



Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche

Scientifique

Université DJILLALI Liabes de Sidi Bel Abbès

Faculté Technologie

Département de Génie Mécanique



THESE

Pour l'obtention du diplôme de

Doctorat

SPECIALITE : GENIE MECANIQUE

Option : MECANIQUE DES MATERIAUX

Présenté par Melle :

HADJ MOHAMED BOUCHKARA Najla

Comparaison des performances des réparations par patch en composite entre les structures en alliages d'aluminium 2024 T3 et 7075 T36 : cas de l'application d'une surcharge

Soutenue :

Devant la commission d'Examen

Président :

SALEM Mokadem

MCA

Université de sidi Bel-Abbès

Examineurs :

BOUAFIA Farida

Pr

Université Ain Témouchent

BERRAHOU Mohamed

MCA

Université de Relizane

ACHACHE Habib

MCA

Université d'Oran 2

BEZZEROUKI Mhajia

MCA

Université de sidi Bel-Abbès

Directeur de thèse :

BACHIR BOUIADJRA Bel Abbès

Pr

Université de sidi Bel-Abbès

2021 /2022

Remerciements

Avant tous, je tiens à remercier « Allah », de m'avoir donné autant de courage, de patience et de volonté pour réaliser cette thèse.

Je voudrais tout d'abord témoigner ma profonde reconnaissance à mon encadreur Monsieur BACHIR BOUIADJRA Bel Abbes Professeur à l'Université Djillali Liabes de Sidi Bel Abbés. Il a dirigé ce travail, a guidé mes premiers pas dans la recherche et a suivi l'évolution de ma thèse avec beaucoup d'intérêt, je le remercie infiniment.

Je remercie ainsi les membres de jury d'avoir accepté de juger et expertiser les travaux de ma thèse.

Je remercie également Madame MESSABIHE Fatima Zohra pour son aide précieux.

Mes sincères remerciements vont également à mes amies, Melle SI ALI Soumicha, Mr MOHAMDI Mohamed Walid, et Mr SLIMANI Lakhdar pour leur aide et soutien.

Je tiens à remercier chaleureusement, tout ceux qui ont participé de près ou de loin à la réussite de ce travail.

Dédicaces

tout spécialement a
ma défunte grand mère
et ma tante Khéra
A toutes ma famille.
Mes amis.

Sommaire

LISTES DES FIGURES	i
LISTES DES TABLEAUX.....	vii
NOTATIONS ET ABREVIATIONS	viii
RESUME	a
Introduction générale	1
CHAPITRE I : GENERALITES SUR L’EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE	
I.1 Introduction	3
I. 2. Définition d'une surcharge	4
I.3. Les différents types de chargement	5
1. Chargement à amplitude constante	5
2. Chargement à amplitude variable	6
I.4. Effet de séquence	9
a) Effet du non-retard	11
b) retard momentané	11
c) Retard différé	11
d) Le retard perdu	11
e) Blocage	12
I. 5. Les mécanismes du retard	12
I. 6. Causes du phénomène de ralentissement	14
1. Phénomène primaire : les contraintes résiduelles	14
2. Phénomène secondaire : le concept de fermeture	14
I. 7. Influence d’une surcharge	15
I. 8. L'influence des surcharges sur le retard de la propagation des fissures	17
I. 9. Influence des surcharges ponctuelles sur les différents domaines de tenue en fatigue	18

1. Les différentes échelles d'études	18
2. Effet de surcharges durant la phase de propagation des fissures courtes	19
3. Effet de surcharges durant la phase de propagation des fissures longues	20
I.10. Propagation d'une fissure après l'application d'une surcharge	21
I. 11. La méthode de cycle de surcharge	21
I. 12. La vitesse minimale $\left(\frac{da}{dN}\right)_{\min}$ atteinte après surcharge et sa longueur de fissure associée a_{\min}	22
I. 13. Modélisation de la propagation avec surcharges	23
1. Modèle de Wheeler	23
2. Modèle de Willenborg et modèle généralisé	24
I. 14. Notion de proportionnalité et de phase entre les composantes d'un chargement .	26
I. 15. Effets de retard pour des valeurs négatives du rapport de contrainte R	27
I. 16. Caractérisations fractographiques associées à une surcharge unique et à des séquences de chargement par blocs	29

CHAPITRE II : REPARATION DES STRUCTURES

II.1. Introduction	34
II.2. Plastification au voisinage de la fissure	36
1. Méthode de surcharge	36
2. Empreinte de billes	36
3. Grenailage	36
II.3. FERMETURE DE FISSURE	37
1. Méthode d'infiltration	37
2. Collage d'un patch composite	37
II.4. Modification géométrique du fond de fissure	38
1. Technique du meulage	39
2. Technique de perçage d'un trou	39
3. Méthode du perçage avec expansion (Cold Working)	41

II.5. Technologie d'application de réparation	43
1.Sélection de matériel	43
2.Préparation de surface	44
3.Condition de réparation	44
4.Niveaux de réparation	45
II.6. Procédures de réparation	46
II.7. La réparation des structures endommagées par matériaux composites	47
1. La réparation par patch composite collé	47
2. Réparation par patch riveté	50
II.8. Quelques applications du patch dans le secteur aéronautique	51
II.9. RUPTURE DES STRUCTURES REPAREES	51
1. Effets de la réparation par patch	51
2. Effet de la géométrie du patch	53
3. Effets de la forme du patch	54
4. Effets du matériau du patch	55
5. Influence des paramètres de l'adhésif	56
II.10. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH COMPOSITE SUR LE COMPORTEMENT EN FATIGUE	58
1. Effets de la réparation par patch sous chargement constante	58
2. Effet du rapport de charge sur la fissuration par fatigue d'une éprouvette réparée	59
3. Effet du chargement variable sur le comportement en fatigue	59
4. Effets de chargement variable sur le comportement en fatigue d'une éprouvette réparée	60

Chapitre III : Méthodologie

III.1. Introduction	62
III.2. Méthode expérimentale	62
III.2.1 Matériaux	62

III. 2.2. Essai de fatigue	65
1. Eprouvettes de l'essai de fatigue	65
2. Déroulement de l'essai de fatigue	66
3. Observation des surfaces de ruptures	68
III.3. Approche numérique	69
III.3.1 Modèle éléments finis de la plaque réparée	69
III.3.2. Théorie de la zone endommagée	70
 CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX	
VI. 1. Introduction	73
VI.2. Courbes de durée de vie en fatigue	75
VI.2.1. Alliage Al 2024 T3	75
VI.2.2. Alliage Al 7075 T6	78
VI.3. Analyse fractographique	83
VI.3.1. Alliage 2024 T3	83
VI.3.2 Alliage Al 7075T6	88
a) Cas de chargement CAL+P+OL	88
b) cas de chargement CAL +OL+P.....	91
IV.4. Comparaison de la durée de vie en fatigue entre des plaques en 2024T 3 et 70775 T6.....	94
IV.4.1. Plaques non réparées	94
IV.4.2 Plaques réparées	97
IV.5. Conclusion	101
 CHAPITRE V : RESULTATS NUMERIQUES	
V.1 Introduction	102
V.2. Alliages Al 2024 T3	102
V.2.1. Analyse de la variation de la zone plastique autour du front de fissure	102
V.2.2 Endommagement de la couche adhésive	107

V.3. Alliages Al 7075 T6	110
V.3.1. Analyse de la variation de la zone plastique autour du front de fissure	110
V.3.2 Endommagement de la couche adhésive	114
V. 4. Conclusion	116
Conclusion Générale	117
REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES	i

LISTES DES FIGURES

CHAPITRE I : Généralités sur l'effet de surcharge sur la propagation de fissure en fatigue

Figure. I.1: Allure de la courbe de fissuration par fatigue	08
Figure I.2: Différent types de comportements au retard des fissures de fatigue I : retard perdu, II : retard, III : retard différé et IV : blocage	10
Figure I.3. Contraintes de compression résiduelles à la pointe de la fissure après application d'une surcharge.	13
Figure I.4: Surcharge de traction dans une séquence de chargement d'amplitude variable.....	18
Figure. I.5. Mesure de la vitesse de propagation d'une fissure courte dans une éprouvette lisse en acier austéno-ferritique.	20
Figure. I.6: Définition des paramètres de retard.	23
Figure I.7: Zone plastique selon le modèle de wheeler.....	24
Figure I.8: Schématisation du modèle de Willenborg généralisé	25
Figure I.9: Exemple de chargement combiné hors phase	27
Figure I.10: Retard après surcharges dans l'alliage d'aluminium 2024-T3	28
Figure I.11: Croissance des fissures suivant différents types de surcharge dans l'alliage 7075 T6	29
Figure I.12: Aspects du fond de fissure sur la surface de rupture par fatigue dans le Ducole, provoqué par une surcharge de K_{hmax} de 40,50, 60, et 70 MNm ^{-3/2}	30
Figure I.13: surfaces de rupture par fatigue dans l'aluminium 2024-T3 montrant la zone d'arrachement due à une surcharge unique et suivie par (a) des stries, (b) du matage, (c) des cupules	31
Figure I.14: Surface de rupture par fatigue due à une charge programmée comme indiqué dans l'encart. La strie large est due au cycle de charge B21-A1 suivi par les 3 autres stries dues au programme A	32

Figure I.15: Surface de rupture par fatigue due à la charge programmée comme indiqué dans l'encart. La strie large due au cycle A4-B1 est précédée de 3 stries plus petites dues au spectre A.	33
--	-----------

