	131644.697	3.318
0.043	2000.000	127213.038	3.741
0.052	2500.000	125987.099	4.142
0.063	3000.000	125324.391	4.450
0.075	3500.000	124558.164	4.673
0.086	4000.000	123572.501	4.831
0.098	4500.000	122380.817	4.940
0.110	5000.000	121020.592	5.012
0.122	5500.000	119527.934	5.053
0.135	6000.000	117932.479	5.072
0.147	6500.000	116257.437	5.071
0.161	7000.000	114520.753	5.055
0.175	7500.000	112736.297	5.025
0.189	8000.000	110914.850	4.986
0.204	8500.000	109064.846	4.937
0.220	9000.000	107192.944	4.880
0.237	9500.000	105304.442	4.816
0.254	10000.000	103403.590	4.747
0.272	10500.000	101493.822	4.673
0.311	11500.000	97658.232	4.513
0.311	11500.000	97658.232	4.513
0.332	12000.000	95736.603	4.428
0.354	12500.000	93814.627	4.340
0.378	13000.000	91893.627	4.249
0.403	13500.000	89974.715	4.157
0.429	14000.000	88058.837	4.062
0.458	14500.000	86146.801	3.966
0.487	15000.000	84239.302	3.869
0.519	15500.000	82336.945	3.770
0.553	16000.000	80440.257	3.671
0.589	16500.000	78549.704	3.570
0.628	17000.000	76665.703	3.469
0.670	17500.000	74788.628	3.367
0.715	18000.000	72918.819	3.264
0.763	18500.000	71056.590	3.162
0.814	19000.000	69202.234	3.059
0.870	19500.000	67356.025	2.955
0.930	20000.000	65518.228	2.852
0.996	20500.000	63689.096	2.748
1.067	21000.000	61868.879	2.645
1.144	21500.000	60057.823	2.542
1.228	22000.000	58256.174	2.438
1.320	22500.000	56464.180	2.335
1.421	23000.000	54682.095	2.232

1.531	23500.000	52910.178	2.130
1.653	24000.000	51148.700	2.027
1.788	24500.000	49397.940	1.925
1.937	25000.000	47658.192	1.824
2.102	25500.000	45929.767	1.723
2.287	26000.000	44212.990	1.622
2.494	26500.000	42508.211	1.522
2.726	27000.000	40815.802	1.423
2.987	27500.000	39136.158	1.324
3.284	28000.000	37469.710	1.226
3.621	28500.000	35816.915	1.128
4.007	29000.000	34178.274	1.031
4.451	29500.000	32554.327	0.935
4.964	30000.000	30945.660	0.840
5.560	30500.000	29352.917	0.746
6.260	31000.000	27776.801	0.652
7.085	31500.000	26218.083	0.560
9.245	32500.000	23156.345	0.378
10.673	33000.000	21655.317	0.289
12.423	33500.000	20175.705	0.201
14.593	34000.000	18718.822	0.115
17.321	34500.000	17286.151	0.029

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

TAYLOR			
<i>a</i>	<i>N</i>	<i>R_{tes}</i>	<i>MS</i>
0.012	500.000	176792.960	3.462
0.025	1000.000	139562.673	3.146
0.039	1500.000	128132.754	3.589
0.052	2000.000	126079.297	4.099
0.065	2500.000	125304.795	4.457
0.077	3000.000	124434.611	4.699
0.090	3500.000	123318.871	4.860
0.102	4000.000	121987.196	4.965
0.115	4500.000	120488.073	5.030
0.128	5000.000	118862.697	5.064
0.141	5500.000	117142.549	5.073
0.155	6000.000	115351.124	5.064
0.169	6500.000	113505.963	5.039
0.184	7000.000	111620.257	5.002
0.200	7500.000	109704.036	4.954
0.216	8000.000	107765.006	4.898
0.233	8500.000	105809.150	4.834
0.250	9000.000	103841.162	4.764
0.269	9500.000	101864.759	4.688
0.289	10000.000	99882.909	4.608
0.309	10500.000	97898.000	4.524
0.354	11500.000	93926.407	4.345
0.378	12000.000	91942.610	4.252
0.404	12500.000	89961.660	4.156
0.431	13000.000	87984.456	4.059
0.460	13500.000	86011.757	3.959
0.492	14000.000	84044.201	3.859
0.525	14500.000	82082.335	3.757
0.560	15000.000	80126.627	3.654
0.598	15500.000	78177.486	3.550
0.639	16000.000	76235.268	3.445
0.683	16500.000	74300.290	3.340
0.730	17000.000	72372.836	3.234
0.781	17500.000	70453.164	3.128
0.835	18000.000	68541.514	3.022
0.895	18500.000	66638.106	2.915
0.960	19000.000	64743.154	2.808
1.030	19500.000	62856.860	2.701
1.106	20000.000	60979.424	2.594
1.190	20500.000	59111.043	2.487
1.282	21000.000	57251.917	2.380
1.493	22000.000	53562.235	2.167
1.616	22500.000	51732.101	2.061
1.752	23000.000	49912.067	1.955
1.903	23500.000	48102.368	1.850
2.072	24000.000	46303.254	1.745
2.261	24500.000	44514.991	1.640
2.473	25000.000	42737.863	1.536
2.714	25500.000	40972.176	1.432
2.986	26000.000	39218.260	1.329
3.297	26500.000	37476.473	1.226
3.654	27000.000	35747.204	1.124
4.066	27500.000	34030.878	1.023

4.543	28000.000	32327.962	0.922
5.102	28500.000	30638.966	0.822
5.759	29000.000	28964.458	0.723
6.541	29500.000	27305.066	0.624
7.477	30000.000	25661.490	0.527
8.611	30500.000	24034.514	0.430
10.000	31000.000	22425.024	0.335
11.723	31500.000	20834.022	0.240
13.893	32000.000	19262.654	0.147
16.669	32500.000	17712.240	0.055

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

RUNGE-KUTTA			
α	N	R_{tes}	MS
0.023	1000.000	176792.960	3.462
0.034	1500.000	128981.603	3.494
0.046	2000.000	126487.810	3.935
0.057	2500.000	125677.702	4.294
0.068	3000.000	125002.420	4.560
0.080	3500.000	124138.328	4.752
0.092	4000.000	123049.606	4.887
0.104	4500.000	121765.229	4.978
0.116	5000.000	120323.362	5.035
0.128	5500.000	118757.886	5.065
0.141	6000.000	117096.120	5.073
0.155	6500.000	115359.429	5.064
0.169	7000.000	113564.389	5.040
0.183	7500.000	111723.878	5.004
0.198	8000.000	109847.954	4.958
0.214	8500.000	107944.529	4.903
0.231	9000.000	106019.875	4.841
0.248	9500.000	104078.999	4.772
0.266	10000.000	102125.933	4.698
0.286	10500.000	100163.944	4.619
0.306	11000.000	98195.701	4.536
0.350	12000.000	94248.838	4.360
0.374	12500.000	92273.540	4.267
0.399	13000.000	90298.762	4.173
0.426	13500.000	88325.570	4.076
0.455	14000.000	86354.864	3.977
0.486	14500.000	84387.413	3.876
0.519	15000.000	82423.877	3.775
0.554	15500.000	80464.826	3.672
0.592	16000.000	78510.757	3.568
0.632	16500.000	76562.105	3.463
0.675	17000.000	74619.256	3.358
0.722	17500.000	72682.555	3.251
0.773	18000.000	70752.312	3.145
0.827	18500.000	68828.811	3.038
0.887	19000.000	66912.312	2.930
0.951	19500.000	65003.062	2.823
1.021	20000.000	63101.289	2.715
1.097	20500.000	61207.214	2.607
1.181	21000.000	59321.052	2.499
1.273	21500.000	57443.012	2.391
1.485	22500.000	53712.130	2.176
1.609	23000.000	51859.708	2.069
1.746	23500.000	50016.253	1.961
1.898	24000.000	48181.988	1.854
2.069	24500.000	46357.145	1.748
2.261	25000.000	44541.967	1.642
2.477	25500.000	42736.712	1.536
2.723	26000.000	40941.651	1.430
3.002	26500.000	39157.075	1.325
3.322	27000.000	37383.293	1.221
3.690	27500.000	35620.642	1.117
4.118	28000.000	33869.482	1.013

