



Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche Scientifique

Université Abou Bekr Belkaid – Tlemcen

Faculté de Technologie

Département de Génie Mécanique

**Mémoire pour l'obtention du diplôme de Master
en Génie Mécanique**

Option : Construction Mécanique

Thème

**Analyse des effets de réparation des fissures
par patch sur la fissuration par fatigue
des alliages d'aluminium de la série 7000
sous chargements variables**

Présenté par : **MEDJDOUB Zahia**

Le : 24/06/2019 devant le jury composé de :

Président :	BOURDIM Abdelghafour	Pr.	Univ. Tlemcen
Encadreur :	BENACHOUR Mustapha	Pr.	Univ. Tlemcen
Co-Encadreur :	SERIARI Fatima Zohra	Dr.	Univ. Tlemcen
Examineur :	SEBAA Féthi	MCA	Univ. Tlemcen
Examineur :	BELHADJ Kacem Fadia	MAA	Univ. Tlemcen

Année universitaire : 2018-2019



Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche Scientifique

Université Abou Bekr Belkaid – Tlemcen

Faculté de Technologie

Département de Génie Mécanique

**Mémoire pour l'obtention du diplôme de Master
en Génie Mécanique**

Option : Construction Mécanique

Thème

**Analyse des effets de réparation des fissures
par patch sur la fissuration par fatigue
des alliages d'aluminium de la série 7000
sous chargements variables**

Présenté par : **MEDJDOUB Zahia**

Le : 24/06/2019 devant le jury composé de :

Président :	BOURDIM Abdelghafour	Pr.	Univ. Tlemcen
Encadreur :	BENACHOUR Mustapha	Pr.	Univ. Tlemcen
Co-Encadreur :	SERIARI Fatima Zohra	Dr.	Univ. Tlemcen
Examineur :	SEBAA Féthi	MCA	Univ. Tlemcen
Examineur :	BELHADJ Kacem Fadia	MAA	Univ. Tlemcen

Année universitaire : 2018-2019

RESUME

L'effet de la réparation par un patch composite en Boron/Epoxy sur la fissuration par fatigue sous chargements constants et variables (surcharges et blocs de chargement constant) des structures aéronautique a fait l'objet de la présente étude. Le travail de notre étude est menée sur des éprouvettes de type M(T) en alliage d'aluminium de la 7000 (7050 T736) avec une fissure centrale. La variation du coefficient de correction de géométrie a fortement réduit le facteur d'intensité de contrainte appliqué pour prédire la vitesse de fissuration et la durée de vie. L'équation NASGRO intégré dans le code AFGROW est utilisée pour la prédiction des durées de vie et des vitesses de fissuration en absence et en présence du patch. Le modèle de Willenborg généralisé est utilisé afin tenir compte de l'effet du retard dû aux surcharges.

L'application du patch composite pour la réparation a présenté un effet bénéfique sur les durées de fatigue. L'application d'une seule surcharge avec un taux de surcharge variable a diminué la vitesse de fissuration et augmenté la durée de vie du retard. Pour la plaque réparée, la durée de vie en fatigue est fortement affectée par l'augmentation du taux de surcharge. Le chargement à amplitude variable présentant différentes formes de spectres a affecté sur la durée de vie en fatigue et la vitesse de fissuration. L'application des blocs de chargement « L-H » et « L-H » à amplitude constante affecte les vitesses de propagation en début de fissuration.

ABSTRACT

The effect of composite patch repair by Boron/Epoxy on fatigue crack growth under constant and variables cyclic loading (overloads and constant blocks loading) of the aeronautical structures was the subject of the present study. The present study is conducted on 7050 T736 aluminum alloy M (T) plates with a central crack. The variation in the geometry correction coefficient greatly reduces the applied stress intensity factor to predict the fatigue crack growth rate and the service life. The NASGRO equation embedded in the AFGROW code is used for the prediction of lifetimes and crack growth rates in the absence and presence of the patch repair. The generalized Willenborg model is used to account the effect of the overload delay.

The application of the composite patch for the repair has had a beneficial effect on the fatigue lives. The applied of a single overload with a variable overload ratio decreases the crack growth rate and increases the delay life. For the repaired plate, the fatigue life is strongly affected by the increase in the overload ratio. Variable amplitude loading has different spectral shapes witch have affected fatigue life and crack growth rate. The application of constant amplitude blocks loading "L-H" and "L-H" affects crack growth rates at the beginning of cracking.

تأثير الإصلاح بواسطة مركب بورون/ إيبوكسي على تكسير التعب تحت الأمل الثابتة والمتغيرة (الأحمال الزائدة وكتل التحميل الثابتة) الطيران موضوع هذه الدراسة. يتم إجراء هذه الدراسة على عينات من سبائك الألومنيوم M(T) من نوع 7050T736 شقق مركزي. أدى تباين معامل تصحيح الهندسة إلى تقليل عامل شدة الإجهاد المطبق للتنبؤ بمعدل التكسير وعمر الخدمة إلى حد كبير. يتم استخدام معادلة NASGRO المدمجة في كود AFGROW للتنبؤ بمدة التعب وسرعة التكسير، وجود أو عدم وجود التصحيح. يستخدم نموذج ويلنبورج المعمم حساب تأثير تأخير التشقق. كان لتطبيق التصحيح المركب للإصلاح تأثير مفيد على فترات التعب. إن تطبيق حمل زائد واحد مع معدل حمل زائد متغير أدى إلى انخفاض معدل التكسير بآلة عمر التأخير. بالنسبة للوحة التي تم إصلاحها، تتأثر مدة التعب بشدة مع زيادة معدل التحميل الزائد. تحميل السعة المتغيرة له أشكال طيفية مختلفة أثرت على حياة ومعدل التكسير. يؤثر تطبيق حملات السعة الثابتة "L-H" و "L-H" على سرعات الانتشار في بداية التصدع.

Remerciements

Cette étude a été réalisée au sein de l'équipe Mécanique des Matériaux & Solide "MMS" du laboratoire d'Ingénierie des Systèmes Mécaniques & Matériaux de l'université de Tlemcen "IS2M".

*Que Monsieur **BENACHOUR Mustapha**, Professeur au département de génie mécanique – Faculté de Technologie de l'université de Tlemcen et Mme **SERIARI Fatima Zohra** soient remerciés chaleureusement pour avoir dirigé mon mémoire de master, pour leur disponibilité et leur ses conseils, leur son soutien son aide tout au long de cette étude.*

*Je remercie Monsieur **BOURDIM Abdelghafour**, professeur au département de génie mécanique de l'université de Tlemcen pour avoir accepté de présider le jury d'examen de mon mémoire.*

*Que messieur **SEBAA Féthi** et Mme **HADK KACEM Fadia**, enseignants au département de génie mécanique de l'université de Tlemcen, soient sincèrement remerciés de m'avoir fait l'honneur de participer au jury et d'avoir acceptés d'examiner ce mémoire.*

Je voudrais remercier également tous ceux qui m'ont soutenu durant mes années d'études à travers des mots d'encouragements et des gestes d'amitié.

Medjdoub Zahia

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I : ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE

SUR L'ENDOMMAGEMENT PAR FATIGUE

Figure 1.1 Origine de rupture autour des coins d'hublots rectangulaire.....	4
Figure 1.2. Accident du Boeing 737-200 d'Aloha Airlines en 1988.....	4
Figure 1.3. Différents stades de fissuration par fatigue	5
Figure 1.4. Amorçage d'une fissure de fatigue à partir du bord d'une inclusion.....	6
Figure 1.5. (a) Formation d'intrusions et extrusions dans des bandes de glissement.....	6
(b) Amorçage d'une micro fissure de fatigue par intrusion/extrusion.....	6
Figure 1.6. Concentration de contrainte autour d'un trou d'une plaque de largeur W	7
Figure 1.7. Les modes élémentaires de rupture.....	8
Figure 1.8. Fissure en mode I - Etat de contrainte au niveau de la pointe de la fissure.....	8
Figure 1.9. Distribution des contraintes en pointe de fissure et la zone plastique.....	10
Figure 1.10 : Contours des zones plastiques en mode I.....	11
Figure 1.11 : Evolution de la vitesse de propagation.....	13
Figure 1.12: Effet d'une surcharge.....	14
Figure 1.13 : Pas d'influence de retard.....	15
Figure 1.14 : retard momentané.....	15
Figure 1.15 : Retard différé.....	16
Figure 1.16 : Retard avec accélération différé.....	16
Figure 1.17. Schématisation du modèle de Willenborg généralisé.....	18

CHAPITRE II : REPARATION PAR PATCH COMPOSITE DES FISSURES

Figure 2.1. Les différentes familles de Renfort	22
Figure 2.2. Les différentes familles de la matrice	22
Figure 2.3 La réparation par patch composite collé	25
Figure 2.4 : Réparation par patch composite riveté	25
Figure 2.5. Exemple de réparation pour un panneau de fuselage	26

CHAPITRE III : ETAT DE L'ART DES EFFETS DE REPARATION PAR PATCH

SUR LA FISSURATION PAR FATIGUE

Figure 2.3. Longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles obtenus expérimentalement pour des structures réparées et non réparées	29
Figure 3.3. Modèle géométrique de réparation par patch	30
Figure 3.4. Courbes des durées de vie en fatigue pour l'alliage 2024 T351 pour R=0	31
Figure 3.5. Courbes des durées de vie en fatigue pour l'alliage 2024 T351 pour R=0	31
Figure 3.6. Courbes des durées de vie en fatigue pour l'alliage 7075 T6 pour R=0.1	32
Figure 3.7. Effet de l'épaisseur du patch sur la durée de vie pour R=0	33
Figure 3.8. Effet de l'épaisseur du patch sur la durée de vie pour à R=0.1	33
Figure 3.9. Effets de surcharges répétées sur la durée de vie et la vitesse de fissuration de l'alliage d'aluminium 6061 T6	34
Figure 3.10. Effets des surcharges sur la (a) durée de vie en fatigue, (b) vitesse de fissuration pour l'alliage d'aluminium 2024	35
Figure 3.11. Effet de surcharges sur la vitesse de fissuration de l'alliage d'aluminium	36
Figure 3.12 : Blocs de chargement à amplitude variables (a) bloc à diminution en amplitude (L-H) (b) bloc à augmentation en amplitude (H-L)	36
Figure 3.13: Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue d'éprouvette réparée et non réparée sous un chargement "L-H"	38

Figure 3.14: Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue d'éprouvette réparée et non réparée en alliage 7075 T6 sous un chargement "L-H"	38
Figure 3.15: Vitesse de fissuration pour un bloc H-L.....	39
Figure 3.16: Vitesse de fissuration pour un bloc L-H.....	39
Figure 3.17 Représentation schématique des chargements appliqués avec surcharges pour plaques non réparées, (b) surcharge avant réparation (c) surcharge après réparation.....	40
Figure 3.18. Durées de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées en alliage d'aluminium 2024-T3	41
Figure 3.19. Durées de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées	41
Figure 3.20. Durée de vie en fatigue de l'alliage d'aluminium 2024-T3	42
Figure 3.21 Durée de vie en fatigue de l'alliage d'aluminium 7075 T6	42

CHAPITRE IV : RESULTATS & INTERPRETATIONS

Figure 4.1: Interface du code AFGROW	47
Figure 4.2 : Modèle géométrique.....	48
Figure 4.3 : Orientations des fibres et propriétés du patch.....	48
Figure 4.4. Evolutions des coefficients β_n et β_p de correction de géométrie.....	49
Figure 4.5 : Chargement cyclique à amplitude constante.....	50
Figure 4.6 : Chargement cyclique à amplitude constante avec surcharges	50
Figure 4.7 : Chargement cyclique à blocs variables H-L.....	51
Figure 4.8 : Chargement cyclique à blocs variables L-H.....	51
Figure 4.9 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une pièce réparée.....	53
Figure 4.10 : Effet du rapport de charge sur la vitesse de fissuration.....	53
Figure 4.11 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous l'application d'une surcharge (ORL=2.2) sur la durée de vie en fatigue de l'alliage 7050 T736.....	55
Figure 4.12 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous l'application d'une surcharge (ORL=2.2) sur la vitesse de fissuration de l'alliage 7050 T736.....	55

Figure 4.13 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie de l'éprouvette réparée par patch en alliage 7050 T736	57
Figure 4.14 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration.....	58
Figure 4.15 Effet de la nature du bloc sur la durée de l'éprouvette réparée par patch.....	59
Figure 4.16 Effet de la nature du bloc sur la vitesse de fissuration de l'éprouvette réparée par patch.....	60

LISTE DES TABLAUX

Tableau 1.1. Paramètre d'arrêt de surcharge	18
Tableau 3.1. Réparations par patchs effectués par la RAAF	27
Tableau 4.1. Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium 7050 T736	47
Tableau 4.2. Propriétés mécaniques du Boron/Epoxy	47
Tableau 4.3. Les propriétés mécaniques de l'adhésif FM73	48
Tableau 4.4. Paramètre du modèle de propagation de l'alliage 7050 T736.....	51

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	1
------------------------------------	----------

CHAPITRE I: ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE SUR L'ENDOMMAGEMENT

PAR FATIGUE

I. INTRODUCTION	3
------------------------------	----------

II. AMORÇAGE DE FISSURES DE FATIGUE	5
--	----------

III. PROPAGATIONS DES FISSURES DE FATIGUE	7
--	----------

III.1. APPROCHE DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE	7
---	---

III.2. MODELISATION DE LA PROPAGATION DES FISSURES DE FATIGUE	12
---	----

III.3. FISSURATION SOUS AMPLITUDES VARIABLES	14
--	----

REFERENCES	19
-------------------------	-----------

CHAPITRE II : REPARATION PAR PATCH COMPOSITE DES FISSURES

I. INTRODUCTION	21
------------------------------	-----------

II. LES MATERIAUX COMPOSITES :	21
---	-----------

III. TYPES DE PATCH	23
----------------------------------	-----------

III.1. REPARATION PAR PATCH COMPOSITE COLLE :	23
---	----

III.2. REPARATION PAR PATCH RIVETE	25
--	----

IV. APPLICATIONS DU PATCH AERONAUTIQUE	27
---	-----------

REFERENCES	27
-------------------------	-----------

CHAPITRE III : ETAT DE L'ART DES EFFETS DE REPARATION PAR PATCH
SUR LA FISSURATION PAR FATIGUE

I. INTRODUCTION	28
II. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH SOUS CHARGEMENT CONSTANT	28
III. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH SOUS CHARGEMENTS VARIABLES	34
REFERENCES	43

CHAPITRE IV : RESULTATS & INTERPRETATIONS

I. INTRODUCTION	46
II. CODE AFGROW	46
III. MODELE GEOMETRIQUE, MATERIAU, CYCLES DE CHARGMENT	46
IV. RESULTATS & INTERPRETATIONS	52
IV.1. EFFET DU RAPPORT DE CHARGE	52
IV.2. EFFET DES SURCHARGES SUR UNE STRUCTURE REPAREE	54
IV.3. EFFET DU TAUX DE SURCHARGE SUR LA FISSURATION DE LA STRUCTURE REPAREE	56
IV.4. EFFET DU TYPE DE BLOC DE CHARGEMENT SUR LA RUPTURE PAR FATIGUE	58
REFERENCES	60
CONCLUSION GENERALE & PERSPECTIVES	61

INTRODUCTION GENERALE

L'endommagement des structures mécaniques par le phénomène de fatigue représente 90% de rupture en service. L'étude du comportement en fatigue dépend de plusieurs paramètres liés aux conditions de service (effets de chargement), du matériau utilisé, la forme géométrique, l'environnement, etc. En réalité les structures mécaniques et spécialement les structures aéronautiques (fuselages) réalisées en alliages d'aluminium sont soumises à des chargements variables complexes. La prédiction des durées de vie résiduelles des structures endommagées présente un grand souci pour les concepteurs et les ingénieurs de la maintenance. Afin de garantir une durabilité des structures endommagées, les chercheurs, concepteurs, ingénieurs, ...etc ont optés pour l'utilisation des matériaux composites pour réparer les fissures et d'étudier tous les effets des paramètres de réparation par patch en composite sur la résistance au phénomène de fatigue

Les matériaux composites sont de plus en plus utilisés pour réparés des structures aéronautiques endommagées. Les applications des patches composites ont notamment connu un essor à la fin des années 70. La première problématique qu se pose comment se comporte une structure réparée par patch se comporte vis-à-vis aux différents formes de chargements cycliques appliqués. Le chargement variable joue un rôle prépondérant, il est caractérisé par des spectres variables où l'on est en présence de surcharges, de sous charges, de blocs variables permettant ainsi de retarder ou accélérer la propagation des fissures. Dans cette vision, l'objectif principal de cette étude est d'étudier l'effet de la réparation par patch sous différentes formes de chargements cycliques.

Ce mémoire est divisé en quatre chapitres :

Le premier chapitre fait l'objet d'une étude bibliographique sur le phénomène de fatigue et les modèles de prédictions des durées de vie et vitesses de fissuration.

Le deuxième chapitre présente un aperçu sur les matériaux composites et comment sont appliqués pour la réparation des fissures de fatigue. De plus des exemples de réparation et leurs effets sur la durée de vie résiduelle en fatigue.

Le troisième chapitre est consacré à un état de l'art sur la fissuration par fatigue des alliages d'aluminium réparés par patch composite incluant l'influence du type des chargements cycliques.

Le quatrième chapitre est réservé à la présentation des résultats et discussion sur l'effet de la réparation par patch composite de l'alliage d'aluminium 7050 T763 sous chargement cyclique à amplitude constante, chargement cyclique à amplitude constante en présence de surcharge et blocs variables à amplitude constante.

I. INTRODUCTION

La fatigue est un processus qui est sous l'action de contraintes ou déformations répétés de ce fait l'application d'une charge cyclique (d'amplitude constante ou variable) à une pièce se traduit par l'apparition d'un dommage (fissure). L'endommagement par fatigue est un phénomène connu depuis le 19^{ème} siècle. Ce phénomène a été observé pour la première fois en 1829 par Alber (**Alber, 1837**) sur des ruptures de convoyeurs de charbon.

L'importance de l'étude du phénomène de fatigue réside dans le fait qu'il constitue 90% des défaillances des structures (**Wanhill, 2002**) dans différents domaines industriels tels que l'aéronautique, le ferroviaire, l'automobile, le transport par oléoduc et gazoducs, ...etc.). Le phénomène de fatigue est à l'origine de nombreux cas de rupture catastrophiques. Parmi les accidents les plus célèbres dus au phénomène de rupture par fatigue sont le crash de l'avion commercial Comet I en 1954 et l'avion de la compagnie Aloha Airlines en 1989. Le crash du premier avion commercial propulsé par turboréacteur Comet I est du au faite de l'amorçage de fissure (**Bron, 2004**) sur les coins des hublots rectangulaires et de la propagation de ces fissures par fatigue (figure 1) et l'incident de l'avion de la compagnie Aloha Airlines (figure 2) est due à l'amorçage et la propagation de fissures multiples émanant des trous de rivet (**Hendricks, 1991**).

Les chercheurs ont pu découpler l'endommagement par fatigue en trois étapes distinctes (figure 3) :

- Une phase d'amorçage qui correspond à l'initiation des premières microfissures au sein du matériau
- Une phase de propagation où les microfissures amorcées dans le matériau vont croître de façon stable.
- Une phase de rupture où les fissures ont atteint une taille instable et provoquent la rupture de la pièce ou de la structure.

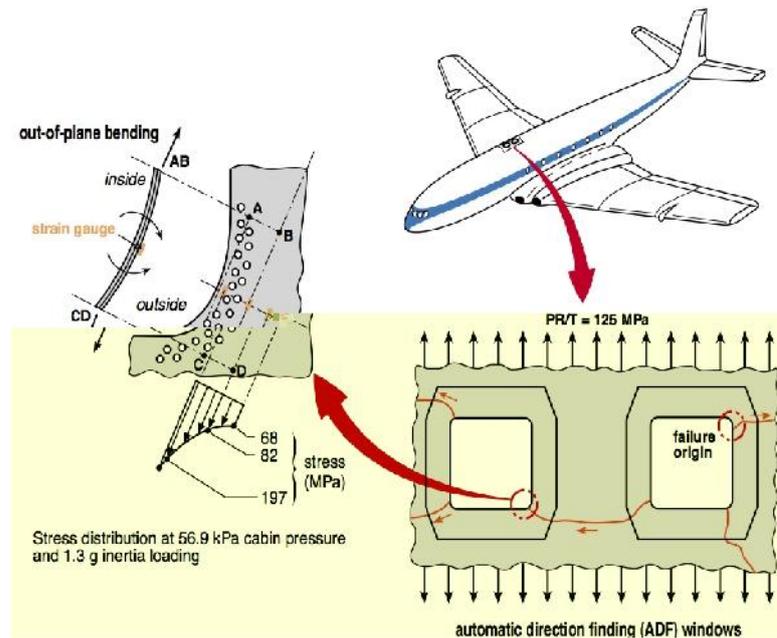


Figure 1.1 Origine de rupture autour des coins d'hublots rectangulaire (Wanhill, 2002)

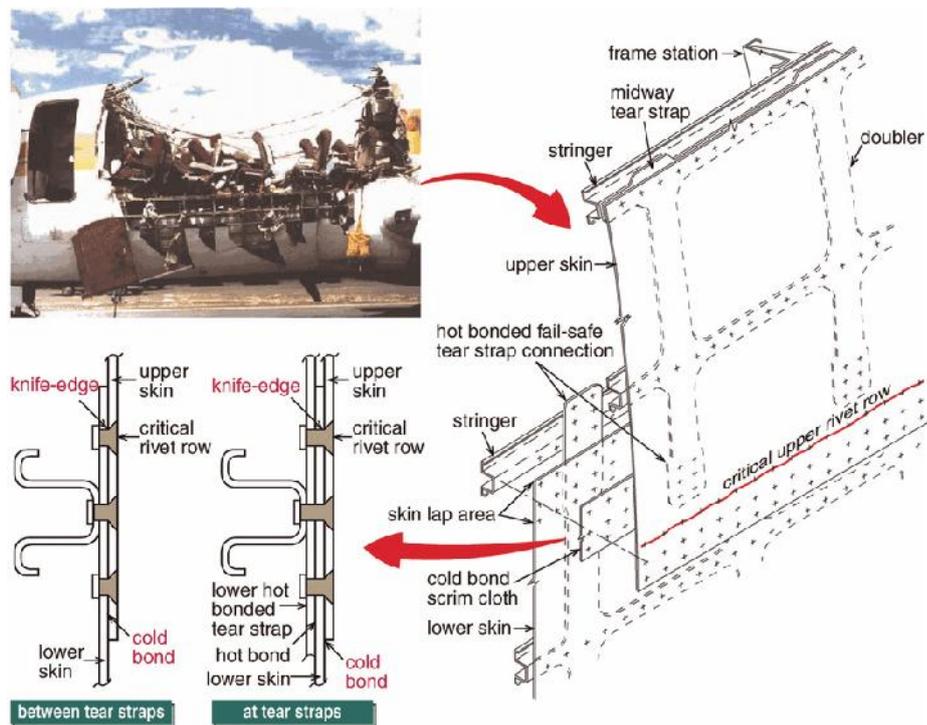


Figure 1.2. Accident du Boeing 737-200 d'Aloha Airlines en 1988

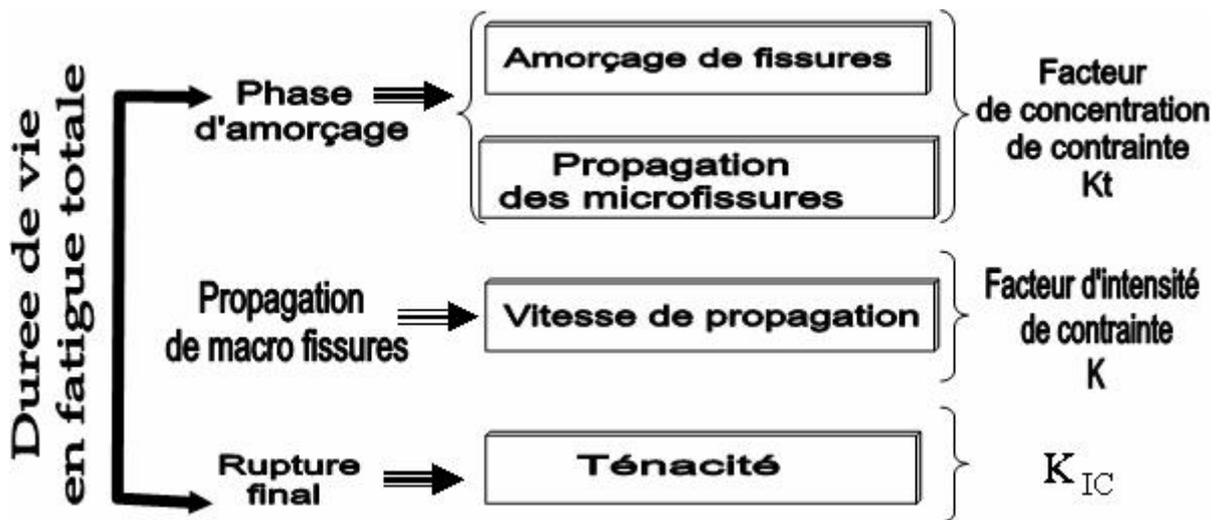


Figure 1.3. Différents stades de fissuration par fatigue (Benachour, 2013)

II. AMORÇAGE DE FISSURES DE FATIGUE

La phase d'amorçage est généralement constituée par la nucléation et la croissance de fissures "courtes". La phase d'amorçage d'une fissure de fatigue est de durée négligeable, et il existe des "petites" fissures de taille comparable à celle d'un défaut microstructural. Ces fissures se manifestent dès les premiers cycles de sollicitation. Alors, la durée de vie associée à l'amorçage correspondrait en fait à la phase de propagation de ces fissures courtes avant qu'elles n'atteignent une taille détectable par les moyens de suivi usuels (Gérard, 2003).

