

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du **diplôme de MASTER**

En : **Génie Mécanique**

Spécialité : Assemblages Soudés et Matériaux

Par : **ABDALLAH Firdaws**

Thème

**Effet de réparation des fissures par double patch
sous chargement variable**

Soutenu publiquement, le 10/06/2024, devant le jury composé de

Président	:	BENSAID Ismail	MCA	Université de Tlemcen
Encadreur	:	BENACHOUR Mustapha	Pr	Université de Tlemcen
Co-encadreur	:	SERIARI Fatima Zohra	Dr	Université de Tlemcen
Examineur	:	HADJOUI Fethi	MCA	Université de Tlemcen

Année Universitaire 2023/2024

Dédicaces

Je dédie ce travail

À mes chers parents, dont l'amour et le soutien indéfectibles continuent d'illuminer mon chemin, même en leur absence. Chaque mot de ce mémoire est tissé avec les souvenirs de leur douce présence et de leur encouragement infini.

*À mon encadreur bien-aimé, Professeur **BENACHOUR Mustapha**, dont la patience, la sagesse et la bienveillance ont été les phares qui ont éclairé ma route académique, je vous suis éternellement reconnaissante pour votre guidance précieuse.*

*À mon frère **ISMAIL** le meilleur frère du monde et ma sœur **FATIMA ZAHRA**, qui ont été mes compagnons de route et mes sources d'inspiration, même à travers les moments les plus difficiles. Je leurs souhaite beaucoup de bonheur et de réussite.*

Mes amis, qui ont partagé avec moi les hauts et les bas de cette aventure académique, je vous suis infiniment reconnaissante pour votre amitié et votre soutien indéfectible.

À tous ceux qui me sont chers, aux personnes qui m'ont aidé et encouragé de près ou de loin, qui étaient toujours à mes côtés et qui m'ont accompagné durant mon chemin d'études.

ABDALLAH Firdaws

Remerciement

Je tiens tout d'abord à exprimer ma profonde gratitude à Allah, pour m'avoir guidé et accordé la force intérieure nécessaire pour accomplir ce parcours académique. Sans Sa miséricorde et Sa bienveillance, cette réalisation n'aurait pas été possible.

*À mes chers parents, **Abd El Kader** et **mama Nadja**, même si vous n'êtes plus parmi nous, votre amour, votre soutien et vos valeurs continuent de m'inspirer chaque jour. Vous avez été mes piliers, mes guides et mes exemples de force et de détermination. Votre héritage restera gravé dans mon cœur pour toujours, et chaque accomplissement que je réalise est en partie grâce à vous. Que vos âmes reposent en paix.*

*Je tiens également à exprimer ma profonde gratitude envers mon encadreur, Professeur **BENACHOUR Mustapha**, pour son soutien inestimable, ses conseils éclairés et sa disponibilité constante tout au long de ce travail. Son expertise, son dévouement et sa patience ont grandement enrichi mon expérience de recherche et ont contribué de manière significative à la qualité de ce mémoire.*

*Je remercie chaleureusement Madame **SERJARI Fatima zahra** pour ses conseils précieux et son soutien tout au long de la rédaction de ce mémoire. Sa disponibilité et son expertise ont été essentielles à la réalisation de ce travail.*

*Je tiens à remercier vivement **Mr BENSALD Ismail** et **HADJOUI Fethi** d'avoir accepté d'examiner mon mémoire de master*

*Un remerciement spécial à mon frère **Ismail** et ma sœur **Fatima Zahra**, ainsi qu'à mes amis proches pour leur soutien inconditionnel et leur encouragement constant. Sa présence bienveillante a été une source d'inspiration et de motivation tout au long de ce parcours.*

Enfin, je voudrais exprimer ma reconnaissance envers toutes les personnes, qu'elles soient enseignants, membres de ma famille, collègues ou amis, qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire. Vos encouragements, conseils et critiques constructives ont été d'une valeur inestimable.

ABDALLAH Firdaws

ABSTRACT

The effect of the repair by double composite patch on the fatigue behavior under variable loading is the aim of the present investigation. SENT type test pieces made of aluminum alloy series 2000, with a crack, are used in our analysis. We use the NASGRO model integrated into the AFGROW software to predict the behavior of fatigue cracking. The generalized Willenborg model is also applied to take into account the effect of the delay caused by overloads. The fatigue life is significantly affected by the repair by composite patch, in particular with the application of several variable rate overloads, which reduces the cracking speed. In the case of the plate repaired by double patch, the fatigue life is greatly influenced by the overload rates. The plate repaired by Boron/Epoxy patch offers a better resistance to cracking. The fatigue life is affected by the repair by composite patch. The application of a single overload with a variable rate decreased the cracking speed and increased the service life of the delay. For the case of the repaired plate, the fatigue life is strongly affected compared to the overload rates. The rate of improvement in fatigue life increases in the presence of repair by double patch compared to a single patch. The plate repaired by Boron/Epoxy patch offers a better resistance to cracking.

Key words: Fatigue crack growth; double patch repair; fatigue life; AFGROW; Generalized Willenborg model; Overload; delay; variable and constant amplitude loading.

RESUME

L'effet de la réparation par double patch composite sur le comportement en fatigue sous chargement variable c'est le but de la présente investigation. Des éprouvettes de type SENT en alliage d'aluminium séries 2000, comportant une fissure, sont utilisées dans notre analyse. Nous utilisons le modèle de NASGRO intégré dans le logiciel AFGROW pour prédire le comportement de la fissuration par fatigue. Le modèle généralisé de Willenborg est également appliqué pour tenir compte de l'effet du retard causé par les surcharges. La durée de vie de l'éprouvette réparée est significativement affectée par la réparation, notamment avec l'application de plusieurs surcharges à taux variable, ce qui réduit la vitesse de fissuration. Dans le cas de la plaque réparée par double patch, la durée de vie en fatigue est grandement influencée par les taux de surcharge. La structure réparée par patch en Boron/Epoxy offre une meilleure résistance à la fissuration par rapport au Graphite/Epoxy. L'application d'une seule surcharge avec un taux variable a diminué la vitesse de fissuration et augmenté la durée de vie. Pour le cas de la structure réparée, la durée de vie en fatigue est fortement affectée par rapport aux taux de surcharge. Le taux d'amélioration de la durée de vie en fatigue augmente en présence de la réparation par double patch par rapport à un simple patch.

Mots clés :

Fissuration par fatigue ; réparation par double patch ; durée de vie ; AFGROW ; vitesse de fissuration ; modèle de Willenborg généralisé ; taux de surcharge ; retard ; chargements variables et constants.

ملخص

إن تأثير التصليح بواسطة التصحيح المركب المزدوج على سلوك التعب تحت التحميل المتغير هو الهدف من البحث الحالي. يتم استخدام قطع اختبار من نوع SENT المصنوعة من سلسلة سبائك الألومنيوم 2000، مع وجود صدع، في تحليلنا نحن نستخدم نموذج NASGRO المدمج في برنامج AFGROW للتنبؤ بسلوك تشقق التعب. يتم تطبيق نموذج Willenborg المعمم أيضا لمراعاة تأثير التأخير الناجم عن الأحمال الزائدة. تتأثر مدة التعب بشكل كبير بالتصليح عن طريق التصحيح المركب، لا سيما مع تطبيق العديد من الأحمال الزائدة المتغيرة، مما يقلل من سرعة التشقق. في حالة اللوحة التي تم إصلاحها بواسطة التصحيح المزدوج، تتأثر مدة التعب بشكل كبير بمعدلات الحمل الزائد. توفر اللوحة التي تم إصلاحها بواسطة رقعة Boron / Epoxy مقاومة أفضل للتشقق مقارنة مع رقعة Graphite / Epoxy. أدى تطبيق الحمل الزائد الفردي بمعدل متغير إلى تقليل سرعة التكسير وزيادة حياة التعب التأخير. بالنسبة لحالة اللوحة التي تم إصلاحها، تتأثر مدة التعب بشدة مقارنة بمعدلات الحمل الزائد. يزداد معدل التحسن في مدة التعب في وجود الإصلاح بواسطة رقعة مزدوجة مقارنة بـ رقعة واحدة. توفر اللوحة التي تم إصلاحها بواسطة رقعة البورون / الإيبوكسي مقاومة أفضل للتشقق.

الكلمات المفتاحية: تكسير التعب؛ تصليح بالتصحيح المزدوج. مدة التعب؛ AFGROW؛ سرعة التكسير، نموذج Willenborg المعمم؛ معدل التحميل الزائد؛ تأخير؛ تحميل متغير وثابت.

LISTE DE TABLEAUX

Chapitre I : Etude bibliographie : Fatigue et réparation par composite patch

Tableau 1. 1: Paramètre d'arrêt de surcharge. 15

Tableau 1. 2: Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF. 23

Chapitre III : Influence de la réparation par double patch sur le comportement en fatigue

Tableau 3. 1: Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium. 49

Tableau 3. 2: Propriétés mécaniques du Boron/Epoxy. 49

LA LISTE DE FIGURES

Chapitre I : Etude bibliographie : Fatigue et réparation par composite patch

Figure 1. 1: Phases d'endommagement et fissuration par fatigue	4
Figure 1. 2: Evolution schématique de la vitesse de propagation	5
Figure 1. 3: Rupture par fatigue d'éléments de structures mécanique et génie civil	5
Figure 1. 4: Stries de fatigue d'alliage d'aluminium 2024 T351 à R=0.1	6
Figure 1. 5: Chargement cyclique à amplitudes constantes.....	7
Figure 1. 6 : Différents types de sollicitations.....	7
Figure 1. 7: Chargement à amplitude constante suivi d'une surcharge].....	8
Figure 1. 8: Schéma de principe du phénomène de retard	9
Figure 1. 9: Pas d'influence de retard.....	10
Figure 1. 10: Retard momentané.....	10
Figure 1. 11: Retard immédiat.....	10
Figure 1. 12: Retard différé	11
Figure 1. 13: Retard avec accélération	11
Figure 1. 14: Blocage définitif	12
Figure 1. 15: Zones plastique après surcharges	13
Figure 1. 16: Schématisation du modèle de Willenborg modifié	14
Figure 1. 17: Constitution d'un matériau composite	16
Figure 1. 18: Différentes matrices des matériaux composites.....	17
Figure 1. 19: Les différentes familles de Renfort.....	18
Figure 1. 20 : Présentation de l'interface, matrice et fibre	18
Figure 1. 21: Représentation schématique d'un pli.....	19
Figure 1. 22: Représentation schématique d'un stratifié multidirectionnel.....	20
Figure 1. 23: Orientation des fibres	20
Figure 1. 24: Vue en coupe d'un assemblage structural	21
Figure 1. 25: La réparation par patch composite collé	21
Figure 1. 26: Réparation par patch composite riveté	22

Chapitre II : Etat de l'art

Figure 2. 1: Comparaison de renforcement par raidisseur et par patch+ raidisseur	26
Figure 2. 2: Effet de l'épaisseur de la plaque	26
Figure 2. 3: Modèles géométriques de réparation par (a) double patch, (b) simple patch avec deux bandes adhésifs(c) Modèle de configuration d'adhésive	27
Figure 2. 4: Evolution du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure pour différent module de cisailent (double patch DP), (simple patch : SPDA)	27
Figure 2. 5: Evolution du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur pour 14 plis et 0.1 mm épaisseur de l'adhésive	Erreur ! Signet non défini.
Figure 2. 6: Influence de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC (14 plis)	28
Figure 2. 7: Comparaison du FIC entre les fissures réparées par simple et double patche	Erreur ! Signet non défini.
Figure 2. 8: Effet de l'épaisseur du patch sur la variation du mode I FIC	29
Figure 2. 9: Variation du FIC entre les fissures réparées par simple et double patche pour une épaisseur de patch $e_r = 2$ mm	30
Figure 2. 10: Courbes des durées de vie pour l'alliage 2024 T3 à R=0.1	31

Figure 2. 11: Courbes des durées de vie pour l’alliage 2024 T3 à R=0	32
Figure 2. 12: Vitesse de fissuration pour l’alliage d’aluminium 2024 T3 à R=0	32
Figure 2. 13: Vitesse de fissuration pour l’alliage d’aluminium 7075 T6 à R=0.1	33
Figure 2. 14: Evolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycle pour une plaque SENT réparée par Boron /Epoxy	34
Figure 2. 15: Comparaison du ΔK déterminée à partir des résultats expérimentaux et résultats moyennes numériques : (a) front de fissure uniforme (b) front de fissure incliné	35
Figure 2. 16: Evolution de la vitesse de propagation des fissures de fatigue d’une structure réparée par patch et non réparée	35
Figure 2. 17: Comparaisons des résultats numériques et expérimentales de la durée de vie pour plaque non réparée et plaque réparées des deux faces	36
Figure 2. 18: Prédiction de la propagation des fissures pour éprouvettes réparées et résultat des tests pour la configuration de l’éprouvette	37
Figure 2. 19: Comparaison de la durée de vie en fatigue de la plaque réparée par simple patch et double patch pour R=0.2	37
Figure 2. 20: Comparaison des vitesses de propagation de la plaque réparée par simple patch et double patch pour R=0.2	38
Figure 2. 21: Durée de vie en fatigue pour différent cas de chargement (CAL : chargement à amplitude constante sans réparation, Cal+OL : chargement constant à amplitude constante +surcharge sans réparation, CAL+OL+P : chargement constant à amplitude constante + surcharge+ réparation .	38
Figure 2. 22: Méthodes de réparation des fissures de fatigue	39
Figure 2. 23: Evolution de la longueur des fissures en fonction de la durée de vie en fatigue	40
Figure 2. 24: Relation entre le rapport de déformation et les cycles de fatigue	40
Figure 2. 25: Facteur d’intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure au milieu de l’épaisseur de l’éprouvette	41
Figure 2. 26: Différentes formes de patch : (a) rectangulaire, (b) triangulaire orienté vers la gauche, (c) triangulaire orienté vers la droite et (d) trapézoïdal	41
Figure 2. 27: Durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées et non réparées en alliage d’aluminium 2024-T3	42
Figure 2. 28: Effet de l’épaisseur du patch sur la durée de vie en fatigue des plaques réparées et non réparées	43
Figure 2. 29: Blocs de chargement à amplitude variable (a) bloc à diminution en amplitude (H-L) (b) bloc à augmentation en amplitude (L-H)	43
Figure 2. 30: Durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées et non réparées sous bloc de chargement (L-H)	44
Figure 2. 31: Durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées et non réparées sous bloc de chargement (L-H)	44
Figure 2. 32: (a) Durée de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées en Alliage d’aluminium 2024-T3 (Surcharge appliquée après collage du patch	45
Figure 2. 33: (b) Durée de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées en Alliage d’aluminium 7075 T6 (Surcharge appliquée après collage du patch)	45

Chapitre III : Influence de la réparation par double patch sur le comportement en fatigue

Figure 3. 1: Model géométrique d’une plaque SENT avec un patch composite collé.	49
Figure 3. 2: Chargement cyclique à amplitude constante (R=0.3).	49
Figure 3. 3: Chargement cyclique avec une seule surcharge avec R=0.3.	50

Figure 3. 4: Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351	51
Figure 3. 5: Effet du chargement variable sur la durée de vie d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351	51
Figure 3. 6: Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351.	52
Figure 3. 7: Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351.	52
Figure 3. 8: Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy.	53
Figure 3. 9: Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy.....	54
Figure 3. 10: Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy.....	54
Figure 3. 11: Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy.....	55
Figure 3. 12: Effet de la réparation par (double et simple patch) sous chargement constant sur le comportement en fatigue.	56
Figure 3. 13: Influence de la réparation par (simple et double patch) sur la vitesse de fissuration sous chargement variable.	57
Figure 3. 14: Effet de la réparation par (double et simple patch) sous chargement variable sur le comportement en fatigue.	57
Figure 3. 15: Influence de la réparation par (simple et double patch) sur la vitesse de fissuration sous chargement variable.	58
Figure 3. 16: Facteur de correction géométrique β d'une éprouvette SENT.....	58
Figure 3. 17: Effet de la nature de patch sous chargement constant sur l'évolution de la taille de la fissure en fonction de nombre de cycle.	59
Figure 3. 18: Effet de la nature de patch sous chargement constant sur la vitesse de fissuration en fonction de la taille de fissure.....	60
Figure 3. 19: Effet de la nature de patch sous chargement variable sur l'évolution de la taille de la fissure en fonction de nombre de cycle.	60
Figure 3. 20: Effet de la nature de patch sous chargement variable sur l'évolution de la taille de la fissure en fonction de nombre de cycle.	61

LISTE DES ABREVIATIONS

Symbole	Désignation	Unité
$\Delta\sigma_a$	Amplitude contrainte moyenne	MPa
σ_m	Contrainte moyenne	MPa
R	Rapport de charge	MPa
σ_{max}	Contrainte maximale	MPa
τ	Taux de surcharge	MPa
K_{pic}	Facteur d'intensité de contrainte atteinte lors de la surcharge	
a	Longueur de fissure	m
a_0	Longueur de fissure initiale	m
C_{pi}	Retard	
r_0	La taille de la zone plastifiée monotone juste avant la surcharge	
r_{pic}	La taille de la zone plastifiée monotone due à la surcharge	
λ	Exposant de Wheeler	
ΔK_{th}	Facteur d'intensité de contrainte effectif à $R=0$	
N	Nombre de cycles	Cycles
da/dN	Vitesse de fissuration	m/cycle
K_r	Facteur d'intensité de contraintes résiduelles dues à la surcharge	
R_{eff}	Rapport de charge effectif.	

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	I
CHAPITRE I : Etude bibliographie : Fatigue et réparation par composite patch	3
1 Endommagement par fatigue	4
2 Chargements cycliques	6
2.1 Chargements à amplitudes constantes	6
2.2 Chargements à amplitudes variables	8
2.2.1 Définition d'une surcharge	8
2.2.2 Phénomène de retard	8
2.2.3 Effet de retard dus à l'application de la surcharge	9
2.3 Modèles de propagation à effet de surcharges	12
3 Matériaux composites et réparation par patch	15
3.1 Définition	15
3.2 Constitution des matériaux composites	16
3.3 Les matériaux composites structuraux	19
3.4 Avantages des matériaux composites	20
3.5 La réparation des structures endommagées par matériaux composites	21
3.6 Applications des matériaux composites	22
Résumé	23
CHAPITRE II : Etat de l'art	24
1 Introduction	25
2 Effets de la réparation par patch composite sur le comportement en rupture	25
3 Effets de la réparation par patch composite sur la propagation des fissures de fatigue	30
Résumé	46
CHAPITRE III : Effet de la réparation par patch sur la fissuration par fatigue Erreur ! Signet non défini.	
1 Introduction	48
2 Modèle géométrique et matériau	48
3 Effet du taux de surcharge	50
4 Effet du taux de surcharges sur éprouvettes réparées par patch	53
5 Effet de double patch	55
6 Effet de la nature du matériau du patch	59
CONCLUSION	62
REFERENCES	63

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION GENERALE

L'endommagement par fatigue apparait lorsqu'un matériau est soumis à des efforts cycliques dont les valeurs maximales n'atteint pas la limite d'élasticité (domaine d'endurance). Il peut conduire à la rupture des pièces par phase d'amorçage et de propagation des fissures. Généralement pour une structure mécanique présentant des défauts due à la fatigue, le suivi de sa croissance est obligatoire afin de mener une opération de maintenance avant que n'atteigne un défaut critique.

Pour ces raisons, les chercheurs et les ingénieurs sont poussés à appliquer des techniques de réparation fiable et peu couteuse afin d'assurer le maintien en service et la sécurité. Des techniques diverses de réparation ont été mises en œuvre. En aéronautique, pour des raisons évidentes de sécurité, une pièce endommagée se doit d'être remplacée avant toute défaillance, ce qui peut entraîner des coûts très élevés. Pour cela nous avons choisi une méthode plus fiable basée sur les patches composites.

Ces derniers sont actuellement très largement utilisés pour réparer des pièces métalliques sans changer la pièce endommagée. Cette technique consiste au renforcement préventif par patches composites et orienter le transfert de charge. Sur le plan fissuration par fatigue, une retardation à l'amorçage d'une fissure de fatigue est créée.

Les chargements cycliques variables présentent des effets bénéfiques et est caractérisé par des surcharges (overload) ou des souscharges (underload) et créant un blocage instantané ou une accélération de la fissure.

L'objectif de ce travail est d'étudier l'influence du double patch sur le comportement en fatigue et les interactions des efforts cycliques variables (une seule surcharge) pour des pièces en alliages d'aluminium.

Ce mémoire se compose de trois chapitres :

La thèse est scindée en trois chapitres : Le 1^{er} chapitre couvre les mécanismes de l'endommagement par fatigue, en identifiant les types de chargements cycliques, constants et variables. Il présente également un aperçu des matériaux composites, de leurs applications dans la maintenance des fissures, et de leurs avantages. Le 2^{ème} chapitre consacré à un état de l'art comportant la réparation des alliages d'aluminium par patch et incluant la variabilité et l'influence des paramètres de chargements et de réparation.

Le 3ème chapitre est réservé à la présentation des résultats de l'étude lié aux effets de chargement cycliques et la maintenance par patch et leurs interactions principalement sur la nature des retards générés. L'étude en fatigue a porté sur d'alliage d'aluminium 2024 T351 et le chargement variable.

CHAPITRE I

Etude bibliographie :
Fatigue et réparation par
composite patch

1 Endommagement par fatigue

La fatigue est un processus résultant de contraintes ou de déformations cycliques, répétées ou alternées, qui altère les propriétés locales d'un matériau et peut conduire à la formation de fissures, éventuellement entraînant la rupture de la structure [1]. Les principales étapes de la fissuration par fatigue comprennent : l'amorçage des fissures, la propagation stable et la propagation instable jusqu'à la rupture finale. Ces phases d'endommagement par fatigue peuvent être présentées par le processus schématisé par la figure 1. Elles occupent un important champ d'investigation en recherche expérimentale et numérique [2].

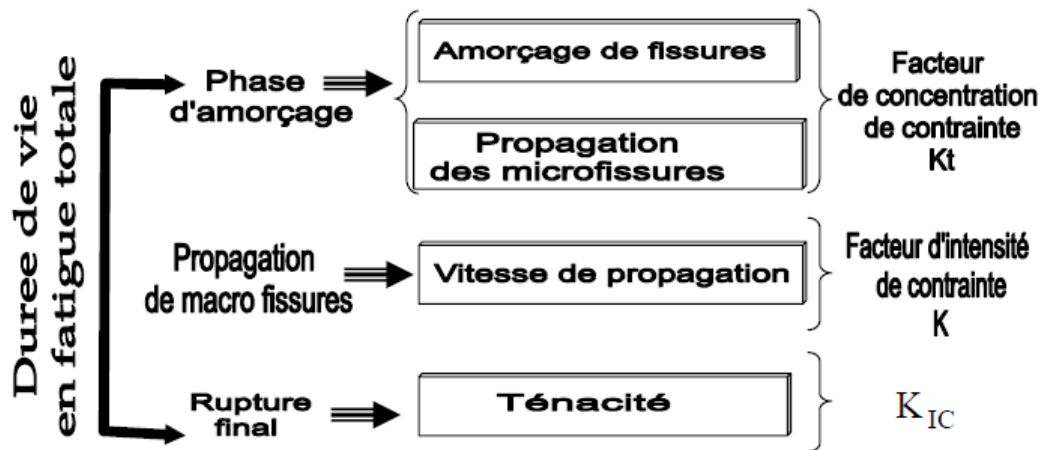


Figure 1. 1: Phases d'endommagement et fissuration par fatigue [3, 4]

Initialement, la fissuration suit approximativement le plan de scission maximale, caractérisé par une vitesse de propagation très lente. Ces défauts ne sont souvent détectables qu'en laboratoire. Par la suite, la fissuration suit le plan perpendiculaire à la contrainte de tension maximale, avec une accélération notable de la vitesse de propagation pendant cette phase [5].

