

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

République algérienne démocratique et populaire

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Abou Bekr Belkaid – Tlemcen

Faculté de TECHNOLOGIE



THESE

Présentée pour l'obtention du **grade de DOCTEUR EN SCIENCES**

En : Génie Mécanique

Spécialité : Sciences des Matériaux

Par : SERIARI Fatima Zohra

Sujet

***Etude du comportement en rupture par fatigue
des structures réparées par patch
sous chargement variable***

Soutenue publiquement, le / / , devant le jury composé de :

| | | | |
|-----------------------|------------|--------------------|------------------------|
| M. | | Univ. Tlemcen | Président |
| M. BENACHOUR Mustapha | Professeur | Univ. Tlemcen | Directeur de thèse |
| M. BENGUEDIAB Mohamed | Professeur | Univ. Sid BelAbbes | Co- Directeur de thèse |
| M. | | | Examineur 1 |
| M. | | | Examineur 2 |
| M. | | | Examineur 3 |

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

République algérienne démocratique et populaire

وزارة التعليم العالي و البحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Abou Bekr Belkaid – Tlemcen

Faculté de TECHNOLOGIE



THESE

Présentée pour l'obtention du **grade de DOCTEUR EN SCIENCES**

En : Génie Mécanique

Spécialité : Sciences des Matériaux

Par : SERIARI Fatima Zohra

Sujet

***Etude du comportement en rupture par fatigue
des structures réparées par patch
sous chargement variable***

Soutenue publiquement, le / / , devant le jury composé de :

| | | | |
|-----------------------|------------|--------------------|------------------------|
| M. | | Univ. Tlemcen | Président |
| M. BENACHOUR Mustapha | Professeur | Univ. Tlemcen | Directeur de thèse |
| M. BENGUEDIAB Mohamed | Professeur | Univ. Sid BelAbbes | Co- Directeur de thèse |
| M. | | | Examineur 1 |
| M. | | | Examineur 2 |
| M. | | | Examineur 3 |

REMERCIEMENT

Je remercie ALLAH de m'avoir donné le courage, la volonté et la patience de finaliser à terme ce travail.

Je remercie ma mère pour sa disponibilité et son assistance durant toutes mes années d'études.

*A mes Directeurs de thèse, Monsieur **BENACHOUR Mustapha** Professeur à l'université de Tlemcen et Monsieur **BENGUEDIAB Mohamed** Professeur à l'université de Sidi Bel abbes j'adresse mes sincères remerciements pour m'avoir accueilli ainsi que pour leur soutien et leur aide, tant technique, scientifique que moral.*

RESUME

L'effet de la réparation par un patch composite sur le comportement en rupture et la fissuration par fatigue sous chargement variable des structures aéronautique a fait l'objet de la présente investigation. Notre étude est menée sur des éprouvettes de type SENT en alliage d'aluminium de la série 2000 et 7000 avec une fissure. Le code FRANC 2DL est utilisé pour évaluer le facteur d'intensité de contrainte (FIC) par éléments finis sous l'effet de réparation par patch d'une plaque en alliage d'aluminium 2024 T351 sous l'influence de différents paramètres. Le patch composite a fortement réduit le facteur d'intensité de contrainte. L'accroissement de l'épaisseur du patch réduit le FIC en pointe de fissure de façon proportionnelle. La plaque réparée par patch en Boron/Epoxy offre une meilleure résistance à la fissuration. L'adhésif répare mieux lorsqu'il présente une grande valeur de son module de cisaillement. Pour la prédiction du comportement de fissuration par fatigue, le modèle de NASGRO inclus dans le code AFGROW est appliqué. Le modèle de Willenborg généralisé est utilisé afin tenir compte de l'effet du retard dû aux surcharges. La durée de vie en fatigue est affectée par la réparation par patch composite. L'application d'une seule surcharge avec un taux variable a diminué la vitesse de fissuration et augmenté la durée de vie du retard. Pour le cas de la plaque réparée, la durée de vie en fatigue est fortement affectée par rapport aux taux de surcharge. Le chargement à amplitude variable présente différentes formes de spectres affecté sur la durée de vie en fatigue et la vitesse de fissuration. L'application d'un block de surcharge a aussi influé sur la durée de vie où le niveau des vitesses de fissuration à augmenter. L'augmentation du rapport de décollement du patch autour d'une fissure a fait réduire la durée de vie totale. L'alliage 7050 T74 offre une meilleure résistance à la fissuration par fatigue par rapport à l'alliage 2042 T351 avec une présence de retards instantané en début de fissuration.

ABSTRACT

The effect of composite patch repair on fracture behavior and fatigue cracking under variable loading in the aeronautical structures was the subject of the present investigation. Our study is conducted on aluminum alloy series 2000 and 7000 the SENT specimens with initial crack. The FRANC 2DL code is used to evaluate by finite element the stress intensity factor (FIC) of 2024 T351 aluminum alloy plate repair. The obtained results confirm composite patch greatly reduced the stress intensity factor. The patch thickness reduces the FIC proportionally in the crack point; the plate repaired by boron / epoxy buffer provides better resistance to cracking. The adhesive repairs better when the shear modulus it has a high value. Fatigue crack growth of edge crack in aluminum alloy plate repaired with bonded composite patch under variable amplitude loading (VAL). The obtained results confirm the improvement in repair performances by composite patch on fatigue lives and crack growth rates for all applied cycles compared to unrepaired plates. A retardation effect was observed in application of single overload compared to band overload with the same stress ratio ($R=0.2$) for unpatched plate and characterized by instantaneous delays. However, this retardation effect is increased by the presence of the patch repair which leads to the higher fatigue life. Retardation effect was neglected for lower overload ratio ($ORL>1.8$). Comparison in fatigue life and crack growth rates under the same overload ratio ($ORL=2.4$) between repaired and unrepaired plates show the supplementary beneficial effects in combination of overloading and patch repair. Increasing the detachment ratio of the patch around a crack has reduced the fatigue life. The 7050 T74 alloy offers better resistance to fatigue cracking compared to the 2042 T351 alloy.

لخص

تأثير صلاح البقعة المركبة سلوك الكسر وتعب الكلال تحت التحميل المتغير الطيران موضوع هذه الدرا . يتم تنفيذ دراستنا قطع اختبار سبائك الألومنيوم نوع SENT من 2000 و 7000 مع وجود تشقق ابتدائي. يتم استخدام برنامج FRANC 2DL لتقييم الإجهاد للعناصر المحدودة (FIC) تحت تأثير الترقيع سبائك الألومنيوم 2024 T351 تحت تأثير مختلف المتغيرات. ، التصحيح المركب الإجهاد ، كبير. زيادة سمك التصحيح ، من معدل الإجهاد FIC عند نقطة اقق بالتناسب. الصفيحة المعدلة بورون/الايوكسي يوفر مقاومة أفضل للتشققات. التصليحات اللاصقة أفضل عندما تكون القص. التصليحات اللاصقة أفضل عندما يكون القص. للتنبؤ بسلوك تشقق التعب ، يتم تطبيق نموذج NASGRO المتضمن في برنامج AFGROW. يستخدم نموذج ويلنبرغ المعمم لحساب تأثير تأخير التحميل الزائد. تتأثر حياة التعب عن طريق صلاح التصحيح المركب. أدى تطبيق التحميل الزائد المفرد ، معدل متغير إلى انخفاض معدل التشقق وزيادة مدة خدمة التأخير. لة اللوحة التي تم إصلاحها ، تتأثر حياة التعب بشدة مقارنة بمعدلات الحمل الزائد. يحتوي ، السعة المتغيرة ، أشكال طيفية . وقد أثر عمر التعب ومعدل التشقق. يؤثر تطبيق تلة التحميل الزائد أيضاً عمر الخدمة حيث يزداد مستوى سرعات التشقق. أدت زيادة إطلاق التفسير حول التشققات إلى رفض العمر الإجمالي. ا 7050 T74 مقاومة أفضل لتكسير الإجهاد مقارنة 2024 T351 ، وجود تأخير فوري في بداية التشقق.

CHAPITRE I : ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE

Tableau 1.1 : Désignation des séries principales des alliages d'aluminium-----3
Tableau 1.2 Paramètre d'arrêt de surcharge -----23
Tableau 1.3 : Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF -----29

CHAPITRE III : ANALYSE DE LA RUPTURE

Tableau 3.1 : Les propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium-----62
Tableau 3.2 : Propriétés mécaniques des patchs -----62
Tableau 3.3 : Les propriétés mécaniques d'adhésives-----63
Tableau 3.4: Les propriétés mécaniques de l'alliage 6061-T6-----68
Tableau 3.5 : Propriétés mécaniques du patch -----69
Tableau 3.6 : Les propriétés mécaniques des adhésives appliquées -----69
Tableau 3.7: Comparaison des résultats numériques/numériques du FIC-----70
Tableau 3.8: Comparaison des résultats analytiques/numériques du FIC -----70
Tableau 3.9: Comparaison des résultats expérimentaux/numériques du FIC-----71

CHAPITRE IV : FISSURATION PAR FATIGUE DES STRUCTURES

REPAREES SOUS CHARGEMENTS VARIABLE

Tableau 4.1 : Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium-----80
Tableau 4.2 : Propriétés mécaniques du Boron/Epoxy-----80
Tableau 4.3 : Les propriétés mécaniques d'adhésives-----80

CHAPITRE I : ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE

| | |
|---|----|
| Figure 1.1 : Alliages d'aluminium et structures des avions----- | 4 |
| Figure 1.2 : Faciès de rupture fragile ----- | 5 |
| Figure 1.3 : Faciès de rupture ductile ----- | 5 |
| Figure 1.4 : Définitions des modes de sollicitation----- | 6 |
| Figure 1.5 : Définition des axes (x,y) et des coordonnées (r,) au voisinage de l'extrémité d'une fissure ----- | 7 |
| Figure 1.6 : Distribution de la contrainte σ_{yy} pour $\theta = 0$ ----- | 8 |
| Figure 1.7 : Zone plastique selon le critère de Von-Mises----- | 10 |
| Figure 1.8 : Zone plastique selon le critère de Tresca ----- | 11 |
| Figure 1.9 : Définition des contraintes développées ----- | 12 |
| Figure 1.10 : Cycle de contrainte en fatigue ----- | 13 |
| Figure 1.11 : Les différentes formes de cycles de contrainte au cours d'essai de fatigue - | 14 |
| Figure 1.13 : Différent régimes de propagation ----- | 15 |
| Figure 1.14 : Définition d'une surcharge----- | 18 |
| Figure 1.15 : Pas d'influence de retard ----- | 18 |
| Figure 1.16 : retard momentané ----- | 18 |
| Figure 1.17 : Retard différé----- | 19 |
| Figure 1.19 : Zone plastique selon le modèle de Wheeler ----- | 21 |
| Figure 1.20 : Schématisation du modèle de Willenborg généralisé ----- | 22 |
| Figure 1.21 : Les différentes familles de Renfort ----- | 25 |
| Figure 1.22 : Les différentes familles de la matrice ----- | 25 |
| Figure 1.23 : Orientation des fibres ----- | 27 |
| Figure 1.24 : Vue en coupe d'un assemblage structural----- | 27 |
| Figure 1.25 : La réparation par patch composite collé ----- | 28 |
| Figure 1.26 : Réparation par patch composite riveté ----- | 28 |

CHAPITRE II : ETAT DE L'ART

| | |
|--|----|
| Figure 2.1 : Réparation sur un avion Hercules d'après ----- | 32 |
| Figure 2.2 : Exemple de réparation sur un avion F111 ----- | 33 |
| Figure 2.3 : Exemple de réparation sur un avion Mirage ----- | 33 |
| Figure 2.4 : Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage d'aluminium non réparée et réparée par Graphite/Epoxy----- | 34 |

| | |
|---|----|
| Figure 2.5 : Evolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch ----- | 35 |
| Figure 2.6 : Variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rapport "c/W" pour une position externe en front de fissure réparé et non réparé ----- | 35 |
| Figure 2.7 : Plaque réparée par double composite patch ----- | 36 |
| Figure 2.8 : Effet de réparation par double patch ----- | 36 |
| Figure 2.9 : Effet de réparation par simple et double patch sur le facteur d'intensité de contrainte ----- | 37 |
| Figure 2.10 : Evaluation de la réduction de Facteur d'intensité de contrainte FIC en fonction de la taille de la fissure a pour différentes hauteurs du patch----- | 38 |
| Figure 2.11 : Effet de l'épaisseur du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode ----- | 38 |
| Figure 2.12 : Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du FIC ----- | 39 |
| Figure 2.13 : La variation de facteur d'intensité de contrainte en fonction d'épaisseur du patch----- | 39 |
| Figure 2.14 : Effet de la nature du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de Contrainte----- | 40 |
| Figure 2.15 :Influence de la forme du patch sur le FIC ----- | 41 |
| Figure 2.16 : Effet de la géométrie sur l'évolution du paramètre d'efficacité du patch --- | 41 |
| Figure 2.17 : Effet de la forme du patch sur l'évolution du FIC ----- | 42 |
| Figure 2.18 : Effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC ----- | 43 |
| Figure 2.19 : Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC ----- | 43 |
| Figure 2.20 : Effet du patch sur la durée de vie en fatigue----- | 45 |
| Figure 2.21 : Effet du patch sur la durée de vie en fatigue----- | 46 |
| Figure 2.22 : Effet de nombre de couche sur la durée de vie d'une plaque réparée----- | 46 |
| Figure 2.23 : L'effet de nombre de couche sur la durée de vie d'une plaque réparée ---- | 47 |
| Figure 2.24 : L'effet de nombre de couche sur la durée de vie d'une plaque réparée ---- | 47 |
| Figure 2.25 : Effet de la géométrie du patch (a) durée de vie (b) vitesse ----- | 48 |
| Figure 2.26 : Optimisation de l'épaisseur du renfort pour le double renforcement ----- | 49 |
| Figure 2.27 : Nombre de cycle en fonction de l'épaisseur du renfort ----- | 49 |
| Figure 2.28 : Effet de la nature du patch sur l'évolution de la taille de la fissure ----- | 50 |
| Figure 2.29 : Comparaison entre patch en composite et patch en aluminium----- | 50 |
| Figure 2.30 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie----- | 51 |
| Figure 2.31 : Effet du rapport de charge sur la vitesse de fissuration ----- | 52 |

Figure 2.32 : Effet e la surcharge sur la vitesse de fissuration -----53

Figure 2.33 : Séquence de chargement à amplitude variable (a) bloc à diminution en amplitude (L-H) (b) bloc à augmentation en amplitude (H-L)-----54

Figure 2.35 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue d'éprouvette réparée et non réparée sous bloc de chargement (a) à augmentation en amplitude "L-H" (b) à diminution en amplitude (H-L)-----54

Figure 2.36.a : Evolution de la vitesse de fissuration par fatigue sous le bloc L-H -----56

Figure 2.36.b : Evolution de la vitesse de fissuration par fatigue sous le bloc H-L-----56

Figure 2.37: Effet combiné de la réparation par patch et de l'application de surcharge (surcharge appliqué avant réparation) (a) 2024 T351 (b) 7075 T6 -----56

CHAPITRE III : ANALYSE DE LA RUPTURE

Figure 3.1 : Modèle géométrique d'une plaque SENT réparée par composite patch -----62

Figure 3.2 : Organigramme d'évaluation du FIC en FRANC 2DL-----66

Figure 3.3 : Elément quadrilatère-----67

Figure 3.4 : Modèle éléments finis. (a) la plaque et (b) le patch-----67

Figure 3.5 : Modèle géométrique -----68

Figure 3.6 : Effet du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte -----72

Figure 3.7. Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du FIC-----73

Figure 3.8 : Influence de l'épaisseur d'adhésive sur la variation du FIC -----74

Figure 3.9 : Effet du type d'adhésive sur la variation du FIC -----75

Figure 3.9 : Effet du matériau du patch sur la variation du FIC -----76

CHAPITRE IV : FISSURATION PAR FATIGUE DES STRUCTURES

REPAREES SOUS CHARGEMENTS VARIABLE

Figure 4.1 : Model géométrique d'une plaque SENT avec un patch composite collé -----79

Figure 4.2a : Bloc de chargement avec une seule surcharge -----80

Figure 4.2b : Bloc de chargement avec une bande de surcharge-----81

Figure 4.3 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351 -----82

Figure 4.4 : Effet du chargement variable sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351-----83

| | |
|---|----|
| Figure 4.5 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351----- | 83 |
| Figure 4.6 : Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351----- | 84 |
| Figure 4.7 : Effet du taux de surcharge sur la variation du rapport de réduction des vitesses de fissuration ----- | 84 |
| Figure 4.8 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy ----- | 86 |
| Figure 4.9 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy----- | 87 |
| Figure 4.10 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous chargement variable sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 ----- | 89 |
| Figure 4.11 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 ----- | 89 |
| Figure 4.12 : Influence de la réparation par patch en Boron/Epoxy sur le rapport de retard en fonction du taux de surcharge ----- | 90 |
| Figure 4.13 : Effet de la bande de surcharge "q" sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy ----- | 91 |
| Figure 4.14 : Effet de la bande de surcharge "q" sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy----- | 91 |
| Figure 4.15 : Influence de la bande de surcharge "q" sur le rapport de retard N_D/N_{CAL} de l'éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy ----- | 93 |
| Figure 4.16 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 non réparée----- | 94 |
| Figure 4.17 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 non réparée ----- | 95 |
| Figure 4.18 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette réparée en alliage d'aluminium 2024 T351 ----- | 96 |
| Figure 4.19 : Gain en durée de vie dû au chargement et à la réparation par patch de l'éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351----- | 96 |

| | |
|---|-----|
| Figure 4.20 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy ----- | 97 |
| Figure 4.21 : Dimension de décollement d'un patch ----- | 98 |
| Figure 4.22 : Influence du décollement sur la durée de vie en fatigue d'éprouvettes réparées sous chargement à amplitude constante (R=0.2) ----- | 98 |
| Figure 4.23 : Influence du décollement sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement à amplitude constante (R=0.2) ----- | 99 |
| Figure 4.24 : Influence du décollement sur la durée de vie en fatigue d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.2)----- | 100 |
| Figure 4.26 : Influence du décollement sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.2)----- | 101 |
| Figure 4.27 : Effet du décollement à une même longueur de fissure sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.2)----- | 101 |
| Figure 4.28 : Effet du type d'adhésive sur la durée de vie en fatigue à R=0.3----- | 102 |
| Figure 4.29 : Effet du type d'adhésive sur la durée de vie en fatigue sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.3)----- | 103 |
| Figure 4.30 : Effet du type d'adhésive sur le retard dû à l'application de surcharge----- | 103 |
| Figure 4.31 : Effet du type d'adhésive sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4 ; R=0.3)----- | 104 |
| Figure 4.32 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie en fatigue d'une éprouvette réparée par patch en Boron/Epoxy à R=0.3 ----- | 105 |
| Figure 4.33 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette réparée par patch en Boron/Epoxy à R=0.3----- | 106 |
| Figure 4.34 : Comparaison des durées de vie pour deux types de matériaux sous chargement Constant et chargement variable (ORL=2.4) réparés par patch----- | 106 |
| Figure 4.35 : Comparaison des vitesses de fissuration pour deux types de matériaux sous chargement variable (ORL=2.4) réparés par patch ----- | 107 |

NOMONCLATURE

| | |
|------------------|---|
| a | Longueur de fissure |
| a_0 | Longueur de fissure initial |
| N | Nombre des cycles |
| R | Rapport de charge |
| da/dN | Vitesse de propagation de la fissure. |
| ΔK | Amplitude du facteur d'intensité de contrainte. |
| C et m : | Constante qui dépendent du matériau. |
| f : | Représente la contribution de la fermeture de la fissure. |
| C, n, p, q | Paramètres déterminés expérimentalement. |
| ΔK_{th} | Amplitude du FIC seuil pour des amplitudes constantes. |
| K_{max} | Facteur d'intensité de contrainte maximale |
| K_{crit} | Facteur d'intensité de contrainte critique. |
| $\dagger = ORL$ | Taux de surcharge |
| ΔK_{pic} | Amplitude du FIC correspondant à la surcharge |
| Z_{pi} | Zone plastique due au chargement de base |
| Z_{psurch} | Zone plastique due à la surcharge |
| K_r | FIC dû à la présence des contraintes résiduelles locale. |
| R_{eff} | Rapport de charge effectif. |

SOMMAIRE

CHAPITRE I : ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE

| | |
|---|----|
| INTRODUCTION GENERALE | 1 |
| I. ALLIAGES D'ALUMINIUM ET LEURS APPLICATIONS | 3 |
| II. APPROCHE DE LA MECANIQUE LINEAIRE DE LA RUPTURE | 5 |
| II.1. MODES DE SOLLICITATIONS | 6 |
| II.2. FACTEUR D'INTENSITE DES CONTRAINTES | 6 |
| II.3. FORME DE LA ZONE PLASTIQUE | 9 |
| III. FATIGUE DES MATERIAUX ET ALLIAGES LEGERS | 1 |
| III.1. CONTRAINTES APPLIQUEES | 12 |
| III.2. CYCLE DE CONTRAINTE EN FATIGUE | 13 |
| III.3. DIFFERENTS REGIMES DE PROPAGATION | 14 |
| III.4. MODELES DE PROPAGATION DES FISSURES DE FATIGUE | 15 |
| <i>III.4.1 Propagation des fissures à amplitude constante</i> | 16 |
| <i>III.4.2 Propagation à amplitudes variables</i> | 17 |
| III.5. MODELISATION DE LA PROPAGATION AVEC SURCHARGES | 20 |
| <i>III.5.1 Modèle de Wheeler</i> | 20 |
| <i>III.5.2 Modèle de Willenborg et modèle généralisé</i> | 21 |
| IV. MATERIAUX COMPOSITES ET REPARATION PAR PATCH | 24 |
| IV.1. DEFINITION | 24 |
| IV.2. LES COMPOSANTS | 24 |
| <i>IV.2.1. Les renforts (fibres)</i> | 24 |
| <i>IV.2.2 Les matrices</i> | 25 |
| IV.3. AVANTAGES DES MATERIAUX COMPOSITES | 26 |
| IV.4. L'ORIENTATION DES FIBRES | 26 |
| IV.5. REPARATION DES STRUCTURES ENDOMMAGEES PAR COMPOSITES | 27 |

| | |
|---|-----------|
| IV.5.1 La réparation par patch composite collé | 27 |
| IV.5.2. Réparation par patch riveté | 28 |
| IV.6. QUELQUES APPLICATIONS DU PATCH DANS LE SECTEUR AERONAUTIQUE | 29 |
| REFERENCES | 30 |

CHAPITRE II : ETAT DE L'ART

| | |
|---|-----------|
| I. INTRODUCTION | 32 |
| II. APPLICATION DU PATCH EN AERONAUTIQUE | 32 |
| III. RUPTURE DES STRUCTURES REPAREES | 34 |
| III.1 EFFETS DE LA REPARATION PAR PATCH..... | 34 |
| III.2 EFFET DE LA GEOMETRIE DU PATCH | 37 |
| III.3. EFFETS DU MATERIAU DU PATCH ET FORME DU PATCH..... | 40 |
| III.4. INFLUENCE DES PARAMETRES DE L'ADHESIF | 42 |
| III.5 POINTS A RETENIR..... | 44 |
| IV. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH COMPOSITE SUR LE COMPORTEMENT EN FATIGUE | 45 |
| IV.1 EFFETS DE LA REPARATION PAR PATCH SOUS CHARGEMENT CONSTANTE | 45 |
| IV.2 EFFETS DU NOMBRE DE COUCHES..... | 46 |
| IV.3 EFFETS DE LA GEOMETRIE DU PATCH | 48 |
| IV.4. EFFETS DE LA NATURE DU MATERIAU DU PATCH..... | 49 |
| IV.5 EFFET DU RAPPORT DE CHARGE SUR LA FISSURATION PAR FATIGUE D'UNE EPROUVETTE REPAREE..... | 51 |
| IV.6. EFFET DU CHARGEMENT VARIABLE SUR LE COMPORTEMENT EN FATIGUE | 52 |
| IV.7 EFFETS DE CHARGEMENT VARIABLE SUR LE COMPORTEMENT EN FATIGUE | 53 |
| IV.8 POINTS A RETENIR..... | 57 |
| REFERENCES | 59 |

CHAPITRE III : ANALYSE DE LA RUPTURE

| | |
|--|-----------|
| I. INTRODUCTION ----- | 63 |
| II. MODELE GEOMETRIQUE & PROPRIETES MECANIQUES ----- | 63 |
| III. MODELISATION ANALYTIQUE ----- | 65 |
| IV. MODELISATION PAR ELEMENTS FINIS ----- | 66 |
| V. VALIDATION DES RESULTATS NUMERIQUES ----- | 68 |
| VI. RESULTATS & DISCUSSION ----- | 71 |
| VI.1. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH SUR LE FACTEUR D'INTENSITE DE CONTRAINTE ----- | 71 |
| VI. 2. EFFET DE L'EPaisseur DU PATCH ----- | 72 |
| VI.3. EFFET DE L'EPaisseur D'ADHESIVE ----- | 73 |
| VI.4. EFFET DU TYPE D'ADHESIVE ----- | 74 |
| VI.5. EFFET DU MATERIAU DU PATCH ----- | 75 |
| REFERENCE ----- | 77 |

**CHAPITRE IV : FISSURATION PAR FATIGUE DES STRUCTURES
REPAREES SOUS CHARGEMENTS VARIABLE**

| | |
|--|-----------|
| I. INTRODUCTION ----- | 78 |
| II. MODELE GEOMETRIQUE, MATERIAUX & CHARGMENTS ----- | 79 |
| III. EFFET DU TAUX DE SURCHARGE : ----- | 81 |
| IV. EFFET DU TAUX DE SURCHARGES : EPROUVETTES REPAREES --- | 85 |
| V. EFFET DU PATCH SOUS CHARGEMENT VARIABLE : ORL=2.4 ----- | 87 |
| VI. EFFET DES BANDES DE SURCHARGE SUR LA FISSURATION DES PLAQUES REPAREES ----- | 90 |
| VII. EFFET DE LA LARGEUR DU CHARGEMENT CONSTANT AVANT SURCHARGE ----- | 93 |

VIII. EFFET DE DECOLLEMENT ----- **97**

IX. EFFET DE L'ADHESIVE ----- **102**

X. ANALYSE COMPARATIVE DE LA FISSURATION PAR FATIGUE (2024
T351 & 7050 T74) ----- **104**

REFERENCES ----- **107**

CONCLUSION

CONCLUSION & PERSPECTIVES ----- **108**

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION GENERALE

L'objectif de cette thèse s'inscrit dans un contexte de maintenance des structures aéronautiques. Le but étant de retarder l'apparition des fissures. En renforçant préventivement les structures endommagées sollicitées aux chargements monotones ou cycliques.

Grâce à leurs propriétés mécaniques spécifiques élevées et leurs diversités. Les matériaux composites sont de plus en plus utilisés pour réparer des structures aéronautiques endommagées. Les applications des patches composites ont notamment connu un essor à la fin des années 70. Les structures aéronautiques sont soumises à des chargements (spectres avec surcharges et sous charges), la question qui se pose comment se comporte une structure réparée vis-à-vis du chargement appliqué (comportement en fatigue) de la nature du matériau composite utilisé ? Le type d'adhésif ? et le niveau de surcharges ?

Le chargement variable joue un rôle prépondérant, il est caractérisé par des variations de spectres soit par des surcharges ou des sous charges permettant ainsi à retarder ou accélérer la propagation des fissures.

Dans cette optique, les deux objectifs principaux de ce travail seront d'une part étudier l'effet de la réparation par patch tenant compte de l'ensemble des facteurs susceptibles d'influencer les performances de rupture et de fatigue, d'autre part de tenir compte de la nature de chargement cyclique et les effets d'interaction des chargement variables pour des structures en alliages d'aluminium utilisés en aéronautique. Le champ d'étude des effets de chargement variables sur la fissuration par fatigue des matériaux réparés par patch reste un peu vierge sur les différents plans (numérique, expérimentale et analytique). Le grand enjeu est d'identifier les mécanismes de retard dus aux surcharges et l'influence du patch sur le phénomène de retard.

Cette thèse se compose de quatre chapitres :

Le premier chapitre introduit les notions générales relatives aux alliages d'aluminium, les approches générales de la mécanique linéaire de la rupture, le comportement en fatigue des matériaux et les paramètres affectant la fissuration par fatigue. Ce chapitre est terminé par la présentation des matériaux composites et leur application pour la réparation des structures en aéronautique.

Le deuxième chapitre est scindé en deux parties. La première partie présente un état de l'art sur la rupture des alliages d'aluminium réparés par patch spécialement l'effet sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte. Elle inclut les effets des paramètres suivants : l'effet de patch, nature du matériau du patch, l'épaisseur du patch, la nature de et l'épaisseur de l'adhésive, l'épaisseur du patch et la géométrie du patch composite. La deuxième partie est consacrée à un état de l'art sur la fissuration par fatigue des alliages d'aluminium réparés par patch incluant l'influence des paramètres de chargements cycliques et les paramètres de réparation par patch.

Le troisième chapitre présente les résultats de l'étude numérique de la rupture de l'alliage d'aluminium 2024 T351 réparés par patch sous l'influence de différents paramètres et incluant un exemple de validation.

Le quatrième chapitre est consacré à l'étude combinée des effets de chargement cycliques (à amplitude constante et à amplitude variable) et la réparation par patch et leurs interactions sur l'évolution des durées de vie et les vitesses de fissuration et les types de retards générés. Un exemple de validation est présenté afin de montrer la faisabilité d'application de l'approche empirique inclut dans le code Afgrow. L'étude en fatigue a porté sur deux types d'alliage d'aluminium à savoir le 2024 T351 et 7050 T4. le chargement variable appliqué est un spectre avec une seule surcharge ou une bande de surcharge

CHAPITRE I :

ANALYSE

BIBLIOGRAPHIQUE

I. ALLIAGES D'ALUMINIUM ET LEURS APPLICATIONS

L'aluminium a été découvert en 1825. C'est l'élément métallique le plus présent sur terre. C'est un matériau léger ($\mu = 2,7 \text{ g.cm}^{-3}$), et pour cela il est très utilisé dans le domaine de l'aéronautique. L'exploitation de l'aluminium pur reste limitée en raison de ses caractéristiques mécaniques (par exemple, pour l'aluminium à 99,59 % ($R_{p0.2}=10-20 \text{ MPa}$, $R_m = 70-80 \text{ MPa}$, $A \% = 50-60$ et $E = 65-73 \text{ GPa}$), donc il est nécessaire de développer ses alliages.

Un alliage est un ajout d'éléments principaux à l'aluminium pure (le fer, le magnésium le cuivre, le silicium, le manganèse et le zinc), qui représentent 15% en masse afin d'améliorer ses propriétés mécaniques. La désignation des alliages d'aluminium est donnée par un numéro à quatre chiffres dans lequel le premier indique l'élément d'alliage principal, le second indique une variante d'alliage initial, Le troisième et le quatrième indiquent l'alliage. Le tableau 1 montre la désignation des séries principales des alliages d'aluminium.

Tableau 1.1 Désignation des séries principales des alliages d'aluminium

| Elément d'addition | Famille | Phases principale présenté dans l'alliage |
|--------------------------------|----------------|---|
| Aucun élément d'addition. | Série 1000 | - |
| Cuivre (Al-Cu) | Série 2000 | Al_2Cu - Al_2CuMg |
| Manganèse (Al-Mn) | Série 3000 | $\text{Al}_6 \text{Mn}$ |
| Silicium (Al-Sn) | Série 4000 | - |
| Magnésium (Al-Mg) | Série 5000 | $\text{Al}_3 \text{Mg}$ |
| Magnésium- Silicium(Al-Mg- Sn) | Série 6000 | MgSi |
| Zinc (Al-Zn) | Série 7000 | Mg Zn_2 |

La série 1000 présente une bonne résistance à la corrosion et bonne conductivité thermique. La série 2000 largement utilisée en aéronautique, présente une meilleure résistance mécanique due au traitement thermique. La résistance à la traction peut atteindre 430 MPa assuré par l'élément d'addition principale le cuivre (Cu : jusqu'à 6.7%). Dans la série 3000, le manganèse est l'élément d'alliage principal (1.0 % à 1.5) additionnant aussi une faible teneur en magnésium. Le Silicium élément principal de la série 4000 permettant de réduire le point de fusion de l'aluminium et garder le même niveau de fragilité. Cette série présente un bon métal d'apport pour le soudage des alliages de la série 6000. Les alliages d'aluminium de la série 5000 caractérisés par une bonne résistance à la corrosion, mécanique et bonne soudabilité sont utilisés en bâtiments et ponts. La série 6000 riche en silicium et en magnésium permet de résister à la corrosion et aux effets mécaniques. Cette série est largement utilisée en automobile et engins de transport (Miller et al. 2000). En dernier, les alliages d'aluminium de la série 7000 riche en zinc (Zn principale élément d'alliage). Les alliages d'aluminium de cette sont caractérisé par une grande résistance mécanique. Les alliages de la série 7000 et de la série 2000 restent les alliages les plus appliqués en aéronautique. Ils permettent d'économiser le carburant, de réduire les émissions et d'augmenter la charge utile d'un avion (ASM, 1967). Ces alliages forment généralement la coque d'un avion et les fuselages (Figure 1.1)

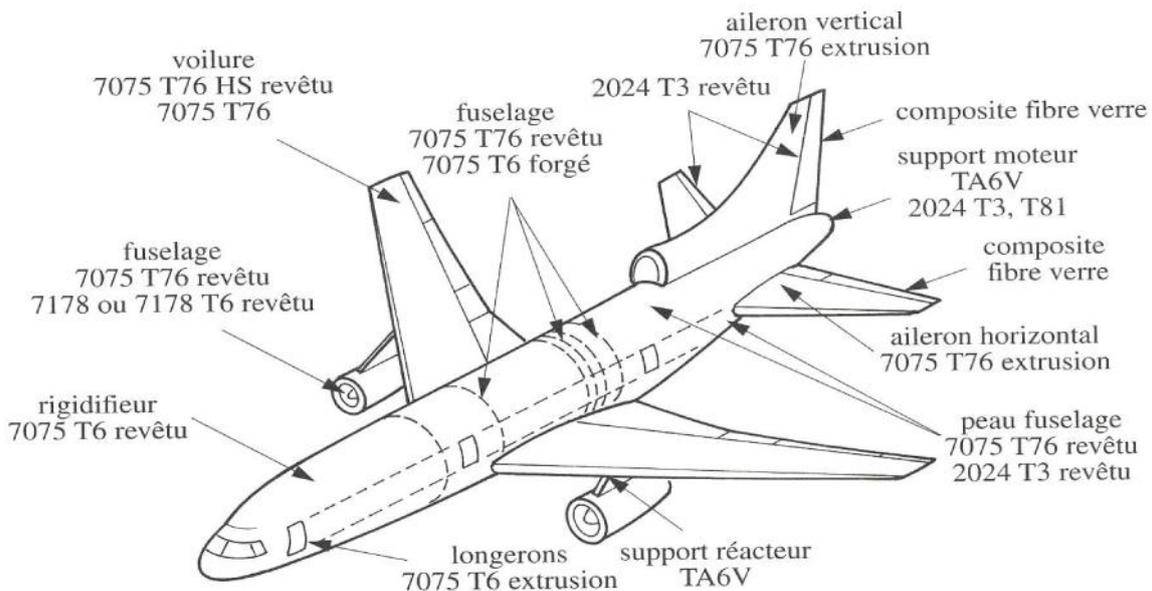


Figure 1.1 : Alliages d'aluminium et structures des avions (Dubost, 1991)

II. APPROCHE DE LA MECANIQUE LINEAIRE DE LA RUPTURE

L'idée de base de la mécanique de la rupture moderne peut être attribuée à Griffith (Bu, 1978) qui a publié en 1920 une approche d'équilibre énergétique sur la rupture de plaques de verre trouées. Le mécanisme de la rupture est un processus qui produit une discontinuité d'une matière au sein d'un matériau appelée fissure. Il est usuel de parler d'initiation et de propagation de la rupture par rapport au facteur temps. On distingue deux types de rupture :

Rupture fragile : la rupture fragile est caractérisée par l'absence de déformation plastique macroscopique et une faible énergie de rupture. La surface de rupture d'une rupture fragile est caractérisée par une surface brillante (Figure 1.2.a).

Rupture ductile : La rupture ductile semble liée essentiellement à la présence d'inclusion ou de précipités. Dans ce mode de rupture, la déformation plastique macroscopique est en général importante (forte énergie de rupture). Le faciès de rupture est caractérisé par la présence de cavité (Figure 1.2.b).

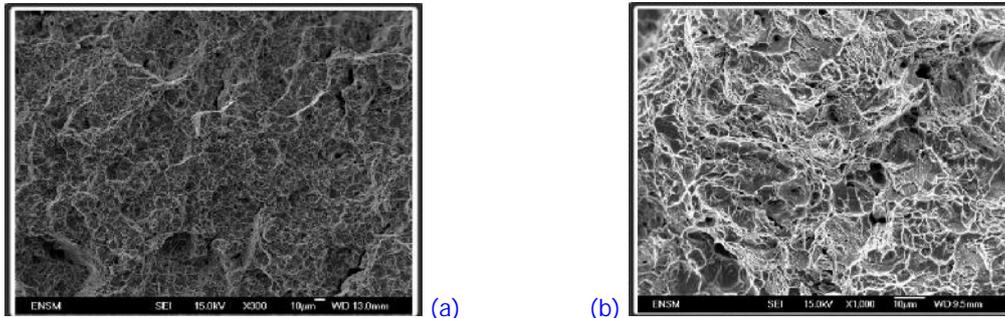


Figure 1.2 : Faciès de rupture fragile (Mines-Douai, 2018)

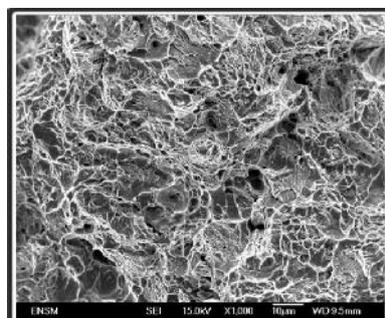


Figure 1.3 : Faciès de rupture ductile (Mines-Douai, 2018)

II.1. Modes de sollicitations

La propagation d'une fissure peut se faire suivant trois modes de déplacement des faces de la fissure dans un plan défini. Elle peut aussi se faire suivant des modes mixtes qui les combinent tous les trois. La figure 4 illustre les trois modes de rupture.