L'origine de l'amorçage des fissures dans les matériaux métalliques est lié généralement à trois sources :

- ♦ Amorçage à partir de micro hétérogénéités de la microstructure (figure 4)
- ♦ Glissement cyclique irréversible (figure 5)
- ♦ Amorçage à partir du fond d'entaille (figure 6).

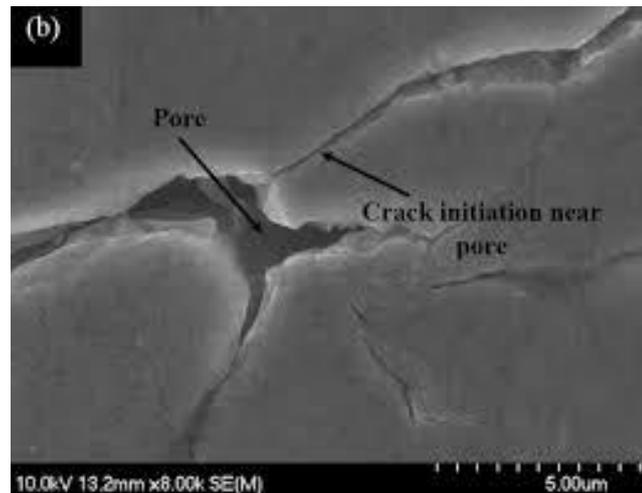


Figure 1.4. Amorçage d'une fissure de fatigue à partir du bord d'une inclusion dans un alliage d'aluminium (Sinha et Farhat, 2015)

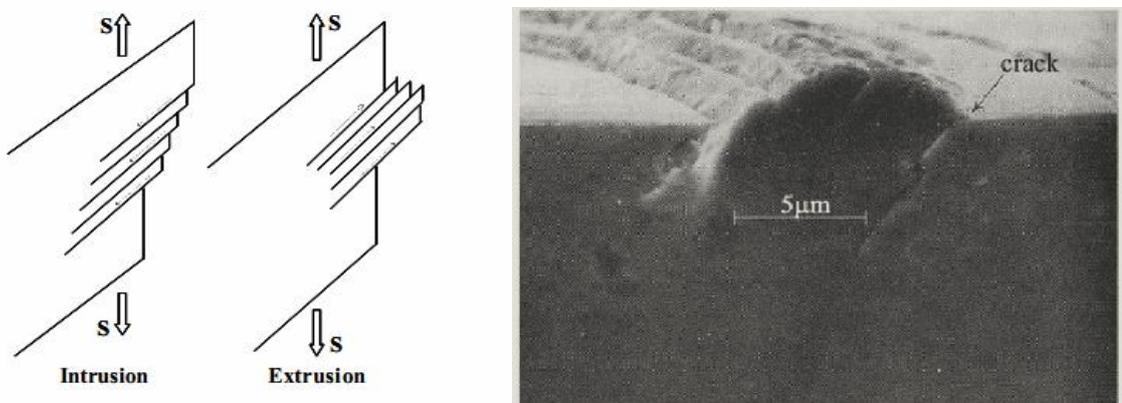


Figure 1.5. (a) Formation d'intrusions et extrusions dans des bandes de glissement (b) Amorçage d'une micro fissure de fatigue par d'intrusion/extrusion d'un alliage d'aluminium (Suresh, 1991)

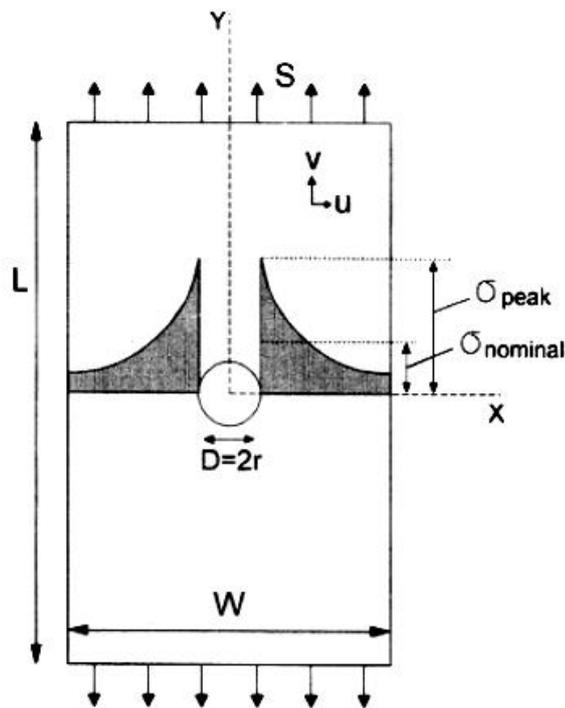


Figure 1.6. Concentration de contrainte autour d'un trou d'une plaque de largeur W
(Schijve, 2004)

III. PROPAGATIONS DES FISSURES DE FATIGUE

III.1. APPROCHE DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE

La mécanique de la rupture présente un outil le plus adéquat pour décrire la propagation de fissures de fatigue. La fissuration par fatigue est régie par des lois exprimant la variation de la longueur de la fissure par cycle, da/dN , en fonction de variables prenant en compte le chargement appliqué, la géométrie de la structure et la longueur de la fissure. Parmi ces variables, on distingue le facteur d'intensité de contraintes "K", et le taux de restitution d'énergie "G", le chargement cyclique appliqué (rapport de charge, amplitude de chargement, surcharge...), la microstructure, la fréquence.

a- Facteur d'intensité de contrainte et modes de rupture

La rupture d'un composant mécanique se produit par fissuration du matériau selon l'un ou une combinaison des trois modes élémentaires décrits ci-dessous (Figure 7).

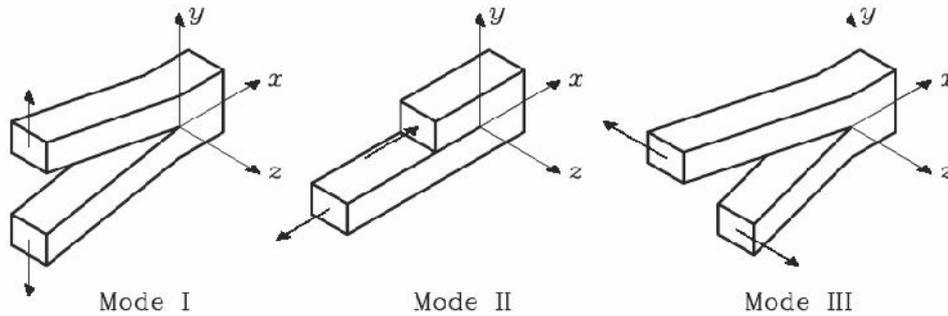


Figure 1.7. Les modes élémentaires de rupture

- ♦ Mode I: Mode d'ouverture (Contrainte de traction appliquée perpendiculairement au plan de la fissure).
- ♦ Mode II: Mode glissement plan (scission dans le plan de la fissure et appliquée perpendiculairement au front de la fissure).
- ♦ Mode III: Cisaillement anti-plan (scission dans le plan de la fissure et appliquée parallèlement au front de la fissure).

Généralement les ruptures brutales résultent souvent de la propagation des fissures en mode I. Le champ des contraintes au voisinage de la pointe de fissure en mode I (figure 8) est donné dans le cadre de l'élasticité linéaire par les solutions de Westergaard (Westergaard, 1939)

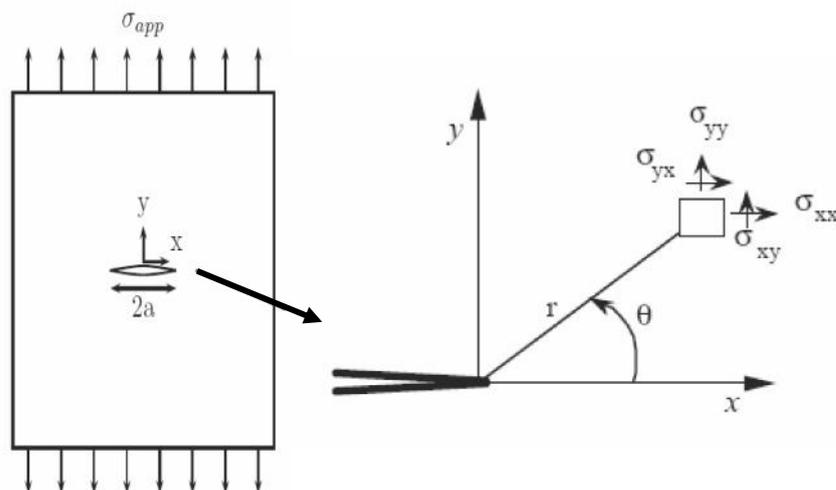


Figure 1.8. Fissure en mode I - Etat de contrainte au niveau de la pointe de la fissure

Le champ de contrainte pour une plaque sollicitée en mode I est décrit par le système d'équations 1:

$$\begin{aligned}
 \sigma_{xx}(\theta) &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \cdot \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\
 \sigma_{yy}(\theta) &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \cdot \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\
 \sigma_{xy}(\theta) &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(\sin \frac{\theta}{2} \cdot \sin \frac{3\theta}{2} \right) \\
 \sigma_{zz} &= \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad \text{DP} \\
 \sigma_{zz} &= 0 \quad \text{CP}
 \end{aligned} \tag{1}$$

où K_I représente le facteur d'intensité de contrainte en mode I.

Le facteur d'intensité de contrainte " K_I " est défini en fonction de la distribution des contraintes σ_{yy} par la relation :

$$K_I = \sqrt{2\pi} \lim_{r \rightarrow 0} \sigma_{yy}(r, \theta) f^{1/2} \tag{2}$$

b. Zone plastique au niveau de la pointe de la fissure

La mécanique linéaire de la rupture prédise des contraintes infinies à l'extrémité d'une fissure aigue. Mais dans les métaux réels, les contraintes à l'extrémité d'une fissure restent finies car le rayon en fond de fissure n'est pas nul. Ces contraintes dépassent la limite élastique du matériau et une déformation plastique résultant, conduit à une relaxation des contraintes à l'extrémité de la fissure.

La contrainte normale en contraintes planes en un point situé à une distance r de la pointe d'une fissure sollicité en mode I ($\theta=0$) est égale à :

$$\sigma_1 = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \tag{3}$$

Irwin (Irwin, 1958) a défini le rayon de la zone plastifiée où il considère que zone plastifiée est circulaire (figure 9):

$$r_p = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_y^2} \quad (4)$$

La taille et la forme de la zone plastifiée dépendent essentiellement de l'état de contraintes. Irwin propose pour un état de déformations planes la forme suivante :

$$r_p = \frac{K_I^2}{6\pi\sigma_y^2} \quad (5)$$

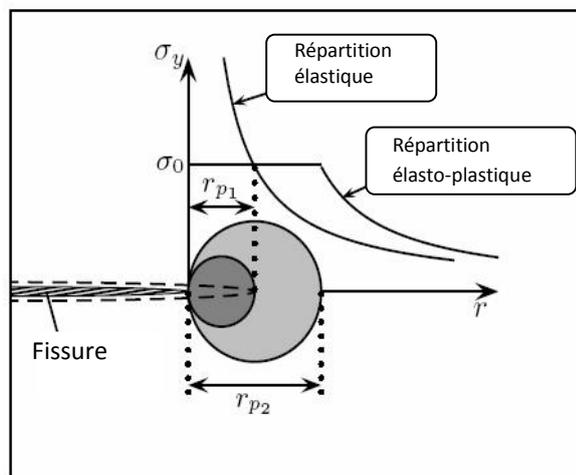


Figure 1.9. Distribution des contraintes en pointe de fissure et la zone plastique

Réellement la zone plastique possède une forme complexe. En mode I, la zone plastifiée est constituée de deux ailes. Les critères de plasticité de Von Mises et Tresca nous permettent de déterminer la forme de la zone plastifiée en contraintes planes et déformations (10) exprimées par les relations suivantes :

En contraintes planes :

* Critère de Von Mises

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_E^2} \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \left(1 + 3 \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right)\right) \quad (6)$$

* Critère de Tresca

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_E^2} \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \left(1 + \sin\frac{\theta}{2}\right)^2 \quad \text{pour } 0 < \theta < \pi \quad (7)$$

En déformations planes :

* Critère de Von Mises

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_E^2} \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \left((1-2\nu)^2 + 3 \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \right) \quad (8)$$

* Critère de Tresca

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_E^2} \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \left(1 - 2\nu + \sin\frac{\theta}{2} \right)^2 \quad \text{si } \theta \leq 2\text{Arc sin}(1-2\nu) \quad (9)$$

$$r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_E^2} \sin^2(\theta) \quad \text{si } 2\text{Arc sin}(1-2\nu) < \theta \leq \pi$$

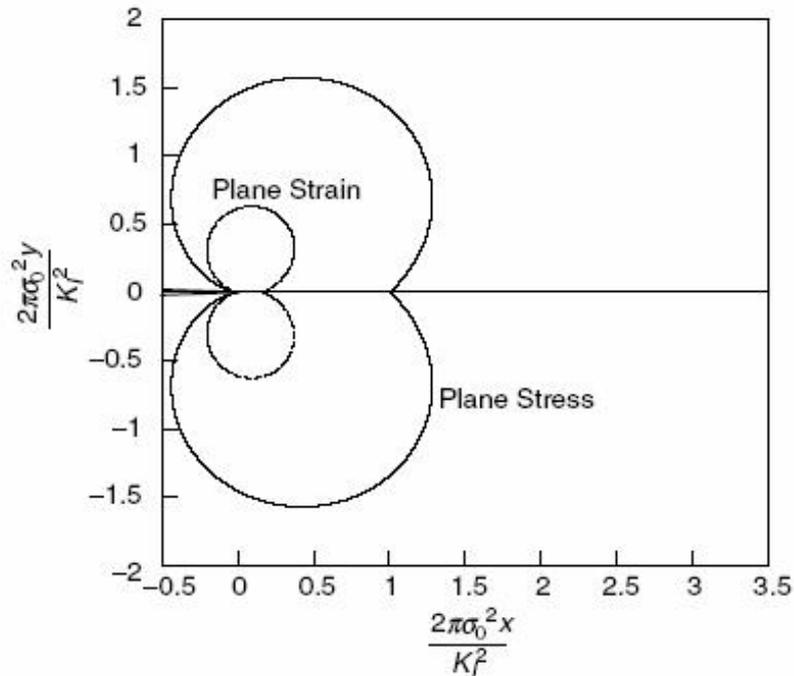


Figure 1.10 : Contours des zones plastiques en mode I

III.2. MODELISATION DE LA PROPAGATION DES FISSURES DE FATIGUE

La propagation des fissures représente le deuxième stade d'endommagement par fatigue. Le phénomène de fatigue à ce stade est lié à l'étude de l'évolution de la vitesse de propagation (fissuration) (da/dN) en fonction de l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte (ΔK). Le stade de propagation a fait l'objet d'études diverses (**Paris et al., 1961**) ; **Walker, 1970**, **Forman et Mettu, 1992** ; **Pugno et al., 2006** ; **Mohanty, 2009**, **Benachour, 2017**) tenant compte de divers paramètres et principalement le paramètre lié au chargement cyclique. La figure 11 présente l'évolution de la vitesse de fissuration en fonction de l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte et les paramètres affectant chaque niveau du facteur d'intensité de contrainte. Le stade de propagation de fissure est divisé en trois domaines. Le domaine I est caractérisé par de faibles vitesses de propagation où les effets de la microstructure et l'environnement sont dominants. Le domaine II présente des vitesses moyennes. La vitesse de propagation varie linéairement. Paris et al. (**Paris, 1961**) furent les premiers qui ont développé un modèle de propagation régissant ce domaine (domaine de propagation stable). Le modèle est décrit par une fonction puissance (équation 10).

$$\frac{da}{dN} = C \cdot \Delta K^m \quad (10)$$

Le domaine III est caractérisé par des vitesses très élevées et le facteur d'intensité de contrainte tend vers le facteur d'intensité de contrainte critique K_{IC} .

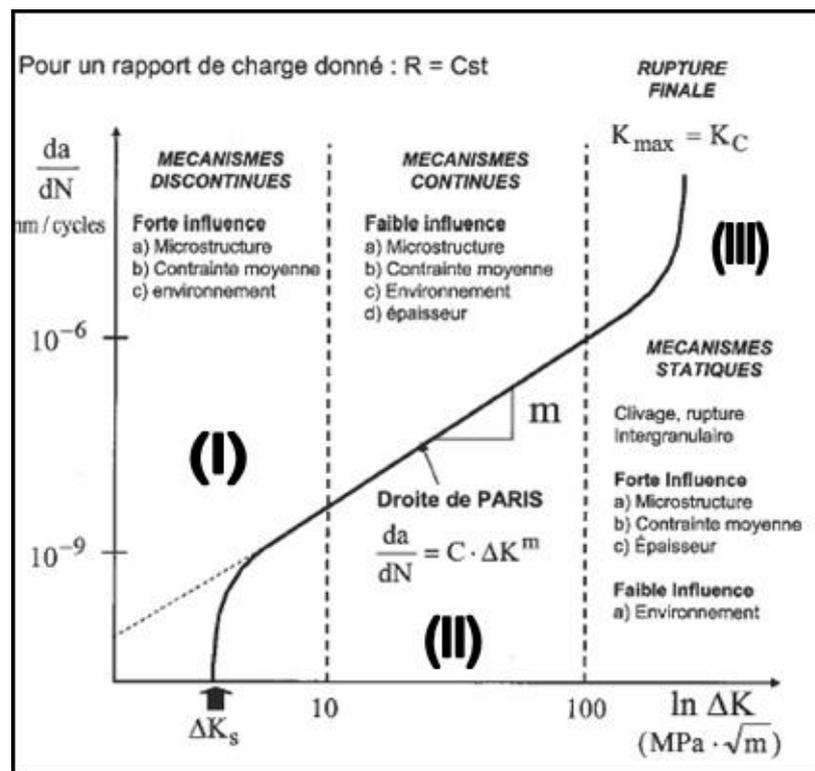


Figure 1.11 : Evolution de la vitesse de propagation (Zaoui et al., 1987)

Différents modèles régissant la propagation des fissures de fatigue ont été développés. Forman et Mettu (**Forman Mettu, 1992**) ont développés un modèle décrivant les trois domaines de fissuration par fatigue. Le modèle nommée équation de NASGRO est implémenté dans le code de calcul AFGROW pour prédire les durées de vie et les vitesses de fissuration. La vitesse de fissuration est exprimée par l'équation 10 incluant les trois domaines de fissurations :

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_{crit}} \right)^q} \quad (1.11)$$

III.3. FISSURATION SOUS AMPLITUDES VARIABLES

La complexité des chargements d'amplitude variable réside en effet dans l'existence de phénomènes dits « d'interaction » entre les différents niveaux d'un chargement qui sont mis en évidence lors des études de surcharge. Ces effets d'interactions, qui se manifestent sous la forme d'un ralentissement ou d'une accélération des fissures (**Rangnathan, 1988**).

a. Effet de retard dû à l'application d'une surcharge

L'application d'une surcharge sur une fissure créée préalablement sous chargement à amplitude constante un ralentissement ou retard de la propagation. Ce dernier peut aller jusqu'à un arrêt définitif. L'effet d'une surcharge se manifeste sur la longueur de fissure appelée a_d et pendant un certain nombre de cycles N_d . Pendant la période où la fissure est perturbée par la surcharge, on observe différents stades qui sont schématisés par la figure 1.14 et qui dépendent des paramètres suivants :

- ΔK_{pic} : Amplitude du facteur d'intensité des contraintes correspondant à la surcharge
- Le taux de surcharge : $\tau = ORL = \frac{\Delta K_{pic}}{\Delta K}$
- R_i : rapport de charge correspondant au chargement initial.