La compréhension du processus de fissuration par fatigue réside dans l'étude de la vitesse de fissuration en appliquant les approches de la mécanique de la rupture à travers les modèles de propagation ainsi développés [6, 7]. La figure 2 donne une illustration de l'évolution des vitesses de propagation en fonction du facteur d'intensité de contrainte [8]. Le processus de fissuration par fatigue est divisé en trois stades dont les paramètres d'influences à chaque stade peuvent se résumer aux points suivants dont chacun à son niveau d'influence (figure 2) :

- Microstructure
- Contrainte moyenne
- Environnement
- Epaisseur des structures

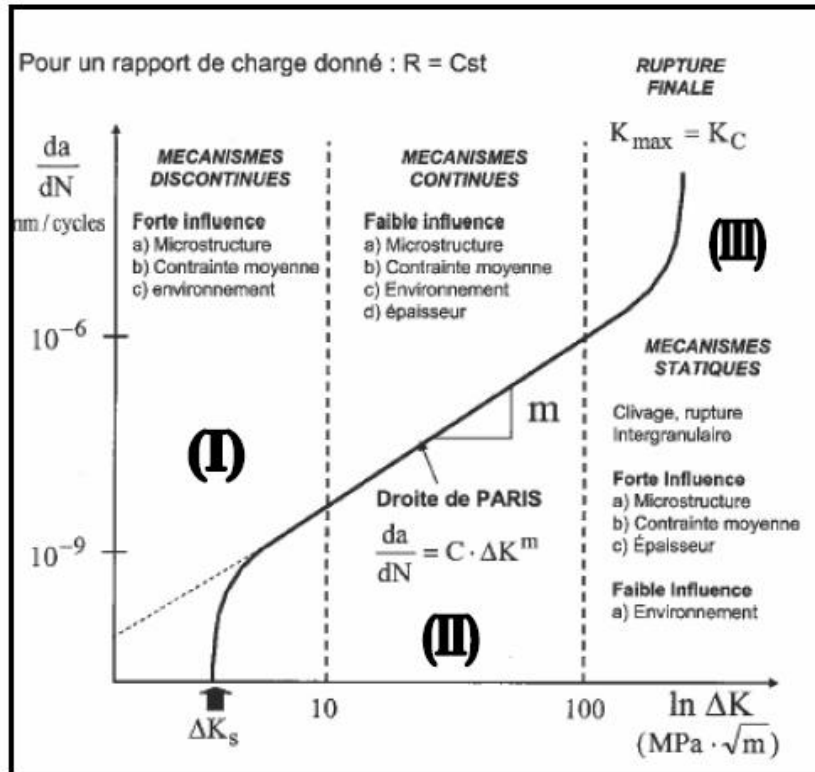


Figure 1. 2: Evolution schématique de la vitesse de propagation [8]

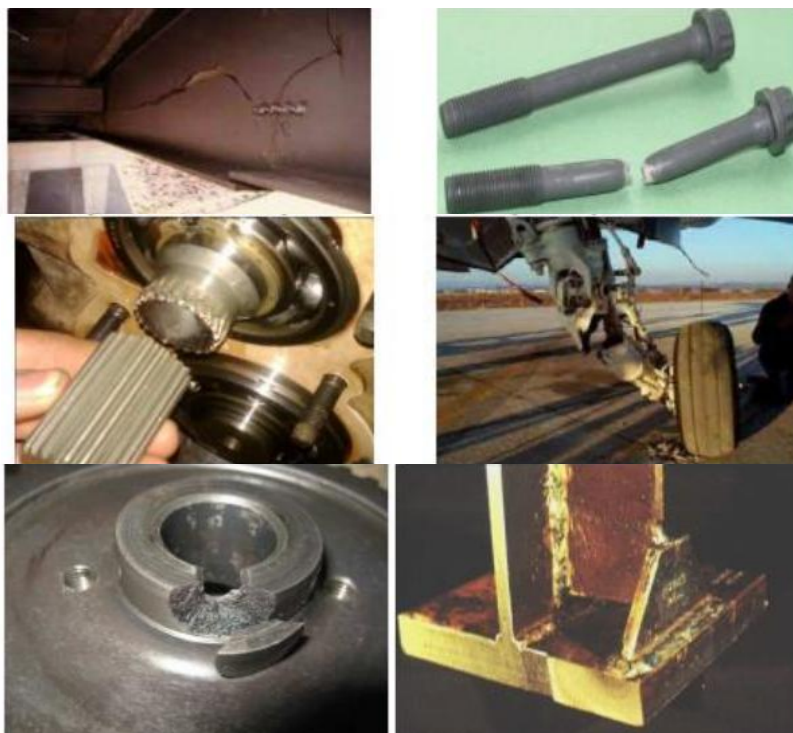


Figure 1. 3: Rupture par fatigue d'éléments de structures mécanique et génie civil [9]

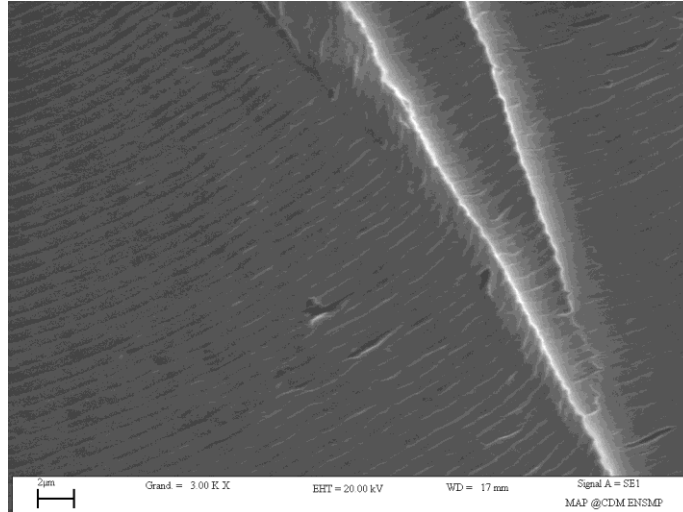


Figure 1. 4: Stries de fatigue d’alliage d’aluminium 2024 T351 à R=0.1 [10]

Parmi les paramètres d’influences sur la fissuration par fatigue est le rapport de charge "R". L’effet de l’augmentation de ce rapport s’explique par le décalage des courbes de propagation vers les fortes vitesses [11]. Le rapport de charge fut introduit initialement par Walker [12]. Forman [13] fut introduire l’effet du rapport de charge comparativement par rapport à celui du modèle de Paris [1].

La variation du rapport de charge "R" sur de la vitesse de propagation " da/dN " a été étudié pour différents matériaux [10, 14-15]. Il a été constaté que l’augmentation de "R" augmente aussi la vitesse de propagation pour un facteur d’intensité de contrainte "K" constant. Les études expérimentales réalisées par Lee et al. [16] pour un même facteur d’intensité de contrainte ont montré que la vitesse de propagation da/dN augmente et le facteur d’intensité seuil ΔK_{th} diminue avec l’augmentation de "R". L’effet du rapport de charge a été introduit dans le modèle d’Elber [17] et fut expliqué par l’effet de fermeture de fissure. Gadallah et al [18] ont étudié l’effet du rapport de charge sur la propagation des fissures de fatigue après application d’une surcharge. Récemment, des chercheurs se sont orientés à l’étude de l’effet du rapport de charge sur la propagation des fissures de fatigue et le comportement cyclique des joints soudés et matériaux à hautes températures [19, 20].

2 Chargements cycliques

2.1 Chargements à amplitudes constantes

Dans la réalité, les structures sont soumises à des chargements cycliques variables. Au niveau des laboratoires de recherche ses chargements cycliques sont réduits à des chargements à amplitudes constantes. Les mesures de spectre de chargement indiquent au contraire une variation de l’amplitude de charge au cours du temps. De plus, l’expérience montre que

l'endommagement induit par un cycle donné peut dépendre du chargement. Les différents paramètres utilisés pour caractériser un chargement de fatigue à amplitude constante sont donnés sur la figure 5. Le rapport de charge "R" présente un moyen de caractérisation du chargement cyclique.

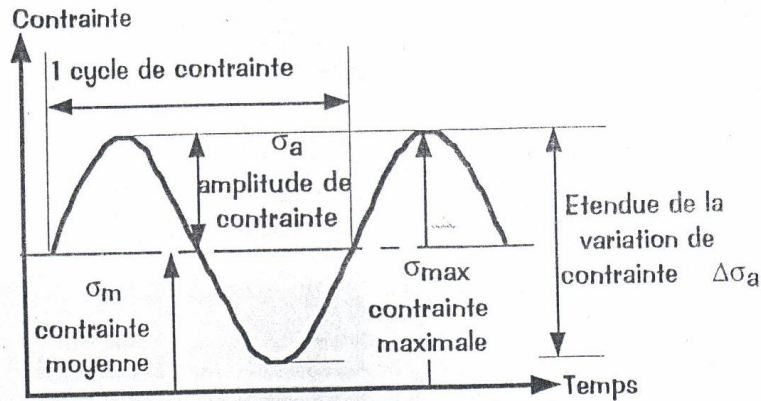


Figure 1. 5: Chargement cyclique à amplitudes constantes

La contrainte moyenne : $\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2}$ (1)

Etendue de l'amplitude contrainte moyenne : $\Delta\sigma_a = \sigma_{max} - \sigma_{min}$ (2)

Amplitude contrainte moyenne : $\sigma_a = \frac{\Delta\sigma_a}{2}$ (3)

Rapport de charge : $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$ (4)

On peut définir différents types de sollicitations à amplitude constante en fonction de la variation du rapport de charge (Figure 6).

- $R = -1$: contraintes alternées symétriques
- $-1 < R < 0$: contraintes alternées asymétriques
- $R = 0$: contraintes répétées ($\sigma_a = \sigma_m$)
- $R > 0$: contraintes ondulées

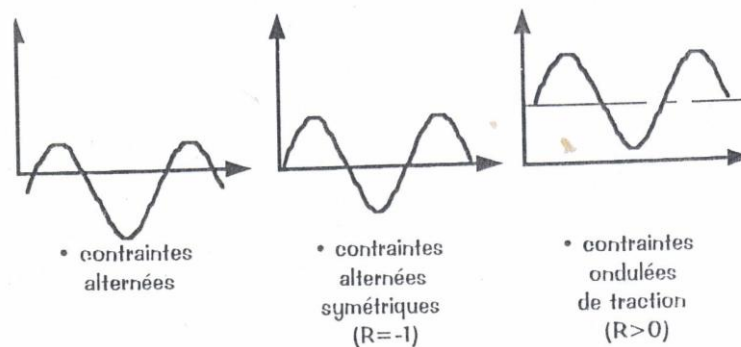


Figure 1. 6 : Différents types de sollicitations

2.2 Chargements à amplitudes variables

Il est reconnu que les différents niveaux de chargement cycliques interagissent entre eux de façon complexe. La compréhension des effets d'histoire de chargement sous spectre nécessite de considérer des chargements simplifiés par rapport aux spectres réels. Le cas le plus simple, mais toutefois riche d'enseignement, est constitué par une surcharge décrite ci-dessous.

2.2.1 Définition d'une surcharge

On appelle surcharge l'augmentation de la charge maximale au cours d'un seul cycle. La surcharge est caractérisée par le taux de surcharge défini par :

$$\tau = \frac{K_{pic}}{K_{max}} \quad (5)$$

Où K_{pic} désigne la valeur du facteur d'intensité de contrainte atteinte lors de la surcharge (Figure 7).

L'application d'une surcharge sur une fissure créée préalablement sous chargement à amplitude constante se traduit dans la majorité des cas par un ralentissement ou retard de la propagation. Ce dernier peut aller jusqu'à un arrêt définitif de la propagation.

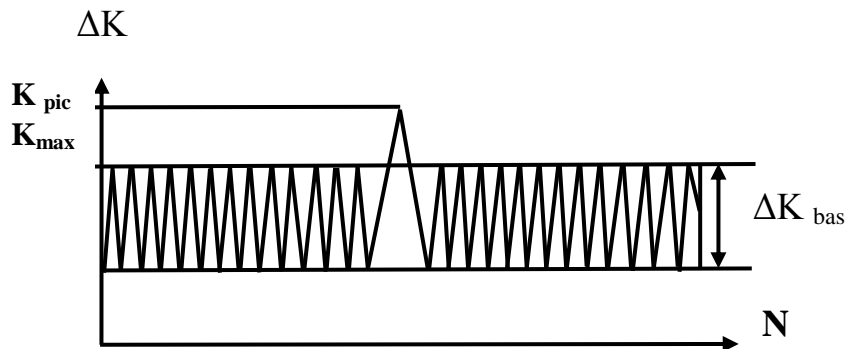


Figure 1. 7: Chargement à amplitude constante suivi d'une surcharge [21]

2.2.2 Phénomène de retard

Au cours d'un essai de fissuration par fatigue, l'application d'une ou plusieurs surcharges se caractérise, après savoir retrouver les conditions de chargement initial, par un ralentissement ou un blocage (arrêt total) de la progression de la fissure. Les principaux paramètres gouvernant le retard sont :

- ΔK_{ORL} : Amplitude du facteur d'intensité de contrainte correspondant à la surcharge.
- Le taux de surcharge : $\Delta K_{ORL} / \Delta K$.
- Rapport de charge correspondant au chargement initial.

Ces grandeurs sont définies en supposant que la longueur de la fissure reste constante pendant tout le phénomène du retard.

La Figure 8 illustre les effets de l'application de surcharges sur la propagation d'une fissure soumise à un chargement d'amplitude variable. Avant l'application de la surcharge, la fissure se propage à une vitesse constante. Après l'application de la surcharge, le phénomène se manifeste de la manière suivante :

- Une accélération initiale.
- Un ralentissement de la vitesse de propagation de la fissure jusqu'à atteindre une vitesse minimale pour la longueur a_{\min} .
- Un retour progressif à la vitesse initiale pour une longueur a_d .
- Une phase de stabilisation.

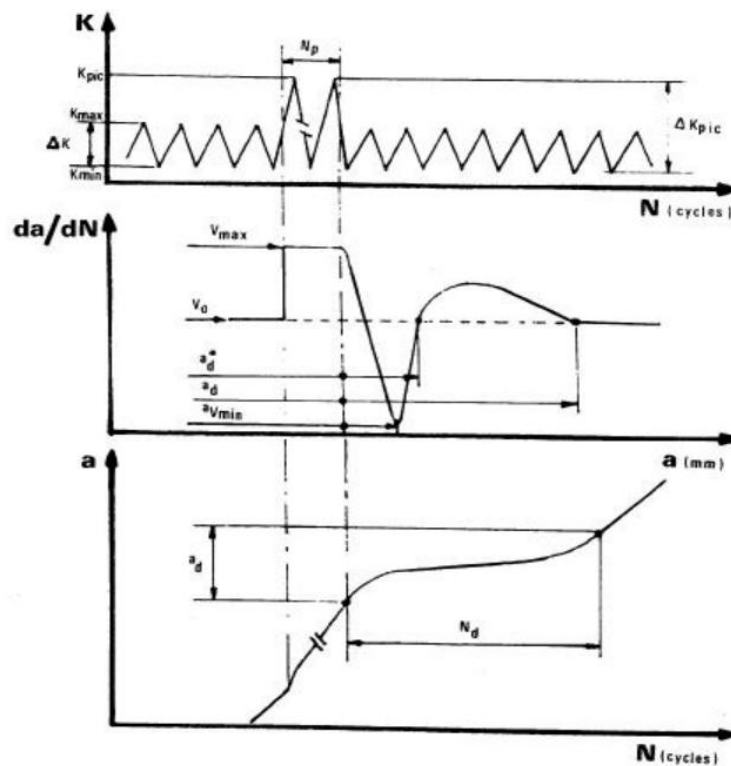


Figure 1. 8: Schéma de principe du phénomène de retard

2.2.3 Effet de retard dus à l'application de la surcharge

L'impact d'une surcharge se manifeste sur une longueur de fissure appelée a_d et sur un certain nombre de cycles N_d . Pendant la période où la fissure est perturbée par la surcharge, différents stades sont observés, schématisés par la figure, et dépendent des paramètres mentionnés précédemment. Les différents types d'effets observés sont les suivants [21] :

1. Pas d'influence

Dans le cas de petites surcharges, la fissure ne subit aucune influence à la suite de 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.

2. Blocage momentané

Après l'application d'une surcharge, on observe un blocage momentané de la fissure, suivi d'un réamorçage de la fissure à la vitesse correspondante aux conditions initiales de chargement. Ce phénomène est observé pour un taux de surcharge donné aux valeurs de K_I voisines du seuil de non-fissuration.

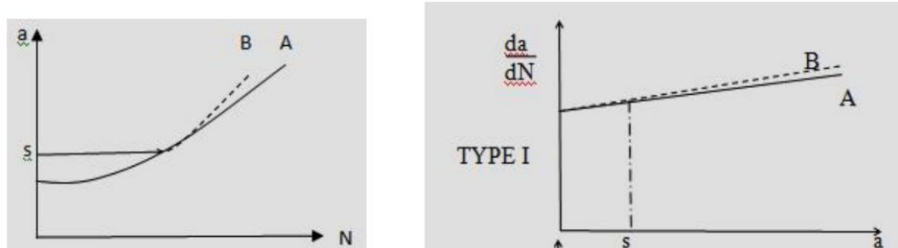


Figure 1. 9: Pas d'influence de retard [21]

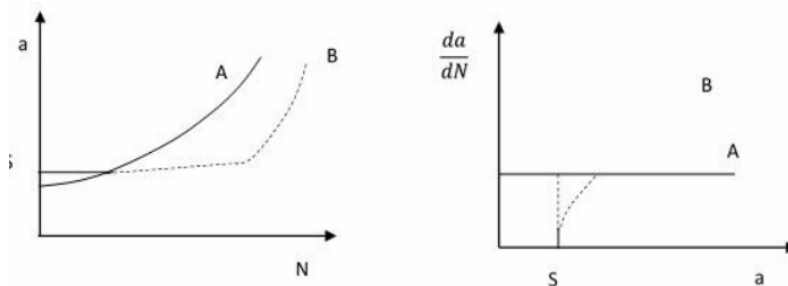


Figure 1. 10: Retard momentané [21]

3. Retard immédiat

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

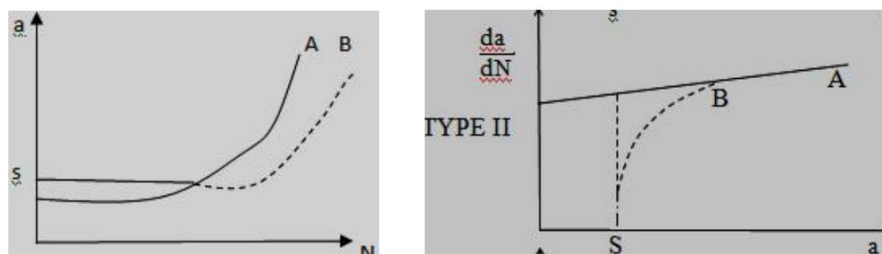


Figure 1. 11: Retard immédiat[21]

4. Retard différé

Dans cette situation, l'effet de la surcharge ne se fait sentir qu'après quelques centaines de cycles et se traduit par une accélération de la vitesse de fissuration, suivie d'une décélération jusqu'à atteindre une vitesse minimale. Ensuite, on observe une accélération progressive de la vitesse de fissuration jusqu'à ce qu'elle retrouve la vitesse initiale avant l'application de la surcharge.

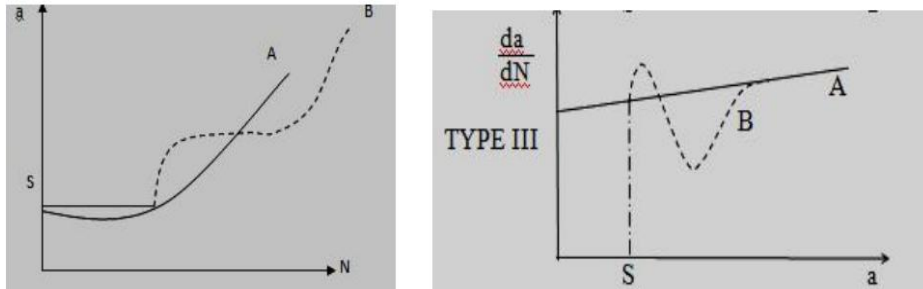


Figure 1. 12: Retard différé

5. Retard avec accélération différée

Dans cette situation, après la phase de ralentissement, la fissure connaît une accélération ultérieure, atteignant une vitesse de fissuration supérieure à celle précédant la surcharge. Par la suite, elle retrouve son régime stabilisé.

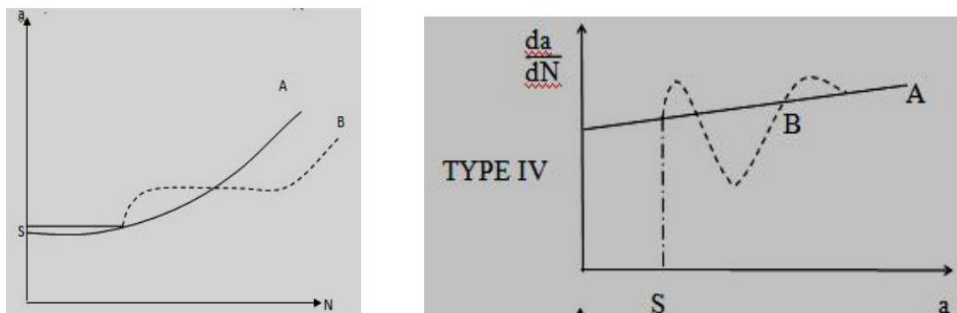


Figure 1. 13: Retard avec accélération

6. Blocage définitif

Pour des taux de surcharge élevés, il est possible que la fissure soit complètement bloquée de manière permanente.

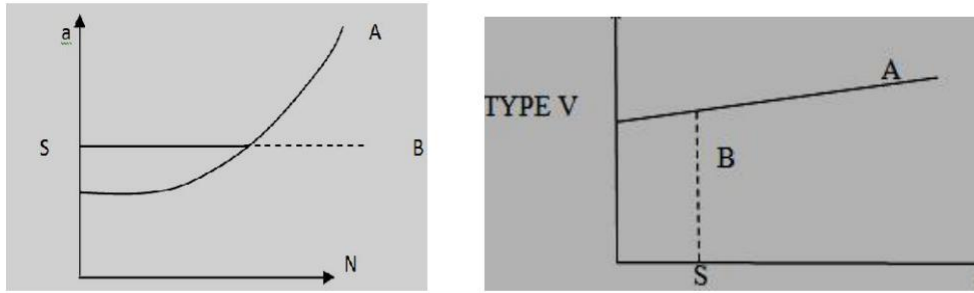


Figure 1. 14: Blocage définitif

2.3 Modèles de propagation à effet de surcharges

Les premiers modèles régissant la fissuration par fatigue en présence de surcharges ont été présentés par Wheeler [22] et Willenborg [23]. Les effets de retard varient en fonction des modes de variation d'amplitude des surcharges multiples, tels que les surcharges en traction suivies de surcharges en compression, le passage d'un niveau bas, ou encore le chargement aléatoire. Divers modèles de comportement ont été développés pour tenter de rendre compte de ces phénomènes observés expérimentalement.

I. Modèle de Wheeler

Le modèle de Wheeler [22] est une approche théorique qui a été proposée pour comprendre et modéliser la fissuration par fatigue en présence de surcharges. Il a intégré dans la relation de Paris un coefficient de retard, noté C_{pi} , qui reflète le ralentissement de la vitesse de fissuration suite à une surcharge. La vitesse de fissuration est ainsi exprimée par :

$$\frac{da}{dN} = C_{pi} \cdot C(\Delta K)^m \quad (6)$$

Le coefficient C_{pi} est lié à l'état de contrainte en fond de fissure dû à l'interaction des zones créées plastifiées par le pic de surcharge et par la sollicitation à amplitude constante.

$$C_{pi} = \left(\frac{r_0}{r_{pic}} \right) \cdot \gamma = \left(\frac{\sigma_{0max}}{\sigma_{pic}} \right) \cdot 2\gamma = \left(\frac{1}{\tau} \right) \cdot 2\gamma \quad (7)$$

Où :

- r_0 : est la taille de la zone plastifiée monotone juste avant la surcharge (figure 15).
- r_{pic} : la taille de la zone plastifiée monotone due à la surcharge .
- λ : Exposant de Wheeler, caractéristique du matériau et des conditions d'essai.

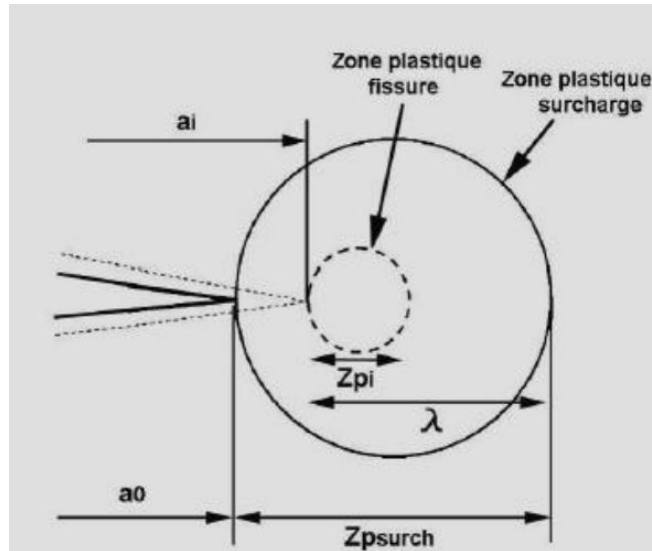


Figure 1. 15: Zones plastique après surcharges

$$\text{À la position } a : C_{pi}(a_i) = \left(\frac{r_i}{\lambda}\right) \cdot \gamma \text{ avec } \lambda_i = a_i + Z_{pi} - a_i \quad (8)$$

II. Modèle de Willenborg

Ce modèle s'inspire de celui de Wheeler et considère une loi de type :

$$\frac{da}{dN} = C' (\Delta K)^{m'} \quad (9)$$

$$\text{Avec : } \Delta K_{eff} = K_{max-eff} - K_{min-eff} \quad (10)$$

$$\text{Où : } K_{max-eff} = K_{max} - K_r \text{ et } K_{min-eff} = K_{min} - K_r \quad (11)$$

Le facteur K_r est une mesure de réduction qui reflète les effets d'interaction altérant localement l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte. Bien que ces modèles prennent en considération les effets d'interaction des zones plastifiées, leur utilisation est limitée en raison de l'absence de prise en compte des sous-charges et des interactions (retard et accélération). Pour remédier à ces lacunes, diverses approches ont été développées, notamment par Gallager et al. [24], qui ont introduit un paramètre ϕ_r dans le modèle de Willenborg. Ce paramètre tient compte des effets de surcharges et sous-charges.

III. Modèle de Willenborg Généralisé

Le modèle de Willenborg généralisé est l'un des modèles les plus répandus qui prend en considération les interactions des charges, utilisé dans les codes de prédiction de la propagation des fissures de fatigue. Ce modèle est fondé sur des travaux liés à la mécanique de la rupture et a été développé au "Wright-Paterson AFBN OH". Il utilise le facteur d'intensité de contrainte effectif basé sur la taille de la zone plastique en front de fissure.

La formulation du modèle de Willenborg modifié implémenté dans les codes AFGROW et NASGRO est décrite ci-dessous :

$$\begin{cases} K_{max (eff)} = K_{max} - K_r \\ K_{min (eff)} = K_{min} - K_r \\ R_{eff} = K_{min (eff)} / K_{max (eff)} \end{cases} \quad (12)$$

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

$$K_r = \varphi \left(K_{max (ol)} \sqrt{\frac{1-(a-a(ol))}{r_p (ol)}} - K_{max} \right) \quad (13)$$

Le facteur φ est exprimé par l'équation 24

$$\varphi = (1 - \Delta K_{th} / K_{max}) / (SOLR - 1) \quad (14)$$

Et la zone plastique créée par la surcharge, $r_{p(ol)}$, est exprimé par :

$$r_{p(ol)} = \left(\frac{K_{max (ol)}}{\sigma_{0.2}} \right)^2 - \left(\frac{1}{\alpha - \pi} \right) \quad (15)$$

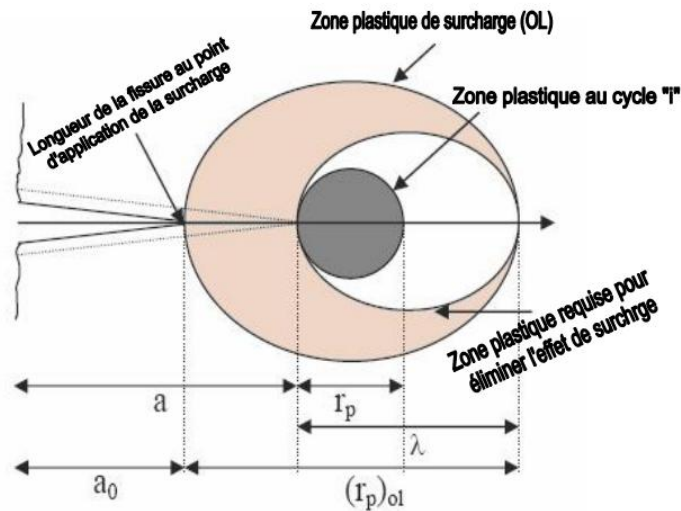


Figure 1. 16: Schématisation du modèle de Willenborg modifié

Où :

- * a : Longueur de la fissure.
- * a (ol) : Longueur de la fissure à la surcharge.
- * ΔK_{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 1).