4.616	28500.000	32130.206	0.910
5.203	29000.000	30403.242	0.808
5.899	29500.000	28689.061	0.707
6.733	30000.000	26988.178	0.606
7.741	30500.000	25301.166	0.506
8.976	31000.000	23628.660	0.406
10.509	31500.000	21971.372	0.308
12.441	32000.000	20330.103	0.210
14.917	32500.000	18705.761	0.114
18.158	33000.000	17099.389	0.018

AH

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

Pour $\Delta P = 8 \text{ Psi}$; $\text{SigmaGR} = 14779.69 \text{ Psi}$
 $\text{SigmaBS} = 23619.047 \text{ Psi}$ pour une Tôle
 2024-T3 d'épaisseur = 0.063in

METHODE DE EULER			
σ	N	R_{Res}	MS
0.010	500.000	176792.960	3.515
0.017	1000.000	146729.824	3.191
0.027	1500.000	132367.639	3.353
0.038	2000.000	127536.738	3.761
0.049	2500.000	126144.286	4.167
0.060	3000.000	125494.843	4.489
0.070	3500.000	124827.078	4.730
0.081	4000.000	123977.518	4.906
0.092	4500.000	122938.343	5.033
0.103	5000.000	121737.342	5.120
0.114	5500.000	120406.035	5.178
0.126	6000.000	118971.826	5.211
0.137	6500.000	117456.837	5.224
0.150	7000.000	115878.497	5.221
0.162	7500.000	114250.460	5.205
0.175	8000.000	112583.438	5.177
0.188	8500.000	110885.877	5.140
0.202	9000.000	109164.485	5.095
0.217	9500.000	107424.625	5.042
0.232	10000.000	105670.613	4.984
0.248	10500.000	103905.951	4.920
0.264	11000.000	102133.499	4.852
0.282	11500.000	100355.604	4.779
0.300	12000.000	98574.209	4.703
0.319	12500.000	96790.929	4.624
0.339	13000.000	95007.114	4.542
0.360	13500.000	93223.902	4.458
0.382	14000.000	91442.254	4.372
0.405	14500.000	89662.988	4.284
0.430	15000.000	87886.805	4.194
0.456	15500.000	86114.306	4.103
0.483	16000.000	84346.015	4.010
0.513	16500.000	82582.387	3.917
0.544	17000.000	80823.821	3.822
0.577	17500.000	79070.674	3.727
0.612	18000.000	77323.261	3.631
0.649	18500.000	75581.867	3.534
0.689	19000.000	73846.751	3.437
0.731	19500.000	72118.153	3.339
0.777	20000.000	70396.293	3.242
0.825	20500.000	68681.380	3.144
0.878	21000.000	66973.612	3.045
0.934	21500.000	65273.179	2.947
0.995	22000.000	63580.265	2.848
1.060	22500.000	61895.052	2.750
1.131	23000.000	60217.721	2.652

1.207	23500.000	58548.452	2.553
1.290	24000.000	56887.428	2.455
1.381	24500.000	55234.836	2.357
1.479	25000.000	53590.865	2.259
1.587	25500.000	51955.716	2.162
1.704	26000.000	50329.592	2.065
1.834	26500.000	48712.709	1.968
1.976	27000.000	47105.294	1.871
2.133	27500.000	45507.583	1.775
2.306	28000.000	43919.829	1.680
2.499	28500.000	42342.300	1.584
2.714	29000.000	40775.281	1.490
2.953	29500.000	39219.076	1.396
3.223	30000.000	37674.012	1.302
3.526	30500.000	36140.438	1.209
3.869	31000.000	34618.733	1.116
4.259	31500.000	33109.304	1.025
4.703	32000.000	31612.592	0.934
5.214	32500.000	30129.076	0.843
5.803	33000.000	28659.275	0.754
6.488	33500.000	27203.760	0.665
7.288	34000.000	25763.153	0.577
8.230	34500.000	24338.136	0.490
9.347	35000.000	22929.463	0.404
10.685	35500.000	21537.967	0.319
12.301	36000.000	20164.573	0.235
14.274	36500.000	18810.313	0.152
16.711	37000.000	17476.341	0.071

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

METHODE DE TAYLOR			
a	N	R_{Res}	MS
0.012	500.000	176792.960	3.515
0.023	1000.000	140686.462	3.197
0.036	1500.000	128668.497	3.602
0.049	2000.000	126268.166	4.112
0.061	2500.000	125492.848	4.490
0.072	3000.000	124740.473	4.753
0.084	3500.000	123782.516	4.935
0.096	4000.000	122622.181	5.060
0.107	4500.000	121298.078	5.143
0.119	5000.000	119847.430	5.193
0.131	5500.000	118300.095	5.219
0.141	6000.000	116678.950	5.224
0.157	6500.000	115001.362	5.214
0.170	7000.000	113280.551	5.190
0.184	7500.000	111526.658	5.155
0.198	8000.000	109747.532	5.111
0.213	8500.000	107949.302	5.059
0.229	9000.000	106136.802	5.000
0.245	9500.000	104313.872	4.935
0.262	10000.000	102483.592	4.866
0.279	10500.000	100648.447	4.791
0.298	11000.000	98810.456	4.714
0.317	11500.000	96971.271	4.632
0.338	12000.000	95132.254	4.548
0.360	12500.000	93294.531	4.462
0.382	13000.000	91459.038	4.373
0.406	13500.000	89626.562	4.282
0.432	14000.000	87797.762	4.189
0.459	14500.000	85973.201	4.095
0.487	15000.000	84153.354	4.000
0.518	15500.000	82338.630	3.904
0.550	16000.000	80529.385	3.806
0.584	16500.000	78725.926	3.708
0.621	17000.000	76928.523	3.609
0.660	17500.000	75137.417	3.509
0.702	18000.000	73352.823	3.409
0.747	18500.000	71574.936	3.309
0.795	19000.000	69803.937	3.208
0.846	19500.000	68039.990	3.107
0.902	20000.000	66283.255	3.005
0.962	20500.000	64533.882	2.904
1.027	21000.000	62792.017	2.802
1.097	21500.000	61057.804	2.701
1.173	22000.000	59331.385	2.599
1.256	22500.000	57612.905	2.498
1.346	23000.000	55902.510	2.397
1.445	23500.000	54200.352	2.296
1.553	24000.000	52506.585	2.195
1.672	24500.000	50821.372	2.094
1.802	25000.000	49144.885	1.994
1.947	25500.000	47477.304	1.894
2.107	26000.000	45818.819	1.794
2.284	26500.000	44169.636	1.695

2.483	27000.000	42529.973	1.596
2.705	27500.000	40900.063	1.497
2.954	28000.000	39280.158	1.399
3.236	28500.000	37670.530	1.302
3.555	29000.000	36071.475	1.205
3.919	29500.000	34483.312	1.108
4.335	30000.000	32906.390	1.012
4.815	30500.000	31341.089	0.917
5.372	31000.000	29787.827	0.822
6.021	31500.000	28247.063	0.729
6.785	32000.000	26719.304	0.635
7.690	32500.000	25205.112	0.543
8.773	33000.000	23705.112	0.451
10.082	33500.000	22220.005	0.361
11.680	34000.000	20750.577	0.271
13.657	34500.000	19297.721	0.182
16.138	35000.000	17862.454	0.094
19.301	35500.000	16445.943	0.008