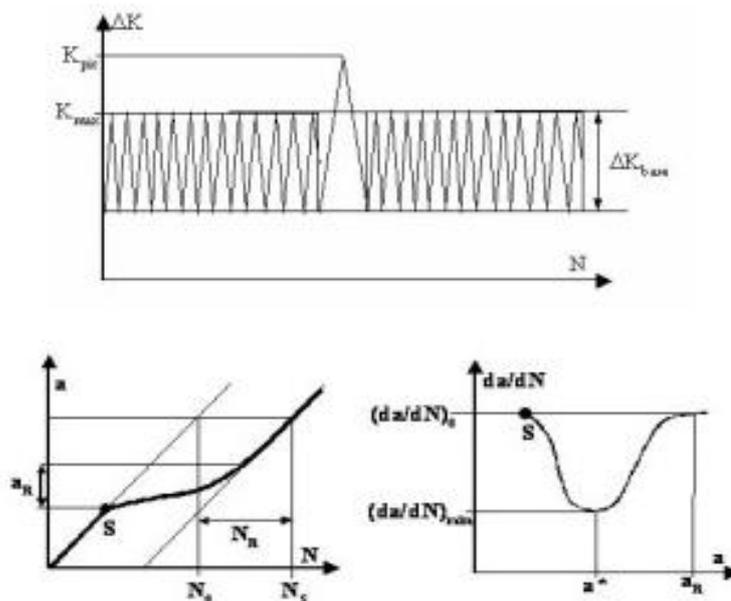


Figure 12: Effet d'une surcharge (**Benguediab, 1988**)

⇒ **Pas d'influence :**

Dans le cas de petite surcharge, la fissure ne subit aucune influence suite à l'application d'une surcharge. Pour la plupart des alliages aucun effet n'est observé pour un taux de surcharge inférieur ou égal à 1.5.

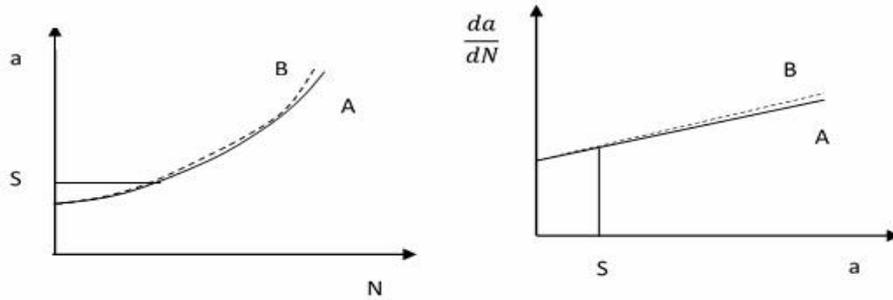


Figure 1.13 : Pas d'influence de retard

⇒ **Blocage momentané :**

On observe après l'application d'une surcharge un blocage de la fissure, suivi d'un réamorçage de la fissure à la vitesse correspondante aux conditions initiales de chargement. Pour un taux de surcharge donné, ce phénomène est observé pour les valeurs de ΔK_i voisines du seuil de non fissuration.

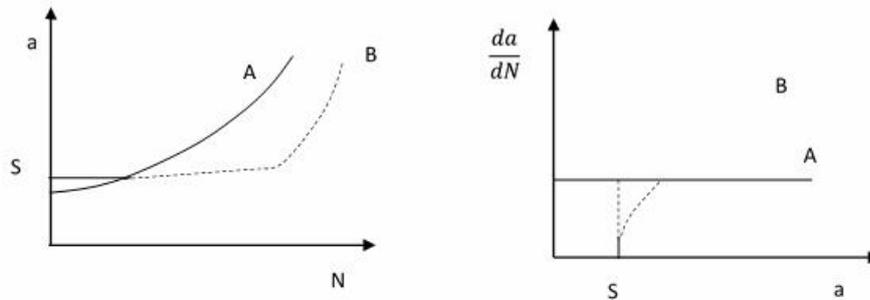


Figure 1.14 : retard momentané

⇒ **Retard immédiat :**

Ce retard est suivi d'une reprise progressive de la vitesse de fissuration.

⇒ **Retard différé**

Dans ce cas, l'effet de la surcharge n'intervient qu'après quelques centaines de cycles et se manifeste par une accélération de la vitesse de fissuration, puis une décélération jusqu'à une vitesse minimale. On observe ensuite une accélération progressive de la vitesse de fissuration jusqu'à ce qu'elle atteigne la vitesse initiale avant la surcharge.

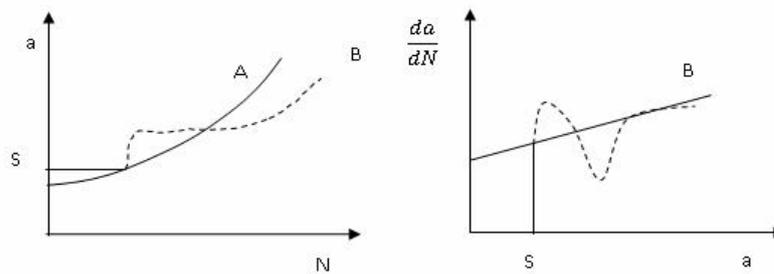


Figure 1.15 : Retard différé

⇒ **Retard avec accélération différé :**

Dans ce cas, après la phase de ralentissement, la fissure s'accélére pour atteindre une vitesse de fissuration plus grande que celle avant la surcharge. Après cela, elle retrouve son régime stabilisé.

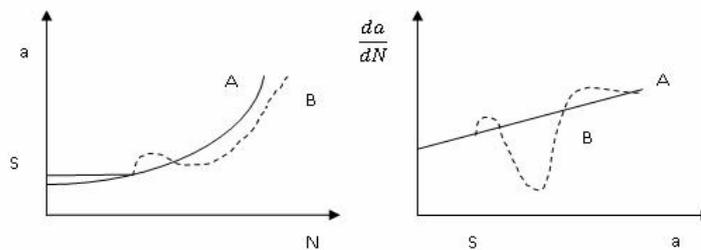


Figure 1.16 : Retard avec accélération différé

⇒ **Blocage définitif :**

Pour les taux de surcharge élevés, la fissure peut être complètement bloquée.

b. Effets des surcharges multiples et changement constant à différent niveaux

Les surcharges multiples ou consécutives provoquent une augmentation de l'effet de retard qui peut aller jusqu'au blocage de la fissure. Dans le cas d'une augmentation brutale de la contrainte maximale et ensuite maintenue constante, on observe avant une stabilisation de la vitesse de fissuration une accélération temporaire. Une réduction brutale de la contrainte maximale produit un retard immédiat.

c. Modèle de Willenborg et modèle généralisé pour propagations avec surcharges

Ce modèle implémenté dans le code AFGROW considère une loi de type (Willenborg, 1971):

$$\frac{da}{dN} = C'(\Delta K_{\text{eff}})^m \quad (1.12)$$

$$\Delta K_{\text{eff}} = K_{\text{max-eff}} - K_{\text{min-eff}} \quad (1.13)$$

$$K_{\text{max-eff}} = K_{\text{max}} - K_r \quad (1.14)$$

$$K_{\text{min-eff}} = K_{\text{min}} - K_r$$

Ces modèles rendent compte des effets d'interaction des zones plastifiées, leur emploi est limité aux chargements en présence de surcharge (retard) et ne tient pas compte de la présence des sous charges (accélération).

$$K_r = \phi \left(K_{\text{max(ol)}} \sqrt{1 - \frac{(a - a(ol))}{r_p(ol)}} - K_{\text{max}} \right) \quad (1.15)$$

Le facteur ϕ est exprimé par l'équation suivante.

$$\phi = (1 - \Delta K_{\text{th}} / K_{\text{max}}) / (\text{SOLR} - 1) \quad (1.16)$$

et la zone plastique développée (figure 1.20) par la surcharge, $r_p(ol)$, est exprimé par :

$$r_p(ol) = \left(\frac{K_{\max}(ol)}{\sigma_{0.2}} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\alpha \cdot \pi} \right) \quad (1.17)$$

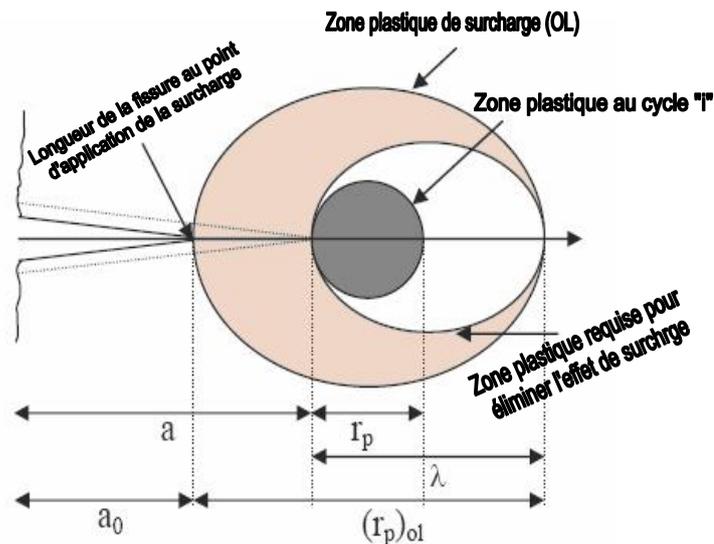


Figure 1.17 Schématisation du modèle de Willenborg généralisé (**Gallagher et Hugges, 1974**)

- * a : Longueur de la fissure
- * $a(ol)$: Longueur de la fissure à la surcharge
- * K_{th} : Facteur d'intensité de contrainte effectif à $R = 0$.
- * SOLR: Rapport d'arrêt de surcharge (Rapport de surcharge par rapport au chargement nominal requis pour stopper la fissure sous un chargement nominal) (Tableau 2).
- * α : Etat de contrainte dans une direction de propagation donnée (2.0 Contrainte plane / 6.0 Déformation plane)

Tableau 1.1 Paramètre d'arrêt de surcharge

Matériau	Paramètre SOLR
Acier	2.0
Aluminium	3.0
Titanium	2.7

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Albert, W.A.J. (1837). "Über treibseile am harz". Archiv für Mineralogie. Geognosie. Bergbau und Hüttenkunde 10, pp 215-234.
- Benachour, M., Benachour, N., Benguediab, M. (2017). "Fractographic observations and effect of stress ratio on fatigue striations spacing in aluminium alloy 2024 T351". Materials Science Forum, 887, pp 3-8. Trans Tech Publications, Switzerland
- Benguediab M. (1988) "Etude de la propagation des fissures de fatigue sous spectres de chargements réduits". Thèse de Doctorat, Université de Poitiers, France
- Bron F. (2004). "Déchirure ductile des tôles minces en alliage d'aluminium 2024 pour application aéronautique". Thèse de Docteur de l'Ecole des Mines de Paris, France.
- Forman, R.G., Mettu, S.R. (1992). "Behavior of surface and corner cracks subjected to tensile and bending loads in Ti-6Al-4V alloy". Fracture Mechanics 22nd Symposium, Vol. 1, ASTM STP 1131, H.A. Saxena and D.L. McDowell, eds., American Society for Testing and Materials, Philadelphia.
- Gallagher J.P., Hughes T.F. (1974). "Influence of yield strength on overload affected by fatigue crack growth behavior in 4340 steel". AFFDL-TR-74-27. Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, OH.
- Gérard N., (2003) Etude du comportement des fissures courtes au fond d'une entaille mécanique sous sollicitation en fatigue,. Thèse de doctorat, Université de tours.
- Hendricks W.R. (1991). "The Aloha accident: A new era for aging aircraft, structural integrity of aging aircraft". S.N. Alturi et al., Ed Springer Verlag, p153.
- Mohanty, J.R., Verma, B.B., Ray, P.K. (2009). "Prediction of fatigue crack growth and residual life using an exponential model: Part I (constant amplitude loading)". International Journal of Fatigue 31 (2009) 418–424.
- Paris, P.C., Gomez, M., Anderson, W.E. (1961). A rational analytic theory of fatigue. Trend Eng, Univ Washington, 13(1), pp 9-14.
- Pugno, N., Ciavarella, M., Cornetti, P., Carpinteri, A. (2006). "A generalized Paris' law for fatigue crack growth". Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 54, pp1333-1349.

CHAPITRE I : Etude bibliographique sur l'endommagement par fatigue

Rangnathan et al. (1979). *Eng. Frac.Mech*,11, p.775,1979

Sinha A., Farhat Z. (2015). "Effect of surface porosity on tribological properties of sintered pure Al and Al 6061". *Materials Sciences & Applications*, 6, pp 549-66.

Walker, E.K., 1970. "The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7076-T6 aluminium. In: *Effect of environment and complex load history on fatigue life*", ASTM STP 462. Philadelphia: American Society for Testing and Materials, pp.1-14.

Wanhill R.J.H. (2002). "Milestone case histories in aircraft structural design". National Aerospace Laboratory. NLR-TP-2002-521

Willenborg J., Engle R.M., Wood H.A. (1971). "A crack growth retardation model using an effective stress concept". Report#AFFDL-TR71-1, Air Force Flight Dynamic Laboratory, USA, 1971.

Zaoui A., Pineau, A., François, D. (1993). "Comportement mécanique des matériaux Tome 2: viscoplasticité, endommagement, rupture". Hermes Science Publications.

I. INTRODUCTION

Les structures aéronautiques, aérospatial et les structures marines sont exposées à des conditions d'exploitation extrêmes, surcharge, fatigue et d'autres raisons en service ou à cause des défauts internes. Ce type des structures peut subir des endommagements ou des microfissures locales. L'endommagement qui découle est rarement singulier mais, il peut avoir des conséquences néfastes sur le comportement mécanique de la structure. Donc, la réparation des structures endommagées devient un grand problème. Les méthodes les plus utilisées sont généralement la réparation des parties endommagées par des patches en composites. Il permet une prolongation importante de la durée de vie, réduire l'intensité de contraintes en têtes de fissures, et aussi va diminuer la vitesse de propagation des fissures composants endommagés

II. LES MATERIAUX COMPOSITES :

Les constituants des matériaux composites sont le renfort et la matrice. Le renfort a pour rôle de supporter l'essentiel de l'effort mécanique appliqué au matériau composite. Le rôle de la matrice (ou liant) est : lier les renforts entre eux et les protéger du milieu extérieur (corrosion par exemple) et répartir la charge mécanique appliquée.

a. Les renforts :

Il se présente sous forme fibreuse et est généralement, constitué de plusieurs de plusieurs milliers de filaments de très petit diamètre (jusque 10 μm à 12 μm), à très hautes performances mécaniques et de faible masse volumique. L'utilisation d'un renfort fibreux permet de renforcer le matériau dans des directions préférentielles; les matériaux composites permettent donc la réalisation d'un compromis entre la texture du matériau et l'état de charge mécanique auquel il doit répondre. On constate de grandes catégories de familles de fibres :

- i. **Fibres courtes** : quelques centimètres ou millimètres, ce sont les feutres et les mats utilisés en moulage.
- ii. **Fibres longues** : coupées au moment de la fabrication du matériaux composite utilisées telles quelles ou bien tissées.

La figure suivante représente présente les différentes familles de fibres appliquées industriellement

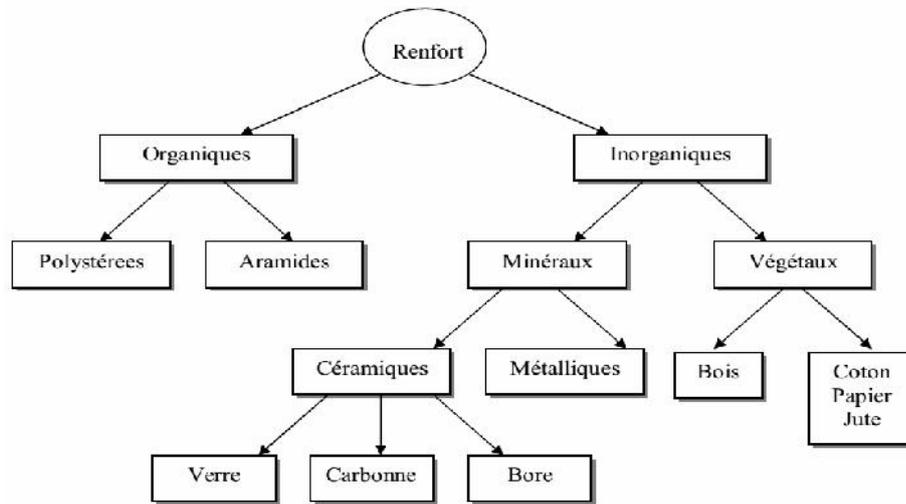


Figure 2.1 Les différentes familles de Renfort.

b. Matrice :

Trois familles principales de matériaux fibreux correspondent à des matrices de nature différente utilisées pour la réalisation d'un patch composite sont donnés par la figure : organique, métallique ou céramique. Les plus répandus actuellement sont les matériaux composites à matrice organique. La matrice lie les fibres renfort, donne la forme voulue et apporte la tenue chimique de la structure.

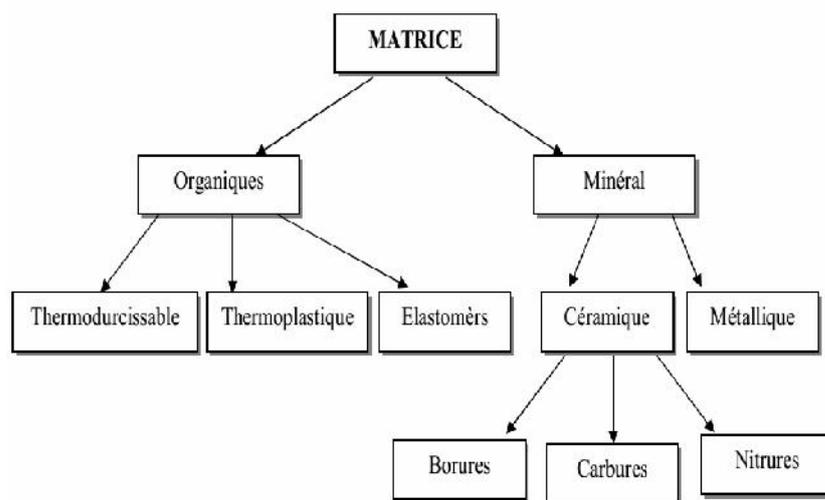


Figure 2.2 : Les différentes familles de la matrice.

III. TYPES DE PATCH

Les patches utilisés pour réparer une structure endommagée sont classés en deux catégories : patches externes et patches internes. Différentes formes géométriques sont utilisées afin de couvrir au mieux la zone endommagée. Nous rencontrons des patches circulaires, carrés, rectangulaires, elliptiques, hexagonaux. Les patches externes se divisent en deux types par collage et par rivetage :

III.1. REPARATION PAR PATCH COMPOSITE COLLE :

La conception d'une réparation doit vérifier sa résistance statique, sa durabilité et sa fonction pour que l'ensemble (structure-patch-colle) réponde au bon fonctionnement en fonction des substructures existantes. La conception initiale du patch doit être conforme à la géométrie de la structure à réparer, et ne doit pas couvrir des fixations existantes qui nécessitent l'ablation à l'avenir. Une bonne conception d'une opération de réparation doit satisfaire les points suivants :

- La géométrie du patch (taille et forme)
- Le choix du matériel du patch
- Le choix du type de réparation
- Pré-installation

a. Installation de la réparation :

Des considérations primaires doivent être prises pour l'installation d'une opération de réparation qui sont :

- La préparation de surface.
- Le chauffage.
- Les méthodes de pressurisation.
- Le processus d'inspections.

La préparation de la surface est nécessaire pour une compatibilité du patch et la structure à réparer, et une bonne adhérence du patch afin d'améliorer la résistance et la durabilité.

L'opération repose sur deux techniques qui sont les plus efficaces : une anodisation à l'acide phosphorique (AAP), et le sablage du silane (GBS). En premier temps les contaminants de surface (peinture, mastics, etc.) sont enlevés par l'usage abrasif et des produits de nettoyage. Puis on procède à une électro-modification chimique induite par l'effet d'anodisation, ensuite on passe au sablage qui implique un léger décapage pour l'oxyde d'aluminium, et l'application d'un agent de couplage liant à la fois la structure et l'adhésif. La pression appliquée pendant le séchage, réduit les espaces vides dans la ligne d'adhérence et assure le contact entre le patch, l'adhésif, et la structure. La technique la plus courante de pressurisation est le sac d'aspirateur. Les patches sont collés sur les structures habituellement à une température précise.

b. Avantage de la réparation par collage :

Une fois que la décision a été prise qu'une structure défectueuse doit être réparée plutôt que remplacée, l'étape suivante est la phase de réparation. Les principales techniques pour fixer une pièce de réparation de la structure endommagée sont la fixation des attaches mécaniques (rivets ou boulons), le soudage et le collage. Cette dernière technique présente des avantages remarquables par rapport aux autres, dont on peut citer :

- Répartition homogène des contraintes comparée aux techniques de boulonnage ou de rivetage qui concentrent localement les contraintes. Ce collage offre ainsi une répartition homogène des contraintes et permet d'en limiter les pics.
- Aucun changement de la surface et de la texture des matériaux assemblés : Les températures de soudure peuvent modifier les matériaux et donc les propriétés
- Mécaniques des substrats. De plus, la soudure, le rivetage et le boulonnage affectent tous l'aspect visuel des pièces.
- Gain de poids : Les adhésifs sont particulièrement adaptés pour les constructions légères, où de fines pièces qui doivent être assemblées.
- Liaisons étanches : Les adhésifs agissent également en tant que produits d'étanchéité, évitant la perte de pression ou de liquide, bloquant la pénétration de la condensation d'eau et protégeant ainsi de la corrosion
- Aptitude à prendre des formes géométriques très complexes.

- La facilité avec laquelle la réparation elle-même peut être enlevée et remplacée pour faciliter les travaux ultérieurs
- Assemblage de substrats différents et réduction du risque de corrosion : L'adhésif forme un film protecteur évitant la corrosion. Lorsque différents types de métaux sont assemblés, il agit également en tant qu'isolant électrique et thermique

L'inconvénient majeur de réparations par collage est leur complexité. Processus d'installation et des contrôles sont très stricts. Les techniciens n'ont généralement pas besoin de formation spéciale ou d'expérience pour installer des réparations rivetées. Une telle formation ou expérience est une condition nécessaire pour des réparations par collage.

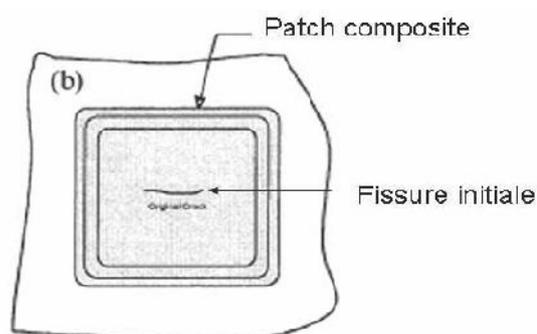


Figure 2.3 La réparation par patch composite collé (**Baker, 1984**)

III.2. REPARATION PAR PATCH RIVETE

La figure montre une réparation sur un fuselage qui contenait une fissure par patch riveté. Le nombre de rivets est très important, mais a permis d'aboutir à des réparations fiables et opérationnelles.