* α : Etat de contrainte dans une direction de propagation donnée (2.0 Contrainte plane / 6.0 Déformation plane)

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

Tableau 1. 1: Paramètre d'arrêt de surcharge

Matériau	Paramètre SOLR
Aciers	2.5
Alliages d'aluminium	3.0

3 Matériaux composites et réparation par patch

3.1 Définition

De manière générale, on peut définir un matériau composite comme une combinaison de deux ou plusieurs matériaux, où l'assemblage final présente des propriétés supérieures à celles de chaque matériau constitutif pris individuellement. Le terme "matériaux composites" est fréquemment utilisé pour décrire des structures composées de fibres, qui servent de renforts et sont intégrées dans une matrice de résistance mécanique inférieure. Cette matrice assure la cohésion et l'alignement des fibres, tout en facilitant la transmission des contraintes subies par les composants. Les matériaux ainsi créés sont caractérisés par une grande hétérogénéité et une anisotropie marquée. La résistance mécanique élevée des fibres de renfort associée à la faible densité des résines permet d'obtenir des caractéristiques spécifiques élevées, notamment en termes de densité.

Le développement de ces matériaux a été largement motivé par le gain de poids, offrant des avantages tels que :

- ✓ Une consommation réduite de carburant dans l'aviation et l'automobile.
- ✓ Une vitesse accrue ou une portée plus longue dans le cas des missiles stratégiques et des sports de compétition.
- ✓ Une capacité de charge plus élevée dans les secteurs du transport et des applications spatiales [25].

3.2 Constitution des matériaux composites

Un matériau composite se compose d'une matrice et d'un renfort (figure 17), ce dernier étant composé de fibres de natures différentes. Le renfort confère au matériau composite des propriétés mécaniques considérablement améliorées. Parallèlement, la matrice a pour rôle de transmettre les sollicitations mécaniques aux fibres tout en les protégeant contre les agressions extérieures [26].

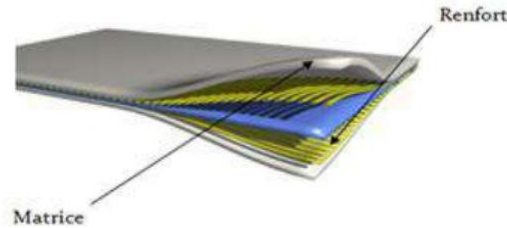


Figure 1. 17: Constitution d'un matériau composite

a) Les matrices

La fonction principale de la matrice est de consolider les renforts de manière compacte tout en donnant la forme finale à la pièce. Elle joue également un rôle crucial dans le transfert des charges entre les fibres et les protège contre les influences de l'environnement. Les performances globales du composite sont étroitement liées à la nature de la matrice, en particulier en ce qui concerne sa résistance à long terme.

La figure 18 illustre différentes catégories de matrices, comprenant les matrices organiques, minérales, céramiques et métalliques.

Le choix d'une matrice pour une application spécifique repose sur diverses propriétés, notamment :

- Les propriétés d'adhésion et de compatibilité avec les renforts.
- Les propriétés mécaniques et la résistance à la fatigue : bien que les composites puissent présenter des propriétés en fatigue comparables à celles des métaux, leur résistance dépend des propriétés de ténacité des matrices.
- L'absorption d'eau : la sensibilité variable à la présence d'eau, selon la nature des composants, peut entraîner un vieillissement prématuré de la matrice.

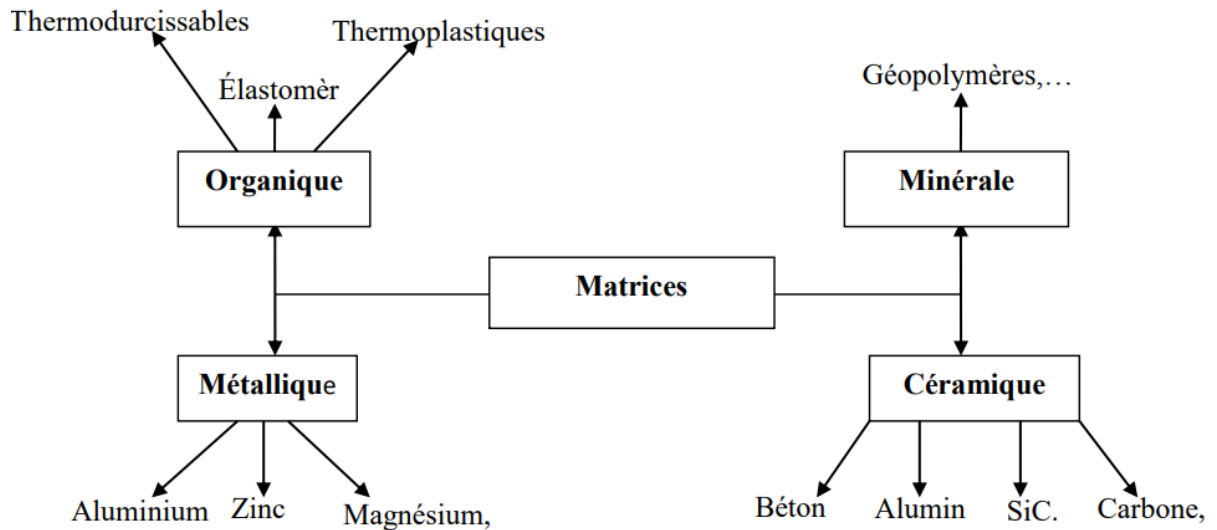


Figure 1. 18: Différentes matrices des matériaux composites

b) Les renforts (fibres)

Les fibres se composent de plusieurs centaines à milliers de filaments d'un diamètre variant de 5 à 15 μm . Elles subissent un traitement sur des machines textiles, également appelées mèches. La figure 19 présente les différentes familles de fibres utilisées industriellement, principalement commercialisées sous forme de [27] :

- **Fibres courtes** : de quelques centimètres à quelques millimètres, elles se présentent sous forme de feutres et de mats utilisés dans le processus de moulage.
- **Fibres longues** : coupées lors de la fabrication du matériau composite, elles sont utilisées telles quelles ou tissées dans la structure du composite.

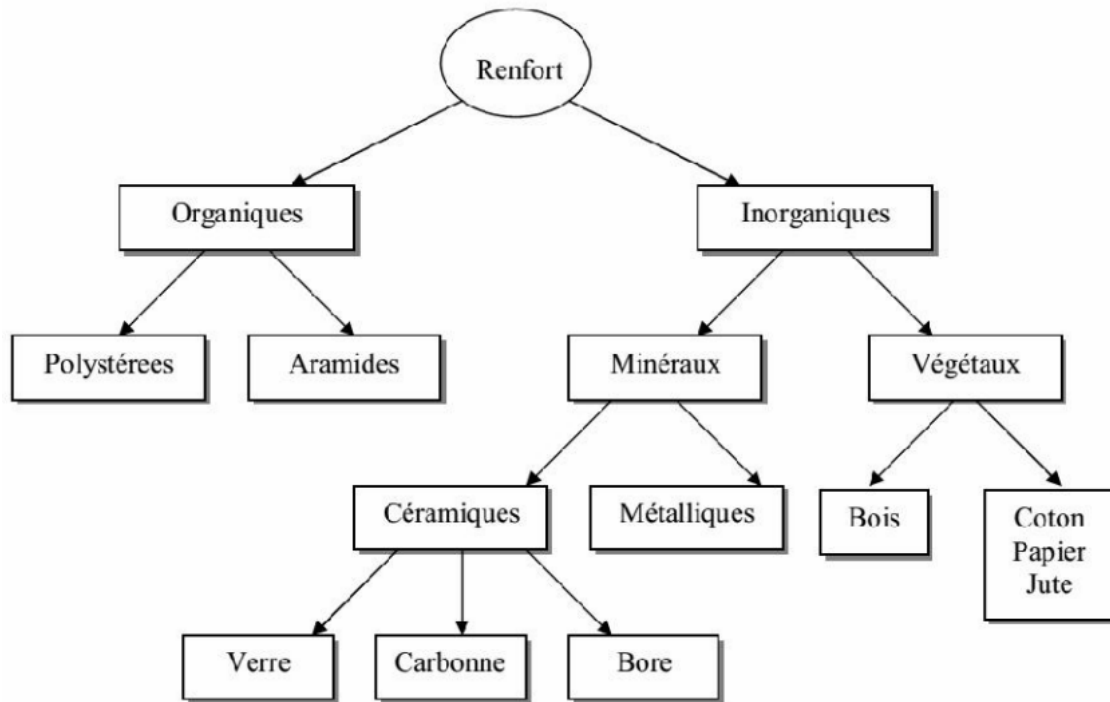


Figure 1. 19: Les différentes familles de Renfort [27].

c) Interface

L'interface entre le renfort et la matrice est souvent conceptualisée comme une surface de contact, bien que cela ne corresponde pas strictement à une surface au sens géométrique. Cette interface assure la compatibilité entre le renfort et la matrice, favorisant l'adhésion et transmettant les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif (interface) [28].

En raison de sa structure, l'interface peut être considérée comme un point faible du composite d'un point de vue mécanique [29]. Dans le transfert d'effort orienté dans le sens de l'axe de la fibre, l'interface est perçue comme une couche de cisaillement. Lorsqu'il n'y a pas de décohésion interfaciale, le comportement est élastique : le cisaillement interfacial est linéairement proportionnel à la différence de déplacement entre la matrice et la fibre au niveau de leurs parois.

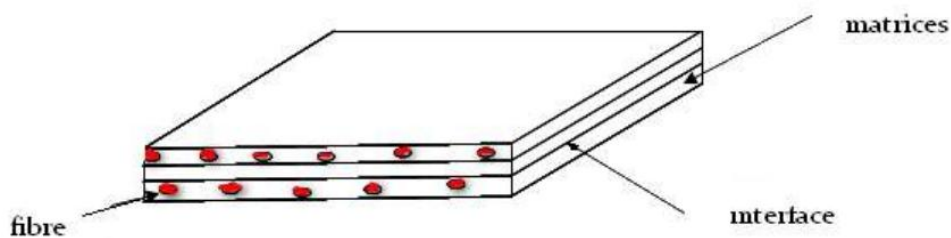


Figure 1. 20 : Présentation de l'interface, matrice et fibre [28].

3.3 Les matériaux composites structuraux

La rigidité d'un composite dépend du nombre de couches, de leur empilement, de leur nature et de leur séquence d'empilement [30]. Ces composites se présentent généralement sous forme de :

- Monocouche ou pli : Il constitue l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort, qu'il soit à fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées ou à fibres courtes.

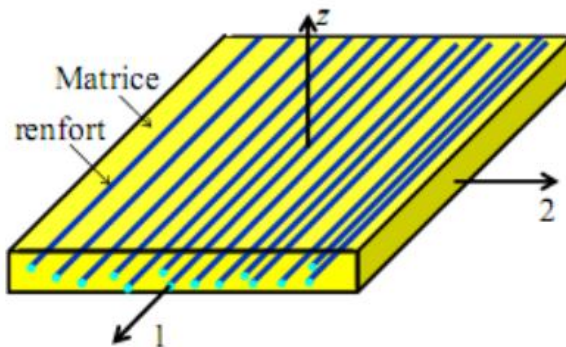


Figure 1. 21: Représentation schématique d'un pli[30]

1) Composite stratifié

Un stratifié est formé par l'empilement de deux ou plusieurs couches, également appelées plis, disposées successivement de manière à se comporter comme une seule entité structurale. Chaque couche est composée de fibres de faible section imprégnées de résine, et elle est identifiée par son orientation, définie comme l'angle entre la direction des fibres et la direction de référence, généralement la direction des fibres unidirectionnelles alignées à 0° . La séquence d'empilement d'un stratifié indique le nombre et l'orientation des couches successives en traversant le stratifié d'une face à l'autre.

Ainsi, un stratifié est qualifié d'unidirectionnel lorsque l'angle entre deux couches consécutives est nul, ce qui signifie que toutes les fibres sont alignées dans une seule direction. En revanche, un stratifié est considéré comme multidirectionnel lorsque les couches successives sont orientées les unes par rapport aux autres à des angles différents de 0° , comme dans le cas des stratifiés multidirectionnels $[0/ +45/ -45/90/ 90/ +45/ -45/ 0]$ (Figure 1.5). Le choix de l'empilement, en particulier des orientations, permet de conférer au stratifié des propriétés mécaniques spécifiques [25].

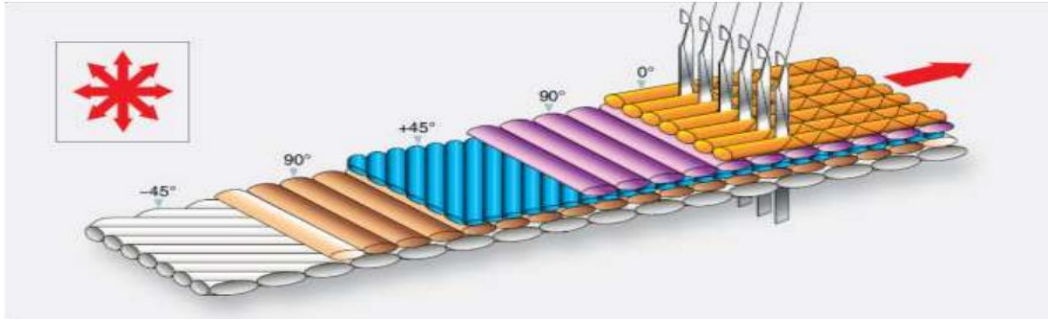


Figure 1. 22: Représentation schématique d'un stratifié multidirectionnel

On peut rencontrer des stratifiés de types différents :

- **Équilibré** : un stratifié de ce type comprend autant de couches orientées dans la direction $+\theta$ que de couches orientées dans la direction $-\theta$.
- **Symétrique** : un stratifié de ce type présente des couches disposées symétriquement par rapport à un plan médian, avec une orientation identique des fibres.
- **Antisymétrique** : un stratifié de type antisymétrique comprend des couches avec des orientations de fibres opposées.
- **Orthogonal** : un stratifié orthogonal est composé d'autant de couches orientées à 0° que de couches orientées à 90° .

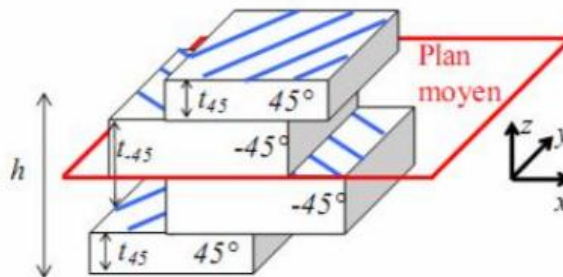


Figure 1. 23: Orientation des fibres [30]

Le plan moyen c'est le plan qui sépare en deux moitiés l'épaisseur h du stratifié.

3.4 Avantages des matériaux composites

Actuellement, les matériaux composites sont largement utilisés dans diverses structures en raison de leurs propriétés mécaniques supérieures par rapport aux matériaux métalliques.

Leurs principaux avantages incluent :

- Une grande résistance à la fatigue et au vieillissement lié à l'humidité et à la chaleur.
- Une résistance à la corrosion.

De plus, ils sont exempts des effets néfastes des produits chimiques tels que les graisses, les huiles, les liquides hydrauliques, les peintures et les produits pétroliers.

3.5 La réparation des structures endommagées par matériaux composites

Actuellement, des techniques de réparation des structures endommagées sont en cours de développement dans le but de ralentir la propagation des fissures et d'augmenter la durée de vie des structures. Les méthodes les plus couramment utilisées comprennent l'assemblage d'une plaque en composite par collage ou rivetage sur la zone fissurée.

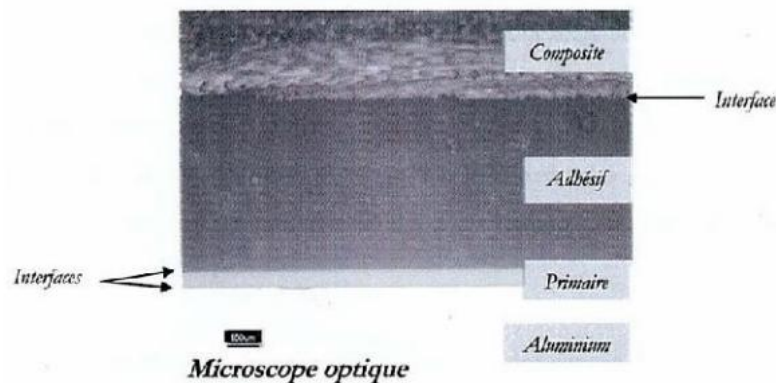


Figure 1. 24: Vue en coupe d'un assemblage structural [31]

a) La réparation par patch composite collé

Dans le processus de réparation, on commence par appliquer une fine couche de résine époxyde sur toute la zone endommagée. Il est crucial que cette première couche de résine pénètre dans toutes les fissures et les interstices les plus petits. Pour faciliter cette pénétration, on chauffe légèrement la résine à l'aide d'un sèche-cheveux, la rendant aussi liquide que de l'eau. Ensuite, on place la pièce rapportée (patch) sur la zone à réparer.

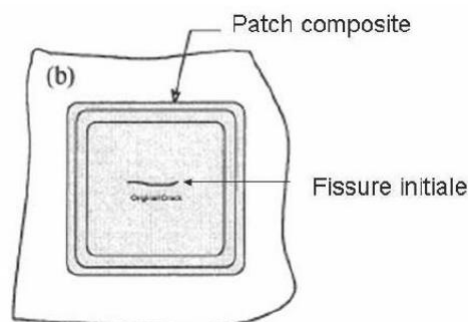


Figure 1. 25: La réparation par patch composite collé [32]

b) Réparation par patch riveté

La figure 2.7 illustre la réparation d'un fuselage contenant une fissure, réalisée à l'aide d'un patch fixé par un grand nombre de rivets. Bien que le nombre de rivets soit substantiel, cette approche a conduit à des réparations fiables et opérationnelles.

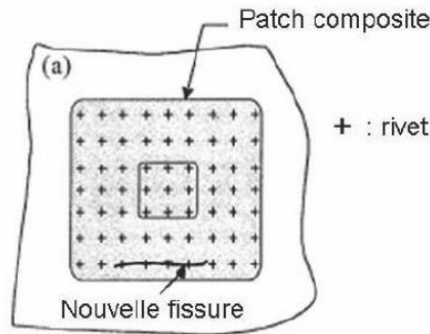


Figure 1. 26: Réparation par patch composite riveté [32]

3.6 Applications des matériaux composites

Les matériaux composites présentent des avantages significatifs par rapport aux matériaux traditionnels. Ils offrent des caractéristiques fonctionnelles telles que la légèreté, la résistance mécanique et chimique, une maintenance réduite et une liberté de formes. Ces composites prolongent la durée de vie des équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques, renforçant la sécurité face aux chocs et au feu. Ils améliorent l'isolation thermique, phonique, et électrique, élargissant les possibilités de conception pour des structures plus légères et des formes complexes. Dans divers secteurs d'application tels que l'automobile, le bâtiment, l'électricité et les équipements industriels, ces performances exceptionnelles stimulent l'émergence de solutions technologiques innovantes.

Les matériaux composites offrent aux industriels de nouvelles opportunités pour associer fonction, forme et matériaux, en créant des matériaux et systèmes de plus en plus performants afin de répondre de manière plus efficace à des besoins parfois contradictoires, auxquels les matériaux homogènes classiques ont du mal à satisfaire.

A titre d'exemple, le tableau 1 résume l'application de la réparation par matériaux composites de certains types d'avions et l'endommagement en question [33].

Tableau 1. 2: Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF [32]

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

Résumé

Dans ce chapitre, les mécanismes de l'endommagement par fatigue ont été présentés. Les chargements cycliques appliqués ont été identifiés à savoir le chargement à amplitudes constantes et chargements à amplitudes variables. Un aperçu général sur les matériaux composites, leurs applications pour la réparation des fissures de fatigue et avantages ont été données. Cette présentation théorique permet d'aborder les effets de la réparation par composite patch sur le comportement en fatigue des structures fissurées à travers un état de l'art.

CHAPITRE II :

Etat de l'art

1 Introduction

La réparation des structures fissurées à l'aide de patchs composites est largement utilisée pour améliorer la résistance mécanique et la résistance à la fatigue, en réduisant le facteur d'intensité de contrainte au niveau de la fissure, ce qui prolonge la durée de vie des structures. Cette méthode de réparation est avantageuse par rapport aux techniques traditionnelles telles que le soudage, le boulonnage et le rivetage. Ce chapitre vise à présenter un état de l'art des recherches effectuées dans le domaine de la réparation des structures endommagées sous chargements variables ou cycliques. L'utilisation de patchs composites pour la réparation a été initiée dans le secteur aéronautique par des chercheurs australiens. Ainsi, des études sur le comportement en fatigue des structures réparées par patch composite sont menées pour situer les avancées de la recherche dans ce domaine et contribuer à cet axe de recherche.

2 Effets de la réparation par patch composite sur le comportement en rupture

L'étude conduite par **Fekirini et al [34]** se concentre sur l'impact de la réparation par patch des structures raidies. L'analyse explore l'effet de cette méthode de réparation sur le facteur d'intensité des contraintes en utilisant l'intégrale de contour "J" comme approche énergétique pour décrire le comportement en rupture de la plaque réparée. L'étude comparative des résultats obtenus des valeurs de l'intégrale J pour différentes configurations de réparation indique que la réparation par patch en composite est plus efficace que la réparation par raidisseur seul. Les résultats indiquent aussi que la réparation combinée par raidisseur et patch en composite est nettement plus efficace que la technique du raidisseur seul (figure 2.1) [34]. De plus, l'analyse des variations de l'intégrale J en fonction de la longueur de la fissure réparée par raidisseur met en évidence l'influence de l'épaisseur de la plaque sur l'efficacité de la réparation (figure 2.2) [34].

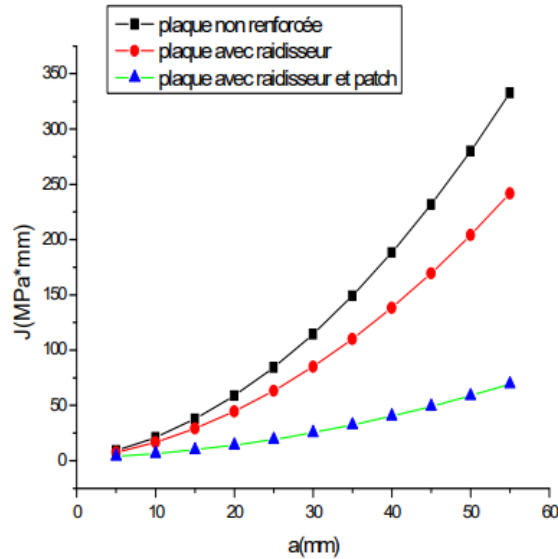


Figure 2. 1: Comparaison de renforcement par raidisseur et par patch+ raidisseur [34]

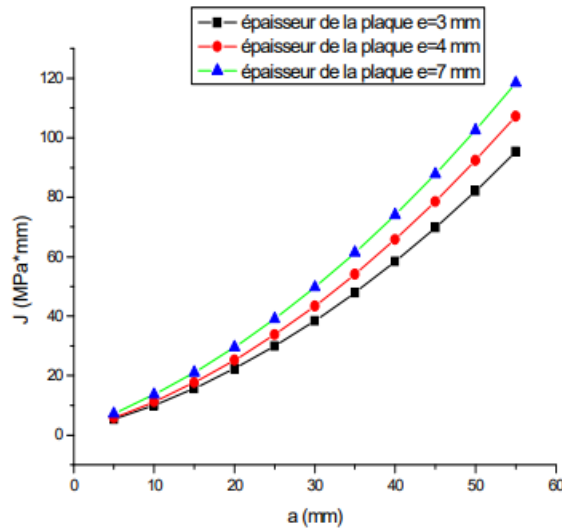


Figure 2. 2: Effet de l'épaisseur de la plaque [34]

L'étude menée par **Bezzerrouki et al** [35] met en évidence que l'efficacité de la technique de réparation par un seul patch composite en Boron/Epoxy avec deux bandes adhésives, ainsi que celle du double patch symétrique (figure 2.3), dépend de paramètres liés à la géométrie du patch, l'épaisseur du patch, matériau du patch, propriétés mécaniques des adhésifs. L'accroissement du module de cisaillement de l'adhésif favorise l'utilisation de la méthode du double adhésif facilitant ainsi un transfert efficace des contraintes de la plaque d'aluminium vers le patch composite. Par ailleurs, la diminution de l'épaisseur de l'adhésif et l'augmentation de l'épaisseur du patch améliorent la qualité du patch simple avec deux bandes adhésives. Une analyse des contraintes de cisaillement adhésif révèle des niveaux significatifs pour le double adhésif par rapport au double patch, tout en demeurant dans des valeurs

tolérables. Il a été recommandé de conduire une optimisation des paramètres de réparation. Ils soulignent également la nécessité de réaliser des essais de fatigue sur ces configurations afin d'obtenir des explications plus approfondies sur les conditions d'application de la technique à deux bandes adhésives par rapport au double patch. La comparaison de l'efficacité de chaque réparation sur l'influence du facteur d'intensité de contrainte (FIC) est donnée par (figure 2.4) **Niu et Su [36]** ont aussi exploré l'impact de la réparation par du double patch sur une plaque d'aluminium fissurée par l'étude de la variation du FIC.