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

METHODE RUNGE-KUTTA			
α	N	R_{res}	MS
0.021	1000.000	176792.960	3.515
0.032	1500.000	129551.441	3.517
0.043	2000.000	126711.173	3.953
0.054	2500.000	125827.917	4.323
0.064	3000.000	125215.784	4.606
0.075	3500.000	124471.542	4.816
0.086	4000.000	123532.254	4.969
0.097	4500.000	122409.703	5.077
0.108	5000.000	121134.788	5.150
0.120	5500.000	119737.797	5.196
0.131	6000.000	118244.240	5.219
0.144	6500.000	116674.578	5.224
0.156	7000.000	115044.952	5.214
0.169	7500.000	113368.053	5.192
0.183	8000.000	111653.888	5.158
0.197	8500.000	109910.382	5.115
0.211	9000.000	108143.857	5.065
0.226	9500.000	106359.385	5.008
0.242	10000.000	104561.063	4.944
0.259	10500.000	102752.227	4.876
0.276	11000.000	100935.602	4.803
0.295	11500.000	99113.436	4.727
0.314	12000.000	97287.588	4.647
0.334	12500.000	95459.606	4.563
0.355	13000.000	93630.786	4.478
0.378	13500.000	91802.218	4.389
0.402	14000.000	89974.824	4.299
0.427	14500.000	88149.388	4.207
0.453	15000.000	86326.579	4.114
0.482	15500.000	84506.972	4.019
0.512	16000.000	82691.065	3.922
0.544	16500.000	80879.287	3.825
0.578	17000.000	79072.017	3.727
0.614	17500.000	77269.586	3.628
0.653	18000.000	75472.290	3.528
0.694	18500.000	73680.391	3.428
0.738	19000.000	71894.127	3.327
0.786	19500.000	70113.715	3.225
0.838	20000.000	68339.353	3.124
0.893	20500.000	66571.228	3.022
0.951	21000.000	64809.512	2.920
1.017	21500.000	63054.373	2.818
1.087	22000.000	61305.969	2.716
1.163	22500.000	59564.456	2.613
1.246	23000.000	57829.988	2.511
1.336	23500.000	56102.715	2.409
1.435	24000.000	54382.792	2.307
1.543	24500.000	52670.373	2.205
1.665	25000.000	50965.617	2.103
1.794	25500.000	49268.688	2.001
1.940	26000.000	47579.757	1.900
2.101	26500.000	45899.000	1.799
2.281	27000.000	44226.604	1.698

2.482	27500.000	42562.765	1.598
2.707	28000.000	40907.694	1.498
2.962	28500.000	39261.612	1.398
3.250	29000.000	37624.756	1.299
3.577	29500.000	35997.382	1.200
3.952	30000.000	34379.765	1.102
4.383	30500.000	32772.201	1.004
4.882	31000.000	31175.012	0.907
5.464	31500.000	29588.548	0.810
6.148	32000.000	28013.192	0.714
6.957	32500.000	26449.363	0.619
7.925	33000.000	24897.521	0.524
9.093	33500.000	23358.179	0.430
10.521	34000.000	21831.904	0.337
12.287	34500.000	20319.329	0.244
14.505	35000.000	18821.170	0.153
17.338	35500.000	17338.234	0.062

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

$\Delta P = 13.3 \text{ Psi}$; $\text{SigmaGR} = 16701.9 \text{ Psi}$
 $\text{SigmaBS} = 23619.047 \text{ Psi}$; pour une Tôle
 2024-T3 d'épaisseur = 0.063in

METHODIE D'EULER			
σ	N	R_{res}	MS
0.011	500.000	176792.960	3.284
0.021	1000.000	142836.925	2.944
0.035	1500.000	129541.292	3.208
0.049	2000.000	126598.049	3.665
0.063	2500.000	125477.486	4.031
0.078	3000.000	124552.229	4.279
0.092	3500.000	123291.092	4.438
0.107	4000.000	121719.210	4.533
0.122	4500.000	119907.522	4.582
0.138	5000.000	117917.254	4.597
0.155	5500.000	115795.848	4.586
0.172	6000.000	113577.502	4.554
0.190	6500.000	111287.457	4.506
0.210	7000.000	108944.402	4.445
0.230	7500.000	106562.345	4.373
0.252	8000.000	104151.932	4.292
0.275	8500.000	101721.354	4.204
0.300	9000.000	99277.000	4.110
0.326	9500.000	96823.912	4.010
0.354	10000.000	94366.115	3.906
0.385	10500.000	91906.862	3.799
0.417	11000.000	89448.810	3.689
0.453	11500.000	86994.154	3.576
0.491	12000.000	84544.731	3.461
0.533	12500.000	82102.094	3.344
0.578	13000.000	79667.575	3.226
0.627	13500.000	77242.330	3.106
0.681	14000.000	74827.378	2.986
0.741	14500.000	72423.631	2.865
0.806	15000.000	70031.917	2.744
0.877	15500.000	67653.000	2.622
0.957	16000.000	65287.596	2.500
1.045	16500.000	62936.392	2.378
1.143	17000.000	60600.050	2.257
1.252	17500.000	58279.225	2.135
1.375	18000.000	55974.570	2.014
1.514	18500.000	53686.748	1.893
1.670	19000.000	51416.438	1.773
1.848	19500.000	49164.344	1.653
2.052	20000.000	46931.207	1.534
2.285	20500.000	44717.808	1.416
2.555	21000.000	42524.979	1.299
2.868	21500.000	40353.616	1.182
3.234	22000.000	38204.687	1.067
3.666	22500.000	36079.245	0.953
4.178	23000.000	33978.443	0.840
4.783	23500.000	31903.549	0.728
5.536	24000.000	29855.967	0.617
6.441	24500.000	27837.259	0.508

7.567	25000.000	25849.172	0.401
8.975	25500.000	23893.671	0.295
10.766	26000.000	21972.981	0.191
13.082	26500.000	20089.634	0.089

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

METHODE DE TAYLOR

a	N	R_{rev}	MS
0.014	500.000	176792.960	3.284
0.031	1000.000	135924.528	2.989
0.049	1500.000	126806.878	3.552
0.065	2000.000	123502.427	4.021
0.081	2500.000	124425.521	4.301
0.097	3000.000	122964.293	4.464
0.113	3500.000	121176.052	4.553
0.129	4000.000	119152.942	4.592
0.146	4500.000	116964.651	4.595
0.164	5000.000	114659.774	4.572
0.183	5500.000	112272.088	4.529
0.203	6000.000	109825.408	4.469
0.224	6500.000	107336.836	4.398
0.247	7000.000	104818.878	4.315
0.270	7500.000	102280.841	4.225
0.296	8000.000	99729.758	4.128
0.323	8500.000	97171.025	4.025
0.353	9000.000	94608.837	3.917
0.384	9500.000	92046.499	3.805
0.418	10000.000	89486.646	3.690
0.455	10500.000	86931.403	3.573
0.496	11000.000	84382.511	3.453
0.539	11500.000	81841.407	3.331
0.587	12000.000	79309.300	3.208
0.639	12500.000	76787.217	3.084
0.697	13000.000	74276.048	2.958
0.760	13500.000	71776.574	2.832
0.830	14000.000	69289.495	2.706
0.908	14500.000	66815.452	2.579
0.994	15000.000	64355.038	2.452
1.091	15500.000	61908.819	2.325
1.199	16000.000	59477.343	2.198
1.321	16500.000	57061.150	2.071
1.459	17000.000	54660.784	1.945
1.616	17500.000	52276.800	1.818
1.796	18000.000	49909.775	1.693
2.002	18500.000	47560.312	1.568
2.241	19000.000	45229.056	1.443
2.519	19500.000	42916.697	1.320
2.845	20000.000	40623.985	1.197
3.230	20500.000	38351.740	1.075
3.690	21000.000	36100.864	0.954
4.243	21500.000	33872.363	0.834
4.917	22000.000	31667.358	0.715
5.747	22500.000	29487.117	0.597
6.784	23000.000	27333.078	0.481
8.099	23500.000	25206.891	0.366
9.797	24000.000	23110.463	0.253
12.033	24500.000	21046.023	0.141
15.051	25000.000	19016.203	0.031