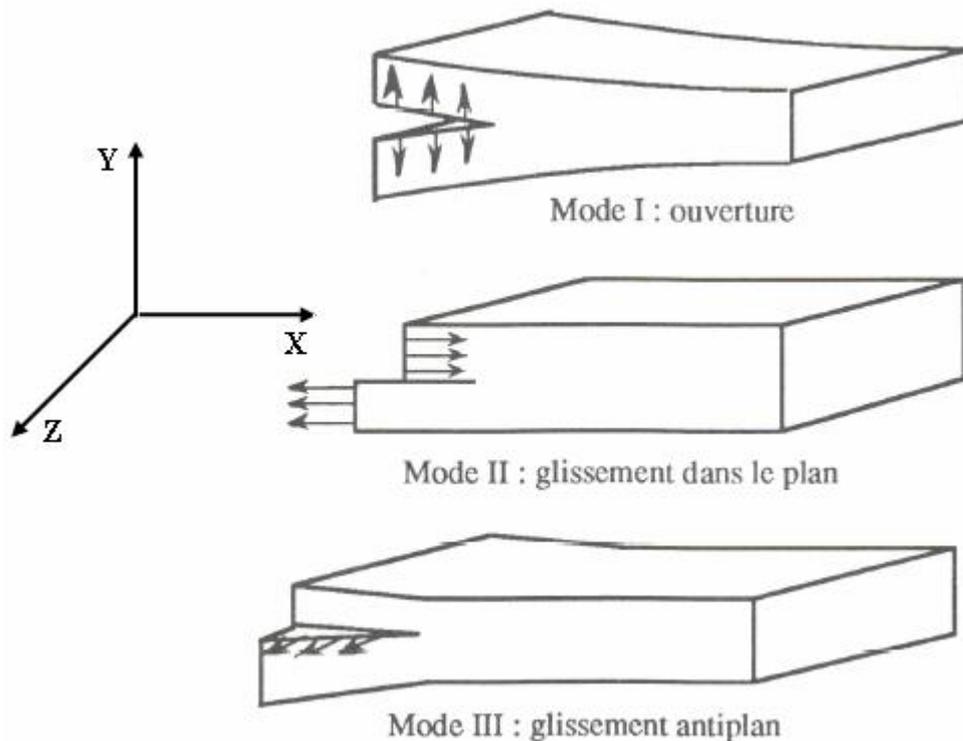


Figure I.4 : Définitions des modes de sollicitation (François 1992)

Le mode I est considéré comme le plus dangereux en raison de l'ouverture par traction qui favorise l'initiation et la propagation des fissures. C'est le type le plus répondu dans le cas des matériaux fragiles. Par conséquent, il est le plus étudié.

II.2. Facteur d'intensité des contraintes

Lorsqu'un corps fissuré est sollicité par un champ de force il se produit au voisinage de la fissure une très grande concentration de contraintes, dans ces conditions qui représentent d'un point de vue pratique la réalité des pièces et structures. Les théories de l'élasticité permettent d'exprimer la contrainte proche du front de fissure par une série de Taylor. Dans un matériau dont le comportement est élastique et

linéaire, la forme générale du champ des contraintes au voisinage de l'extrémité d'une fissure est de la forme :

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) + \sum_{m=0}^{\infty} \alpha_m r^{m/2} g_{ij}^{(m)}(\theta) \quad (1.1)$$

où les coordonnées (r, θ) sont repérées par rapport à l'extrémité de la fissure (figure 1.5). La fonction adimensionnelle f_{ij} dépend du mode de sollicitation, l'autre fonction adimensionnelle g_{ij} dépend à la fois du mode de sollicitation, de l'état de contrainte et de la géométrie du corps fissuré.

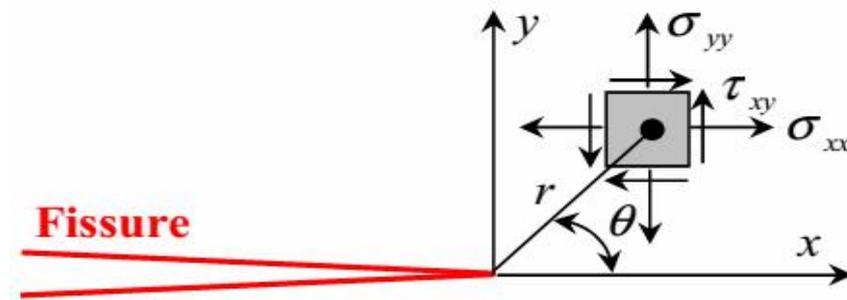


Figure I.5 : Définition des axes (x,y) et des coordonnées (r, θ) au voisinage de l'extrémité d'une fissure

Au voisinage immédiat de l'extrémité de la fissure, les contraintes présentent une singularité en $1/r$ (c'est à dire lorsque $r \rightarrow 0$, le produit $r \cdot \sigma_{ij}$ tend vers une constante). Comme les termes d'ordre plus élevé $r^{m/2}$ (avec $m \geq 2$) de la relation (1.1) sont négligeables devant $1/r$, la zone la plus critique est bien le voisinage immédiat de l'extrémité de la fissure. Pour ces raisons, seuls les termes en $1/r$ sont considérés. On dit que les champs de contraintes asymptotiques sont de la forme :

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad (1.2)$$

Considérons dans un premier temps une structure sollicitée dans le mode I seulement. Lorsque $\theta = 0$, c'est à dire lorsqu'on se place dans le plan de la fissure, les contraintes au voisinage immédiat et en aval de l'extrémité de la fissure, sont décrites, via la relation 1.2 par :

$$\sigma_{xx}(\theta=0) = \sigma_{yy}(\theta=0) = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (1.3)$$

Le plan (x, y) de la fissure est donc principal pour le mode I. La figure 1.6 donne la représentation graphique de la fonction de $\sigma_{ij}(r)$ à $\theta = 0$.

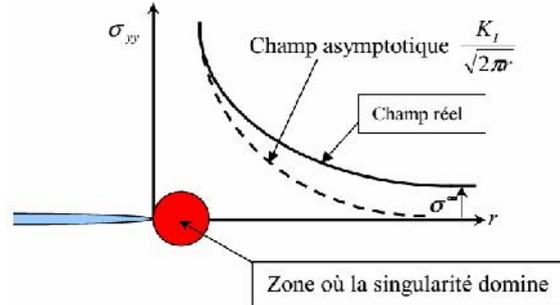


Figure 1.6 : Distribution de la contrainte σ_{yy} pour $\theta=0$ perpendiculaire au plan de fissuration

Le facteur d'intensité des contraintes (FIC), noté K_I en mode I définis par Irwin ([François et al. 1992](#)), est proportionnellement attachée à l'amplitude de la zone de singularité : autrement dit, le facteur d'intensité des contraintes et les contraintes augmentent proportionnellement. Il s'agit donc d'un procédé de caractérisation des conditions à l'extrémité de la fissure : lorsque le facteur d'intensité des contraintes est connu, les champs des contraintes, des déformations et des déplacements le sont aussi. Le facteur d'intensité des contraintes est l'un des concepts les plus importants de la mécanique linéaire de la rupture. Le mode I de sollicitation reste le plus dangereux dont la distribution des contraintes est donnée par l'équation 1.4.

$$\begin{cases} \sigma_{xx} = \left(\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \right) \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left[1 - \sin \frac{\theta}{2} \cdot \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_{yy} = \left(\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \right) \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left[1 + \sin \frac{\theta}{2} \cdot \sin \frac{3\theta}{2} \right] \\ \sigma_{xy} = \left(\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \right) \cdot \sin \frac{\theta}{2} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \cdot \cos \frac{3\theta}{2} \end{cases} \quad (1.4)$$

II.3. Forme de la zone plastique

Jusqu'à présent, la zone plastique a été considérée uniquement dans la direction des X et pour simplification, elle est supposée de forme circulaire. Pour avoir une impression plus exacte de la forme de la zone plastique, il faut examiner les conditions d'endommagement pour des angles θ différents de zéro (0). Pour ce, les deux critères de Von-Mises et Tresca sont souvent appliqués. Le critère de Tresca prédit que l'endommagement se produit lorsque τ_{\max} dépasse $\sigma_{\epsilon} / 2$. Quant à celui de Von-Mises en forme de contraintes principales, il est donné par :

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 = 2\sigma_{\epsilon}^2 \quad (1.5)$$

Avec

$$\begin{cases} \dagger_1 = \frac{K_I}{\sqrt{2fr}} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) \\ \dagger_2 = \frac{K_I}{\sqrt{2fr}} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \right) \\ \dagger_3 = 0 \text{ ou } \dagger_3 = \frac{2 \cdot K_I}{\sqrt{2fr}} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \end{cases} \quad (1.6)$$

Pour $\theta = 0 \Rightarrow \dagger_1 = \dagger_2$ et agissent dans les directions X et Y.

En contrainte plane : $\dagger_3 = 0$ et $\dagger_{\max} = \frac{\dagger_1}{2}$

D'où, pour $\theta = 0$, la taille de la zone plastique, en contrainte plane, est la même pour les deux (02) critères (Tresca et Von-Mises).

L'application de ces deux critères, pour la détermination de la forme de la zone plastique, en fonction de θ , donne ce qui suit :

- **Critère de Von-Mises**

Selon le critère de Von Mises, la forme de la zone plastique est donnée par :

Déformation plane :

$$\begin{cases} \left[\frac{K_I^2}{2f r} \left[\frac{3}{2} \sin^2 \theta + (1 - 2 \cos \theta)^2 \cdot (1 + \cos \theta) \right] \right] = 2 \dagger_{\epsilon}^2 \\ \left[d'où \quad r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4f \dagger_{\epsilon}^2} \left[\frac{3}{2} \sin^2 \theta + (1 - 2 \cos \theta)^2 \cdot (1 + \cos \theta) \right] \right] \end{cases} \quad (1.7)$$

Contrainte plane :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{K_I^2}{2\pi r} \left[1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right] = 2\sigma_\epsilon^2 \\ \text{d'où } r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{4\pi\sigma_\epsilon^2} \left[1 + \frac{3}{2} \sin^2 \theta + \cos \theta \right] \end{array} \right. \quad (1.8)$$

Remarque : pour $\nu = 0$, on retrouve l'équation : $r_p^* = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2}$ de la contrainte plane.

La forme de la zone plastique tel que prédite par le critère de Von-Mises est illustrée par la figure ci-dessous (figure 1.7). Cette zone plastique est plus petite en déformation plane qu'en contrainte plane. Pour $\nu = 0$ et $\nu = 1/3$, la différence est de facteur 9. Par conséquent, la correction de la zone plastique à partir de l'équation

$r_p^* = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2}$ n'est pas adéquate en déformation plane.

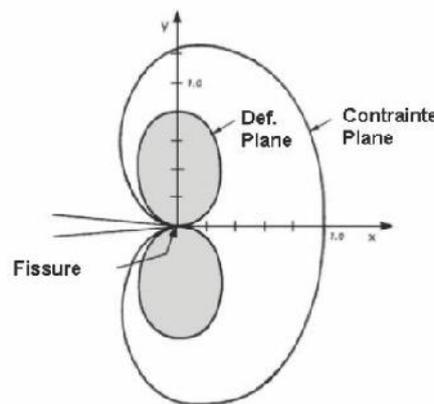


Figure 1.7 : Zone plastique selon le critère de Von-Mises (Do, 2013)

- **Critère de Tresca**

Selon le critère de Tresca, la forme de la zone plastique est donnée par :

Contrainte plane :

$$\left\{ \begin{array}{l} \tau_{\max} = \frac{1}{2} \tau_1 \text{ avec } \tau_1 \leq \tau_\epsilon \\ \Rightarrow \frac{K_I}{2\sqrt{2f} r} \cdot \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) = \frac{\tau_\epsilon}{2} \\ \text{d'où } r_p(\theta) = \frac{K_I^2}{2f \tau_\epsilon^2} \left[\cos \frac{\theta}{2} + \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \right) \right]^2 \end{array} \right. \quad (1.9)$$

Déformation plane :

En déformation plane le critère de Tresca se base sur le critère de la contrainte maximale

$$\begin{cases} \tau_{\max} = \frac{1}{2}(\tau_1 + \tau_2) \\ \text{ou} \\ \tau_{\max} = \frac{1}{2}(\tau_1 - \tau_3) \end{cases} \quad (1.10)$$

Ainsi, le rayon de la zone plastique est de la forme :

$$r_p = \max \begin{cases} \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2} \cdot \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \left(1 - 2\nu + \sin\frac{\theta}{2}\right) \\ \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_\epsilon^2} \cdot \cos^2\frac{\theta}{2} \end{cases} \quad (1.11)$$

La forme de la zone plastique prédite par le critère de Tresca est illustrée par la figure ci-contre. Elle est un peu plus grande que celle selon Von-Mises. Elle est, aussi, un peu différente.

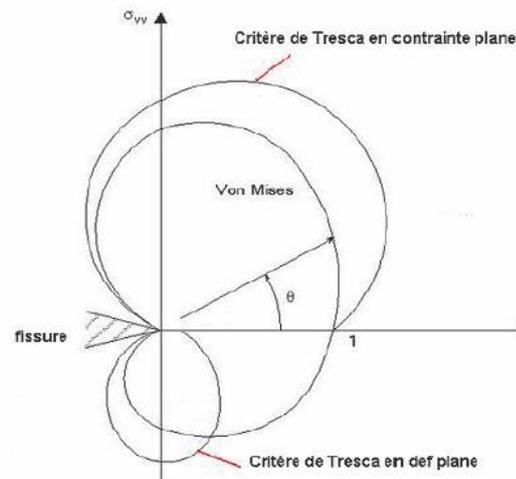


Figure 1.8 : Zone plastique selon le critère de Tresca (Do, 2013)

III. FATIGUE DES MATERIAUX ET ALLIAGES LEGERS

La fatigue est un processus qui sous l'action de contraintes ou déformations cycliques, répétées ou alternées, modifie les propriétés locales d'un matériau et peut entraîner la formation de fissures et éventuellement la rupture de la structure. Les étapes principales de la fatigue sont : l'amorçage de fissures, propagation et rupture finale, elle suit d'abord approximativement le plan de scission maximale, la vitesse de propagation est alors très faible. Les défauts ne sont détectables qu'au laboratoire, puis elle suit le plan perpendiculaire à la contrainte de tension maximale. La vitesse de propagation s'accélère durant cette période.

III. 1 Contraintes Appliquées

Les contraintes appliqués au cours d'essais de fatigue varieront suivant une fonction du temps approximativement sinusoïdale. La contrainte, prise en compte lors d'un essai de fatigue, est une contrainte globale (calculée par rapport à la section de la pièce d'après la résistance des matériaux et relativement au domaine élastique). Elle est exprimée en N/mm^2 ou en MPa, La figure 1.9 représente la distribution des contraintes due à un chargement global répartie dans une plaque entaillée.

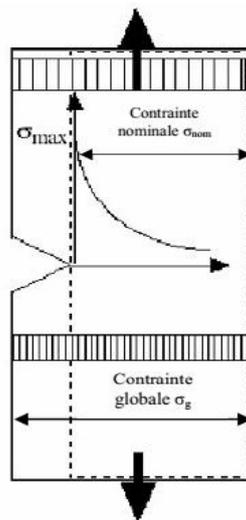


Figure 1.9 : Définition des contraintes développées (Zalt, 2012)

III.2. Cycle de contrainte en fatigue

Durant le processus de fatigue, les éprouvettes sont soumises à des sollicitations périodiques. La contrainte passe par un maximum σ_{max} et par un minimum σ_{min} . (figure 1.10). On en déduit

- La contrainte moyenne

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (1.12)$$

- L'amplitude de contrainte

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (1.13)$$

- L'étendue de variation de contrainte

$$\Delta\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min} = 2\sigma_a \quad (1.14)$$

- Rapport de charge R

C'est le rapport de la contrainte minimale sur la contrainte maximale.

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (1.15)$$

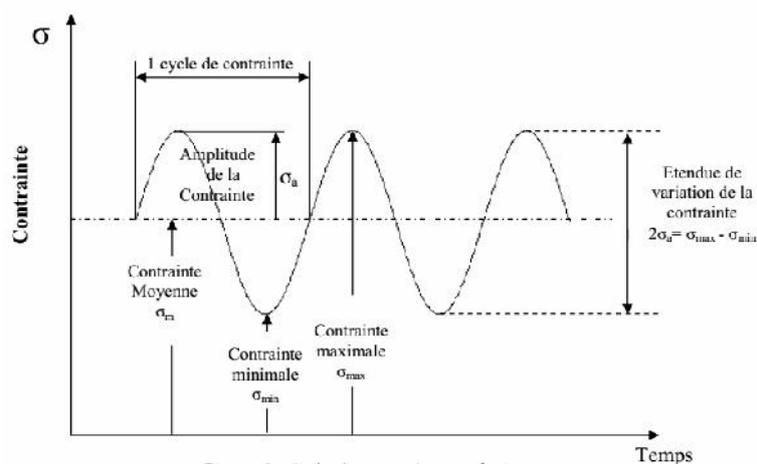


Figure 1.10 : Cycle de contrainte en fatigue.

La figure 1.11 met en évidence les différentes formes de cycles appliqués en fonction de la valeur du rapport de charge.

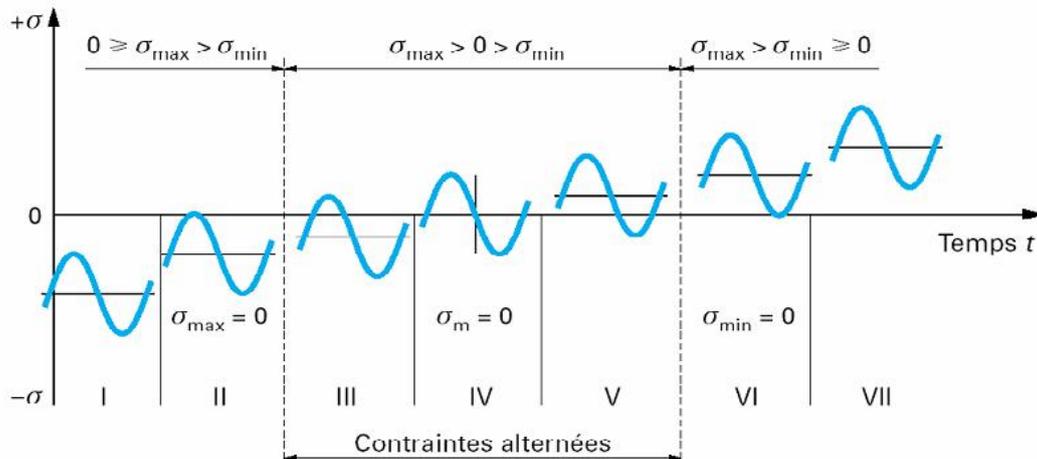


Figure 1.11 : Les différentes formes de cycles de contrainte au cours d'essai de fatigue (Rabbe et al. 2000)

- I. Contrainte ondulée de compression : $1 < R_\sigma < +\infty$.
- II. Contrainte répétée de compression : $R_\sigma \rightarrow +\infty$.
- III. Contrainte alternée dissymétrique : $-\infty < R_\sigma < -1$.
- IV. Contrainte purement alternée : $R_\sigma = -1$.
- V. Contrainte alternée dissymétrique : $-1 < R_\sigma < 0$.
- VI. Contrainte répétée de traction : $R_\sigma = 0$.
- VII. Contrainte ondulée de traction : $0 < R_\sigma < 1$.

III.3. Différents régimes de propagation

Le dimensionnement en fatigue d'une structure sous chargement cyclique nécessite de définir un « état » qui sera le critère de résistance. Ce choix est lié aux trois étapes distinctes mise en jeu des mécanismes de fissuration. La figure 1.12 présente les différents stades de fissuration par fatigue et les paramètres d'influences à chaque stade.

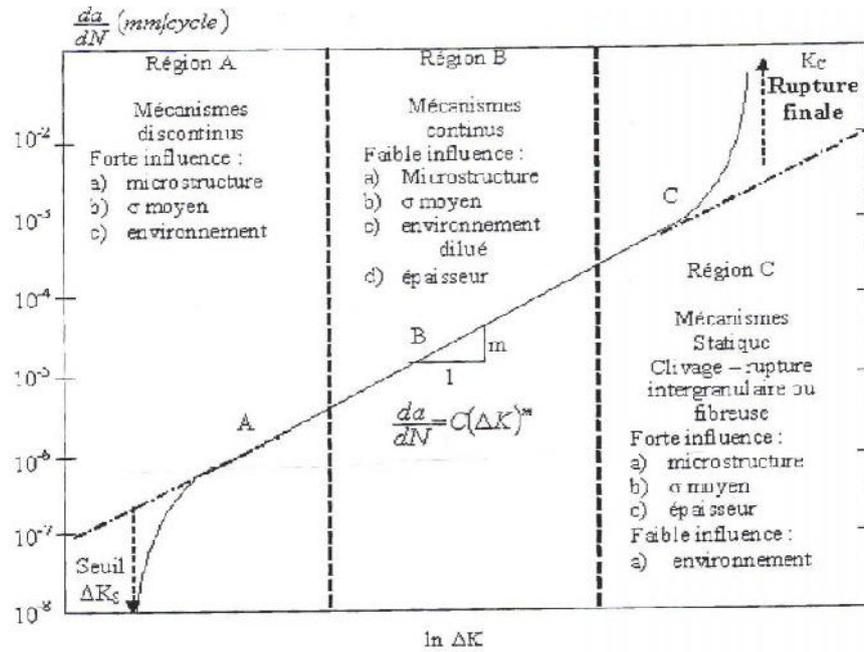


Figure 1.13 : Différents régimes de propagation (François et al. 1992)

Domaine I : Elle explicite le comportement de la structure entre l'état vierge et l'état où apparaît une fissure microscopique. Il s'agit de la phase d'amorçage. Celui-ci se produit généralement au voisinage des défauts intrinsèques qui peuvent introduire des concentrations de contraintes.

Domaine II : Propagation stable d'une fissure macroscopique. Au cours de cette étape, la fissure peut croître plus ou moins rapidement selon le matériau et l'intensité du chargement appliqué.

Domaine III : Propagation instable. Il s'agit là de l'étape finale du phénomène, qui se produit lorsque la taille de la fissure est telle qu'elle a atteint son seuil d'instabilité.

III. 4. Modèles de propagation des fissures de fatigue

Plusieurs modèles ont été proposés pour prédire la durée de vie et la vitesse de fissuration " da/dN " sous différentes conditions (Beden et al. 2009). L'élaboration de modèles de propagation a pris une grande vitesse afin de tenir compte de plusieurs paramètres et conditions imposés de service ou de laboratoire qui agissent sur la propagation des fissures. Les paramètres qui agissent sont présentés à la figure 1.11.

III.4.1 Propagation des fissures à amplitude constante

- **Loi de Paris**

Paris et al ([Paris, 1961](#)) a proposé d'utiliser la variation du facteur d'intensité de contrainte K pour décrire la croissance stable des fissures par fatigue en élasticité linéaire, pour les matériaux à comportement élastique de nombreux auteurs ([Suresh, 1988](#)) ont constaté la validation de l'expression proposée par Paris.

$$\frac{da}{dN} = C \cdot \Delta K^m \quad (1.16)$$

- **Loi de Forman**

Pour tenir compte de l'augmentation asymptotique de la vitesse de fissuration quand K_{\max} attirent le facteur d'intensité de contrainte critique, Forman ([Forman, 1972](#)) a développé un modèle tenant compte du 3^{ème} stade de propagation

$$\frac{da}{dN} = \frac{C \cdot \Delta K^m}{(1-R)K_{IC} - \Delta K} \quad (1.17)$$

Cette loi a été vérifiée sur plusieurs alliages d'aluminium et est couramment utilisées en aéronautique pour da/dN supérieure à 10^{-5} mm/cycle où m est de l'ordre de 4. Toutefois, cette loi ne semble pas décrire convenablement le comportement des aciers où l'effet du rapport de charge "R" est généralement moins marqué. On remarque, que dans la relation précédant, la vitesse de propagation da/dN tend vers l'infini quand K_{\max} tends vers K_{IC} . De plus, cette relation ne tient pas compte de l'existence d'un seuil de fissuration. Pour rendre compte de l'effet de seuil dans la région I, Klesnil et Lucas ([Klesnil et Lucas, 1972](#)) ont introduit le seuil de non fissuration dans le modèle de propagation développé.

• Modèle NASGRO

L'équation de propagation Nasgro utilisé dans la prédiction de la vitesse de fissuration a été développée par Forman et Mettu (**Forman et Mettu, 1992**) pour tenir compte de toute la courbe de propagation. L'équation NASGRO est écrite sous la forme :

$$\frac{da}{dN} = C \cdot \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \cdot \Delta K \right] \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_{crit}} \right)^q} \quad (1.18)$$

III.4.2 Propagation à 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'interaction, qui se manifestent sous la forme d'un ralentissement ou d'une accélération des fissures (**Bathias, 1976 ; Rangnathan, 1988**).

• Effet de retard dus 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.

Ces grandeurs sont définies en supposant que la longueur de fissure reste constante durant tout le phénomène étudié.

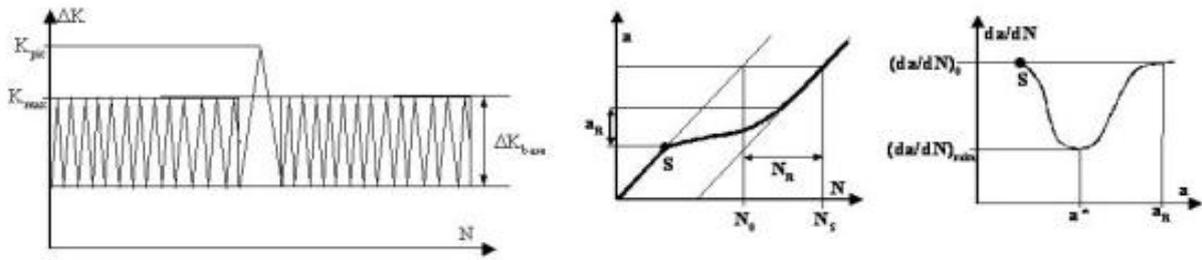


Figure 1.14: Définition d'une surcharge (Benguediab, 1988)

1. 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.

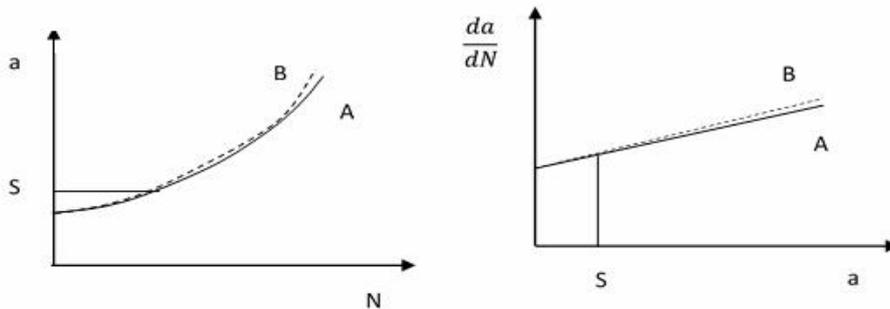


Figure 1.15 : Pas d'influence de retard

2. 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.

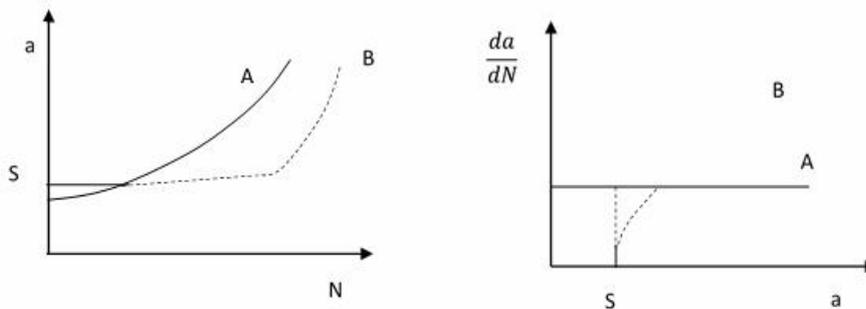


Figure 1.16 : retard momentané

3. 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.

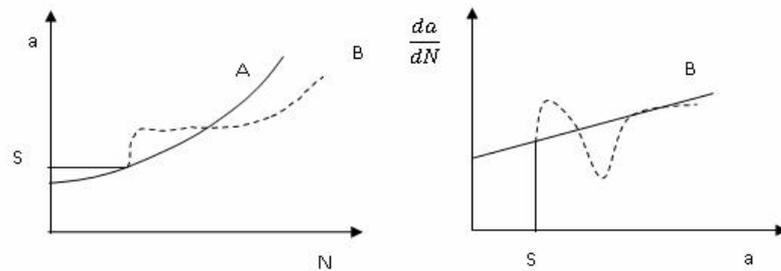


Figure 1.17 : Retard différé

4. 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.

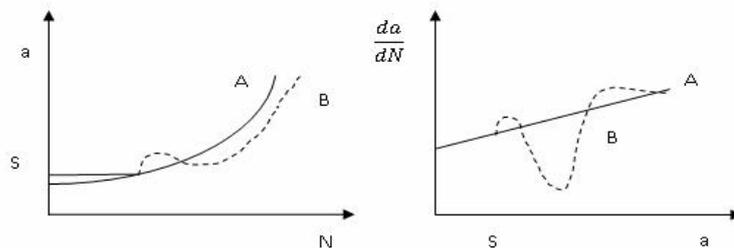


Figure 1.18 : Retard avec accélération différé

5. Blocage définitif :

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

- **Cas d'une sous charge**

Peu d'études ont effectuées sur ce point. Il cependant qu'une sous charge provoque une accélération momentanée de la fissure. Par contre d'autres travaux ont suggéré qu'une sous charge dans un chargement à amplitude constante ne provoque pratiquement pas d'effet.

- **Surcharges multiples.**

Des surcharge multiples ou consécutives provoquent une augmentation de l'effet de retard qui peut aller jusqu'au blocage de la fissure.

- **Effet de changement de niveaux**

Dans le cas d'une augmentation brutale de la contrainte maximale et ensuite maintenue constante, on observe avant stabilisation de la vitesse de fissuration après une accélération temporaire. Une réduction brutale de la contrainte maximale produit un retard immédiat.

III.5. Modélisation de la propagation avec surcharges

III.5.1 Modèle de Wheeler

L'un des modèles les plus simples permettant de modéliser le retard après application de surcharges est celui de Wheeler ([Wheeler, 1972](#)). Ce modèle consiste à multiplier la vitesse de propagation après l'application de la surcharge par une fonction ϕ . Le retard existe tant que la zone plastique de la fissuration reste à l'intérieur de celle dus à la surcharge.

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{VAL} = \phi \left(\frac{da}{dN}\right)_{CAL} \quad (1.19)$$

La fonction de retard est définie comme suit :

$$\phi = \left(\frac{Z_{pi}}{\lambda}\right) = \left(\frac{Z_{pi}}{a_0 + z_p - a_i}\right) \quad (1.20)$$

Z_{pi} étant la taille de la zone plastique due au chargement de base, Z_{psurch} celle de la zone plastique due à la surcharge et m un paramètre matériau déterminé expérimentalement.

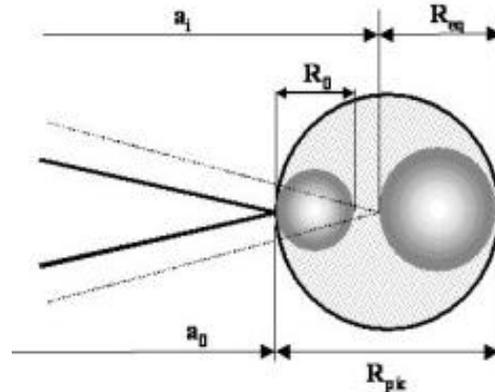


Figure 1.19 : Zone plastique selon le modèle de wheeler

III.5.2 Modèle de Willenborg et modèle généralisé

Ce modèle s'inspire de celui de Wheeler et considère une loi de type ([Willenborg, 1971](#)):

$$\frac{da}{dN} = C'(\Delta K_{eff})^{m'} \quad (1.22)$$

$$\Delta K_{eff} = K_{max-eff} - K_{min-eff} \quad (1.23)$$

$$K_{max-eff} = K_{max} - K_r \text{ et } K_{min-eff} = K_{min} - K_r \quad (1.24)$$

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). Afin de tenir compte des différents types de chargement Gallagher et Hugges ([Gallagher et Hugges, 1974](#)) ont introduit dans le modèle de Willenborg un paramètre ϕ_r tenant compte des effets de sous-charges et surcharges.

Le modèle de Willenborg généralisé applique le principe du facteur d'intensité de contrainte effectif. La formulation du modèle de Willenborg généralisé implémentée dans le code AFGROW est présentée ci-dessous :

$$\begin{cases} K_{\max(\text{eff})} = K_{\max} - K_r \\ K_{\min(\text{eff})} = K_{\min} - K_r \\ R_{\text{eff}} = K_{\min(\text{eff})} / K_{\max(\text{eff})} \end{cases} \quad (1.25)$$

K_r est le facteur d'intensité de contraintes résiduelles dues à la surcharge et R_{eff} est le rapport de charge effectif.

$$K_r = \left(K_{\max(\text{ol})} \sqrt{1 - \frac{(a - a(\text{ol}))}{r_p(\text{ol})}} - K_{\max} \right) \quad (1.26)$$

Le facteur ϕ est exprimé par l'équation suivante.

$$\phi = (1 - \Delta K_{\text{th}} / K_{\max}) / (\text{SOLR} - 1) \quad (1.27)$$

et la zone plastique développée (figure 1.20) par la surcharge, $r_{y(\text{ol})}$, est exprimé par :

$$r_p(\text{ol}) = \left(\frac{K_{\max}(\text{ol})}{0.2} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\cdot} \right) \quad (1.28)$$

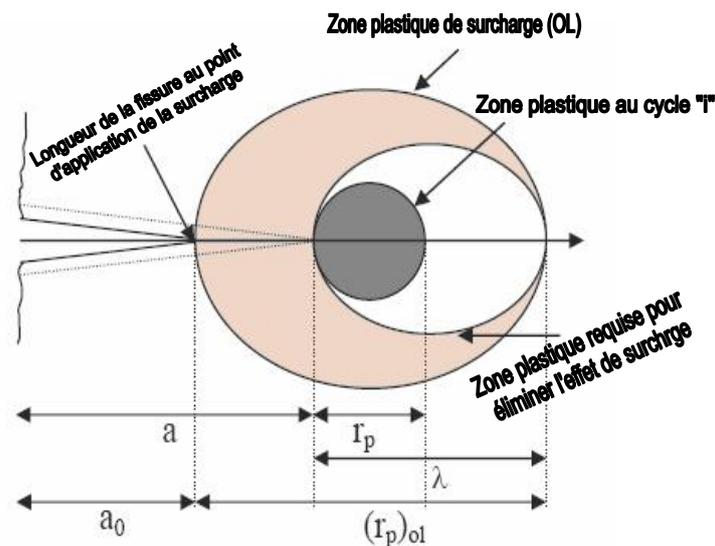


Figure 1.20 Schématisation du modèle de Willenborg généralisé (Gallagher et Hugges, 1974)

- * 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)

Le modèle de Willenborg généralisé appliqué le rapport d'arrêt de surcharge (SOLR) comme une propriété du matériau (Tableau 2) contrôlant l'histoire du chargement sur la prédiction de la durée de vie. Le

Tableau 1.2 Paramètre d'arrêt de surcharge

| Matériau | Paramètre SOLR |
|-----------|----------------|
| Acier | 2.0 |
| Aluminium | 3.0 |
| Titanium | 2.7 |

IV. MATERIAUX COMPOSITES ET REPARATION PAR PATCH

IV.1 Définition

Un matériau composite est constitué de différentes phases nommées renforts et matrice, non miscibles on obtient un matériau hétérogène, en distingue deux types : les composites grandes diffusions (GD), Les principaux constituants de bases sont les résines polystères (95% des résines thermodurcissables) avec des fibres de verre (de 99% des renforts utilisées) et représentent 95% des composites utilisés, et les composites hautes performance (HP). Les matériaux composites à renfort fibre longue continue utilisés en aéronautique sont d'un coût élevé. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût, les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux.

IV.2 Les composants

Un matériau composite est constitué d'une matrice et d'un renfort. Le renfort contient des fibres de natures différentes. Le renfort offre au matériau composite des performances mécaniques très améliorées d'une part. D'autre part, la matrice a pour fonction la transmission de sollicitations mécaniques aux fibres et protéger les fibres des agressions extérieurs.

IV.2.1. Les renforts (fibres)

Les fibres sont constituées par plusieurs centaines/de milliers de filaments de diamètres variant de 5 à 15 μ m. Elles se traitent sur machines textiles (mèches). La figure 1.21 présente les différentes familles de fibres appliquées industriellement On les commercialise essentiellement sous forme de :

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

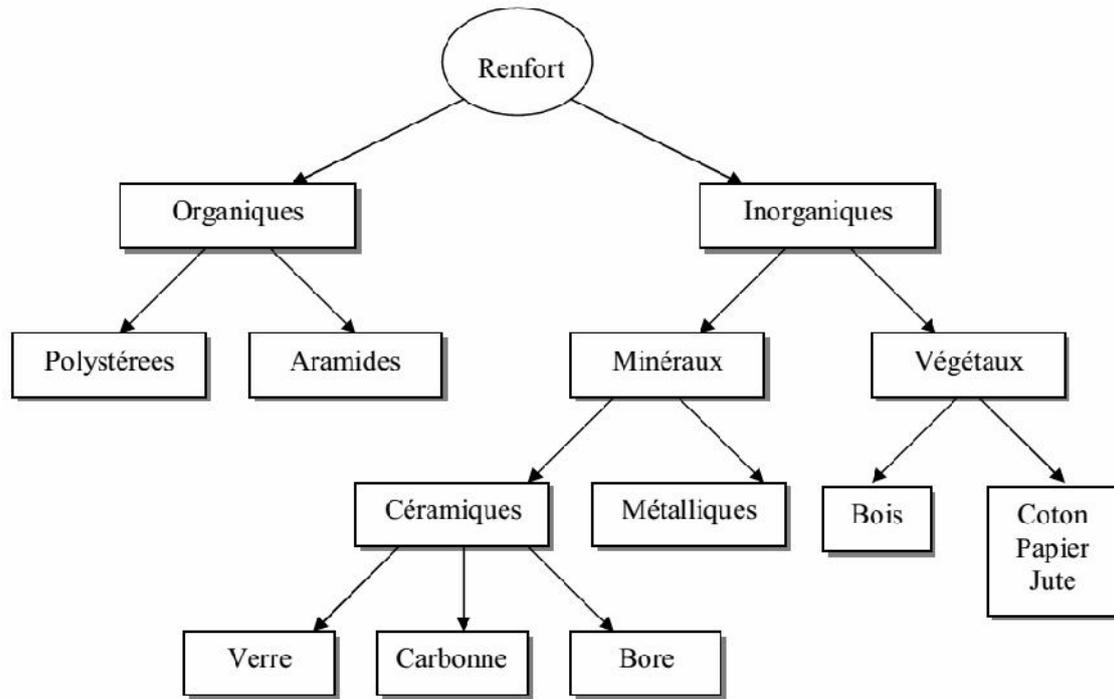


Figure 1.21 : Les différentes familles de Renfort.