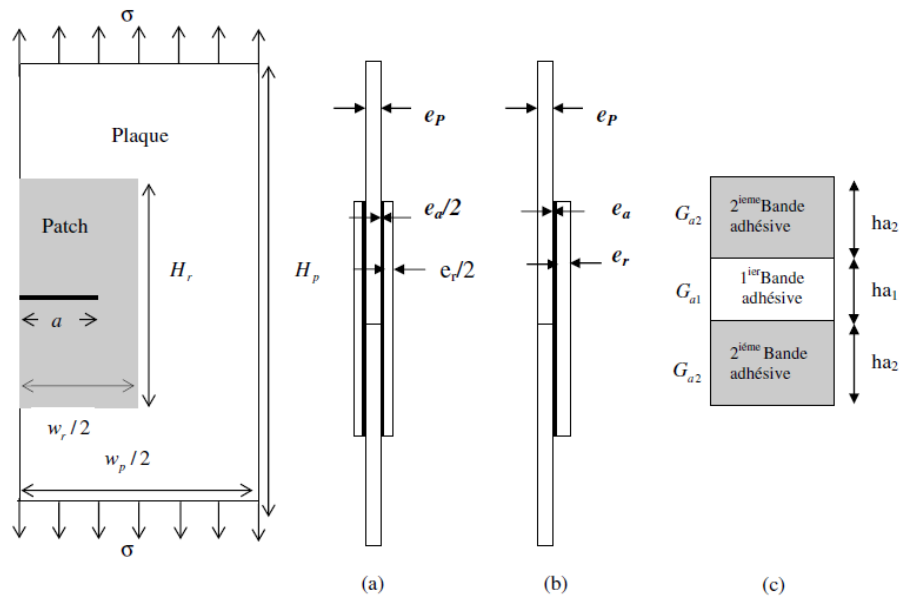


Figure 2. 3: Modèles géométriques de réparation par (a) double patch, (b) simple patch avec deux bandes adhésifs(c) Modèle de configuration d'adhésive [35]

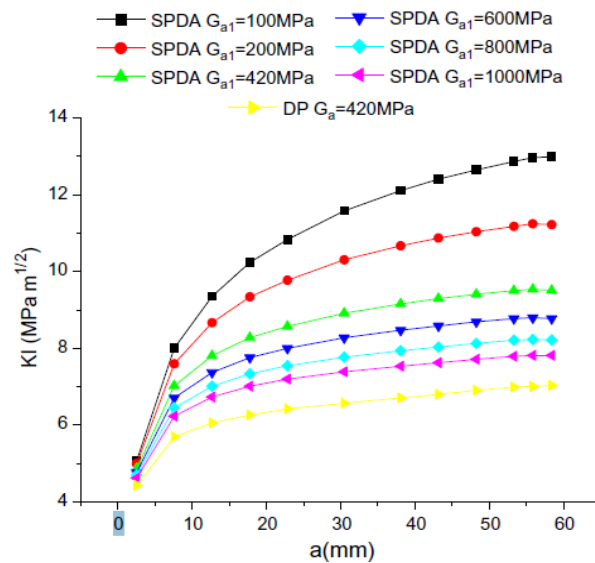


Figure 2. 4: Evolution du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure pour différent module de cisailent (double patch DP), (simple patch : SPDA) [35]

L'effet de la réparation par simple patch et double patch en Graphite/Epoxy a fait l'objet d'une étude numérique conduite par **Madani et al [37]**. L'étude a montré aussi l'effet du nombre de plis et de l'épaisseur de l'adhésif sur la rupture d'un panneau fissuré. Une réduction du FIC est constatée pour des réparations à double patch comparativement par rapport au simple patch (figure 2.5). Les résultats obtenus mettent aussi en évidence l'importance des épaisseurs des patches et de l'adhésif sur les facteurs d'intensité de contrainte et les déplacements d'ouverture des fissures (figure 2.6).

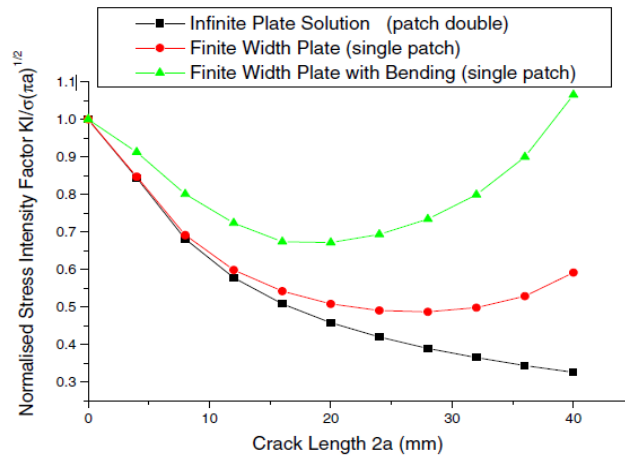


Figure 2. 5: Evolution du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur pour 14 plis et 0.1 mm épaisseur de l'adhésive [37]

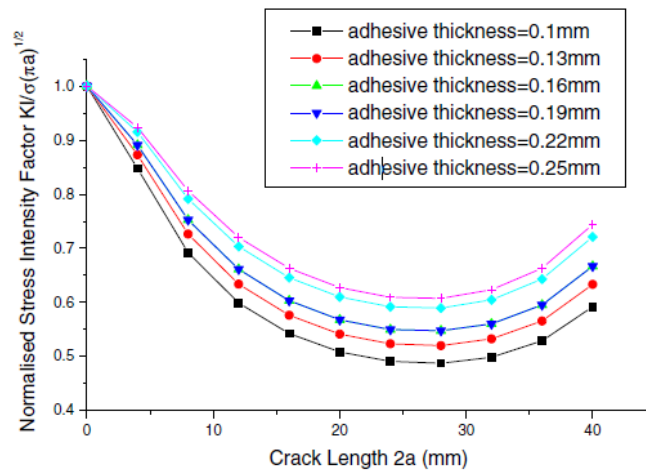


Figure 2. 6: Influence de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC (14 plis, plaque de largeur définie, double patch) [37]

L'étude menée par **Belhouari et al [38]** a porté une étude numérique par méthode élément fini sur effet de la réparation des fissures dans des plaques métalliques soumise à un chargement en mode I et en mode mixte par double patch. Les résultats obtenus ont montré une réduction significative de la valeur du facteur d'intensité de contrainte au niveau de la pointe de la

fissure dans le cas de l'utilisation du double patch symétrique par rapport au simple patch (figure 2.7). De plus, le gain d'épaisseur du composite obtenu par le double patch est également considérable dans les deux modes de chargement (figure 2.8). Ces conclusions sont en accord avec d'autres études qui ont montré les avantages des doubles patches symétriques en réduisant FIC à la pointe de la fissure. Enfin, il est recommandé d'optimiser l'épaisseur du patch pour améliorer les performances du système de réparation des fissures en mode I et en mode mixte.

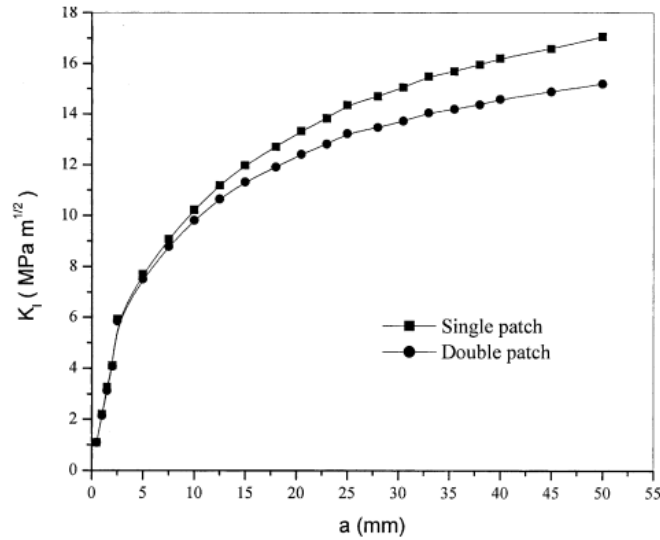


Figure 2. 7: Comparaison du FIC entre les fissures réparées par simple et double patch [38]

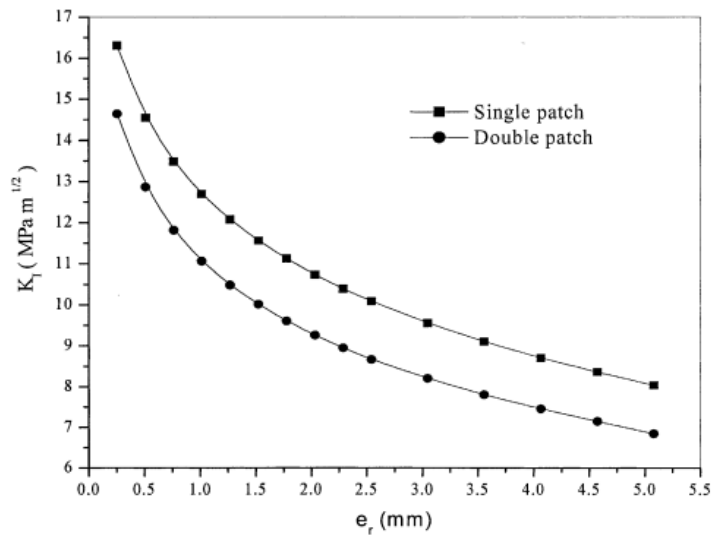


Figure 2. 8: Effet de l'épaisseur du patch sur la variation du FIC mode I [38]

L'étude menée par **B. Bouiadjra et al [39]** se concentre sur l'analyse comparative des réparations par simple et double patch symétriques composites dans les structures d'aéronefs. Les résultats montrent que pour de faibles valeurs des longueurs de fissure, il n'y a aucune différence dans le facteur d'intensité de contrainte entre le patch simple et double symétrique. Ce comportement s'explique par le fait que pour de faibles longueurs de fissure, les valeurs des facteurs d'intensité de contrainte sont insuffisantes pour mettre en évidence les avantages du double transfert de contraintes (figure 2.9). Il est démontré que l'absorption double du stress dans la réparation symétrique double contribue à une amélioration importante des performances de réparation. Il est souligné que les propriétés adhésives doivent être optimisées pour renforcer les avantages de la réparation composite double symétrique. En conclusion, l'étude montre que les propriétés mécaniques et géométriques de l'adhésif doivent être optimisées pour améliorer les performances de la technique de double patch dans les réparations de structures d'aéronefs.

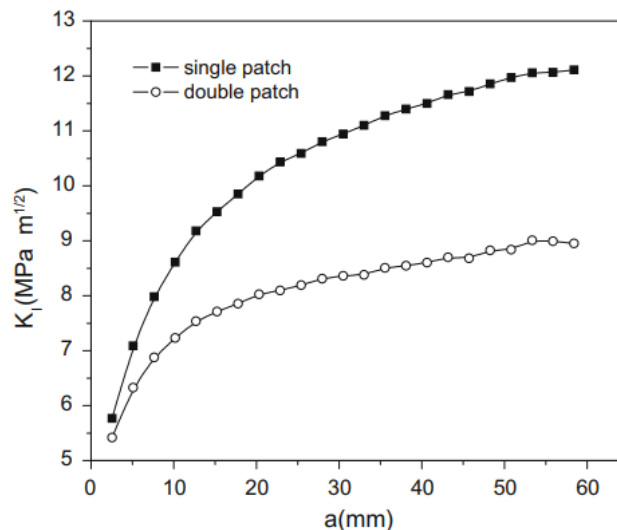


Figure 2. 9: Variation du FIC entre les fissures réparées par simple et double patche pour une épaisseur de patch $e_r = 2$ mm [39]

3 Effets de la réparation par patch composite sur la propagation des fissures de fatigue

L'étude menée par **Albedah et al [40]** présente une analyse des effets de la réparation par simple patch des alliages d'aluminium 2024 T3 et 7075 T6 sur le comportement en fatigue par approche expérimentale et numérique. Essentiellement, l'effet de la longueur du patch sur la propagation des fissures de fatigue est étudié sous la variation du rapport de charge. Les résultats des essais de fatigue ont montré que la durée de vie des plaques réparées par patch composite est réduite avec l'augmentation de la longueur du patch indépendamment de la

nature du matériau de la structure réparée (figure 2.10). Ce constat est confirmé numériquement avec l'augmentation du facteur d'intensité de contrainte en liaison avec l'augmentation de la longueur du patch. Cet effet est expliqué par la présence d'un moment de flexion secondaire généré par l'application d'un seul patch composite unilatéral. Afin d'éliminer l'effet de l'augmentation de la longueur du patch, la longueur optimale a été optimisée. Du point de vue fissuration, les vitesses de fissuration augmentent aussi avec l'augmentation de la longueur du patch (figure 2.11 et 2.12) où l'effet est plus significatif pour l'alliage 7075 T6 (figure 2.13).

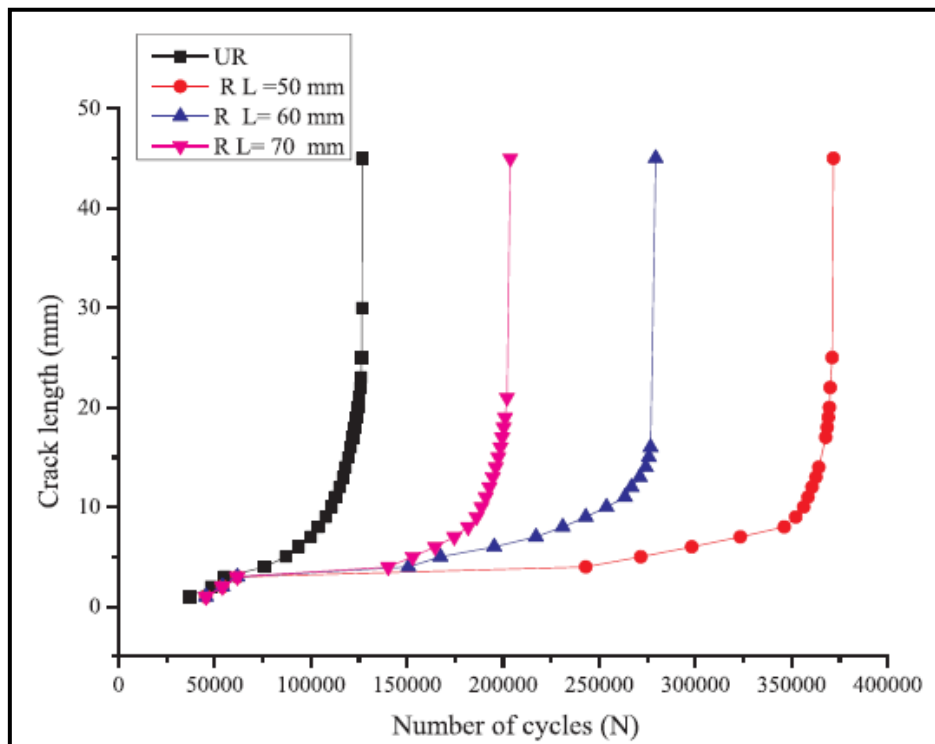


Figure 2. 10: Courbes des durées de vie pour l'alliage 2024 T3 à R=0.1 [40]

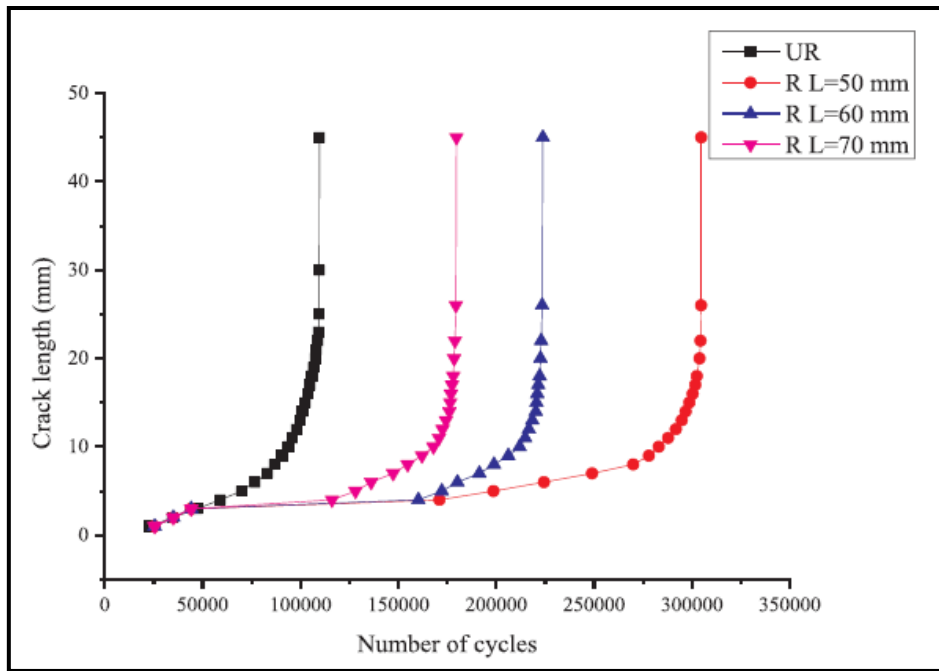


Figure 2. 11: Courbes des durées de vie pour l'alliage 2024 T3 à R=0 [40]

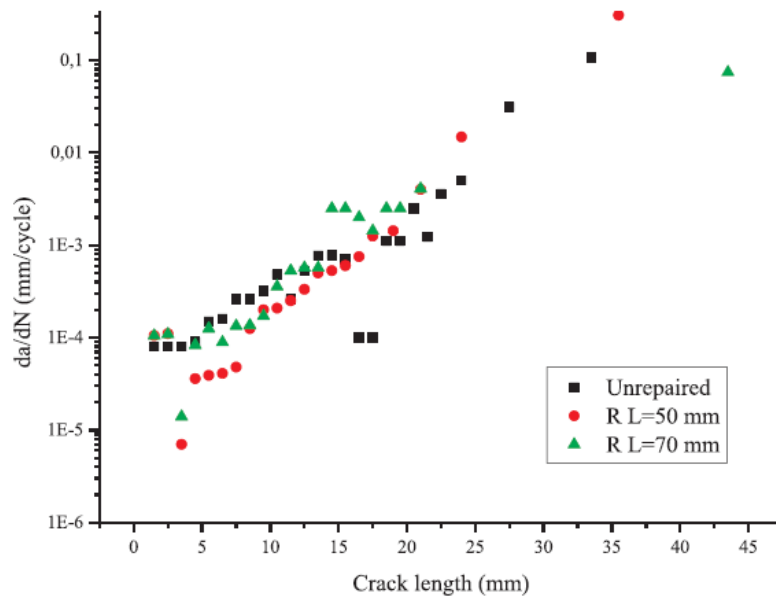


Figure 2. 12: Vitesse de fissuration pour l'alliage d'aluminium 2024 T3 à R=0 [40]

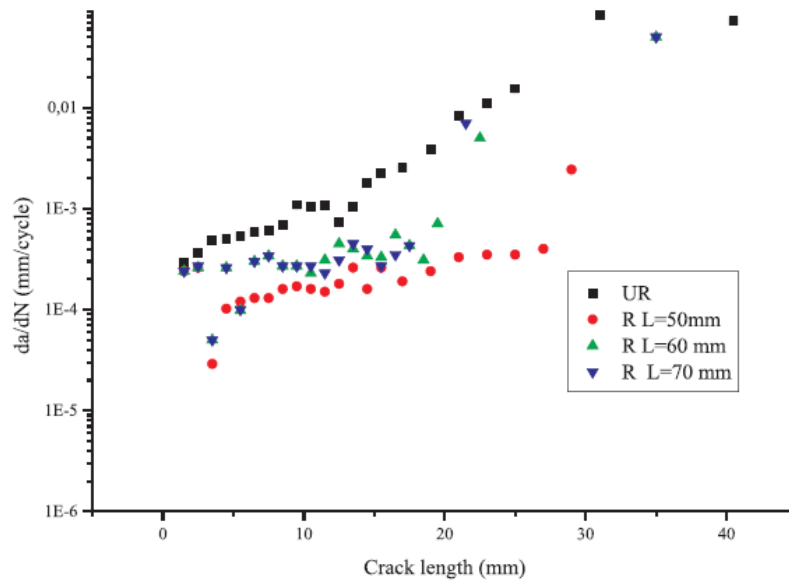


Figure 2. 13: Vitesse de fissuration pour l'alliage d'aluminium 7075 T6 à R=0.1 [40]

L'étude menée par **Jones et al. [41]** se concentre sur la réparation des fissures par patch et la prédiction de la croissance des fissures de fatigue. Les résultats mettent en évidence que la loi de propagation de Frost-Dugdale s'applique aux fissures réparées avec des composites, même dans des structures métalliques, engendrant deux principaux effets, la réduction des contraintes de section nette et le pontage des fissures. Les essais de fatigue conduits montrent que le facteur d'intensité des contraintes peut être déduit des études de croissance des fissures, notamment par la réflexion des rayons X. Pour les petites fissures réparées avec des composites, l'effet prédominant du patch est la réduction des contraintes de section nette. Cette action contribue significativement à réduire le facteur d'intensité des contraintes, entravant ainsi la croissance des fissures. Les résultats de propagation (figure 2.14) montrent qu'il existe une relation linéaire entre la durée de vie et la longueur de la fissure [41, 42].

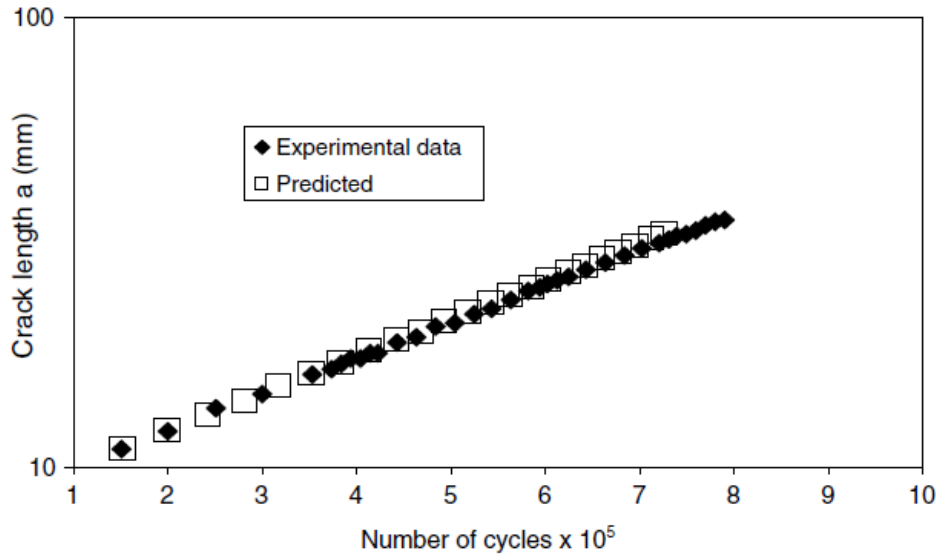


Figure 2. 14: Evolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycle pour une plaque SENT réparée par Boron /Epoxy [41, 42]

L'étude conduite par **Seo et Lee** [43] examine le comportement de propagation des fissures de fatigue d'une plaque épaisse en alliage d'aluminium fissurée réparée avec un patch composite en Graphite/Epoxy. Le comportement de propagation des fissures dans des panneaux épais réparés avec des patches composites collés a été évalué, en utilisant appliquant les relations facteur d'intensité de contrainte/longueur de la fissure (figure 2.15) et la vitesse de propagation/facteur d'intensité de contrainte (figure 2.16) comme critères d'efficacité de la réparation. Les résultats des essais de fatigue sont comparés à ceux obtenus par analyse numérique (FEM) où l'on note une concordance satisfaisante.

L'évolution de la vitesse de propagation en fonction du facteur d'intensité de contrainte (figure 2.16) montre l'effet bénéfique de la réparation par patch par rapport à une structure non réparée. En conclusion, les résultats confirment l'efficacité des réparations par patch composite collé pour la réparation de plaques d'aluminium fissurées, soulignant la réduction de la concentration de contraintes et l'amélioration du transfert de charge.

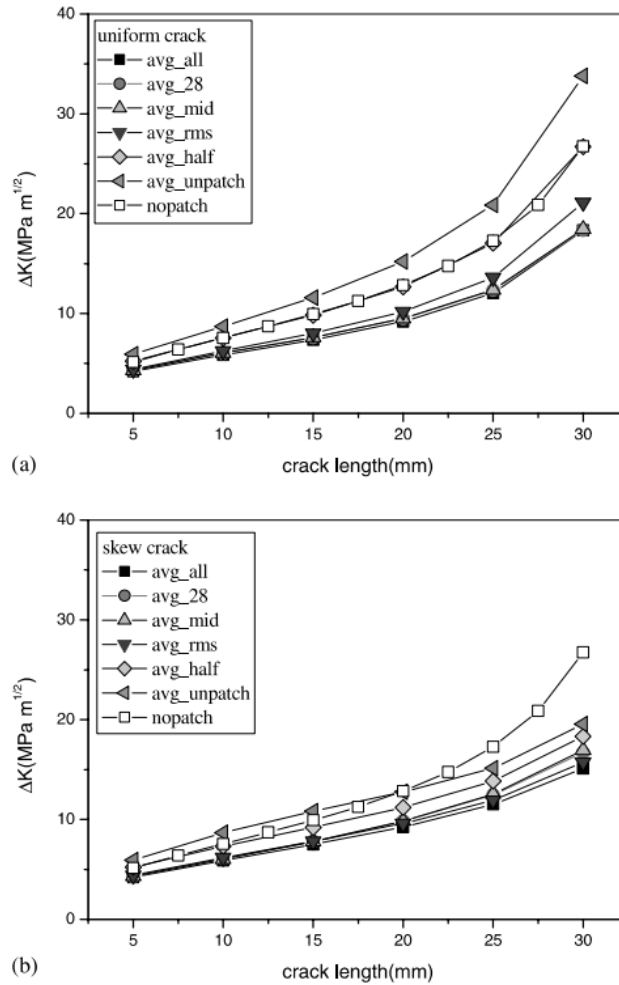


Figure 2. 15: Comparaison du ΔK déterminée à partir des résultats expérimentaux et résultats moyennes numériques : (a) front de fissure uniforme (b) front de fissure incliné [43]

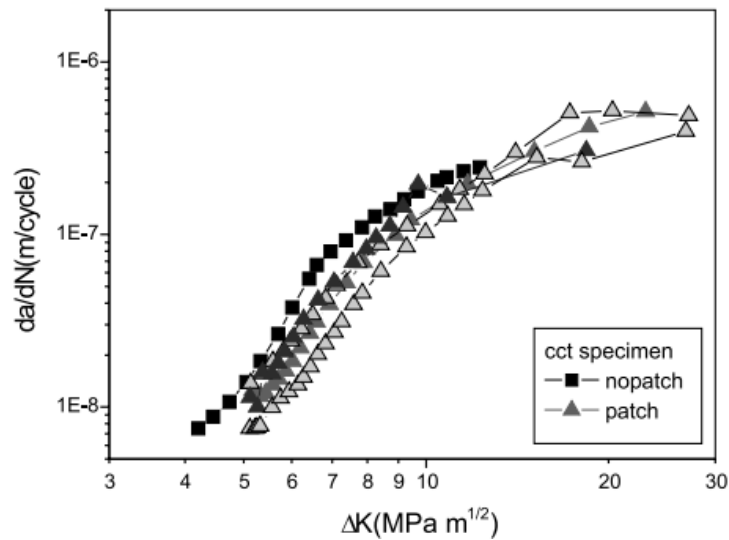


Figure 2. 16: Evolution de la vitesse de propagation des fissures de fatigue d'une structure réparée par patch et non réparée [43]

Dans le même contexte, **Jian-Bin et al. [44]** ont démontré expérimentalement l'efficacité et la fiabilité des réparations de plaques d'aluminium épaisses avec des patches composites des deux côtés, en termes d'amélioration significative de la durée de vie en fatigue et de la réduction des contraintes à la pointe de la fissure. La durée de vie est améliorée de 31 fois pour la plaque réparée par patch par rapport à la plaque non réparée (figure 2.17).