METHODE RUNGE-KUTTA

a	N	R_{rev}	MS
0.027	1000.000	176792.960	3.284
0.042	1500.000	127485.222	3.421
0.056	2000.000	125904.042	3.853
0.070	2500.000	125079.102	4.161
0.085	3000.000	123997.356	4.363
0.099	3500.000	122566.610	4.490
0.115	4000.000	120845.745	4.562
0.130	4500.000	118904.354	4.594
0.147	5000.000	116798.850	4.594
0.165	5500.000	114571.523	4.571
0.183	6000.000	112253.549	4.528
0.202	6500.000	109867.967	4.471
0.223	7000.000	107431.962	4.400
0.245	7500.000	104958.508	4.320
0.268	8000.000	102457.517	4.231
0.294	8500.000	99936.657	4.136
0.320	9000.000	97401.931	4.034
0.349	9500.000	94858.088	3.927
0.381	10000.000	92308.930	3.817
0.415	10500.000	89757.529	3.703
0.451	11000.000	87206.395	3.585
0.491	11500.000	84657.599	3.466
0.535	12000.000	82112.869	3.344
0.582	12500.000	79573.659	3.221
0.634	13000.000	77041.213	3.096
0.691	13500.000	74516.599	2.970
0.755	14000.000	72000.754	2.844
0.825	14500.000	69494.507	2.716
0.903	15000.000	66998.604	2.588
0.989	15500.000	64513.725	2.460
1.086	16000.000	62040.502	2.332
1.196	16500.000	59579.531	2.203
1.319	17000.000	57131.384	2.075
1.459	17500.000	54696.621	1.946
1.619	18000.000	52275.795	1.818
1.802	18500.000	49869.464	1.691
2.014	19000.000	47478.200	1.563
2.260	19500.000	45102.593	1.437
2.548	20000.000	42743.265	1.310
2.888	20500.000	40400.874	1.185
3.293	21000.000	38076.126	1.060
3.780	21500.000	35769.787	0.936
4.371	22000.000	33482.694	0.813
5.100	22500.000	31215.770	0.691
6.009	23000.000	28970.042	0.570
7.162	23500.000	26746.664	0.449
8.652	24000.000	24546.945	0.331
10.621	24500.000	22372.383	0.213
13.289	25000.000	20224.715	0.097

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

$AP=10Psi : \phi = \frac{1}{8} = 0.125in$
 SigmaGR = 16701.9Psi :
 SigmaBS = 27619.047 Psi pour une Tôle
 2024-T3 d'épaisseur = 0.063in

METHODE D'EULER

α	N	R_{res}	MS
0.010	500.000	176792.960	3.425
0.019	1000.000	145216.900	3.093
0.030	1500.000	131170.974	3.294
0.042	2000.000	127013.736	3.727
0.054	2500.000	125883.736	4.123
0.066	3000.000	125194.534	4.419
0.078	3500.000	124347.149	4.630
0.090	4000.000	123257.235	4.776
0.102	4500.000	121951.762	4.873
0.115	5000.000	120474.218	4.933
0.128	5500.000	118863.480	4.964
0.141	6000.000	117150.489	4.971
0.155	6500.000	115359.062	4.961
0.169	7000.000	113507.410	4.935
0.184	7500.000	111609.501	4.898
0.200	8000.000	109676.123	4.849
0.216	8500.000	107715.683	4.792
0.234	9000.000	105734.794	4.727
0.252	9500.000	103738.702	4.657
0.271	10000.000	101731.605	4.580
0.291	10500.000	99716.894	4.499
0.312	11000.000	97697.328	4.414
0.334	11500.000	95675.171	4.326
0.358	12000.000	93652.292	4.234
0.383	12500.000	91630.248	4.140
0.409	13000.000	89610.347	4.044
0.438	13500.000	87593.692	3.946
0.468	14000.000	85581.225	3.846
0.500	14500.000	83573.754	3.744
0.534	15000.000	81571.980	3.642
0.571	15500.000	79576.517	3.538
0.611	16000.000	77587.905	3.435
0.654	16500.000	75606.628	3.328
0.699	17000.000	73633.123	3.222
0.749	17500.000	71667.789	3.116
0.802	18000.000	69710.995	3.010
0.860	18500.000	67763.087	2.903
0.923	19000.000	65824.394	2.796
0.992	19500.000	63895.232	2.689
1.066	20000.000	61975.909	2.582
1.148	20500.000	60066.728	2.475
1.237	21000.000	58167.993	2.368
1.335	21500.000	56280.908	2.261
1.443	22000.000	54403.085	2.155
1.562	22500.000	52537.543	2.049

1.695	23000.000	50683.712	1.943
1.841	23500.000	48841.938	1.838
2.005	24000.000	47012.582	1.733
2.188	24500.000	45196.026	1.629
2.394	25000.000	43392.676	1.525
2.627	25500.000	41602.964	1.422
2.890	26000.000	39827.353	1.319
3.189	26500.000	38066.340	1.218
3.532	27000.000	36320.461	1.117
3.926	27500.000	34590.300	1.016
4.382	28000.000	32876.486	0.917
4.912	28500.000	31179.709	0.818
5.534	29000.000	29500.725	0.721
6.269	29500.000	27840.360	0.624
7.143	30000.000	26199.530	0.529
8.193	30500.000	24579.247	0.435
9.466	31000.000	22980.635	0.342
11.027	31500.000	21404.952	0.250
12.965	32000.000	19853.608	0.159
15.402	32500.000	18328.193	0.070

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

METHODE DE TAYLOR			
<i>a</i>	N	<i>R_{Res}</i>	MS
0.013	500.000	176792.960	3.425
0.026	1000.000	138795.588	3.112
0.041	1500.000	127802.871	3.581
0.055	2000.000	125958.775	4.087
0.068	2500.000	125160.026	4.431
0.081	3000.000	124192.556	4.657
0.094	3500.000	122956.438	4.804
0.107	4000.000	121497.337	4.896
0.121	4500.000	119869.530	4.948
0.134	5000.000	118116.434	4.970
0.149	5500.000	116270.367	4.968
0.179	6500.000	112388.184	4.914
0.195	7000.000	110382.751	4.868
0.212	7500.000	108348.712	4.811
0.229	8000.000	106293.655	4.746
0.248	8500.000	104223.449	4.674
0.267	9000.000	102142.688	4.596
0.310	10000.000	97963.273	4.426
0.333	10500.000	95869.836	4.334
0.357	11000.000	93776.573	4.240
0.383	11500.000	91685.026	4.143
0.471	13000.000	85432.326	3.838
0.505	13500.000	83358.379	3.733
0.541	14000.000	81290.725	3.627
0.579	14500.000	79229.909	3.520
0.621	15000.000	77176.403	3.412
0.666	15500.000	75130.622	3.303
0.714	16000.000	73092.933	3.193
0.886	17500.000	67031.616	2.862
0.953	18000.000	65029.373	2.752
1.027	18500.000	63036.663	2.641
1.108	19000.000	61053.736	2.530
1.196	19500.000	59080.835	2.419
1.294	20000.000	57118.207	2.309
1.402	20500.000	55166.100	2.198
1.655	21500.000	51294.481	1.978
1.803	22000.000	49375.510	1.868
1.970	22500.000	47468.149	1.759
2.157	23000.000	45572.708	1.650
2.368	23500.000	43689.516	1.542
2.608	24000.000	41818.931	1.434
2.882	24500.000	39961.335	1.327
3.196	25000.000	38117.144	1.220
3.978	26000.000	34470.836	1.009
4.469	26500.000	32669.760	0.905
5.048	27000.000	30884.187	0.801
5.735	27500.000	29114.783	0.699
6.558	28000.000	27362.294	0.597
7.556	28500.000	25627.553	0.496
10.293	29500.000	22215.199	0.297
12.200	30000.000	20539.871	0.199
14.642	30500.000	18886.917	0.103
17.826	31000.000	17257.967	0.008