CHAPITRE II : Réparation des structures aéronautique

Figure II. 1 : Processus de réparation	34
Figure II. 2: Géométrie du modèle étudié	38
Figure II. 3 : Schéma de principe du meulage.....	39
Figure II. 4 : perçage en fond de fissure.....	40
Figure II. 5 : Configurations équivalentes d'entailles	41
Figure II. 6 : Processus de l'expansion	42
Figure II. 7: Phénomène du processus de l'expansion du perçage	42
Figure II. 8: Vue en coupe d'un assemblage structural	47
Figure II. 9: La réparation par patch composite collé	48
Figure II. 10: Schéma d'un joint représentant une région du patch recouvrant la fissure.	49
Figure II. 11: Schéma d'un joint collé représentant une section à travers la région réparée. ..	50
Figure II. 12: Réparation par patch composite riveté	50
Figure II.13 : Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage d'aluminium non réparée et réparée par Graphite/Epoxy	52
Figure II.14 : Plaque réparée par double composite patch	52
Figure II.15: Effet de réparation par double patch	53
Figure II.16: Effet de l'épaisseur du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode	54
Figure II.17: Influence de la forme du patch sur le FIC	54

Figure II.18 : Effet de la géométrie sur l'évolution du paramètre d'efficacité du patch	55
Figure 2.17 : Effet de la forme du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte ...	56
Figure II.19: Effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC	57
Figure II.20: Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC	57
Figure II.21 : Effet du patch sur la durée de vie en fatigue	58
Figure II.22 : Effet du rapport de charge sur (-a-) la durée de vie ; (-b-) la vitesse de fissuration.....	59
Figure II.23: Effet combiné de la réparation par patch et de l'application de surcharge (surcharge appliqué avant réparation) (a) 2024 T351 (b) 7075 T6	61

Chapitre III : Méthodologie

Figure III-1 : Courbes contraintes-déformations pour les deux alliages d'aluminium	63
Figure III-2: Images sur la préparation du patch en composite	64
Figure III-2: Modèle géométrique de la plaque réparée	66
Figure III-3: Photo de l'éprouvette réparée montée sur la machine de fatigue	67
Figure III-4: Cas de chargement : a) CAL+OL ; b) CAL+OL+P.....	68
Figure III-6 : Modèle éléments finis pour la structure globale et au niveau de la fissure.....	70
Figure III-7: Courbe contraintes-déformations de l'araldite 201, époxyde adhésif	71

Chapitre IV: RESULTATS EXPERIMENTAUX

Figure IV-1: Courbes de durée de vie en fatigue pour l'Al2024T3.....	77
Figure IV-2: Nombres de Cycle à la rupture pour chaque cas de chargement (Al 2024 T3)...	78
Figure IV-3: Vitesse de propagation de la fissure.....	79
Figure IV-4: Courbes de durée de vie en fatigue pour le Al 7075 T6.....	80

Figure IV-5: Nombres de Cycles à la rupture pour chaque cas de chargement (Al 7075 T6) ..	81
Figure IV-6: Vitesse de propagation de la fissure pour CAL, CAL+OL et CAL+P+O (Al7075T6).....	83
Figure IV-7: Vitesse de propagation de la fissure pour CAL, CAL+OL et CAL+OL+P (Al 7075 T6).....	84
Figure IV-8: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la de l'application de la surcharge pour une éprouvette non-réparée (Alliage Al 2024 T3).....	85
Figure IV-9: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la de l'application de la surcharge pour une éprouvette -réparée (Alliage Al2024 T3).....	86
Figure IV-10: Images au MEB des faciès de rupture (très grand agrandissement x2000) juste avant l'application de la surcharge pour une éprouvette réparée (Al 2024 T3).....	87
Figure IV-12: Image du MEB des faciès de rupture à 7mm de l'application de la surcharge (agrandissement 1700 x) pour une éprouvette réparée (Alliage Al 2024 T3).....	88
Figure IV-13: Image du MEB des faciès de rupture à 37mm de l'application de la surcharge (agrandissement 1700 x) pour une éprouvette réparée (Alliage Al 2024 T3).....	88
Figure IV-13: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un faible agrandissement cas : CAL+P+OL (Al 7075 T6)	89
Figure IV-14: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un agrandissement élevé cas : CAL+P+OL (Al 7075 T6)	90
Figure IV-15: Image au MEB des faciès de rupture juste après l'application de la surcharge avec un agrandissement élevé : cas, CAL+P+OL (Al 7075 T6)	91
Figure IV-16: Image au MEB des faciès de rupture juste au niveau de la zone de rupture totale avec un agrandissement élevé : cas, CAL+P+OL (Al 7075 T6)	91
Figure IV-17: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un faible agrandissement cas : CAL+OL+P (Al 7075 T6)	93
Figure IV-18: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (Al 7075 T6)	93

Figure IV-19: Image au MEB des faciès de rupture à 13 mm de l'application de la surcharge au niveau du côté non réparé avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (Al7075 T6) ..	94
Figure IV-20: Image au MEB des faciès de rupture à 13 mm de l'application de la surcharge au niveau du côté réparé avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (Al 7075 T6)	94
Figure IV-21 : Image au MEB des faciès de rupture juste au niveau de la zone de rupture totale avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (Al 7075 T6)	95
Figure IV-22 : Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques non réparées sans surcharge.....	96
Figure IV-23: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques non réparées avec surcharge de 9 kN.....	97
Figure IV-24: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques non réparées avec surcharge de 140kN.	98
Figure IV-25: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques réparées sans surcharge.....	99
Figure IV-26: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques réparées avec surcharge de 9kN.....	100
Figure IV-27: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques réparées avec surcharge de 14kN.....	101

Chapitre V: Résultats Numériques

Figure V-1: Variation du rayon de la zone plastique en fonction de la longueur de la fissure..	102
Figure V-2 : Contour de la zone plastique pour $a= 3\text{mm}$ des plaques réparée et non réparée de la plaque d'Al 2024 T3 (Chargement 140MPa)	103
Figure V-3 : Variation du rayon de la zone plastique pour une plaque réparée (chargement 140MPa)	104
Figure V-4: Etendue de la zone plastique pour une plaque réparée (chargement 140MPa).....	105
Figure V-5 : Etendue de la zone plastique pour une plaque réparée en Al 2024 T3 pour différentes contraintes appliquées ($a=3\text{ mm}$)	106

Figure V-6 : Zone endommagée (en gris) pour une contrainte de 70MPa et $a= 3$ mm (AI 2024 T3)	107
Figure V-7 : Zone endommagée (en gris) pour une contrainte de 140MPa et $a= 3$ mm (AI 2024 T3)	108
Figure V-8 : Variation du rapport D_R en fonction de la longueur de la fissure pur un chargement de 140MPa (AI 2024 T3)	109
Figure V-9 : Zone plastique des plaques réparée et non-réparée pour $a=3$ mm et une contraintes appliquée de 140MPa (Alliage AI 7075 T6)	110
Figure V-10 : Variation de R_p en fonction de la longueur de la fissure des plaques réparée et non-réparée pour $a=3$ mm et une contrainte appliquée de 140MPa (Alliage AI 7075 T6).....	111
Figure V-11 : Zone plastique pour une plaque réparée, $a=3$ mm, $\sigma= 140$ MPa (Alliage AI 7075 T6)	112
Figure V-12 : Rayon de la zone plastique d'une plaque réparée, $a=3$ mm, $\sigma =140$ MPa (Alliage AI 7075 T6)	113
Figure V-13 : Zone endommagée de l'adhésif (en gris) pour une contrainte de 70MPa et $a=3$ mm (AI 2024 T3)	114
Figure V-14 : Zone endommagée de l'adhésif (en gris) pour une contrainte de 140MPa et $a=3$ mm (AI7075 T6)	115

LISTES DES TABLEAUX

CHAPITRE I : Généralités sur l'effet de surcharge sur la propagation de fissure en fatigue

Tableau I-1 : Exemples de chargements d'amplitude variable 08

Tableau II.1 : Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF 51

Chapitre III : Méthodologie

Tableau III1 : Les compositions chimiques d'Al2024T3 et Al7075T6 63

Tableau III-2 : Propriétés élastiques des matériaux utilisés 65

Chapitre VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

Table IV-1 : Amélioration de la durée de vie en fatigue 81

NOTATIONS ET ABBREVIATIONS

MELR : Mécanique Élastique Linéaire de La Rupture.

ASTM (American Society for Testing and Materials)

OL (overload): surcharge.

COD: ouverture à la pointe de fissure (Crack opening displacement)

FCGR (Fatigue crack growth rate)

MEB : Microscope électronique à balayage.

SOLR: Rapport d'arrêt de surcharge.

ZP : Zone plastique.

Log : Logarithme.

ZSP : zone de sillage plastique.

FIC : Facteur d'intensité de contraint.

VAL : chargement à amplitude variable.

ΔP : Un chargement sous amplitude constante

P_{\max} : Valeur maximale de la charge appliquée pendant la sollicitation initiale.

P_{\min} : Valeur minimale de la charge pendant la sollicitation initiale.

R: Rapport de charge correspondant au chargement initial.

R_{pic} : Rapport de charge pic

R_1 : rapport de charges 1

R_2 : rapport de charges 2

ΔK : Amplitude du facteur d'intensité de contrainte.

K_{pic} : facteur d'intensité pic

K_{\max} : facteur d'intensité maximale

K_{\min} : facteur d'intensité minimale

ΔK_1 : amplitude des chargements 1

ΔK_2 : amplitude des chargements 2

K_{ic} : facteur d'intensité des contraintes atteint la valeur de ténacité du matériau

K_{op} : facteur d'intensité de contrainte pour lequel la fissure s'ouvre

K_t :facteur local de concentration de contrainte

K_r : le facteur d'intensité de contraintes résiduelles dues à la surcharge

ΔK_{eff} : facteur d'intensité de contrainte efficace

ΔK_{th} : Facteur d'intensité de contrainte effectif à $R = 0$.

τ_{max} : taux de surcharge maximal

τ_{min} : taux de surcharge minimal

τ_{pic} : taux de surcharge pics

N_{pic} : nombre de pics de surcharges

N_t : nombre de cycles à rupture

$\frac{N_{pic}}{N_{base}}$: nombre relatif de pics de surcharges

σ_0 : la limite d'endurance

σ : Contrainte locale.