VI.2.2 Les matrices

La matrice lie les fibres renfort, repartit les efforts, donne la forme voulue et apporte la tenue chimique de la structure. Les différents types de matrices utilisées pour la réalisation d'un patch composite sont donnés par la figure 1.22

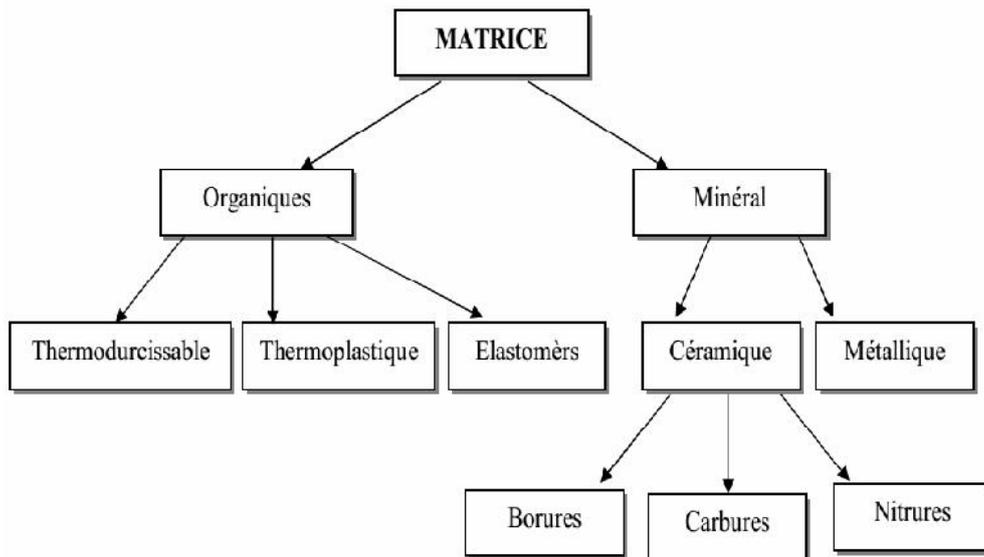


Figure 1.22 : Les différentes familles de la matrice.

IV.3 Avantages des matériaux composites

Actuellement les matériaux composites sont largement utilisés dans différentes structures. Ils présentent de meilleures propriétés mécaniques par rapport aux matériaux métalliques. Les principaux avantages des matériaux composites se résument ci-dessous :

- Grande résistance à la fatigue et au vieillissement sous l'effet de l'humidité et la chaleur.
- Résistance à la corrosion.

Absence des effets néfastes des produits chimiques comme les graisses, les huiles, les liquides hydrauliques, les peintures et les produits pétroliers.

IV.4 L'orientation des fibres

Un stratifié est constitué de l'empilement de deux ou plusieurs couches (appelées également plis) entreposés successivement, et se comportent comme une seule entité structurale. Chaque couche est formée de fibres de faible section imprégnées de résine, elle est désignée par son orientation, qui est l'angle que fait la direction des fibres avec la direction de référence (qui est généralement la direction des fibres unidirectionnelles orientées à 0°). La séquence d'empilement du stratifié, désigne le nombre et l'orientation des couches successives en parcourant le stratifié d'une face à l'autre. Ainsi, un stratifié est dit unidirectionnel si, l'angle entre deux couches consécutives est nul, c'est-à-dire, toutes les fibres sont alignées selon une seule direction. Par contre, un stratifié est multidirectionnel si les couches successives, sont orientées les unes par rapport aux autres à des angles autres que 0° tel, les multidirectionnels [0/ +45/ -45/ 90/ 90/ +45/ -45/ 0] (Figure 1.23). Le choix de l'empilement, et plus particulièrement des orientations, permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques. On pourra avoir des stratifiés de type :

- Équilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+\theta$ que de couches orientées suivant la direction $-\theta$.
- Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen, ayant la même orientation des fibres.

- Antisymétrique : stratifié comportant des couches ayant des orientations de fibres opposées
- Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .

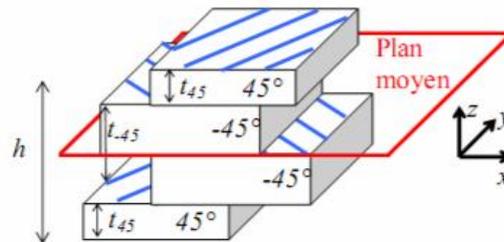


Figure 1.23 : Orientation des fibres (Achour, 2011)

IV.5. La réparation des structures endommagées par matériaux composites

Actuellement des techniques de réparation des structures endommagées sont développées afin de réduire la vitesse de propagation de la fissure, augmenter la durée de vie de la structure. Les techniques les plus utilisées sont les assemblages d'une plaque en composite par collage ou rivetage sur la région fissurée.

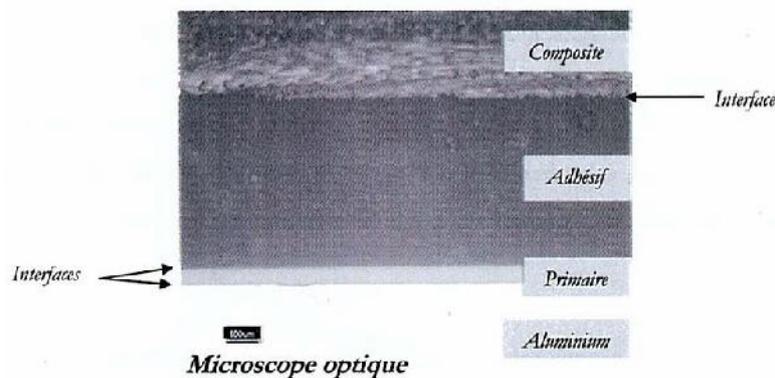


Figure 1.24 : Vue en coupe d'un assemblage structural (Foule & Alcorta, 2008)

IV.5.1 La réparation par patch composite collé

Pour la réparation, on applique d'abord une couche mince de résine époxyde sur toute la zone à réparer. Il est important que la première couche de résine pénètre dans toutes les fissures et les moindres interstices. On chauffe légèrement avec un sèche-

cheveux pour rendre la résine aussi liquide que de l'eau pour qu'elle pénètre plus facilement. Ensuite on dépose la pièce rapportée (patch) sur la zone à réparer.

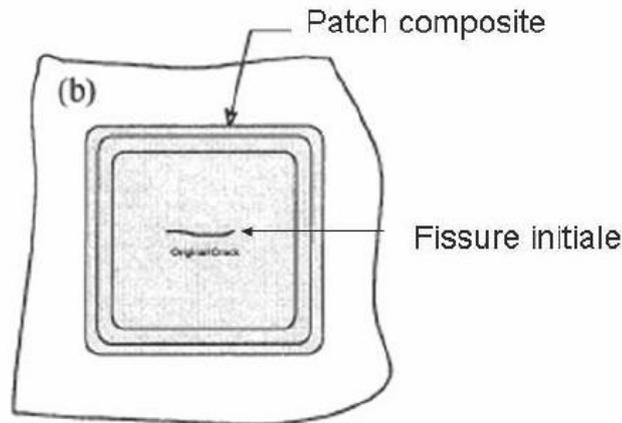


Figure 1.25 : La réparation par patch composite collé (**Baker, 1984**)

IV.5.2. Réparation par patch riveté

La figure 1.25 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.

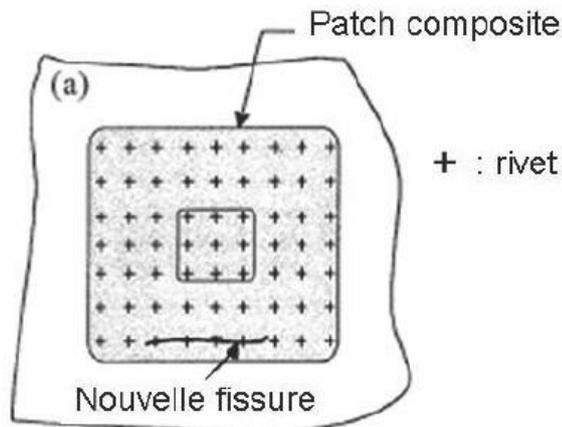


Figure 1.26 : Réparation par patch composite riveté (**Baker, 1984**)

IV.6. Quelques applications du patch dans le secteur aéronautique

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 2.1 est un résumé des principaux travaux de réparation par patch effectué par celle-ci (Mathias, 2005).

Tableau 2.1 : Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF (Baker, 1984)

| Avion | Type de dommages | Commentaire |
|----------|------------------|--|
| 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

- Achour T. (2011). "Etude des techniques de réparation des structures composites endommagées". Mémoire de Magister, Université Mentouri Constantine.
- ASM (1967). "Aluminum", volume two, Design and Application, American Society for Metals.
- 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.
- Bathias C. (1976). PV n° 14310 890/Final SNIAS.
- Beden S.M., Abdullah S., Ariffin A.K. (2009). "Review of fatigue crack propagation models for metallic components". *European Journal of Scientific Research*, 28(3), pp.364-397.
- Benguediab M. (1988) "Etude de la propagation des fissures de fatigue sous spectres de chargements réduits". Thèse de Doctorat, Université de Poitiers, France
- Bu H.D. (1978). "Mécanique de la rupture fragile", Ed. Masson.
- <https://campus.mines-douai.fr/> (15 Janvier 2018)
- DO T.D. (2013). "Etude de la zone plastique en pointe de fissure pour l'alliage d'aluminium 2024t351". Thèse de doctorat, université François – Rabelais de tours.
- Dubost B., Sainfort P. (1991). "Durcissement par précipitation des alliages d'aluminium". *Technique de l'Ingénieur*, Réf : M240 v1.
- Forman R.G. (1972). "Study of fatigue crack initiation from flaws using fracture mechanics theory". *Engineering Fracture Mechanics*. 4(2), 1972, pp 333–345.
- 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. Ernst, A. Saxena, D.L. Mc Dowell, eds., American Society for Testing and Materials, Philadelphia.
- Foulc M.P., Alcorta J. (2008). "Durabilité des assemblages par colles", Note Scientifique & Technique de Synthèse, Directions des applications militaires - CEA, 05/08/2008, France

- François D., Pineau A., Zaoui A. (1992) "Comportement mécanique des matériaux : viscoplasticité, endommagement, mécanique de la rupture, mécanique du contact". Editions Hermes, 2^{ème} édition.
- 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.
- Klesnil L. (1972). "Effect of stress cycle asymmetry on fatigue crack growth' Mater. Sci. Engng. 9, pp 231-240.
- Mathias J.D. (2005). "Etude du comportement mécanique de patchs composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques". Université Blaise Pascal Clermont-Ferrand II.
- Miller W.S, Zhuang L., Bottima J. Witterbrood A.J., De Smet P., Haszler A., Vieregge A. (2000)."Recent development in aluminium alloys for the automotive industry". Materials science and engineering, A280, Vol280, pp. 37-49, 2000.
- Paris P.C., Gomez M.P., Anderson W.P. (1961). "A rational analytic theory of fatigue", The Trend Eng, vol. 13, pp 9-14.
- Rabbe P., Lieurade H.P., Galtier A. (2000). "Essais de fatigue- Partie I". Technique de l'Ingénieur, Réf : M4170 v1, 10 Mars 2000.
- Rangnathan et al. (1979). Engh. Frac.Mech,11, p.775,1979
- Suresh S. (1988). "Fatigue of materials". Cambridge University Press.
- Wheeler O.E. (1972). "Spectrum Loading and Crack Growth". Transaction of the ASME, Journal of Basic Engineering, pp. 181-186.
- 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, Wright-Patterson Air Force Base, USA, 1971.
- Zalt A. (2012) "Endommagement par fatigue et prédiction de la durée de vie des Joints Soudés de Type Caisson". Thèse de Doctorat, Université de Lorraine.

CHAPITRE II :

ETAT DE L'ART

I. INTRODUCTION

La technique de réparation par patch composite d'une structure métallique fissurée, a été largement utilisée pour réduire le facteur d'intensité de contrainte au point de la fissure et de prolonger la durée de vie. Cette méthode de réparation s'impose à présent comme une solution très avantageuse par rapport aux méthodes de réparations traditionnelles cités ci-dessus. Ce chapitre a pour but de présenter un état de l'art des travaux menés dans ce domaine de réparation des structures endommagées. Dans un premier temps, on présente quelques applications des patches dans le secteur aéronautique. En suite on présente une synthèse des travaux sur l'effet du patch composite sur le comportement en rupture et en fatigue des structures réparées.

II. APPLICATION DU PATCH EN AERONAUTIQUE

En Australie, l'utilisation des patches composites est devenue une opération classique de le but de réparer des zones endommagées par fatigue et/ou corrosion. Les figures 2.1, 2.2 et 2.3 montrent des exemples de réparation des fissures par patch composite.

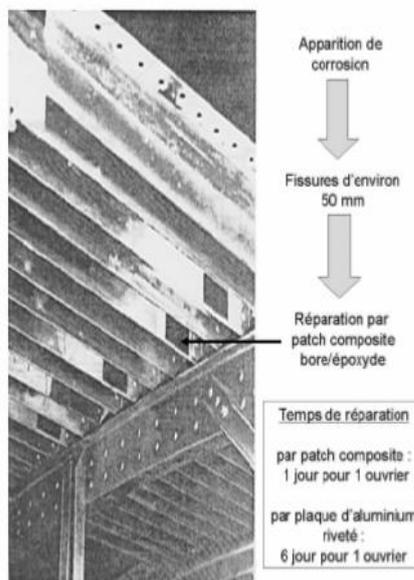


Figure 2.1 : Réparation sur un avion Hercules d'après (Baker & Jones, 1988)

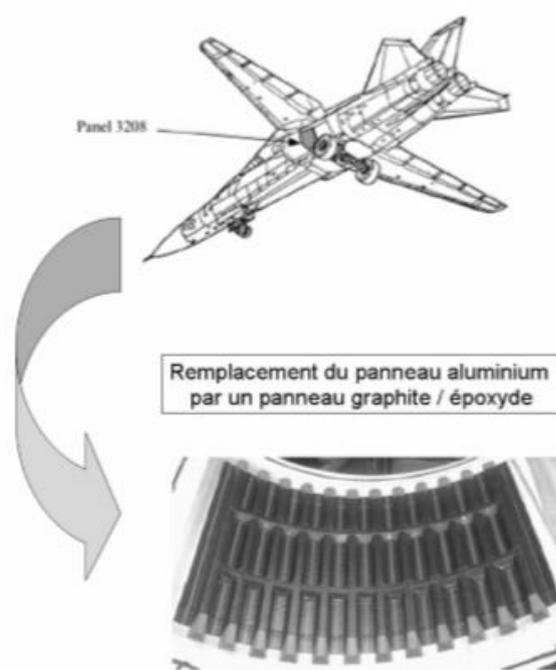


Figure 2.2 : Exemple de réparation sur un avion F111 (Baker & Jones, 1988)

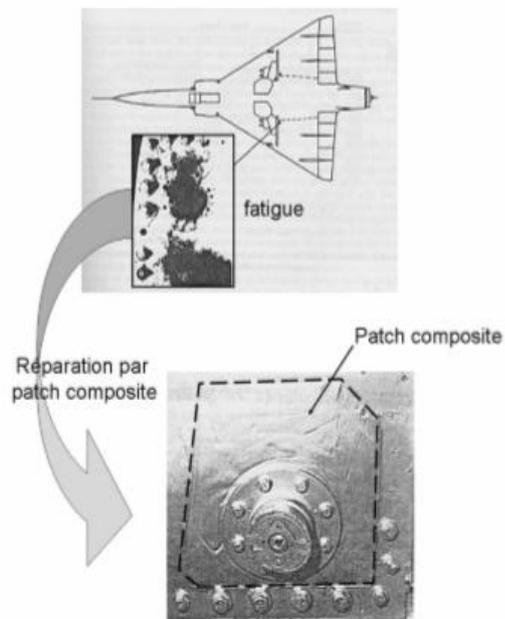


Figure 2.3 : Exemple de réparation sur un avion Mirage (Baker & Jones, 1988)

III. RUPTURE DES STRUCTURES REPAREES

III.1 Effets de la réparation par patch

L'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch a été étudiée par plusieurs

chercheurs ([Bachir Bouiadjra et al, 2002](#) ; [Fabrizio Ricci et al. 2011](#)). On remarque une réduction importante du facteur KI des plaques renforcées par patch. La réparation par patch d'une plaque SENT en Graphite/Epoxy ([Bachir Bouiadjra et al, 2002](#)) a montré que le patch composite a fortement réduit le facteur d'intensité de contrainte par rapport au facteur d'intensité de contrainte de la plaque non réparée (figure 2.4). Cette diminution réduction est due aux transferts de charges au patch composite. Le taux de diminution évalué à 80% supérieur à autres valeurs données par d'autres chercheurs. L'étude menée par Ricci et al. ([Fabrizio Ricci et al. 2011](#)) sur l'effet de réparation par patch composite (Carbon/Epoxy) a montré aussi une réduction significative du facteur d'intensité de contrainte (figure 2.5) comparativement par rapport au cas de la structure non réparée (Epreuve M(T)). Le taux de réduction est évalué à 33%.

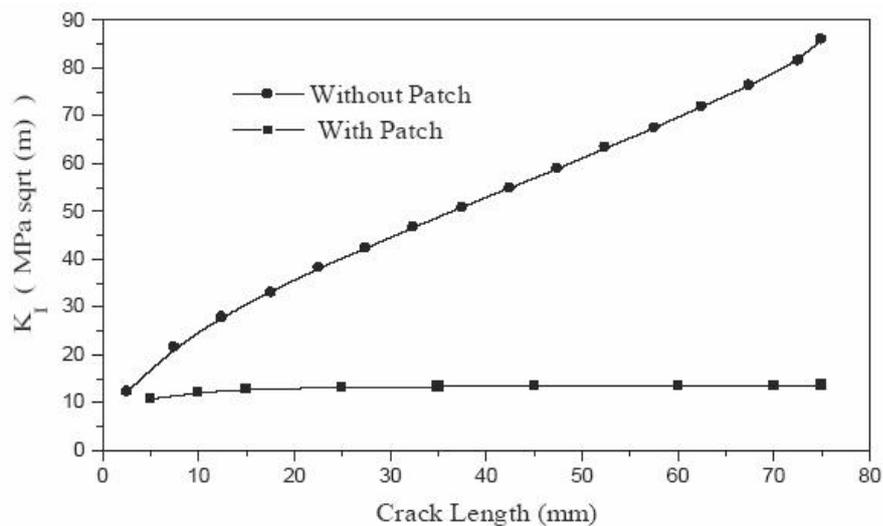


Figure 2.4 : Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage d'aluminium non réparée et réparée par Graphite/Epoxy ([Bachir Bouiadjra et al, 2002](#))

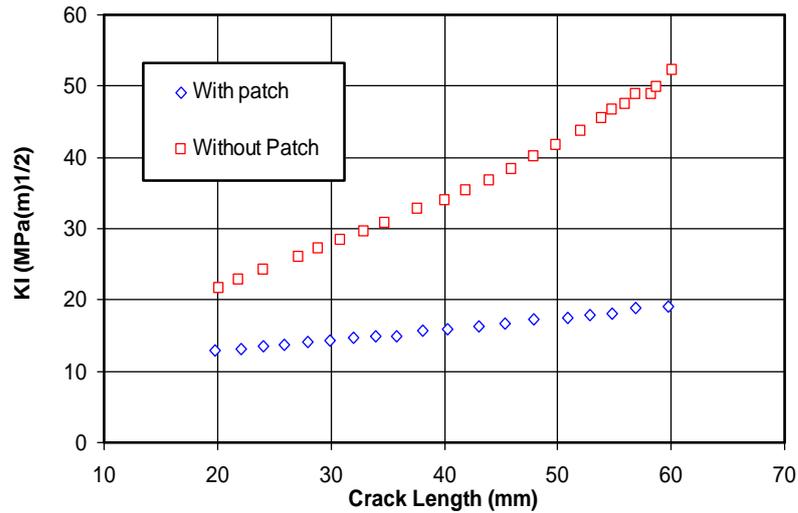


Figure 2.5 : Evolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch (**Fabrizio Ricci et al. 2011**)

La réparation par Boron/Epoxy d'une plaque en alliage d'aluminium a fait l'objet d'une étude numérique sous environnement ANSYS par Boulanouar et al. (**Boulanouar et al. 2013**). Le taux de réduction est de l'ordre de 22% (figure 2.6). Récemment, l'analyse de rupture d'une plaque réparée par patch composite et patch métallique conduite par Saeed (**Saeed, 2017**) montre que le facteur d'intensité de la plaque réparée est affecté par le patch composite.

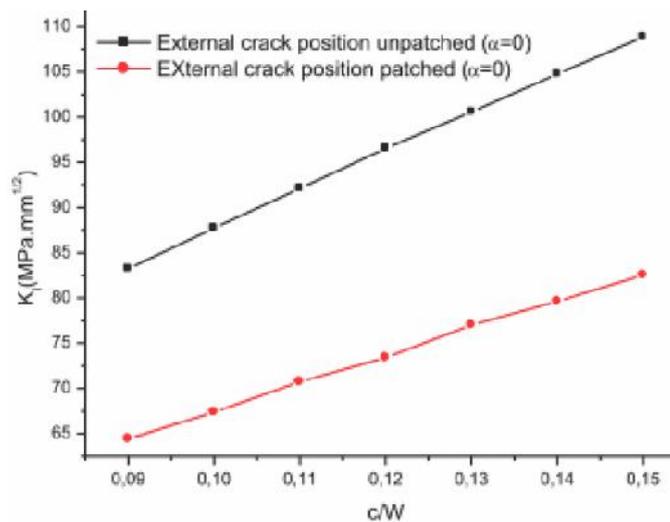


Figure 2.6 : Variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction du rapport "c/W" pour une position externe en front de fissure réparé et non réparé (**Boulanouar et al. 2013**)

En plus de la technique de réparation par simple patch, il existe la réparation par double patch (Figure 2.7) (Bezzerrouki et al. 2008, Benachour et al. 2014)

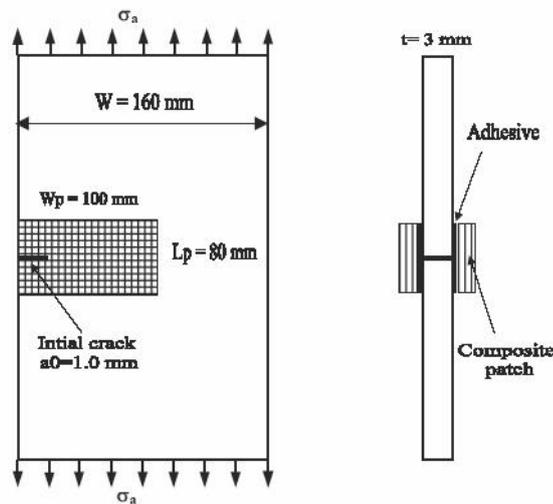


Figure 2.7 : Plaque réparée par double composite patch (Benachour et al. 2014)

Des études numériques ont été consacrées à l'étude de l'effet du double patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte (Bachir Bouiadjra et al. 2005 ; Mhamdia et al. 2012). La figure 2.8 montre que l'effet de réparation par double patch sur le FIC devient significatif à partir d'une longueur de 20 par rapport à la réparation par simple patch. La réduction moyenne en facteur d'intensité de contrainte est de l'ordre de 10%.

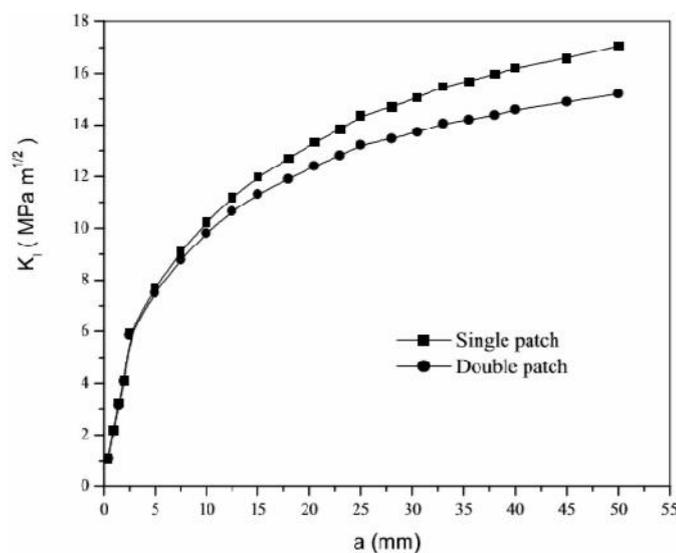


Figure 2.8 : Effet de réparation par double patch (Bachir Bouiadjra et al. 2005)

Il est noté que l'utilisation d'un double patch symétrique augmente considérablement les performances de réparation par patch de la structure endommagée (Bachir Boudjra, 2010). Le résultat a montré que le facteur d'intensité de contrainte s'est stabilisé à partir d'une longueur de 2 mm entre la simple et la double réparation par patch. L'étude menée par (Ouinass et al. 2006) lié à la réparation par patch montre que la réparation par patch composite double présente de meilleures performances de résistance à la rupture par rapport au patch composite simple et beaucoup plus par rapport à la structure non réparée. Le taux de différence sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte est respectivement de 50 et 80% de la réparation simple et double par rapport à la structure non réparée (Figure 2.9)

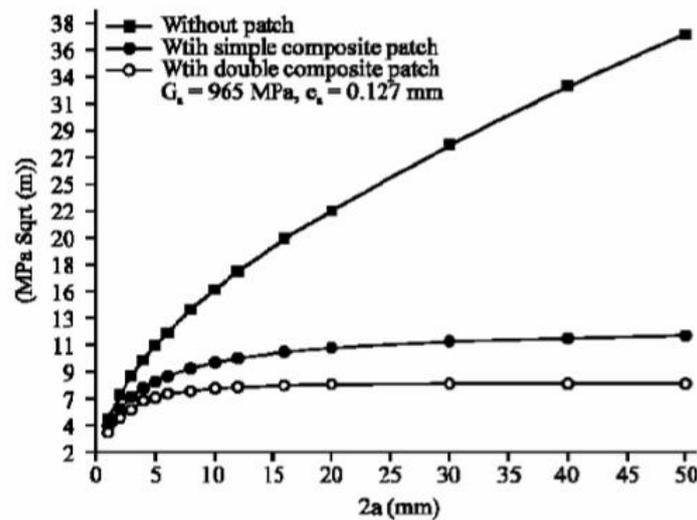


Figure 2.9 : Effet de réparation par simple et double patch sur le facteur d'intensité de contrainte (Ouinass et al. 2006)

III.2 Effet de la géométrie du patch

Il est important de choisir les paramètres géométriques appropriés du patch, qui détermine les propriétés mécaniques de la structure réparée, pour cela plusieurs études ont été menées sur l'effet de la géométrie du patch. L'étude menée par Beloufa et al. (Beloufa et al. 2015) montre l'effet de la hauteur du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte (FIC) (Figure 2.10). Pour un patch de renforcement d'une hauteur $h=5$ mm et une épaisseur de 0.127 mm de douze plis, la réduction du FIC augmente linéairement avec l'augmentation de la longueur de la fissure. On note une réduction de 65% sur le FIC. Le facteur FIC atteint 82% pour une hauteur de 40 mm.

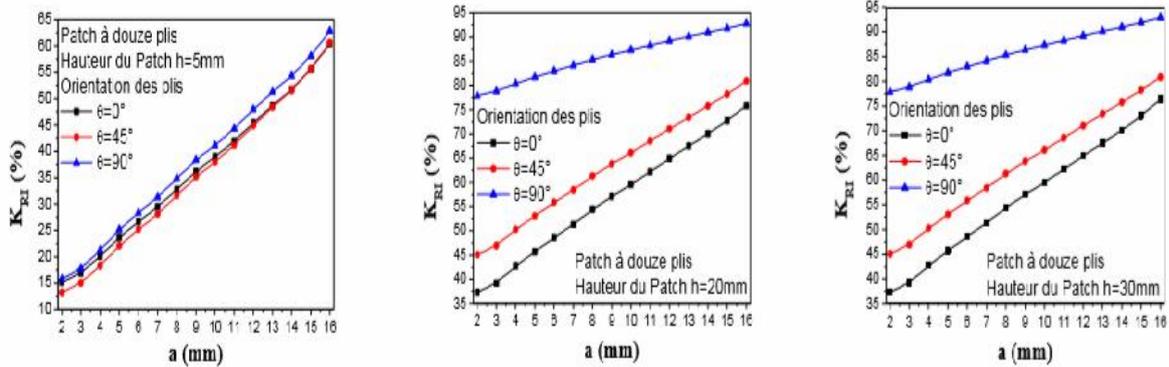


Figure 2.10 : Evaluation de la réduction de Facteur d'intensité de contrainte FIC en fonction de la taille de la fissure a pour différentes hauteurs du patch (Beloufa et al. 2015)

L'étude numérique par éléments finis conduite par Bachir Boudjra (Bachir Bouiadjra et al, 2002) a montré que l'augmentation de l'épaisseur du patch a diminué la valeur du facteur d'intensité de contrainte où une augmentation de 50% de l'épaisseur a fait réduire le facteur d'intensité de contrainte de 40 à 50% (Figure 2.11). L'augmentation de l'épaisseur du patch a permis d'améliorer les performances de la structure en alliage d'aluminium réparée. Le même constat a été reporté par Ouinas (Ouinas et al. 2005) sur l'effet de la réparation par patch en Boron/Epoxy d'une plaque en alliage d'aluminium pour des épaisseurs de patch variant de 0.6 à 2.5 mm (Figures 2.12 et 2.13). La diminution du facteur d'intensité de contrainte varie de 30 à 45%. Dans une étude récente, l'analyse expérimentale effectuée par Maleki et Chakherlou (Maleki, 2017), l'application de la réparation par patch d'une éprouvette SENT en alliage 2024 T3 a offert une amélioration de la

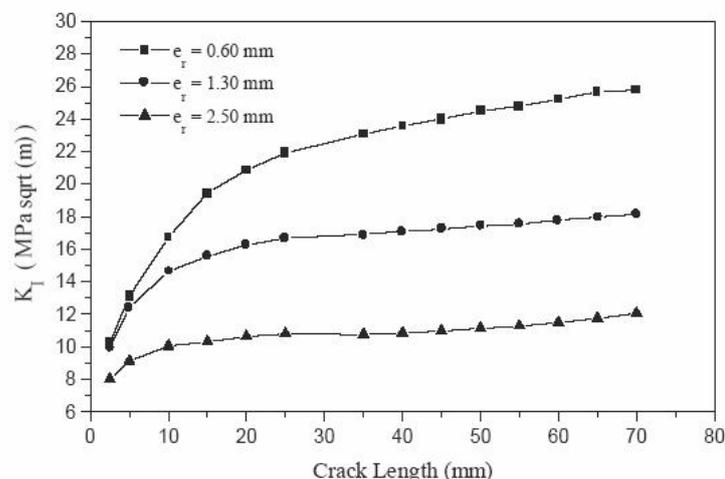


Figure 2.11 : Effet de l'épaisseur du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode (Bachir Bouiadjra et al, 2002)

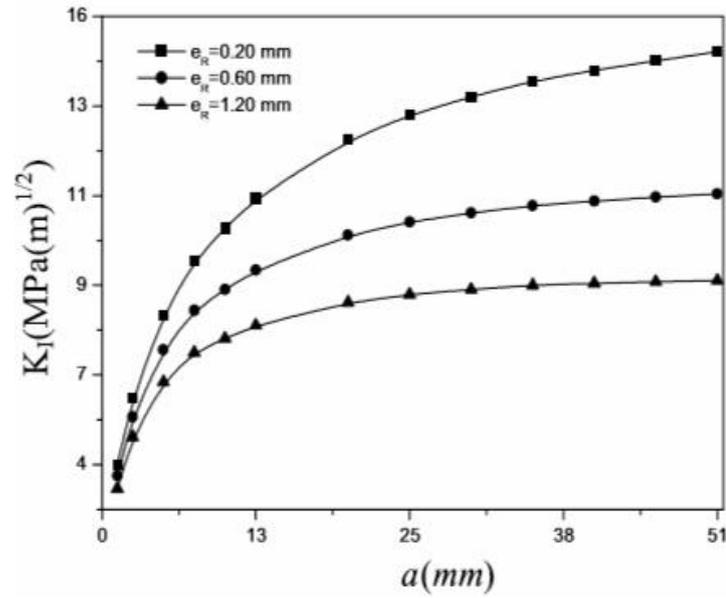


Figure 2.12 : Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du FIC (Ouinass et al. 2005)

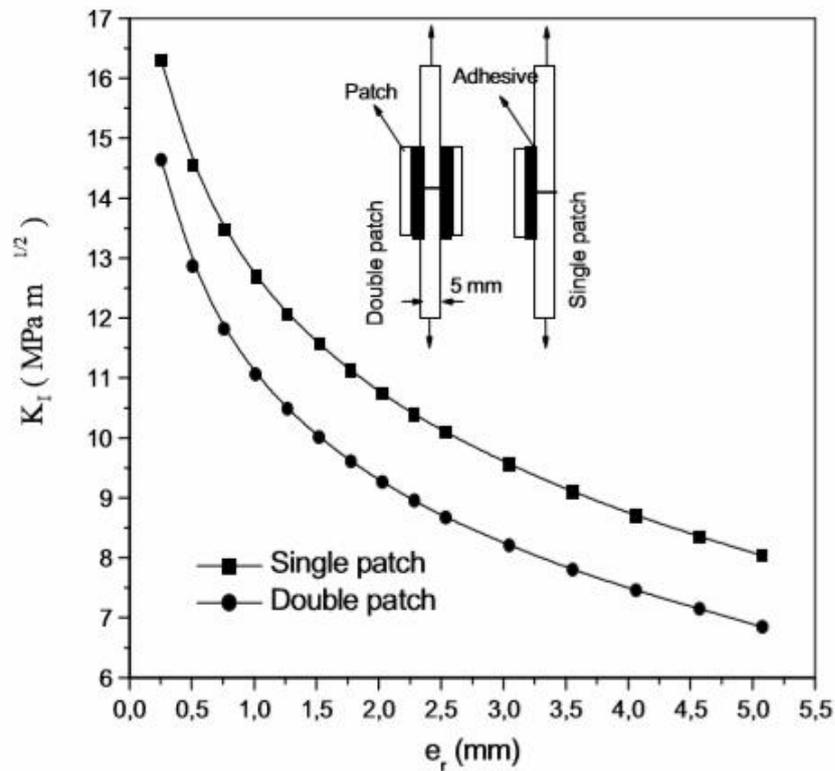


Figure 2.13 : La variation de facteur d'intensité de contrainte en fonction d'épaisseur du patch (Ouinass et al. 2005)

II.3. Effets du matériau du patch et forme du patch

Le matériau du patch composite choisi, présente un paramètre important pour l'amélioration du comportement en rupture et fatigue d'une structure endommagée. L'investigation numérique menée par Khodja et Maouel ([Khodja et Maouel 2013](#)) a mis en évidence l'effet de la nature du matériau du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contraintes (FIC) d'une plaque fissurée en alliage d'aluminium 2024 T3. La plaque a été réparée par différents patches à savoir le Boron/Epoxy, Glass/Epoxy et le Carbon/Epoxy de forme rectangulaire. Les résultats donnés par la figure 2.14 montre la bonne amélioration de la résistance à la rupture de la plaque réparée par Boron/Epoxy comparativement aux autres types de patches (Carbon/Epoxy et Glass/Epoxy).

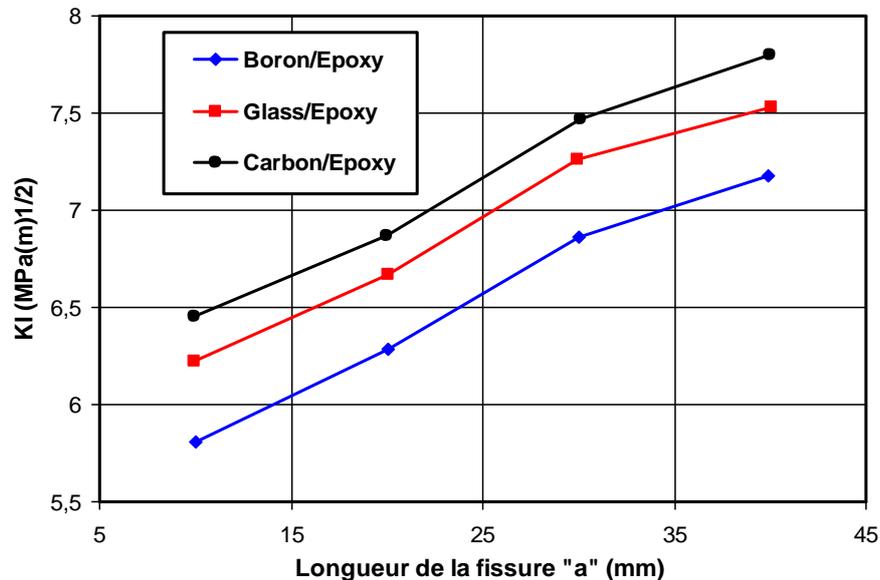


Figure 2.14 : Effet de la nature du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte ([Khodja et Maouel 2013](#)).

La forme géométrique du patch présente un autre paramètre qui peut influencer la résistance à la rupture. En effet, l'étude numérique menée par Mhamdia et al. ([Mhamdia et al. 2012](#)) montre une faible variation du facteur d'intensité de contrainte entre une plaque réparée par patch elliptique et patch circulaire. La variation maximale est de l'ordre de " $0.5 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ " (figure 2.15)

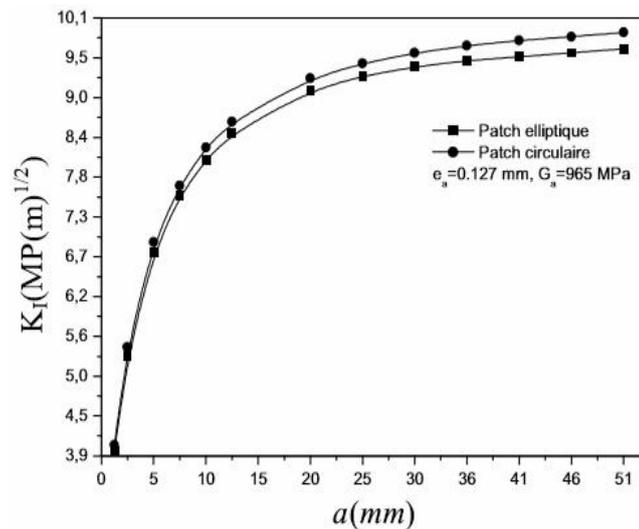


Figure 2.15 : Influence de la forme du patch sur le FIC (Mhamdia et al. 2012)

Récemment, l'analyse par élément finis 3D conduite par Besseghier et al. (Besseghier et al, 2017) a montré que la forme elliptique et circulaire offre de meilleures performances de résistance à la rupture caractérisé par le paramètre d'efficacité "R" de patch comparativement aux formes octogonal, carrée et rectangulaire (Figure 2.16). L'étude comparative entre deux types de géométrie de patch en Boron/Epoxy collé sur une plaque M(T) fissuré en alliage 2024 T3 (Figure 2.17) montre que le patch sous forme de double flèche présente de meilleurs performance par rapport au patch rectangulaire (Mhamdia et al. 2012).