METHODE RUNGE-KUTTA			
<i>a</i>	N	<i>R_{Res}</i>	MS
0.023	1000.000	176792.960	3.425
0.035	1500.000	128622.750	3.479
0.047	2000.000	126350.485	3.921
0.059	2500.000	125570.516	4.271
0.071	3000.000	124837.028	4.525
0.084	3500.000	123876.344	4.704
0.096	4000.000	122674.250	4.826
0.108	4500.000	121269.367	4.905
0.121	5000.000	119704.363	4.951
0.135	5500.000	118015.288	4.970
0.178	7000.000	112456.305	4.916
0.194	7500.000	110496.615	4.871
0.210	8000.000	108502.921	4.816
0.265	9500.000	102388.729	4.606
0.285	10000.000	100323.112	4.524
0.306	10500.000	98249.757	4.438
0.329	11000.000	96171.292	4.348
0.353	11500.000	94089.873	4.254
0.379	12000.000	92007.285	4.158
0.406	12500.000	89925.012	4.059
0.435	13000.000	87844.300	3.958
0.466	13500.000	85766.200	3.855
0.499	14000.000	83691.605	3.750
0.573	15000.000	79555.883	3.537
0.614	15500.000	77495.990	3.429
0.659	16000.000	75442.104	3.319
0.707	16500.000	73394.672	3.210
0.759	17000.000	71354.094	3.099
0.816	17500.000	69320.731	2.988
0.878	18000.000	67294.914	2.877
0.945	18500.000	65276.953	2.765
1.019	19000.000	63267.134	2.654
1.099	19500.000	61265.734	2.542
1.188	20000.000	59273.017	2.430
1.395	21000.000	55314.669	2.206
1.515	21500.000	53349.531	2.095
1.649	22000.000	51394.148	1.984
1.800	22500.000	49448.729	1.872
1.968	23000.000	47513.566	1.762
2.158	23500.000	45588.946	1.651
2.619	24500.000	41772.557	1.432
2.900	25000.000	39881.442	1.322
3.224	25500.000	38002.189	1.214
3.599	26000.000	36135.188	1.106
4.037	26500.000	34280.859	0.998
5.162	27500.000	30612.096	0.785
5.894	28000.000	28798.715	0.680
6.779	28500.000	27000.127	0.576
7.862	29000.000	25217.007	0.472
9.206	29500.000	23450.114	0.369
10.899	30000.000	21700.298	0.267
13.069	30500.000	19968.525	0.166
15.907	31000.000	18255.901	0.066

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

$\Delta P = 10 \text{ Psi} ; \phi = \frac{5}{32} = 0.156 \text{ in}$
 SigmaGR = 16701.91 Psi
 SigmaBS = 18925.52 Psi ; pour une Tôle
 2024-T3 d'épaisseur = 0.063 in

METHODE D'EULER

a	N	R _{Res}	MS
0.009	500.000	176792.960	3.994
0.016	1000.000	148253.136	3.584
0.025	1500.000	133590.553	3.628
0.035	2000.000	128069.490	3.931
0.046	2500.000	126358.942	4.270
0.056	3000.000	125660.289	4.550
0.067	3500.000	125039.587	4.760
0.078	4000.000	124253.731	4.911
0.089	4500.000	123265.434	5.015
0.100	5000.000	122093.061	5.083
0.111	5500.000	120766.331	5.123
0.123	6000.000	119313.659	5.139
0.136	6500.000	117759.116	5.136
0.148	7000.000	116122.280	5.118
0.161	7500.000	114418.866	5.086
0.175	8000.000	112661.467	5.045
0.190	8500.000	110860.208	4.993
0.205	9000.000	109023.281	4.935
0.220	9500.000	107157.360	4.869
0.237	10000.000	105267.923	4.797
0.254	10500.000	103359.500	4.721
0.273	11000.000	101435.870	4.640
0.292	11500.000	99500.201	4.555
0.312	12000.000	97555.176	4.467
0.334	12500.000	95603.077	4.376
0.357	13000.000	93645.864	4.283
0.381	13500.000	91685.225	4.187
0.407	14000.000	89722.629	4.090
0.434	14500.000	87759.361	3.991
0.464	15000.000	85796.552	3.890
0.495	15500.000	83835.203	3.788
0.528	16000.000	81876.208	3.685
0.564	16500.000	79920.370	3.581
0.602	17000.000	77968.416	3.477
0.644	17500.000	76021.005	3.371
0.688	18000.000	74078.747	3.265
0.736	18500.000	72142.200	3.159
0.788	19000.000	70211.889	3.053
0.844	19500.000	68288.305	2.946
0.904	20000.000	66371.912	2.839
0.970	20500.000	64463.155	2.732
1.042	21000.000	62562.461	2.625
1.120	21500.000	60670.246	2.518
1.206	22000.000	58786.916	2.411
1.300	22500.000	56912.873	2.305

1.404	23000.000	55048.517	2.199
1.518	23500.000	53194.249	2.093
1.644	24000.000	51350.474	1.987
1.785	24500.000	49517.608	1.882
1.941	25000.000	47696.072	1.777
2.115	25500.000	45886.307	1.673
2.311	26000.000	44088.766	1.569
2.531	26500.000	42303.927	1.466
2.780	27000.000	40532.291	1.363
3.062	27500.000	38774.386	1.261
3.385	28000.000	37030.778	1.160
3.755	28500.000	35302.066	1.060
4.182	29000.000	33588.898	0.960
4.677	29500.000	31891.970	0.862
5.255	30000.000	30212.038	0.764
5.936	30500.000	28549.923	0.667
6.742	31000.000	26906.526	0.572
7.707	31500.000	25282.835	0.477
8.871	32000.000	23679.940	0.383
10.291	32500.000	22099.055	0.291
12.042	33000.000	20541.529	0.200
14.231	33500.000	19008.880	0.111
17.004	34000.000	17502.817	0.023

METHODE DE TAYLOR

a	N	R _{Res}	MS
0.011	500.000	176792.960	3.994
0.021	1000.000	142625.344	3.555
0.033	1500.000	129617.468	3.792
0.046	2000.000	126552.108	4.210
0.057	2500.000	125678.506	4.542
0.069	3000.000	124980.654	4.775
0.081	3500.000	124093.280	4.932
0.092	4000.000	122983.234	5.036
0.104	4500.000	121681.112	5.099
0.117	5000.000	120224.361	5.131
0.129	5500.000	118645.353	5.139
0.142	6000.000	116969.915	5.129
0.156	6500.000	115218.201	5.102
0.170	7000.000	113405.908	5.063
0.185	7500.000	111545.323	5.014
0.200	8000.000	109646.144	4.955
0.216	8500.000	107716.096	4.889
0.233	9000.000	105761.393	4.816
0.251	9500.000	103787.082	4.738
0.270	10000.000	101797.297	4.655
0.290	10500.000	99795.452	4.568
0.311	11000.000	97784.397	4.478
0.333	11500.000	95766.521	4.384
0.356	12000.000	93743.849	4.288
0.382	12500.000	91718.106	4.189

0.408	13000.000	89690.773	4.088
0.467	14000.000	85636.298	3.882
0.500	14500.000	83611.250	3.776
0.535	15000.000	81588.850	3.670
0.572	15500.000	79569.866	3.562
0.612	16000.000	77554.987	3.454
0.656	16500.000	75544.832	3.345
0.703	17000.000	73539.967	3.236
0.753	17500.000	71540.908	3.126
0.808	18000.000	69548.134	3.016
0.868	18500.000	67562.091	2.905
0.933	19000.000	65583.198	2.795
1.004	19500.000	63611.853	2.684
1.082	20000.000	61648.439	2.573
1.167	20500.000	59693.323	2.463
1.261	21000.000	57746.867	2.352
1.364	21500.000	55809.425	2.242
1.479	22000.000	53881.350	2.132
1.606	22500.000	51962.998	2.022
1.748	23000.000	50054.728	1.913
1.906	23500.000	48156.906	1.803
2.084	24000.000	46269.910	1.695
2.284	24500.000	44394.133	1.587
2.512	25000.000	42529.984	1.479
2.770	25500.000	40677.895	1.372
3.066	26000.000	38838.324	1.265
3.406	26500.000	37011.759	1.159
3.799	27000.000	35198.725	1.054
4.258	27500.000	33399.789	0.949
4.796	28000.000	31615.567	0.846
5.432	28500.000	29846.733	0.743
6.192	29000.000	28094.029	0.641
7.107	29500.000	26358.277	0.540
8.221	30000.000	24640.396	0.439
9.595	30500.000	22941.414	0.340
11.312	31000.000	21262.501	0.242
13.492	31500.000	19604.987	0.146
16.309	32000.000	17970.409	0.050