σ_e : Limite d'élasticité.

σ_d : Limite de fatigue

$\left(\frac{da}{dN}\right)_{min}$: La vitesse minimale atteinte après surcharge

a_{min} : longueur de fissure associée

ω_{pic}^c : la taille de la zone plastifiée cyclique de surcharge

ω_e : Taille de la zone plastique cyclique relative au chargement initial.

ω_a : Taille de la zone plastifiée monotone de surcharge.

ω_0 : Taille de la zone plastique monotone due au chargement initial

Z_{pi} : la taille de la zone plastique due au chargement de base

Z_{psurch} : la zone plastique due à la surcharge

$r_p(ol)$: la zone plastique développée par la surcharge,

α Etat de contrainte dans une direction de propagation.

a : Longueur de la fissure

a(ol): Longueur de la fissure à la surcharge

a₀ : longueur initiale de la fissure de fatigue

ρ : Rayon du trou percé

a₀ + ρ : longueur de la fissure après perçage

E: Module de Young

ν : coefficient de Poisson.

σ_e : Limite élastique

e : épaisseur ;

r : représente le patch (réparé)

p : la plaque (plate).

CAL : chargement à amplitude constant (constant amplitude loading).

CAL + OL : chargement d'amplitude constante avec une seule surcharge sur les éprouvettes non réparées,(constant amplitude loading with a single overload on unrepaired specimens)

CAL + OL + P: chargement d'amplitude constante avec une seule surcharge sur les éprouvettes réparées (constant amplitude loading with a single overload on the repaired specimens).

a = f(N): longueur de fissure en fonction du nombre de cycles

ϵ_{equiv} : la déformation équivalente,

ϵ_{pi} : déformation plastique dans les différentes directions

ν : coefficient de Poisson.

D_R: rapport de la zone endommagée ;

A_i : la surface sur laquelle la déformation équivalente supérieur à 7,87% ;

l : la longueur d'adhésif ;

w : la largeur de l'adhésif.

R: plaque réparé.

NR: plaque non réparé.

RESUME

Dans cette thèse , nous avons analysé l'effet d'un cycle de surcharge en fatigue sur l'efficacité de la réparation par patch composite collé sur des plaques fissurées en alliage d'aluminium Al 2024 T3 et Al 7075 T6 . Des tests expérimentales et numériques ont été réalisées pour réaliser les objectifs de l'étude. Dans la partie expérimentale, des essais de fatigue ont été réalisés sur des plaques d'aluminium fissuré avec entaille latérale V soumise à une charge de fatigue d'amplitude constante avec une surcharge appliquée à une longueur de fissure relative de 0,06 ($a/W=0,06$). La plaque a été réparée avec un patch composite carbone/époxyde. Les courbes de durée de vie en fatigue ($a=f(N)$) ont été tracées pour les éprouvettes réparées et non réparées en utilisant les résultats des tests expérimentaux. Les faciès de rupture ont été observées par microscopie électronique à balayage . Dans la partie numérique, la méthode des éléments finis élasto-plastiques a été utilisée pour évaluer la plasticité induite par la surcharge sur la plaque réparée et pour analyser les dommages de l'adhésif après l'application de cette surcharge. Les résultats obtenus démontrent que l'application de la surcharge sur la plaque réparée peut conduire à une durée de vie en fatigue prolongée. L'endommagement de l'adhésif après la surcharge est assez important, mais que le risque de rupture totale de la couche adhésive n'est pas élevé.

Mots Clés : Réparation par patch en composite, Fatigue , Surcharge, Méthode des éléments finis, Zone plastique, Endommagement.

ABSTRACT

In this thesis, we analyzed the effect of fatigue overload cycle on the effectiveness of bonded composite patch repair on cracked Al 2024 T3 and Al 7075 T6 aluminum alloy plates. Experimental and numerical tests were performed to achieve the objectives of the study. In the experimental part, fatigue tests were performed on cracked aluminum plates with lateral V-notch subjected to a fatigue load of constant amplitude with a surcharge applied at a relative crack length of 0.06 ($a/W=0.06$). The plate was repaired with a carbon/epoxy composite patch. Fatigue life curves ($a=f(N)$) were plotted for the repaired and unrepaired specimens using the experimental test results. The fracture surfaces were observed by scanning electron microscopy. In the numerical part, the elasto-plastic finite element method was used to evaluate the plasticity induced by the overload on the repaired plate and to analyze the damage of the adhesive after the application of this overload. The results obtained show that the application of the overload on the repaired plate can lead to an extended fatigue life. The damage to the adhesive after overloading is quite significant, but the risk of total failure of the adhesive layer is not high.

Keywords: Composite patch repair, Fatigue, Overload, Finite element method, Plastic zone, Damage.

ملخص

في هذه الأطروحة ، قمنا بتحليل تأثير دورة الإجهاد الزائد على كفاءة الإصلاح عن طريق التصحيح المركب المرتبط بألواح متصدعة في سبائك الألومنيوم Al 2024 T3 و Al 7075 T6. أجريت الاختبارات التجريبية والرقمية لتحقيق أهداف الدراسة. في الجزء التجريبي ، تم إجراء اختبارات الإجهاد على ألواح الألمنيوم مشقوقة ذات الدرجة الجانبية V التي تعرضت لحمل إجهاد بسعة ثابتة مع تحميل زائد عند طول صدع نسبي قدره 0.06. ($a / W = 0.06$). تم إصلاح اللوحة برقعة مركبة من الكربون / الإيبوكسي. تم رسم منحنيات عمر التعب ($a = f(N)$) للعينات التي تم إصلاحها والتي لم يتم إصلاحها باستخدام نتائج الاختبارات التجريبية. تمت ملاحظة كسور الكسر عن طريق المسح المجهر الإلكتروني. في الجزء العددي ، تم استخدام طريقة العناصر المحدودة المرنة لتقييم اللدونة الناتجة عن الحمل الزائد على اللوحة التي تم إصلاحها وتحليل تلف المادة اللاصقة بعد تطبيق هذا الحمل الزائد. توضح النتائج التي تم الحصول عليها أن تطبيق الحمل الزائد على اللوحة التي تم إصلاحها يمكن أن يؤدي إلى إطالة عمر التعب. إن تلف المادة اللاصقة بعد التحميل الزائد كبير جدًا ، لكن خطر التمزق الكلي للطبقة اللاصقة ليس مرتفعًا.

الكلمات المفتاحية: إصلاح الرقعة المركبة ، التعب ، الحمل الزائد ، طريقة العناصر المحدودة ، المنطقة البلاستيكية ، التلف.

INTRODUCTION GENERAL

Introduction Général

Les structures aéronautiques opérationnelles sont, le plus souvent, soumises à des charges de fatigue avec amplitude variable. Ces différences dans les niveaux d'amplitude des chargements de fatigue, influencent directement les vitesses de propagation des fissures de fatigue initiées dans les structures aéronautiques [1]- [3]. Un exemple clair des effets de la variation des amplitudes de chargement sur la vitesse de croissance des fissures est présenté par l'application brusque d'une surcharge pendant un essai de fatigue avec chargement à amplitude constante. L'application d'une surcharge provoque un retard dans la propagation de la fissure entraînant un «arrêt» de cette propagation pendant un très grand nombre de cycles de chargement. Ce comportement est essentiellement dû à la formation d'une grande zone plastique et aux contraintes résiduelles au voisinage du fond de fissure. Il a été montré qu'il existe une amplitude de surcharge seuil en dessous duquel l'effet de retard n'est pas sensible. Sous conditions de contraintes planes, la plasticité élevée autour du front de fissure conduit à un émoussement de ce front de fissure pour les alliages d'aluminium aéronautiques tels que le **Al 2024 T3** ou le **Al 7075 T6**. L'émoussement de la fissure augmente le facteur d'intensité de contrainte effective (SIF) qui provoque une accélération initiale de la propagation de la fissure, mais le niveau de fermeture augmente rapidement à mesure que la plasticité autour de la fissure se développe.

La réparation de structures aéronautiques fissurées sous chargement de fatigue par un patch en composite est l'une des techniques prometteuses pour améliorer la durée de vie en fatigue de ces structures. Cette technique est basée sur le collage d'une plaque en matériau composite haute performance sur la région fissurée permettant ainsi un transfert de charge de la structure fissurée au patch composite à travers la couche adhésive. Ce transfert permet de réduire l'intensité des contraintes autour du front de fissure conduisant à la réduction de la vitesse de propagation de la fissure et par conséquent à l'amélioration de la durée de vie en fatigue de la structure endommagée]. L'efficacité des réparations par patches en composites dépend d'un grand nombre de paramètres qui peuvent être classés comme suit: i) propriétés mécaniques du matériau réparé, du matériau composite et du type d'adhésif ii) propriétés géométriques du composite iii) nature du chargement de fatigue De plus, d'autres phénomènes pourraient influencer considérablement le processus de réparation et son efficacité tels que le décollement de l'adhésif et les contraintes thermiques résiduelles dues au chauffage de la surface collées. La conception d'un patch composite est une tâche assez difficile en raison de l'interaction de tous ces paramètres sur les performances de la réparation.

L'historique des charges de fatigue a un effet très important sur l'efficacité de la réparation. Ainsi, l'amplitude du chargement de fatigue et le rapport de charge affectent directement la durée de vie résiduelle de la structure réparée à l'aide du patch composite. Lorsqu'une structure réparée est soumise à un cycle de surcharge, deux effets de retard interagissent ; le premier est dû au transfert de charge vers le patch en composite et le second est causé par la zone plastique créée devant le fond de fissure par la surcharge. L'étude de l'interaction entre les deux effets deux retards (Patch + Surcharge) n'a pas été suffisamment analysée dans la littérature.