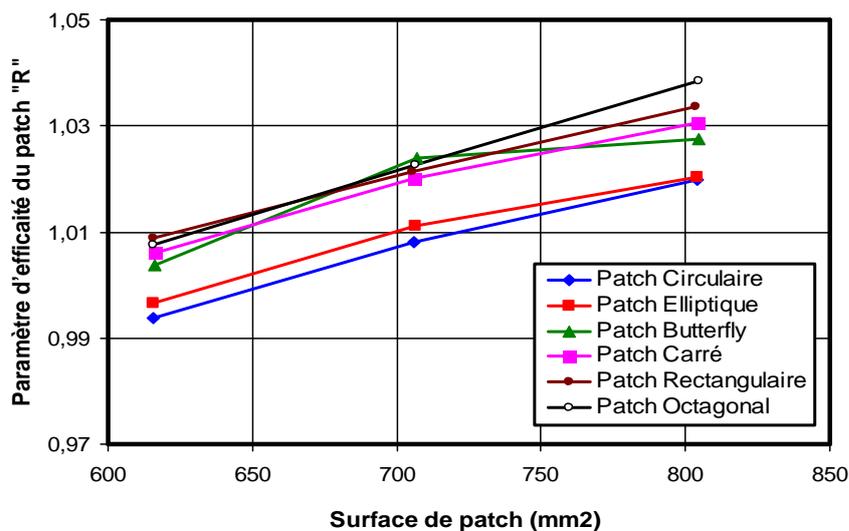


Figure 2.16 : Effet de la géométrie sur l'évolution du paramètre d'efficacité du patch (Besseghier et al, 2017)

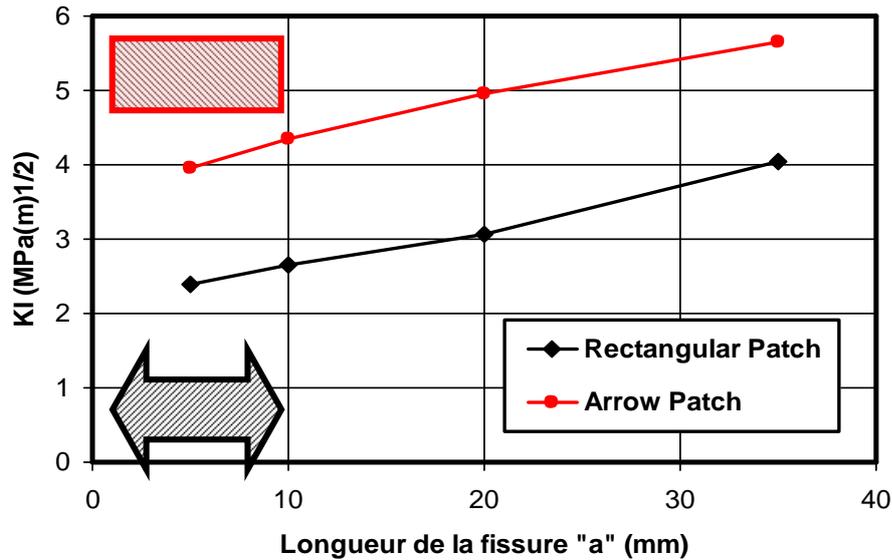


Figure 2.17 : Effet de la forme du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte (Mhamdia et al. 2012)

III.4. Influence des paramètres de l'adhésif

Afin d'avoir un bon transfert de charges du matériau réparé au patch composite, il est nécessaire d'optimiser l'épaisseur et faire un bon choix sur la nature de l'adhésive appliquée. L'effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC d'une plaque réparée par patch a été étudié numériquement par (Bachir Bouiadja et al, 2002) où il a montré l'effet bénéfique de la réduction de l'épaisseur de l'adhésive (figure 2.18). De même, l'étude menée par Amiri et al. (Amiri et al., 2009) a montré que l'évolution du facteur d'intensité de contrainte "K" dépend aussi de l'épaisseur de l'adhésive et du module de cisaillement. Afin d'obtenir un meilleur transfert de charge il a minimisé l'épaisseur de l'adhésive où l'on remarque sur la figure 2.19 l'effet de l'épaisseur de l'adhésive "ea" sur l'évolution du FIC (Amiri et al., 2009) pour différentes fissures initiales. De même l'effet du type d'adhésive caractérisé par le module de cisaillement a été mis en évidence sur la variation du FIC où le meilleur transfert est assuré pour un module de cisaillement important (Amiri et al., 2009). Des études numériques (Liao et al. 2013) ont montré que la limite de rupture d'une structure réparée par patch a été augmentée par réduction de l'épaisseur de l'adhésive. Ce résultat est confirmé par Zhang et al. (Zhang et al., 2011) dans le cas d'éprouvettes réparées soumises à des charges en traction ou en flexion.

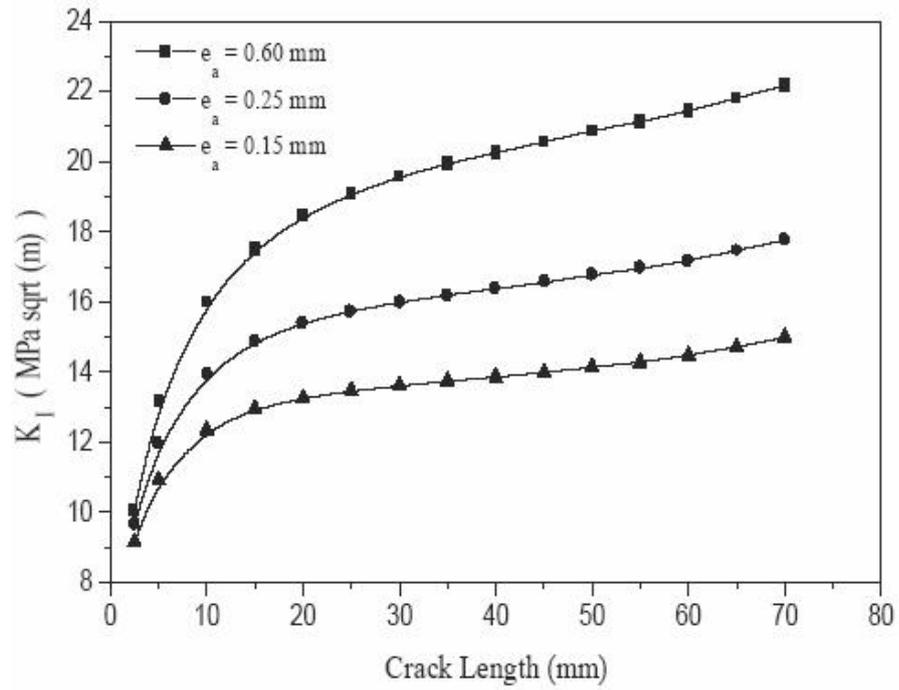


Figure 2.18 : Effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC (Bachir Bouiadja et al, 2002)

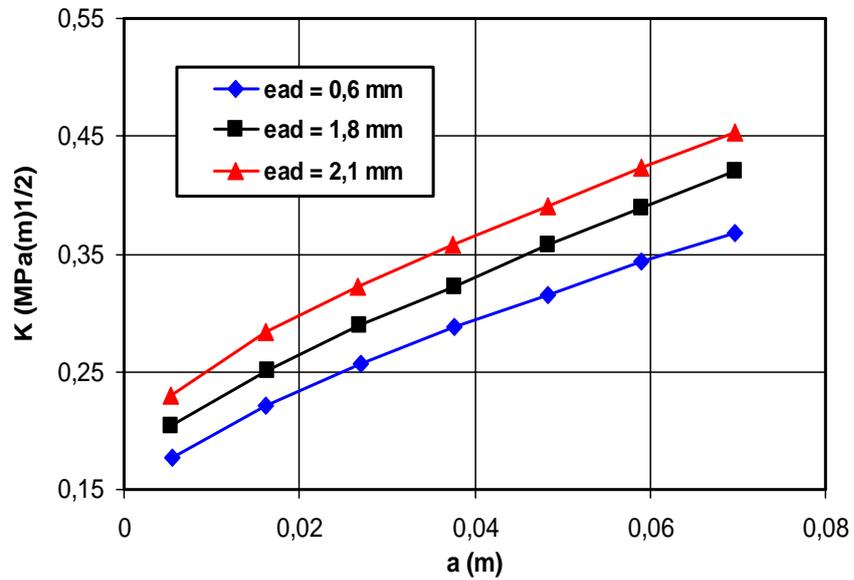


Figure 2.19 : Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC (Amiri et al., 2009)

III.5 Points à retenir

Les principaux résultats des études menées par les différents chercheurs sur les effets de réparation par patchs composites ont été présentés dans cet état de l'art. Il ressort de ces travaux les conclusions suivantes :

- La réparation par patch composite offre une amélioration significative de la résistance à la rupture à travers l'évaluation du facteur d'intensité de contrainte.
- La réparation par double réparation par patch permet d'augmenter la résistance et réduire le facteur d'intensité de contrainte. Le taux de réduction varie de 10 à 30%
- Les paramètres géométriques du patch composite jouent un rôle primordial sur l'efficacité de réparation par patch. L'augmentation de l'épaisseur de 50 à 75% fait réduire le facteur d'intensité de contrainte de 30 à 50%. De même, la forme du patch joue un rôle non négligeable où la forme circulaire et elliptique présente une efficacité meilleure par rapport à d'autres formes. La forme rectangulaire (carrée) reste la plus appliquée sur le plan expérimental et industriel.
- La réduction du facteur d'intensité de contrainte dépend fortement de la nature du matériau du patch. Le Boron/Epoxy présente de meilleure performance de résistance à la rupture comparativement par rapport à d'autres types de patch composite.
- Le rôle important de l'adhésive impose un choix judicieux de sa nature et de son épaisseur dans le but d'assurer un bon transfert de charges. Le facteur d'intensité de contrainte est réduit par la réduction de l'épaisseur de l'adhésive.

IV. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH COMPOSITE SUR LE COMPORTEMENT EN FATIGUE

IV.1 Effets de la réparation par patch sous chargement constante

L'amélioration de la durée de vie d'une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch sous chargement constante a été étudiée par plusieurs chercheurs. L'étude numérique menée par Errouane et al. ([Errouane 2016](#)) sur l'évolution de la propagation des fissures sous des sollicitations de fatigue d'une plaque en aluminium réparée par patch en Carbon/Epoxy. Les résultats montrent (figure 2.20) que la présence d'un patch en Carbone/Epoxy nous assure une durée de vie supplémentaire de l'ordre de 70%. Le Comportement en fatigue d'un panneau fissuré en aluminium 2024-T3 réparé par patch en Boron/Epoxy en trois plis unidirectionnels est étudié par Sabelkin et al ([Sabelkin2006](#)). L'étude présente la variation de la longueur de la fissure par rapport au nombre de cycles pour les panneaux réparés et non réparés avec et sans renforts les résultats (figure 2.21) montrent aussi que la durée de vie des panneaux réparés est améliorée par rapport à ceux non réparés où l'on note une augmentation importante sur la durée de vie pour les panneaux réparés et renforcés.

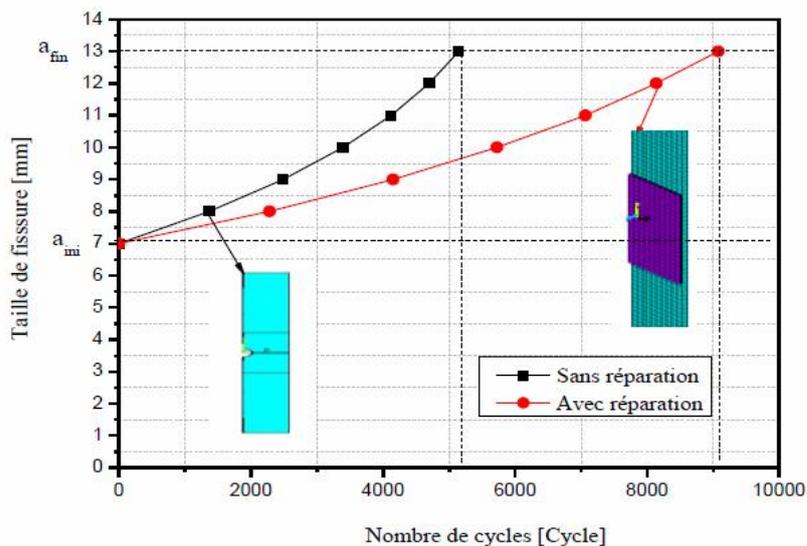


Figure 2.20 : Effet du patch sur la durée de vie en fatigue ([Errouane 2016](#))

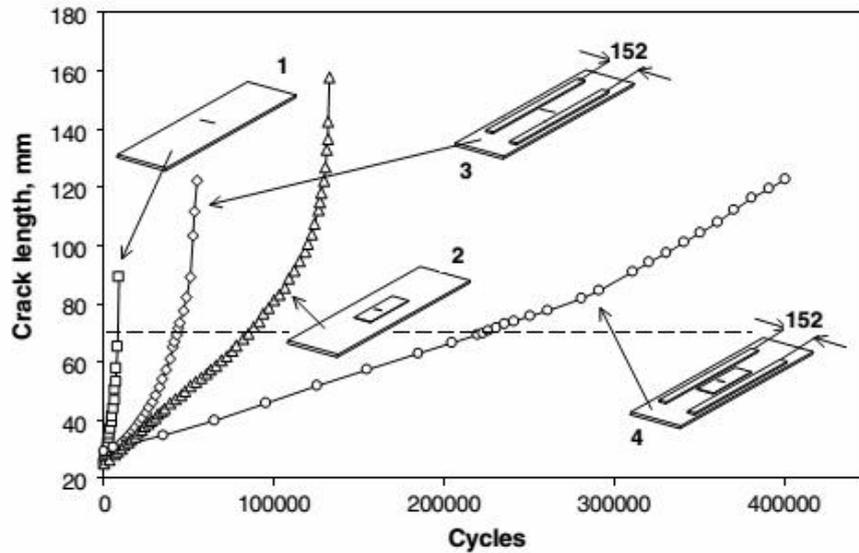


Figure 2.21 : Effet du patch sur la durée de vie en fatigue (Sabelkin, 2006)

IV.2 Effets du nombre de couches

L'effet du nombre de couche du patch sur le comportement par fatigue d'une plaque en aluminium type M(T) réparée et non réparée est étudié par Housseini et al (Hossieni 2006). Les résultats montrent que la durée de vie pour une plaque de 2.29 mm d'épaisseur (figure 2.22) augmente d'une façon significative avec l'augmentation du nombre de couche du patch composite. Par contre pour la plaque d'épaisseur 6.35 (figure 2.23) on remarque aucune différence sur la durée sous la variation du nombre de plis.

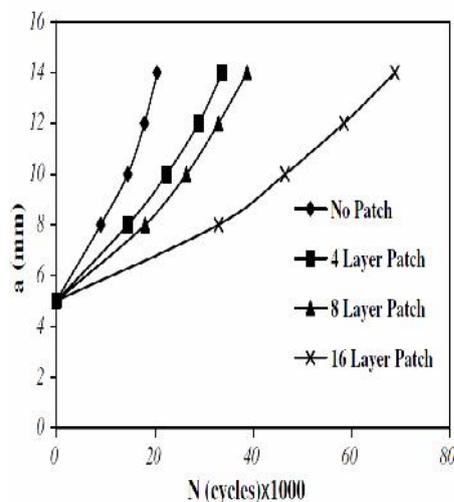


Figure 2.22 : Effet de nombre de couche sur la durée de vie d'une plaque réparée (d'épaisseur =2.29) (Hossieni 2006)

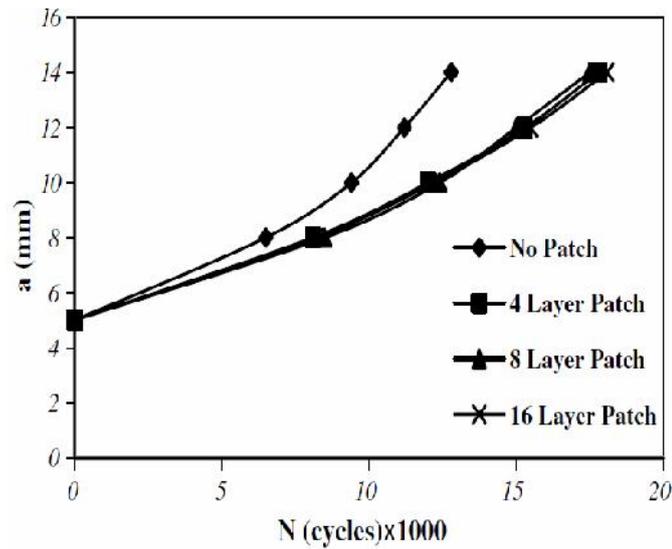


Figure 2.23 : L'effet de nombre de couche sur la durée de vie d'une plaque réparée (d'épaisseur =6.35) (Hossieni 2006)

La réparation d'une plaque en alliage d'aluminium 7075T6 avec une fissure en « V » par Boron/Epoxy à nombres des plis a fait l'objet d'une étude numérique conduite par Khan (Khan 2015), l'étude montre que la plaque réparé après la création d'une fissure initiale de 3 mm sous chargement cyclique par un patch de 8 plis offre une résistance en fatigue maximale de 3 fois à celui de la configuration non réparée. Les résultats montrent également que la réparation par patch de 4 et 6 plis présente la même résistance à la fatigue (Figure 2.24).

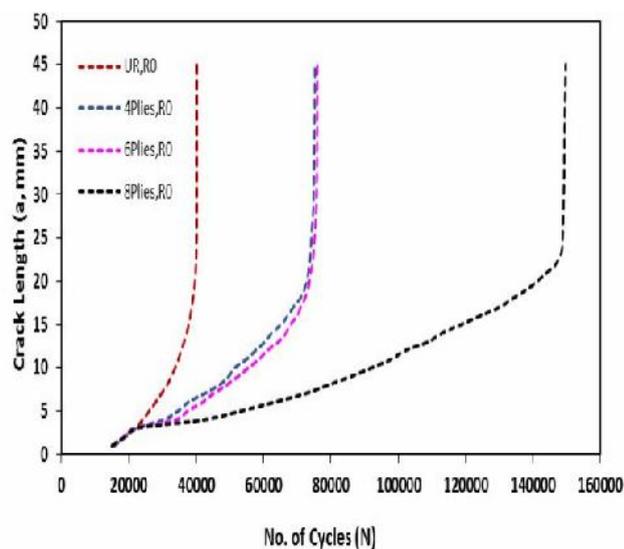


Figure 2.24 : L'effet de nombre de couche sur la durée de vie d'une plaque réparée (Khan 2015)

IV.3 Effets de la géométrie du patch

Salehi-Khojin et al. (Salehi-Khojin 2012) ont étudié l'effet de la dimension du patch sur la vitesse de fissuration et la durée de vie en fatigue d'une plaque en alliage d'aluminium 7075-T6 non réparée et réparée par patch composite en Boron/Epoxy. On constate que la vitesse de fissuration est diminuée considérablement pour la plaque réparée par patch par rapport à la plaque non réparée (figure 2.25a). On remarque pour une même longueur de fissure, la plaque réparée par patch de dimension (51 mm x 51 mm) montre le plus bas taux de propagation de la fissure comparativement aux plaques réparées par patch de dimension (51 mm x 25mm) et (51 mm x 127.5 mm). La réparation par patch de dimension 51 mm x 51 mm offre une meilleure résistance à la fatigue par rapport aux autres dimensions de réparations (Figure 2.25b)

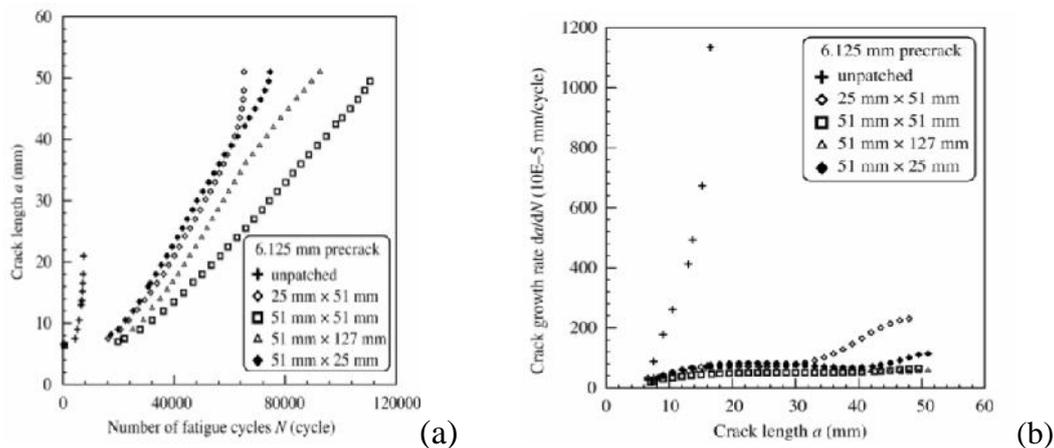


Figure 2.25 : Effet de la géométrie du patch (a) durée de vie en fatigue (b) vitesse de fissuration (Salehi-Khojin 2012)

L'effet de l'épaisseur pour un renforcement en double patch sur la durée de vie d'une éprouvette type CT75 en alliage d'aluminium 2024T351 est investigué par Medjadji et al., les résultats montrent que l'augmentation de l'épaisseur du renfort influe positivement sur le gain de la durée de vie en fatigue jusqu'à une valeur optimisée de cette grandeur, au-delà de cette valeur optimum l'épaisseur influe négativement sur la durée de vie et devient un paramètre néfaste (figure 2.26) (Medjadji 2017). La figure 2.27 montre la valeur optimale de l'épaisseur de renfort en double renforcement et estimée à 2.6 mm où le nombre de cycle est de 5.32×10^6 cycles.

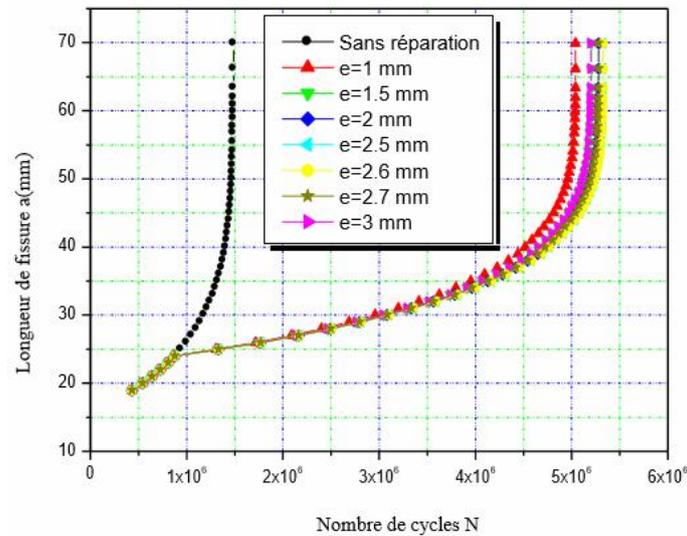


Figure 2.26 : Optimisation de l'épaisseur du renfort pour le double renforcement (Medjadji 2017)

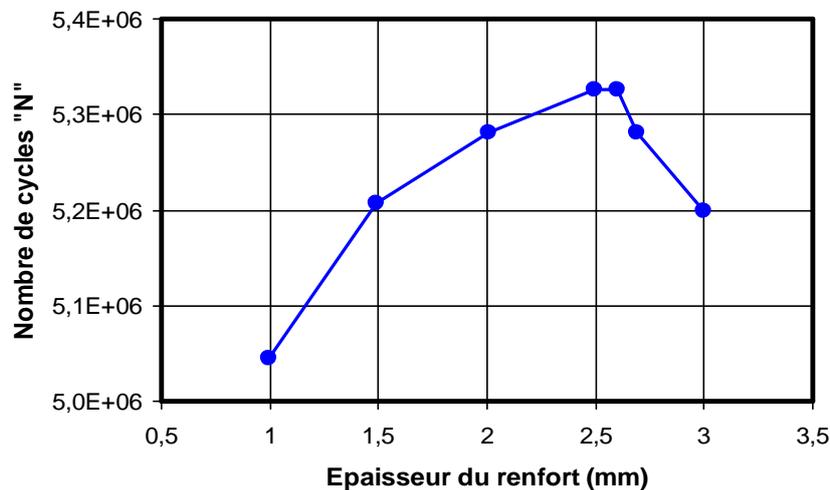


Figure 2.27 : Nombre de cycle en fonction de l'épaisseur du renfort (Medjadji 2017)

IV.4. Effets de la nature du matériau du patch

Afin d'améliorer la qualité des structures réparées, plusieurs études ont été menées sur différents matériaux du patch. Errouane et al. (Errouane 2015) ont étudiés l'effet de la nature du matériau du patch sur la durée de vie en fatigue (figure 2.28). On remarque une augmentation de la durée de vie pour la plaque réparée par Boron/Epoxy comparativement aux deux autres types de patch (Glass/Epoxy, Graphite/Epoxy). Les résultats montrent que le patch en Boron/Epoxy présente une bonne efficacité de renforcement et de durabilité. Bachir Bouiadjra et al (B. Bachir Boudjra 2015) ont

conduit une étude expérimentale sur le comportement en fatigue d'une plaque en aluminium 7075 T6 réparée par un patch en composite comparativement à celles du patch métallique. La figure (2.29) présente la durée de vie en fatigue des fissures réparées avec un patch composite et un patch en aluminium où l'on note une augmentation en durée de vie de 50% dans le cas de réparation par patch composite par rapport à la réparation par patch métallique.

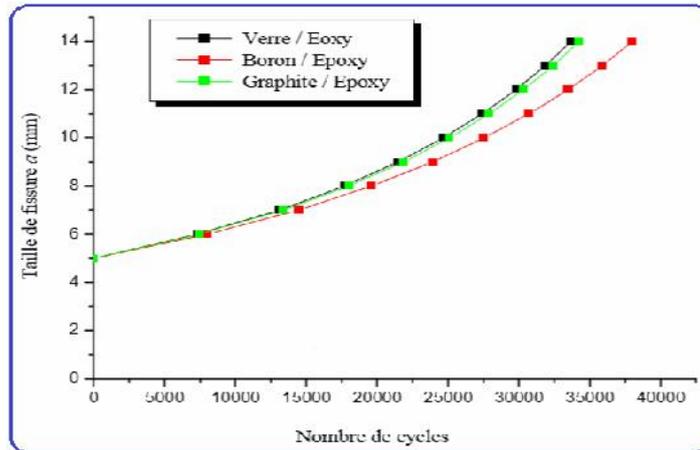


Figure 2.28 : Effet de la nature du patch sur l'évolution de la taille de la fissure en fonction du nombre de cycle (Errouane 2015)

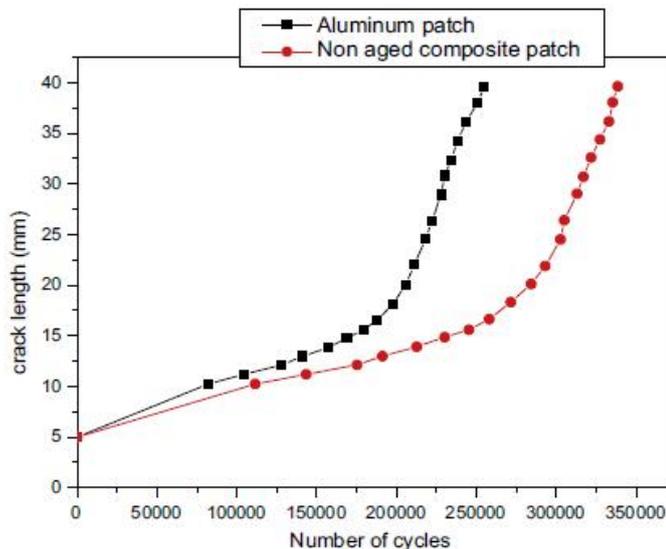


Figure 2.29 : Comparaison entre patch en composite et patch en aluminium (B.BachirBouiadjra 2015)

IV.5 Effet du rapport de charge sur la fissuration par fatigue d'une éprouvette réparée

En chargement cyclique, le rapport de charge joue un rôle important sur l'évolution de la fissuration par fatigue des structures saines ou réparées. Benachour et al. (Benachour 2012) ont étudié le comportement en fissuration par fatigue d'une plaque M(T) en alliage d'aluminium 2024 T 351 réparée par patch de forme rectangulaire en Graphite/Epoxy. L'étude a montré que la durée de vie a été augmentée pour la plaque réparée comparativement à la plaque non réparée où le gain de réparation est de 2.12 fois pour un rapport de charge de 0.5 (figure 2.30). L'augmentation du rapport de charge R de 0 à 0.5 a fait augmenter la durée de vie résiduelle en fatigue par le fait de la diminution de la contrainte moyenne pour une contrainte maximale constante. La figure 2.31 montre conjointement l'effet de la réparation par patch et du rapport de charge sur la vitesse de fissuration.

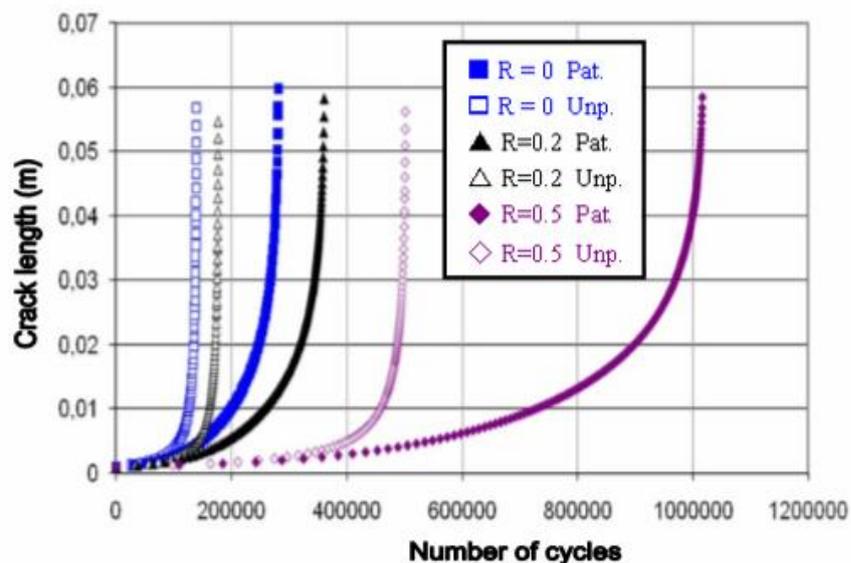


Figure 2.30 : Effet du rapport de charge sur la durée de vie (Benachour 2012)

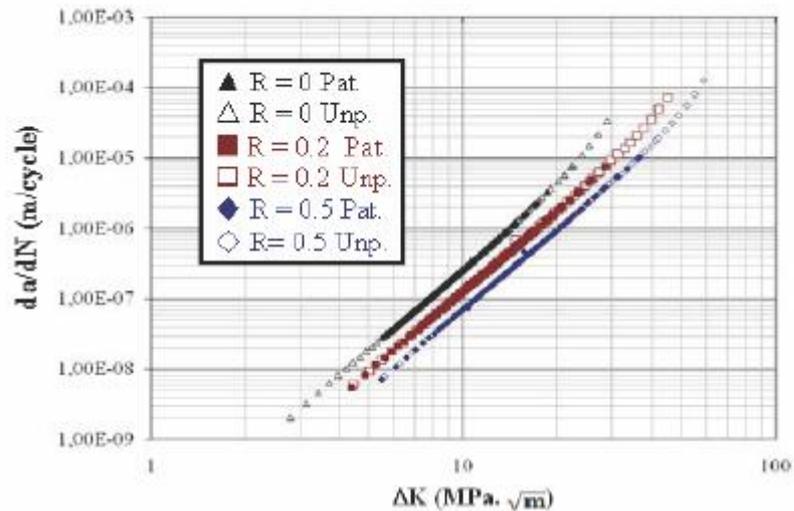


Figure 2.31 : Effet du rapport de charge sur la vitesse de fissuration (Benachour 2012)

IV.6. Effet du chargement variable sur le comportement en fatigue

L'introduction d'une surcharge ou d'une sous-charge dans un essai de fatigue à charge constante conduit à un ralentissement ou une accélération de propagation d'une fissure en fatigue. L'effet de retard dû à la surcharge est connu depuis les années cinquante, et a fait l'objet de nombreuses études. Jones (Jones, 1973) a étudié la propagation d'une fissure en fatigue après l'application d'une surcharge dans une plaque en Ti-6Al-4V. Il a montré qu'après la surcharge de 20 % il n'y a aucun effet, à 50% nous avons un retard mais pas d'arrêt et avec une surcharge de 70 et 100% on a un arrêt immédiat et une propagation retardée. L'investigation menée par Bathias et Vancon (Bathias et Vancon 1978) sur la croissance des fissures en fatigue pour les alliages d'aluminium 2024 et 2618, taux de croissance des fissures en fatigue a été retardé après l'application d'un ou plusieurs surcharges. Dans cette étude ils ont montré que les processus de retard de fissure en fatigue après l'application des surcharges résultent une déformation plastique à l'extrémité de la fissure. Le diamètre de la zone plastique et les relations de retard dépendent de ténacité du matériau. Les causes du retard ont été imputées à divers phénomènes qui se produisent au cours de l'apparition de la surcharge, telle que la génération des contraintes résiduelles, la déformation plastique et la fissure induite par la plasticité qui en résulte fermeture, et durcissement au travail (Carlson et al., 1991 ; Lee et al., 2011 ; Sunder et al., 2015).

L'étude expérimentale menée par Borrego et al ([Borrego 2015](#)) sur la propagation de fissure d'une plaque MT en alliage d'aluminium 7050 sous chargement à amplitude constante et sous l'application d'une surcharge. La figure 2.32 montre que, à une surcharge de 150% on a une brève accélération initiale de la fissure et un retard immédiat. La vitesse de propagation de la fissure diminue jusqu'à valeur minimale suivi d'une approche progressive à la vitesse de fissuration sous chargement à amplitude constante.

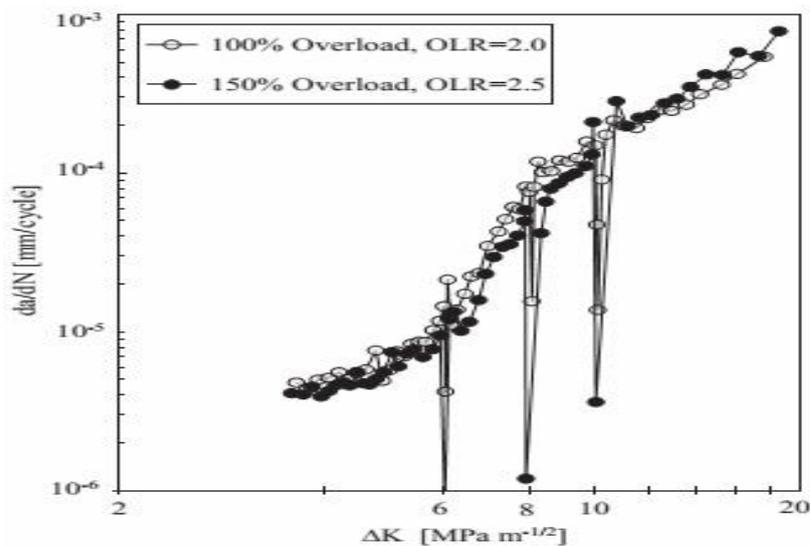


Figure 2.32 : Effet de la surcharge sur la vitesse de fissuration ([Borrego 2015](#))

IV.7 Effets de chargement variable sur le comportement en fatigue d'une éprouvette réparée

L'effet du chargement variable sur la fissuration par fatigue des matériaux réparés par patch a été peu investigué sur les différents plans (numérique, expérimentale et analytique). L'étude expérimentale qui a été menée par Albedah et al ([Albedah 2015](#)), sur le comportement en fatigue des éprouvettes en alliage d'aluminium 7050 T6 réparées par patch composite en Carbon/Epoxy sous chargement à amplitude variable pour deux rapports de charge $R=0$ et $R=0.1$. Deux blocs cycliques ont été appliqués dans cette expérience (diminution et augmentation) (figure 2.33).

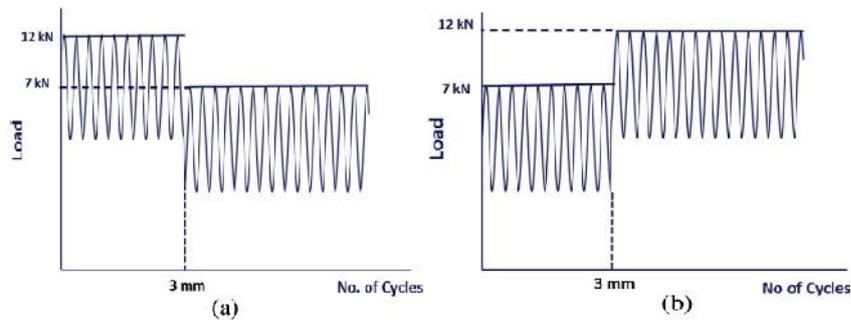


Figure 2.33 : Séquence de chargement à amplitude variable (a) bloc à diminution en amplitude (L-H) (b) bloc à augmentation en amplitude (H-L). (Albedah 2015)

L'étude a montré que l'amélioration de la durée de vie en fatigue de l'éprouvette réparée sous le bloc à augmentation en amplitude. La différence dans le nombre de cycles à la rupture entre les éprouvettes non réparées et réparées sous le bloc L-H est environ 5000 cycles pour $R=0$ et 10160 cycles pour $R=0.1$ (figure 2.34a). Cependant, l'écart en durée de vie important entre la durée de vie de la structure réparée et non réparée pour bloc H-L (figure 2.34b). Cet écart est de l'ordre de 78320 cycles pour $R=0$, et de l'ordre de 57760 cycles pour $R=0.1$.

L'étude conduite par Albedah et al. (Albedah 2015) met en évidence aussi l'effet significatif de 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 (les fissures se propagent à la même vitesse) (Figure 2.36).