0.184	8000.000	111538.580	5.014
0.200	8500.000	109672.857	4.956
0.216	9000.000	107772.704	4.891
0.232	9500.000	105844.419	4.820
0.250	10000.000	103893.188	4.743
0.268	10500.000	101923.313	4.661
0.288	11000.000	99938.388	4.575
0.309	11500.000	97941.437	4.485
0.331	12000.000	95935.022	4.392
0.354	12500.000	93921.325	4.296
0.379	13000.000	91902.220	4.198
0.406	13500.000	89879.325	4.098
0.434	14000.000	87854.045	3.995
0.464	14500.000	85827.609	3.892
0.497	15000.000	83801.095	3.786
0.531	15500.000	81775.459	3.680
0.569	16000.000	79751.550	3.572
0.609	16500.000	77730.130	3.464
0.652	17000.000	75711.882	3.354
0.699	17500.000	73697.430	3.244
0.750	18000.000	71687.340	3.134
0.805	18500.000	69682.134	3.023
0.865	19000.000	67682.295	2.912
0.930	19500.000	65688.274	2.801
1.001	20000.000	63700.494	2.689
1.080	20500.000	61719.357	2.577
1.166	21000.000	59745.247	2.466
1.260	21500.000	57778.535	2.354
1.365	22000.000	55819.579	2.242
1.481	22500.000	53868.732	2.131
1.610	23000.000	51926.344	2.020
1.755	23500.000	49992.763	1.909
1.916	24000.000	48068.339	1.798
2.099	24500.000	46153.429	1.688
2.305	25000.000	44248.394	1.578
2.539	25500.000	42353.612	1.469
2.807	26000.000	40469.472	1.360
3.114	26500.000	38596.382	1.251
3.470	27000.000	36734.772	1.143
3.884	27500.000	34885.100	1.036
4.369	28000.000	33047.852	0.929
4.943	28500.000	31223.555	0.823
5.627	29000.000	29412.778	0.718
6.451	29500.000	27616.140	0.613
7.456	30000.000	25834.324	0.509
8.695	30500.000	24068.082	0.406
10.246	31000.000	22318.254	0.304
12.220	31500.000	20585.784	0.203
14.781	32000.000	18871.740	0.103
18.177	32500.000	17177.348	0.004

METHODE RUNGE-KUTTA			
a	N	R _{Rer}	MS
0.020	1000.000	176792.960	3.994
0.030	1500.000	130420.575	3.744
0.040	2000.000	127016.809	4.096
0.051	2500.000	125978.890	4.414
0.062	3000.000	125372.077	4.660
0.072	3500.000	124679.946	4.840
0.083	4000.000	123787.880	4.968
0.095	4500.000	122693.626	5.054
0.106	5000.000	121423.537	5.107
0.118	5500.000	120007.776	5.134
0.143	6500.000	116842.748	5.127
0.156	7000.000	115134.145	5.101
0.170	7500.000	113362.171	5.062

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

Pour $\Delta P=10\text{Psi}$; $\phi=\frac{6}{32}=0.187\text{in}$
 SigmaGR=16701.9Psi
 SigmaBS=15788.133 Psi ; pour une Tôle
 2024-T3 d'épaisseur =0.063in

METHODE D'EULER

a	N	R _{res}	MS
0.009	500.000	176792.960	4.463
0.014	1000.000	150372.682	3.998
0.022	1500.000	135565.377	3.936
0.031	2000.000	129118.585	4.137
0.041	2500.000	126821.469	4.417
0.050	3000.000	125962.243	4.671
0.060	3500.000	125411.548	4.872
0.070	4000.000	124794.909	5.022
0.080	4500.000	124011.371	5.128
0.090	5000.000	123050.420	5.200
0.101	5500.000	121928.956	5.243
0.112	6000.000	120669.967	5.264
0.123	6500.000	119295.553	5.266
0.134	7000.000	117824.948	5.252
0.146	7500.000	116274.282	5.225
0.159	8000.000	114656.899	5.188
0.172	8500.000	112983.794	5.141
0.186	9000.000	111264.049	5.086
0.200	9500.000	109505.196	5.024
0.215	10000.000	107713.516	4.956
0.231	10500.000	105894.282	4.882
0.247	11000.000	104051.950	4.805
0.265	11500.000	102190.310	4.723
0.283	12000.000	100312.606	4.637
0.303	12500.000	98421.635	4.549
0.323	13000.000	96519.819	4.458
0.345	13500.000	94609.276	4.364
0.368	14000.000	92691.859	4.269
0.393	14500.000	90769.209	4.171
0.419	15000.000	88842.777	4.072
0.446	15500.000	86913.863	3.971
0.476	16000.000	84983.630	3.870
0.508	16500.000	83053.130	3.767
0.541	17000.000	81123.316	3.663
0.578	17500.000	79195.057	3.559
0.616	18000.000	77269.150	3.454
0.658	18500.000	75346.332	3.348
0.703	19000.000	73427.285	3.242
0.752	19500.000	71512.644	3.136
0.804	20000.000	69603.009	3.029
0.861	20500.000	67698.944	2.922
0.923	21000.000	65800.984	2.815
0.990	21500.000	63909.645	2.708
1.063	22000.000	62025.419	2.602

1.143	22500.000	60148.787	2.495
1.230	23000.000	58280.218	2.388
1.326	23500.000	56420.170	2.282
1.432	24000.000	54569.102	2.176
1.548	24500.000	52727.467	2.070
1.677	25000.000	50895.722	1.965
1.820	25500.000	49074.329	1.860
1.980	26000.000	47263.759	1.755
2.158	26500.000	45464.493	1.651
2.358	27000.000	43677.029	1.548
2.584	27500.000	41901.883	1.445
2.839	28000.000	40139.595	1.343
3.128	28500.000	38390.730	1.241
3.459	29000.000	36655.887	1.140
3.840	29500.000	34935.702	1.040
4.278	30000.000	33230.854	0.941
4.788	30500.000	31542.072	0.843
5.384	31000.000	29870.144	0.745
6.086	31500.000	28215.923	0.649
6.919	32000.000	26580.340	0.554
7.917	32500.000	24964.416	0.459
9.124	33000.000	23369.277	0.366
10.598	33500.000	21796.169	0.274
12.419	34000.000	20246.479	0.184
14.700	34500.000	18721.766	0.095
17.599	35000.000	17223.782	0.007

METHODE DE TAYLOR

a	N	R _{res}	MS
0.010	500.000	176792.960	4.463
0.018	1000.000	145359.875	3.946
0.029	1500.000	131364.314	4.024
0.040	2000.000	127184.933	4.347
0.051	2500.000	126016.767	4.650
0.061	3000.000	125394.278	4.877
0.072	3500.000	124705.558	5.037
0.083	4000.000	123826.938	5.146
0.094	4500.000	122756.008	5.214
0.105	5000.000	121518.171	5.253
0.117	5500.000	120141.846	5.267
0.128	6000.000	118652.154	5.261
0.141	6500.000	117069.859	5.240
0.154	7000.000	115411.758	5.206
0.167	7500.000	113691.377	5.161
0.181	8000.000	111919.637	5.107
0.196	8500.000	110105.406	5.045
0.211	9000.000	108255.943	4.977
0.227	9500.000	106377.237	4.902
0.244	10000.000	104474.266	4.823
0.262	10500.000	102551.204	4.739
0.281	11000.000	100611.577	4.651
0.301	11500.000	98658.387	4.560
0.322	12000.000	96694.204	4.466
0.344	12500.000	94721.250	4.370
0.394	13500.000	90756.495	4.170

Chapitre IV ANALYSE DE LA PROPAGATION DU DOMMAGE

0.421	14000.000	88767.862	4.068
0.449	14500.000	86776.866	3.964
0.483	15000.000	84784.673	3.859
0.513	15500.000	82792.327	3.753
0.548	16000.000	80800.770	3.646
0.586	16500.000	78810.853	3.538
0.627	17000.000	76823.349	3.429
0.671	17500.000	74838.969	3.320
0.719	18000.000	72858.366	3.210
0.770	18500.000	70882.146	3.100
0.826	19000.000	68910.873	2.990
0.887	19500.000	66945.077	2.880
0.953	20000.000	64985.259	2.769
1.026	20500.000	63031.896	2.659
1.105	21000.000	61085.444	2.548
1.192	21500.000	59146.343	2.438
1.287	22000.000	57215.023	2.327
1.393	22500.000	55291.903	2.217
1.510	23000.000	53377.399	2.107
1.640	23500.000	51471.923	1.998
1.785	24000.000	49575.891	1.889
1.947	24500.000	47689.722	1.780
2.130	25000.000	45813.844	1.671
2.335	25500.000	43948.897	1.563
2.568	26000.000	42094.735	1.456
2.834	26500.000	40252.434	1.349
3.138	27000.000	38422.293	1.243
3.488	27500.000	36604.839	1.137
3.893	28000.000	34800.635	1.032
4.366	28500.000	33010.284	0.928
4.922	29000.000	31234.440	0.825
5.580	29500.000	29473.812	0.722
6.367	30000.000	27729.178	0.621
7.317	30500.000	26001.396	0.520
8.476	31000.000	24291.422	0.420
9.908	31500.000	22600.324	0.321
11.702	32000.000	20929.312	0.224
13.987	32500.000	19279.765	0.127
16.948	33000.000	17653.270	0.032