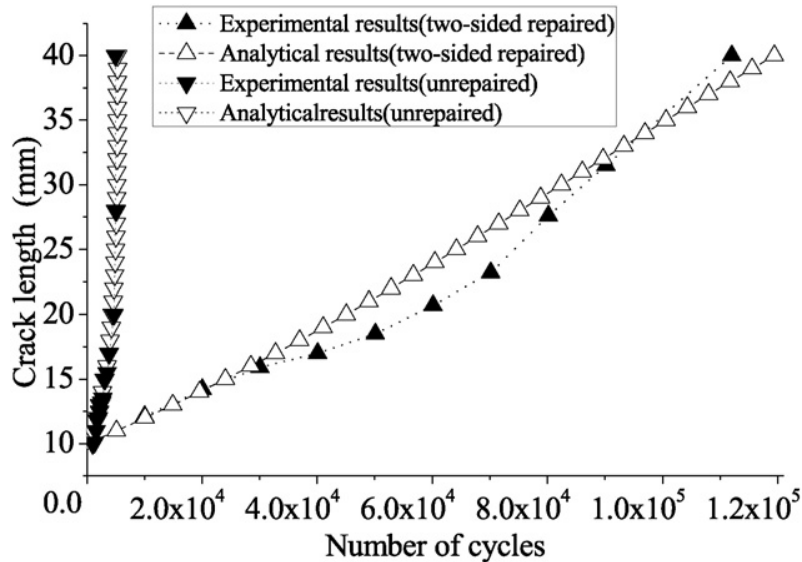


Figure 2. 17: Comparaisons des résultats numériques et expérimentales de la durée de vie pour plaque non réparée et plaque réparées des deux faces [44]

L'étude menée par **Duong et al. [45]**, a démontré que les méthodes analytiques existantes pour l'analyse des réparations par patch sont capables de prédire avec précision la propagation des fissures de fatigue et l'attraction de charge associée. Les prédictions analytiques présentent un accord satisfaisant avec les résultats des essais expérimentaux. En outre, les prédictions des contraintes et des déformations se révèlent généralement plus précises pour les réparations à patch rectangulaire. Globalement, les comparaisons entre les prédictions analytiques et les résultats des essais expérimentaux mettent en évidence une bonne concordance, soulignant la fiabilité des méthodes analytiques pour anticiper la propagation des fissures ainsi que les concentrations critiques de contraintes ou de déformations dans les réparations composites à double face (figure 2.18).

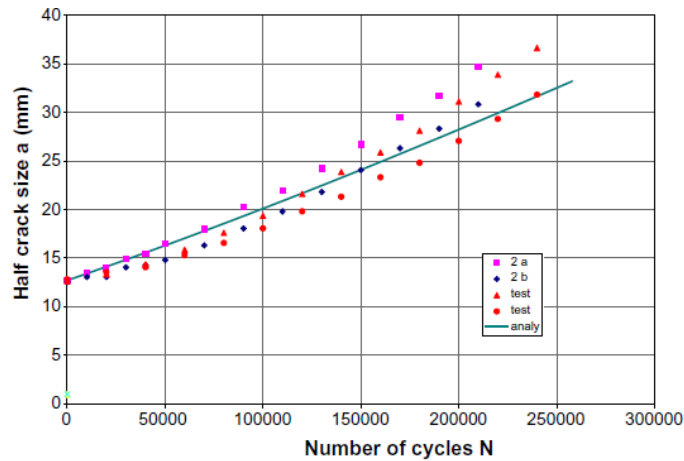


Figure 2. 18: Prédiction de la propagation des fissures pour éprouvettes réparées et résultat des tests pour la configuration de l'éprouvette [45]

La prédiction de la propagation des fissures réparées par double patch a fait l'objet d'une investigation conduite par **Benachour et al.** [46]. Cette étude se concentre sur l'impact de la réparation par double patch sur la propagation des fissures de fatigue, particulièrement dans le cas de l'alliage d'aluminium 2219 T62 sur une plaque fissurée SENT. Les résultats mettent en évidence les effets bénéfiques de la réparation par patch sur la durée de vie en fatigue (figure 2.19) et les vitesses de propagation des fissures de fatigue (figure 2.20) comparativement aux plaques non réparées. L'effet de réparation par double patch présente un faible effet sur la vitesse de fissuration comparativement par rapport à la réparation par simple patch (figure 2.20).

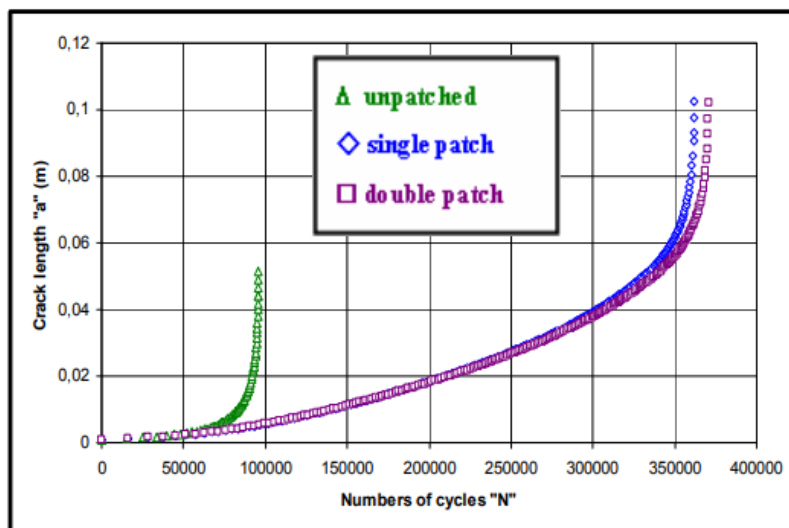


Figure 2. 19: Comparaison de la durée de vie en fatigue de la plaque réparée par simple patch et double patch pour $R=0.2$ [46]

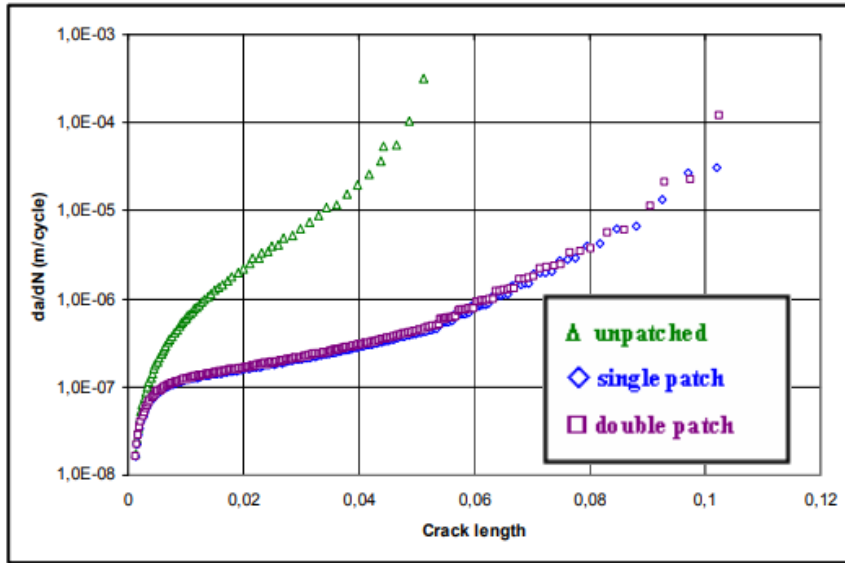


Figure 2. 20: Comparaison des vitesses de propagation de la plaque réparée par simple patch et double patch pour R=0.2 [46]

Les effets de surcharges sur la durée de vie en fatigue de panneaux en alliage d'aluminium réparés avec des patches composites collés ont été étudiés par **Bouchkara et al** [47]. Les résultats expérimentaux (figure 2.21) montrent que l'application de surcharges contribue plus à l'augmentation de la durée de vie en présence de patch comparativement à la structure non réparée.

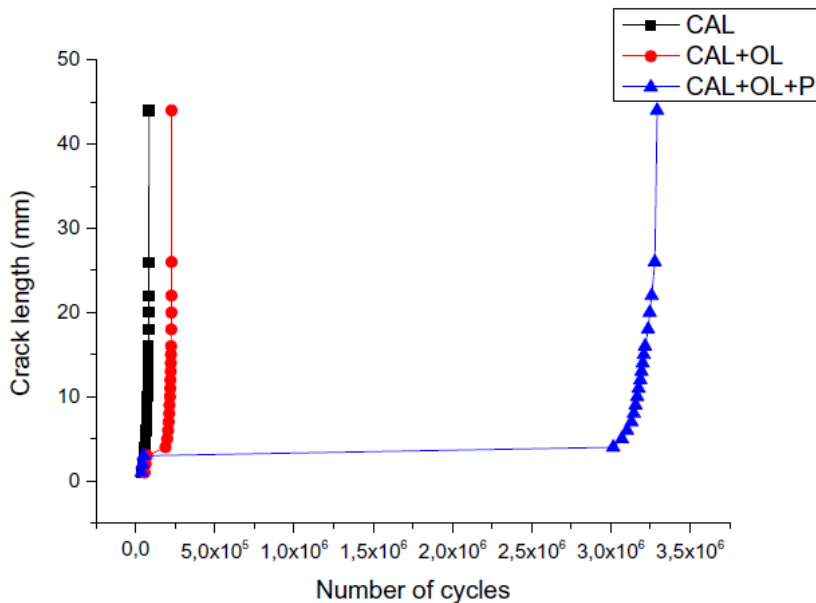


Figure 2. 21: Durée de vie en fatigue pour différent cas de chargement (CAL : chargement à amplitude constante sans réparation, Cal+OL : chargement constant à amplitude constante +surcharge sans réparation, CAL+OL+P : chargement constant à amplitude constante + surcharge+ réparation [47]

Récemment, **Wang et al. [48]** ont étudié l'influence de la réparation par plaque en aciers collés comme moyen de réparation des fissures de fatigue principalement dans les poutres en caisson des ponts. Quatre configurations d'études ont été investigués plaque nue, simple patch, double patch et trou d'arrêt (figure 2.22). Les résultats montrent que les patches en acier collés améliorent significativement la durée de vie en fatigue des plaques d'acier fissurées et que le renforcement est plus efficace pour les éprouvettes réparées à double face que pour ceux à simple face (figure 2.23). Cependant, l'effet de la technique de réparation par patches d'acier collés par adhésive a un effet positif sur la fissuration par fatigue dans les plaques d'acier, en particulier lorsque les patches sont placés des deux côtés de la fissure (figure 2.24) [49]. Cependant, l'efficacité de la méthode de réparation par trou d'arrêt est limitée pour les plaques fissurées [50]. L'analyse morphologique a montré que la méthodologie des patches adhésifs est efficace pour améliorer la durée de vie en fatigue des ponts en acier. Les résultats de l'étude peuvent contribuer à améliorer l'entretien des ponts en acier et à prolonger leur durée de vie en fatigue.

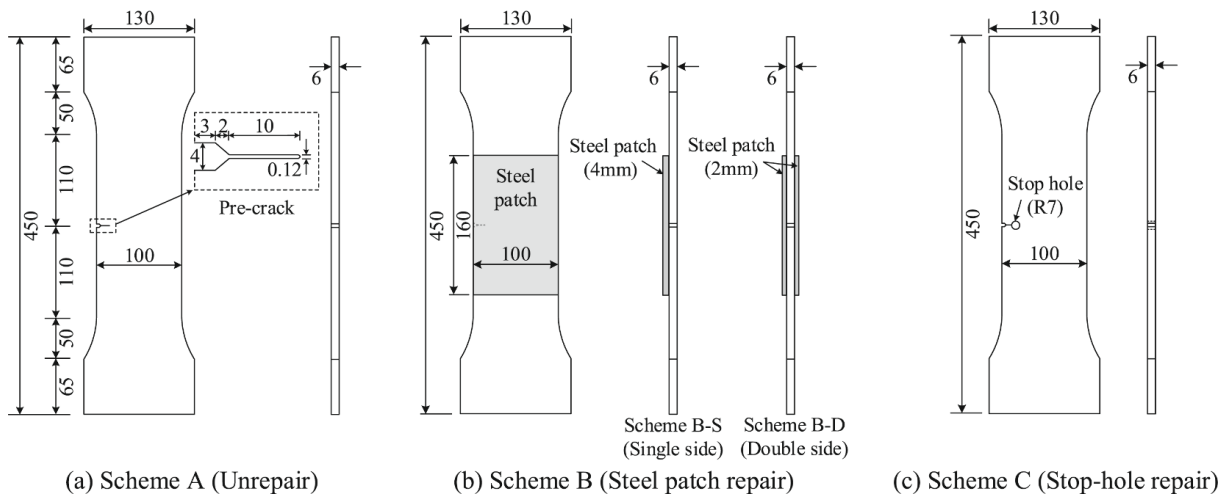


Figure 2. 22: Méthodes de réparation des fissures de fatigue [48]

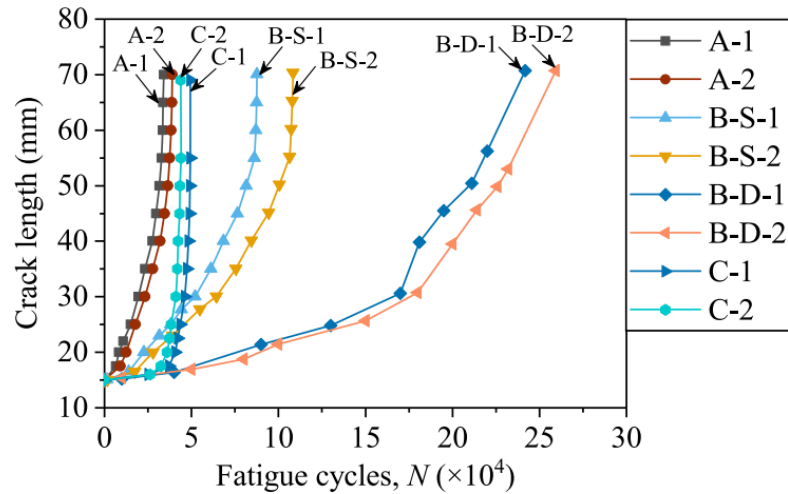


Figure 2. 23: Evolution de la longueur des fissures en fonction de la durée de vie en fatigue [48]

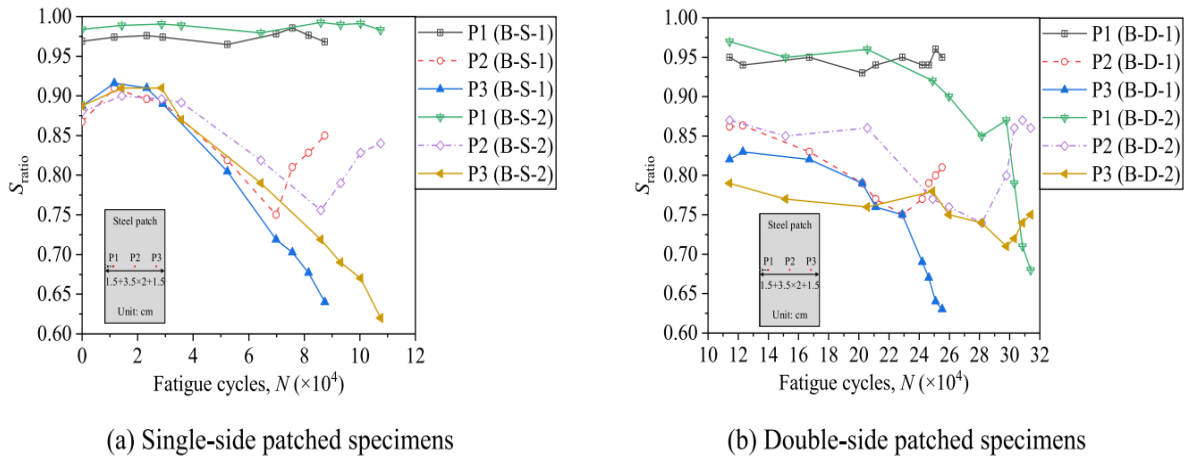


Figure 2. 24: Relation entre le rapport de déformation et les cycles de fatigue [48]

Tsai et Shen [51] ont analysé le comportement en fatigue des plaques épaisses fissurées en aluminium et réparées par patchs composites expérimentalement et numériquement (simple patch et double patch dont le but est de prolonger la durée de vie en fatigue des avions vieillissants. L'étude met en évidence l'importance de l'utilisation de patchs composites pour les réparations en raison de leur nature non corrosive, de leur facilité de fabrication et de leur grande résistance. L'évolution des FIC, montre que la réparation par double réduit considérablement ce dernier par rapport à la réparation par simple patch et ou sans réparation (figure 2.25) d'où l'augmentation de la durée de vie en fatigue.

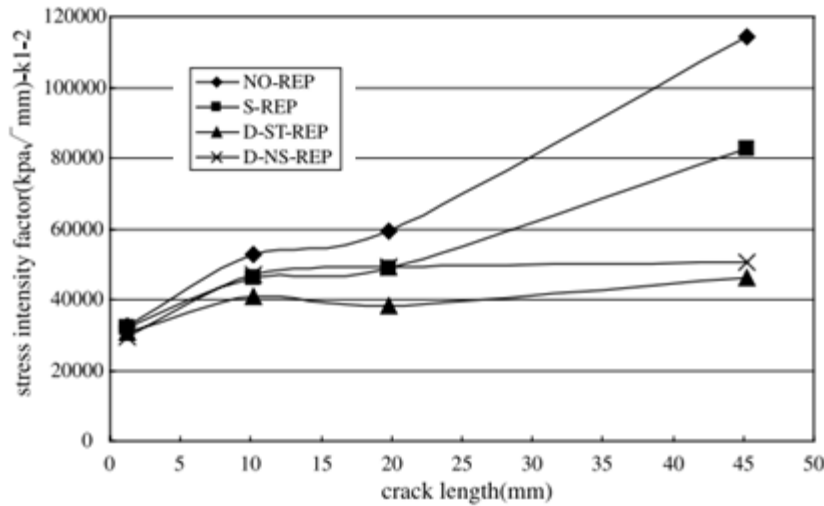


Figure 2. 25: Facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure au milieu de l'épaisseur de l'éprouvette [51]

Les effets de la forme du patch sur la croissance de fissures de fatigue dans des panneaux en aluminium réparés avec des patches composites collés a fait l'objet d'une étude conduite par **Khan et al** [52]. Des essais expérimentaux ont été conduits sur trois formes de patch (rectangulaire, trapézoïdal et triangulaire) ainsi que leurs orientations (figure 2.26). Les résultats montrent que les patches rectangulaires offrent une réparation plus efficace comparativement par rapport à l'utilisation des patches triangulaires orientés à gauche (Figure 2.27). L'étude a met aussi en évidence l'importance des propriétés mécaniques et géométriques des patches, ainsi que les conditions de chargement cycliques.

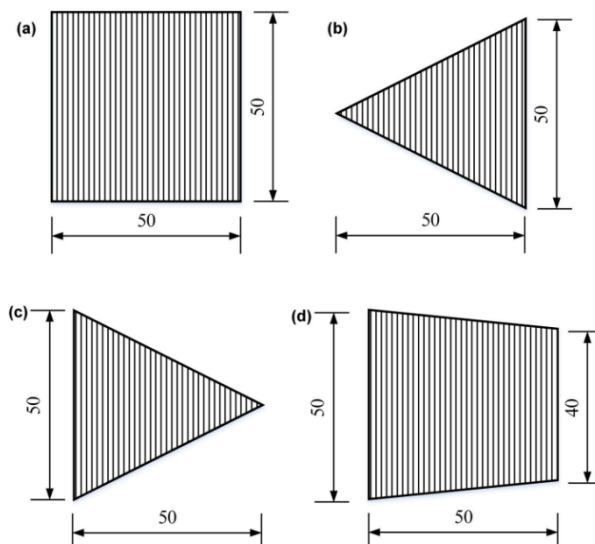


Figure 2. 26: Différentes formes de patch : (a) rectangulaire, (b) triangulaire orienté vers la gauche, (c) triangulaire orienté vers la droite et (d) trapézoïdal [52]

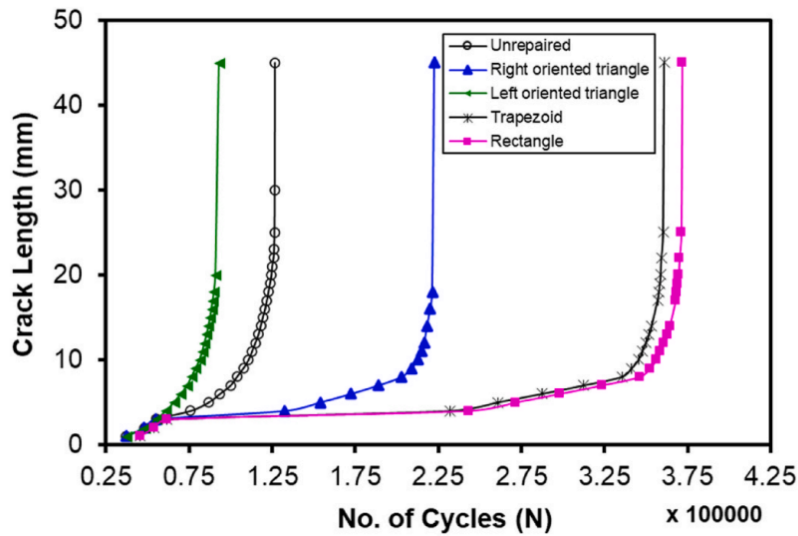


Figure 2. 27: Durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées et non réparées en alliage d'aluminium 2024-T3 [52]

L'étude du comportement en fatigue des plaques en alliage d'aluminium 7075 T6 réparées par Boron/Epoxy à 8 plis conduite par **Khan et Es-Saheb al. [53]** sous chargement cyclique a montré que la durée de vie en fatigue a augmenté de trois fois par rapport à la durée de vie de la plaque non réparée. Pour une réparation à 4 et 6 plis, aucune différence n'est constatée en durée de vie (Figure 2.28).

La réparation par patch composite en Carbon/Epoxy sous chargement par bloc à amplitudes variables pour deux rapports de charge $R=0$ et $R=0.1$ (figure 2.29) est conduite expérimentalement par **Albedah et al. [54]** sur l'alliage 7050 T6. Les résultats obtenus par **Albedah et al. [54]** ont montré une amélioration de la durée de vie en fatigue de l'éprouvette réparée pour chargement à bloc en augmentation d'amplitude. Une différence en durée de vie d'entre les éprouvettes non réparées et réparées sous chargement à bloc L-H est autour 5000cycles pour $R=0$ et 10000 cycles pour $R=0.1$ (figure 2.30). On note aussi que l'écart en durée de vie est significatif pour la structure réparée sous chargement H-L et est de l'ordre de 78000 cycles à $R=0$ et de 58000 cycles à $R=0.1$ (figure 2.31)

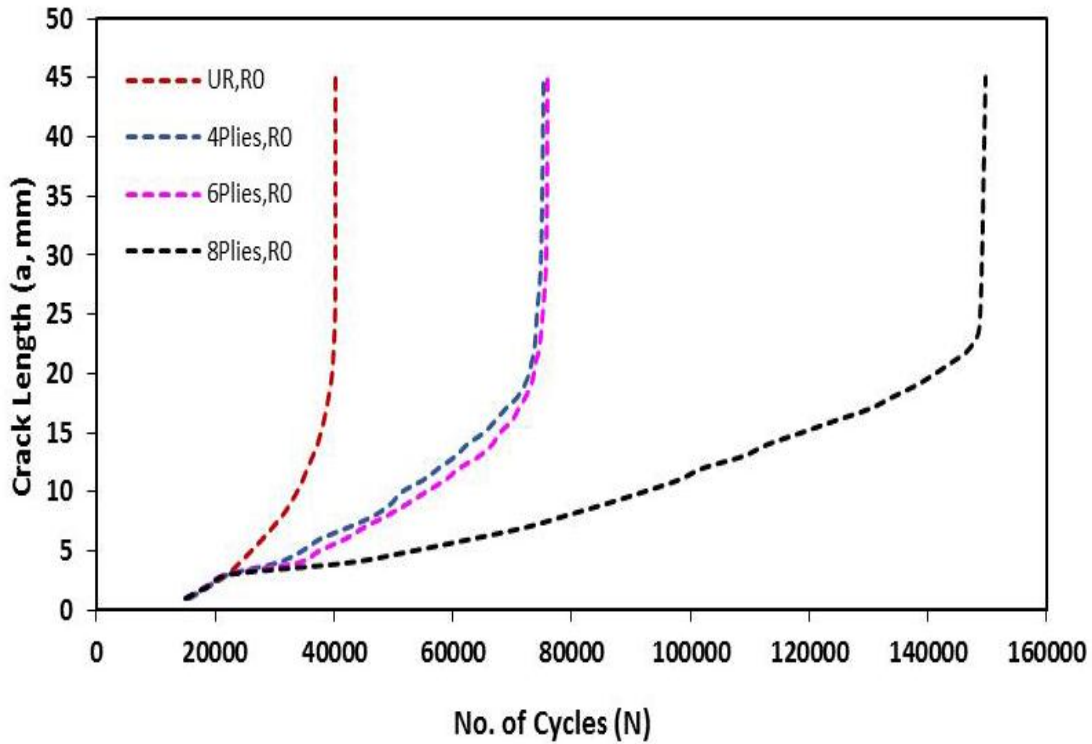


Figure 2. 28: Effet de l'épaisseur du patch sur la durée de vie en fatigue des plaques réparées et non réparées [54]

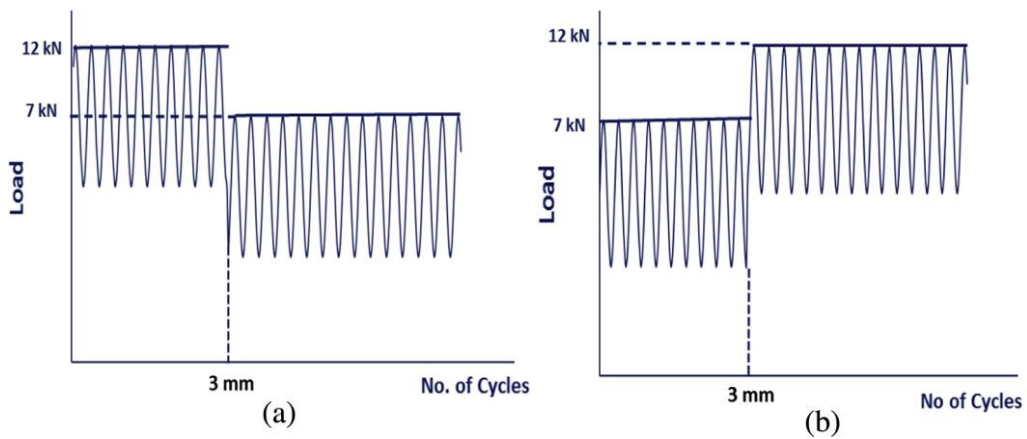


Figure 2. 29: Blocs de chargement à amplitude variable (a) bloc à diminution en amplitude (H-L) (b) bloc à augmentation en amplitude (L-H) [54]

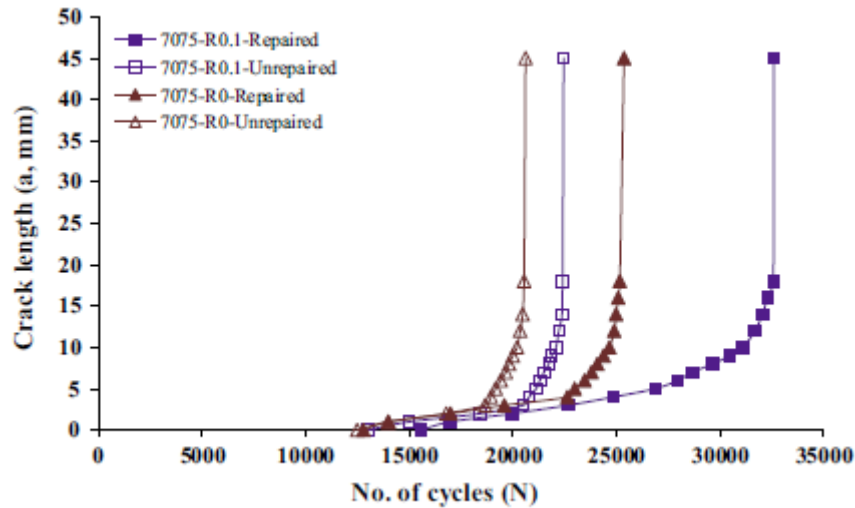


Figure 2. 30: Durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées et non réparées sous bloc de chargement (L-H) [54]

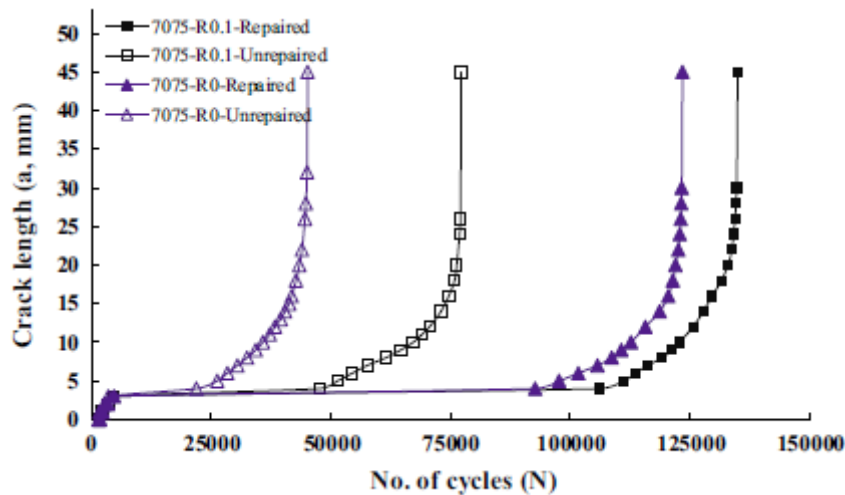


Figure 2. 31: Durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées et non réparées sous bloc de chargement (L-H) [54]

L'effet du taux de surcharges sur la propagation des fissures de fatigue des alliages 2027 T351 et 7075 T6 a fait l'objet d'une étude expérimentale menée par **Khan et al.** [55]. Les résultats ont révélé que l'augmentation du taux de surcharge a fait augmenter le retard à la propagation et que la durée de vie dépend de l'application de la surcharge (avant ou après réparation). A un 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 2.32 et figure 2.33).