INTRODUCTION GENERAL

Dans cette thèse l'effet d'interaction entre patch de réparation et surcharge de fatigue sera étudié expérimentalement et numériquement pour les deux alliages d'aluminium les plus utilisés en aéronautique : le **Al 2024 T3** et le **Al 7075 T6**. Dans la partie expérimentale, des essais de fissuration sur des éprouvettes SENT en **Al2024 T3** et **Al 7075 T6** réparées par des plaques en carbone/époxyde et soumises à un chargement de fatigue ont été réalisés. L'effet du timing entre le collage du patch et l'application de la surcharge a été particulièrement analysé. Pour expliquer la nature de la rupture, nous avons observés les faciès de rupture après rupture totale au **MEB**. Dans la partie numérique, nous avons calculé par la méthode des éléments finis l'étendue de la zone plastique autour de la fissure et l'endommagement de la couche adhésive pour donner une meilleure explication aux phénomènes observés expérimentalement.

CHAPITRE I

***GENERALITES SUR L'EFFET DE
SURCHARGE SUR LA PROPAGATION
DE FISSURE EN FATIGUE***

I.1 Introduction

L'augmentation momentanée du niveau de charge au cours d'un essai de fissuration par fatigue à amplitude de chargement constante conduit à un retard à la propagation d'une fissure. Ce phénomène constitue un grand avantage pour les pièces en service, puisqu'il contribue à une augmentation de la durée de vie. C'est pour cette raison que ce phénomène a tant attiré l'attention des chercheurs dans le domaine de la fatigue. [1]

Une des causes du retard de propagation de fissure est l'affaiblissement de la pointe de fissure suite à la déformation plastique élevée générée par le cycle de surcharge. Cette diminution de l'acuité de la pointe de fissure conduit à la diminution de l'intensité de contrainte en pointe de fissure et donc à l'abaissement de l'effet du paramètre ΔK . [2]

En effet, de nombreuses études ont été effectuées pour quantifier différents paramètres susceptibles de caractériser le retard après l'application d'une ou de plusieurs surcharges. De même, divers modèles ont été proposés pour décrire le retard à la propagation. Afin d'expliquer le processus du retard, de nombreux phénomènes physiques ont été mis en évidence, dont les principaux sont, sans vouloir préjuger de leur influence respective : [1]

- **Ecrouissage cyclique** de la matière en pointe de fissure,
- **Fermeture de fissure** qui joue un rôle secondaire et la cause principale du ralentissement de la propagation de fissure est la modification de la répartition des contraintes au voisinage de la pointe de fissure,
- **L'interaction des zones plastiques,**
- **Le seuil de non-fissuration,**
- **Les contraintes résiduelles,**
- **Les branchements de la fissure ... etc.**

D'une manière générale les explications apportées aux raisons du retard de propagation observé après une surcharge, laissent à penser que des interactions ou couplages de ces différents processus ont lieu et conduisent au ralentissement de la propagation de fissure : [3]

L'élément déterminant avancé semble tenir au comportement élasto-plastique du matériau au voisinage du front de fissure d'une part, et à la création de contraintes résiduelles de compression induites par la surcharge d'autre part [4] .

La plupart des modèles décrivent le ralentissement en termes de vitesse de fissuration et ont pour base la loi de Paris dans laquelle est introduit un coefficient de ralentissement inspiré du phénomène physique supposé prioritaire. [1]

I. 2. Définition d'une surcharge

L'application momentanée d'un cycle de surcharge au cours de la propagation d'une fissure peut se produire soit pendant :

- Un chargement sous amplitude constante $\Delta p (\Delta p = P_{\max} - P_{\min})$: dans ce cas la vitesse de propagation augmente avec a en amont de la surcharge et après la fin du retard.
- Une amplitude constante du facteur d'intensité de contrainte $\Delta K (K_{\max} - K_{\min})$: la vitesse de propagation est maintenue constante avant l'application de la surcharge (**Figure. I-1**). Elle retrouve cette valeur après la période du retard,
- Le type de chargement de base doit être pris en considération lors des définitions des paramètres ainsi que des interprétations des résultats. [2]

Pour quantifier la surcharge, appliquée au cours d'un essai de propagation d'une fissure sous amplitude constante du facteur d'intensité de contrainte définie par R et a , plusieurs définitions sont proposées dans la littérature. D'une façon générale, nous pouvons dissocier deux paramètres décrivant la surcharge :

- Le rapport de surcharge R_{pic} qui est défini comme étant le rapport de K_{pic} avec K_{\max} un chargement sous amplitude constante

$$R_{pic} = \left(\frac{K_{pic}}{K_{\max}} \right)$$

Cette définition ne prend pas en considération le rapport de charge correspondant à la sollicitation de base R (ou ΔK). En l'absence de la surcharge, le rapport K_{pic} prend la valeur 1.

Le taux de surcharge R_{pic} peut être défini par l'expression suivante couramment employée

$$(\tau_{pic}) = \frac{\Delta K_{pic}}{\Delta K * 100}$$

Cette définition présente l'avantage de prendre en considération l'amplitude de la surcharge et celle du chargement de base. En développant cette expression, nous aboutissons à la relation

$$\text{suivante : } (\tau_{pic}) = \left(\frac{R_{pic}}{1-R} \right) * 100$$

Cela signifie que le taux de surcharge, défini ainsi, est une fonction du rapport de surcharge R_{pic} et du rapport de charge R . Il est à noter que pour un rapport de charge de base $R = 0$, le taux de surcharge (τ_{pic}) est égal au rapport de surcharge : $R_{pic} * 100$. [2]

I.3. Les différents types de chargement

Les chargements générant un endommagement par fatigue sont à caractère alterné et classés en deux catégories suivant qu'ils relèvent de l'amplitude constante ou de l'amplitude variable. Ils peuvent également être de nature proportionnelle ou non. [7]

1. Chargement à amplitude constante

Un chargement est dit cyclique ou à amplitude constante lorsque les valeurs des contraintes maximales et minimales des cycles successifs ne varient pas. Ce type de chargement est observé par exemple dans le cas de machines rotatives en régime nominal. [7]

Les progrès récents de la **MELR (Mécanique Élastique Linéaire de La Rupture)** ont permis d'établir des lois régissant la cinétique de la fissure sous chargement périodique. Cependant, la plupart des modèles (**lois ou relations**) proposés sont basés sur une analyse phénoménologique. Le paramètre **K**, facteur d'intensité de contrainte, est universellement utilisé pour décrire l'état de contraintes à la pointe d'une fissure de fatigue, tant que la plasticité est confinée. Ainsi, l'avancée par cycle est couramment corrélée à l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte Δk . Une telle représentation fait apparaître schématiquement trois domaines de propagation de la fissure (**Figure. I.1**) [1].

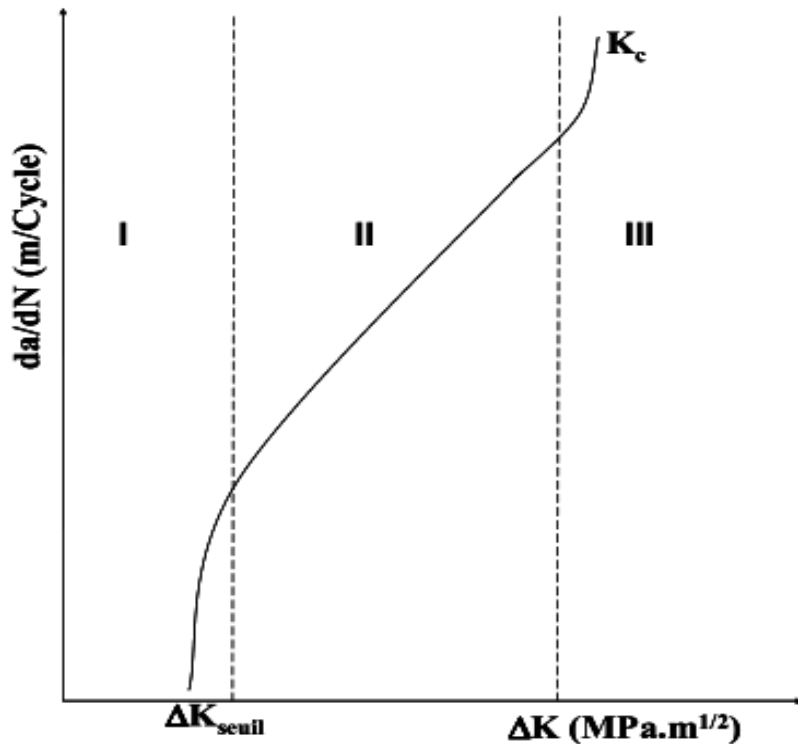


Figure. I.1: allure de la courbe de fissuration par fatigue.