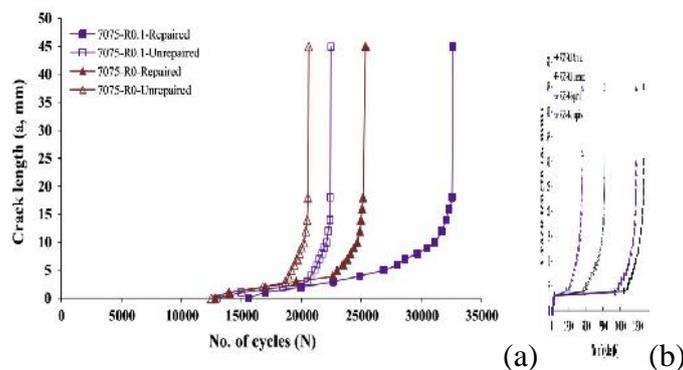
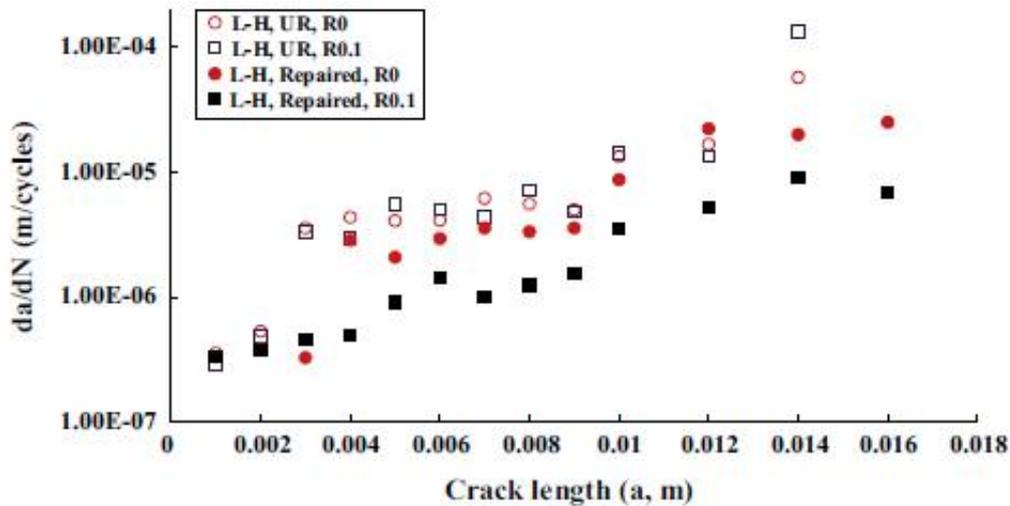


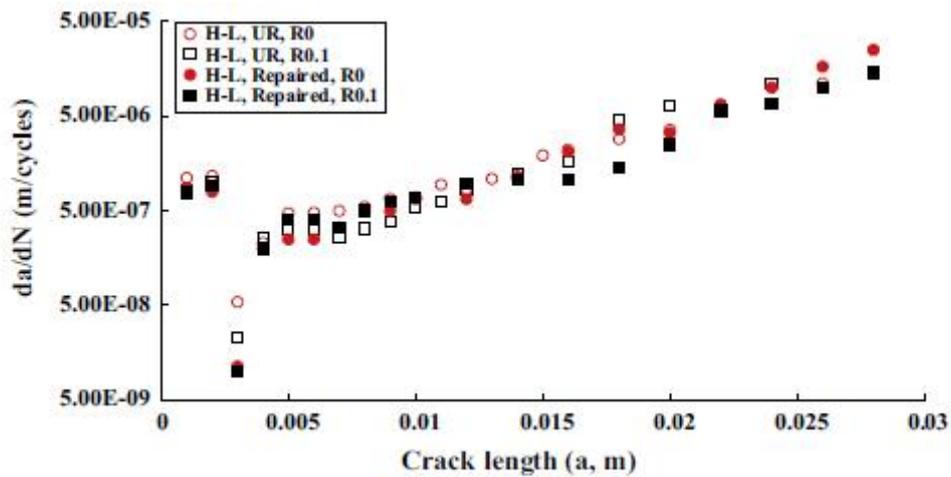
Figure 2.35 Effet du rapport de charge sur la durée de vie en fatigue d'éprouvette réparée et non réparée sous bloc de chargement (a) à augmentation en amplitude "L-H" (b) à diminution en amplitude (H-L) (Albedah 2015)

Selon la même procédure expérimentale, (Albedah 2016) ont étudié l'effet de réparation par patch composite sous chargement variable à bloc constant sur la durée de vie en fatigue de l'alliage d'aluminium 2024 T351. Le gain en durée de vie dépend du rapport de charge appliqué et est de l'ordre de 17% pour $R=0$ et de 21% pour $R=0.1$.



(a)

Figure 2.36.a : Evolution de la vitesse de fissuration par fatigue d'éprouvette sous le bloc L-H (Albedah 2015).



(b)

Figure 2.36.b : Evolution de la vitesse de fissuration par fatigue d'éprouvette sous le bloc H-L (Albedah 2015)

Dans une étude récente, l'effet des taux surcharges sur la fissuration par fatigue des alliages 2024 T351 et 7075 T6 a été étudié par Khan et al. (Khan 2018). Le taux de 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 15 et 30 fois respectivement pour l'alliage 2024 T351 et 7075 T6 (figure 2.37).

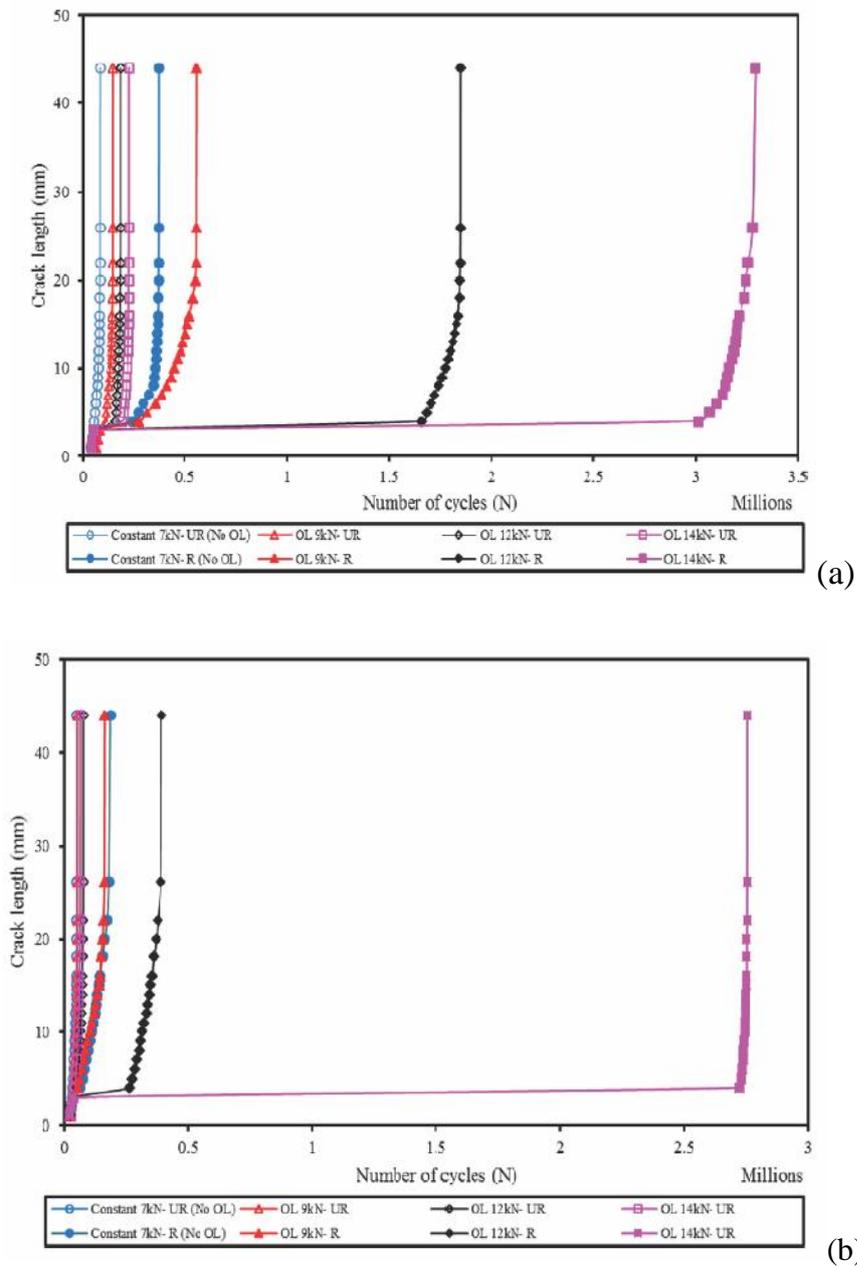


Figure 2.37: Effet combiné de la réparation par patch et de l'application de surcharge (surcharge appliqué avant réparation) (a) 2024 T351 (b) 7075 T6 (Khan 2018)

IV.8 Points à retenir

Les études expérimentales de la fissuration par fatigue des structures réparées ont été conduites sous chargements constants avec effet du rapport de charge. Quelques études récentes expérimentales ont mis l'accent sur l'effet des blocs de chargement constant et des chargements avec surcharge. Il est à noter que la surcharge a été appliquée dans deux conditions : avant réparation et après réparation. De plus l'étude ne met pas en évidence la nature du retard développé. Il en ressort de la présente étude de l'état de l'art que :

- La réparation par patch composite améliore la tenue en fatigue des structures.
- La durée de vie en fatigue d'une éprouvette réparée dépend du nombre de plis du patch composite.
- L'épaisseur du patch influe positivement sur le gain en durée de vie de fatigue jusqu'à une valeur optimale (valeur supérieure à l'épaisseur de la plaque).
- La durée de vie en fatigue dépend de la dimension du patch collé.
- Le Boron/Epoxy offre une meilleure résistance à la fatigue comparativement par rapport aux autres types de patch composite.
- La fissuration par fatigue des structures réparées dépend du rapport de chargement et de l'amplitude de chargement.
- L'effet de la présence de surcharges dans un spectre de chargement permet d'augmenter la durée de retard et réduit la vitesse.
- L'effet combiné de surcharge et réparation par patch améliore la durée de vie résiduelle en fatigue.

Le travail mené dans notre étude semi empirique de la fissuration par fatigue met l'accent sur les différents paramètres liés à la réparation par patch et aux chargements appliqués afin de montrer les effets combinés sur le retard et les types de retards générés. La variabilité des chargements appliqués est caractérisé par :

- * L'effet des surcharges.
- * Le niveau du taux de surcharges.
- * Les bandes de surcharges
- * Le chargement constant avant surcharges

Pour l'étude de l'effet de réparation par patch les points suivants sont menés :

- * Effet de la réparation par patch sous chargements constants et chargements variables.
- * Effet de la nature de l'adhésive (matériau, épaisseur)
- * Effet de décollement du patch

REFERENCES

- 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 1-9.
- Amiri A., Zouambi L., Kadouri K. (2009). "Analyse et calcul du facteur d'intensité de contraintes dans une plaque métallique fissurée et réparée par collage" 9ème Congrès de Mécanique, FS Semlalia, Marrakech, 21-24 Avril 2009.
- Baker, A., Jones, R. (1988). "Bonded repair of aircraft structures". Martinus Nijho, Publishers.
- 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.
- Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Serier B., Ouinas D. (2005). "Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: A numerical analysis". *Proceeding of ICF11*, 1 October, Turin.
- Bachir Bouiadjra B., Achour T., Berrahou M., Ouinas D., Feaugas X. (2010) "Numerical estimation of the mass gain between double symmetric and single bonded composite repairs in aircraft structures". *Materials & Design*, Vol. 31(6), pp 3073-3077.
- Bachir Bouiadjra B., Benyahia F., Albedah A., Bouiadjra B., Khan S. (2015). "Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 T6". *International Journal of Fatigue* 80, pp 128-135
- Bathias C., Vancon M. (1978). "Mechanisms of overload effect on fatigue crack propagation in aluminium". *Engineering Fracture Mechanics*, 10, pp 409-424.
- 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., Seriari F.Z., Benguediab M. (2012). "Effect of patch repair on fatigue behavior" 18th International Conference Engineering Mechanics 2012 pp. 103-108.
- Benachour M., Benachour N., Benguediab M., Seriari F.Z. (2014) "Prediction of fatigue crack growth of repaired al-alloy structures with double sides". Physics Procedia, 55, pp 83-89.
- Besseghier E., Djebli A., Bendouba M., Aid A. (2017). "Effect of patch shape on the repair efficiency of a cracked aluminum panel". Journal of Materials And Engineering Structures 4, pp 225–233.
- Bezzerrouki M., Bachir Bouiadjra B., Ouinas D. (2008). "SIF for cracks repaired with single composite patch having two adhesive bands and double symmetric one in aircraft structures". Computational Materials Science, 44(2), , pp 542-546.
- Boulenuar A., Aminallah M., Benamara N. (2013). "Computation of the SIF for repaired semi-circular surface cracks in finite-thickness plates with bonded composite patch". Journal of Materials, Processes and Environment, Vol.1. N° 2, pp121-127.
- Carlson, R.L., Kardomateas, G.A., Bates, P.R., 1991. The effects of overloads in fatigue crack growth. Int. J. Fatigue 13 (6), 453–460.
- Errouane L., Sereir Z., Chateaufneuf A., Bennegadi L.M. (2015). "Modèle numérique pour la simulation de la propagation des fissures de fatigue en mode I des plaques en aluminium réparée par patch en matériau composite". Revue science des Matériau, Laboratoire LARHYSS N0 03, pp-40.
- Errouane L., Deghoul N., Sereir Z., Bennegadi., Hadjazi K, Khaldi (2016). "Etude de la résistance à la fissuration des plaques en l'aluminium réparées par des patches en composites" 3ème International Conference On Energy, Materials, Applied Energetics and Pollution (ICEMAEP'2016) Constantine, Algeria, October 30-31.
- Hosseini-Toudeshky H. (2006). "Effects of composite patches on fatigue crack propagation of single-side repaired aluminum panels". Composite Structures 76, pp 243–251
- Jones, R.E. (1973). Fatigue crack growth retardation after single-cycle peak overload in Ti-6Al-4V titanium alloy. Eng. Fract. Mech. 5, pp 585–604.

- 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, ISSN: 2320-2092 Volume- 3, 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., Maoue 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, (2013).
- 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.
- Lee S.Y., Liaw P.K., Choo H., Rogge R.B. (2011). "A study on fatigue crack growth behaviour subjected to a single tensile overload. Part I. An overload-induced transient crack growth micromechanism". Acta Mater. 59, 485–494.
- Malek H.N., Chakherlou T.N. (2017) "Investigation of the effect of bonded composite patch on the mixed-mode fracture strength and stress intensity factors for an edge crack in aluminum alloy 2024-T3 plates". Journal of Reinforced Plastics & Composites. Vol. 36(15), pp 1074-1091.
- Medjadji A., Mazari M., Belaziz A. (2017) "Influence de l'épaisseur et de la nature du matériau utilisé dans la réparation des fissures par double renfort" 13ème Congrès de Mécanique 11 - 14 Avril 2017, Meknès, Maroc.
- 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
- Ouinass D., Hebbar A., Vina Olay J. (2015). "Fracture mechanics modelling of cracked aluminium panel repaired with bonded composite circular patch". Journal of Applied Sciences, 6: 2088-2095.
- Ouinass D., Hebbar A., Vina Olay J. (2015). "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.
- Rice, R.C., Stephens, R.I. (1972). “Overload effects on subcritical crack growth in austenitic manganese steel”. ASTM Spec. Tech. Publ., 95–114.
- 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.
- Salehi-Khojin Amin, Thoreson A.R., Zhong Wei-Hong, Stone J.J., Gan Yong X. (2012). “The effect of patch geometry on the static and fatigue behaviors of defective aluminum panels repaired with a composite patch, Journal of Adhesion Science and Technology, pp 537-554.
- Saeed K. (2017). “Adhesive effect on the performance of the repair efficiency of bonded aluminum alloy”. Proceedings of 93rd the IIER International Conference, Los Angeles, USA, 20th-21st January 2017,
- Sunder, R., Andronik, A., Biakov, A., Eremin, A., Panin, S., Savkin, A., 2015. “Combined action of crack closure and residual stress under periodic overloads” International Journal of Fatigue (2015) Vol 82 pp 667/675.
- 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.

CHAPITRE III :

ANALYSE DE LA RUPTURE: STRUCTURES REPAREES PAR PATCH

I. INTRODUCTION

La réparation par patch composite est largement utilisée pour prolonger la durée de vie des structures métalliques fissurées. Cette technique s'impose à présent comme une solution très efficace et avantageuse. Dans ce chapitre, la méthode des éléments finis est utilisée pour évaluer le facteur d'intensité de contrainte (FIC) sous l'effet de réparation par patch d'une plaque SENT en alliage d'aluminium fissurée. Le patch est collé avec une couche adhésive sur la partie endommagée. La plaque est soumise au mode de chargement par ouverture (Mode I). Les effets de l'épaisseur de la couche adhésive, de l'épaisseur du patch, de la dimension du patch et de la nature du matériau du patch ont été étudiés sur l'évaluation du facteur d'intensité de contrainte. De plus, l'approche appliquée pour notre étude numérique est validé par des résultats expérimentaux, analytique et numérique sur une éprouvette de type M(T)

II. MODELE GEOMETRIQUE & PROPRIETES MECANQUES DES MATERIAUX

La géométrie et les dimensions de l'éprouvette fissurée en alliage aluminium réparée par patch sont présentées sur la figure 3.1. L'épaisseur nominale de la plaque « t_p » est de 3 mm, la longueur « L_p » est de 320 mm et la largeur « W_p » est de 160 mm. Au bord de chaque éprouvette, il y a présence d'une fissure latérale initiale de longueur " $a_0 = 3 \text{ mm}$ ".

Un patch composite est collé sur la zone endommagée de la plaque, avec une épaisseur $t_r = 2 \text{ mm}$, une longueur effective $L_r = 80 \text{ mm}$ et une largeur $W_r = 80 \text{ mm}$. Le matériau utilisé dans cette étude est l'alliage d'aluminium 2024-T351. Les propriétés mécaniques de l'alliage sont données sur le tableau 3.1. La réparation par patch est faite par Boron/Epoxy, Graphite/Epoxy et Glare (Tableau 3.2). Les adhésives de collages appliqués sont MB1113, FM73 et 3MAF163-2K (Tableau 3.3). La plaque considérée est sollicitée en traction uni-axiale dans la direction en mode d'ouverture (Mode I) sous la contrainte maximale $\sigma_{\text{Max}}=100 \text{ MPa}$.

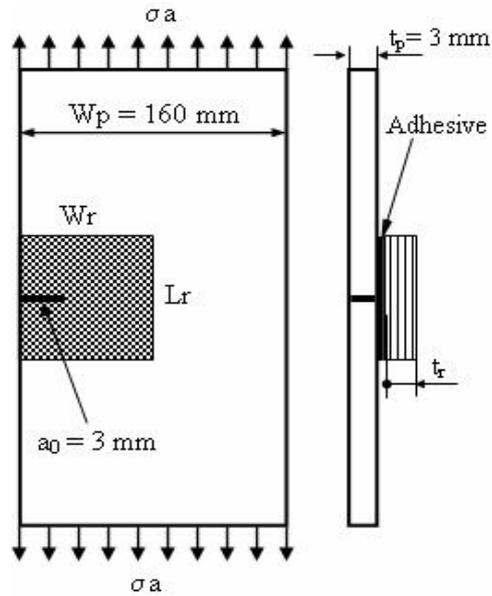


Figure 3.1 : Modèle géométrique d'une plaque SENT réparée par composite patch

Tableau 3.1 : Les propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium.

| σ_e (MPa) | E (GPa) | K_C (MPa \sqrt{m}) | K_{CI} (MPa \sqrt{m}) |
|------------------|---------|-------------------------|----------------------------|
| 372.32 | 73.08 | 72.74 | 37.36 |

Tableau 3.2 : Propriétés mécaniques des patches

| | Boron/Epoxy | Graphite/Epoxy | Glare |
|------------------------------|-------------|----------------|-------|
| E11 (GPa) | 208 | 134 | 71 |
| E22 (GPa) | 25.4 | 10.3 | 71 |
| E33 (GPa) | 25.4 | 10.3 | - |
| G12 (GPa) | 7.2 | 5.5 | 344 |
| G13 (GPa) | 7.2 | 5.5 | - |
| G23 (GPa) | 4.9 | 3.2 | - |
| ν_{12} | 0.1677 | 0.33 | 0.3 |
| ν_{13} | 0.1677 | 0.33 | 0.3 |
| ν_{23} | 0.035 | 0.33 | - |

Tableau 3.3 : Les propriétés mécaniques d'adhésives

| | MB1113 | FM73 | 3MAF163-2K |
|---------------------------|--------|------|------------|
| G_a(GPa) | 0.8487 | 0.42 | 1.1 |
| ν₁₃ | 0.394 | 0.3 | - |

III. MODELISATION ANALYTIQUE

Le modèle analytique de Rose ([Rose 1981, 1982](#)) est utilisé pour calculer le facteur d'intensité de contrainte en mode I d'une éprouvette réparée par patch composite.

$$K_R = Y \cdot \frac{\dagger_o}{\sqrt{K}} \quad (3.1)$$

Avec

Y : facteur géométrique représente la réparation d'une fissure.

σ_o : Contrainte nominale d'une plaque réparée non fissurée.

$$\dagger_o = \frac{U\dagger}{I+S} \quad (3.2)$$

Où

$$S = \frac{E_r \cdot t_r}{E_p \cdot t_p} \quad (3.3)$$

$$K = \frac{s \cdot S}{(I+S) \cdot (I - \epsilon_p)} \quad (3.4)$$

β : Longueur de transfert de contrainte de cisaillement dans un joint collé.

$$S = \left[\frac{G_a}{t_a} \left(\frac{I}{E_p \cdot t_p} + \frac{I}{E_r \cdot t_r} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.5)$$

IV. MODELISATION PAR ELEMENTS FINIS

Les facteurs d'intensité de contrainte (FIC) sont déterminés numériquement en appliquant la méthode des éléments finis. Le code élément finis FRANC2DL (Fracture Analysis Code-2D with Layers), développé par l'Université du Kansas ([Sawanson & James 1998](#)), est utilisé. L'évaluation du FIC se fait suivant les étapes suivantes :

- ◆ Calcul de l'intégrale J,
- ◆ Calcul du taux de libération d'énergie.

L'organigramme des différentes étapes d'analyse depuis la géométrie dans le code CASCA (modèle géométrique) jusqu'à la propagation de la fissure sous l'environnement de FRANC2D est illustré par la figure 3.2.

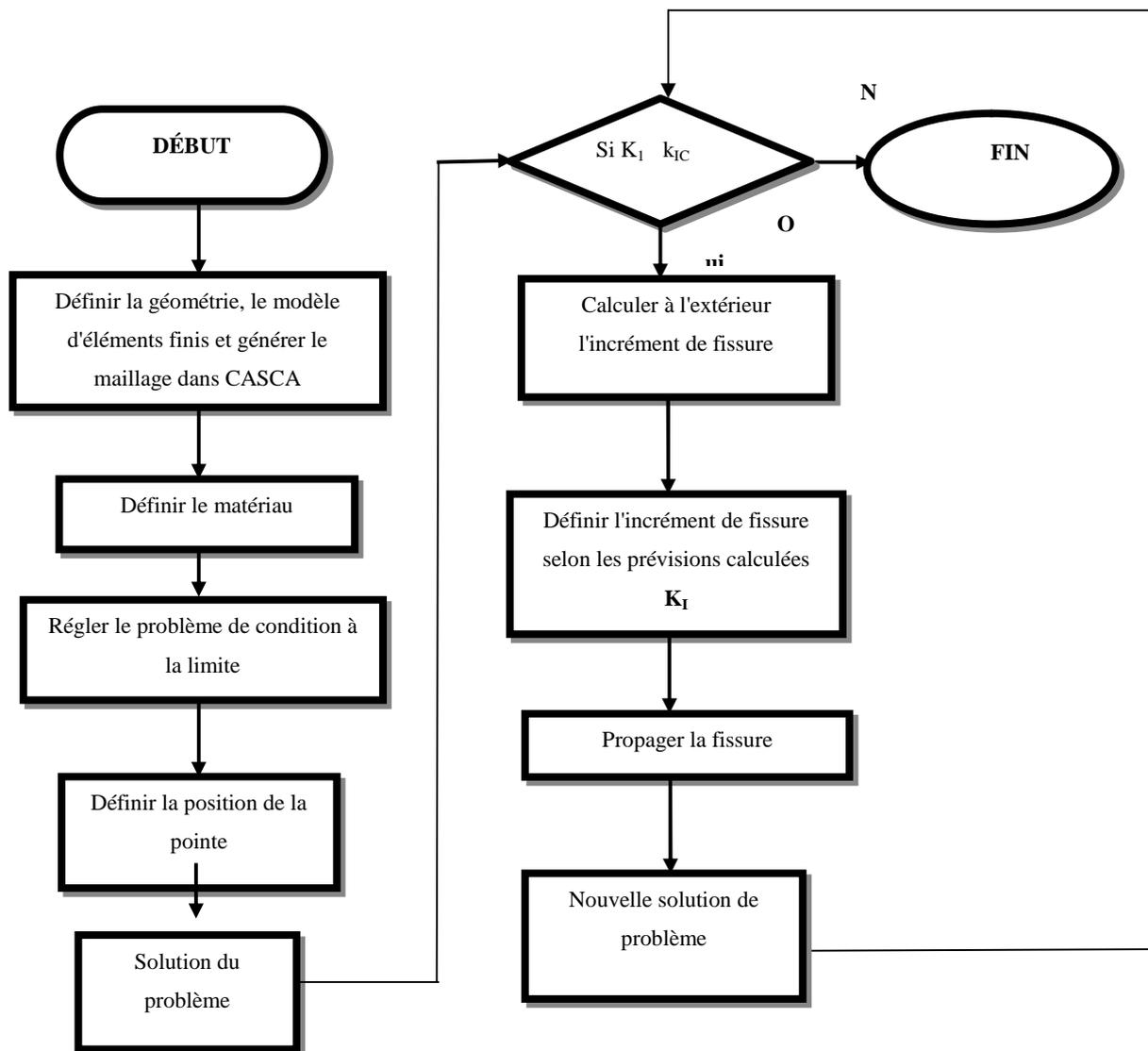


Figure 3.2 : Organigramme d'évaluation du FIC en FRANC 2DL.

Le maillage utilisé dans notre cas est un élément quadrilatère à quatre nœuds (Q4). (Figure 3.3). Ce plan de découpage naturel est le deuxième élément utilisé pour des sous-ensembles élémentaires. Les fonctions d'interpolation sont des formes bilinéaires de degré 1. Sur l'élément quadrilatère, la variation des déformations et des contraintes est linéaire, cette propriété rend ce dernier plus performant que l'élément triangulaire à trois nœuds. Nous avons procédé au raffinement du maillage dans la zone de la réparation. L'analyse par éléments finis est configurée par la figure 3.4.



Figure 3.3 : Élément quadrilatère.

Pour simplifier les calculs nous devrions prendre quelques paramètres en considération.

- La plaque et le patch sont considérés comme une structure bidimensionnelle individuelle dans un état de contrainte plane et ils sont collés avec des liaisons adhésives.
- L'adhésif est supposé homogène, élastique linéaire et isotrope et il ne se déforme qu'en cisaillement et sa déformation est uniforme dans toute l'épaisseur de l'adhésif. La figure III.4 montre le maillage utilisé de la plaque et le patch.

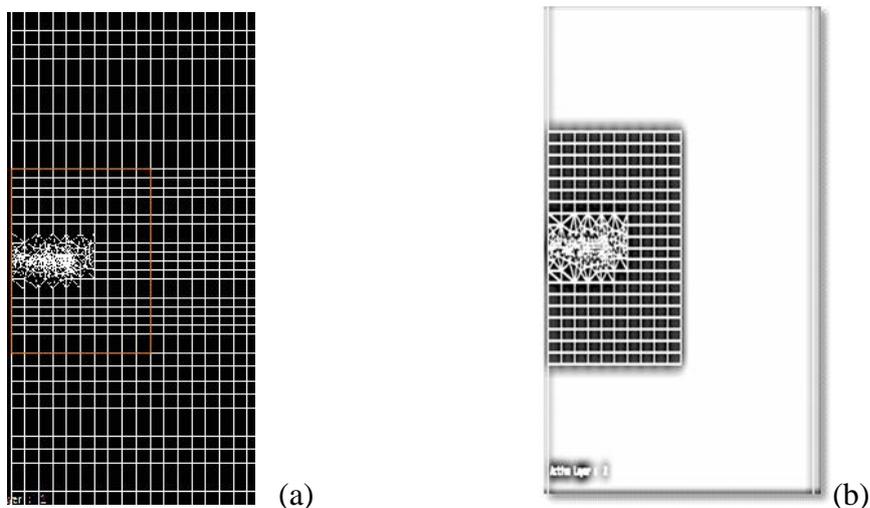


Figure 3.4 : Modèle éléments finis. (a) la plaque et (b) le patch.

V. VALIDATION DES RESULTATS NUMERIQUES

Afin de valider nos résultats numérique du calcul du facteur d'intensité de contrainte, on s'est basé sur l'étude conduite par Ricci et al. (Ricci 2011) sous l'environnement du code élément finis" FRANC2DL". Ricci et al (Ricci 2011) ont présenté des études numériques, analytiques et expérimentales de l'effet de la réparation par patch sur le facteur d'intensité de contrainte.

Le modèle géométrique est une plaque de type M(T) en alliage d'aluminium 6061–T6 réparée par patch ayant une fissure centrale $2a$ ($2a=40\text{mm}$) (figure 3.5). La plaque est soumise à un chargement uniaxial en mode I d'une valeur de 81.75MPa . Les dimensions de la plaque sont $W_p=180\text{mm}$, $H_p=180\text{mm}$ et une épaisseur $e_p=1.5\text{ mm}$. Le patch appliqué est en Carbon/Epoxy collé avec une couche d'adhésive d'épaisseur $e_a= 0.1\text{mm}$. Les tableaux 3.4, 3.5 et 3.6 montrent respectivement les propriétés mécaniques de l'alliage d'aluminium, des matériaux de réparation (patch) et des adhésives.

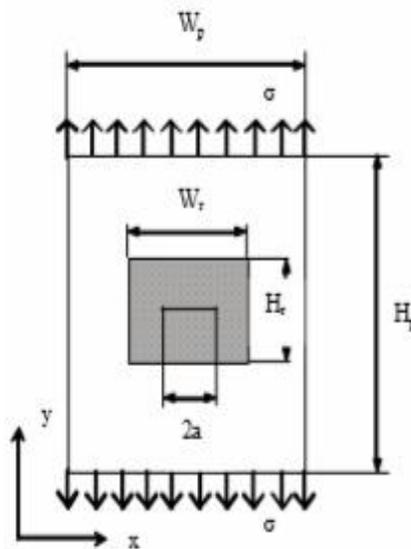


Figure 3.5 : Modèle géométrique (Ricci 2011)

Tableau 3.4 : Les propriétés mécaniques de l'alliage 6061-T6 (Ricci 2011)

| E_r [GPa] | G_r [GPa] | ν_r | σ_s [MPa] | K_{IC} [MPa \sqrt{m}] |
|-------------|-------------|---------|------------------|----------------------------|
| 68.0 | 26.20 | 0.33 | 276 | 28.57 |

Tableau 3.5 : Propriétés mécaniques du patch (Ricci 2011)

| | Type 1 | Type2 |
|----------------------|----------|-----------------|
| E_r [GPa] | 18.00 | 12.73 |
| G_r [GPa] | 34.90 | 24.76 |
| ν_r | 0.68 | 0.7 |
| Orientation des plis | [45/-45] | [(45)] Fabriqué |
| t_r [mm] | 0.6 | 0.3 |

Tableau 3.6 : Les propriétés mécaniques des adhésives appliquées (Ricci 2011)

| | Loctile Hysol EA95 | Cytel FM73 | AF163-2K |
|-------------|--------------------|------------|----------|
| E_r [GPa] | 2.48 | 1.43 | 1.10 |
| G_r [GPa] | 0.905 | 0.53 | 0.44 |
| ν_r | 0.37 | 0.35 | 0.34 |
| t_r [mm] | 0.1 | 0.1 | 0.1 |

Les tableaux 3.7, 3.8 et 3.9 montre respectivement la comparaison des résultats numériques obtenus par rapports aux résultats numériques, analytiques et expérimentaux de l'étude de Ricci et al. (Ricci 2011). D'après la comparaison par rapport aux résultats numériques de Ricci et al. (Tableau 3.7), on remarque que la configuration matériel de patch de réparation de type 1 offre des résultats proches, contrairement à la configuration de type 2. Pour le type 1 sous différents type d'adhésive, la différence en pourcentage varie de 1.3% à 1.9%. On note pour le type 2 de patch une différence variant de 9.7 à environ 12%.

L'analyse comparative des résultats numériques par rapport aux résultats analytique (Ricci 2011) montre que les résultats sont comparables. Le pourcentage de différence pour les deux types de patch varie de 1.2 à 6% environ sauf pour le cas de réparation de type "Patch type2+ad.EA95" où le pourcentage avoisine le 14%. La comparaison

Chapitre III : Analyse de la rupture des structures réparées par patch

des résultats numériques par rapport aux résultats expérimentaux s'est limitée à quatre essais. Les résultats sont aussi comparable où le pourcentage de différence varie de 0.8 % à 9.7%. On note que les deux derniers cas expérimentaux donnent des valeurs différentes (dispersions expérimentales) malgré l'application du même type de réparation " Patch type2+ad.AF163-2K".

Tableau 3.7: Comparaison des résultats numériques/numériques du FIC

| Plaques réparée | $K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (FEM) (Ricci 2011) | $K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (FEM-actuelle) | Différence (%) |
|-------------------------|--|--|----------------|
| Patch type1+ad.EA95 | 12.51 | 12.76 | 1.9 |
| Patch type1+ad.FM73 | 13.87 | 14.12 | 1.7 |
| Patch type1+ad.AF163-2K | 14.35 | 14.54 | 1.3 |
| Patch type2+ad.EA95 | 14.98 | 13.39 | -11.8 |
| Patch type2+ad.FM73 | 16.43 | 14.97 | -9.7 |
| Patch type2+ad.AF163-2K | 16.94 | 15.34 | -10.4 |

Tableau 3.8: Comparaison des résultats analytiques/numériques du FIC

| Plaques réparée | $K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (Analytique) (Ricci 2011) | $K_R \text{ MPa}\sqrt{m}$ (FEM-actuelle) | Différence (%) |
|-------------------------|---|--|----------------|
| Patch type1+ad.EA95 | 12.92 | 12.76 | -1.2 |
| Patch type1+ad.FM73 | 13.46 | 14.12 | 4.6 |
| Patch type1+ad.AF163-2K | 13.67 | 14.54 | 5.9 |
| Patch type2+ad.EA95 | 15.23 | 13.39 | -13.7 |
| Patch type2+ad.FM73 | 15.59 | 14.97 | -4.1 |
| Patch type2+ad.AF163-2K | 15.75 | 15.34 | -2.6 |

Tableau 3.9: Comparaison des résultats expérimentaux/numériques du FIC

| Plaques réparées | K_R MPa \sqrt{m} (Expérimentale) (Ricci 2011) | K_R MPa \sqrt{m} (FEM-actuelle) | Différence (%) |
|-------------------------|---|--|----------------|
| Patch type1+ad.EA95 | 13.61 | 12.76 | -6.6 |
| Patch type2+ad.FM73 | 14.85 | 14.97 | 0.8 |
| Patch type2+ad.AF163-2K | 15.11 | 15.34 | 1.4 |
| Patch type2+ad.AF163-2K | 16.83 | 15.34 | -9.7 |

VI. RESULTATS & DISCUSSION

VI.1. Effet de la réparation par patch sur le facteur d'intensité de contrainte

Sous l'application d'un chargement repartie extérieur (figure 3.1), le facteur d'intensité de contrainte est affecté par la longueur de la fissure. Figure 3.6 illustre la variation du facteur d'intensité de contrainte K_I en fonction de la longueur de la fissure pour la plaque non réparée et réparée. Il est montré clairement que la réparation par patch diminue fortement le facteur d'intensité de contrainte. La réduction du maximale du facteur d'intensité de contrainte est de l'ordre de 77.67 % avec réparation par patch en Boron/Epoxy pour la plaqué étudié. Selon l'étude menée par Ouinas et al. (Ouinas 2009), le pourcentage de réduction est de 42 % en appliquant une réparation par Graphite/Epoxy. Contrairement, Bachir Boudjra et al. (Bachir Boudjra 2002) ont évalué le pourcentage de réduction à 80% en appliquant le même type de matériau pour patch.

Pour le même type de matériau de patch appliqué dans notre étude, Jones et Chiu (Jones 1999) ont évalué le pourcentage de réduction à 60% (patch en Boron/Epoxy). Les travaux menées par Ricci et al. (Ricci 2011) montrent que le rapport de réduction du facteur d'intensité de contrainte est de l'ordre de 33% pour une réparation par patch en Carbon/Epoxy.

On note que le facteur d'intensité de contrainte pour une fissure non réparée, présente un comportement croissant à mesure que la longueur de la fissure augmente contrairement à la fissure réparée où le facteur d'intensité de contrainte reste constant jusqu'à une longueur de fissure critique ($K_I = K_{IC}$).