0.154	7500.000	115274.084	5.203
0.168	8000.000	113585.991	5.158
0.181	8500.000	111844.379	5.105
0.196	9000.000	110057.802	5.044
0.211	9500.000	108233.372	4.976
0.227	10000.000	106377.040	4.902
0.244	10500.000	104493.817	4.824
0.262	11000.000	102587.945	4.740
0.280	11500.000	100663.042	4.654
0.300	12000.000	98722.210	4.563
0.321	12500.000	96768.127	4.470
0.343	13000.000	94803.120	4.374
0.367	13500.000	92829.217	4.275
0.392	14000.000	90848.201	4.175
0.419	14500.000	88861.645	4.073
0.448	15000.000	86870.946	3.969
0.479	15500.000	84877.347	3.864
0.512	16000.000	82881.965	3.758
0.547	16500.000	80885.804	3.650
0.585	17000.000	78889.774	3.542
0.626	17500.000	76894.703	3.433
0.670	18000.000	74901.347	3.324
0.718	18500.000	72910.401	3.213
0.770	19000.000	70922.506	3.103
0.826	19500.000	68938.260	2.992
0.887	20000.000	66958.219	2.881
0.954	20500.000	64982.906	2.769
1.027	21000.000	63012.814	2.658
1.107	21500.000	61048.414	2.546
1.195	22000.000	59090.155	2.434
1.293	22500.000	57138.469	2.323
1.400	23000.000	55193.778	2.212
1.520	23500.000	53256.490	2.100
1.653	24000.000	51327.012	1.989
1.801	24500.000	49405.742	1.879
1.968	25000.000	47493.082	1.768
2.156	25500.000	45589.436	1.658
2.369	26000.000	43695.211	1.549
2.611	26500.000	41810.828	1.440
2.889	27000.000	39936.718	1.331
3.208	27500.000	38073.328	1.223
3.577	28000.000	36221.128	1.115
4.008	28500.000	34380.611	1.008
4.513	29000.000	32552.302	0.902
5.112	29500.000	30736.763	0.796
5.829	30000.000	28934.597	0.691
6.694	30500.000	27146.460	0.587
7.750	31000.000	25373.070	0.483
9.058	31500.000	23615.218	0.381
10.701	32000.000	21873.783	0.279
12.800	32500.000	20149.751	0.178
15.536	33000.000	18444.238	0.079

METHODE RUNGE-KUTTA

a	N	R_{max}	MS
0.018	1000.000	176792.960	4.463
0.026	1500.000	132075.178	4.001
0.036	2000.000	127715.766	4.270
0.046	2500.000	126312.253	4.549
0.055	3000.000	125679.835	4.779
0.065	3500.000	125115.303	4.954
0.075	4000.000	124412.393	5.082
0.085	4500.000	123526.645	5.170
0.096	5000.000	122465.120	5.226
0.107	5500.000	121249.309	5.257
0.118	6000.000	119902.588	5.267
0.130	6500.000	118446.209	5.259
0.142	7000.000	116898.328	5.237

ANNEXE

blind rivet = rivet aveugle

ANNEXE

Tableau : Résistance Nominale des rivets standard

Matière de rivet		σ_{su} (Ksi)
1100F	A	10
5052-H32	B	28
2017-T3	AD	30
2017-T3	D	38
2024-T30	DD	41
7050-T73	KE	41
7075-T73	J	42
Monel	M	49
CRES	C	65
A286	--	90
Monel (Blind)	M	55

su
cas de la tôle

Tableau : Capacité d'un Rivet En 2117-T3 Dans Une Tôle En 2024-T3

Matière de Rivet	2024-T3			
	2117-T3			
Diamètre d rivet (inch)	3/32	1/8	5/32	3/16
	0.0932	0.1250	0.1562	0.1875
Capacité nominal rivet (lbs)	207	369	575	830
épaisseur de tôle (inch)	Capacité effective du rivet dans la tôle			
0.040	193	-	-	-
0.045	201	-	-	-
0.050	206	340	-	-
0.056	207	350	-	-
0.063	-	363 lbs	525	-
0.071	-	369	540	-
0.080	-	-	560	770
0.090	-	-	575	795
0.100	-	-	-	820
0.112	-	-	-	830
0.125	-	-	-	-
0.140	-	-	-	-
0.160	-	-	-	-
0.180	-	-	-	-
0.190	-	-	-	-

t_s →

$$MS = \frac{F_{supp}}{F_n} - 1 > 0$$

$d_r = 1/8$
 $t_s = 0,063 \Rightarrow F_{supp} = 363 \text{ lbs}$
 $t_s = 0,071 \Rightarrow MS = \frac{363}{F_n} - 1 = 0 < 0$

$d_r = 5/32$
 $t_s = 0,063 \Rightarrow F_{supp} = 525 \text{ lbs}$
 $MS = \frac{525}{F_n} - 1$

ANNEXE

Tableau : Données nécessaires pour le calcul

Avion	Différence de pression maximale certifiée	$\Delta P = 10 \text{ Psi}$	
	Vitesse avion	$V = 300 \text{ Knots}$	555.6 Km/h
	Masse volumique	$\rho = 0.0023769 \text{ slug/ft}^3$	1.225 Kg/m ³
	Poids maximale de décollage	$W = 155000 \text{ lbs}$	
	Rayon fuselage	$R = 65 \text{ in}$	
	Matière	2024-T3	
Revêtement	Epaisseur	$T = 0.063 \text{ in}$	
	Résistance de la rupture	$R_p = 83.4 \text{ Ksi}\sqrt{\text{in}}$	
	Distance entre couple	$B = 10 \text{ in}$	
	Coefficient de concentration de contrainte (trou circulaire)	$K = 3$	
	Matière	2024-T3	
Renfort	Epaisseur	$e = 0.071$	
	Matière	2117-T3(AD)	
Rivet	Diamètre	$\phi = 1/8 \text{ in}$	
	Pas de rivet (4ϕ à 6ϕ)	$P_r = 0.75 \text{ in}$	
	Poinçonnage de rivet $2*\phi$	$E_m = 0.25 \text{ in}$	
Propagation de criques de fatigue	$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^n$ quation de paris(in/cycles)	Pour le 2024-T3, ép. = 0.063 in $C = 3.0 \cdot 10^{-13}$ et $n = 3$	

Conversions utiles :

1 inch = 25.3995 mm = 0.0253995 m
 1 foot (ft) = 0.3048 m
 1 mile = 1.609 Km
 1 lb (force) = 4.448 N
 1 lb (masse) = 0.4536
 1 Ksi = (strs) $6895 \cdot 10^3 \text{ pa} (\text{N/m}^2) = 0.070307 \text{ Kg/cm}^2$
 1 lbf-inch = 0.113 N.m
 1 lbf/inch = 175.118 N/m
 1 lbs/in³ = 0.027679 Kg/cm³ = 16.018486 kg/m³
 1 Knot(kts) = 1.852 Km/h = 0.5144 m/s
 1 Pascal = 1 N/m²
 1 Ksi = 1000 Psi
 1 Kgf = 9.8 N
 1 slug = 32.174 lbs
 1 slug/ft³ = 0.01862 lbs/in³
 1 foot = 12 inche

ANNEXE

Tableau : Caractéristiques Mécaniques d'une Tôle en 2024-T3

TOLE/PLAQUE-MATIE		:2024-T3		
Epaisseur de Tôle (inch)		0.010 - 0.062	0.063 - 0.128	0.129 - 0.249
σ_{tu} (Ksi)	L	60	62	63
	LT	59	61	62
σ_{ty} (Ksi)	L	44	45	45
	LT	39	40	40
σ_{cy} (Ksi)	L	36	37	37
	LT	42	43	43
σ_{su} (Ksi)		37	38	39
σ_{bu} (Ksi)	e/D=1.5	90	92	95
	e/D=1.7	100	103	105
	e/D=2.0	114	118	120
σ_{by} (Ksi)	e/D=1.5	66	66	66
	e/D=1.7	68	68	68
	e/D=2.0	73	75	75

- e : Distance de l'axe de trou au bord de la tôle.
- D : Diamètre de trou.
- L : Sens longitudinal
- LT : Sens transversal.