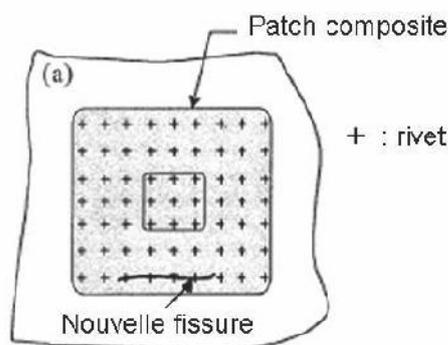


Figure 2.4 : Réparation par patch composite riveté (**Baker, 1984**)

Aujourd'hui, les solutions rivetées sont très utilisées, pour des raisons essentiellement historiques et interviennent sur tous types de pièces. La solution de réparation par patchs peut être employée sur les structures métalliques et composites. En revanche il est à noter que ces réparations représentent un surpoids important et leur réalisation est fastidieuse. La figure 2.5 montre une réparation sur un panneau de fuselage qui contenait une fissure. Le nombre de rivets est très important, mais a permis d'aboutir à des réparations fiables et opérationnelles.

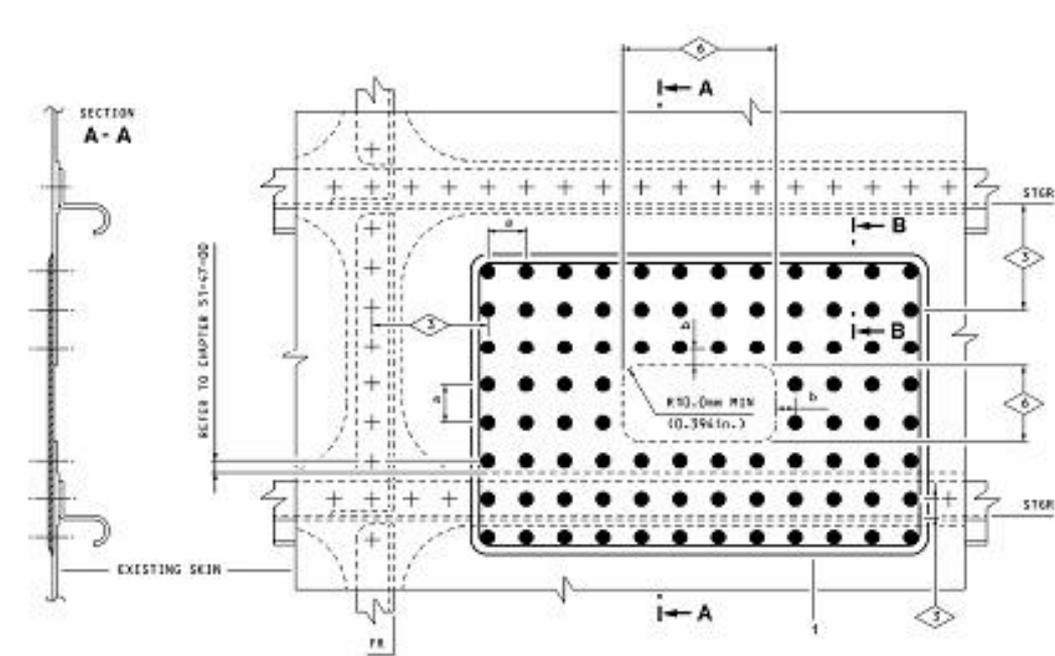


Figure 2.5. Exemple de réparation pour un panneau de fuselage (Airbus, 2006)

IV. APPLICATIONS DU PATCH AERONAUTIQUE

En aéronautique, la technique de la réparation des fissures par patch composite est devenue une solution pratique, fiable et bénéfique. Parmi les compagnies qui ont adapté cette méthode nous avons « RAAF » (La compagnie aérienne Australienne). Le Tableau 1.3 est un résumé des principaux travaux de réparation par patch effectué par celle-ci (Mathias, 2005).

Tableau 3.1 : Réparations par patches effectués par la RAAF (Baker, 1984)

Avion	Type de dommages	Commentaires
Hercules	Corrosion	Plus de 400 réparations depuis 1975
Macchi	Fatigue	Durée de vie au moins doublée
Mirage	Fatigue	Plus de 180 réparations depuis 1979
Nomad	Corrosion	Plus de 105000 heures de vols simulées
F 111	Corrosion	En service depuis 1980

REFERENCES BIBLIOGRAPHIES

- Baker A. (1984). "Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites-an overview of Australian work". Composite Structures 2, 153-181.
- Mathias J.D. (2005). "Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques". Université Blaise Pascal Clermont-Ferrand II.

I. INTRODUCTION

La réparation par patch des structures métalliques fissurées, a été largement utilisée pour prolonger la durée de vie de service. La présence du patch permet d'augmenter la résistance à la rupture par réduction du facteur d'intensité de contrainte. Cette méthode de réparation est très avantageuse par rapport aux méthodes de réparation par boulonnage, rivetage, ...etc. Cette partie du mémoire présente un état de l'art sur les effets de réparation par patch composite soumise à des chargements cycliques à amplitudes constantes et à amplitudes variables des alliages d'aluminiums destinés aux structures aéronautiques.

II. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH SOUS CHARGEMENT CONSTANT

Sachant que la vitesse de fissuration (propagation) est liée à l'évolution du facteur d'intensité de contrainte, plusieurs chercheurs ont été intéressés à l'étude de l'effet de réparation par patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte FIC. Il a été conclu à travers ces études une réduction significative du FIC des structures réparées par patch (**Bachir Bouiadjra et al, 2002 ; Fabrizio Ricci et al. 2011**). Le taux de réduction FIC est aussi affecté par l'épaisseur du patch (**Ouinass et al. 2005**), les dimensions et la forme du patch (**Beloufa et al. 2015 ; Mhamdia et al. 2012 ; Besseghier et al, 2017**), le matériau du patch (**Khodja et Maouel 2013**), le type et l'épaisseur de l'adhésif appliqué (**Zhang et al., 2011, Liao et al. 2013**). A travers les études cités, le FIC s'est réduit de 30 à 50% et le patch composite Boron/Epoxy présente de meilleure performance de résistance à la rupture comparativement par rapport à d'autres types de patch (Carbon/Expoxy, Graphite/Epoxy,).

L'étude de l'amélioration de durée de vie en fatigue des structures réparées par patch en alliages d'aluminium a fait l'objet de plusieurs études et principalement sous chargements à amplitudes constantes. L'étude menée par **Sabelkin (Sabelkin, 2006)** sur la réparation d'un panneau en alliage 2024 T351 par Boron/Epoxy a montré que augmentation significative de la durée de vie en fatigue du panneau réparé par rapport à un panneau non réparé.

Housseini et al (**Hossieni, 2006**) ont montré que la durée de vie en fatigue d'une plaque de type M(T) en alliage 2024 T3 est affecté par la réparation par patch et le nombre de plis par patch et spécialement pour les épaisseurs inférieures à 3 mm. La figure 2.3 montre l'évolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles. Un gain en durée de vie varie de 1.5×10^4 cycles à 5.5×10^4 cycles comparativement par rapport à la structure non réparée.

Figure 1.3. Effet de la réparation par patch sur la durée de vie résiduelle en fatigue(**Sabelkin, 2006**)

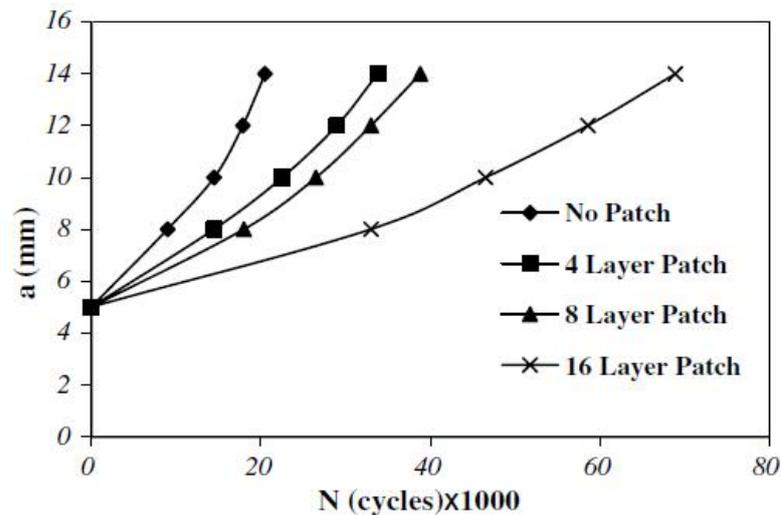


Figure 2.3. Longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles obtenus expérimentalement pour des structures réparées et non réparées avec une épaisseur $t=2.29$ mm (**Hossieni, 2006**)

Une étude récente conduite par Albedah et al. (**Albedah et al., 2018**) que la durée de vie en fatigue des structures en alliage d'aluminium 2024 T351 et 7075 T6 réparées par patch sous chargement à amplitude constant dépend de la dimension du patch et du rapport de charge appliqué. La figure 3.3 montre l'éprouvette testée. Les figures 3.4 à 3.6) montre les évolutions des durées de vie pour les deux matériaux. Pour les deux alliages, la durée de vie augmente avec l'augmentation de la largeur L du patch pour $R=0$ et $R=0.1$.

CHAPITRE III : Etat de l'art des effets de réparation par patch sur la fissuration par fatigue

L'effet du rapport de charge est montré par les figures 3.4 et 3.5 où l'on note une augmentation de la durée en fatigue sous l'augmentation du rapport de charge pour la plaque réparée et non réparée. Cette conclusion confirme les résultats expérimentaux sur les structures non réparées obtenus par Benachour (**Benachour, 2017**). Par exemple pour $L=60$ mm, la durée de vie en fatigue de l'alliage 2024 T351 est de 225000 cycles pour $R=0$ et augmenté à 280000 cycles pour $R=0.1$. Pour $R=0.1$, on constate un gain en durée de vie de l'ordre de 155000 cycles par rapport à la structure non réparée. Pour la plaque réparée en alliage 7075 T6 à $L=60$ (figure 3.6), on note une amélioration en durée de vie de 67000 cycles par rapport à la plaque non réparée à $R=0.1$

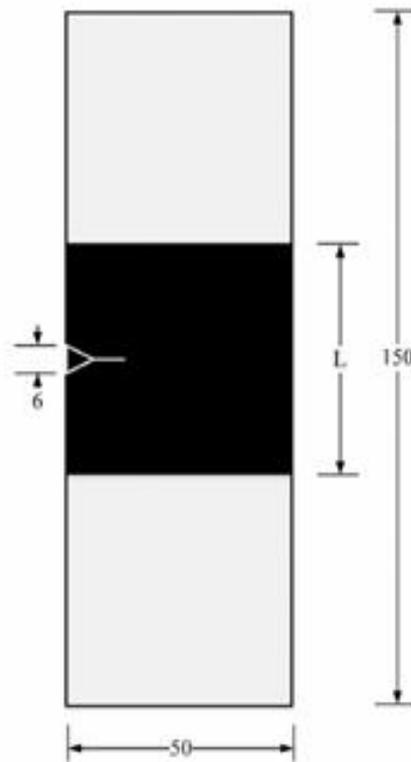


Figure 3.3. Modèle géométrique de réparation par patch

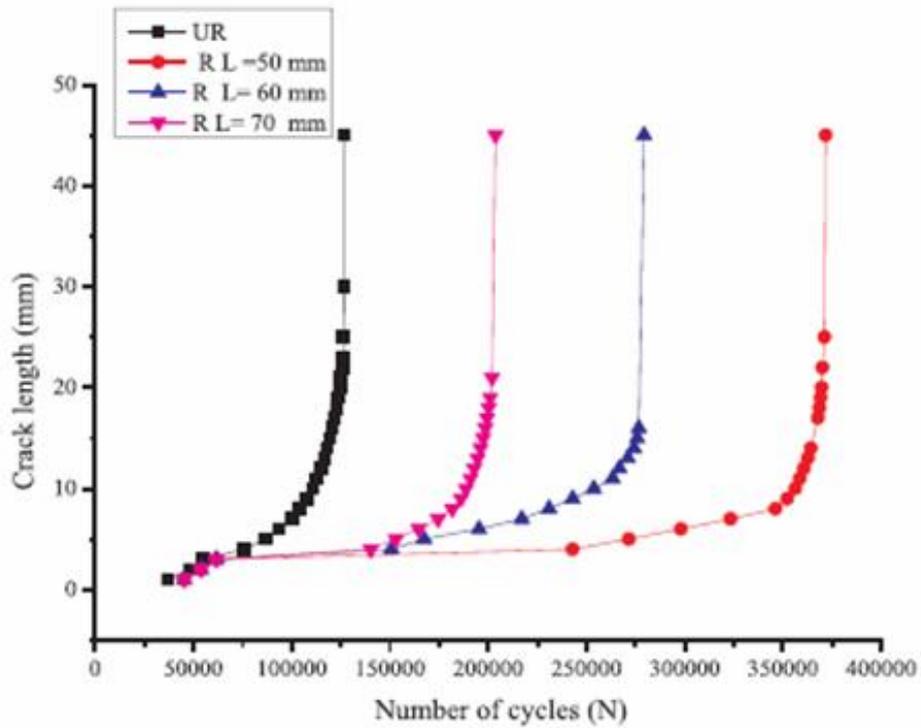


Figure 3.4. Courbes des durées de vie en fatigue pour l'alliage 2024 T351 pour $R=0.1$
(Albedah et al., 2018)

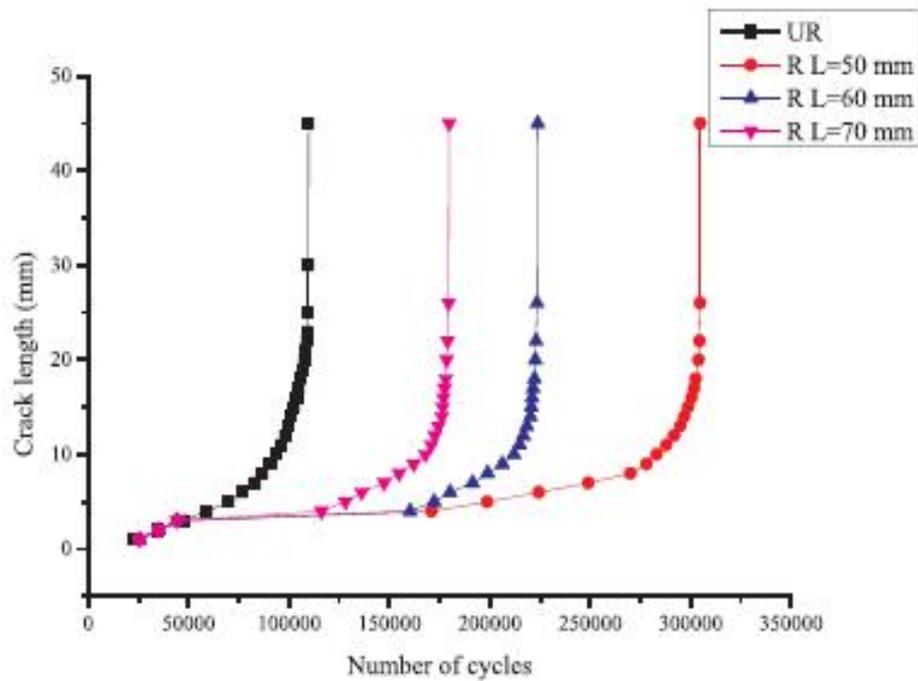


Figure 3.5. Courbes des durées de vie en fatigue pour l'alliage 2024 T351 pour $R=0$
(Albedah et al., 2018)

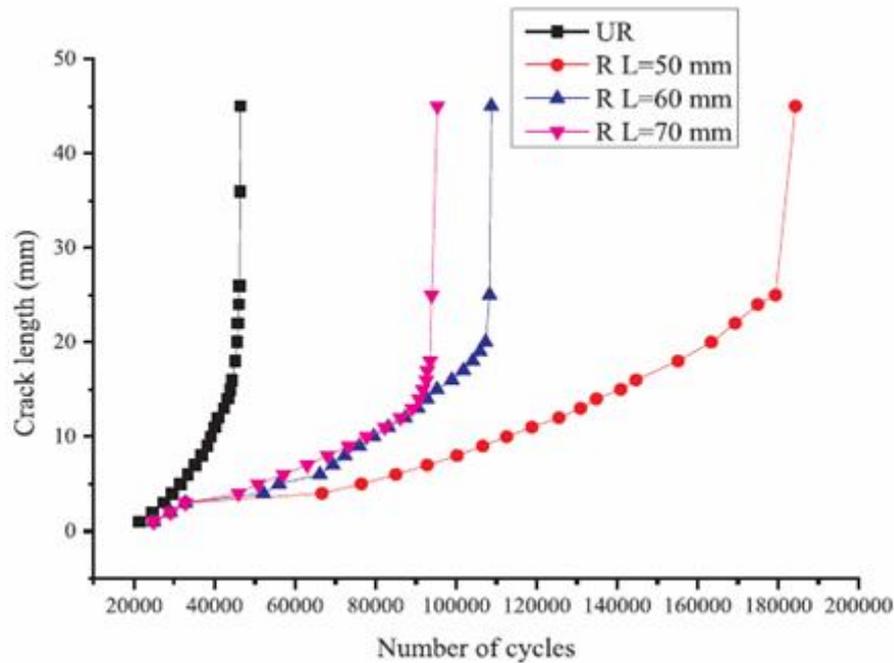


Figure 3.6. Courbes des durées de vie en fatigue pour l'alliage 7075 T6 pour R=0.1
(Albedah et al., 2018)

La réparation d'une plaque en alliage d'aluminium 7075 T6 à partir d'une entaille en V par Boron/Epoxy à nombres de plis variables sous l'effet du rapport de charge a fait l'objet d'une étude expérimentale conduite par Khan et al. (Khan et al., 2015). L'étude a montré que la plaque réparée par patch de 8 plis après la création d'une fissure initiale de 3 mm sous chargement cyclique a offert une résistance en fatigue maximale de 3 fois à celui de la configuration non réparée pour R=0 (figure 3.7). Les durées de vie en fatigue pour R=0.1 et pour différents plis de réparation sont données par la figure 3.8. Pour un nombre de plis de 8 et à R=0, la durée de vie est environ 1.5×10^5 cycles. Par contre pour R=0.1, la durée de vie a augmenté à 1.88×10^5 cycles. Le gain en durée de vie pour un même rapport de charge par rapport à l'éprouvette non réparée.

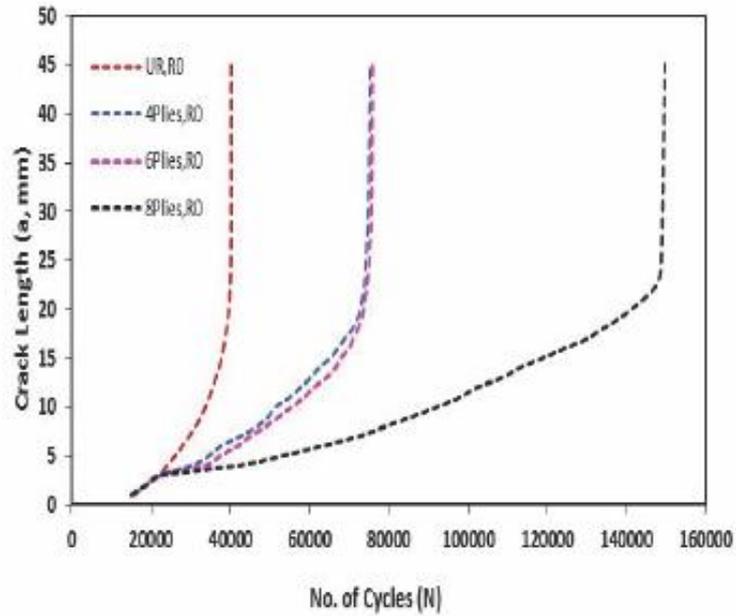


Figure 3.7 : Effet de l'épaisseur du patch sur la durée de vie de la plaque réparée pour $R=0$ (Khanet al. 2015)

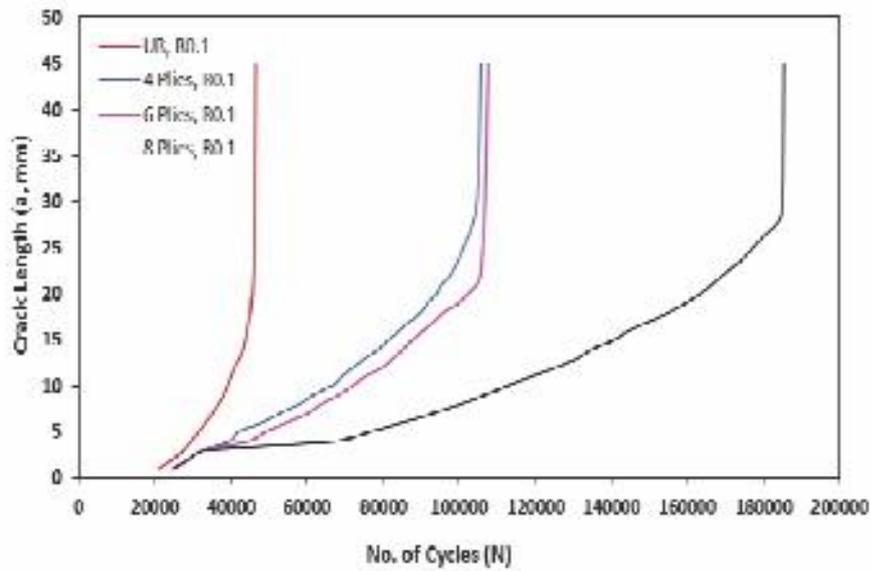


Figure 3.8 : Effet de l'épaisseur du patch sur la durée de vie de la plaque réparée pour $R=0.1$ (Khanet al. 2015)

III. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH SOUS CHARGEMENTS VARIABLES

Les chargements variables peuvent être caractérisés par la présence de surcharges, des sous charges, chargements par blocs constants ou des bandes des surcharges ou des combinaisons entre eux. L'étude des effets de surcharge sur le retard de fissuration a fait l'objet de plusieurs études et pour différents matériaux (**Ward-Close et al., 1989 ; Kermanidis et Pantelakis 2011 ; Bichler et Pippan 2007; Borrego et al., 2003**). Les surcharges sont caractérisés par le taux de surcharge

L'évaluation d'un retard sur la résistance à la fatigue due à l'application d'une seule surcharge a été menée par Hairmen (**Hairmen, 2010**). La figure 3.9 montre l'effet bénéfique d'une surcharge répétée sur la durée de vie et la vitesse de fissuration pour un rapport de surcharge de 1.75. Kermanidis et Pantelakis (**Kermanidis et Pantelakis, 2003**) a montré que la fissuration après application de surcharge cause un retard. Ce retard est du à la ductilité du matériau. La figure 3.10 montre l'effet le retard causé.