Domaine I : domaine des faibles vitesses de fissuration où les effets de l'environnement et de la microstructure sont prédominants. Pour décrire ce domaine, on effectue généralement des essais à ΔK décroissant pour déterminer la valeur de ΔK seuil ;

Domaine II : domaine des vitesses moyennes ou de Paris où la vitesse de propagation varie linéairement avec ΔK en échelle bi-logarithmique. La fissure se propage le plus souvent dans un plan perpendiculaire à la direction de l'effort appliqué. C'est le domaine où s'applique la loi de Paris ;

Domaine III : domaine correspondant au cas des chargements élevés pour lesquels une déchirure se produit dans le matériau en pointe de fissure. Les vitesses de propagation sont très élevées et conduisent très vite à la rupture de la pièce (pour $K_{max} = K_c$). [8]

2. Chargement à amplitude variable

Pour une séquence de chargement à amplitude variable, les valeurs des contraintes minimales et maximales varient d'un cycle à l'autre. La séquence considérée est donc composée d'un certain nombre de cycles à valeurs moyennes et à amplitudes distinctes. Il peut être rencontré des cas où la périodicité du chargement porte sur des séquences relativement longues et

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

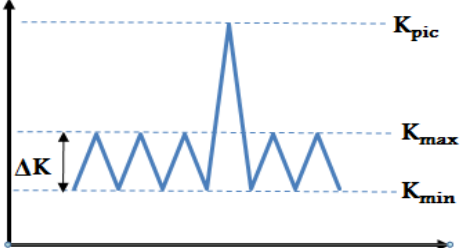
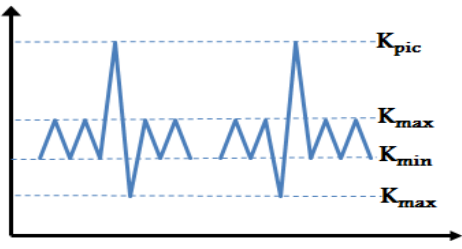
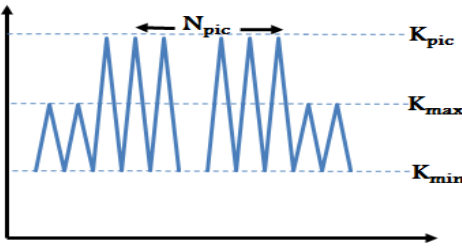
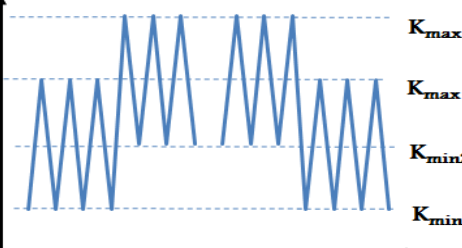
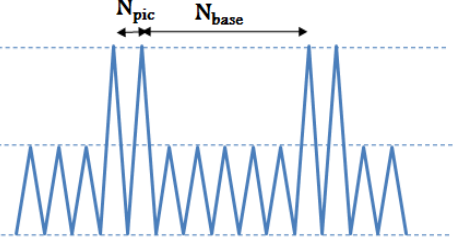
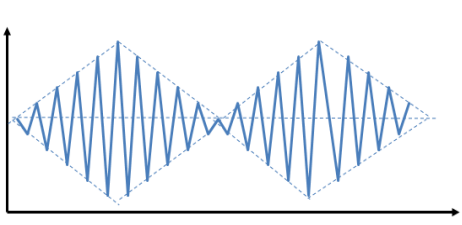
représentatives du chargement sur un intervalle de service conséquent (exemple : plusieurs vols successifs dans l'aéronautique avec pour chacun les phases de décollage et d'atterrissage). Le caractère purement aléatoire ou assimilé comme tel peut apparaître pour certains types de structures (véhicules militaires pour des missions distinctes ; sollicitations d'origine sismique pour des structures dont l'endommagement dépend quasi uniquement de ce type de chargement), [7]

De nombreuses communications concernant le phénomène de surcharge qui tend à ralentir et même à bloquer la croissance des fissures dans une éprouvette soumise à un chargement cyclique. Les structures et les pièces de machine sont souvent délibérément surchargées au cours de leur durée de service et la surcharge peut affecter la vie résiduelle en fatigue. Le ralentissement ou l'arrêt des fissures de fatigue n'est pas cité comme raison majeure pour les essais de timbrage, peut-être à cause des nombreux paramètres concernés et d'un manque de connaissance des mécanismes de ralentissement, même dans le cas le plus simple de chargement d'amplitude variable à une seule surcharge. [3]

L'essai de fissuration donne la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles. Dans ce type d'essai, on obtient une droite. Pour ΔK et K_{max} fixés, les taux de croissance des fissures obtenus par les deux méthodes seront identiques. Afin de déterminer l'influence d'une surcharge unique sur la vitesse de propagation, deux essais de référence ont été conduits à chargement constant et à amplitude de facteur d'intensité de contraintes constant. L'essai à facteur d'intensité de contrainte constant présente l'avantage de mettre en évidence la déviation des points sur le graphe longueur de fissure/nombre de cycles, laquelle sera aisément détectée [5].

**CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA
PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE**

Tableau I-1 : Exemples de chargements d'amplitude variable [2]

Chargements	Désignation	Grandeurs caractéristiques
	<p align="center">Surcharge unique (instationnaire)</p>	$R_{pic} = \frac{K_{pic}}{K_{max}}$ $\tau_{pic} = \frac{K_{pic} - K_{min}}{K_{max} - K_{min}} \times 100$
	<p align="center">Surcharge précédée ou suivie d'une surcharge (instationnaire)</p>	
	<p align="center">Surcharge multiple (instationnaire)</p>	<p align="center">N_{pic} : nombre de pics de surcharges</p>
	<p align="center">Blocs de charge (instationnaire)</p>	<p align="center">R_1 et R_2 : rapport de charges 1 et 2 ΔK_1 et ΔK_2 : amplitude des chargements 1 et 2</p>
	<p align="center">Blocs de surcharge(s) répétée (s) (stationnaire)</p>	<p align="center">$\frac{N_{pic}}{N_{base}}$: nombre relatif de pics de surcharges</p>
	<p align="center">Blocs de chargement d'amplitude variable (stationnaire)</p>	

I.4. Effet de séquence

L'ordre d'apparition des chargements joue lui aussi un rôle majeur quant à son effet sur la vitesse de propagation des fissures. L'apparition de plusieurs surcharges séparées ou combinées peut tantôt mener à un ralentissement de la propagation de fissure, tantôt provoquer une accélération de sa propagation [9]. Si deux surcharges sont successivement introduites, un renforcement du ralentissement peut se produire [10].

L'éloignement entre les surcharges appliquées aux alliages d'aluminium **7075 T6** et **2024 T3** montre un effet de retard maximal, si la fissure a parcouru le quart de la zone plastique de la première surcharge lors de l'apparition de la seconde surcharge. Le retard maximal se produit lorsque la pointe de fissure aurait parcouru, à l'application de nouvelle surcharge, entre 10% et 20% de la zone plastique provoquée par la surcharge précédente. L'effet de ralentissement exprimé dans le cas de l'alliage **AL 2024T3** est plus accentué que celui de l'alliage **Al7075T6**, dont un intervalle entre surcharges de moins de 1000 cycles d'amplitude constante ne présente plus de retard de propagation de fissure. On peut conclure qu'en deçà d'une certaine fréquence, la surcharge apporte un gain de durée de vie ; au-delà de ce seuil, l'effet est inversé, et une réduction de la durée de vie totale est constatée. [7]

Toutes les recherches ont montré que le retard arrive au-delà d'un seuil de surcharge dans tous matériaux et toutes les formes d'éprouvettes testés. On a proposé plusieurs relations empiriques pour quantifier les retards observés pour des éprouvettes de géométrie bien particulière, des matériaux et des conditions de chargement particuliers [12], [14], [15], [16], [17], mais les tentatives pour obtenir une formule applicable de façon plus générale ont été moins couronnées de succès. Un retard simple est montré sur la **figure I-2**.

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

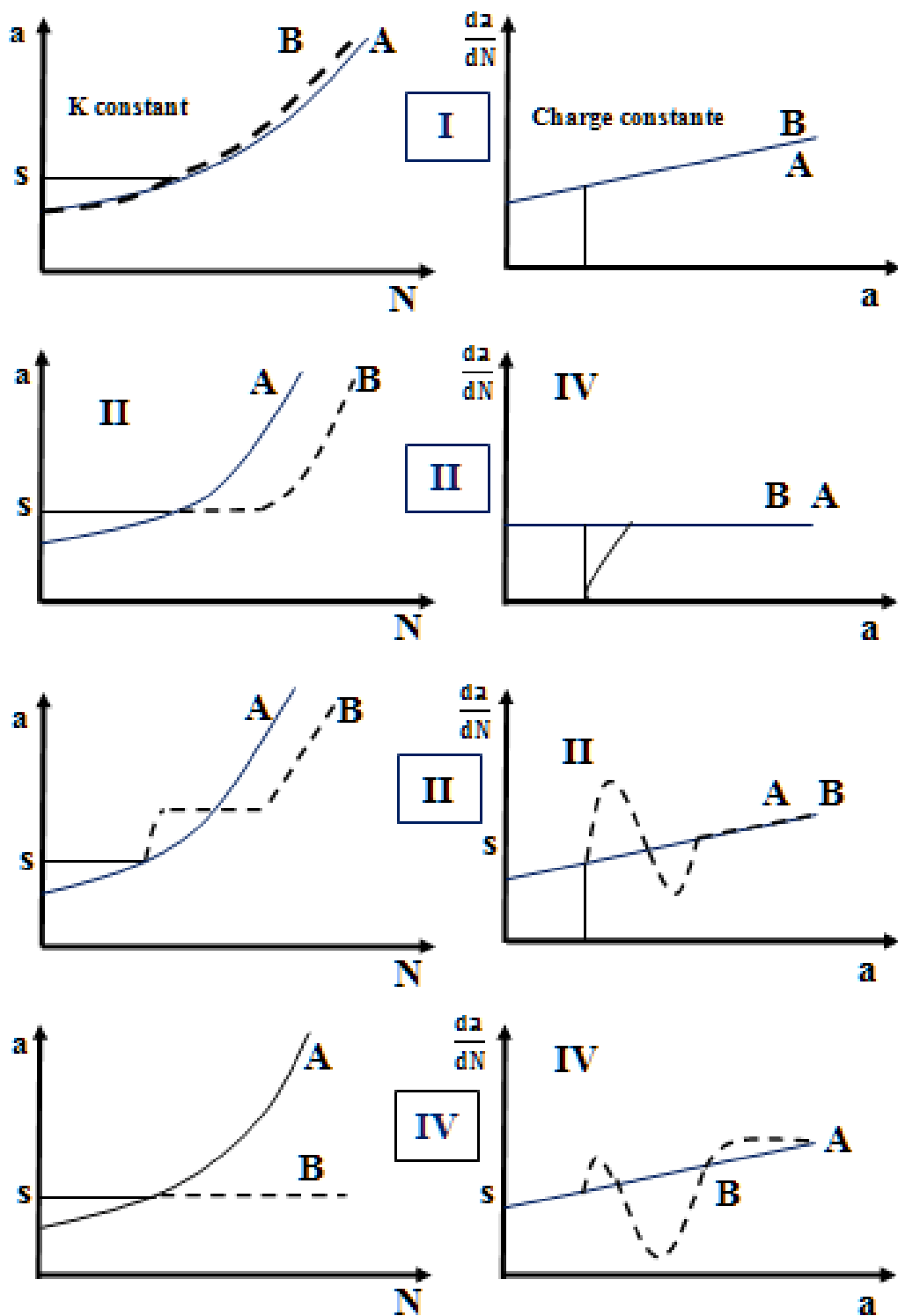


Figure I-2: Différent types de comportements au retard des fissures de fatigue

I : retard perdu, II : retard, III : retard différé et IV : blocage [20] [8]

a) Effet du non-retard :