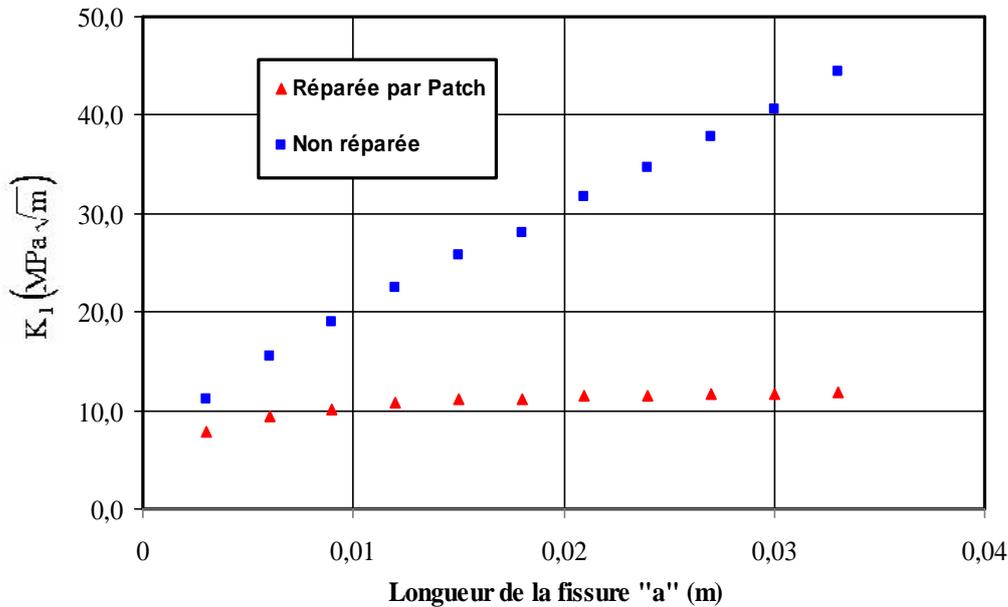


Figure 3.6 : Effet du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte

VI. 2. Effet de l'épaisseur du patch

L'épaisseur du patch représente un paramètre important lors de la réparation des fissures et l'amélioration de la rigidité de la structure fissurée. La figure 3.7 montre l'évolution du facteur d'intensité de contraintes en fonction de la longueur de la fissure pour l'éprouvette réparée par simple patch sous l'effet de l'épaisseur du patch. On note que l'augmentation de l'épaisseur de patch fait réduire le facteur d'intensité de contrainte. Au dessous de 15 mm de longueur de la fissure, l'évolution du facteur d'intensité de contrainte est non linéaire. Au-delà de cette longueur, l'évolution du facteur d'intensité de contrainte est presque linéaire (évolution stable). L'augmentation de l'épaisseur du patch de 0.5 mm pour le même nombre de plis (augmentation de 20 à 25 % en épaisseur de patch, présente une réduction du FIC en début de fissuration de l'ordre de 6%. En zone stabilisée de fissuration l'augmentation de l'épaisseur avec le même pourcentage en épaisseur, la réduction maximale du facteur d'intensité de

contrainte est de l'ordre de 7.5% à 10%. Les résultats sont comparables à ceux de Bachir Bouiadjra et al. (Bachir Bouiadjra 2002) où le taux d'augmentation de l'épaisseur de 50 % offre une réduction du facteur d'intensité de contrainte avec le même taux (50% de réduction)

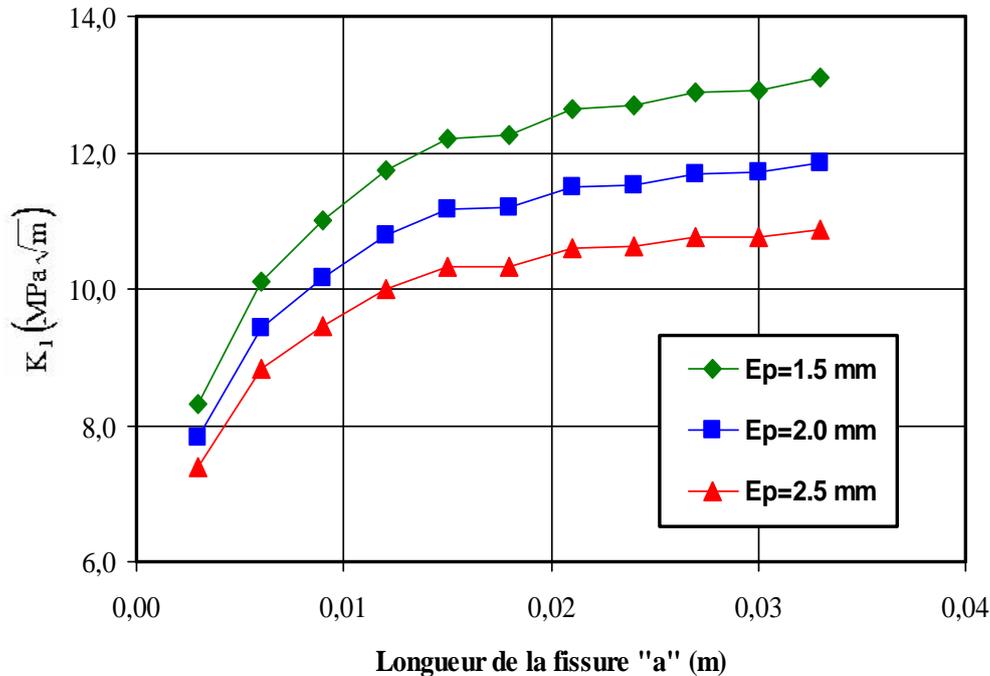


Figure 3.7. Influence de l'épaisseur du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte

VI.3. Effet de l'épaisseur d'adhésive

L'épaisseur de l'adhésif joue un rôle déterminant sur la stabilité des fissures renforcées par patch. La figure 3.8 montre la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure sous l'influence de l'épaisseur de l'adhésive. Au-delà de 15 mm de longueur de fissure, la fissure se stabilise linéairement. La réduction de l'épaisseur de l'adhésive de 25 à 33% diminue le facteur d'intensité de contrainte de 7.1 % à 8.5 %. Cela montre que les meilleures performances de l'adhésive sont pour les faibles épaisseurs de ce dernier. Ce constat a été mis en valeur par Turaga et Ripudaman (Turaga 1999) où la faible épaisseur de l'adhésive renforce la capacité de transfert de charge au patch d'un côté et augmente le risque de défaillance de l'adhésive (Bachir Bouiadjra 2002).

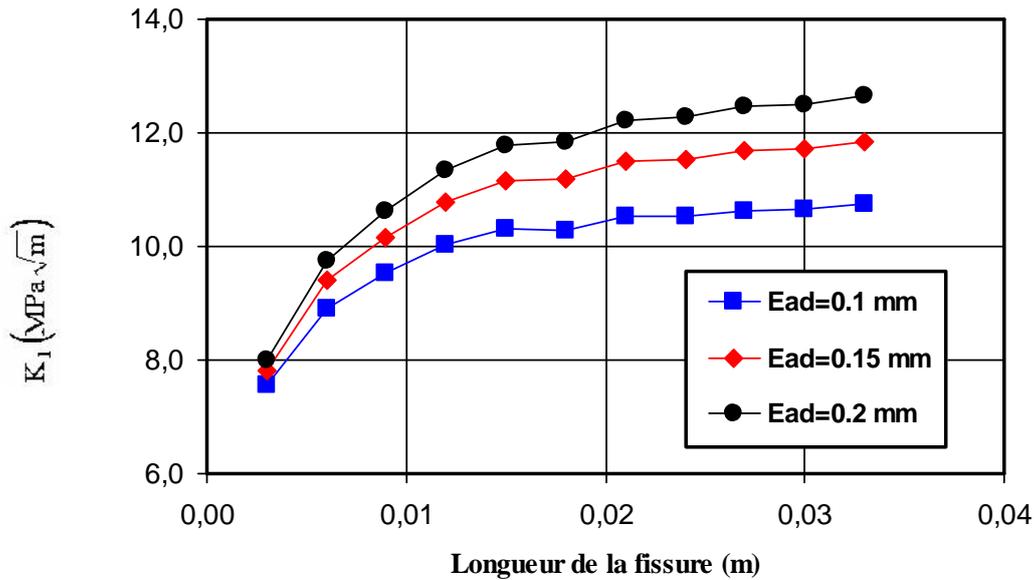


Figure 3.8 : Influence de l'épaisseur d'adhésive sur la variation du facteur d'intensité de contrainte

VI.4. Effet du type d'adhésive

La nature du type d'adhésive joue elle aussi un rôle primordial sur la stabilité des fissures renforcées par patch. La figure 3.9 illustre l'effet du type d'adhésive sur la variation du facteur d'intensité de contrainte (FIC) en fonction de la longueur de la fissure. Le module de cisaillement de l'adhésive affecte la résistance du patch collé. On remarque que l'augmentation du module de cisaillement diminue le facteur d'intensité de contrainte (FIC). On note que le module de cisaillement de l'adhésive 3MAF163-2K présente un module de résistance au cisaillement supérieur de 23% à l'adhésive MB1113 et de 61.8% à l'adhésive FM73. L'allure de variation du facteur d'intensité de contrainte augmente d'une façon parabolique et se stabilise à partir de la longueur de fissure de 20 mm. A la longueur de la fissure "a=21 mm", les taux de réduction du facteur d'intensité de contrainte en appliquant l'adhésive 3MAF163-2K par rapport aux adhésives MB113 et FM73 sont respectivement de l'ordre de 5.6% et 14.5%.

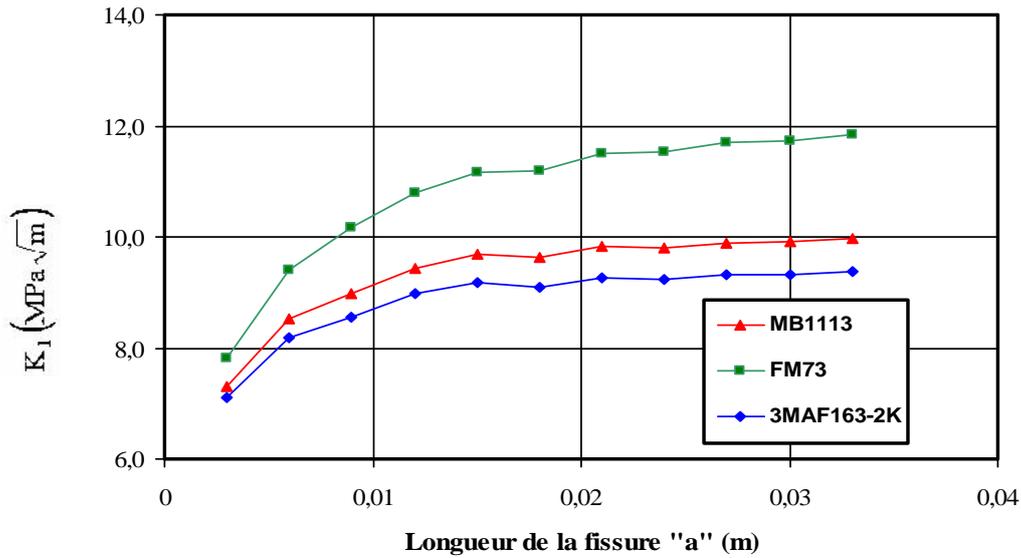


Figure 3.9 : Effet du type d'adhésive sur la variation du facteur d'intensité de contrainte

VI.5. Effet du matériau du patch

En plus de l'effet de l'épaisseur du patch, de la nature et de l'épaisseur de l'adhésive, les paramètres de rupture (facteur d'intensité de contrainte, taux de restitution d'énergie, l'intégrale de contour J) sont affectés par la nature du matériau du patch (Boulénouar 2009). Afin de mettre en évidence l'effet du matériau du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte (K_I) trois matériaux ont été utilisés à savoir le Graphite/Epoxy, Boron/Epoxy et le Glare (voir tableau 3.2). La figure 3.9 montre l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure sous l'influence des matériaux du composite patch appliqués. Les résultats montrent que l'utilisation du Glare donne de faibles valeurs du facteur d'intensité de contrainte en comparaison à l'utilisation du Graphite/Epoxy et Boron/Epoxy. Cette différence s'explique par la l'écart important du module de Young transversal (E_{22}) (Tableau 3.2) (Boulénouar 2009 ; Bachir Bouiadjra 2011). Les courbes de l'évolution du facteur d'intensité de contrainte à des longueurs inférieures à 15 mm montrent une évolution parabolique avec une augmentation sensiblement faible. Au-delà de 12 mm, le facteur d'intensité de contrainte pour les différents matériaux du patch tend vers des valeurs stables du facteur d'intensité de contrainte. Dans la zone stabilisé les différences de réduction en pourcentage du facteur d'intensité de

contrainte du Boron/Epoxy et le Glare par rapport au Graphite/Epoxy sont respectivement 51.6% et 22.6%.

La différence en pourcentage du Glare par rapport au Boron/Epoxy est de 37.4% se résultat confirme le résultat obtenu par Boulenaour et al ([Boulenaour 2009](#)) où le composite patch Boron/Epoxy est plus résistant suivant la direction de la charge appliquée (charge en mode I).

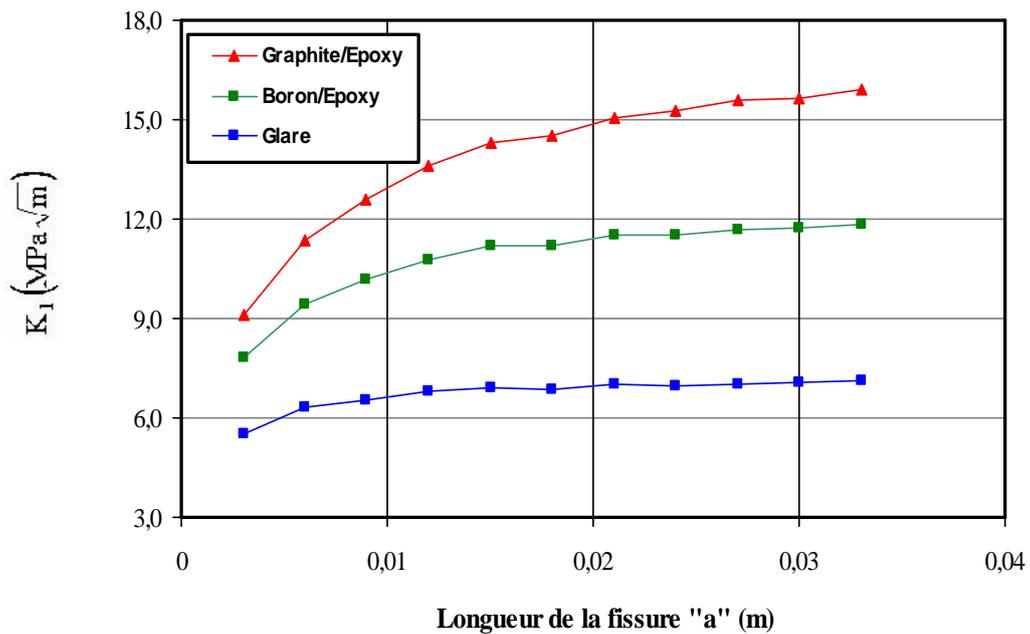


Figure 3.9 : Effet du matériau du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte

REFERENCE

- Bachir Bouiadjra B, Belhouari M, Serier B (2002). Computation of the stress intensity factor for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode. *Composite and Structures* 56, pp 401-406.
- 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". *European Conference of Fracture: ECF14, Cracow, Poland, 8 - 13 September, 2002.*
- Bachir Bouiadjra B., Bouanani M., Albedah A., Benyahia F., Es-Saheb M. (2011). "Comparison between rectangular and trapezoidal bonded composite repairs in aircraft structures: A numerical analysis". *Composite Structures* 32, pp 3161-3166.
- Boulenouar A., Aminallah M., Benamara N. "Computation of the SIF for repaired semi-circular surface cracks in finite-thickness plates with bonded composite patch". *Journal of Materials, Processes and Environment.* 1(2), pp 121-127.
- Jones R, Chiu W.K. (1999). "Composite repairs to crack in metallic components". *Composite and Structures* 44(29), pp 317-325.
- Ouinass D., Hebbar A., Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Serier B. (2009). "Numerical analysis of the stress intensity factors for repaired cracks from a notch with bonded composite semicircular patch". *Composites: Part B* 40, pp 804-810
- Ricci F., Franco F., Montefusco N. (2011). "Bonded composite patch repairs on cracked aluminum plates: theory, modelling and experiments". In book: *Advances in Composites Materials - Ecodesign and Analysis*, IntechOpen.
- Rose L.R.F (1981). "An application of the inclusion analogy for bonded reinforcements". *International Journal of Solid and Structures*, 198, pp 827-38.
- Rose L.R.F. (1982). "A cracked plate repaired with bonded reinforcements". *International Journal of Fracture* 18(2), pp 135-144.
- Swenson D, James M. (1998), "FRANC2D/L: A crack propagation simulator for plane layered Structures". Version 1.4 User's guide.
- Turaga VRS, Ripidiman (1999). "Modeling of patch repairs to a thin cracked sheet". *Engn. Fract. Mec.* 74, pp.431-443.

CHAPITRE IV :

FISSURATION PAR FATIGUE DES STRUCTURES REPAREES SOUS CHARGEMENTS VARIABLES

I. INTRODUCTION

Le chapitre 1 a permis de mettre l'accent sur la fissuration par fatigue. Les modèles de qui régissent la fissuration par fatigue ainsi que les modèles d'interactions des chargements (modèles de retards) ont été présentés. Ce chapitre regroupe les résultats de la fissuration par fatigue sous chargement constant et chargement variable sur des plaques réparées et non réparées. Pour la prédiction du comportement de fissuration par fatigue, le modèle de Nasgro (**Forman 1992**) est appliqué. Le modèle de Willenborg généralisé (**Gallagher et Hugges, 1974**) est utilisé afin tenir compte de l'effet du retard dû aux surcharges. La réparation de la plaque fissurée est faite en appliquant un patch de forme carrée sur une éprouvette de type SENT (figure 4.1).

Les paramètres étudiés dans cette partie se résument comme suites :

- Effet du taux de surcharges sur des éprouvettes non réparées
- Effet du taux de surcharges sur des éprouvettes réparées par patch
- Effet des bandes de surcharge sur la fissuration des plaques réparées
- Effet de la largeur du chargement constant avant surcharge
- Effet de décollement du patch
- Effet de l'adhésive
- Analyse comparative du comportement en fissuration de plaques réparées par patch en alliages 2024 T351 & 7050 T74

II. MODELE GEOMETRIQUE, MATERIAUX & CYCLES DE CHARGEMENTS

La géométrie et les dimensions de l'éprouvette fissurée en alliage aluminium réparée par patch utilisé dans l'étude de la fissuration par fatigue sont présentées sur la figure 3.1. L'épaisseur de la plaque " t_p " est de 3 mm, la longueur " L_p " est de 320 mm et la largeur " W_p " est de 160 mm. Au bord de chaque éprouvette, il y a présence d'une fissure latérale initiale de longueur " $a_0 = 3$ mm".

Un patch composite est collé sur la zone endommagée de la plaque, avec une épaisseur " $t_r = 2$ mm", une longueur effective " $L_r = 80$ mm" et une largeur " $W_r = 80$ mm". Les matériaux utilisés dans cette étude sont l'alliage d'aluminium 2024-T351 et 7050T6. 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). Les adhésives de collages appliqués sont MB1113, FM73 et 3MAF163-2K (Tableau 4.3). La plaque considérée est sollicitée en traction uni-axiale (mode I) sous une contrainte maximale $\sigma_{max}=100$ MPa.

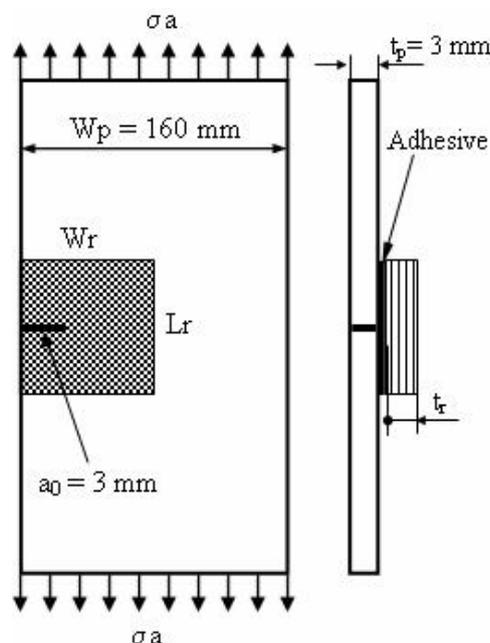


Figure 4.1 : Model géométrique d'une plaque SENT avec un patch composite collé

**Chapitre IV : Fissuration par fatigue des structures
réparées sous chargements variables**

Tableau 4.1 : Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium

| Matériaux | σ_e (MPa) | E (GPa) | K_C (MPa \sqrt{m}) | K_{CI} (MPa \sqrt{m}) |
|-----------|------------------|---------|-------------------------|----------------------------|
| 2024 T351 | 372.32 | 73.08 | 74.72 | 37.36 |
| 7050T74 | 482.63 | 71.7 | 79.11 | 39.55 |

Tableau 4.2 : Propriétés mécaniques du Boron/Epoxy

| E11 (GPa) | E22 (GPa) | E33 (GPa) | G12 (GPa) | G13 (GPa) | G23 (GPa) | $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ |
|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|--------------------------------|
| 208 | 25.4 | 25.4 | 7.2 | 7.2 | 4.9 | 0.1677 ; 0.1677 ; 0.035 |

Tableau 4.3 : Les propriétés mécaniques d'adhésives

| Adhésives | MB1113 | FM73 | 3MAF163-2K |
|-----------|--------|------|------------|
| Ga (GPa) | 0.8487 | 0.42 | 1.1 |
| ν | 0.394 | 0.3 | |

Les chargements appliqués dans cette étude sont présentés par les figures ci-dessus (Figure 4.2).

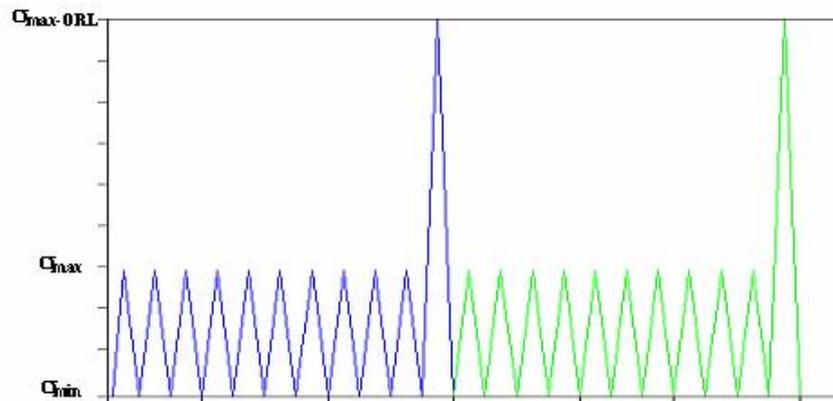


Figure 4.2a : Bloc de chargement avec une seule surcharge

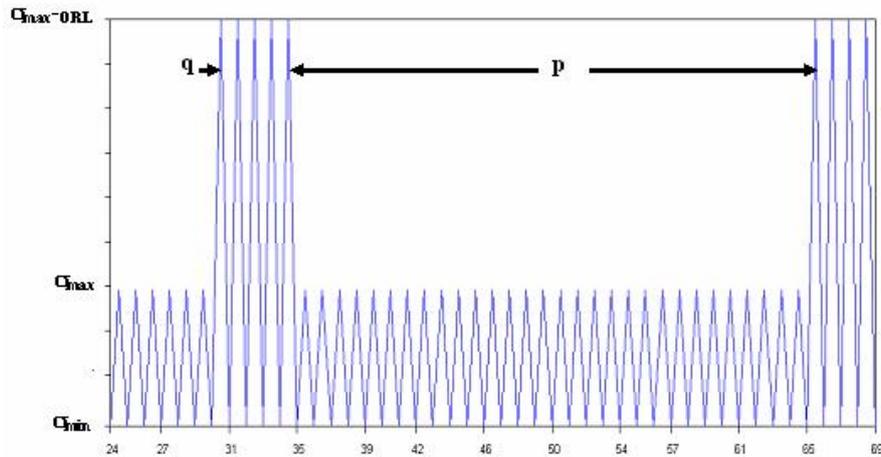


Figure 4.2b : Bloc de chargement avec une bande de surcharge

III. Effet du taux de surcharge :

La durée de vie de l'éprouvette fissurée non réparée avec une longueur initiale a_0 ($a_0=3\text{mm}$) en présence de surcharges (figure 4.2a) est prédite en intégrant le modèle de Willenbourg Généralisé. La figure 4.3 présente l'effet du taux de surcharge sur l'évolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles pour l'éprouvette SENT (voir figure ci-dessus) en alliage d'aluminium 2024 T351 pour un rapport de charge "R=0.2". La figure montre que le taux de surcharge (ORL=1.5) ne présente aucun effet sur l'évolution de la durée de vie comparativement par rapport à un chargement à amplitude constante (**Kumar, 1992**). De même pour un taux de surcharge (ORL=1.8 et 2.0) l'effet de ces derniers sur le retard de la fissuration reste négligeable. La différence en durée de vie est respectivement de l'ordre de 1.2×10^3 et 2.4×10^3 cycles. La différence en durée de vie est importante pour un taux de surcharge élevé "ORL=2.4" et est de l'ordre de 48500 cycles. Le nombre de cycle de retard N_D dû au chargement variable comparativement au chargement à amplitude constante est de 1.4×10^4 cycles. Le taux de retard " N_D / N_{CAL} " est de l'ordre de 1.5 pour un taux de surcharge de 2.4 (figure 4.4).

L'effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration est représenté sur la figure 4.5. On constate aussi l'effet négligeable du taux de surcharge $ORL=1.5$ sur la vitesse de fissuration. L'évolution de la vitesse de fissuration en fonction de la longueur de la fissure sous chargement variable appliqué montre la présence d'un retard immédiat. Pour le taux de surcharge " $ORL=2.4$ ", la vitesse de fissuration a passé de 9×10^{-7} m/cycle pour le chargement à amplitude constant à une vitesse de fissuration de 5.52×10^{-8} m/cycle pour le chargement à amplitude variable (bloc à une seule surcharge) (figure 4.6). Le taux de réduction en vitesse aux points d'application des surcharges par rapport à la vitesse de chargement constant est donné par la figure 4.7. Le taux de réduction augmente en augmentant le taux de surcharge. A $ORL=1.5$ le taux de réduction " ψ " est négligeable et devient important à $ORL=2.4$. L'évolution du taux est exprimée par un polynôme du 3^{ème} degré sous la forme :

$$\psi = 14.724 (ORL)^3 - 61.6 (ORL)^2 + 85.51 (ORL) + 37.66 \quad (4.1)$$

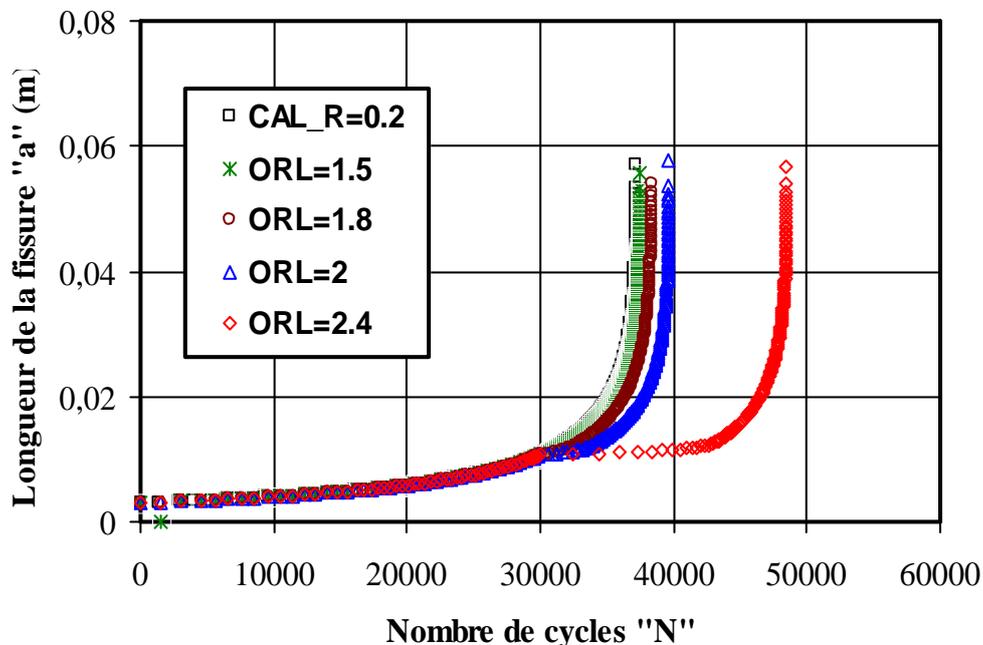


Figure 4.3 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351

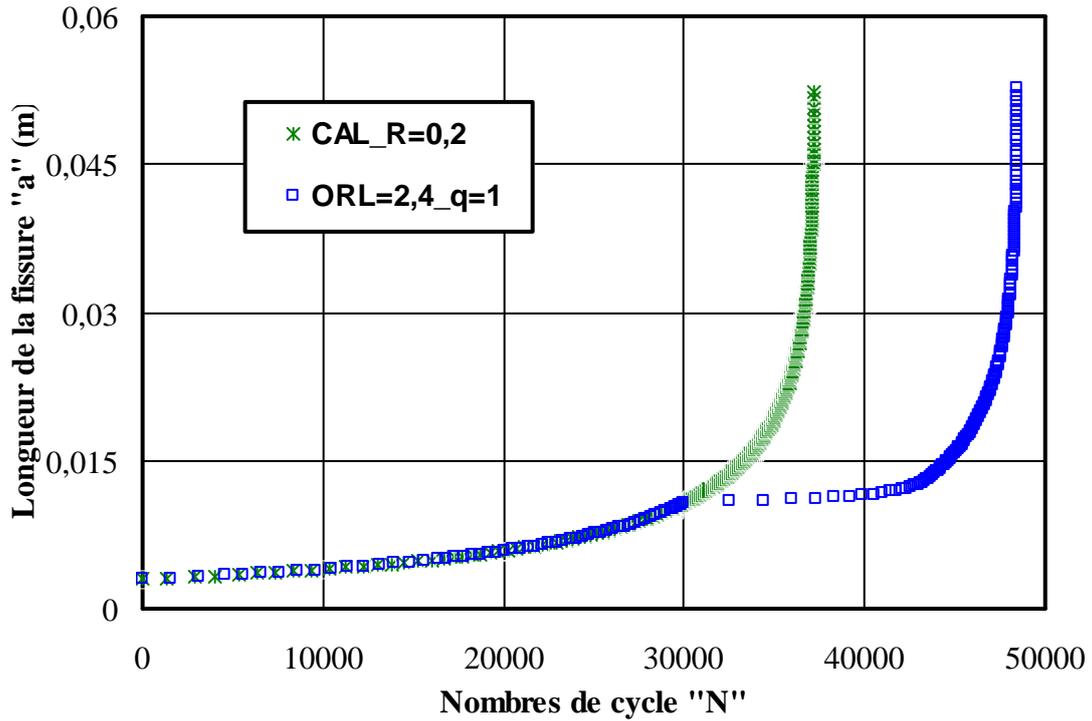


Figure 4.4 : Effet du chargement variable sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351

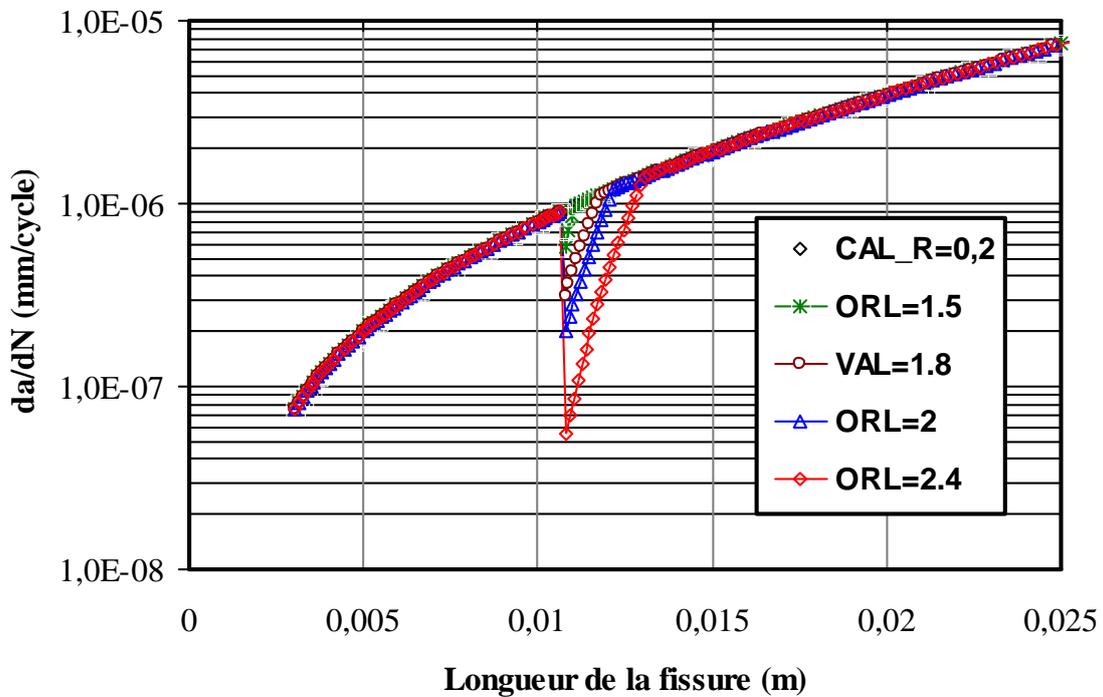


Figure 4.5 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351

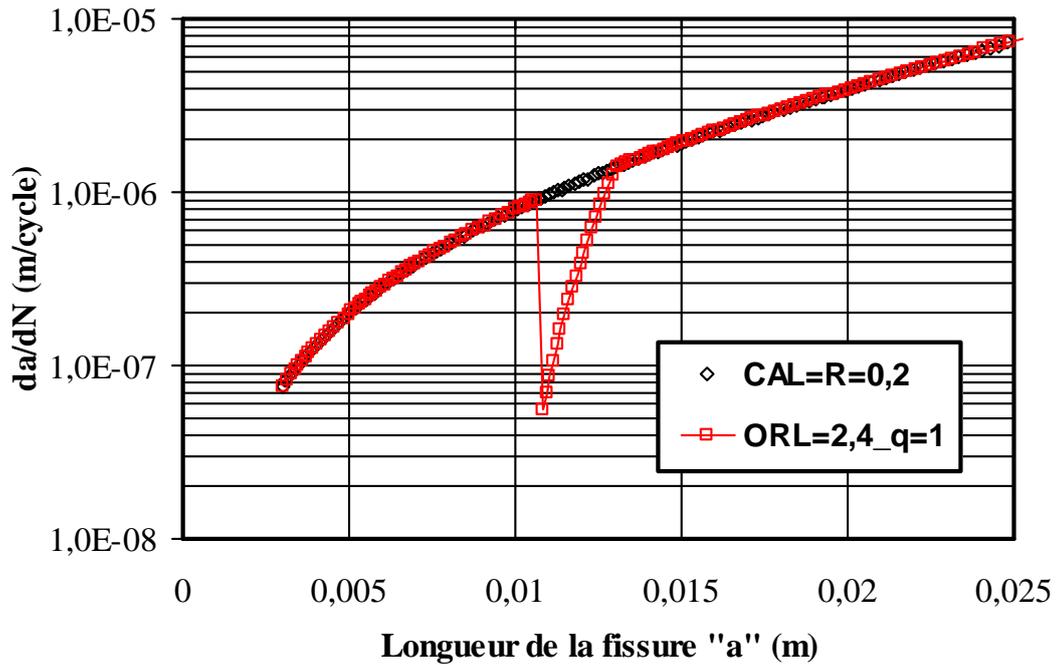


Figure 4.6 : Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351

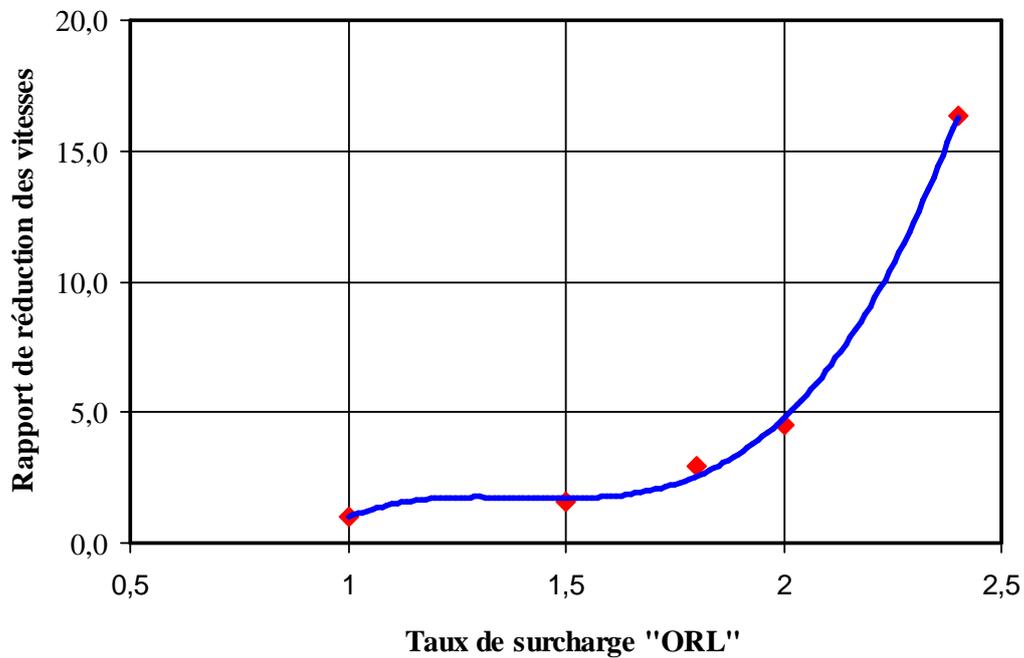


Figure 4.7 : Effet du taux de surcharge sur la variation du rapport de réduction des vitesses de fissuration

IV. Effet du taux de sURchargeS sur eprouvettes reparées par patch

Les résultats présentés par la figure 4.8 indiquent que la durée de vie en fatigue est améliorée par la réparation par patch pour les différents taux de surcharges. Il est à noter que les durées de vies pour les différents taux de surcharge charge ont été affectées fortement par la réparation par patch en composite en comparaison avec les structures non réparées (figure 4.3)

A un taux de surcharge faible "ORL=1.5" le même effet est constaté que pour la plaque non réparée. Pour un taux de surcharge élevé "ORL=2.4" avec plaque réparée par patch, la durée de vie est augmentée de 1.8×10^5 cycles pour un chargement à amplitude constante "R=0.2" à 2.27×10^5 cycles pour un taux de surcharge de 2.4 ce qui représente une augmentation en durée de vie de deux fois.

La vitesse de fissuration da/dN en fonction de la longueur de la fissure "a" pour la plaque réparée par patch sous un block de chargement à une seule surcharge est donnée par la figure 4.9. Pour des longueur de fissure " $a < 7$ mm", nous constatons la présence d'un retard instantané pour les taux de surcharge ORL=2.0 et 2.4. La diminution de la vitesse de fissuration par fatigue " da / dN " se produit à la longueur de fissure de 5 mm et varie de 8.95×10^{-8} m/cycles pour un chargement à amplitude constante à 4.95×10^{-8} m/cycle et 1.9×10^{-8} m/cycle respectivement pour les taux de surcharges "ORL=2.0" et "ORL=2.4". A ce stade, la réparation par patch a offert une rigidité significative. Sur la courbe de propagation d'ORL=2.4, plusieurs paliers de retards sont présents et cela est dû à l'application du bloc avec surcharge et la modification de la rigidité de l'assemblage par réparation par patch.

A un taux de surcharge "ORL=2.0" et à une longueur de fissure de 7.7 mm, un retard différé est constaté. Par contre pour un taux de surcharge "ORL=2.4", la présence de retards est caractérisée par des retards différés pour des longueurs de fissure variées allant de 8.66 mm à 28.37 mm.

A la longueur de fissure "a=28.37 mm", le maximum de la vitesse de fissuration n'a pas dépassé la valeur de 1.12×10^{-4} m/cycle au point d'application de la surcharge. A ce point la vitesse de fissuration a diminué à 6.4×10^{-8} m/cycle. Pour un taux de surcharge de 1.8, un retard instantané est prédominant allant à une longueur de fissure "a=34 mm" avec un faible effet sur la vitesse de fissuration. Pour les différents taux de surcharge, les vitesses de fissuration tendent vers les vitesses de fissuration sous chargement constant à partir de la longueur de la fissure "a=37 mm" et l'effet de réparation par patch est atténué.