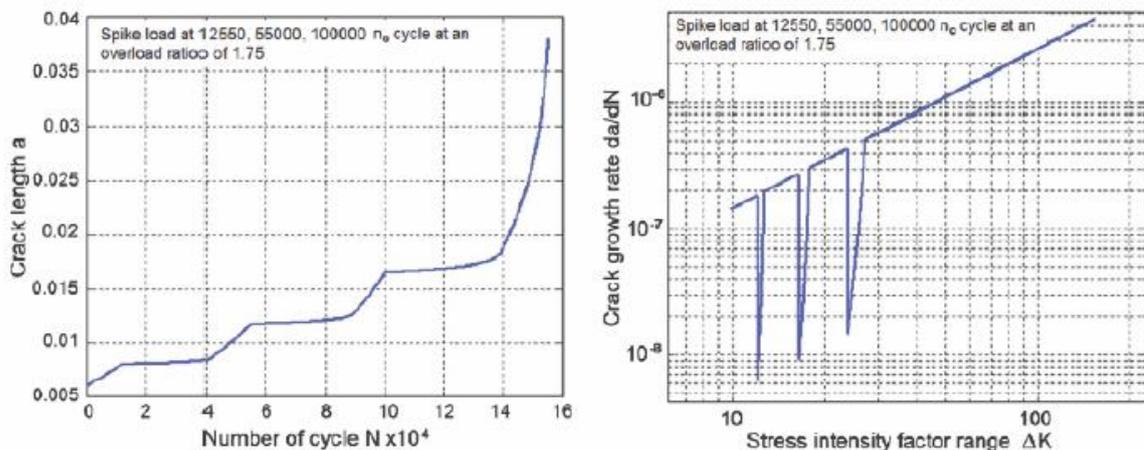


Figure 3.9. Effets de surcharges répétées sur la durée de vie et la vitesse de fissuration de l'alliage d'aluminium 6061 T6 (**Hairmen, 2010**)

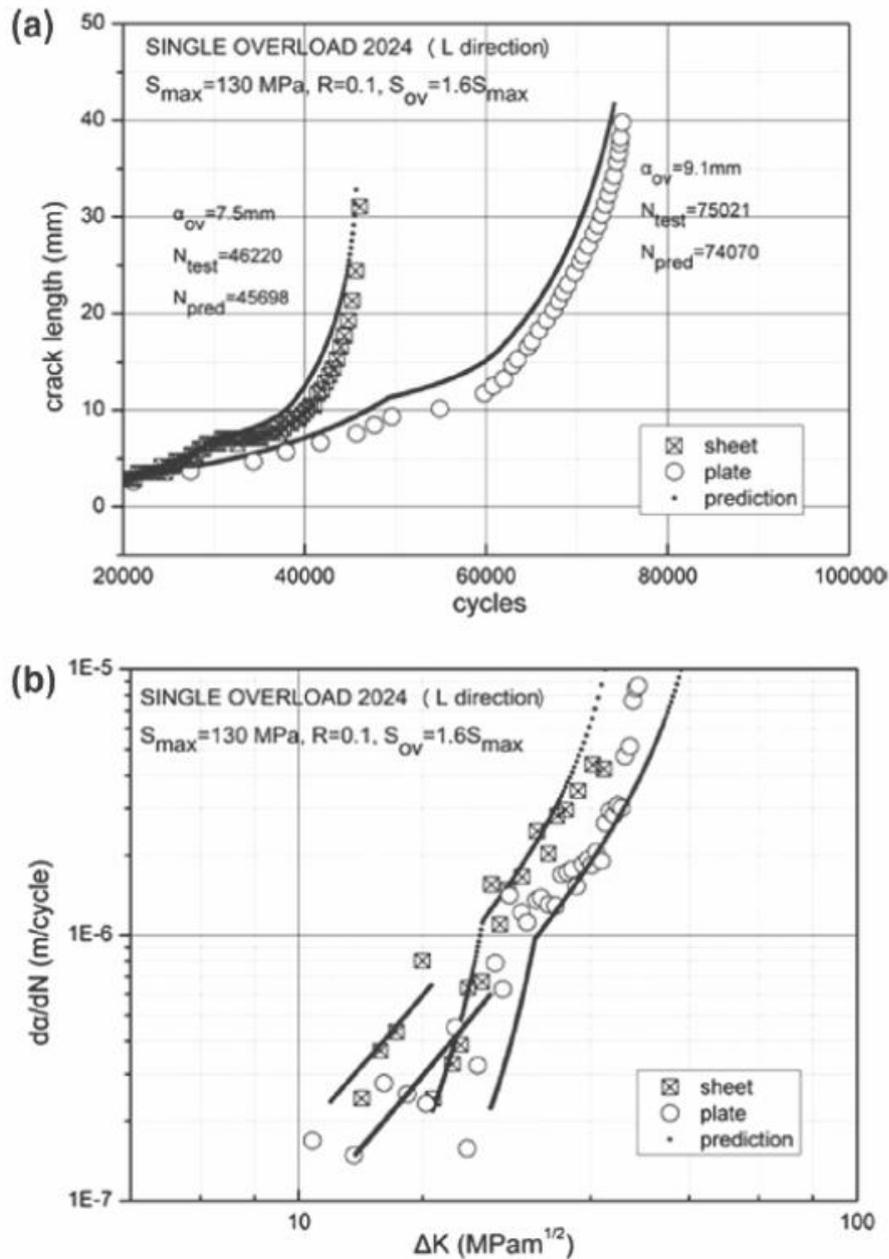


Figure 3.10. Effets des surcharges sur la (a) durée de vie en fatigue, (b) vitesse de fissuration pour l'alliage d'aluminium 2024 (Kermanidis et Pantelakis, 2003)

Vardar (Vardar, 1990) a mené une étude de l'effet du taux de surcharge (ORL=1.3÷2.4), sur des plaques non réparées en alliage d'aluminium 7075-T6. Les résultats expérimentaux ont révélés que le retard est maximum au niveau où les surcharges sont appliquées. Borrego (Borrego, 2015) a étudié expérimentalement la propagation de fissure d'une plaque de type M(T) en alliage d'aluminium 7050 sous l'application

d'une surcharge et sous chargement à amplitude constante. A une surcharge de 150% on note une faible accélération initiale de la fissure et un retard immédiat (figure 3.11). La vitesse de propagation de la fissure diminue jusqu'à atteindre une valeur minimale suivi d'une approche progressive à la vitesse de fissuration sous chargement à amplitude constante.

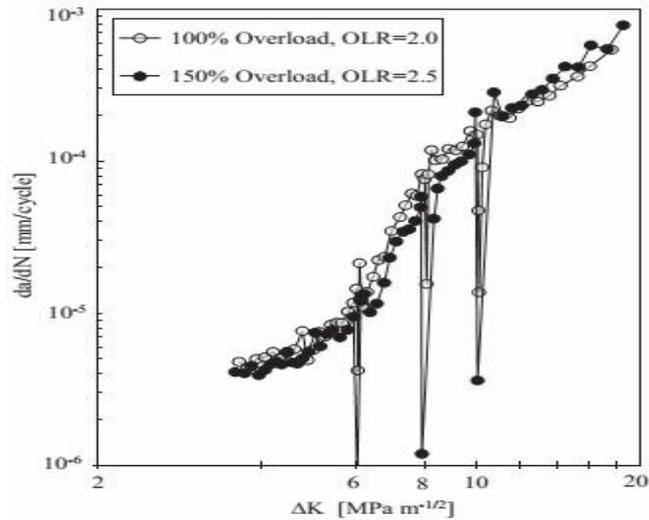


Figure 3.11. Effet de surcharges sur la vitesse de fissuration de l'alliage d'aluminium (Borrego, 2015)

Albedah et al. (Albedah, 2015) ont mené une étude expérimentale menée sur la fissuration par fatigue d'éprouvettes en alliage d'aluminium 7050 T6 réparées par patch en Carbon/Epoxy sous chargements à amplitudes variables pour $R=0$ et $R=0.1$. Le chargement appliqué est caractérisé par deux blocs variables à amplitudes constantes (figure 3.12).

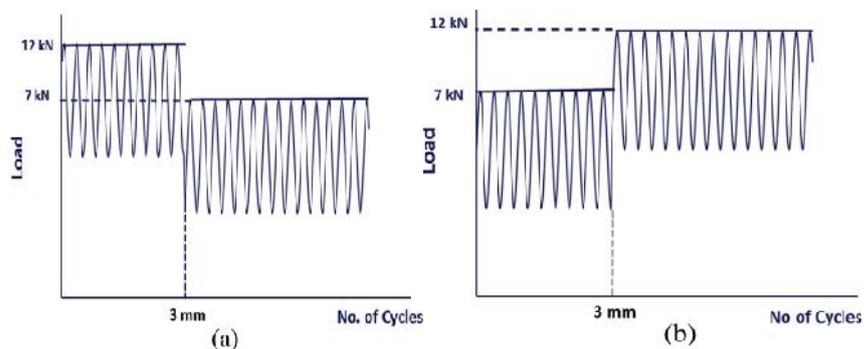


Figure 3.12 : Blocs de chargement à amplitude variables (a) bloc à diminution en amplitude (L-H) (b) bloc à augmentation en amplitude (H-L) (Albedah, 2015)

Cette étude a montré que le nombre de cycles à la rupture entre les éprouvettes non réparées et réparées sous le bloc L-H est environ 5000 cycles et 10160 cycles pour R=0 et R=0.1 (figure 3.13). L'écart en durée de vie est significative entre la structure réparée et non réparée pour bloc H-L (figure 3.14). La réparation par patch et la réduction du rapport de charge sur la vitesse de fissuration sans présence de retard dû à la variation des blocs de chargement (H-L). L'application du bloc (L-H) montre la présence d'un retard instantané à la longueur de fissure de 3 mm. Au-delà de cette longueur l'effet de la forme du chargement est négligé et les fissures se propagent à la même vitesse. De plus les figures 3.13 et 3.14 montrent que l'augmentation du rapport de charge augmente la durée de vie résiduelle des plaques réparées et non réparées. L'évolution des vitesses de fissuration da/dN en fonction de la longueur de la fissure a montré que pour le chargement par bloc "L-H" on note une diminution de la vitesse de fissure des plaques réparées par rapport aux plaques non réparées. Le passage du chargement H à L ne cause aucun retard (figure 3.15). Contrairement, le passage du chargement L à H, un retard est constaté à la longueur de changement du bloc de chargement (figure 3.16). Ce retard est dû à la formation d'une zone plastique causée par le bloc H. Au point de l'apparition du retard, la vitesse a diminué en passant de 7×10^{-7} m/cycle à 7×10^{-9} m/cycle pour la plaque réparée à R=0.1

Une autre menée par les mêmes auteurs (**Albedah et al. 2016**) sous les mêmes formes de chargements appliqués de l'alliage d'aluminium 2024 T351 a montré que le gain en durée de vie pour les plaques réparées dépend du rapport de charge appliqué et est de l'ordre de 17% pour R=0 et de 21% pour R=0.1.

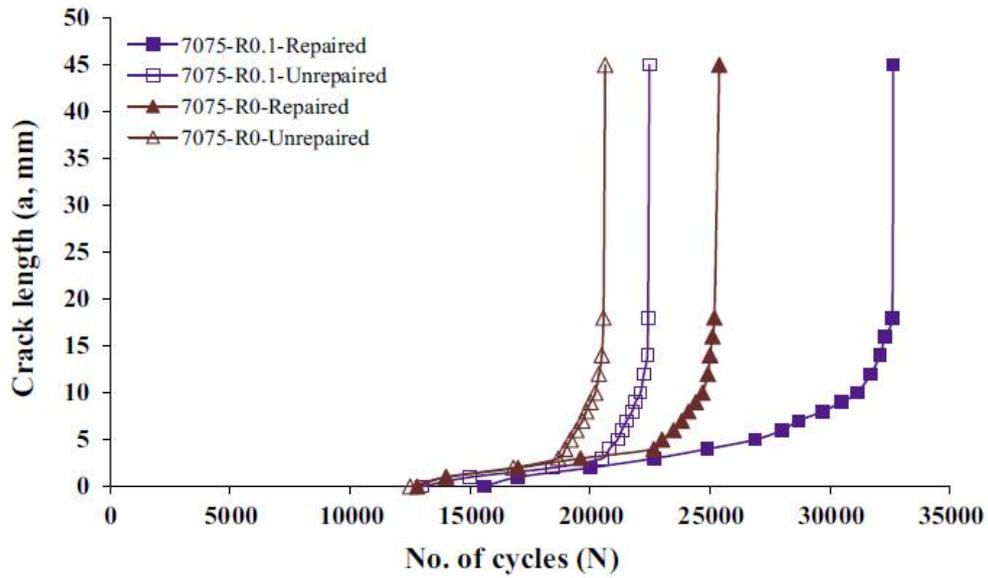


Figure3.13: Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue d'éprouvette réparée et non réparée sous un chargement "L-H" (Albedah, 2015)

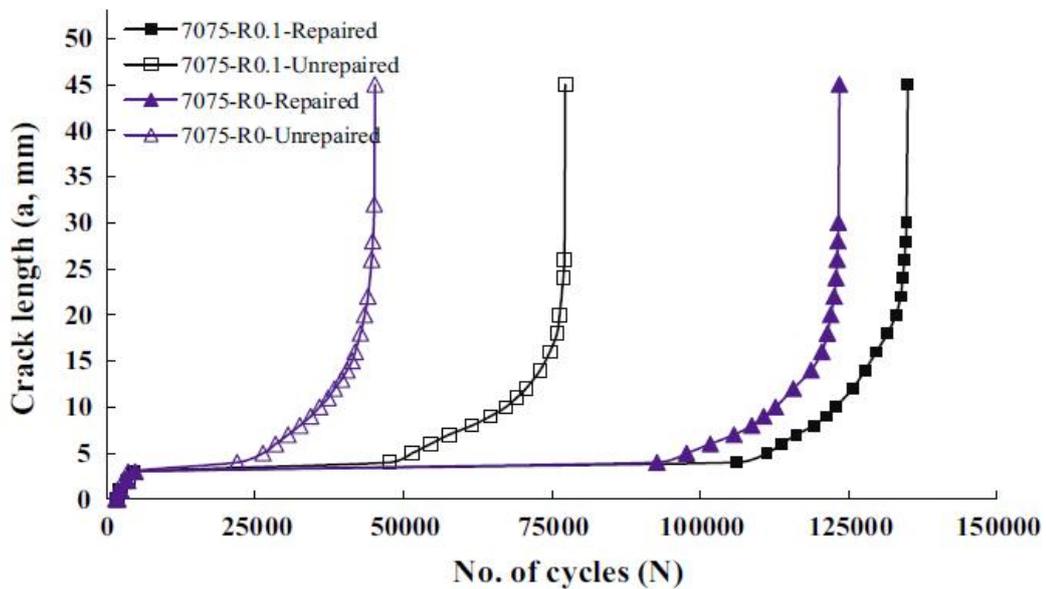


Figure 3.14: Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue d'éprouvette réparée et non réparée en alliage 7075 T6 sous un chargement "L-H"(Albedah, 2015)

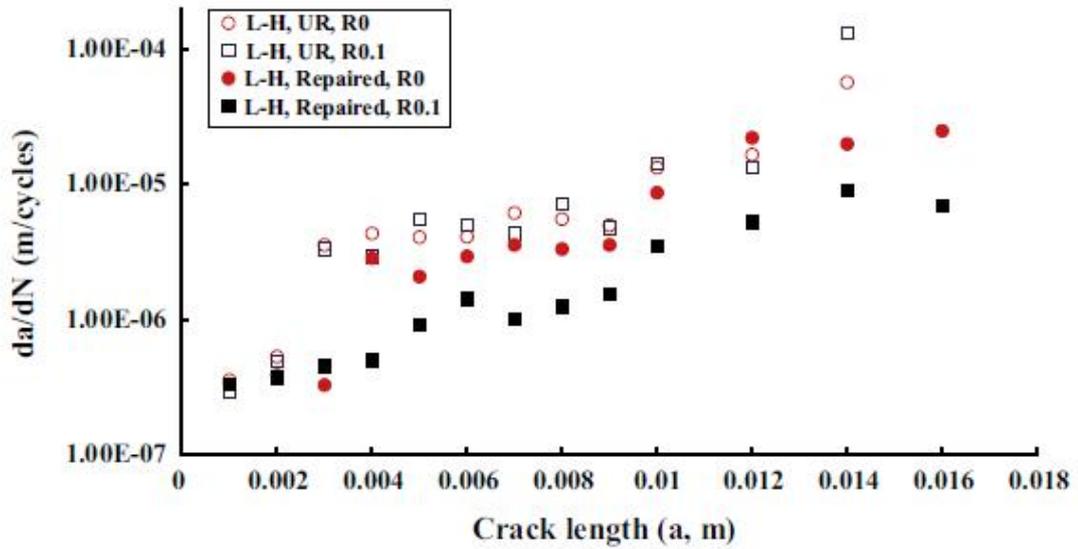


Figure 3.15: Vitesse de fissuration pour un bloc H-L (Albedah, 2015)

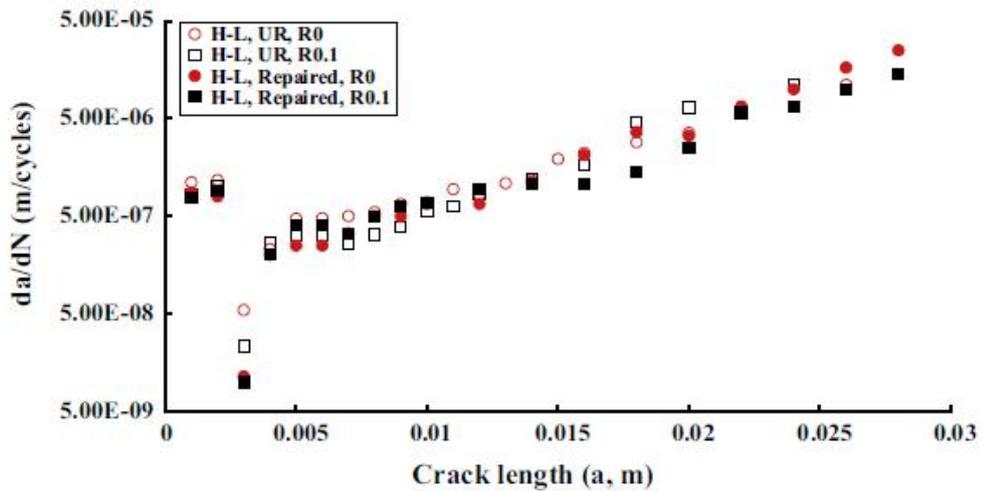


Figure 3.16: Vitesse de fissuration pour un bloc L-H (Albedah, 2015)

Khan et al. (Khan 2018) ont étudié l'effet du taux de surcharges sur la fissuration par fatigue des alliages 2027 T351 et 7075 T6. La forme du chargement appliqué est montrée par la figure 3.17. Le taux du retard augmente par l'augmentation du taux de surcharge. Il est très significatif pour les plaques réparées. Ils ont montré que la durée de vie dépend du temps de l'application de la surcharge (avant ou après réparation). Pour un même taux de surcharge (ORL=1.7) le taux de retard est de 15 et 30 fois respectivement pour l'alliage 2024 T351 et 7075 T6 (figures 3.18 et 3.19).

CHAPITRE III : Etat de l'art des effets de réparation par patch sur la fissuration par fatigue

L'application de la surcharge après réparation (figure 3.20) montre que la durée de vie pour l'alliage 2024 T3 est plus importante que si la surcharge est appliquée avant réparation. Pour l'alliage 7075 T6 (figure 3.21), on note une légère augmentation de la durée de vie. On note pour les deux matériaux fissurés et réparés que l'application d'un taux de surcharge après réparation s'avoisine un $ORL=2.0$ présente des effets inverses (diminution de la durée de vie pour $ORL=2$ par rapport à $ORL=1.7$).