Dans le cas de petite surcharge, la fissure ne subit aucune influence suite à l'application d'une surcharge (**figure I-2(I)**). Pour la plupart des alliages aucun effet n'est observé pour un taux de surcharge inférieur ou égal à 1.5.[13].

b) retard momentané

On observe après l'application d'une surcharge un blocage de la fissure, suivi d'un réamorçage de la fissure à la vitesse correspondante aux conditions initiales de chargement(**figure I-2(II)**). Pour un taux de surcharge donné, ce phénomène est observé pour les valeurs de ΔK_i voisines du seuil de non fissuration.

c) Retard différé

Il a été utilisé pour décrire un accroissement du taux de propagation suivant immédiatement l'application d'une surcharge, suivi d'un retard [18], [19]. On a proposé qu'une fissure peut s'étendre par rupture fragile, à cœur, dans la région centrale d'une éprouvette soumise à une surcharge [13] et ceci peut être considéré comme un accroissement apparent en vitesse de fissuration masquant ainsi un retard immédiat. Il a également été employé pour décrire simplement un retard (**figure I-2(III)**) ne servant pas immédiatement après la surcharge. Un retard différé n'apparaît pas toujours et quelques chercheurs ont fourni des cas d'une diminution immédiate de vitesse de propagation lors de l'application d'une surcharge [20] [21] [13].

d) Le retard perdu

Le retard perdu est un retard suivi d'une accélération à un taux de croissance plus élevé par rapport à la vitesse de fissuration de référence, avant de revenir au taux d'origine (**figure I-2(IV)**). Si une progression significative des fissures se manifeste pendant l'application de la surcharge, il est alors possible d'obtenir une accélération effective du taux de croissance total des fissures. Ces effets sont plutôt détectés dans les essais à ΔK constant [22] [23].

e) Blocage

Dans la littérature [12], [18] on a consigné l'existence d'un blocage mais il y a des preuves que la fissure peut se propager très lentement, à une vitesse que la technique de suivi des fissures ne détecte pas [24]. On observe après l'application d'une surcharge un blocage de la fissure suivi d'un réamorçage de la fissure à la vitesse correspondante aux conditions initiales de chargement. Pour un taux de surcharge donné, ce phénomène est observé pour les valeurs de ΔK_i voisines du seuil de non fissuration.

I. 5. Les mécanismes du retard

Les modèles suivants ont été proposés dans le but d'essayer d'expliquer le retard suivant des surcharges uniques ou des séquences de chargement à haute ou basse amplitudes :

- a) Contraintes de compression résiduelles à proximité de la pointe des fissures [13], [25], [26] et effets d'interaction associés à la zone plastique [14].
- b) Fermeture des fissures [27] [28];
- c) Émoussement de la pointe des fissures [29], [30] ;
- d) Écrouissage à fond de fissures [12], [31] ;
- e) Déviation ou bifurcation d'une fissure [34].

Actuellement, on pense raisonnablement que (a) les contraintes résiduelles et (b) la fermeture de fissure, qui toutes deux sont liées à l'accroissement de la zone plastique due à la surcharge, sont souvent la cause du retard. Ces deux phénomènes seront tous les deux affectés par les propriétés d'écrouissage monotone et cyclique du matériau dans la région de la pointe de la fissure. Il est bon d'introduire brièvement à ce niveau les concepts de contrainte résiduelle et de fermeture des fissures. [8]

La **figure I-3** montre la zone plastique et les contraintes à fond de fissure. La surcharge a introduit une grande zone plastique. Au déchargement, le matériau déformé élastiquement reprend ses dimensions d'origine et entraîne des contraintes de compression dans la zone plastique à fond de fissure, ayant pour résultat le système de contraintes résiduelles. De même que la fissure a dépassé- en se propageant- la région des contraintes résiduelles, la vitesse de propagation de fissure originale, antérieure à la surcharge, sera à nouveau atteinte. Les contraintes résiduelles de compression et les déformations plastiques laissées dans le sillage

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

d'une fissure se propageant provoquent la fermeture de la fissure même sous chargement en traction [27]. La croissance de la fissure dépendra de l'ouverture à la pointe de fissure (COD) qui est définie par le facteur d'intensité de contrainte efficace ΔK_{eff} :

$$\Delta K_{eff} = K_{max} - K_{op}$$

Où K_{max} est le facteur d'intensité maximale et K_{op} le facteur d'intensité de contrainte pour lequel la fissure s'ouvre. La contrainte résiduelle et les effets de fermeture de la fissure introduits par la surcharge, et l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte efficace ΔK_{eff} sont étudiés plus loin étant donné que ces concepts sont fréquemment employés pour expliquer le retard et ont fait l'objet de nombreuses recherches.

Dans les matériaux présentant un glissement planaire et dans certaines situations de chargement en contraintes planes, la surcharge de traction peut provoquer une déviation du fond de la fissure se propageant en mode I [29] [32], [33], [34].

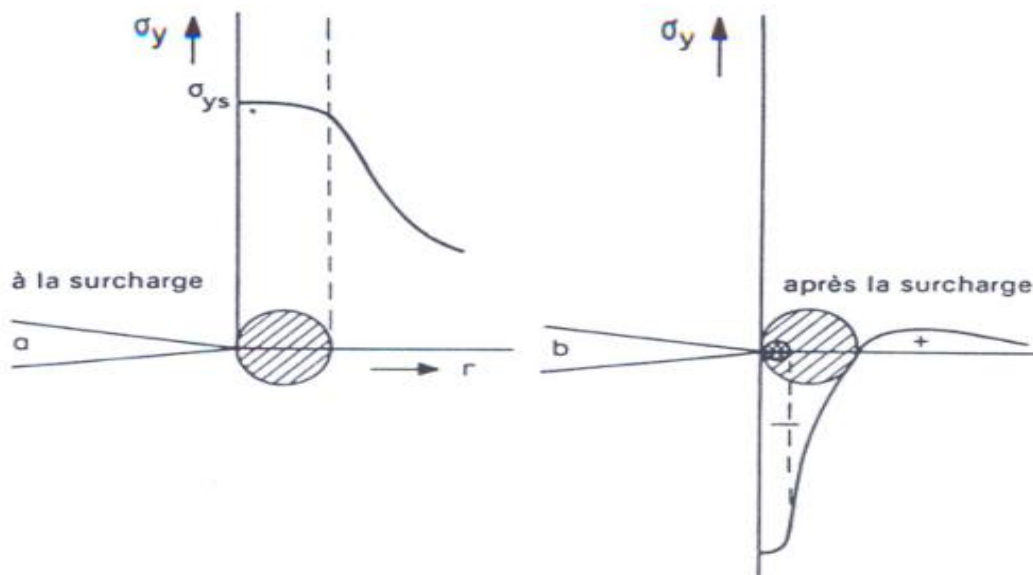


Figure I-3. Contraintes de compression résiduelles à la pointe de la fissure après application d'une surcharge.

Une accélération temporaire de la fissure, peut se produire pendant l'application d'une surcharge. Alors, que le ΔK_{eff} peut être réduit de 25% pendant la surcharge, la déviation de la fissure peut contribuer significativement au retard de la fissuration.

Plusieurs mécanismes de retardement sont déclenchés par une surcharge de traction susceptible de produire une modification du facteur d'intensité de contrainte dont la valeur effective est très inférieure à la valeur nominale ΔK avant la surcharge. Même quand le facteur d'intensité ΔK est dans le régime de Paris, la valeur efficace de ΔK peut-être dans le seuil de fatigue. Dans ces circonstances, des mécanismes de retardement additionnels peuvent entrer en vigueur, telles que l'oxydation ou la rugosité [29], [35].

I. 6. Causes du phénomène de ralentissement

Les causes du phénomène de ralentissement (blocage) d'une fissure après application de surcharge sont groupées en deux classes :

1. Phénomène primaire : les contraintes résiduelles

Les contraintes résiduelles sont la cause du ralentissement (blocage) de la fissure (expérience de Schijve) [36].

Les contraintes résiduelles présentes dans le sillage de la fissure et la zone plastique proviennent de la plastification qui se produit en fond de fissure au chargement et au déchargement. D'une façon générale, ces contraintes résiduelles sont des contraintes de compression près de la pointe de la fissure et de traction à une certaine distance en avant de celle-ci, et ceci pour une raison d'équilibre interne.

2. Phénomène secondaire : le concept de fermeture

Le concept de fermeture appliqué aux problèmes des surcharges peut expliquer aussi le phénomène de retard (blocage).

C'est à l'existence des contraintes résiduelles de compression à la pointe de la fissure de fatigue que l'on attribue le phénomène dit de fermeture. Ce dernier a été mis en évidence par Elber [15] sur un alliage d'aluminium en montrant que la pointe d'une fissure de fatigue peut se fermer avant que l'effort de traction appliqué à l'éprouvette ne s'annule. C'est uniquement la

partie du cycle où la pointe de la fissure est totalement ouverte qui participe à l'endommagement. C'est pourquoi ce phénomène est souvent invoqué pour essayer d'expliquer l'influence de certains paramètres importants dans le domaine de fissuration par fatigue tels que la valeur maximale du facteur d'intensité de contrainte (K_{max}), le rapport de charge (R), l'épaisseur de l'éprouvette, l'environnement et bien sûr les surcharges.