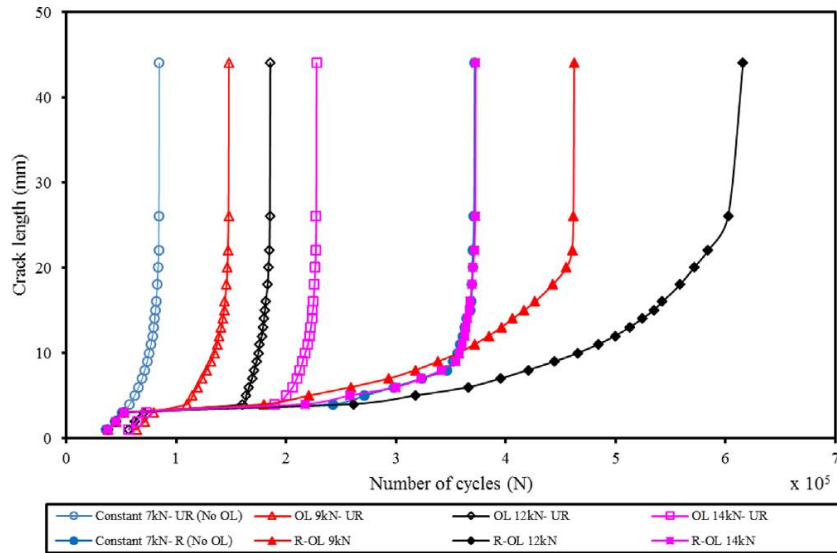


Figure 2. 32: (a) Durée de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées en Alliage d'aluminium 2024-T3 (Surcharge appliquée après collage du patch [55])

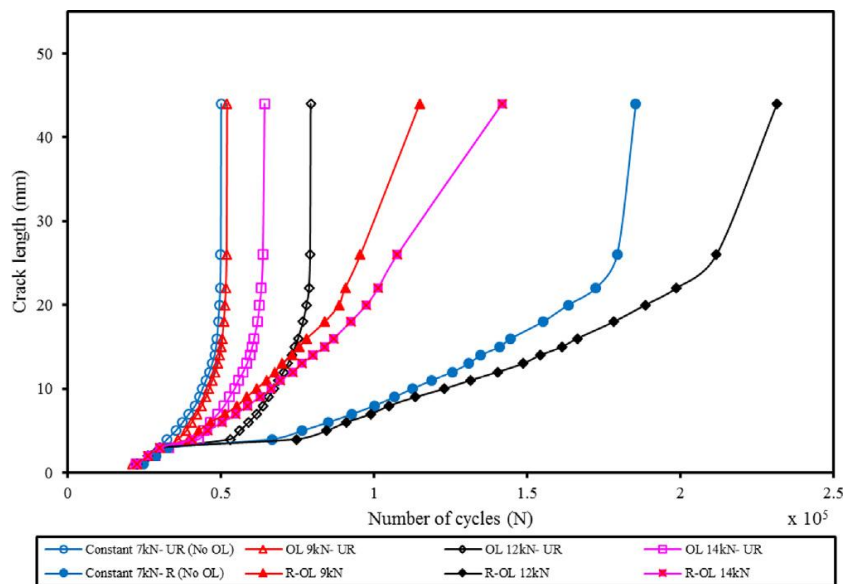


Figure 2. 33: (b) Durée de vie en fatigue pour les plaques réparées et non réparées en Alliage d'aluminium 7075 T6 (Surcharge appliquée après collage du patch) [55]

Résumé

La réparation par patch composite est de plus en plus utilisée pour augmenter la résistance mécanique et la résistance à la fatigue en réduisant la vitesse de fissuration et en prolongeant la durée de vie de la structure. Il est devenu plus efficace que les méthodes traditionnelles telles que le boulonnage et le rivetage.

Les chercheurs ont étudié le comportement à la fatigue des structures réparées par patch composites et ont montré que :

- * La réparation par patch composite améliore la durée de vie en fatigue des structures
- * La fissuration par fatigue des structures réparées dépend du rapport de chargement et de l'amplitude de chargement
- * L'effet combiné de surcharge et réparation par patch améliore la durée de vie résiduelle en fatigue
- * Les études comparatives de performances ne montrent aucune différence d'intensité de contrainte entre patch simple et double patch.

CHAPITRE III :
**Influence de la réparation par
double patch sur le
comportement en fatigue**

1 INTRODUCTION

Dans le premier chapitre, l'accent est mis sur la fissuration due à la fatigue. Les différents modèles de régulation de la fissuration par fatigue ainsi que les modèles d'interaction des chargements (modèles de retards) y sont exposés. Les résultats de la fissuration par fatigue sous chargement constant et variable sont regroupés dans ce chapitre, aussi bien pour des plaques réparées que non réparées. Pour prédire le comportement de fissuration par fatigue, on utilise le modèle Nasgro (Forman 1992). Le modèle de Willenborg généralisé (Gallagher et Hughes, 1974) est appliqué pour tenir compte des effets de surcharges et du retard généré. Un patch de forme carrée est appliqué sur une éprouvette de type SENT pour réparer la pièce fissurée (figure 3.1).

Les paramètres étudiés dans ce chapitre sont les suivants :

- Effet du taux de surcharges sur des éprouvettes non réparées
- Effet du taux de surcharges sur des éprouvettes réparées par simple et double patch
- Effet du matériau du patch

2 Modèle géométrique et matériau

La géométrie et les dimensions de l'éprouvette fissurée en alliage aluminium réparée par patch utilisée dans cette étude sont présentées sur la figure 3.1. La plaque a une épaisseur de 3 mm " t_p ", une longueur " L_p " de 320 mm et une largeur " W_p " de 160 mm. Chaque éprouvette a une fissure latérale initiale de longueur « $a_0 = 3$ mm ».

La zone endommagée de la plaque est recouverte d'un patch composite d'épaisseur " $t_r = 1.5$ mm", de longueur effective " $L_r = 80$ mm" et de largeur " $W_r = 80$ mm". Dans cette étude, le matériau utilisé est l'alliage d'aluminium 2024 T351. Le tableau 3.1 présente les propriétés mécaniques de l'alliage d'aluminium.

Le patch est en Boron/Epoxy (Tableau 3.2). La plaque considérée est sollicitée en traction uni-axiale (mode I) sous une contrainte maximale $\sigma_{\max}=80$ MPa.

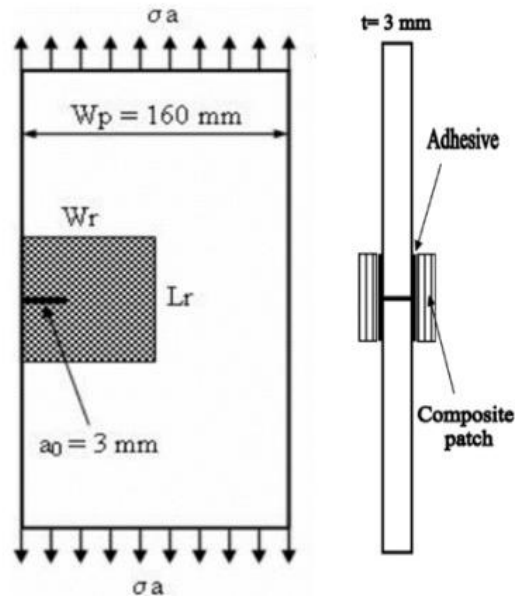


Figure 3. 1: Model géométrique d'une plaque SENT avec un patch composite collé

Tableau 3. 1: Propriétés mécaniques d'alliages d'aluminium

Matériau	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

Tableau 3. 2: Propriétés mécaniques du Boron/Epoxy

E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	G_{12} (GPa)	G_{13} (GPa)	G_{23} (GPa)	$\nu_{12}, \nu_{12}, \nu_{12}$
208	25.4	25.4	7.2	7.2	4.9	0.1677 ; 0.1677 ; 0.035

Les chargements cycliques appliqués dans cette étude sont présentés par les figures 3.2 et 3.3 avec un rapport de charge $R=0.3$.

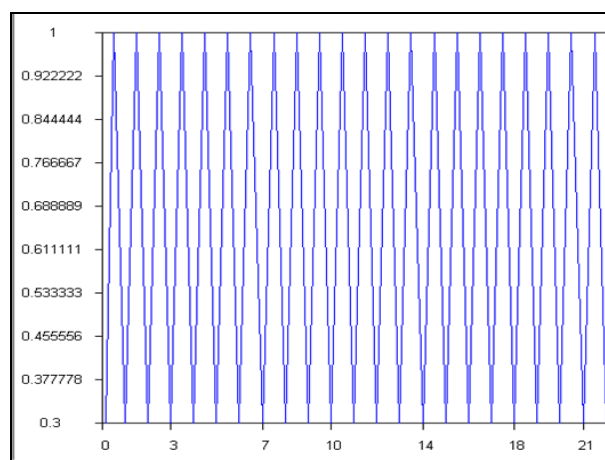


Figure 3. 2: Chargement cyclique à amplitude constante ($R=0.3$)

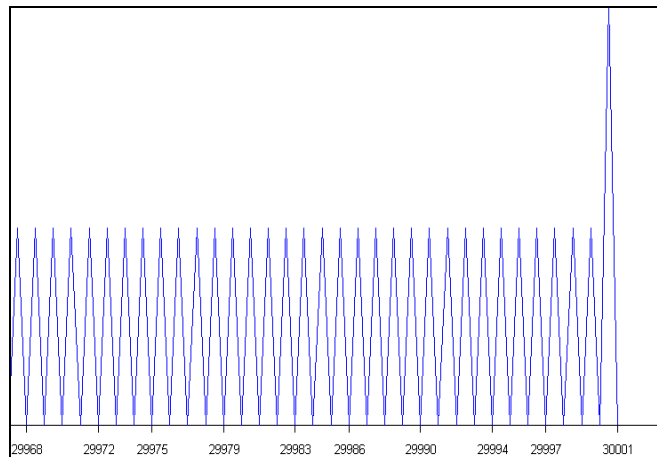


Figure 3. 3: Chargement cyclique avec une seule surcharge avec R=0.3

3 Effet du taux de surcharge

La durée de vie d'une éprouvette fissurée non réparée, avec une longueur initiale de fissure ($a_0 = 3 \text{ mm}$) et soumise à des surcharges, a été évaluée en intégrant le modèle de Willenborg généralisé. La figure 3.4 illustre l'effet du taux de surcharge "ORL" sur l'évolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles pour une éprouvette SENT en alliage d'aluminium 2024 T351, avec un rapport de charge "R = 0.3". Les résultats montrent que les taux de surcharge (ORL = 1.8, ORL = 2.0 et ORL = 2.2) entraînent des retards de fissuration par rapport à un chargement à amplitude constante. La différence en durée de vie est respectivement d'environ 19×10^3 , 34×10^3 et 69×10^3 cycles. Le taux de retard « ND / NCAL » est d'environ 1.6 pour un taux de surcharge (ORL = 2.2) (figure 3.5).

L'effet du taux de surcharge sur la vitesse de propagation de la fissure d'une éprouvette non réparée est illustré par la figure 3.6. L'évolution de la vitesse de fissuration en fonction de la longueur de la fissure sous chargement variable montre la présence d'un retard différé. Pour un taux de surcharge "ORL = 2.2", la vitesse de fissuration passe de $3.76 \times 10^{-8} \text{ m/cycle}$ sous un chargement à amplitude constante à $1.2 \times 10^{-6} \text{ m/cycle}$ sous un chargement à amplitude variable, suivie d'une décélération jusqu'à $1.72 \times 10^{-7} \text{ m/cycle}$, puis une accélération progressive de la vitesse de fissuration jusqu'à ce qu'elle atteigne la vitesse initiale avant la surcharge (figure 3.7).

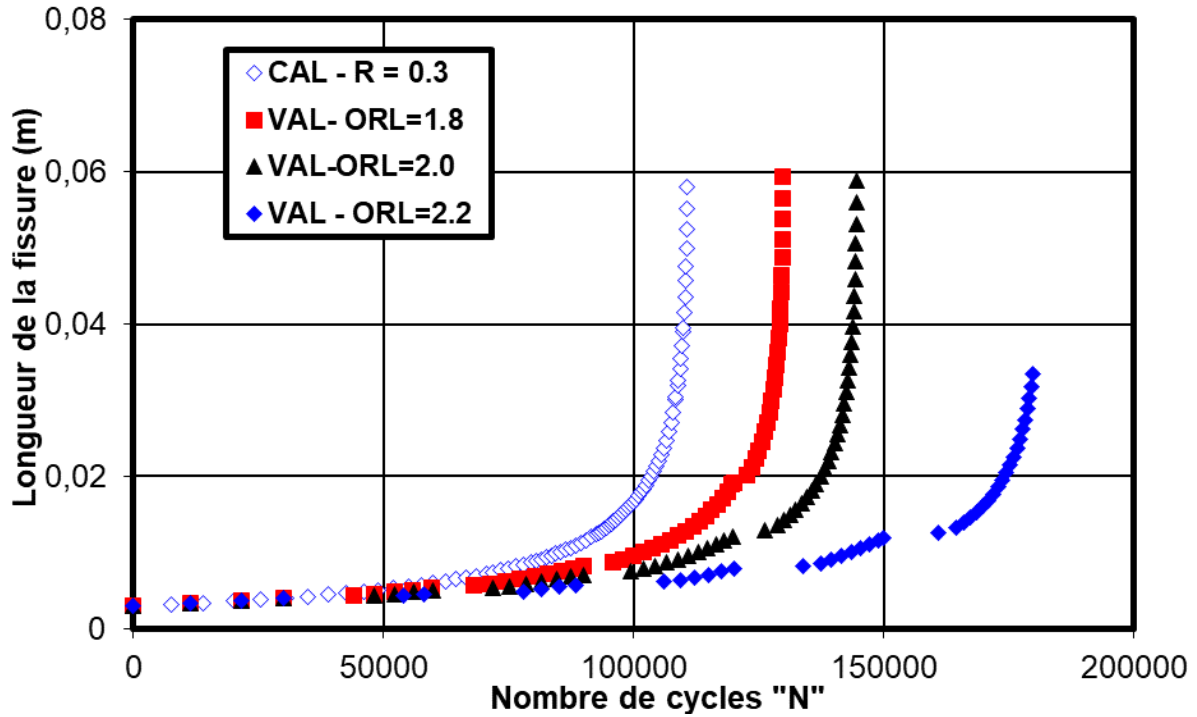


Figure 3. 4: Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351

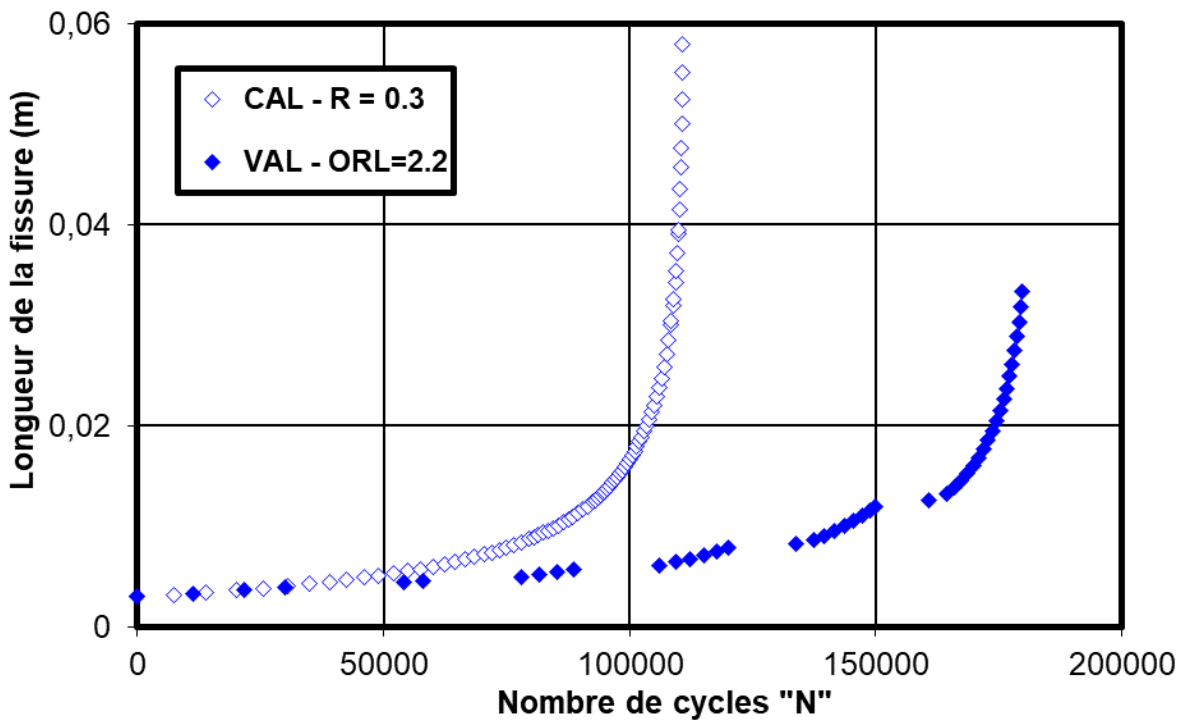


Figure 3. 5: Effet du chargement variable sur la durée de vie d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351

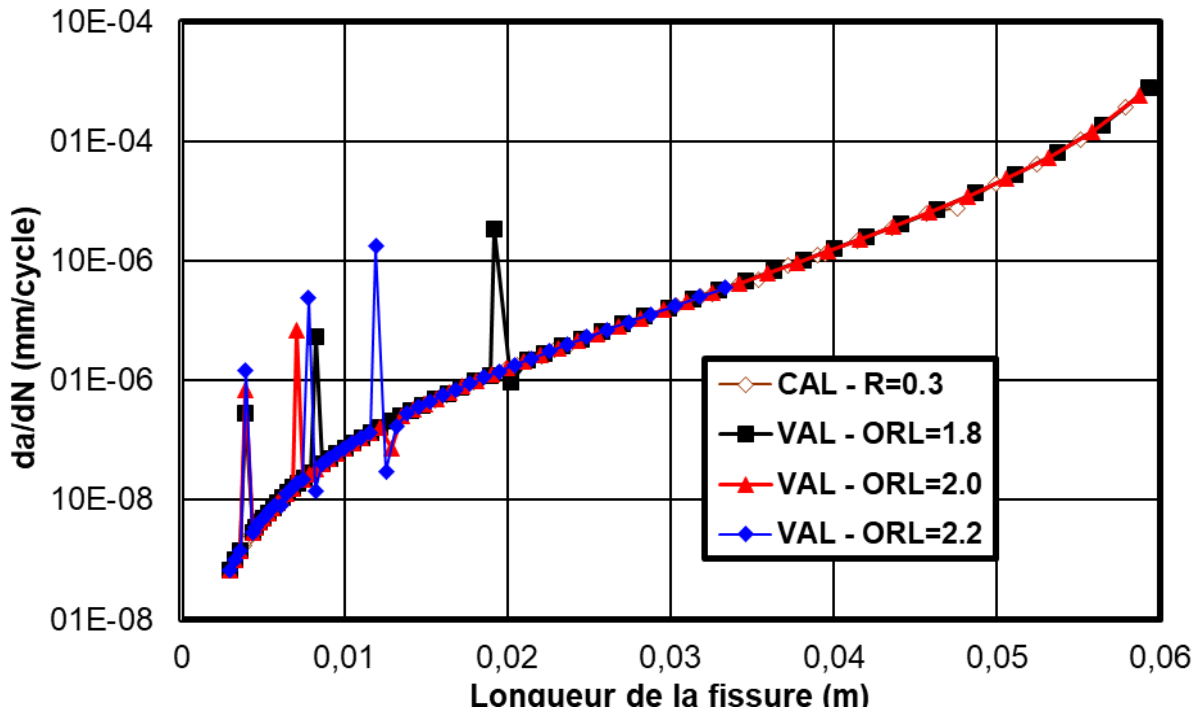


Figure 3. 6: Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351

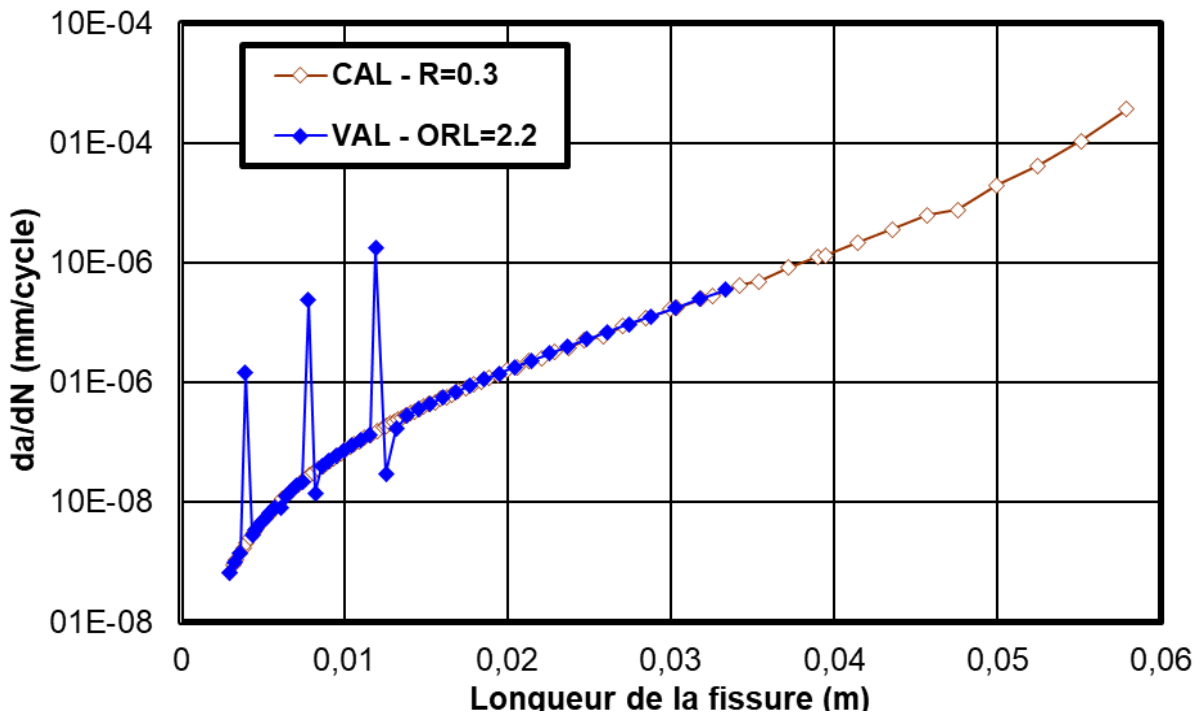


Figure 3. 7: Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d'une éprouvette non réparée en alliage d'aluminium 2024 T351

4 Effet du taux de surcharges sur éprouvettes réparées par patch

La figure 3.8 illustre l'effet du chargement variable sur la durée de vie d'une éprouvette réparée par simple et double patch. Les résultats montrent que la réparation par double patch améliore la durée de vie en fatigue pour les différents taux de surcharge. Il est notable que la durée de vie pour les différents taux de surcharge est significativement augmentée par la réparation par patch (simple et double) par rapport à des structures non réparées. Pour un taux de surcharge élevé "ORL = 2.2" (figure 3.9), la durée de vie est multipliée par 4,1 par rapport à un chargement à amplitude constante "R = 0.3".