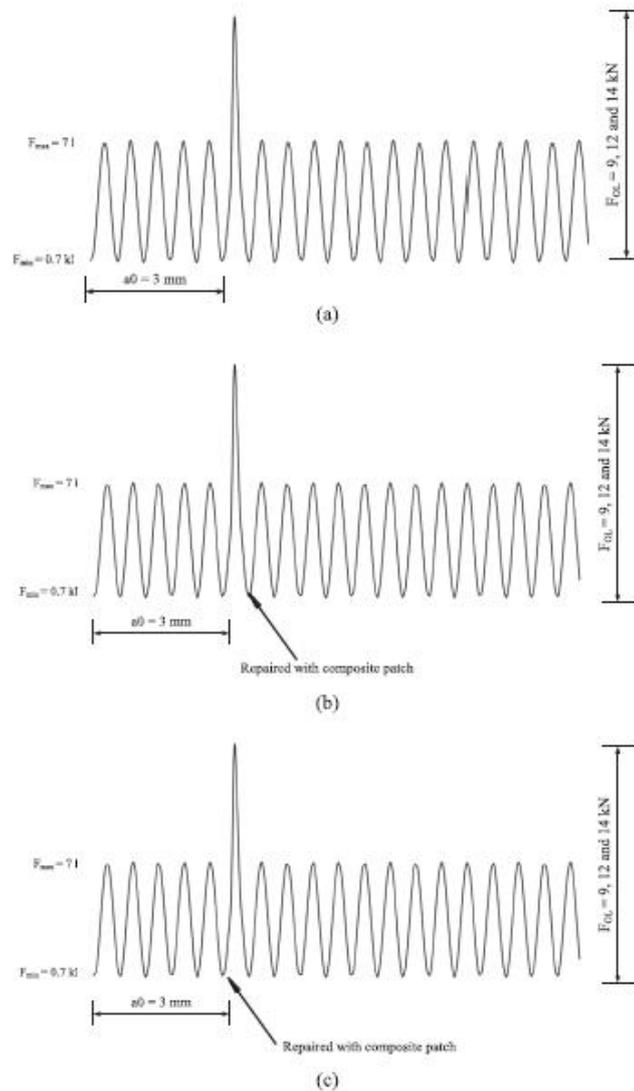


Figure 3.17 Représentation schématique des chargements appliqués avec surcharges (a) surcharge pour plaques non réparées, (b) surcharge avant réparation (c) surcharge après réparation

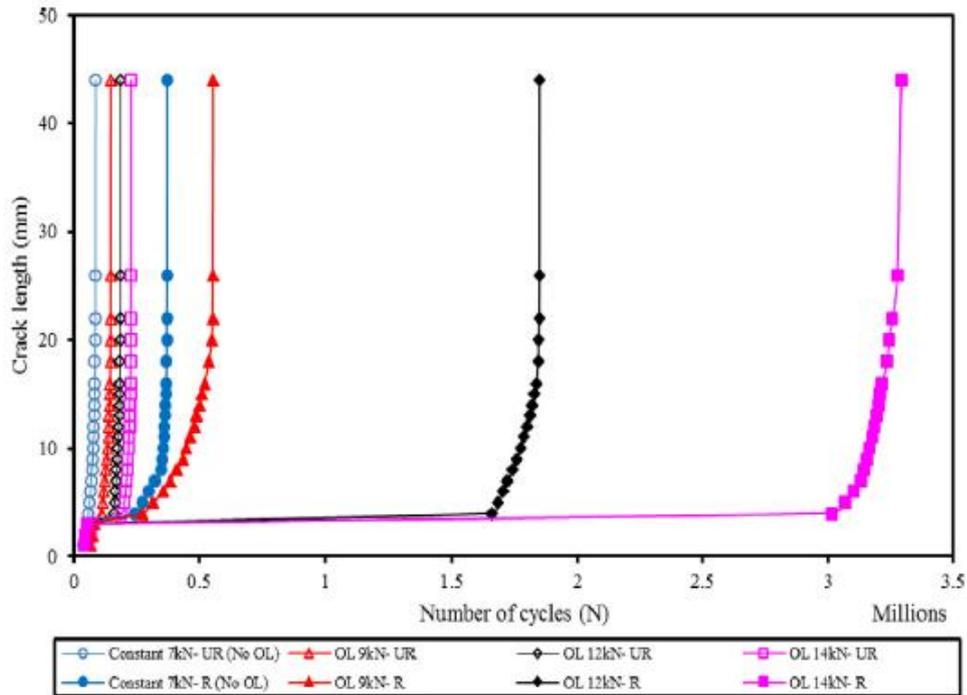


Figure 3.18. Durées de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées en alliage d'aluminium 2024-T3 (la surcharge est appliquée avant réparation par patch) (Khan 2018)

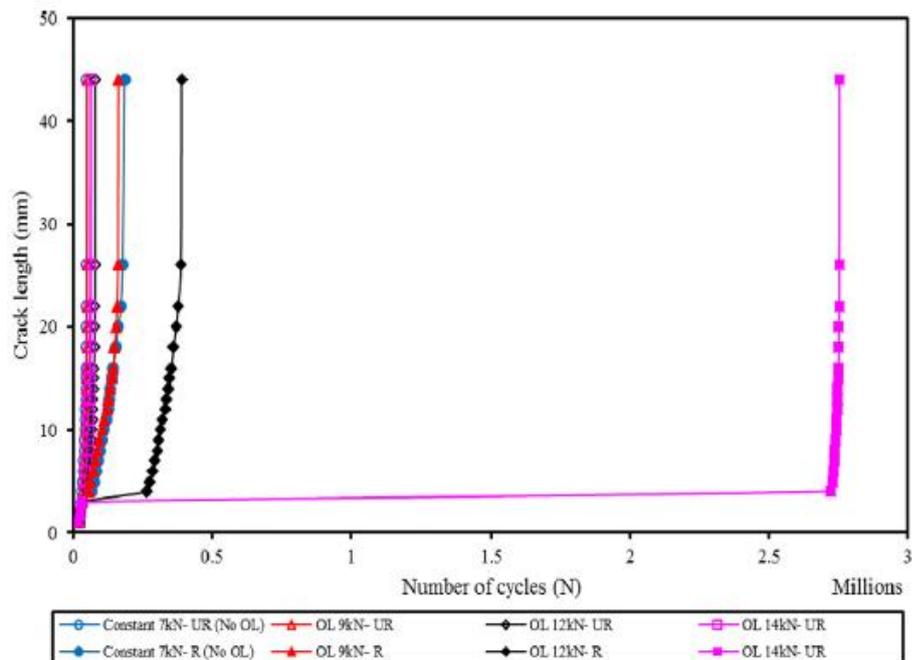


Figure 3.19. Durées de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées en alliage d'aluminium 2024-T3 (la surcharge est appliquée avant réparation par patch) (Khan 2018)

CHAPITRE III : Etat de l'art des effets de réparation par patch sur la fissuration par fatigue

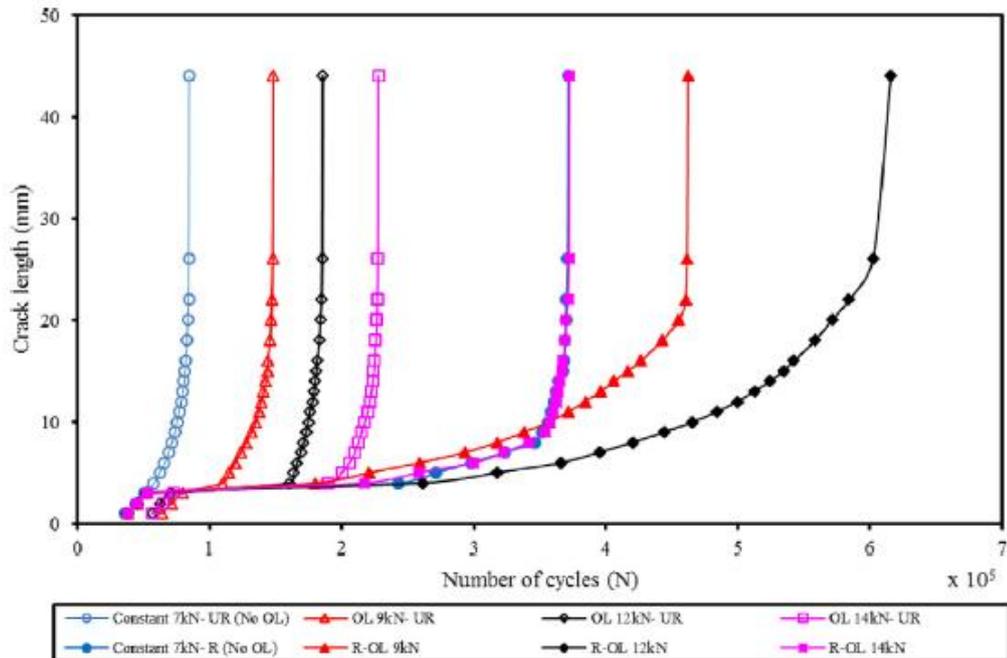


Figure 3.20. Durée de vie en fatigue de l'alliage d'aluminium 2024-T3 (la surcharge est appliquée après réparation par patch) (Khan 2018)

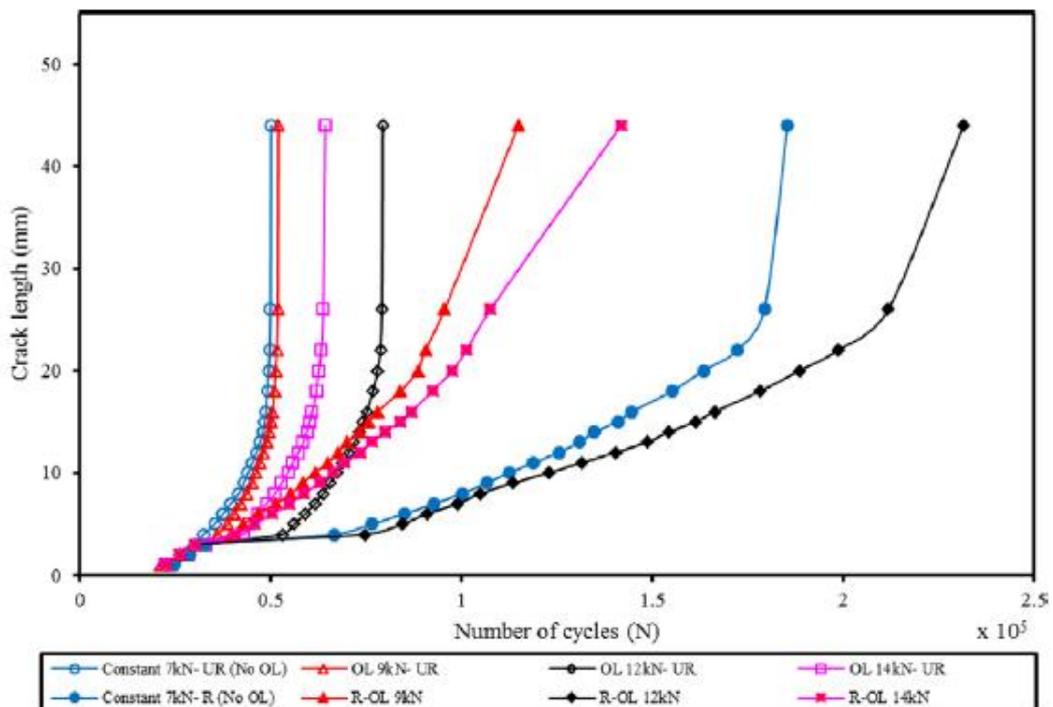


Figure 3.21 Durée de vie en fatigue de l'alliage d'aluminium 7075 T6 (la surcharge est appliquée après réparation par patch) (Khan 2018)

REFERENCES IBLIOGRAPHIQUES

- Albedah A., Khan Sohail M.A., Benyahia F., Bachir Bouiadjra B. (2015) "Experimental analysis of the fatigue life of repaired cracked plate in aluminum alloy 7075 with bonded composite patch" *Engineering Fracture Mechanics* 145, pp 210–220.
- Albedah A., Khan Sohail M.A., Benyahia F., Bachir Bouiadjra B. (2016) "Effect of load amplitude change on the fatigue life of cracked Al plate repaired with composite patch". *International Journal of Fatigue* 88, pp f1-9.
- Albedah, A., Khan, Sohail M. A., Bouiadjra, Bel Abbes, Bachir Bouiadjra, Bachir, Benyahia, F. (2018). "Effect of the patch length on the effectiveness of one-sided bonded composite repair for aluminum panels". *International Journal of Adhesion and Adhesives* 81, pp 83-89.
- Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Ranganathan N. (2002). "Evaluation of the stress intensity factors for patched cracks with bonded composite repairs in mode I and mixed mode". *ECF14*, 8 - 13 September, 2002, vol. 3, Cracow, Poland.
- Beloufa H.I., Ouinas D. (2015). "Effet de la géométrie du patch sur la réduction du facteur d'intensité de contrainte en mode I et en mode mixte d'une fissure tridimensionnelle. 22ème Congrès Français de Mécanique, Lyon, 24 au 28 Août 2015.
- Benachour, M., Benachour, N., Benguediab, M. (2016). "Fractographic Observations and Effect of Stress Ratio on Fatigue Striations Spacing in Aluminium Alloy 2024 T351", *Materials Science Forum*, Vol. 887, pp. 3-8, 2017
- Besseglier E., Djebli A., Bendouba M., Aid A. (2017). "Effect of patch shape on the repair efficiency of a cracked aluminum panel". *Journal of Materials & Engineering Structures* 4, pp 225–233.
- Bichler, Ch., Pippan, R. (2007). "Effect of single overloads in ductile metals: a reconsideration", *Engineering Fracture Mechanics*, 74, pp 1344–1359.
- Borrego, L.P., Ferreira, J.M., Pinho da Cruz, J.M., Costa, J.M. (2003). "Evaluation of overload effects on fatigue crack growth and closure". *Engineering Fracture Mechanics*, 70, pp 1379-1397.

CHAPITRE III : Etat de l'art des effets de réparation par patch sur la fissuration par fatigue

- Harmain, G.A. (2010). "A model for predicting the retardation effect following a single overload". *Theor. Appl. Fract. Mech.*, 53, pp 80-88.
- Hosseini-Toudeshky H. (2006). "Effects of composite patches on fatigue crack propagation of single-side repaired aluminum panels". *Composite Structures* 76, pp 243–251.
- Kermanidis, A.T., Pantelakis, Sp.G. (2011). "Prediction of crack growth following a single overload in aluminium alloy with sheet and plate microstructure". *Engineering Fracture Mechanics*, 78, pp 2325–2337.
- Khan Sohail M.A., Es-Saheb Mahir (2015) "fatigue crack growth analysis of cracked aluminum plates repaired with bonded composite patch" *International Journal of Mechanical And Production Engineering*, Issue-8, Aug.-2015.
- Khan Sohail M.A., Albedah A., Benyahia F., Bachir Bouiadjra B. (2018). "Effect of single tensile peak overload on the performance of bonded composite repair of cracked Al 2024-T3 and Al 7075-T6 plates". *Composite Structures* 193, pp 260–267
- Khodja N., Maouel N. (2013) "Analyse élastoplastique de la réparation d'une fissure émanant d'un trou". U.D.L.Sidi Bel Abbés. Mémoire de Master, Université Sidi Bel Abbes.
- Liao L.J., Huang C., Sawa T. (2013). "Effect of adhesive thickness, adhesive type and scarf angle on the mechanical properties of scarf adhesive joints". Vol. 50(25-26), pp. 4333-4340.
- Mhamdia R., Bachir Bouiadjra B., Serier Z., Belhouari M. (2012). "The patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures". *Proceedings of the 2012 International Conference on Industrial Engineering and Operations Management Istanbul, Turkey, July 3 – 6, 2012.*
- Ouinias D., Hebbar A., Vina Olay J. (2006). "Fracture mechanics modelling of cracked aluminium panel repaired with bonded composite circular patch". *Journal of Applied Sciences*, 6: 2088-2095.
- Ricci Fabrizio, Francesco Franco, Nicola Montefusco (2008). *Bonded composite patch repairs on cracked aluminum plates: theory, modelling and experiments*" University of Naples "Federico II", Department of Aerospace Engineering Italy.

- Sabelkin V., Mall S., Avram J.B. (2006). "Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch". *Engineering Fracture Mechanics* 73, pp 1553-1567.
- Vardar, Ö, Yildirim, N. (1990). "Crack growth retardation due to intermittent overload". *International Journal of Fatigue* 12(4), pp 283-287.
- Ward-Close, C.M. Blom, A.F., Ritchie, R.O. (1989). "Mechanisms associated with transient fatigue crack growth under variable-amplitude loading: an experimental and numerical study". *Engineering Fracture Mechanics*, 32, pp 613-38.
- Zhang Y., Takaishi K.T., Noda N.A., Lan X. (2011). "Effect of adhesive thickness on the intensity of singular strength for the adhesive joint (comparison between bending and tension)". *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series A*, Vol. 77(784), pp 2076-2086.

I. INTRODUCTION

La présente étude a pour but de prédire le comportement en fatigue d'une plaque fissurée en alliage d'aluminium 7050 T736 réparée par composite patch sous différents types de chargements. Les chargements appliqués sont le chargement cyclique à amplitude constante, le chargement cyclique à amplitude constante avec surcharge et les chargements cycliques à blocs d'amplitudes variables. Cette étude a été conduite sous l'environnement du code AFGROW destiné à prédire la fissuration par fatigue.

II. CODE AFGROW

AFGROW est un code de calcul permettant d'étudier l'amorçage et la propagation des fissures de fatigue et de prédire les durées de vie des structures endommagées et réparées. Ce code a été développé par HARTER en 1987 (**Harter, 20004**) pour le profit de la NASA. La version du code AFGROW utilisé, travail sous une interface Windows XP (figure 4.1).

Le code possède plusieurs interfaces. Les principaux interfaces sont l'interface "Matériaux", l'interface "modèle géométrique" et l'interface de réparation par patch. De plus il offre par des interfaces intermédiaires, d'introduire une grande variété de chargements cycliques, les modèles de retard pour les effets d'interactions des surcharges et les contraintes résiduelles. Les résultats fournis sont sous forme graphique et de données numériques de l'évolution de la longueur de la fissure $a = f(N)$ et de la vitesse de propagation da/dN et la fonction de correction de géométrie pour les structures réparées et non réparées $= f(a)$.

III. MODELE GEOMETRIQUE, MATERIAU & CYCLES DE CHARGEMENT

La géométrie et les dimensions de l'éprouvette fissurée de type M(T) en alliage aluminium réparée par patch utilisé dans l'étude de la fissuration par fatigue sont présentées sur la figure 4.2. L'épaisseur de la plaque "tp" est de 3 mm, la longueur "Hp" est de 320 mm et la largeur "Wp" est de 160 mm. Au bord de chaque éprouvette, il y a présence d'une fissure latérale initiale de longueur "a0 = 3 mm".

Un patch composite est collé sur la zone endommagée de la plaque, avec une épaisseur " $t_r = 1.6 \text{ mm}$ ", une longueur effective " $L_r = 80 \text{ mm}$ " et une largeur " $W_r = 80 \text{ mm}$ ". Le matériau utilisé dans cette étude est en alliage d'aluminium 7050 T736. Les propriétés mécaniques des l'alliage sont données sur le tableau 4.1. La réparation par patch est faite en Boron/Epoxy (Tableau 4.2). L'adhésive de collage appliqué est FM73 (Tableau 4.3). Le nombre de plies appliqué est de 8 plies avec orientation symétrique par rapport à quatre plies (figure 4.3). La plaque considérée est sollicitée en mode I sous une contrainte cyclique d'amplitude maximale $\sigma_{\max}=100 \text{ MPa}$.

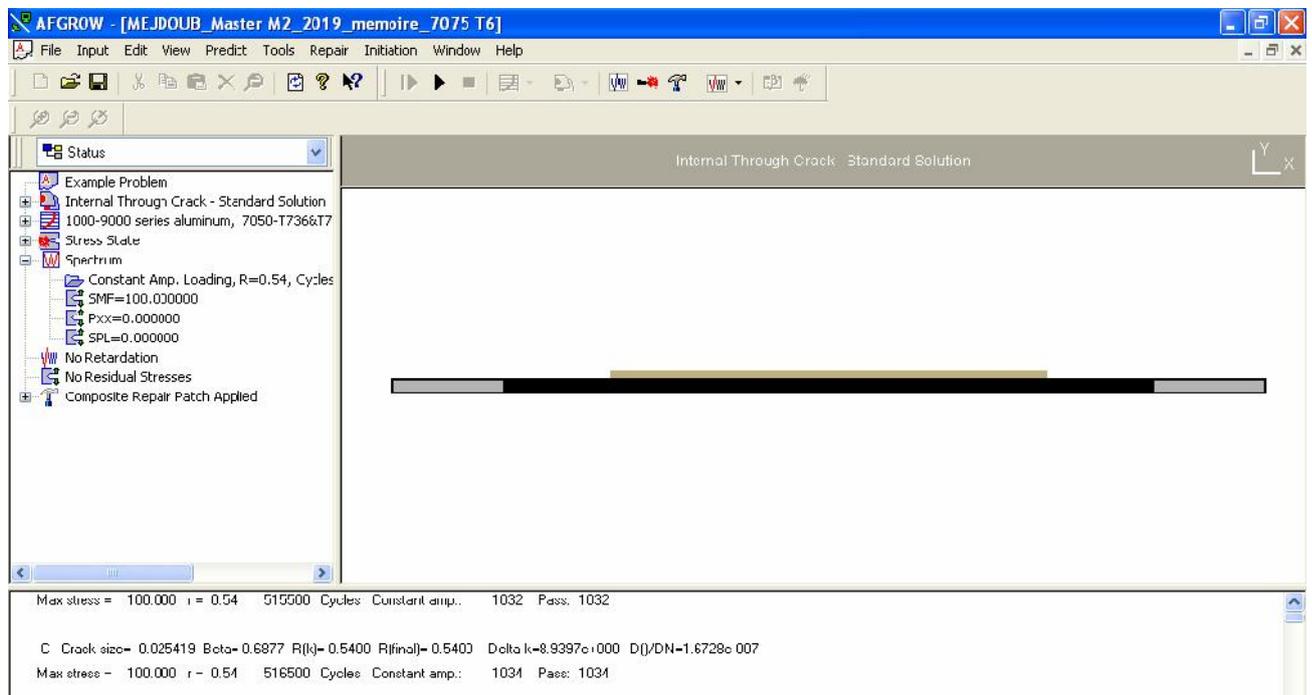


Figure 4.1: Interface du code AGROW

Tableau 4.1 : Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium 7050 T736

σ_e (MPa)	E (GPa)	KC ($\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$)	K_{IC} ($\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$)
427.48	71.7	52.74	26.37

Tableau 4.2 : Propriétés mécaniques du Boron/Epoxy

E11 (GPa)	E22 (GPa)	E33 (GPa)	G12 (GPa)	G13 (GPa)	G23 (GPa)	$\nu_{12}, \nu_{12}, \nu_{12}$
208	25.4	25.4	7.2	7.2	4.9	0.1677 ; 0.1677 ; 0.035

Tableau 4.3 : Les propriétés mécaniques de l'adhésif FM73

Ga (GPa)	ν
0.42	0.3

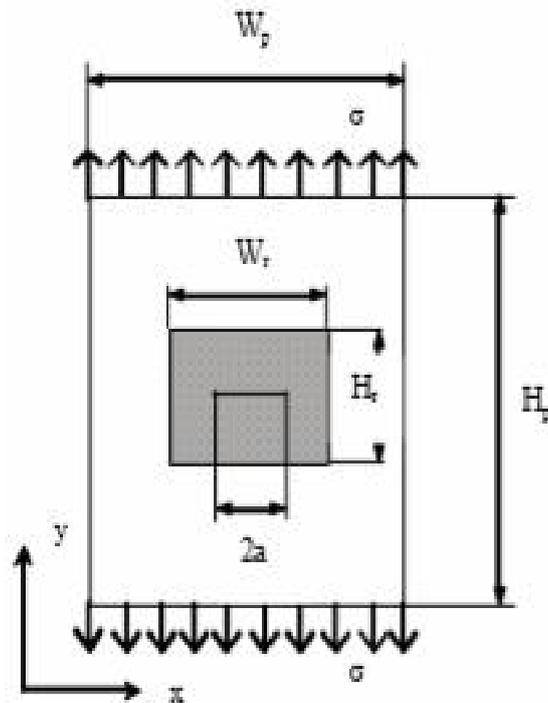


Figure 4.2 : Modèle géométrique

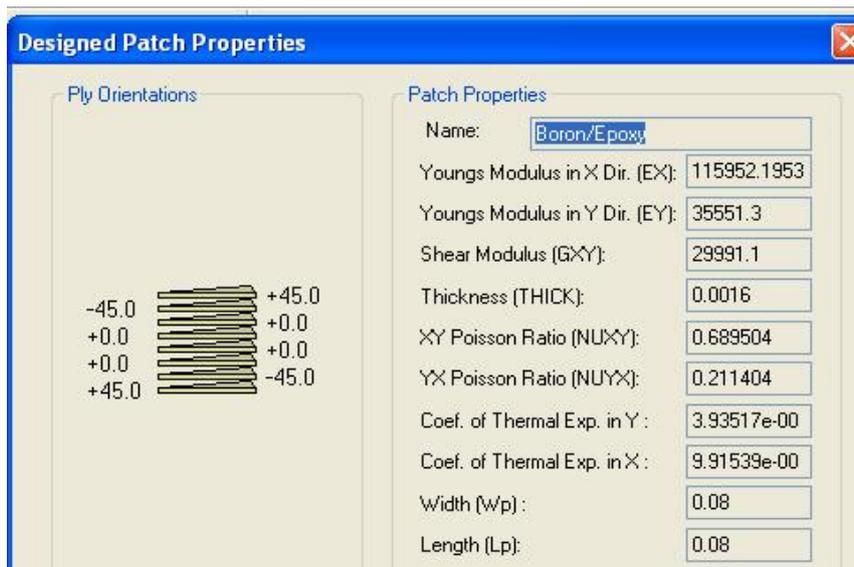


Figure 4.3 : Orientations des fibres et propriétés du patch

Les facteurs d'intensités de contraintes de la plaque réparée et non réparée sont exprimé par les équations suivantes :

$$\Delta K = \beta_n \cdot \Delta \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a} \quad (4.1)$$

$$\Delta K = \beta_p \cdot \Delta \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a} \quad (4.2)$$

β_n et β_p représentent respectivement les coefficients de correction de géométrie pour la plaque non réparée et la plaque réparée.

$$\beta_n = \left[\sec \left(\frac{\pi a}{w} \right) \right]^{1/2} \quad (4.1)$$

L'évolution des coefficients β_n et β_p de correction de géométrie en fonction de la longueur « a » sont donnés par la figure 4.4.