I. 7. Influence d'une surcharge

Les structures en service sont soumises le plus souvent à des chargements dont l'amplitude est variable le plus souvent au cours du temps. Ces différences de niveaux de cycles de chargement vont entraîner des conséquences sur la propagation de fissure pouvant conduire à des accélérations ou des ralentissements significatifs. En effet, l'application brusque d'une surcharge au cours d'un essai de propagation de fissure de fatigue sous un chargement d'amplitude constante provoque un retard sur la propagation de fissure, c'est-à-dire que la fissure s'arrête et ne redémarrera qu'après un grand nombre de cycles. Ce phénomène résulte de la formation d'une zone plastique importante au moment de la surcharge et de contraintes résiduelles dans l'éprouvette qui modifieront localement et globalement les champs mécaniques lors du chargement mécanique ultérieur. De ce fait, la contrainte d'ouverture augmente beaucoup. De même, si une sous-charge intervient dans ce type de chargement, une accélération de la vitesse de propagation peut être observée [37], [38], [39], [40].

Le phénomène de fatigue, qui résulte à la base d'un cumul de déformation plastique au sein des grains qui composent la microstructure du matériau, est sensible à l'application d'une surcharge qui va modifier ce cumul, à la fois du point de vue quantitatif instantané et par le taux de déformation plastique du chargement ultérieur pour des raisons de modification de microstructure ou de nombre de défauts linéaires en son sein (réseau des lignes de dislocation). [7]

Des essais avec surcharge ont été réalisés par Doquet et al. [41], qui montrent clairement des effets bénéfiques ou néfastes de la surcharge en termes de durée de vie, en fonction du matériau et du type de chargement imposé (en contrainte ou en déformation).

La surcharge peut être considérée comme un moyen de réparation lors de l'apparition d'une fissure. Toutes les études s'accordent pour confirmer que le retard est une fonction croissante de l'amplitude de surcharge [37], [38], [39], [40].

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

L'étude menée par Decoopman [42] a montré que le retard occasionnel après surcharge peut être expliqué par une combinaison des mécanismes suivants : les contraintes résiduelles à l'intérieur de la zone plastique, la fermeture induite par la plasticité et la déviation du trajet de la fissure.

Desforges a effectué des mesures de contraintes en pointe de fissure après une surcharge par une méthode utilisant la diffraction des rayons X sur un acier E550. Les résultats montrent que les retards observés sur des essais sous chargement d'amplitude variable simplifié (surcharges répétées) sont attribués à une modification du champ de contrainte en pointe de fissure, c'est-à-dire que les surcharges engendrent des contraintes de compression qui diminuent le niveau de contrainte en pointe de fissure. Mais lorsqu'une sous-charge précède une surcharge, il y a peu d'influence sur le retard provoqué par la surcharge ; dans le cas contraire, il est généralement constaté une réduction de l'effet de retard qui résulte de la surcharge [38].

L'effet d'une surcharge appliquée à une fissure créée sous chargement d'amplitude constante se manifeste sous la forme d'un ralentissement ou d'un retard voire même d'un arrêt définitif de la fissure. Il existe une valeur du taux de surcharge (τ_{\min}) en dessous de laquelle aucun effet de retard n'est observé et une valeur maximale (τ_{\max}) à partir de laquelle un retard devient un blocage définitif [43].

Différents travaux ont été effectués pour contribuer à allonger la durée de vie en réparant les fissures existantes observées dans la structure. Les résultats montrent que l'application d'un ou plusieurs cycles de surcharges conduits à retarder la propagation de la fissure voire à l'arrêter. On peut également trouver des techniques telles que l'infiltration d'une résine ou la création d'un trou en aval de l'extrémité de la fissure.

En résumé, l'application d'une surcharge provoque un retard sur la vitesse de fissuration. En dessous d'une certaine valeur de taux de surcharge τ_{\min} , il n'y a pas d'effet retard, et à partir d'une valeur maximale τ_{\max} , la fissure peut être complètement bloquée si la surcharge était de traction [12] , [38] Dans le cas où la surcharge est de compression, la fissure accélère [44].

I. 8. L'influence des surcharges sur le retard de la propagation des fissures

La propagation d'une fissure est influencée par de nombreux paramètres que l'on peut classer en deux catégories :

- les paramètres intrinsèques qui dépendent de la nature du matériau, tels le module de Young, la limite d'élasticité, les propriétés mécaniques cycliques et l'état microstructural.
- les paramètres extrinsèques qui dépendent des conditions d'essai, tels le nombre de pics de surcharges (**N_p**), le taux de surcharges (**R_{pic}**), le rapport de charge (**R**), l'environnement, les dimensions de l'éprouvette, etc.

Compte tenu de la multiplicité de ces paramètres, il n'est pas possible de les considérer en totalité au cours d'une modélisation. Certains paramètres intrinsèques sont plus difficiles à introduire (propriétés mécaniques cycliques, état microstructural) etc. [45]

Dans le cas de la représentation de la progression d'une fissure en fonction d'un chargement d'amplitude variable, on fait généralement appel au concept de fermeture introduit par Elber [27], qui constitue directement les fondements de nombreux modèles. Au concept de fermeture de fissure associé aux contraintes résiduelles, le phénomène d'émoussement de la fissure est souvent invoqué pour le blocage mais aussi parfois pour les problèmes de propagation. [45]

I. 9. Influence des surcharges ponctuelles sur les différents domaines de tenue en fatigue

1. Les différentes échelles d'études

Une surcharge correspond à l'application d'une sollicitation mécanique ponctuelle d'intensité sensiblement supérieure à la gamme de chargement à laquelle elle est associée. [46].

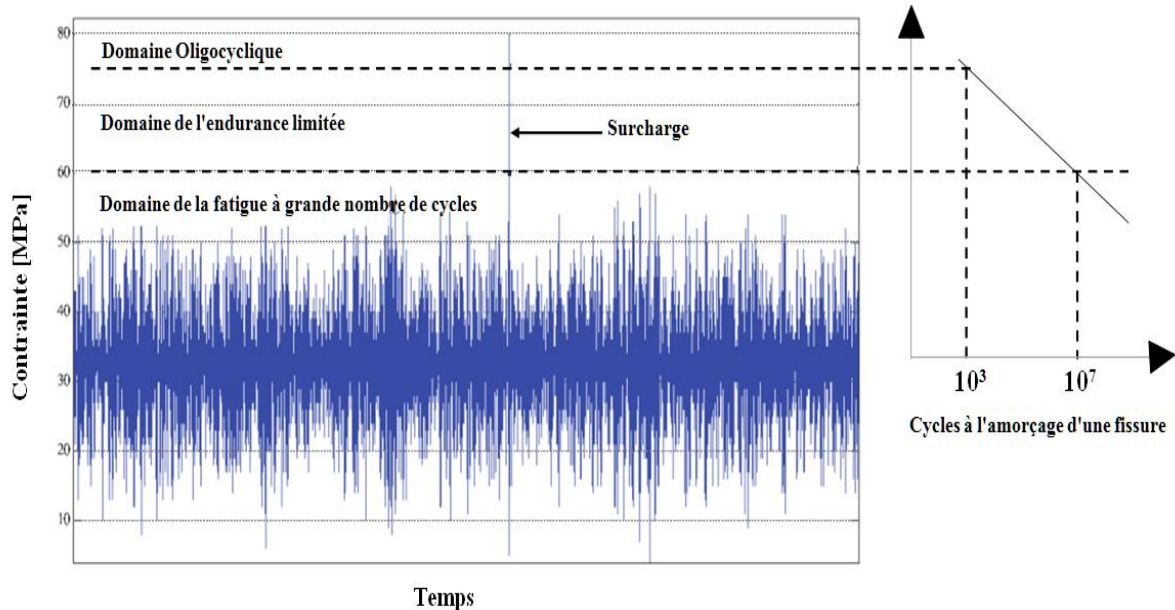


Figure I-4: Surcharge de traction dans une séquence de chargement d'amplitude variable.

[46]

Le phénomène de la fatigue avec une approche très locale orientée sur l'évolution des discontinuités dans la matière générée par le chargement mécanique.

Cependant, une approche plus globale du problème est aussi primordiale pour comprendre les éventuels effets des surcharges sur la durée de vie. Lors d'un chargement de fatigue sur une éprouvette lisse dans le domaine des grandes durées de vie, le matériau reste globalement élastique. Or, il est clair que l'application d'une surcharge dans le domaine plastique génère des contraintes et déformations résiduelles dans l'éprouvette qui modifieront localement et globalement, les champs mécaniques lors du chargement mécanique ultérieur. Le phénomène de fatigue résulte de l'activité micro-plastique dans les grains, aussi l'application d'une telle surcharge aura un probable impact sur la durée de vie finale via la modification des sollicitations cycliques à l'échelle des grains (contraintes et déformations résiduelles). [46]

Ces types d'essais ont été réalisés par **Doquet et al. [41]** et montrent clairement des effets bénéfiques ou néfastes de la surcharge en fonction du matériau et du mode d'asservissement (**contrainte imposée ou déformation imposée**). Toutefois, même si l'étude du comportement cyclique macroscopique du matériau reste primordiale, car elle permet de calculer les champs mécaniques qui pilotent l'endommagement de fatigue, elle reste complémentaire d'une étude plus microscopique de l'endommagement de fatigue.