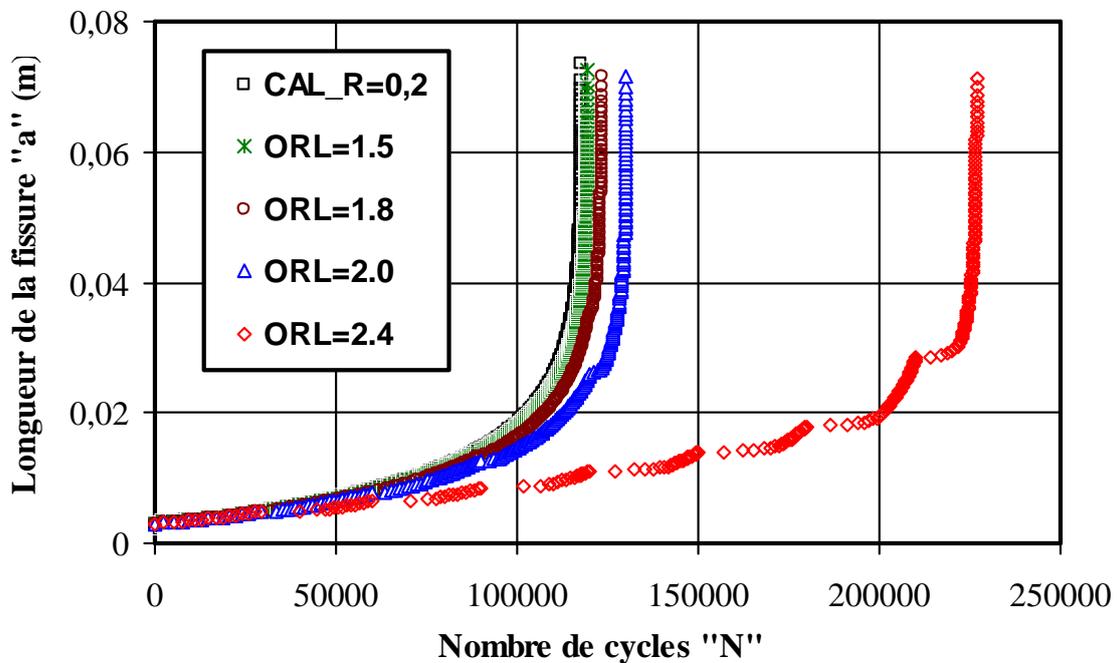


Figure 4.8 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy

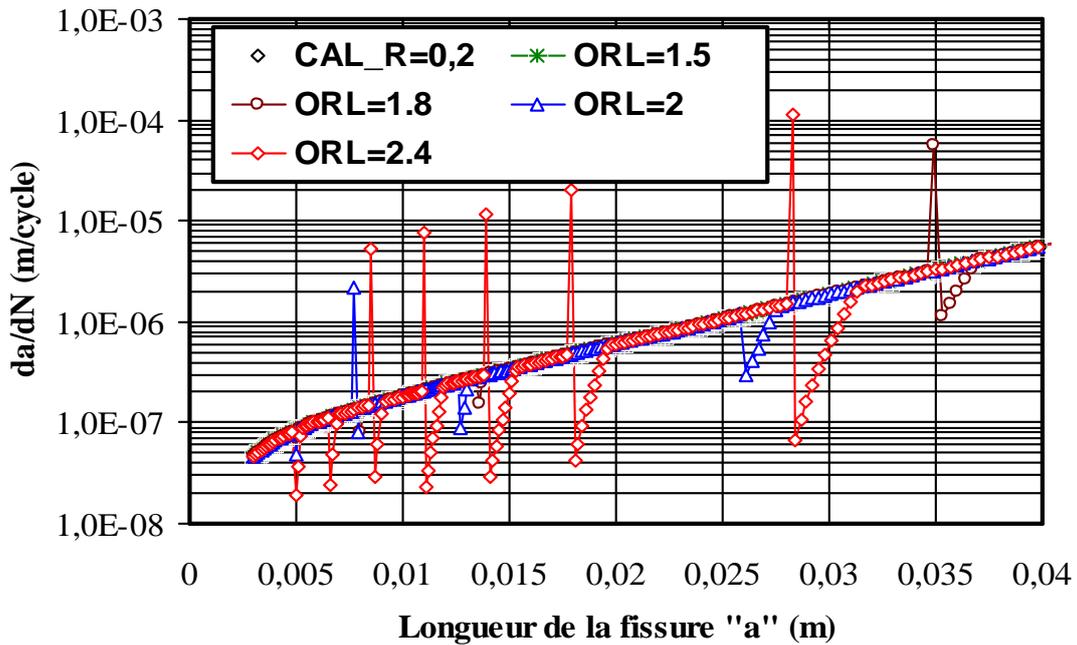


Figure 4.9 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy

V. Effet du patch sous chargement variable : ORL=2.4

Les figures 4.10 et 4.11 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 2024 T351 sous un bloc de chargement avec une seule surcharge (ORL=2.4). Pour la plaque non réparée, le nombre de cycle de retard " N_D " due à la surcharge est environ de 1.25×10^4 cycles et la longueur de retard " a_D " est de 2.97 mm. Le nombre de cycle de retard total " N_D " pour la plaque réparée par patch en Boron/Epoxy est de 19.3×10^4 cycles. Ce résultat représente un taux d'amélioration de la durée de vie en fatigue de l'ordre de 15.5 fois en présence de la réparation par patch de la plaque comparativement à la durée de vie de la plaque non réparée. La longueur de retard de la fissure " a_D " influencée en même temps par le chargement variable et la réparation par patch en Boron/Epoxy est de 26.5 mm. La comparaison des vitesses de fissuration dans les plaques réparées et non réparées sous chargement variable pour ORL=2.4 est donnée par la figure 4.11.

Chapitre IV : Fissuration par fatigue des structures réparées sous chargements variables

Dans le cas de la plaque non réparée, on note la présence d'un seul retard immédiat (instantané) à la longueur de la fissure "a=10.9 mm". La vitesse de fissuration est diminué de 9.2×10^{-7} à 5.52×10^{-8} m/cycle.

A la même longueur de fissure "10.9 mm" dans le cas de la plaque réparée, les courbes de fissuration montrent que la vitesse de fissuration diminue avec un retard différé et tend vers la vitesse de 2.26×10^{-8} m/cycle. Le taux de retard en vitesse de fissuration est de 2.44 fois. En général, on constate une réduction significative des vitesses de fissuration qui se produit après une longueur de fissuration de 5 mm. Le rapport des vitesses de fissuration entre la plaque réparée et non réparée dans le cas du chargement à amplitude constant varie de 2.5 à 16.6 fois. Le pourcentage élevé de l'effet bénéfique sur la vitesse de fissuration par fatigue est lié à l'effet de la réparation par patch où elle caractérisé par la réduction du facteur d'intensité de contrainte (**Benachour 2012**) en comparaison à l'effet du chargement variable (effet de surcharge). Les relations établies entre le rapport de retard " N_D / N_{CAL} " et le taux de surcharge "ORL" respectivement pour les plaques réparées et non réparées sont données par les courbes de la figure 4.12. On remarque à partir de la courbe de tendance que tous les points se situent sur une ligne droite en échelle log-log pour la plaque non réparée donnée par la fonction de puissance (**Kumar 1992**).

De l'autre coté, la courbe de tendance pour les points de la plaque réparée est donnée par une fonction logarithmique. Les équations développées représentant l'évolution du retard en fonction du taux de surcharge pour les deux configurations (plaque réparée et non réparée) sont données par les équations ci-dessous :

$$\frac{N_D}{N_{CAL}} = 16.9 \times 10^{-4} (\text{ORL})^{3.843} \quad \text{Non réparée}$$
$$\frac{N_D}{N_{CAL}} = 3.305.9 \times \text{Ln}(\text{ORL}) - 1.31 \quad \text{Réparée}$$

(4.2)

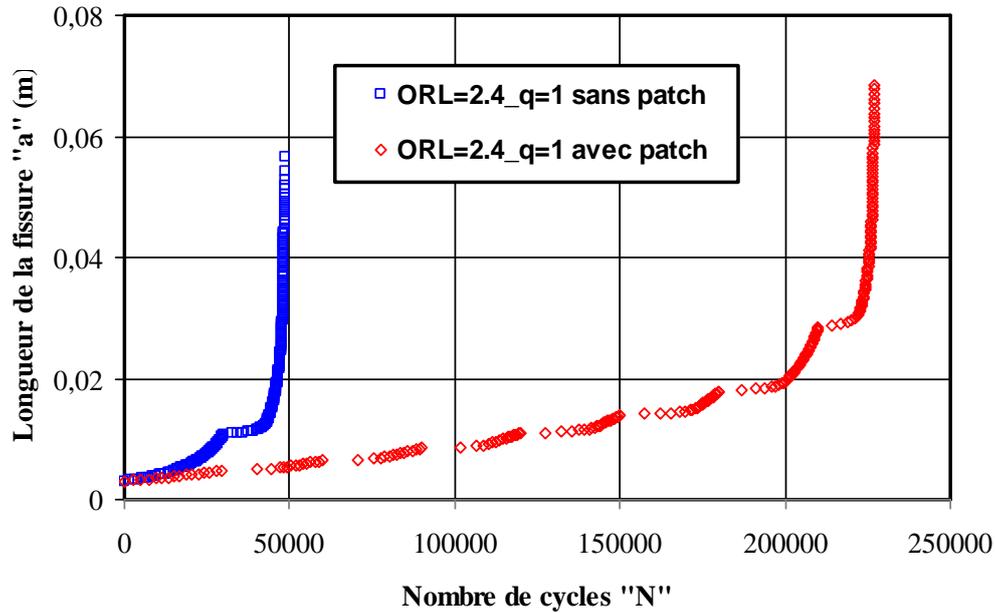


Figure 4.10 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous chargement variable sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351

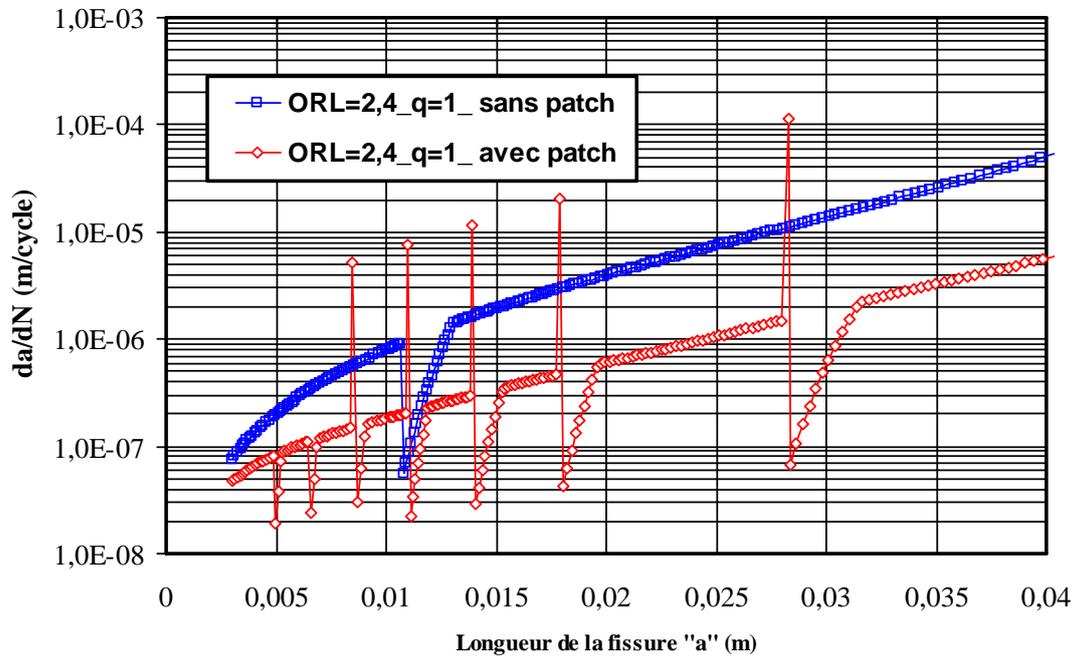


Figure 4.11 : Effet de la réparation par patch (Boron/Epoxy) sous chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351

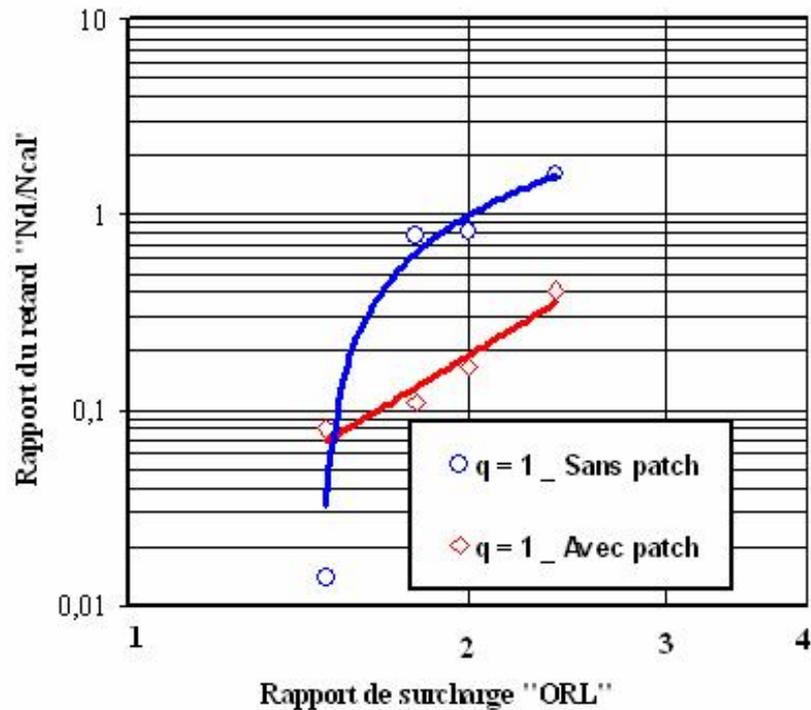


Figure 4.12 : Influence de la réparation par patch en Boron/Epoxy sur le rapport de retard en fonction du taux de surcharge

VI. Effet des bandes de surcharge sur la fissuration des plaques réparées

Peu de chercheurs ont étudié les effets des surcharges et des bandes de surcharges sur le retard de la fissuration. Par contre aucune tentative n'a été mise dont le but de prédire la durée de vie en fatigue et les vitesses de fissuration avec des bandes de surcharges multiples. Dans la présente tentative, l'effet d'interaction des bandes de surcharges a été investigué. Le spectre avec bandes de surcharge (figure 4.2) est appliqué où la bande de surcharge est caractérisée par le paramètre "q". Les résultats prédits de la durée de vie en fatigue et des vitesses de fissuration d'une plaque réparée sont présentés respectivement sur les figures 4.13 et 4.14 pour un taux de surcharge "ORL =2.4". Il est montré clairement que le spectre appliqué provoque un retard significatif sur la fissuration pour "q" égal ou inférieur à 100 cycles après chargement à amplitude constante par rapport à un chargement d'amplitude constante.

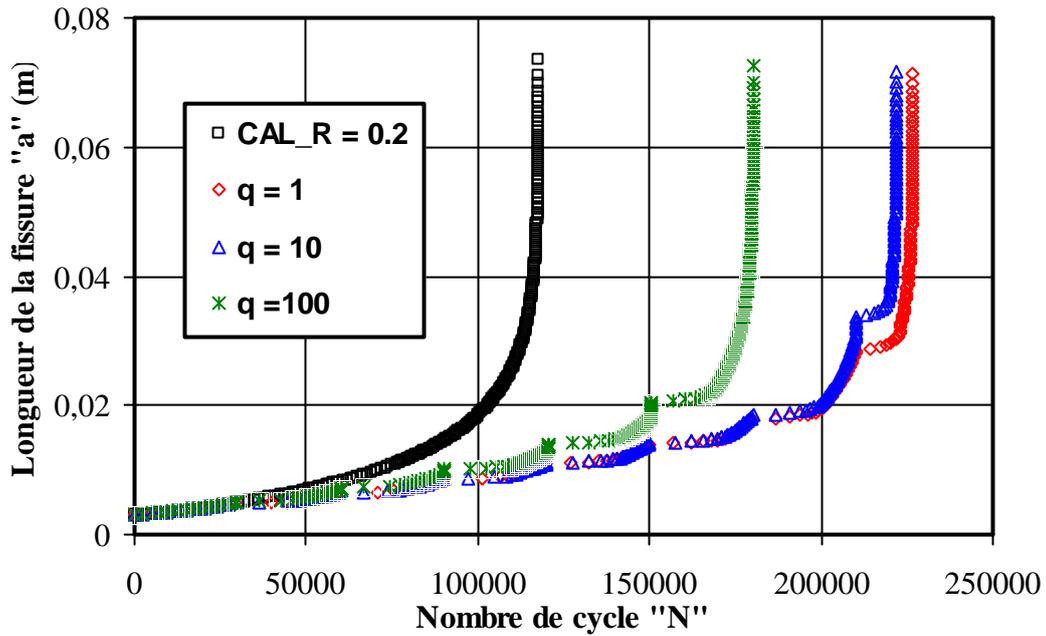


Figure 4.13 : Effet de la bande de surcharge "q" sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy

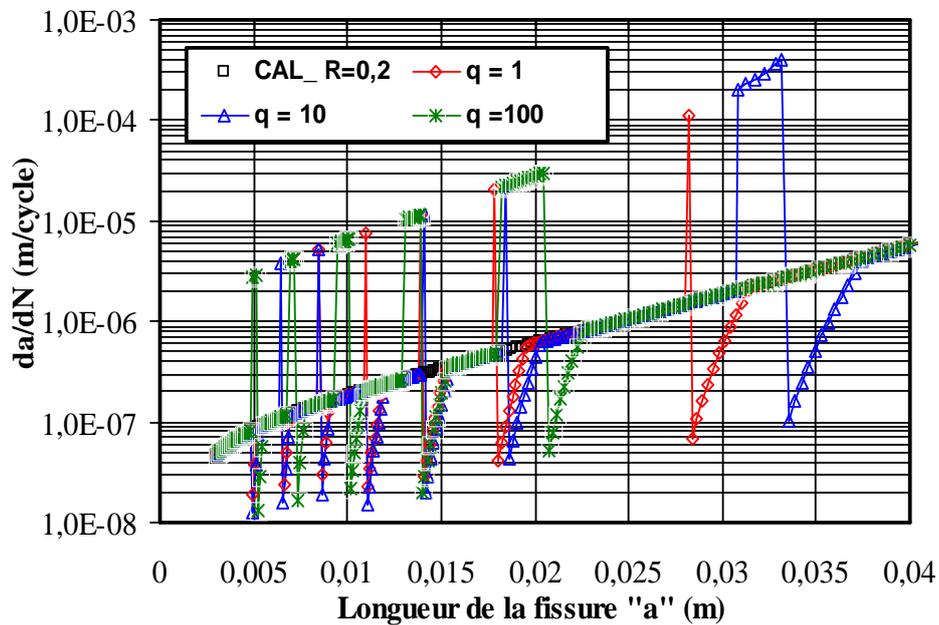


Figure 4.14 : Effet de la bande de surcharge "q" sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy

Chapitre IV : Fissuration par fatigue des structures réparées sous chargements variables

Le retard en durée de vie de fatigue diminue avec l'augmentation de la bande de surcharge caractérisée par le paramètre "q" variant de 1 à 100 cycles. Le résultat montre qu'aucun effet de la bande de surcharge à "q=10" est constaté comparativement à l'effet d'une de la présence d'une seule surcharge "q=1" à l'exception de la longueur de retard " a_D ". A "q=1", la longueur de retard total " a_D " est environ 26.82 mm. Contrairement, pour "q=10", la longueur de retard total est de 31.51 mm ce qui représente approximativement une différence de 4.69 mm.

Sous l'application du chargement cycliques avec bandes de surcharges égale à "q=100 cycles" pour un taux de surcharge de 2.4, le nombre de cycle de retard est de l'ordre de 1.37×10^5 par rapport à la durée de vie pour un chargement à amplitude constante sur des plaques réparées. Ces retards augmentent pour "q=1" et "q=10" et sont respectivement de l'ordre de 2.22×10^5 et 2.19×10^5 cycles.

Aussi, ces retards sont attribués aux phénomènes de fermeture de fissure ([erný 2014](#) ; [Salvati 2016](#)) sous l'application des spectres à surcharges multiples pour "q" variant de 1 à 100 cycles. La relation entre le rapport du retard " N_D / N_{CAL} " et la largeur de la bande "q" est tracée sur la figure 4.15. L'équation de corrélation obtenue a une tendance exponentielle et est donnée par l'équation ci-dessous.

$$\frac{N_D}{N_{CAL}} = 1.925 \times \text{Exp}(0.005 \times q) \quad (4.3)$$

En terme de vitesse de fissuration, le comportement en fatigue sous l'application de bandes de surcharge est caractérisé par des retards différés pour "q" supérieur à 1 cycle de surcharge (figure 4.15). Les vitesses de fissuration sont stabilisées à des valeurs supérieures après applications des bandes de surcharges pour des facteurs d'intensité de contrainte importants (i.e longueurs de fissure supérieur à 13 mm) accompagné de la perte de rigidité de la plaque réparée.

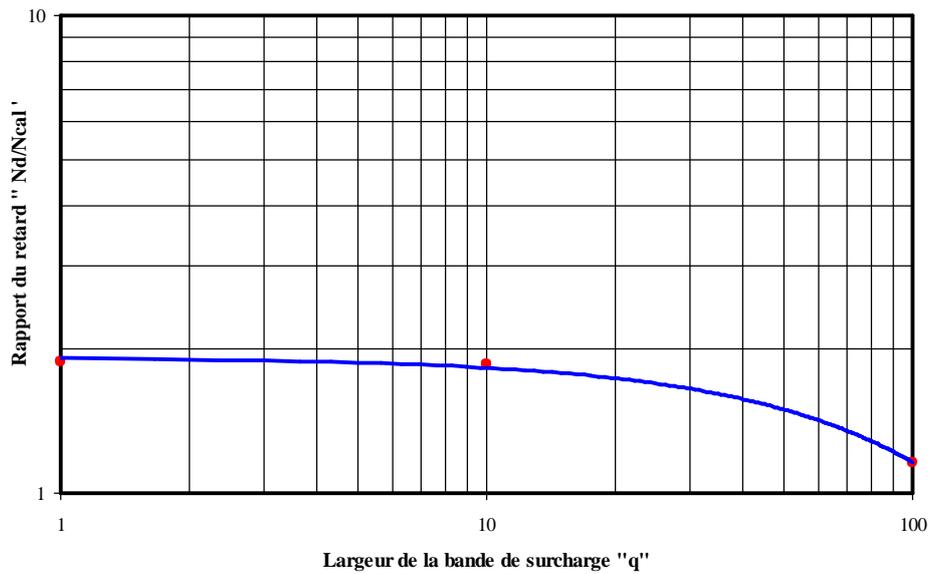


Figure 4.15 : Influence de la bande de surcharge "q" sur le rapport de retard N_D/N_{CAL} de l'éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy

VII. Effet de la largeur du chargement constant avant surcharge

En plus de la largeur de la bande de surcharge, la durée de vie en présence de surcharges peut être affecté par la largeur du chargement à amplitude constant avant application de surcharges. La figure 4.16 montre l'effet de la largeur de la bande de chargement à amplitude constante, notée "p", sur l'évolution de la durée de vie pour un spectre à une seule surcharge (voir figure spectre). On constate que pour "p" inférieur ou égale à 30000 cycles, l'effet de l'application de surcharge ($ORL=2.4$) est prépondérant par rapport à l'application d'un chargement variable à "p=50000 cycles". L'application du chargement à "p=50000" cycles avec surcharge ne présente retard sur la fissuration de la structure non réparée et est équivalent à un chargement à amplitude constante pour $R=0.2$. Le retard N_D pour "p=20000" cycles est de 5.3×10^4 cycles par rapport au chargement constant et au chargement à "p=50000" cycles. Le taux de retard " N_D/N_{CAL} " pour "p=20000" cycles est de 1.77. On rappelle que le retard pour "p=30000" cycles est de 1.4×10^4 cycles et que le taux de retard " N_D/N_{CAL} " est de l'ordre de 1.5 pour un taux de surcharge de 2.4. La longueur totale de retard " a_D " pour

Chapitre IV : Fissuration par fatigue des structures réparées sous chargements variables

"p=20000" cycles a augmenté et est de l'ordre de 8.58 mm. L'application de ce chargement offre une différence en longueur de retard de 4.18 mm par rapport à la longueur de retard "a_D" pour "p=30000" cycles qui est de l'ordre de 4.40 mm. L'augmentation du retard et la longueur de retard sont la conséquence de la formation et l'élimination de la zone plastique due à l'application de la surcharge pour des chargements "p" à amplitudes constantes de courtes durées.

En terme de vitesse de fissuration (figure 4.17), le chargement à amplitude constante pour "p=20000 cycles" génère des retards instantanés similaire à "p=30000" cycles. La différence en vitesse par rapport au chargement constant (CAL_R=0.2) varie de 2.52×10^7 m/cycle à 1.0×10^6 m/cycle. De même, pour "p=30000" cycles, la vitesse de fissuration au point de retard (point d'application de la surcharge) a passé de 9.21×10^7 m/cycle à 5.52×10^8 m/cycle.

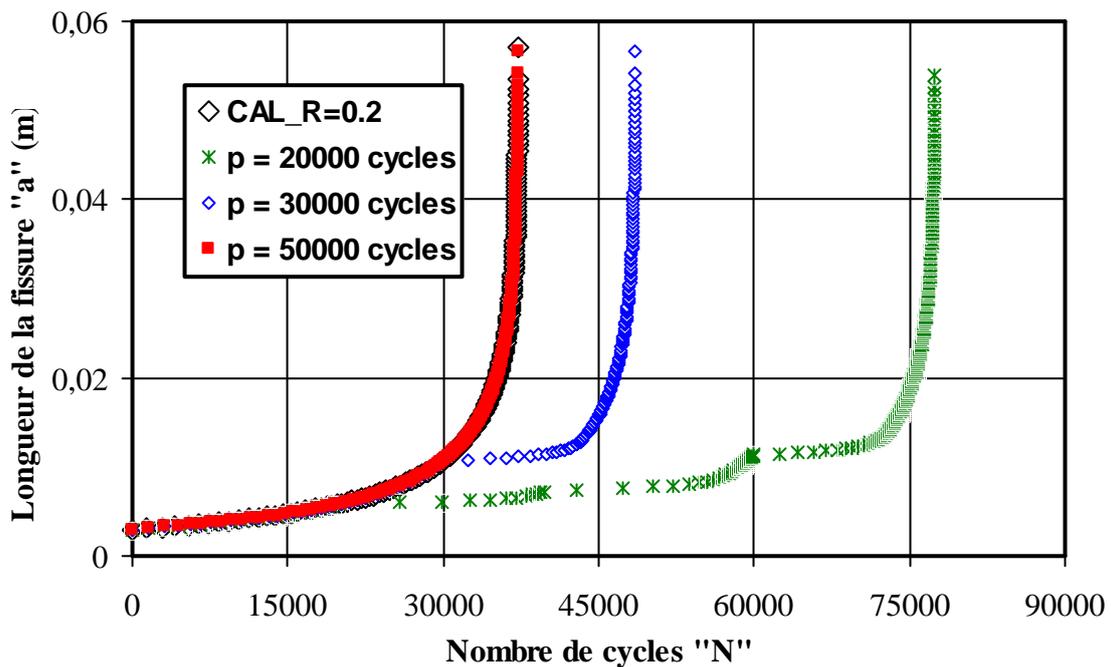


Figure 4.16 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 non réparée

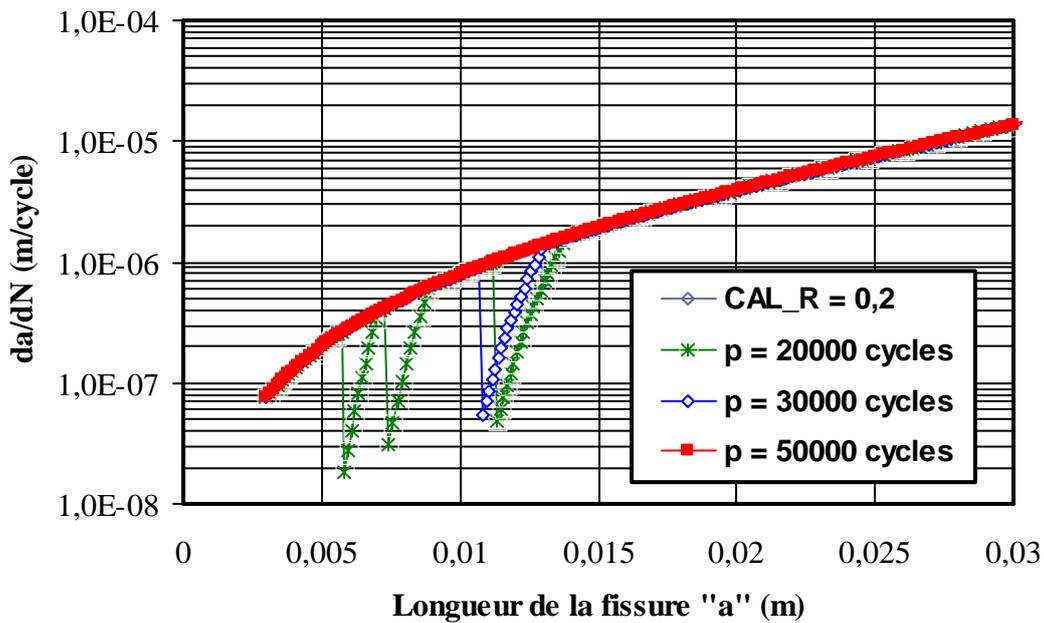


Figure 4.17 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 non réparée

L'effet de la largeur du chargement constant "p" avant surcharge sur l'évolution de la longueur de la fissure de la plaque réparée par Boron/Epoxy est donné par la figure 4.18. Comparativement à la plaque non réparée, on note pour "p=50000" cycles un retard en durée de vie de l'ordre de 4.03×10^4 cycles. Cela montre que la réparation par patch augmente le facteur d'intensité de contrainte critique de l'assemblage. La réduction du paramètre de chargement "p" dans le cas de la plaque réparée avant surcharge améliore la durée. Cette dernière tend vers des durées de vie plus importantes. Le gain globale en durée de vie para rapport au chargement constant (CAL_R=0.2) pour "p=30000" cycles et "p=20000" cycles est respectivement 1.09×10^5 cycles et 3.76×10^5 cycles. L'évolution du taux de gain N_{Dp} / N_{CALp} en durée de vie en fonction de "p" est présentée par la figure 4.19 et est corrélée par une fonction puissance donnée ci-dessous.

$$\frac{N_{Dp}}{N_{CALp}} = 7 \times 10^{10} (p)^{-2.42} \quad (4.4)$$

La figure 4.20 montre l'effet de la largeur du chargement constant avant surcharge sur la vitesse de fissuration de la plaque réparée par Boron/Epoxy en alliage d'aluminium 2024 T351. Cette évolution montre la présence de deux types de retards à savoir le retard instantané et le retard différé. Pour des longueurs inférieures à 7.2 mm et à "p=20000 cycles", on remarque la présence de retards instantané comparativement à "p=50000" cycles. De plus l'application du spectre de charge avec "p=20000" cycles et pour la longueur de la fissure entre 10 mm et 17 mm, la vitesse de chargement à amplitude constante n'est établit qu'à partir de la longueur de fissure de 22 mm

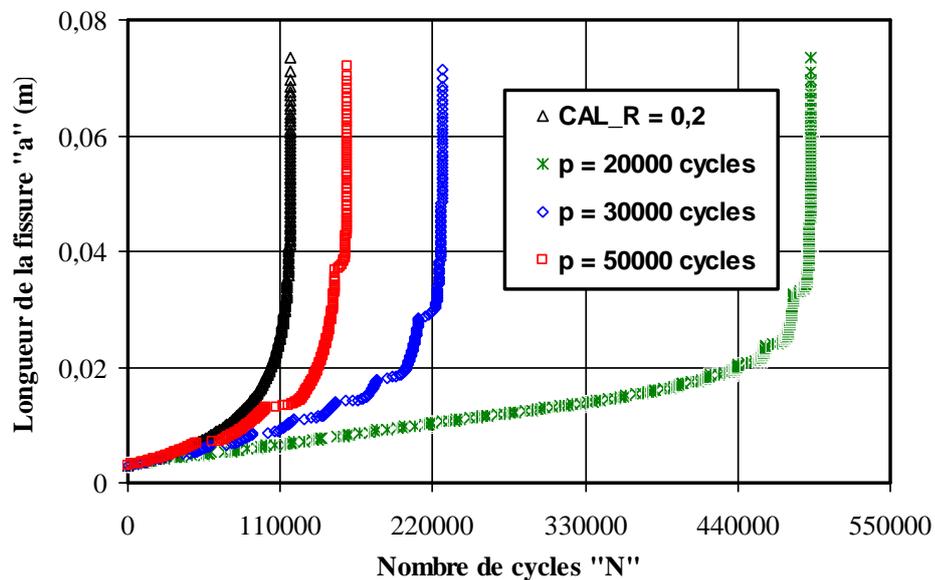


Figure 4.18 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette réparée en alliage d'aluminium 2024 T351

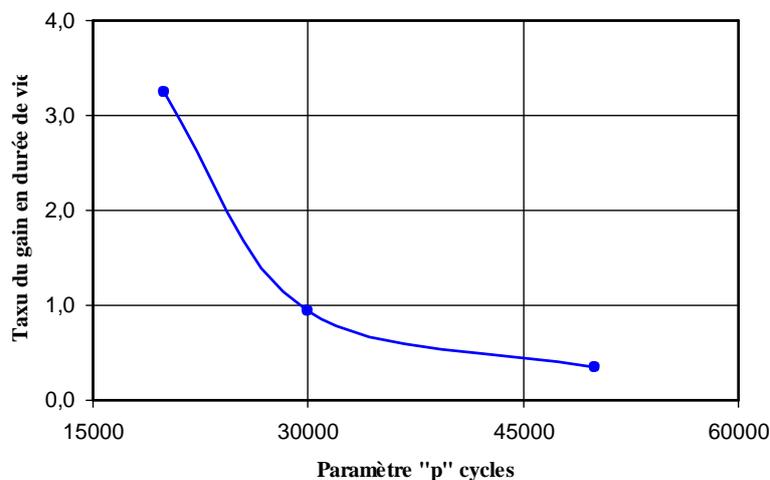


Figure 4.19 : Gain en durée de vie dû au chargement et à la réparation par patch de l'éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351

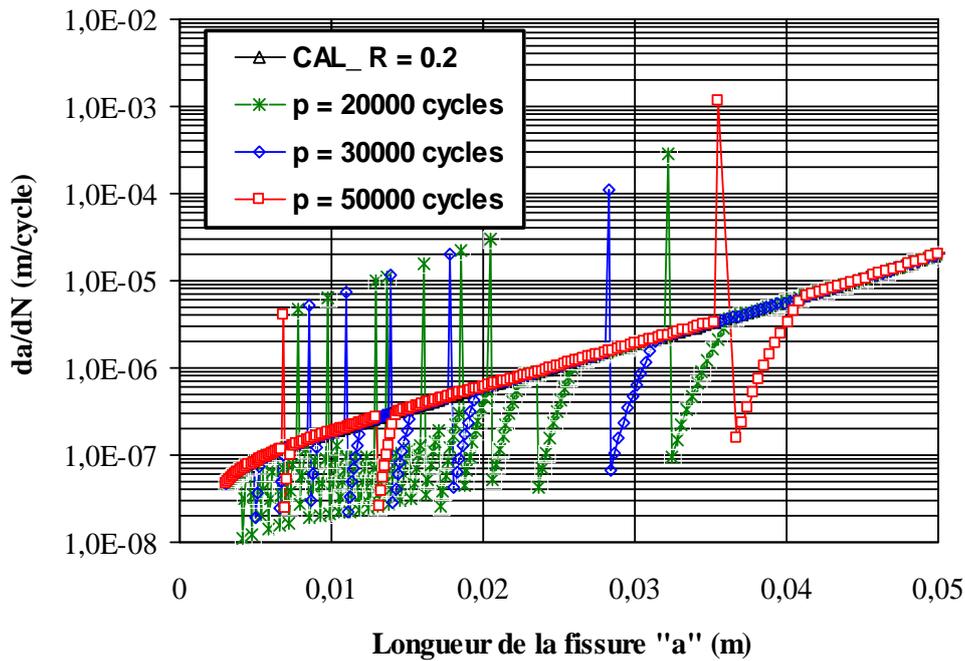


Figure 4.20 : Effet de la largeur du chargement constant "p" avant application de la surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par Boron/Epoxy

VIII. EFFET DE DECOLLEMENT

Le décollement du patch autour d'une fissure provoque la propagation et a pour conséquence la réduction de la durée de vie en fatigue. Le décollement du patch est développé aux zones ayant des contraintes de cisaillement important autour la fissure réparée (**Bachir Bouiadjra 2008**). Le décollement est caractérisé par le rapport " D_h/C " (figure 4.21).

La figure 4.22 montre l'effet de la présence de décollement sur l'évolution de la durée de vie en fatigue sous chargement à amplitude constante. L'augmentation du rapport " D_h/C " de 0.5/5 à 2/3 a fait réduire la durée de vie total de rupture de l'ordre de deux fois. L'évolution des vitesses de fissuration donnée par la figure 4.23 montre que le décollement a des effets sur la vitesse de fissuration pour des longueurs de fissures supérieures à 6.40 mm.