ANNEXE

TABLEAU : charges Appliqués en vol

Partie Avion	Structure	Elément	Type de charge	Contrainte de calcul
Fuselage	Lisse	Supérieur	Axiale / Traction	σ_{tu}
	Lisse	Inférieur	Axiale / Compression	σ_{cy}
	Panneau Revêtement	---	Traction de Hoop (Contrainte e pressurisation)	σ_{tu}
	Couples et poutres	Semelles	Axiale / Traction et compression	σ_{tu}, σ_{cy}
		Ame	Cisaillement	σ_{su}
	Poutre de quille « Keel-beam »	Semelles	Axiale / Compression	σ_{cy}
Ame		Cisaillement	σ_{su}	
Aile	Revêtement et lisse	Supérieur	Axiale/transversale / Compression	σ_{cy}
		Inférieur	Axiale/transversale /Traction	σ_{tu}
	Nervure	Semelles	Axiale / Traction ou compression	σ_{tu}, σ_{cy}
		Ame	Cisaillement	σ_{su}
	Longerons	Semelles Sup.	Axiale / Compression	σ_{cy}
		Semelles Inf.	Axiale / Traction	σ_{tu}
Stabilisateur Horizontal	A l'opposé de l'aile pour le chargement des semelle			
Stabilisateur Vertical	Même chose que pour l'aile, mais les charges appliquées ans les deux directions.			

ANNEXE

Propriétés Générales pour analyse mécanique de la rupture – Etat de contraintes Planes

- Résistance à la rupture k : Ksi \sqrt{in}
- Longueur de la crique : inch
- C, m constantes de l'équation e Paris : $\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^m$

Alliage d'aluminium		K	a_c	c	m
2024-T6	Forgé	16	0.160	3.0×10^{-13}	3.0
2024-T3	Plaque tôle	83.44	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2024-T4	Laminé	36	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2090-T83	Tôle/ Plaque	30	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
2324-T9	Tôle/ Plaque	96	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
6061-T6	Laminé	36	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
7055-T7751	Tôle/ Plaque	70	0.120-140	3.0×10^{-13}	3.0
7075-T3	Forgé	20-24	0.095-120	3.0×10^{-13}	3.0
7075-T6	Plaque	68	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7075-T6	Tôle(0.90°)	42	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7079-T3	Forgé	20	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7150-T651	Tôle/ Plaque	55	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
7178-T6	Laminé	20	0.095-120	5.0×10^{-13}	3.0
5083-0	Plaque (2°)	40	0.095-120	1.3×10^{-13}	2.0
Alliages de titane				1.96×10^{-9}	3.34
Ti-6Al-4v	Tôle(0.025°)	117	-	1.96×10^{-9}	3.34
	Tôle(0.040°)	60	-	1.96×10^{-9}	3.34
	Plaque	40-70	0.080	1.96×10^{-9}	3.34
Ti-4Al-3Mo-1v	Tôle	77	-	1.96×10^{-9}	3.34
Ti-6Al-1Mo-1v	Tôle	120-150	-	1.96×10^{-9}	3.34
Alliages d'aciers					
AISI4330M	Plaque	168	0.050-0.080	6.6×10^{-9}	2.25
AISI4340	Plaque	110-140	0.050-0.080	6.6×10^{-9}	2.25
Aciers Inoxydables					
PH14-8Mo	Mo	120	0.050-0.080	3×10^{-10}	3.25
PH15-7Mo	Mo	60-85	0.050-0.080	3×10^{-10}	3.25
304	Plaque	330	0.050-0.080	3×10^{-10}	3.25
304N	Plaque	308	0.050-0.080	1.6×10^{-10}	3.25
308	Plaque	300	0.050-0.080	3×10^{-10}	3.25
403	Plaque	110-140	0.050-0.080	2×10^{-9}	2.35
A453 (A286)	Plaque	114	0.050-0.080	32×10^{-10}	3.25

BIBLIOGRAPHIE

BIBLIOGRAPHIE

BIBLIOGRAPHIE

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Carl, c.osgood, ' Fatigue design ' , Second Edition, Pergamon Press, 1982
- [2] Hertzberg, 'Deformation and fracture Mechanics of engineering materials ' , John wiley and Sons, New York 1986.
- [3] Department of Defence ' Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle structures, MIL-HDBK-5H, 1998.
- [4] J.P Gallagher, F.G.Gissler ,A.P Berens , and R.M. Engle , 'USAF Damage Tolerance design handbook ' , report No .AIWAL-TR-82-3073, Wright Patterson Air Force Base Ohio .2002.
- [5] MIL-STD-1530, ' Aircraft Structural Integrity Requirements ' U.S. Air Force .
- [6] MIL-A-83444, ' Airplane damage tolerance requirements ' , U.S Air Force .
- [7] Advisory Circular .25.571-1A ' Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure " . Federal aviation Administration , Washington, D.C.
- [8] Part 25- Air Worthiness Standards : Transport category Airplanes, (Federal aviation Administration, department of transport tahon, Sub Part 25.571 : Damage – Tolerance and Fatigue evaluation of structure.
- [9] Mitchel P Kaplan and Timothy A.Wolff, " Life Extension and Damage Tolerance of Aircraft " . Willis & Kaplan , Inc. 2002.
- [10] Jefferson Kim , " Stress Intensity " , MSE 2094, Virginia Tech Materials Science and Engineering 2000.
- [11] Astronautic Structures Manual, NASA Marshall Space Flight Center . Volume 3,1975.
- [12] Plane strain Crack Toughness Testing. ASTM Special Technical Publication No 410 , American Society for testing and Materials, December 1967.
- [13] Tiffany , C,F, and Masters , J.N : Applied Fracture Mechanics. ASTM Special. Technical publication No 381, American Society For testing and Materials , April 1965.
- [14] Bernard Barthélémy, Notions Pratiques de mécanique de la rupture, Editions Eyrolles, paris 1980.
- [15] Claude Bathias , Jean Paul Bailon, La fatigue des Matériaux et des structures, Canada 1980.
- [16] J.L Engerand, Fatigue et vieillissement des structures, France 1984.

BIBLIOGRAPHIE

- [17] John M. Barson, Stanley T. Rolfe, Fracture and Fatigue Control in Structure, second Edition, USA 1987.
- [18] The Mechanics of Fracture and Fatigue.
- [19] Todd S. Gross, Steven Lampman, Micro mechanisms of Monotonic and cyclic Crack Growth.
- [20] K.S. Ravichandran, Effects of crack shape on crack growth, ASME Hand Book, Vol 19, PP160-166.
- [21] A Brand, JF Flavenot, R. Gregoire, c, Tournier, Données Technologiques sur la Fatigue, CETIM, France 1982.
- [22] Technique de l'ingénieur, M126-1-M126-31, M130-1, M130-17, B5060-11, BM5052-1, BM5052-16.
- [23] Shah, R.C: fracture Mechanics Assessment of Apollo Launch Vehicle and space craft Pressure Vessels.
- [24] J. Schive, Fatigue predictions and scatter, Fatigue. Fract. Eng. Matr. struct, vol17, N°4, PP381-396, 1994.
- [25] R.J Allen, G.S Booth, T. J. A review of fatigue Crack growth Characterisation by linear Fracture mechanics (LEFM), Fatigue and Fracture of engineering materials and structures. Part I: Vol 11, N°01, 1988, Part II: Vol11 N°2, 1988.
- [26] Warren C. Young "Roark's formulas for stress & strain", seventh Edition, Mc Graw-Hill book company Inc, 2001
- [27] mémoire de fin d'étude "méthode de calcul du renforcement de la structure d'un fuselage présentant une ouverture" 2001-2002.