L'effet du chargement variable avec une seule surcharge sur la vitesse de fissuration da/dN en fonction de la longueur de la fissure "a" pour une plaque réparée par double patch (Boron/Epoxy) est illustré par la figure 3.10. On observe qu'entre des longueurs de fissure de 3.3 mm à 37 mm, il y a un retard avec une accélération différée pour un taux de surcharge ORL = 2.2 (figure 3.11). À une longueur de fissure de 39 mm, on constate un retard différé. La vitesse maximale de fissuration n'a pas dépassé 8.49×10^{-5} m/cycle. À ce point, la vitesse de fissuration a diminué à 1.17×10^{-6} m/cycle. Les vitesses de fissuration tendent vers celles observées sous un chargement constant à partir d'une longueur de fissure de 40.8 mm, et l'effet de la réparation par double patch est atténué.

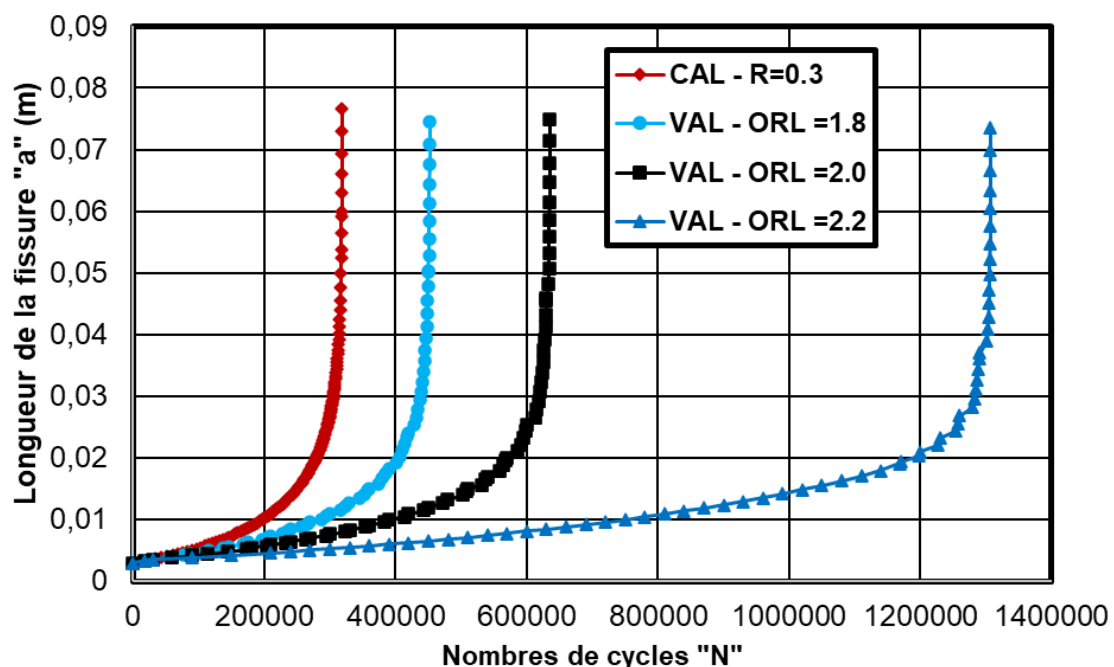


Figure 3. 8: Effet du taux de surcharge sur la durée de vie d'une éprouvette en alliage d'aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy

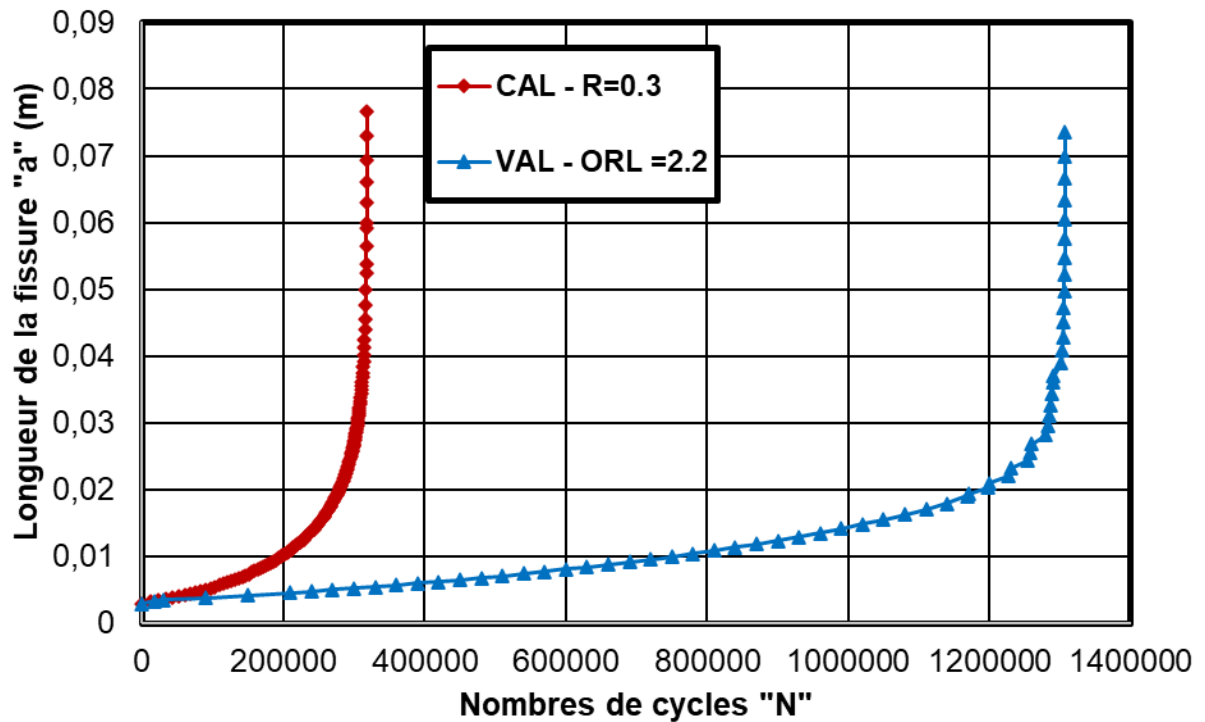


Figure 3. 9: Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d’une éprouvette en alliage d’aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy

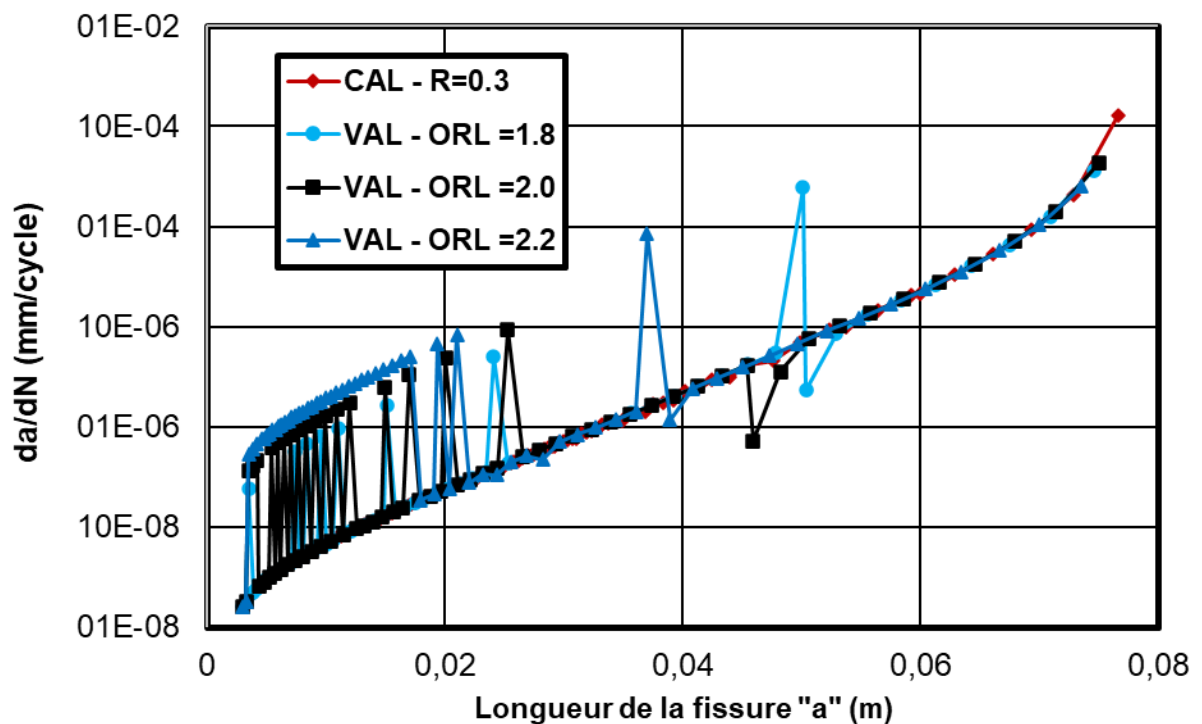


Figure 3. 10: Effet du taux de surcharge sur la vitesse de fissuration d’une éprouvette en alliage d’aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy

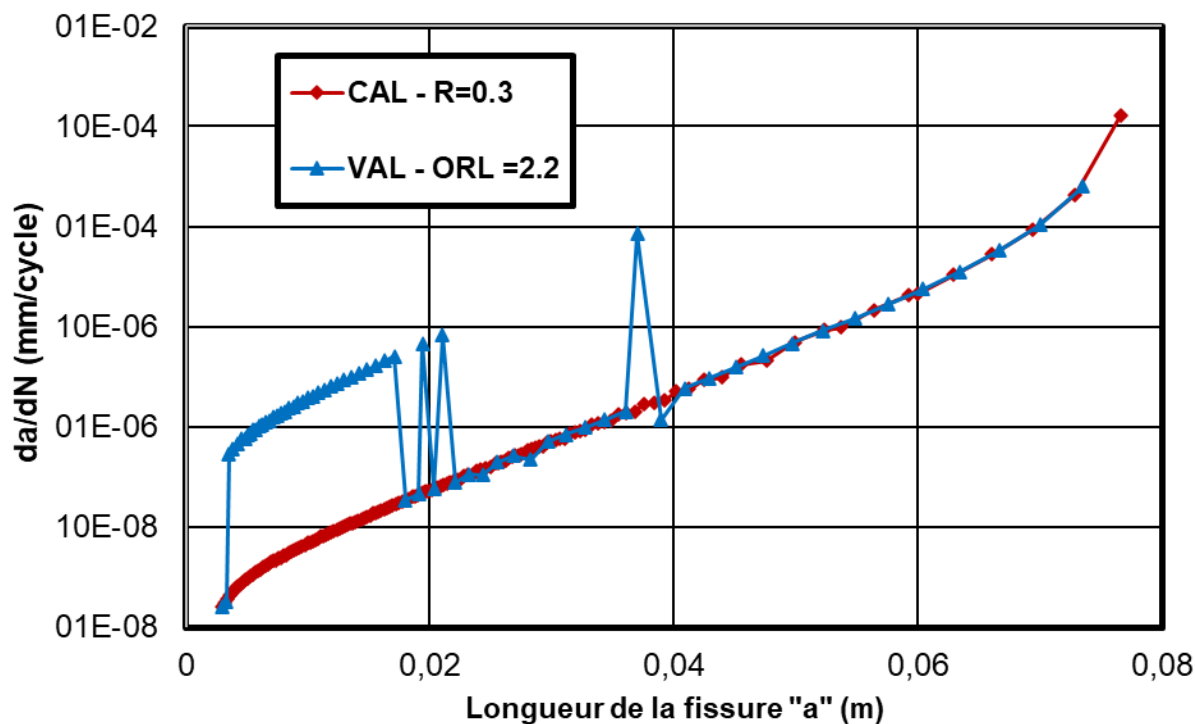


Figure 3. 11: Effet du chargement variable sur la vitesse de fissuration d’une éprouvette en alliage d’aluminium 2024 T351 réparée par double patch en Boron/Epoxy

5 Effet de double patch

L'effet de la réparation par double patch sur la durée de vie sous un chargement constant ($R = 0.3$) par rapport à une réparation par simple patch ou sans patch est illustré par la figure 3.12. La présence du patch augmente la durée de vie d’une structure fissurée de 1.1×10^5 à 3.1×10^5 cycles. La figure 3.13 montre l’effet du double patch sur la vitesse de propagation da/dN en fonction de la longueur de la fissure "a". À une longueur de fissure de 30 mm, la vitesse de fissuration a diminué de 6.29 fois, passant de 4.4×10^{-5} m/cycle à 7×10^{-6} m/cycle.

Les figures 3.14 et 3.15 comparent respectivement les durées de vie en fatigue et les vitesses de fissuration entre des plaques réparées par double patch, simple patch et non réparées sous un chargement variable avec une seule surcharge ($ORL = 2.2$). Le nombre de cycles pour une plaque non réparée sous surcharge est de 17.95×10^4 cycles. Pour une plaque réparée par double patch en Boron/Epoxy, le nombre de cycles est de 1.36×10^6 cycles, ce qui représente une amélioration de la durée de vie en fatigue d'environ 7.28 fois grâce à la réparation par double patch et de 6.95 fois pour une réparation par simple patch.

Pour la plaque non réparée, on observe la présence d'un retard différé : à une longueur de fissure de 13 mm, la vitesse de fissuration diminue de 1.32×10^{-5} m/cycle à 1.72×10^{-8} m/cycle. Les courbes de fissuration pour les plaques réparées montrent que la vitesse de fissuration diminue avec un retard accéléré différé, atteignant 1.17×10^{-6} m/cycle à une longueur de fissure de 39 mm.

La variation du facteur de correction géométrique β en fonction de la longueur de la fissure pour une réparation par simple patch (10 plis) et double patch (2x5 plis) est présentée par la figure 3.20. Les résultats indiquent qu'il n'y a aucune variation notable entre les réparations par simple et double patch.

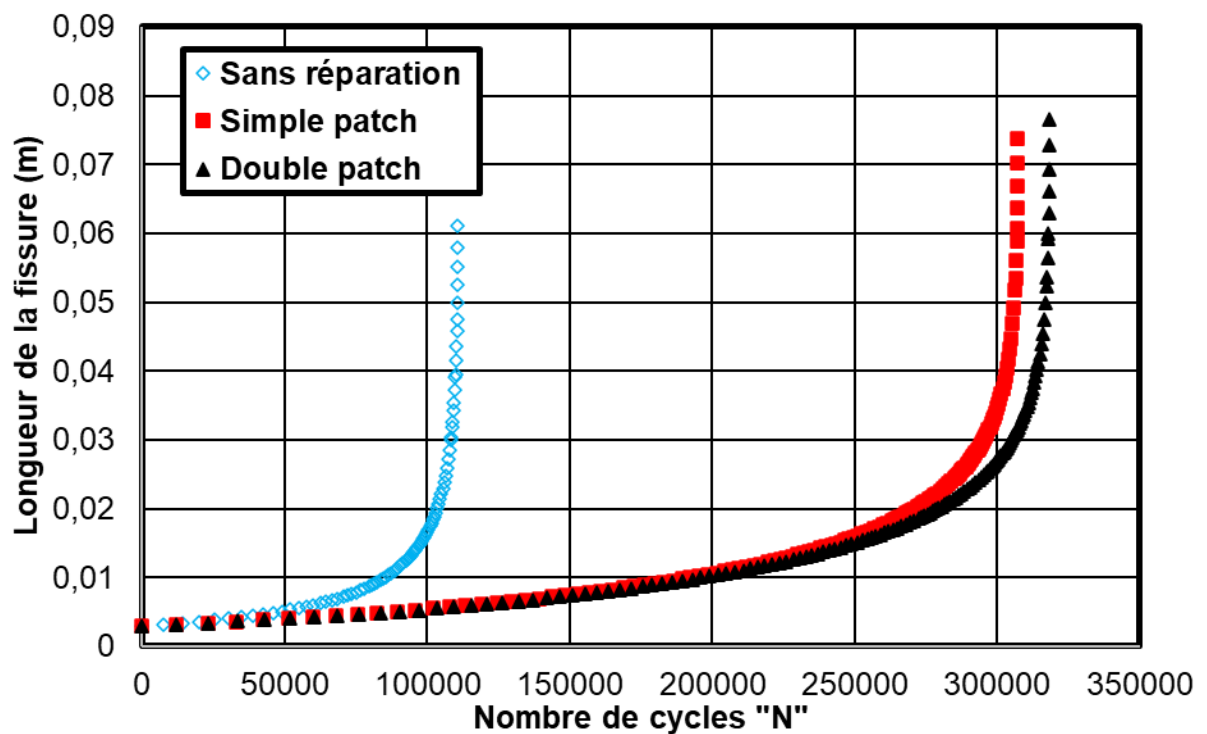


Figure 3. 12: Effet de la réparation par (double et simple patch) sous chargement constant sur le comportement en fatigue

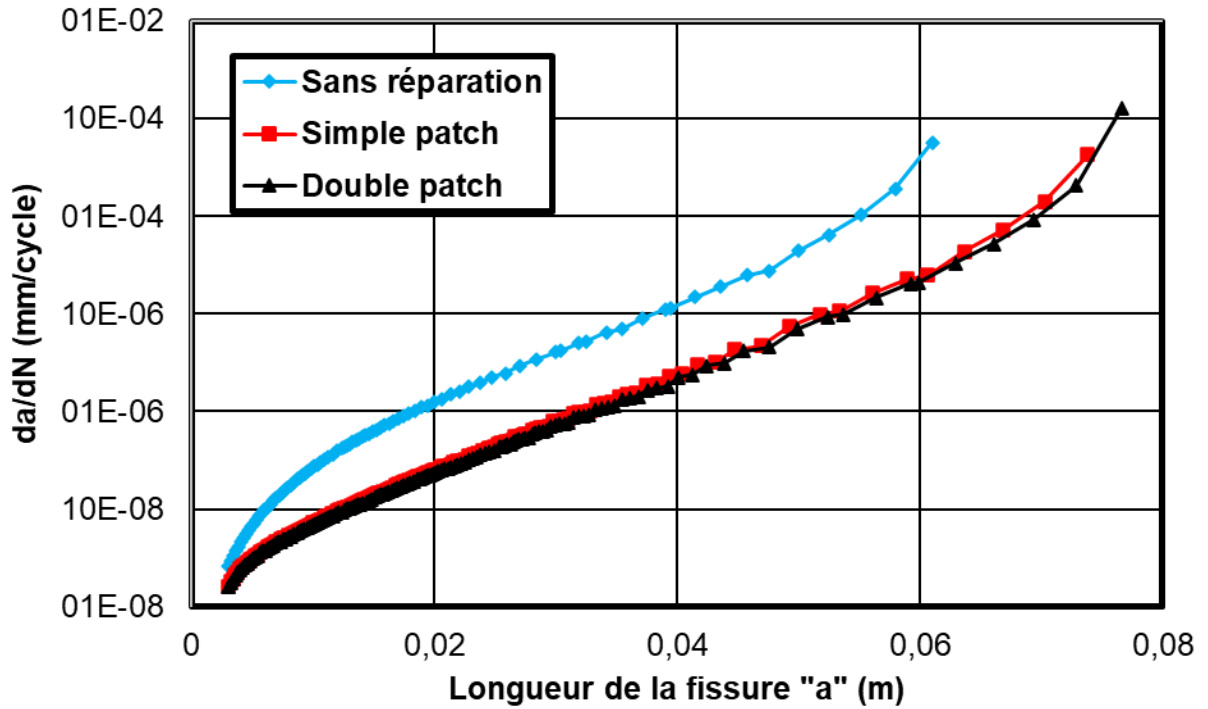


Figure 3. 13: Influence de la réparation par (simple et double patch) sur la vitesse de fissuration sous chargement variable

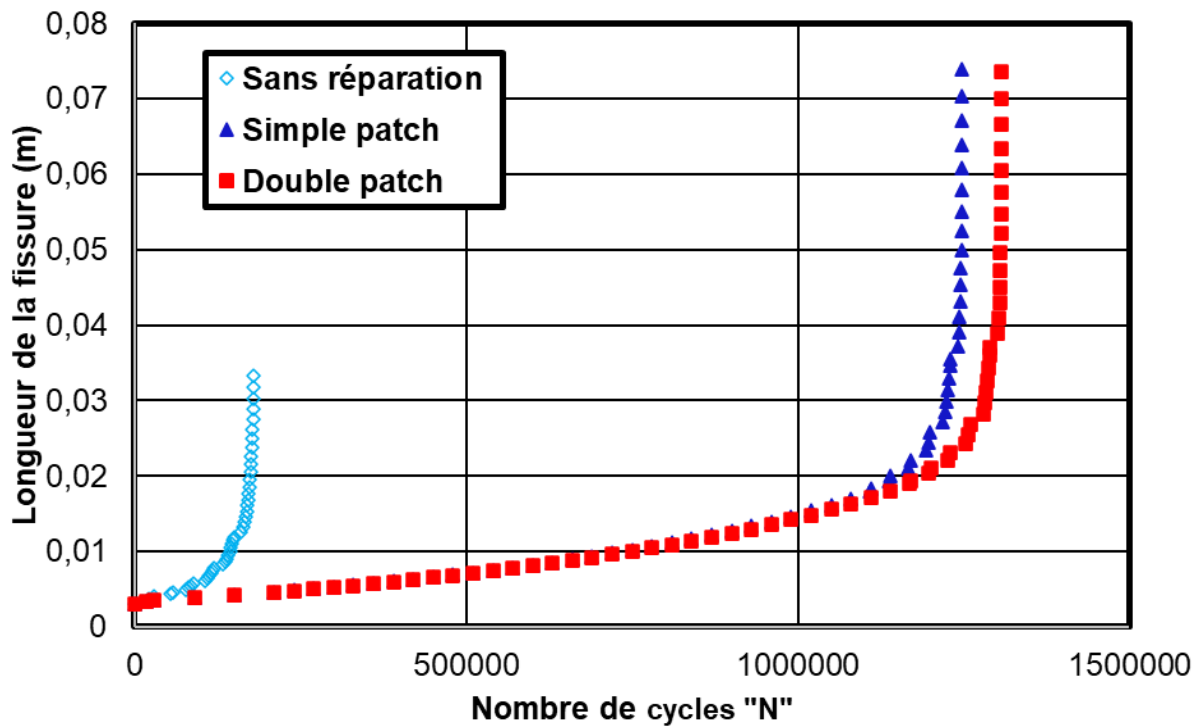


Figure 3. 14: Effet de la réparation par (double et simple patch) sous chargement variable sur le comportement en fatigue

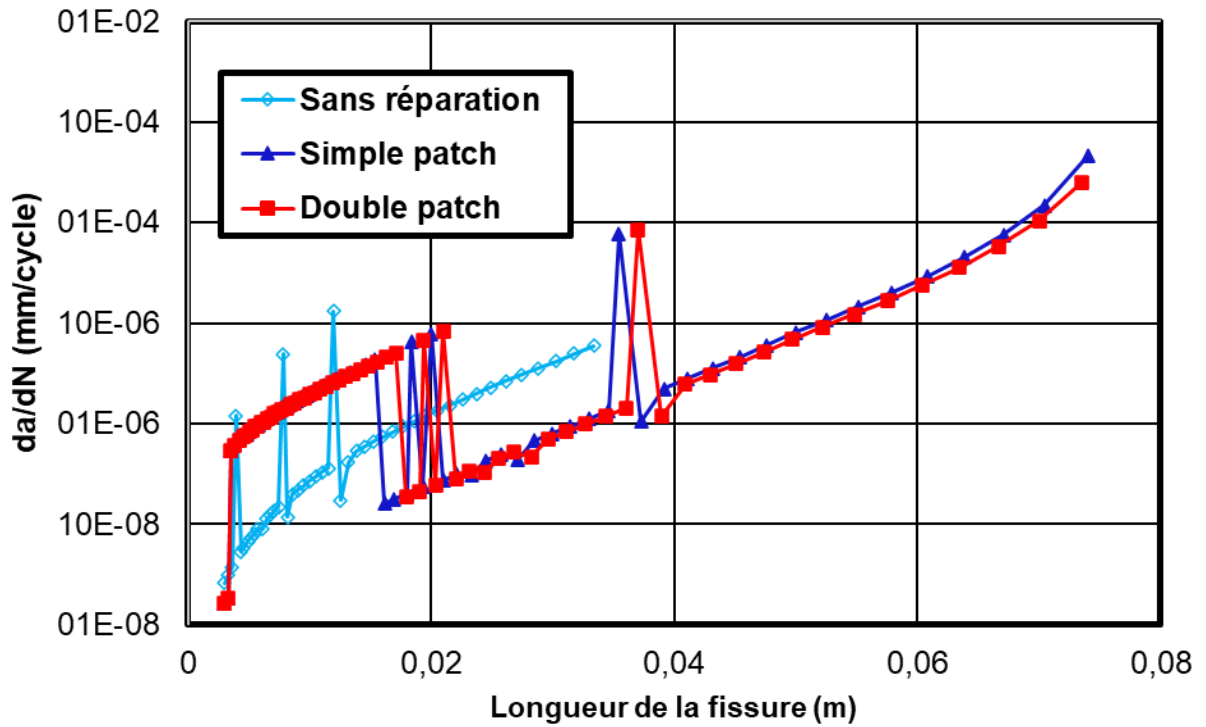


Figure 3. 15: Influence de la réparation par (simple et double patch) sur la vitesse de fissuration sous chargement variable

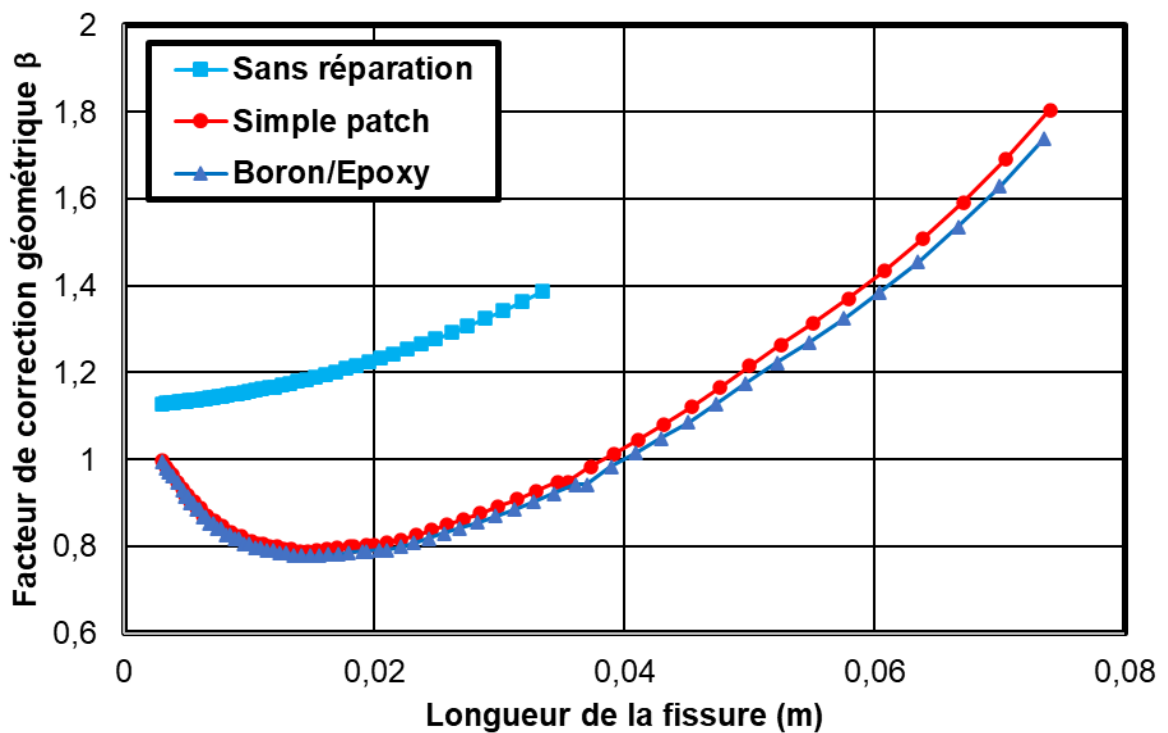


Figure 3. 16: Facteur de correction géométrique β d'une éprouvette SENT.