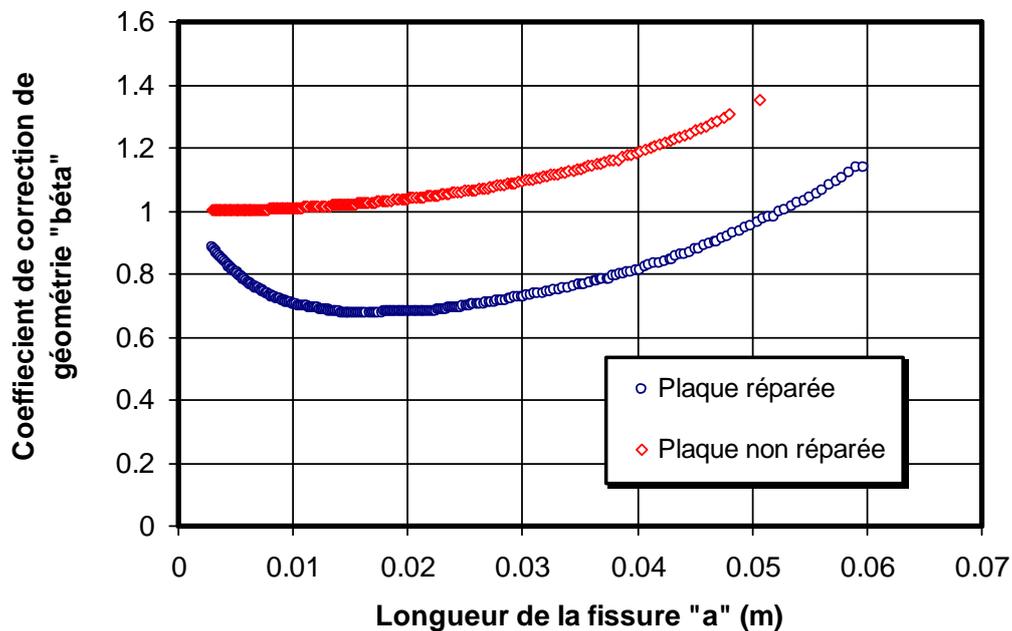


Figure 4.4. Evolutions des coefficients β_n et β_p de correction de géométrie

Les chargements cycliques appliqués dans notre étude sont donnés respectivement par les figures 4.5 à 4.8. Les paramètres du modèle de propagation NASGRO pour l'alliage d'aluminium 7050 T736 sont reportés sur le Tableau 4.4

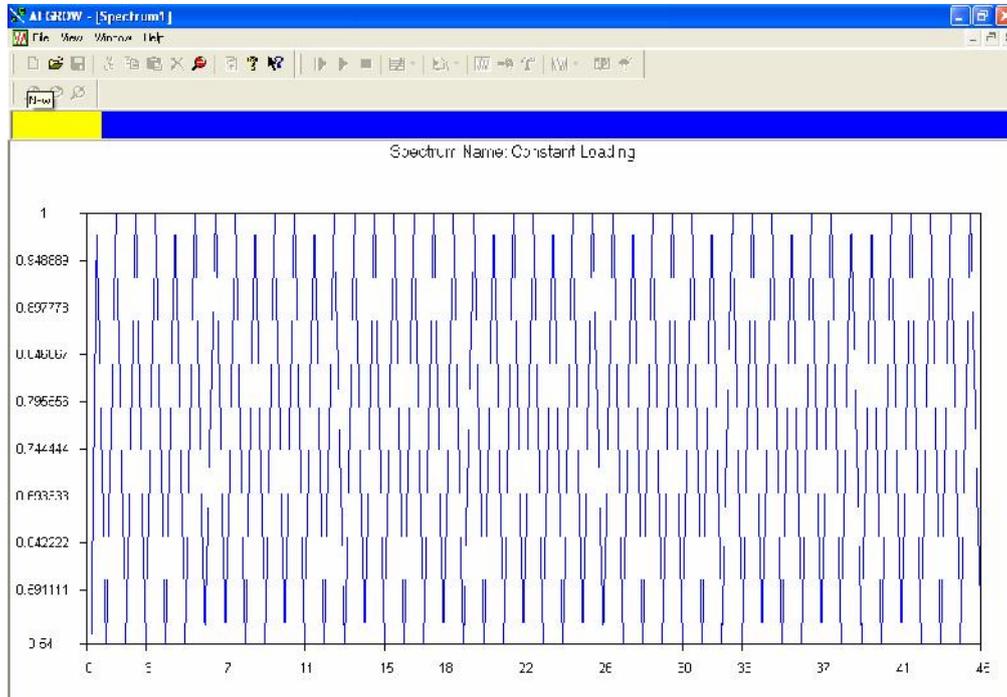


Figure 4.5 : Chargement cyclique à amplitude constante

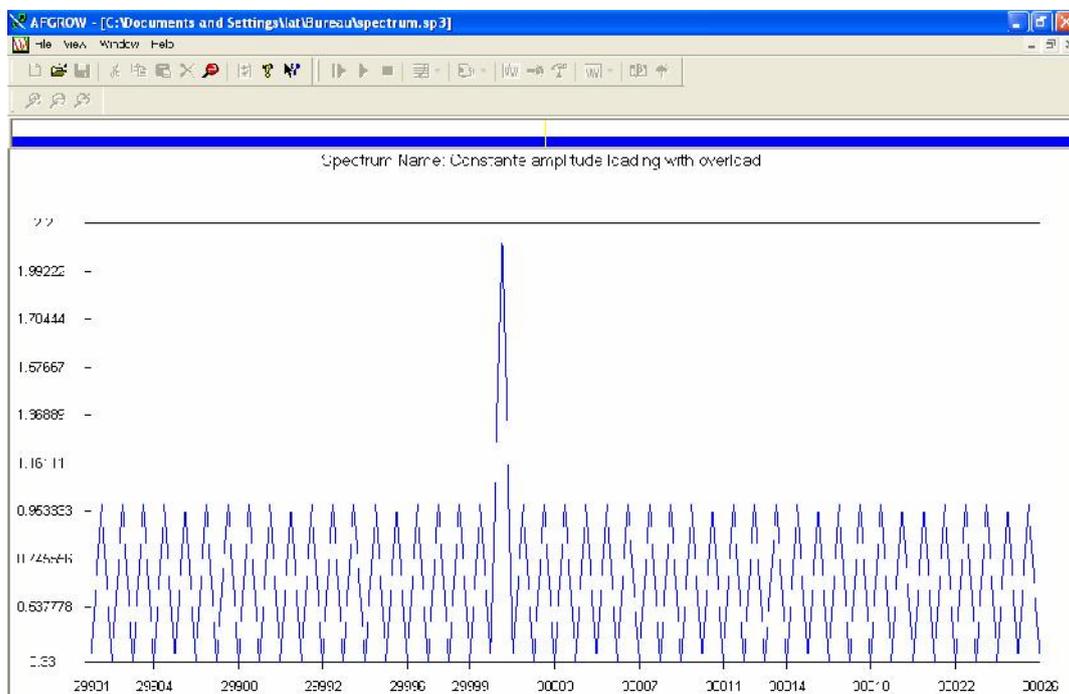


Figure 4.6 : Chargement cyclique à amplitude constante avec surcharges

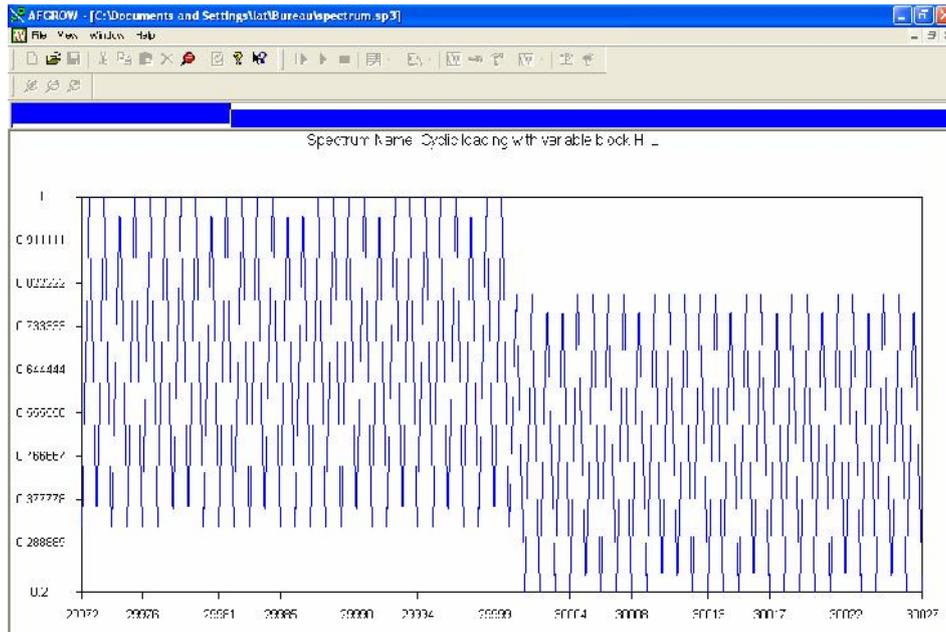


Figure 4.7 : Chargement cyclique à blocs variables H-L

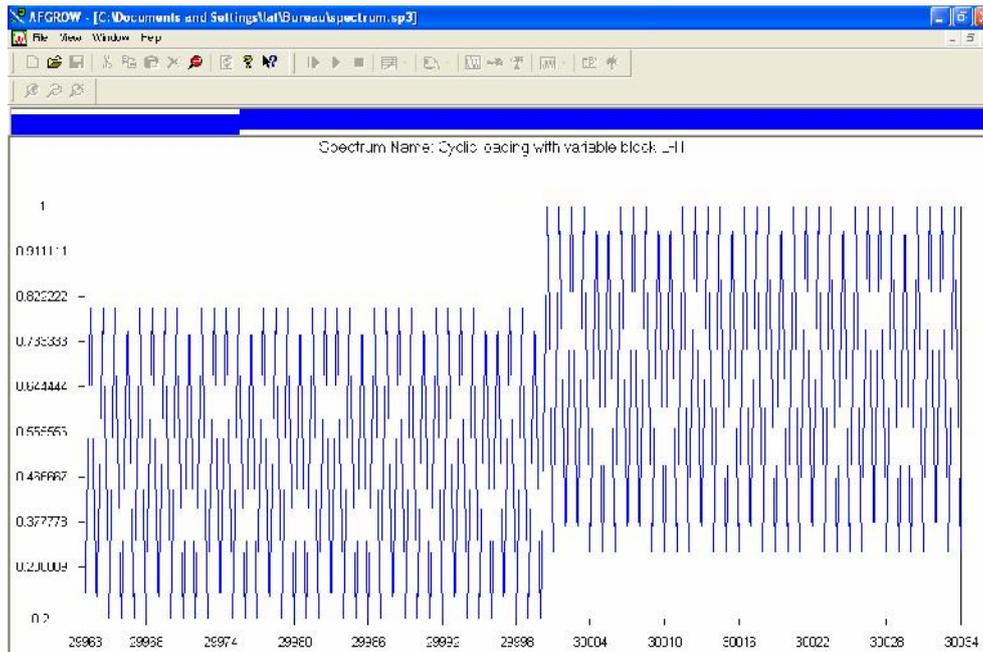


Figure 4.8 : Chargement cyclique à blocs variables L-H

Tableau 4.4 : Paramètre du modèle de propagation de l'alliage 7050 T736

C	N	p	q
4.2×10-10	2.667	0.5	0.1

IV. RESULTATS & INTERPRETATIONS

IV.1. EFFET DU RAPPORT DE CHARGE

La figure 4.9 montre l'effet du rapport de charge sur la durée de vie à la propagation par fatigue de l'éprouvette de type M(T) et réparée par patch (Boron/Epoxy) à partir d'une fissure initiale de $a_0=3$ mm. Le chargement appliqué est un chargement cyclique d'amplitude constante dont la charge maximale appliquée est $\sigma_a = 100$ MPa. Les rapports de charge sont $R=0.1$; 0.25 ; 0.33 et 0.54 . On remarque que l'augmentation du rapport de charge a fait augmenter la durée de vie. Cette augmentation est due à la diminution de l'amplitude de chargements $\Delta\sigma_a$ ($\Delta\sigma_a = \sigma_{Max} - \sigma_{min}$). Ces amplitudes de contraintes sont respectivement 90, 75, 67 et 46 MPa. La réduction de l'amplitude de chargement de 90 MPa à 46 MPa a fait augmenté la durée de vie à la rupture de 170326 cycles à 576283 cycles ce qui représente un taux d'augmentation de 3.38 fois.

L'effet du rapport de charge sur la fissuration par fatigue se montre clairement sur l'évolution de la vitesse de fissuration (propagation). La figure 4.10 montre l'évolution de la vitesse de fissuration da/dN en fonction de l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte ΔK . Le résultat obtenu confirme la tendance des résultats expérimentaux tirés de la littérature. L'augmentation du rapport de charge fait augmenté la vitesse de fissuration. L'effet du rapport de charge est plus marquant au niveau du seuil de non fissuration et ou au niveau de la fissure initiale. Pour une même fissure initiale, l'augmentation du rapport de charge réduit le facteur d'intensité de contrainte initiale. Au rapport de charge $R=0.1$, $\Delta K_s = 7.8 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, par contre pour $R=0.54$, $\Delta K_s = 4.03 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$. Aux valeurs importantes du d'intensité de contrainte, et à la même vitesse de fissuration, ΔK est réduit de 42.7 à 22.6 $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ respectivement pour $R = 0.54$ à $R=0.1$. Pour un même facteur d'intensité de contrainte, on constate une augmentation de la vitesse de fissuration. Par exemple pour $\Delta K = 20 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, la vitesse de fissuration pour $R=0.1$ est de $9.38 \times 10^{-7} \text{ m/cycle}$ et pour $R=0.54$, elle est de $8.0 \times 10^{-6} \text{ m/cycle}$ ce qui représente un taux d'augmentation de 8.53 fois.

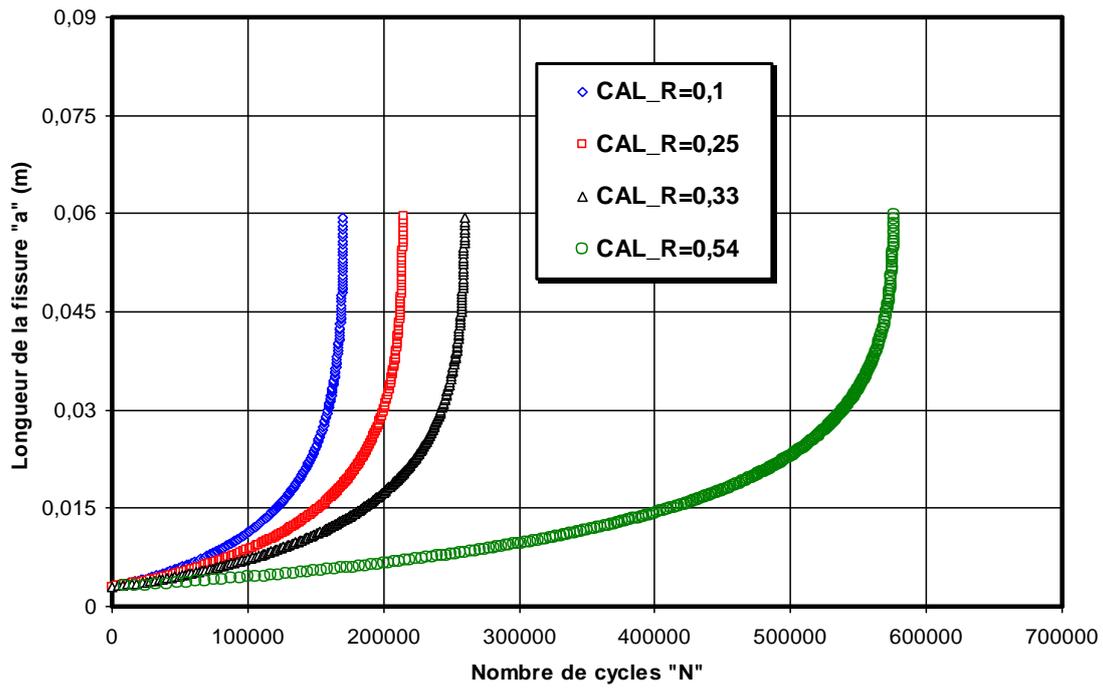


Figure 4.9 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie pour une pièce réparée en Boron/Epoxy

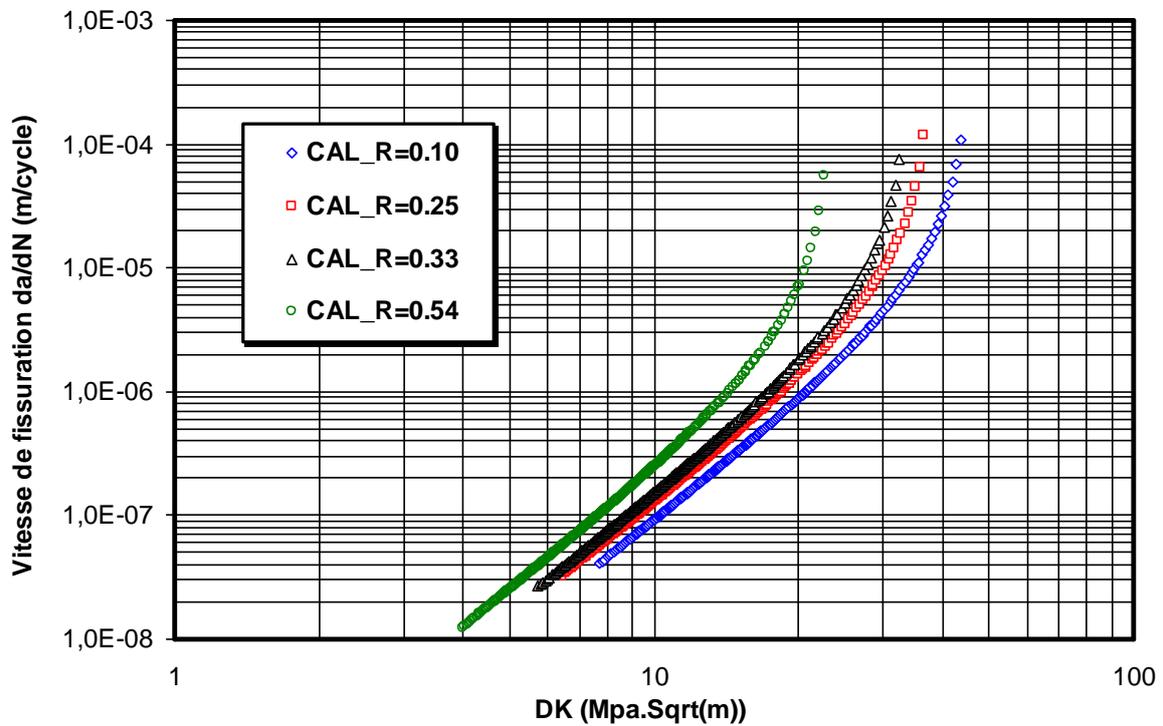


Figure 4.10 : Effet du rapport de charge sur la vitesse de fissuration pour une pièce réparée en Boron/Epoxy

IV.2. EFFET DES SURCHARGES SUR UNE STRUCTURE REPAREE

Les figures 4.11 et 4.12 représentent respectivement la comparaison des durées de vie en fatigue et les vitesses de fissuration entre plaque réparée et non réparée en alliage d'aluminium 7050 T736 sous l'application d'un chargement à amplitude constante avec une seule surcharge (ORL=2.2). Pour la plaque non réparée, le nombre de cycle de rupture est de 9×10^4 cycles en présence de surcharge. On remarque l'existence de deux paliers de retard. Le nombre de cycle de retard cumulé est de 1.0×10^4 cycles. La réparation par patch en présence des charges variables (surcharges) a contribué à l'augmentation de la durée de vie à la rupture et a atteint un nombre de cycle de rupture de 2.95×10^5 cycles. La différence en durée de vie cumulée par l'application de la réparation par patch est de 2.05×10^5 cycles. Durant la propagation on constate la présence de neuf paliers de retard dus aux répétitions de l'application des surcharges. Le retard cumulé dû à l'application des surcharges est environ 7.0×10^4 cycles. Le taux d'amélioration dû aux effets combinés de la réparation par patch et l'application de surcharges est de 328 %. La longueur de rupture atteinte en présence du patch est de 60 mm par contre la longueur final de rupture de l'éprouvette non réparée est de 18 mm. Ce constat montre que la rigidité de la plaque d'aluminium est améliorée par la présence du patch collé.

La comparaison des vitesses de fissuration dans les plaques réparées et non réparées sous chargement variable pour ORL=2.2 est présenté par la figure 4.12. Pour le cas de la plaque non réparée, on constate la présence de deux types de retard, le premier retard un retard différé et le deuxième un retard immédiat (instantané) aux longueurs de fissure " $a=4.69$ mm" et " $a=8.0$ mm". Les vitesses de fissuration en ces points sont diminués respectivement à 6.13×10^{-8} et 5.44×10^{-8} m/cycle. Dans le cas de la plaque réparée, on note toujours les deux types de retard signalés ci-dessus. La vitesse de fissuration maximale atteinte pour un retard différé est de 5.3×10^{-5} m/cycle et est diminuée à 1.33×10^{-7} m/cycle pour la longueur de fissure " $a= 28.44$ mm".