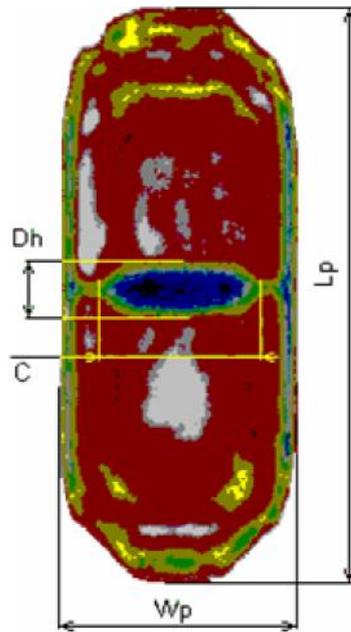


Figure 4.21 : Dimension de décollement d'un patch

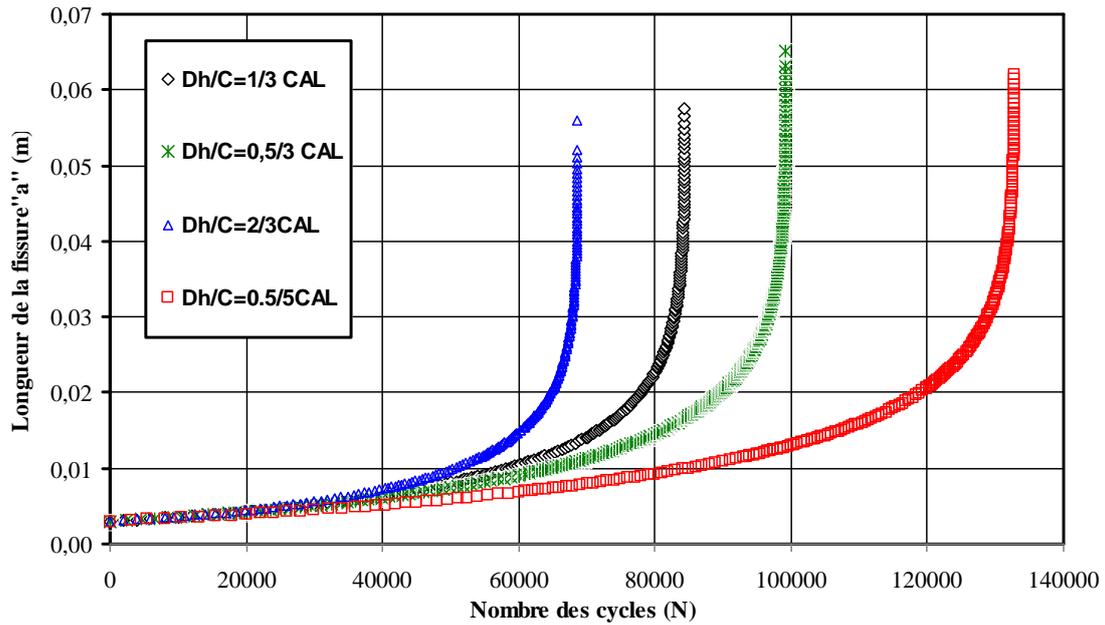


Figure 4.22 : Influence du décollement sur la durée de vie en fatigue d'éprouvettes réparées sous chargement à amplitude constante ($R=0.2$)

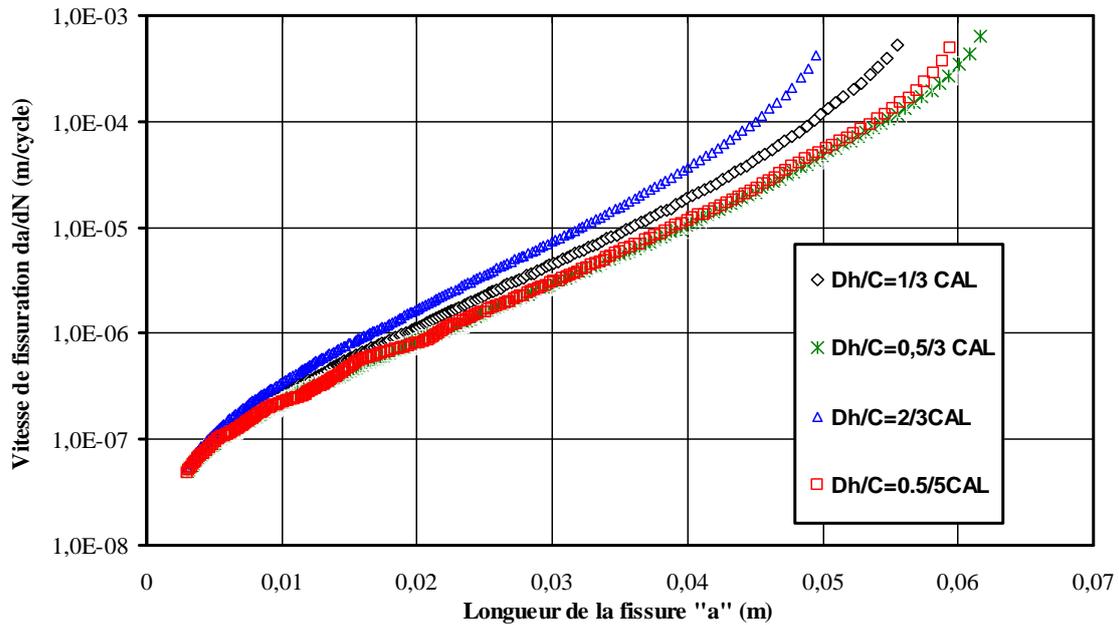


Figure 4.23 : Influence du décollement sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement à amplitude constante (R=0.2)

Sous l'application de chargement variable (ORL=2.4), la variation de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycle montre la présence de retard (Figure 4.24). Ce retard dépend du rapport " D_h/C ". L'évolution du retard N_D en fonction du rapport de décollement " D_h/C " est donnée par la figure 4.24. Le retard augmente par la diminution du rapport de décollement. Le retard N_D pour " $D_h/C = 2/3$ " est de l'ordre a durée de vie 1.08×10^5 cycles par contre ce retard a augmenté à 1.92×10^5 cycles pour " $D_h/C = 0.5/5$ ". L'évolution du retard en fonction du rapport de décollement est corrélée par une fonction puissance de la forme :

$$N_D = 9.761 \times 10^4 \left(\frac{D_h}{C} \right)^{-0.303} \quad (4.5)$$

L'évolution de la vitesse de fissuration sous l'effet de la présence du décollement met en évidence la présence de retard instantané pour les différents rapports de décollement (figure 4.25).

Chapitre IV : Fissuration par fatigue des structures réparées sous chargements variables

Un retard différé est généré à la longueur de fissure $a=27\text{mm}$ pour un rapport " $D_h/C=0.5/5$ ". En plus de l'effet du rapport de décollement sur le type de retard, on remarque un changement sur les vitesses de fissuration à partir de 6.5 mm pour " $D_h/C=0.5/5$ " et de 8.40 mm pour " $D_h/C=1/3$ ". A une longueur de 15.8 mm, les vitesses augmentent avec l'augmentation du rapport de décollement " D_h/C ". La figure 4.27 montre ce constat pour deux longueurs de fissure (respectivement 15.8 et 30 mm). Cette évolution se présente sous forme linéaire.

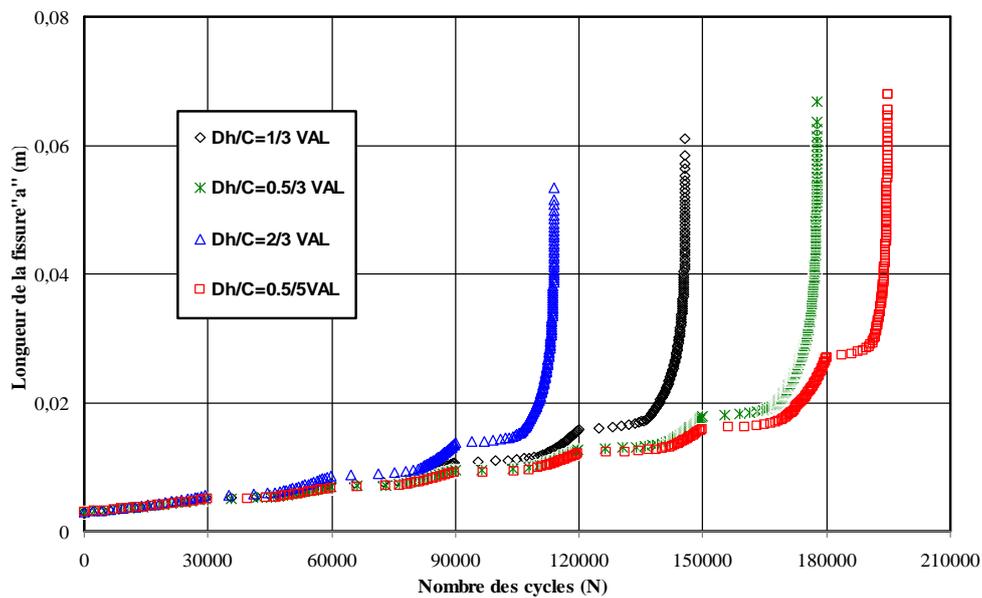


Figure 4.24 : Influence du décollement sur la durée de vie en fatigue d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.2)

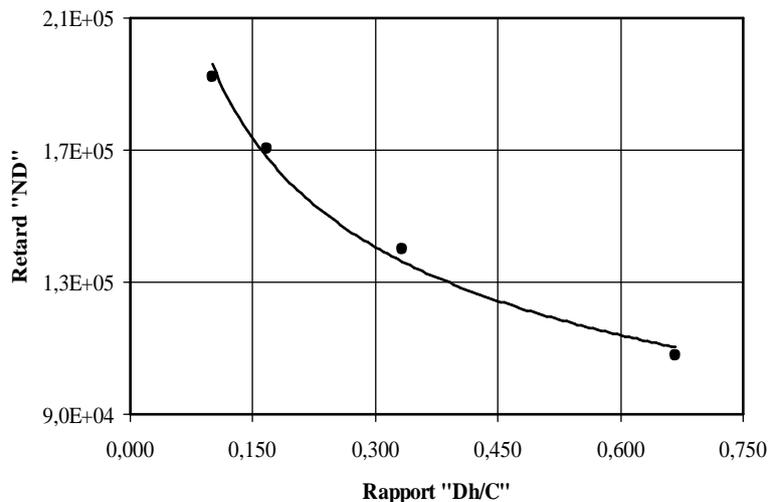


Figure 4.25 : Influence du décollement sur le retard dû aux surcharges (ORL=2.4, R=0.2)

**Chapitre IV : Fissuration par fatigue des structures
réparées sous chargements variables**

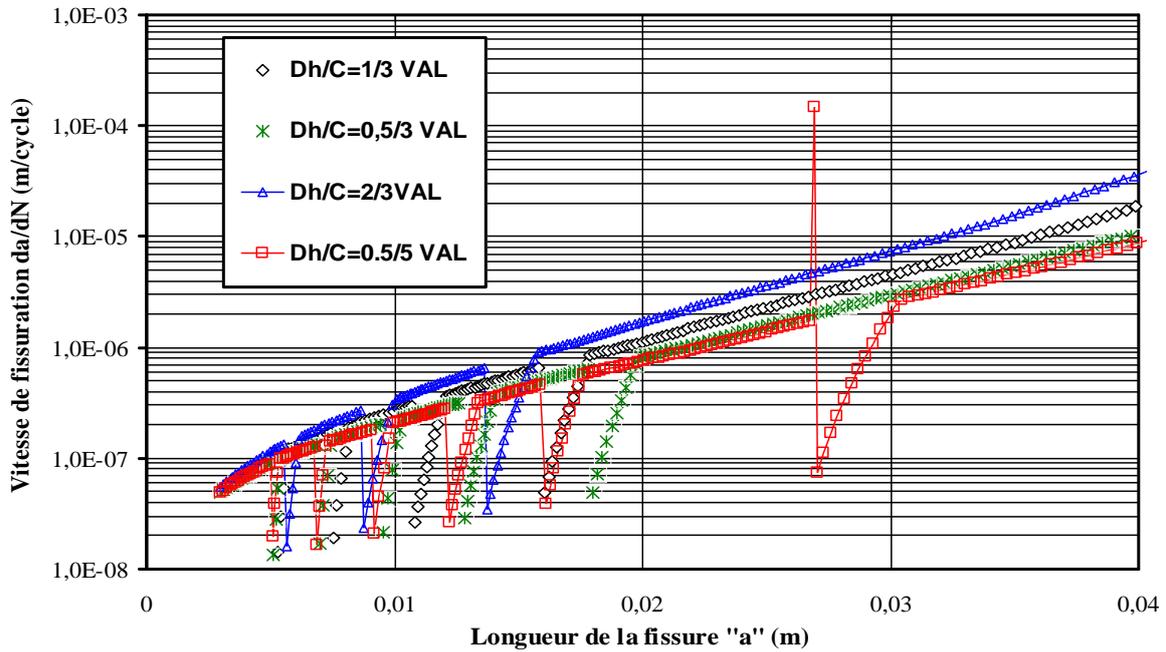


Figure 4.26 : Influence du décollement sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.2)

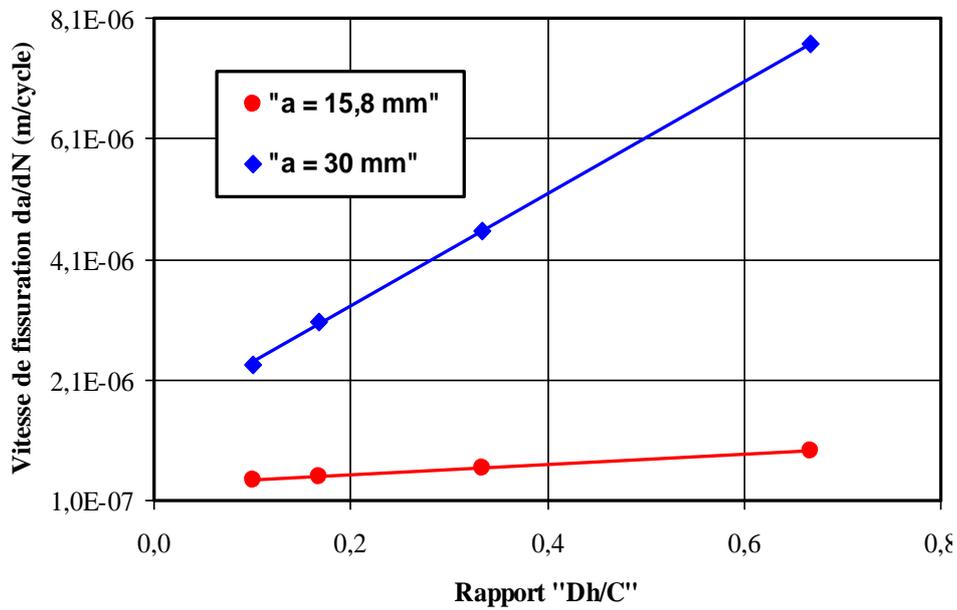


Figure 4.27 : Effet du décollement à une même longueur de fissure sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.2)

IX. EFFET DE L'ADHESIVE

La durabilité des adhésifs courants a été considérablement améliorée pour les réparations structurelles. L'effet de la nature de l'adhésive sur la fissuration par fatigue de l'éprouvette réparée par patch sous chargement cyclique est donné par les figures 4.28 et 4.29. La figure 4.28 montre que l'adhésive MB 1113 offre une bonne rigidité et en conséquence une bonne résistance aux chargements cycliques à amplitude constante par rapport à l'adhésive FM73. La durée de vie en fatigue pour une réparation par patch collé par AF 163-2K est de l'ordre de 1.9 fois la durée de vie pour une réparation par patch appliquant FM73 comme adhésive. Pour le chargement variable (figure 4.29), les durées de vie ont été augmentées par rapport au chargement à amplitude constante pour les différents types adhésives appliquées, mais on constate toujours le meilleur effet de l'adhésive AF 163-2K par rapport à l'adhésive FM 73. La figure 4.30 montre le niveau de retard pour chargement à amplitude variable par rapport au chargement constant pour $R=0.3$. Les courbes des vitesses de fissuration sous chargement à amplitude variable montre la présence de deux types de retards (retard instantané et retard différé). Pour la fissuration de la plaque réparée avec Boron/Epoxy avec MB 1113 et AF 163-2K comme adhésives on constate plus de retards différés que de retard instantané en début de fissuration par rapport à la réparation incluant FM 73 comme adhésive (figure 4.31).

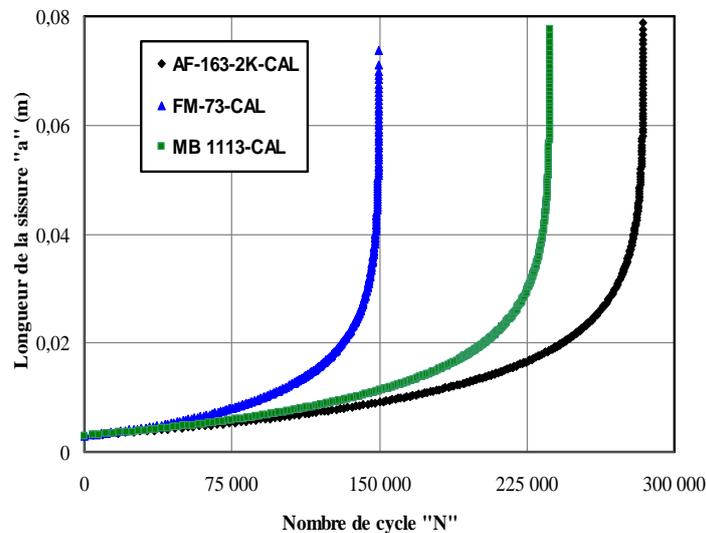


Figure 4.28 : Effet du type d'adhésive sur la durée de vie en fatigue à $R=0.3$

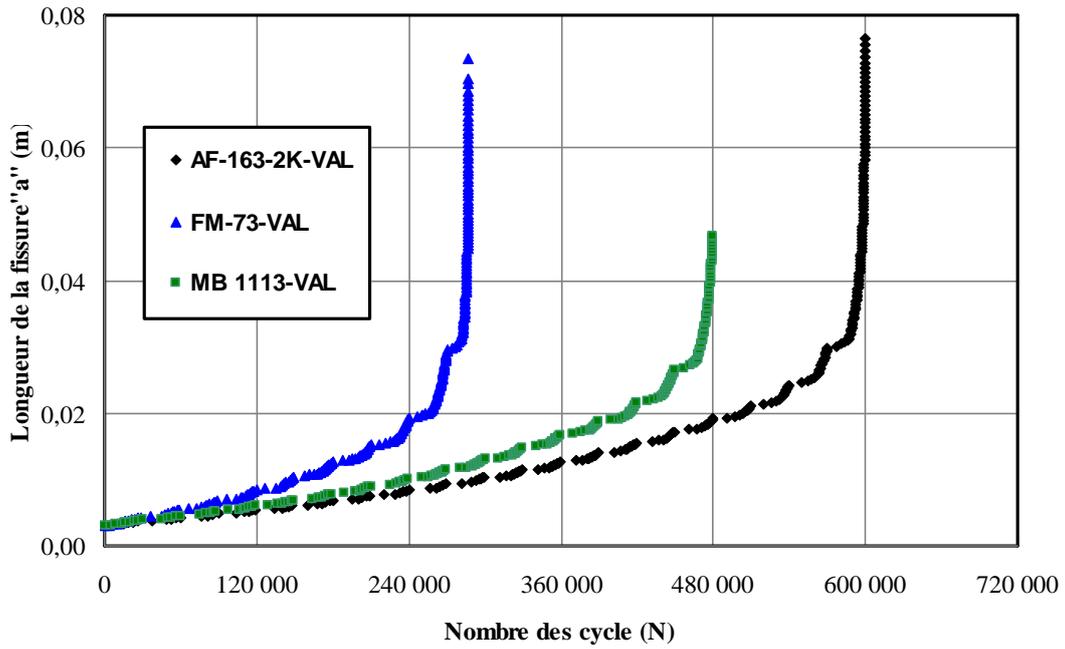


Figure 4.29 : Effet du type d'adhésive sur la durée de vie en fatigue sous chargement variable (ORL=2.4, R=0.3)

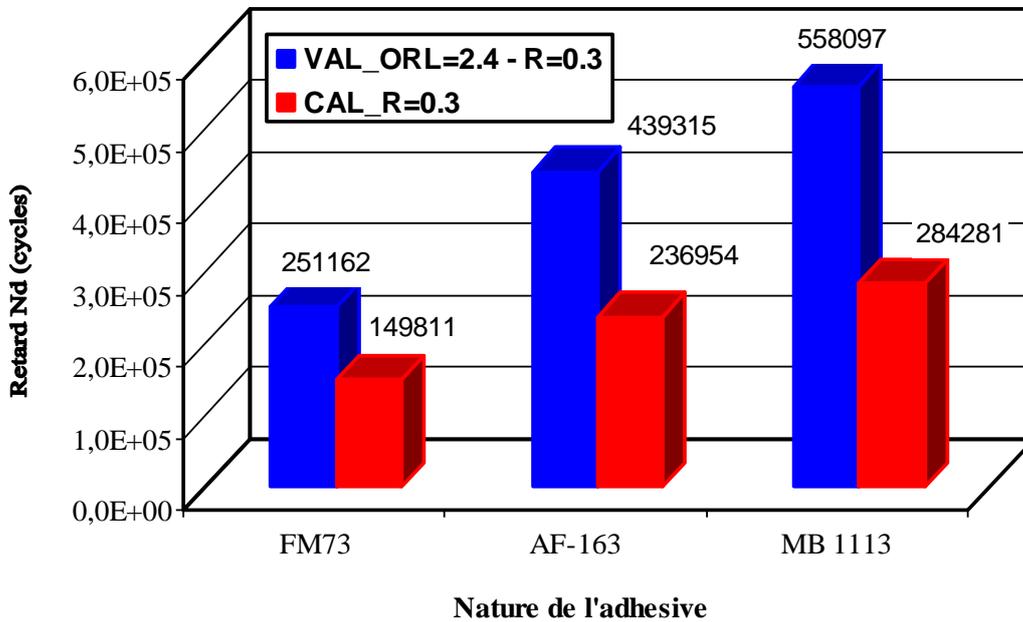


Figure 4.30 : Effet du type d'adhésive sur le retard dû à l'application de surcharge

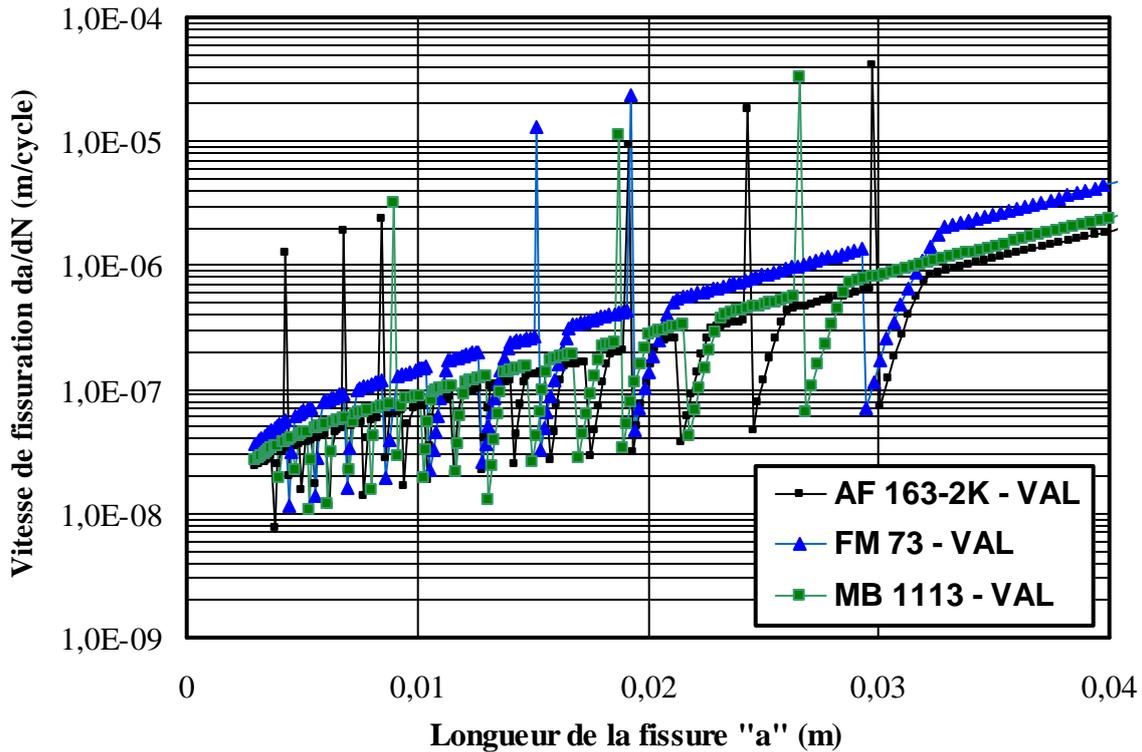


Figure 4.31 : Effet du type d'adhésive sur la vitesse de fissuration d'éprouvettes réparées sous chargement variable (ORL=2.4 ; R=0.3)

X. ANALYSE COMPARATIVE DE LA FISSURATION PAR FATIGUE (2024 T351 & 7050 T74)

La figure 4.32 montre l'effet combiné de la réparation par patch et chargement variable avec block à une seule surcharge. On note le même effet bénéfique du taux de surcharge et de la réparation par patch sur la durée de vie en fatigue. Un faible taux de surcharge présente un effet négligeable sur la durée de vie (figure 4.32) et la vitesse de fissuration (figure 4.33). A certaines positions de longueurs de fissure on remarque la présence de pics accélérés.

La comparaison des durées de vie en fatigue des plaques en alliage d'aluminium 2024 T351 et 7050 T74 réparées avec le même type de patch en Boron/Epoxy sous blocks de chargements variables avec une seule surcharge (figure 4.2) est donnée par la figure 4.34. Le taux de retard $\frac{N_D}{N_{CAL}}$ dans le cas de l'alliage 2024 T351 est de 1.54

et correspond à un gain en durée de vie de de 7.79×10^4 cycles. De même, le taux de

Chapitre IV : Fissuration par fatigue des structures réparées sous chargements variables

retard dans le cas de l'alliage 7050 T74 est de l'ordre de 1.64 et correspond à un gain en durée de vie de 9.93×10^4 cycles. La différence en durée de vie entre les deux matériaux est évaluée à l'ordre de 3.54×10^4 cycles.

En termes de vitesse de fissuration, la figure 4.35 montre les vitesses de fissuration dans les plaques fissurées et réparées respectivement en alliages d'aluminium 2024 T351 et 7050 T74. En début de fissuration des retards instantanés sont créés pour les deux matériaux. Au-delà de 6.5 mm, des retards différés se sont développés pour l'alliage d'aluminium 2024 T351 comparativement à l'alliage d'aluminium 7050 T74 où l'on note toujours la présence de retards différés. Une faible différence en vitesse de fissuration sous chargement à amplitude constante est constaté pour la même longueur de fissure (à $a=20$ mm, le rapport des vitesses est de 1.37)

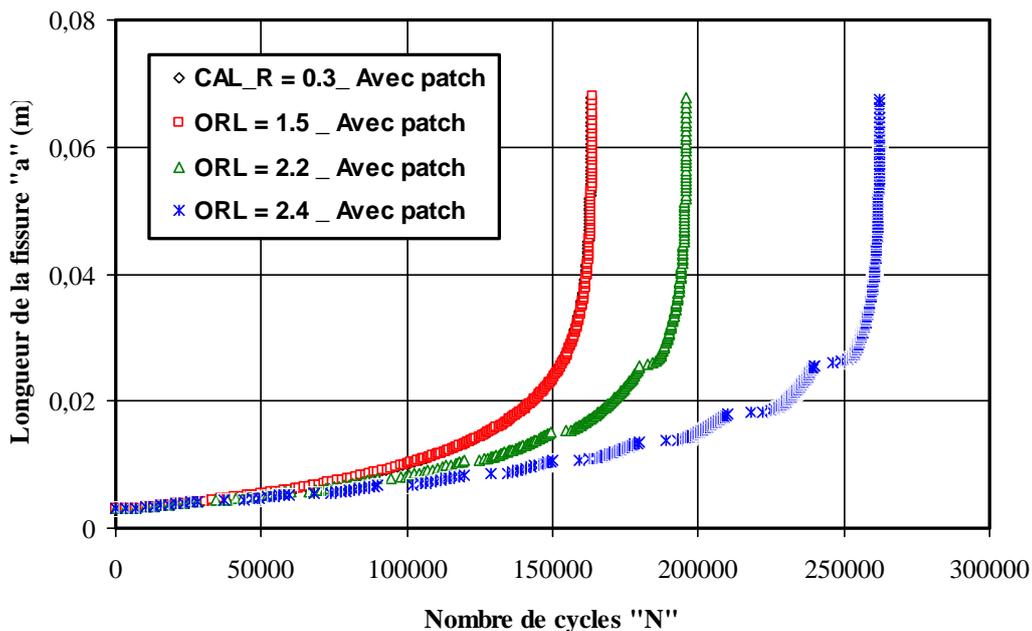


Figure 4.32 : Effet du taux de surcharge sur la durée de vie en fatigue d'une éprouvette réparée par patch en Boron/Epoxy à $R=0.3$

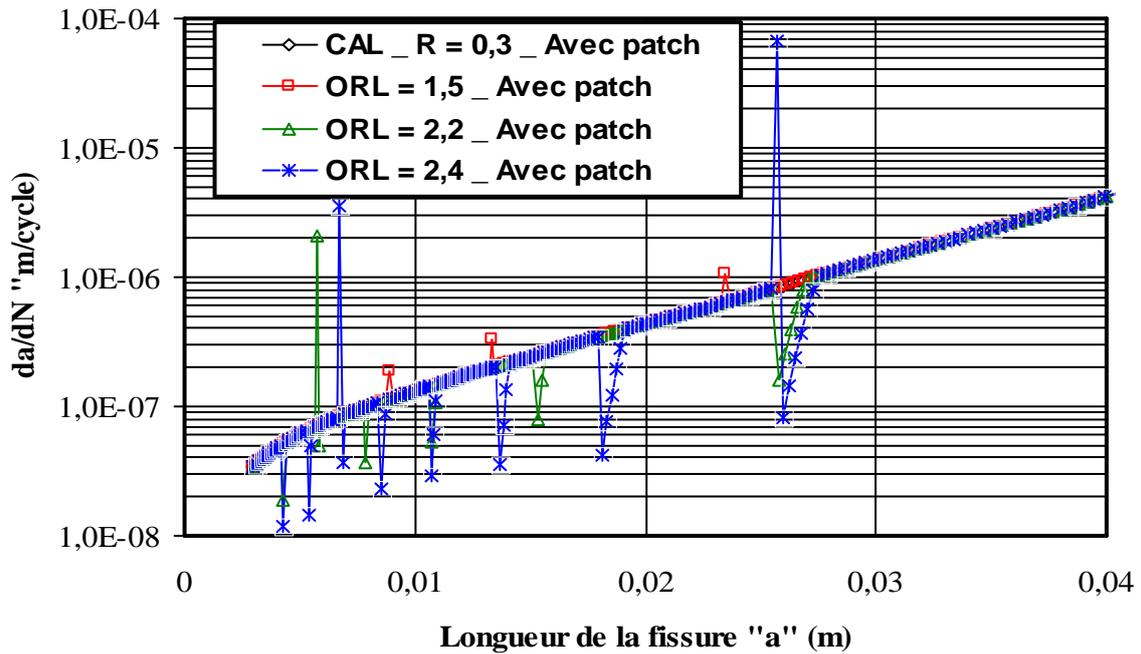


Figure 4.33 : Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette réparée par patch en Boron/Epoxy à $R=0,3$

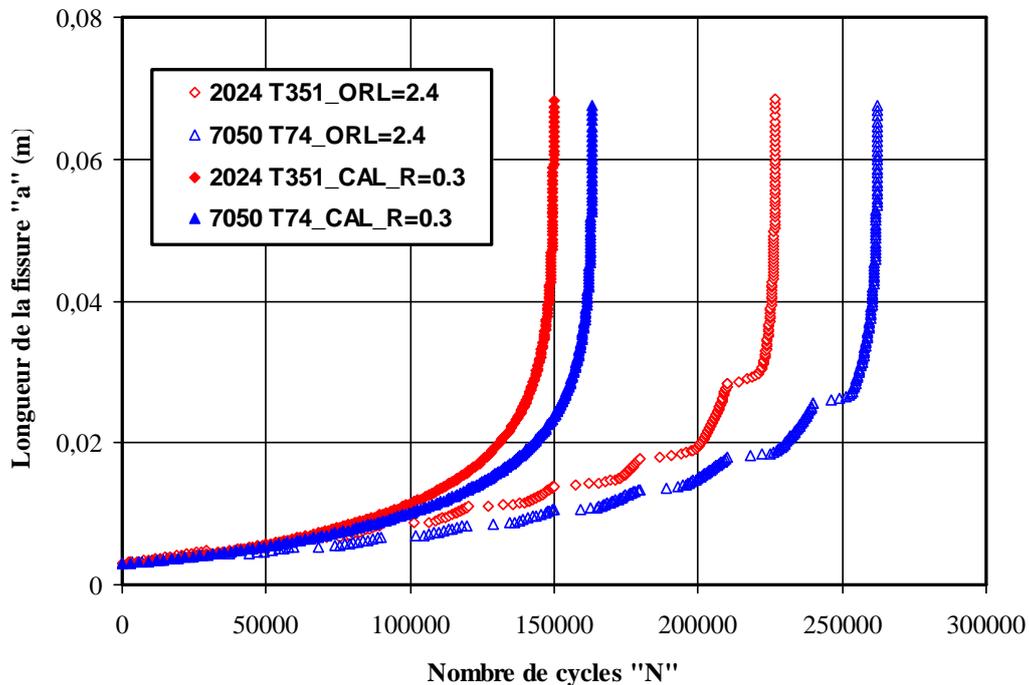


Figure 4.34 : Comparaison des durées de vie pour deux types de matériaux sous chargement Constant et chargement variable (ORL=2.4) réparés par patch

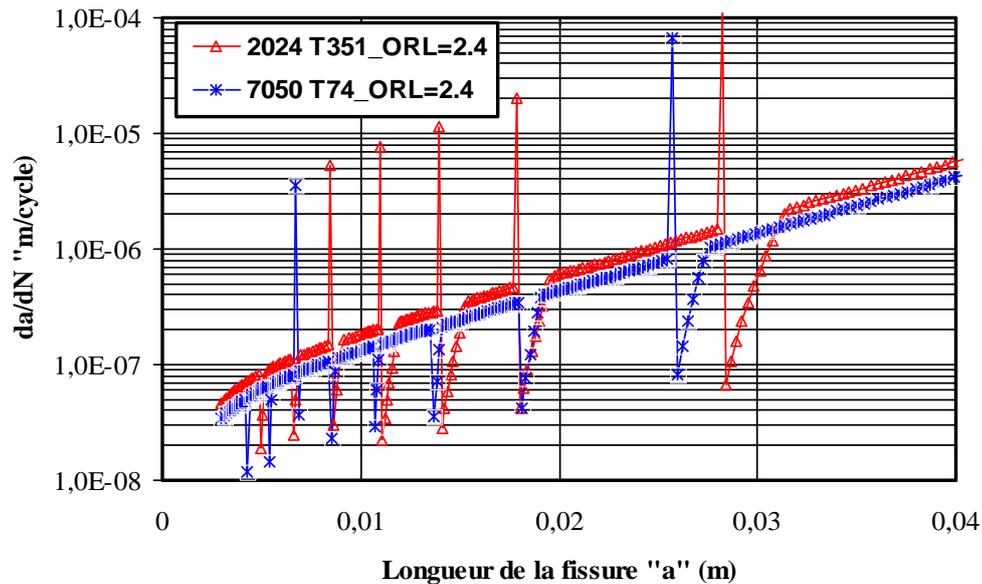


Figure 4.35 : Comparaison des vitesses de fissuration pour deux types de matériaux sous chargement variable (ORL=2.4) réparés par patch

REFERENCES

- Bachir Bouiadjraa .B, Ouinas. Dj , Serier. B, Benderdouche. N. "Disbond effects on bonded boron/epoxy composite repair to aluminium plates". Computational Materials Science, Volume 42, Issue 2, April 2008, Pages 220-227.
- Benachour M., Seriri F.Z., Benachour N., Benguediab M. (2012). "Beneficial patch repair effect on fatigue crack growth of al-alloy 7050". Applied Mechanics and Materials 225, pp 158-164.
- erný. I, Mikulová. D.(2014). "Evaluation of overloading and crack closure effects on fatigue crack growth in an aircraft 7075-T7351 Al-alloy". Key Engineering Materials 577-578, pp 325-328.
- 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. Ernst, A. Saxena, D.L. Mc Dowell, eds., American Society for Testing and Materials, Philadelphia.
- Kumar R. (1992). "Prediction of delay cycles due to instant of single overload cycles". Engineering Fracture Mechanics 42(3), pp 563-571.
- Salvati, E., O'Connor, S., Sui, T., Nowell, D., Korsunsky, A.M., A (2016) "study of overload effect on fatigue crack propagation using EBSD, FIB-DIC and FEM methods". Engineering Fracture Mechanics 167pp 210-223.

CHAPITRE IV :
CONCLUSION
& PERSPECTIVES

CONCLUSION & PERSPECTIVES

L'objectif de cette thèse est d'étudier numériquement le comportement en rupture et fatigue des éprouvettes en alliages d'aluminiums de la série 2000 et la série 7000 réparées par patch composite sous l'effet de chargements à amplitude constant et à amplitude variable. Notre étude est scindée en deux parties à savoir l'analyse de la rupture des éprouvettes réparées et la fissuration par fatigue sous différents types de chargement cyclique.

L'analyse de la rupture est conduite numériquement par la méthode des éléments finis. Une approche semi empirique est utilisée pour étudier le comportement en fatigue des structures réparées sous chargements cycliques variables où le modèle de Willenborg généralisé est appliqué. L'analyse numérique de la rupture de l'alliage d'aluminium 2024 T351 a révélé que :

- Le facteur d'intensité de contrainte de la plaque fissurée est réduit par la réparation par patch composite.
- L'augmentation de l'épaisseur du patch à une dimension optimale fait diminuer le facteur d'intensité de contrainte en fond de fissure.
- Le Boron/Epoxy offre une meilleure résistance à la rupture par rapport à d'autres matériaux de réparation.
- L'adhésive à module de cisaillement élevé, permet un meilleur transfert de charge au patch de réparation et en conséquence fait réduire le facteur d'intensité de contrainte.
- L'augmentation de l'épaisseur de l'adhésive influe négativement sur la résistance à la rupture (augmentation du FIC).

L'étude de la fissuration par fatigue sous chargements à amplitude constant et à amplitude variable a montré :

- La réparation par patch composite influe positivement 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.
- Pour un bloc de chargement cyclique variable à une seule surcharge, 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.

- L'augmentation du taux de surcharge "ORL" augmente le taux de retard "ND/NCAL".
- L'analyse des courbes de fissuration révèle la présence de retards instantanés dans le cas de plaque réparées et des retards instantanés et différés dans le cas des plaques réparées.
- L'augmentation de bande de surcharges fait réduire la durée de vie et augmente les vitesses de fissuration vers un autre niveau avec des retards différés.
- La réduction du bloc de chargement à amplitude constante avant l'application de la surcharge fait augmenter la durée de vie et le nombre de cycle de retards. Le nombre de cycle de retards dans le cas de plaque réparée est important comparativement par rapport à la plaque non réparée.
- L'augmentation de la zone de décollement de collage diminue le nombre de cycle de retards et en conséquence la durée de vie en fatigue et augmente la vitesse de fissuration à partir d'une certaine longueur de fissure.
- Le nombre de cycle de retard dans le cas des plaques réparées dépend du module de cisaillement de l'adhésive.
- L'analyse comparative de la fissuration par fatigue des alliages d'aluminium de la série 2000 et 7000 montre que l'alliage 7050 T74 offre une meilleure résistance à la fissuration par fatigue avec présence de retards instantané en début de fissuration.
- Finalement, les effets combinés de la réparation par patch et l'application de chargement variables avec surcharges offre une résistance à la fissuration par fatigue supplémentaire.

Etant donnée le nombre de paramètres que nous avons étudiés dans cette thèse, bon nombre d'interrogations restent à éclaircir sur le plan expérimental plus précisément :

- Etude des mécanismes de rupture par fatigue des structures réparées.
- Développement d'un modèle de fissuration par fatigue plus simple des structures réparées et validation expérimentalement.
- Intégration des effets des sous charges sur la fissuration des plaques réparées.