6 Effet de la nature du matériau du patch

L'effet de la nature du matériau du patch sur la durée de vie en fatigue sous un chargement constant ($R = 0.3$) est illustré par la figure 3.17. On observe une augmentation de la durée de vie pour la plaque réparée avec du Boron/Epoxy par rapport à celle réparée avec du Graphite/Epoxy. Les résultats montrent que le patch en Boron/Epoxy offre une meilleure efficacité de renforcement, durabilité et transfert de charge, augmentant la durée de vie de 1.06 fois. En termes de vitesse de fissuration (figure 3.18), la différence entre les deux matériaux de patch est très faible.

Les résultats prédits de la durée de vie en fatigue et des vitesses de fissuration pour une plaque réparée avec du Boron/Epoxy et du Graphite/Epoxy sous un chargement variable sont présentés respectivement dans les figures 3.19 et 3.20 pour un taux de surcharge "ORL = 2.2". Il est clairement montré que le spectre appliqué a augmenté la durée de vie de 1.08 fois pour l'éprouvette réparée avec du Boron/Epoxy par rapport à celle réparée avec du Graphite/Epoxy. Pour la plaque non réparée, la rupture se produit à une longueur de fissure de 33 mm avec une vitesse de 5.92×10^{-6} m/cycle. Pour une plaque réparée avec du Graphite/Epoxy, on note la présence d'un retard différé à une longueur de fissure de 4 mm.

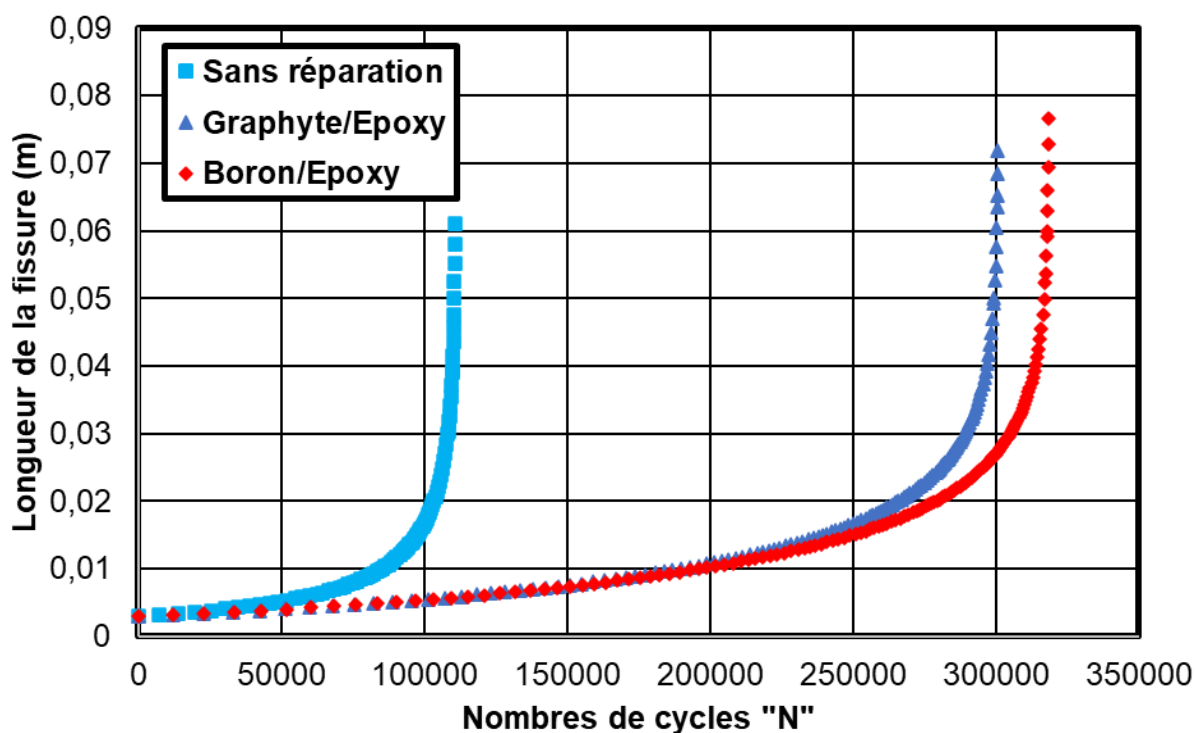


Figure 3. 17: Effet de la nature de patch sous chargement constant sur l'évolution de la taille de la fissure en fonction de nombre de cycle

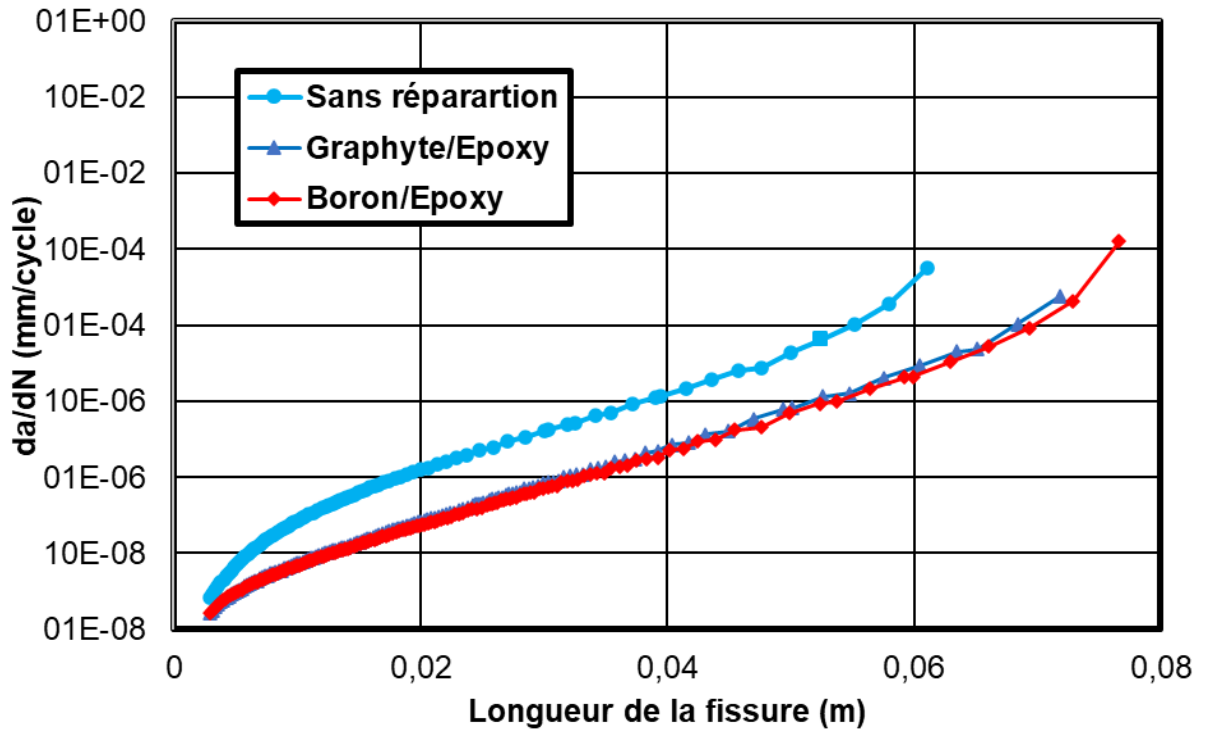


Figure 3. 18: Effet de la nature de patch sous chargement constant sur la vitesse de fissuration en fonction de la taille de fissure

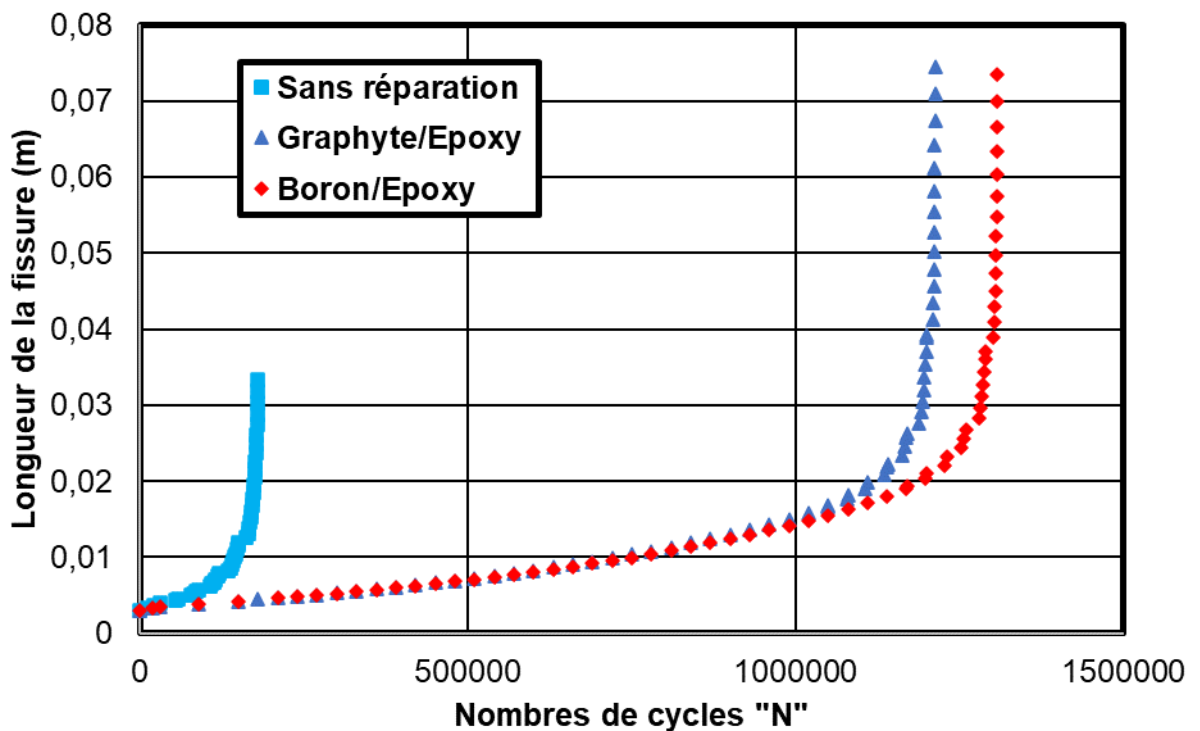


Figure 3. 19: Effet de la nature de patch sous chargement variable sur l'évolution de la taille de la fissure en fonction de nombre de cycle

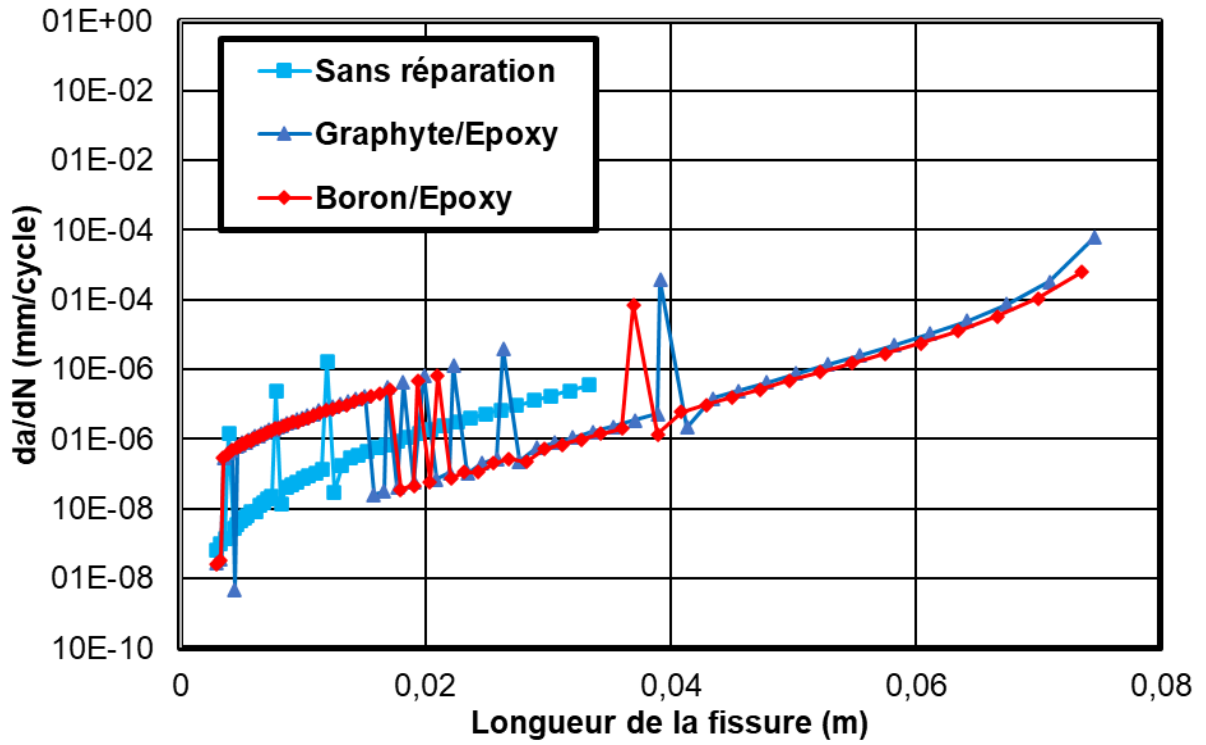


Figure 3. 20: Effet de la nature de patch sous chargement variable sur l'évolution de la taille de la fissure en fonction de nombre de cycle

CONCLUSION

L'objectif de ce mémoire est d'étudier l'effet de la réparation par double patch sur la propagation des fissures dans des éprouvettes en alliages d'aluminium de la série 2000, soumises à des chargements à amplitudes constantes et variables. Cette étude se concentre sur l'analyse de la fissuration par fatigue sous différents types de chargements cycliques.

Une approche semi-empirique, utilisant le modèle généralisé de Willenborg, est employée pour examiner le comportement en fatigue des structures réparées soumises à des chargements cycliques variables. Les résultats numériques obtenus sur le comportement en fatigue de l'alliage d'aluminium 2024 T351 ont conduit aux conclusions suivantes :

- L'augmentation du taux de surcharge "ORL" accroît le taux de retard "ND/NCAL" pour les plaques réparées et non réparées.
- La réparation par double patch composite améliore la durée de vie et réduit la vitesse de fissuration sous des chargements cycliques à amplitude constante et variable.
- L'analyse des courbes de fissuration montre la présence de retards différés dans les plaques réparées.
- L'analyse comparative de la fissuration par fatigue des alliages d'aluminium de la série 2000 indique que les plaques réparées par double patch offrent une meilleure résistance à la fissuration par fatigue par rapport aux plaques réparées par simple patch et aux plaques non réparées.
- Les effets combinés de la réparation par double patch et de l'application de chargements variables offrent une résistance supplémentaire à la fissuration par fatigue.
- Enfin, le matériau du patch joue un rôle crucial dans la réussite des réparations structurelles. Le choix du matériau, notamment pour les réparations par double patch, constitue une avancée significative pour améliorer la durée de vie et réduire la vitesse de propagation des fissures des structures réparées.

REFERENCES

- [1] Paris, P.C., Erdogan, F., (1963). A critical analysis of crack propagation laws. *Journal of Basic Engineering* 85D, 528–534. Schijve, J., The stress intensity factor of small cracks at notches: Delft University of Technology Report LR-330, Delft, 1981.
- [2] Emami Geiglou, T.N. Chakherlou (2019). Numerical and experimental investigation of the effect of the cold expansion process on the fatigue behavior of hybrid (bonded-bolted) double shear lap aluminum joints. *International Journal of Fatigue*, Vol.126, pp 30-43.
- [3] Schijve J. (2007). *Fatigue of structures and materials*. 2nd Edition; Netherlanf, Kluwer Academic Publishers.
- [4] Benachour, N. (2013). Influence des effets de la géométrie des entailles sur l'amorçage et la fermeture des fissures. Mémoire de doctorat, Université de Tlemcen.
- [5] Forsyth PNE (1963). Fatigue damage and crack growth in aluminium alloys. *Acta Metallurgica*.
- [6] Volume 11, Issue 7, pp 703-715.
- [7] J.R. Mohanty, B.B. Verma, P.K. Ray (2009). Prediction of fatigue crack growth and residual life using an exponential model: Part I (constant amplitude loading). *International Journal of Fatigue* 31, 418–424.
- [8] R.O. Ritchie (1977). Influence of microstructure on near-threshold fatigue-crack propagation in ultra-high strength steel. *Metal Science*, 11(8-9), pp 8-9.
- [9] Dominique François, André Pineau, André Zaoui (2009). *Comportement mécanique des matériaux : Viscoplasticité, endommagement, mécanique de la rupture et mécanique du contact*. Hermes Science Publications.
- [10] Benachour, M., Benachour, N., & Benguediab, M. (2017). Fractographic Observations and Effect of Stress Ratio on Fatigue Striations Spacing in Aluminium Alloy 2024 T351. In *Materials Science Forum* (Vol. 887, pp. 3–8). Trans Tech Publications, Ltd.
- [11] M. Benachour, A. Hadjoui, M. Benguediab, N. Benachour (2010). Stress ratio effect on fatigue behavior of aircraft aluminum alloy 2024 T351. *MRS*, 7, 1272.
- [12] Walker, EK. (1970). The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7076-T6 aluminum. In: *Effect of environment and complex load history on fatigue life*”, ASTM STP 462, pp.1–14.
- [13] Forman, R.G., (1972). Study of fatigue crack initiation from flaws using fracture mechanics theory. *Engineering Fracture Mechanics*. Vol. 4(2), pp. 333–345.
- [14] F.J. McMaster, D.J. Smith, *International Journal of Fatigue* 23, S93– S101, (2001)

-
- [15] C.S. Kusko, J.N. Dupont, A.R. Marder (2004). Influence of stress ratio on fatigue crack propagation behavior of stainless-steel welds. *Welding Journal*, 59S-64S.
- [16] E.U. Lee, G. Glinka, A.K. Vasudevan, N. Iyyer, N.D. Phan (2009). *International Journal of Fatigue*, Vol. 31, pp 1858-1864.
- [17] Elber, W. (1970). Fatigue crack closure under cyclic tension. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 2, pp. 37-45.
- [18] Ramy Gadallah, Hidekazu Murakawa, Masakazu Shibahara (2022). Effects of specimen size and stress ratio on fatigue crack growth after a single tensile overload. *Ocean Engineering*, Volume 261, 112216.
- [19] P. Hariprasath, P. Sivaraj, V. Balasubramanian, Srinivas Pilli, K. Sridhar, Influence of stress ratio on fatigue behaviour of gas metal arc welded naval grade HSLA steel joints: Assessment of safe and unsafe region for ship hull fabrication. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 148, 107216.
- [20] Quanyi Wang, Meng Liu, Yifan Cai, Tianjian Wang, Yubing Pei, Hong Zhang, Yongjie Liu, Qingyuan Wang. The high cycle fatigue behavior, failure characteristics, and fatigue life empirical relationship of 9% Cr steel under different stress ratios at 630 °C. *International Journal of Fatigue*, Vol. 170, 107534.
- [21] Benguediab M. (1988). Etude de la propagation des fissures de fatigue sous spectres de chargements réduits. Mémoire de doctorat, Université de Poitiers, France.
- [22] Wheeler, O.E., (1972). Spectrum Loading and Crack Growth. *Journal of Basic Engineering*, March, 94, pp. 181-186.
- [23] Willenborg, J., RM. Engle and HA. Wood, 1971. "A crack growth retardation model using an effective stress concept". Air Force Flight Dynamic Laboratory, Dayton, Report AFFDL-TR71- 1.
- [24] Gallagher, J. P., 1974. A generalized development of yield zone models (No. AFFDL-TM-FBR-74-28). Air Force Flight Dynamics Lab Wright.
- [25] Baltach Abdelghani (2017). Contribution à l'étude des fissures de fatigue réparées par patch en composite. Mémoire de doctorant, Université de Sidi Bel Abbès.
- [26] Laurent Gornet (2008). Généralités sur les matériaux composites. Engineering School. France.
- [27] Seriari Fatima Zohra (2018). Etude du comportement en rupture par fatigue des structures réparées par patch sous chargement variable. Mémoire de doctorant Université de Tlemcen.

- [28] Favre Jean-Paul (1992). Interface dans les composites fibreux. Techniques de l'ingénieur. Plastiques et composites A7765 : A7765-1.
- [29] Mao, H., S. Mahadevan. "Fatigue damage modelling of composite materials." *Composite Structures* 58.4 (2002): 405-410.
- [30] Ledru, Yohann. Etude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés aéronautiques. Diss. Institute National Polytechnique de Toulouse, 2009.
- [31] Foulc M.P., Alcorta J. (2008). "Durabilité des assemblages par colles", Note Scientifique & Technique de Synmémoire, Directions des applications militaires - CEA, 05/08/2008, France
- [32] 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.
- [33] Mathias J.D. (2005). Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques. Mémoire de doctorat, Université Blaise Pascal Clermont-Ferrand II.
- [34] Fekirini Hamida, Salem Mokadem, Khodja Malika, Oudad Wahid, Madani Kouider (2014). Effet de la réparation par patch des structures aéronautiques raidies. 1LMPM, Département de Génie Mécanique, Université de Sidi Bel Abbes, 2Centre universitaire d'Aïn Temouchent.
- [35] M. Bezzerrouki, B. Bachir Bouiadjra, D. Ouinas (2008). SIF for cracks repaired with single composite patch having two adhesive bands and double symmetric one in aircraft structures. *Computational Materials Science* 44, pp 542–546
- [36] Yong Niu, Weiguo Su (2015). Fracture Analysis of Double-Side Adhesively Bonded Composite Repairs to Cracked Aluminium Plate Using Line Spring Model. *Appl Compos Mater* (2016), pp 23:443–459
- [37] K. Madani, S. Touzain, X. Feugas, M. Benguediab, M. Ratwani (2008). Numerical analysis for the determination of the stress intensity factors and crack opening displacements in plates repaired with single and double composite patches. *Computational Materials Science* 42, pp 385–393.
- [38] M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra, A. Megueni, K. Kaddouri (2004). Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: a numerical analysis. *Composite Structures* 65, pp 47–53
- [39] B. Bachir Bouiadjra, T. Achour, M. Berrahou, D. Ouinas, X. Feugas (2010). Numerical estimation of the mass gain between double symmetric and single bonded composite repairs in aircraft structures. *Materials and Design* 31, pp 3073–3077

- [40] Abdulmohsen Albedah, Sohail M.A. Khan Mohammed, Bachir Bouiadjra, Bel Abbes Bachir Bouiadjra, Faycal Benyahia (2018). Effect of the patch length on the effectiveness of one-sided bonded composite repair for aluminum panels. *International Journal of Adhesion and Adhesives* 81, pp 83–89.
- [41] R. Jones, K. Krishnapillai, S. Pitt (2006). Crack patching: Predicting fatigue crack growth. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics* 45, pp 79–91.
- [42] A.A. Baker (2002). Boron epoxy patching efficiency studies, in: A. Baker, L.R.F. Rose, R. Jones (Eds.), *Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure*, Elsevier Applied Science Publishers (Chapter 13).
- [43] Dae-Cheol Seo, Jung-Ju Lee (2002). Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch. *Composite Structures* 57, pp 323–330
- [44] Hao Jian-Bin, Li Xu-Dong, Mu Zhi-Tao (2015). Fatigue behavior of thick center cracked aluminum plates repaired by two-sided composite patching. *Materials & Design* 88, pp 331–335.
- [45] C.N. Duong, S. Verhoeven, C.B. Guijt (2006). Analytical and experimental study of load attractions and fatigue crack growths in two-sided bonded repairs. *Composite Structures* 73, pp 394–402.
- [46] M. Benachour, N. Benachour, M. Benguediab, F.Z. Seriari (2014). Prediction of fatigue crack growth of repaired Al-alloy structures with double sides. *Physics Procedia* 55, pp 83 – 89.
- [47] N. H. M. Bouchkara · Abdulmohsen Albedah · Faycal Benyahia · Sohail M. A. Khan Mohammed · Bel Abbes Bachir Bouiadjra (2021). Experimental and Numerical Analyses of the Effects of Overload on the Fatigue Life of Aluminum Alloy Panels Repaired with Bonded Composite Patch. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 22, pp 1075–1084
- [48] Xudong Wang, Changqing Miao, Hanbo Zhu, Li Gao, Chuanzhi Sun (2023). Experimental study on fatigue behavior of cracked steel plates repaired with adhesively bonded steel patches. *Structures* 56, 104915.
- [49] M. Ortega-Iguña, M. Chludzinski, C. Churiaque, R.E. Dos Santos, M. Porrúa-Lara, F. Abad-Fraga, J.M. Sánchez-Amaya (2021). Mechanical behaviour of double side high performance PSA adhesive applied to painted naval structures, *Polymer Testing*, Volume 93, 106894.
- [50] Ayatollahi, Majid Reza, et al. (2016). Fatigue Life Extension by Crack Repair Using Double Stop-Hole Technique. *Materials Science Forum*, vol. 879, Trans Tech Publications, Ltd., pp. 3–8.

- [51] Gwo-Chung Tsai, Shyan Bob Shen (2004). Fatigue analysis of cracked thick aluminum plate bonded with composite patches. *Composite Structures* 64 .pp 79–90.
- [52] Sohail M.A. Khan Mohammed, Rachid Mhamdia, Abdulmohsen Albedah, Bel Abbes Bachir Bouiadjra, Bachir Bachir Bouiadjra, Faycal Benyahia (2021). Fatigue crack growth in aluminum panels repaired with different shapes of single-sided composite patches. *International Journal of Adhesion and Adhesives*.105_ 102781.
- [53] 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*, volume 3, Issue-8.
- [54] Albedah A., Khan Sohail M.A., Benyahia F., Bachir Bouiadjra B. (2015) Experimental analysis of the fatigue life of repaired cracked plate in Al-alloy 7075 with bonded composite patch” *Engineering Fracture Mechanics* 145, pp 210–220.
- [55] 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.