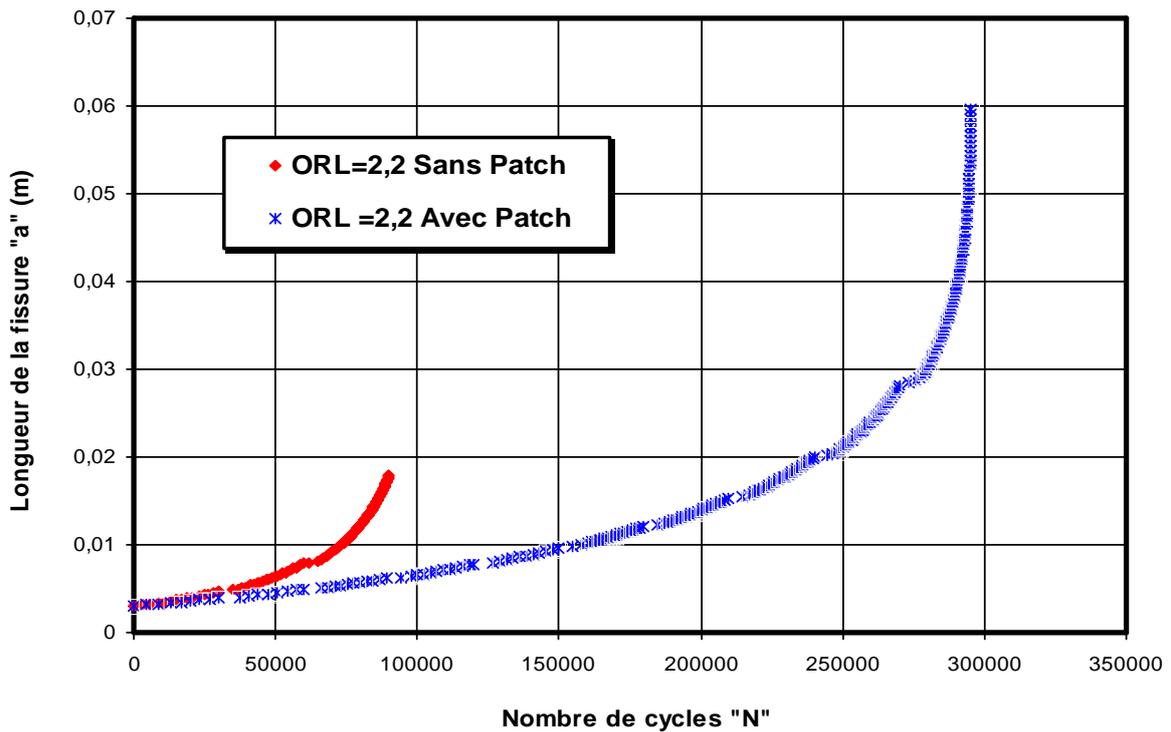


Figure 4.11 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous l'application d'une surcharge (ORL=2.2) sur la durée de vie en fatigue de l'alliage 7050 T736

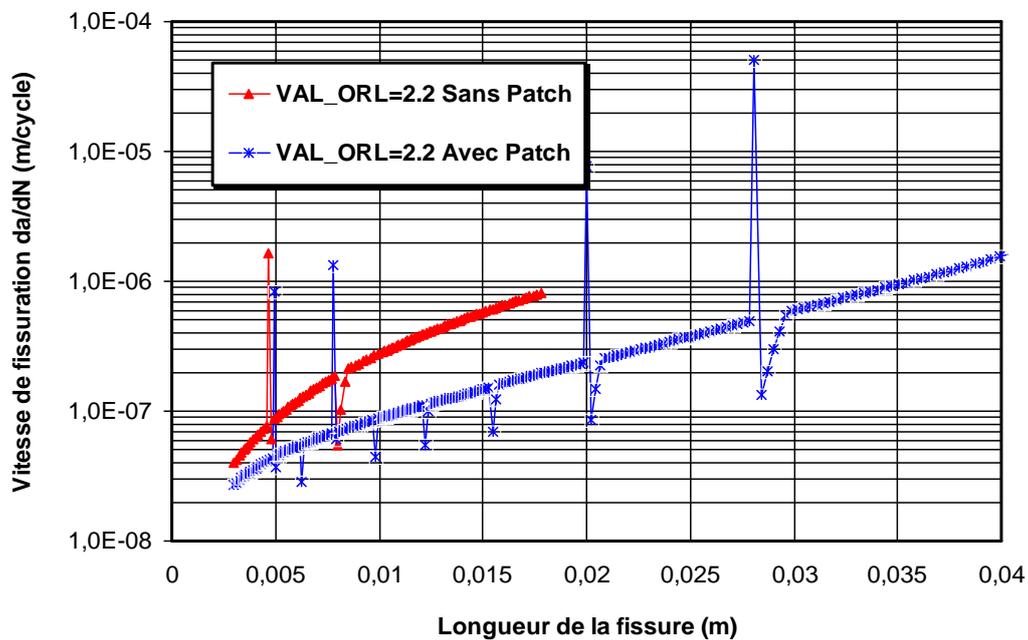


Figure 4.12 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous l'application d'une surcharge (ORL=2.2) sur la vitesse de fissuration de l'alliage 7050 T736

IV.3. EFFET DU TAUX DE SURCHARGE SUR LA FISSURATION DE LA STRUCTURE REPARÉE

La figure 4.13 présente l'effet du taux de surcharge sur la durée de vie en fatigue de l'éprouvette réparée par patch. Les résultats présentés montrent que la durée de vie en fatigue est améliorée par la réparation par patch pour les différents taux de surcharges. A un taux de surcharge faible "ORL=1.5", on remarque que la durée de vie en fatigue n'est pas affectée par l'interaction de la surcharge comparativement par rapport à la durée de vie en fatigue de l'éprouvette soumise à un chargement d'amplitude constante pour un rapport de charge $R=0.33$.

A partir d'un taux de surcharge "ORL=2.0" on constate la présence de paliers de retards. La durée de vie causée par le retard est de l'ordre de 3.2×10^4 cycles. L'effet de la réparation par patch est plus significatif pour un taux de surcharge "ORL=2.2". Le nombre de palier de retard est augmenté et en conséquence la durée de vie à la rupture.

La différence en durée de vie pour "ORL=2.2" comparativement par rapport au chargement d'amplitude constante pour $R=0.33$ est de 4.4×10^4 cycles. Cela représente un taux d'augmentation de 17.5%.

La vitesse de fissuration da/dN en fonction de la longueur de la fissure "a" pour la plaque réparée par patch en "Boron/Epoxy" est donnée par la figure 4.14. On constate que durant la propagation de la fissure et sous l'application des surcharges, l'apparition de trois types d'interaction. Pour ORL=1.5, il y a apparition d'accélération immédiate après application de la surcharge. Pour "ORL=1.8", des retards immédiats mais avec une faible diminution de la vitesse de fissuration pour des longueurs de fissure inférieures à 20 mm. A partir de $a=30$ mm, on note la présence d'un retard différé dont la vitesse maximale atteinte est de 7.5×10^{-6} m/cycle et la vitesse réduite à 3.15×10^{-7} m/cycle. Ce retard différé est survenu à la longueur de fissure " $a=27.8$ mm". Pour "ORL=2.0", on est en présence plus de retards instantanés que différés. Le niveau de réduction des vitesses de fissuration pour les retards instantanés 1.48 à 3.40 fois. Pour le retard différé survenu à " $a=13.29$ mm", la vitesse maximale atteinte est de 1.92×10^{-6} m/cycle et est réduite à 8.81×10^{-8} m/cycle.

D'après le cycle de propagation le nombre de palier de retard est augmenté pour $OLR=2.2$. Au début on constate des retards différenciés avec un faible taux de réduction de la vitesse et intercalés par des retards instantanés. Au-delà de la longueur $a=20$ mm, on est en présence de retard différencié avec un taux de réduction des vitesses important. Pour $a=28$ mm, la vitesse maximale atteinte est de 5.3×10^{-5} m/cycle qui permet de générer une zone plastique importante et la vitesse a été réduite à 1.33×10^{-7} m/cycle. En ce point d'application de la surcharge, la vitesse de fissuration par rapport au niveau du chargement d'amplitude a a passé de 4.89×10^{-7} m/cycle de à 1.33×10^{-7} m/cycle ce qui représente un taux de réduction environ de 3.7 fois.

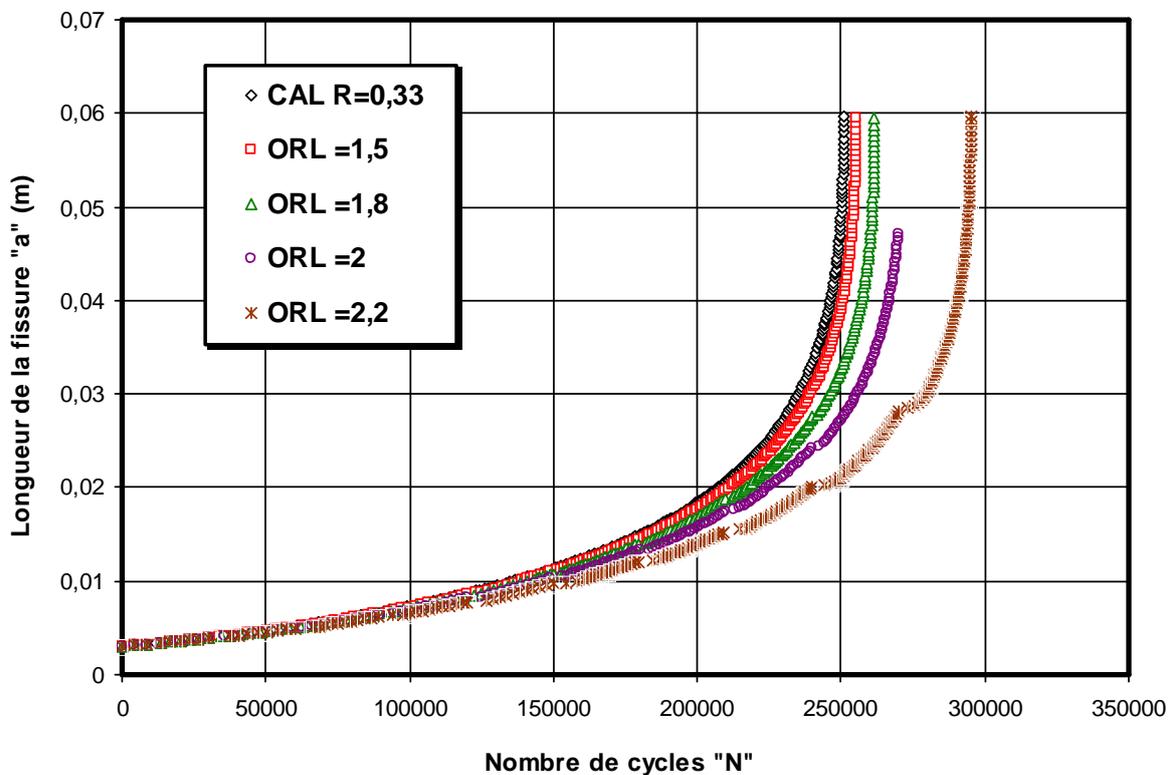


Figure 4.13 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie de l'éprouvette réparée par patch en alliage 7050 T736

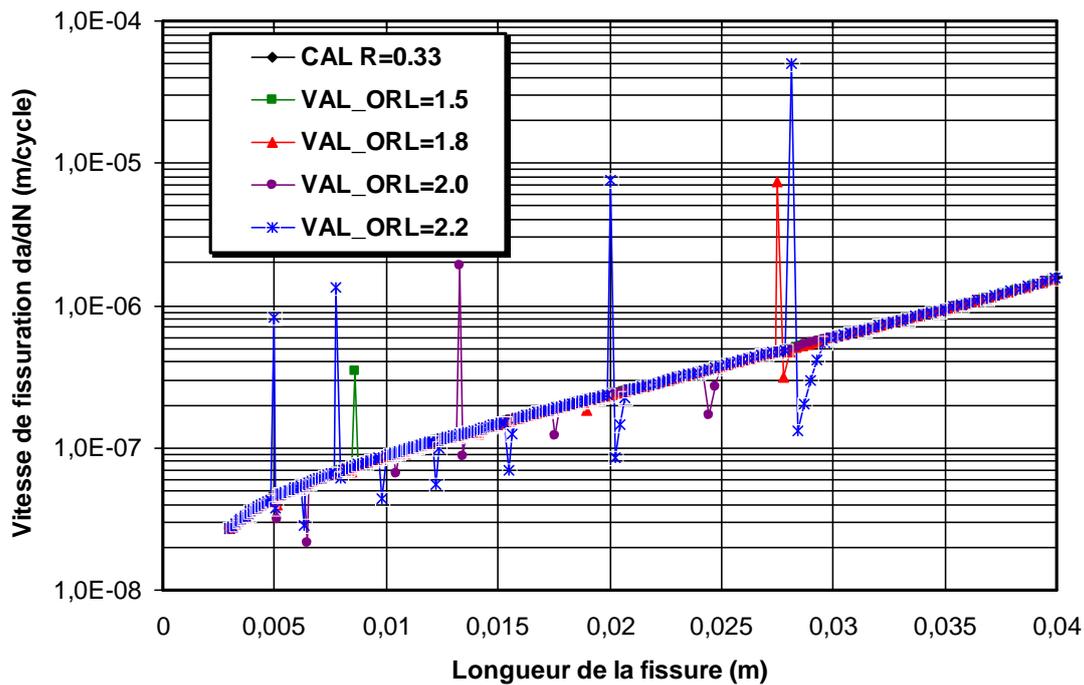


Figure 4.14 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration de l'éprouvette réparée par patch en alliage 7050 T736

IV.4. EFFET DU TYPE DE BLOC DE CHARGEMENT SUR LA RUPTURE PAR FATIGUE

Les figures 4.15 et 4.16 présentent l'effet du chargement à blocs variables sur la durée de vie et la vitesse de fissuration de la plaque M(T) réparée par Boron/Epoxy en alliage d'aluminium 7050 T736 . Deux types de blocs de chargement cycliques sont appliqués (figures 4.7 et 4.8) nommés bloc L-H et bloc H-L.

L'application du bloc L-H réduit la durée de vie du fait le processus de fissuration est accélérée après le passage du chargement « L » à « H » où la durée du chargement « L » est courte devant la durée du chargement « H ». Il faut noter que l'amplitude des chargements cycliques $\Delta\sigma$ des deux blocs « L » et « H » du chargement "L-H" sont très proches.

L'application du chargement cyclique par bloc "H-L" a fait augmenté la durée de vie résiduelle de la plaque fissurée et réparée par patch par rapport aux chargement d'amplitude constant pour $R=0.3$ et le bloc de chargements cycliques "L-H". Cette augmentation est de l'ordre de 132000 cycles et 113000 cycles respectivement par rapport au chargement cyclique à amplitude constante et le chargement "L-H".

Les effets de l'application des blocs "L-H" et "H-L" sont plus significatives en début de fissuration. On note pour le bloc "L-H" une vitesse faible en début de fissuration par rapport à la vitesse pour un chargement à amplitude constante "CAL". La vitesse da/dN en début de fissuration est de l'ordre de 1.8×10^{-8} m/cycle et augmente brusquement à 3.32×10^{-8} m/cycle après l'application du chargement "H" du bloc "L-H" et elle rejoint la vitesse de fissuration due au chargement à amplitude constant CAL.

L'application du bloc "H-L" révèle qu'en début de fissuration, la vitesse prend l'allure de la vitesse de fissuration du chargement à amplitude constant CAL. Après la durée d'application du chargement "H" du bloc "H-L" qui est de 30000 cycles, la vitesse de fissuration est réduite et est passée de 3.41×10^{-8} m/cycle à 2.35×10^{-8} m/cycle. Les résultats révèlent aussi que la durée des blocs en début de fissuration « $N=30000$ cycles » affectent les durées de vie résiduelles et les vitesses de fissurations.

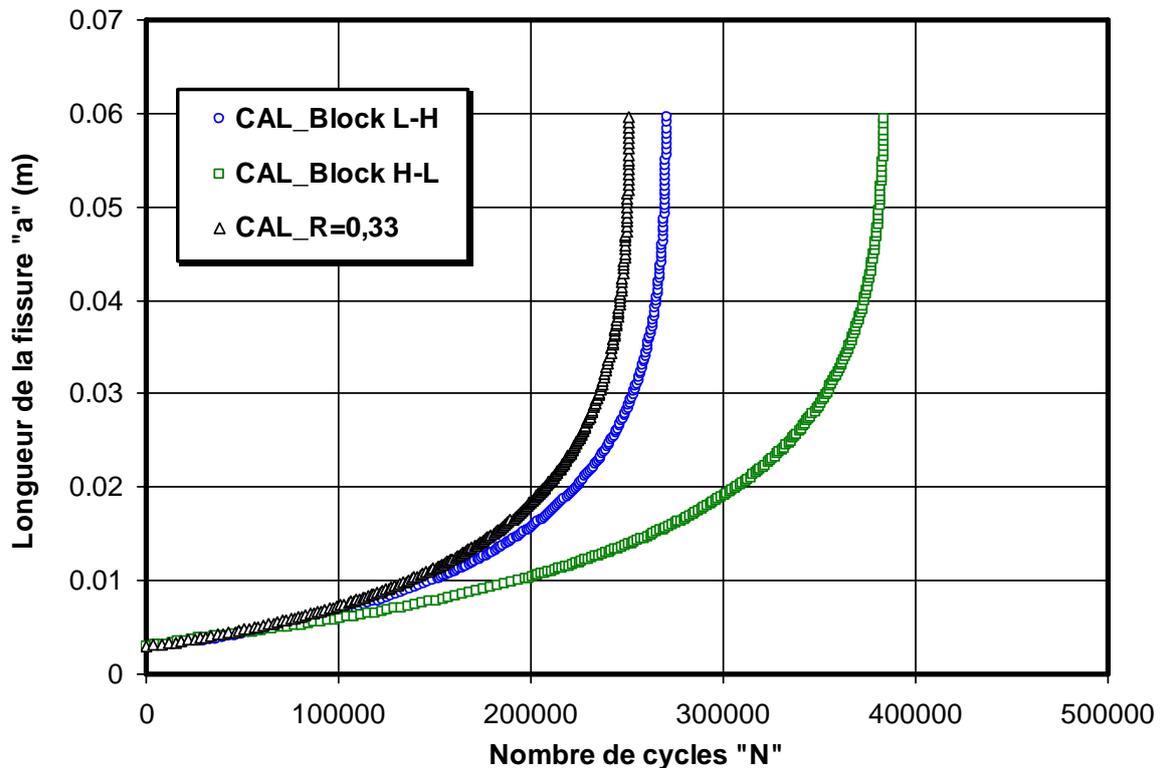


Figure 4.15 Effet de la nature du bloc sur la durée en fatigue de l'éprouvette réparée par patch

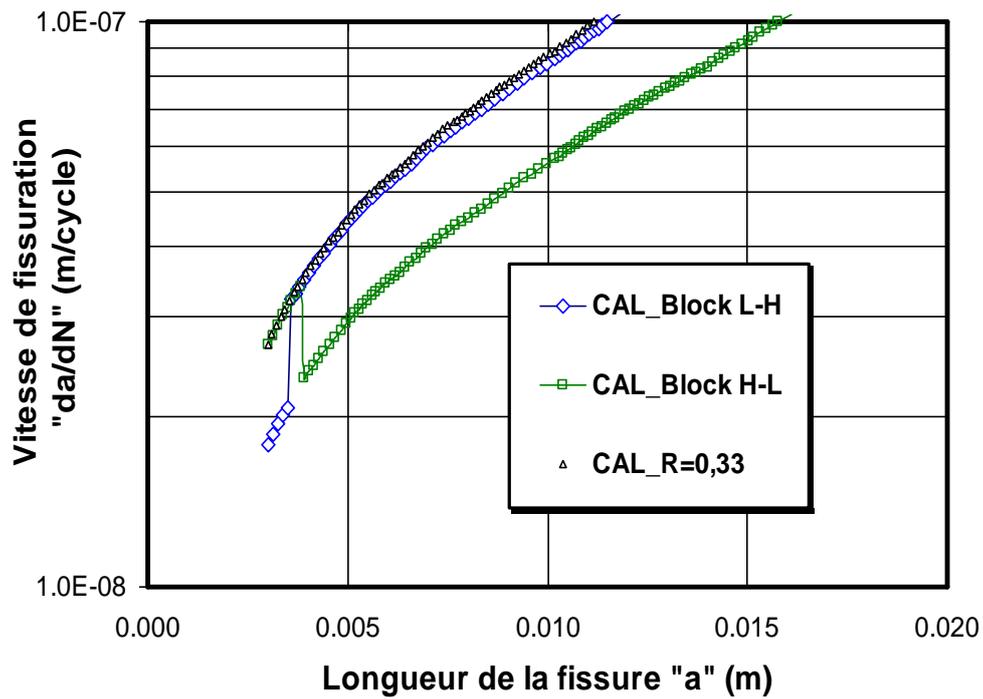


Figure 4.16 Effet de la nature du bloc sur la vitesse de fissuration de l'éprouvette réparée par patch

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

Harter J.A. (2006) "AFGROW users guide and technical manual: AFGROW for Windows 2K/XP". Version 4.0011.14, Air Force Research Laboratory.

CONCLUSION GENERALE & PERSPECTIVES

Le but de ce mémoire est l'étude de la fissuration par fatigue des plaques réparées par patch composite en alliage d'aluminium 7050 T736 sous différents types de chargements cycliques caractérisés par des surcharges et des blocs variables à chargement cycliques constant.

La fissuration par fatigue sous chargements à amplitude constant et à chargements variables (surcharges et blocs de chargements) a montré que :

- La réparation par patch composite en Boron/Epoxy présente des effets bénéfiques sur la durée de vie et la vitesse de fissuration (augmentation de la durée de vie et réduction de la vitesse de fissuration sous un chargement cyclique à amplitude constante.
- L'augmentation du rapport de charge a permis d'augmenter la durée de vie et la vitesse de fissuration
- L'augmentation du taux de surcharge "ORL" augmente la durée de vie en fatigue et réduit la vitesse de fissuration pour les plaques réparées et non réparées.
- La variation de la vitesse de fissuration révèle la présence de deux types de retard sous l'application des chargements avec des surcharges : des retards instantanés et des retards différés selon le niveau du taux de surcharges.
- Un faible taux de surcharge n'a aucun effet sur la fissuration par fatigue.
- Le chargement « L-H » présente un faible effet sur la durée de vie et le début de fissuration permet d'augmenter la vitesse de fissuration à la vitesse de chargement à amplitude constant.
- Le chargement « H-L » permet d'augmenter la durée de vie comparativement par rapport au chargement « H-L » et le chargement « CAL ». La vitesse de fissuration est réduite après l'application du bloc « L » du chargement « H-L ».

Finalement, l'application combinée de la réparation par patch et les chargements avec surcharges permet d'augmenter les durées de vie des structures.

Les points suivants peuvent faire l'objet d'études ultérieures :

- Intégration des effets des sous charges sur la fissuration des plaques réparées.
- Etudes comparatives pour différents matériaux de la série 7000 (effet de l'état de traitements et composition chimique).
- Analyse des effets de décollement du patch et la nature de l'adhésive en présence de chargements variables.