Du point de vue de la mécanique de la rupture, l'effet d'une surcharge ponctuelle est totalement dépendant de l'état de pré-endommagement de fatigue. L'endommagement de fatigue est constitué d'une succession de processus d'endommagement distincts, pilotés par des paramètres mécaniques différents. [46]

2. Effet de surcharges durant la phase de propagation des fissures courtes

La propagation d'une fissure courte est fortement affectée par la microstructure, avec des ralentissements notables à l'approche des joints de grains. **Miller [47]** a émis l'hypothèse que la limite d'endurance d'un matériau pour un grand nombre de cycles (**par exemple 107 cycles**), correspond à la limite de non-propagation des fissures courtes. L'auteur a apporté l'idée que des surcharges ponctuelles permettraient de fortement diminuer la limite d'endurance du matériau : en effet le fait d'ajouter des surcharges ponctuelles permettrait à des fissures courtes se propageant pour un niveau de contrainte inférieure à la limite d'endurance σ_0 et bloquées contre les joints de grains, de les franchir puis de poursuivre leur propagation.

Cette théorie non prouvée expérimentalement par Miller a ensuite été démontrée par **Düber et al. [48]** grâce à des essais de fatigue In situ en traction-compression sur éprouvettes lisses en acier ferrito-perlitique. Sous un chargement d'amplitude constante correspondant au domaine de l'endurance limitée, des fissures amorcées depuis un grain ferritique et dont la cinétique de propagation est fortement diminuée à l'interface grain ferritique/perlite, franchissent très rapidement cette barrière microstructurale sous l'application de quelques surcharges (**Figure I-5**).

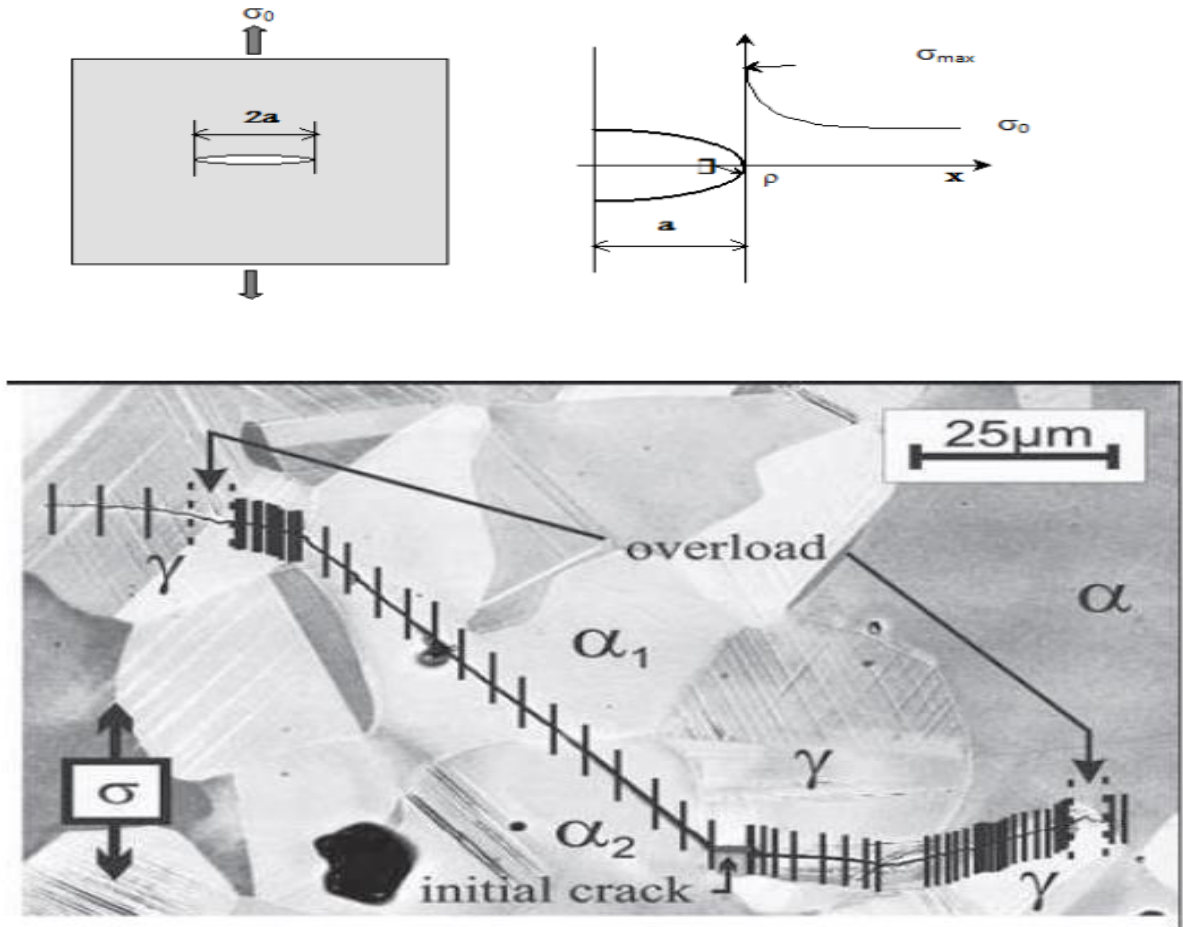


Figure. I-5. Mesure de la vitesse de propagation d'une fissure courte dans une éprouvette lisse en acier austéno-ferritique. [48]

3. Effet de surcharges durant la phase de propagation des fissures longues

Lors de la propagation d'une fissure longue dont la vitesse est pilotée par l'activité plastique en pointe de fissure et les éventuels effets de fermeture, l'application d'une surcharge de traction, entraîne une diminution voire annule la vitesse de propagation de la fissure. Cette surcharge génère une zone importante de plasticité en pointe de fissure supérieure à la taille de la zone de plasticité cyclique. Cette nouvelle zone de plasticité subissant une forte pression exercée par le reste de la structure, génère une contrainte résiduelle de compression en pointe de fissure, ayant pour effet d'augmenter l'effet de fermeture [49]. Toutefois, dans certains cas de chargements, l'effet de la surcharge peut mener à une fissuration totale de la structure, si le facteur d'intensité des contraintes atteint la valeur de ténacité K_{Ic} du matériau. L'interaction surcharge/propagation de fissures longues ne rentre pas dans le cadre de cette étude, et ne sera pas étudiée dans la suite de ce document. À travers les exemples présentés, on comprend que

l'effet d'une surcharge est, non seulement dépendant de la nature intrinsèque du matériau (**microstructure, population inclusionnaire, texture**), mais aussi du niveau de pré-endommagement de fatigue [50].

I. 10. Propagation d'une fissure après l'application d'une surcharge

L'application momentanée d'une surcharge, lors de la propagation d'une fissure par fatigue, provoque un ralentissement de la vitesse de la fissuration.

Pour expliquer le phénomène de retard dû à l'application d'une surcharge, plusieurs auteurs [6], ont proposé différents modèles qui mettent l'accent sur certains phénomènes physiques. Ces différentes approches peuvent être regroupées en trois catégories de modèles, fondés sur:

- a. Les effets d'interaction des zones plastiques à la pointe de la fissure. Ces modèles sont inspirés de celui de **Wheeler** [14].
- b. Le phénomène de fermeture de la fissure dû aux contraintes résiduelles induites par la plastification au voisinage du fond de fissure. Ces modèles sont basés sur celui d'**Elber** [15],
- c. Les micro-mécanismes qui agissent à la pointe de la fissure. Ces modèles s'inspirent de la solution d'HRR (**Hutchinson** [13], **Rice, Rosengren**[51]), dans le cas d'un matériau élasto-plastique.

I. 11. La méthode de cycle de surcharge

Un élément de structure sollicité en fatigue possède dans la plupart des cas un spectre de chargement aléatoire. L'approximation la plus simple d'un chargement cyclique réel est d'utiliser comme paramètres de sollicitation la charge moyenne et l'amplitude moyenne de ce spectre.

En fatigue, l'histoire du chargement est donc un facteur primordial pour le calcul du nombre de cycles à rupture N_t d'un élément fissuré.

L'interaction des niveaux de chargement influe fortement sur les vitesses de propagation de fissure. En effet, une surcharge appliquée lors d'un chargement d'amplitude constante provoque un retard sur la propagation de fissure. De même, si une sous-charge intervient dans

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

ce type de chargement, une accélération du taux de propagation peut être observée. Il est donc important d'étudier l'influence de l'interaction des niveaux de charge en fissuration par fatigue. [6]

Comme le montre le tableau ci-dessous, il existe plusieurs façons d'évaluer les interactions des niveaux de chargement. Les chargements d'amplitude variable de type stationnaire permettent d'étudier de manière globale la courbe de fissuration (**de l'amorçage à la rupture**). Les chargements de type instationnaire permettent, eux, d'étudier les zones de transition entre deux chargements et d'évaluer les vitesses de propagation suite à la variation de la charge.

En effet, l'application d'un cycle de plus grande amplitude au sein d'un chargement à amplitude constante entraîne une zone de transition de la propagation durant laquelle le taux d'accroissement de fissure diminue dans un premier temps pour atteindre un minimum, puis augmente jusqu'au recouvrement total de la vitesse initiale de propagation. De plus, de par son effet bénéfique sur la durée de vie en fatigue, la surcharge peut être considérée comme un moyen de réparation lors de l'apparition d'une fissure sur un élément de structure métallique. [5]

I. 12. La vitesse minimale $\left(\frac{da}{dN}\right)_{\min}$ atteinte après surcharge et sa longueur de fissure associée a_{\min}

Comme la **figure I-6** le décrit, la vitesse de propagation de la fissure atteint un minimum après l'application de la surcharge. Ce paramètre permet de caractériser l'intensité du retard. Lorsque la fissure se bloque après surcharge, ceci ne se produit pas immédiatement. En effet, la fissure continue de se propager pendant quelques cycles durant lesquels la vitesse tend vers le seuil de fissuration. Souvent, cette longueur de fissure est considérée comme proportionnelle à la taille de la zone plastifiée cyclique de surcharge ω_{pic}^c . [6]

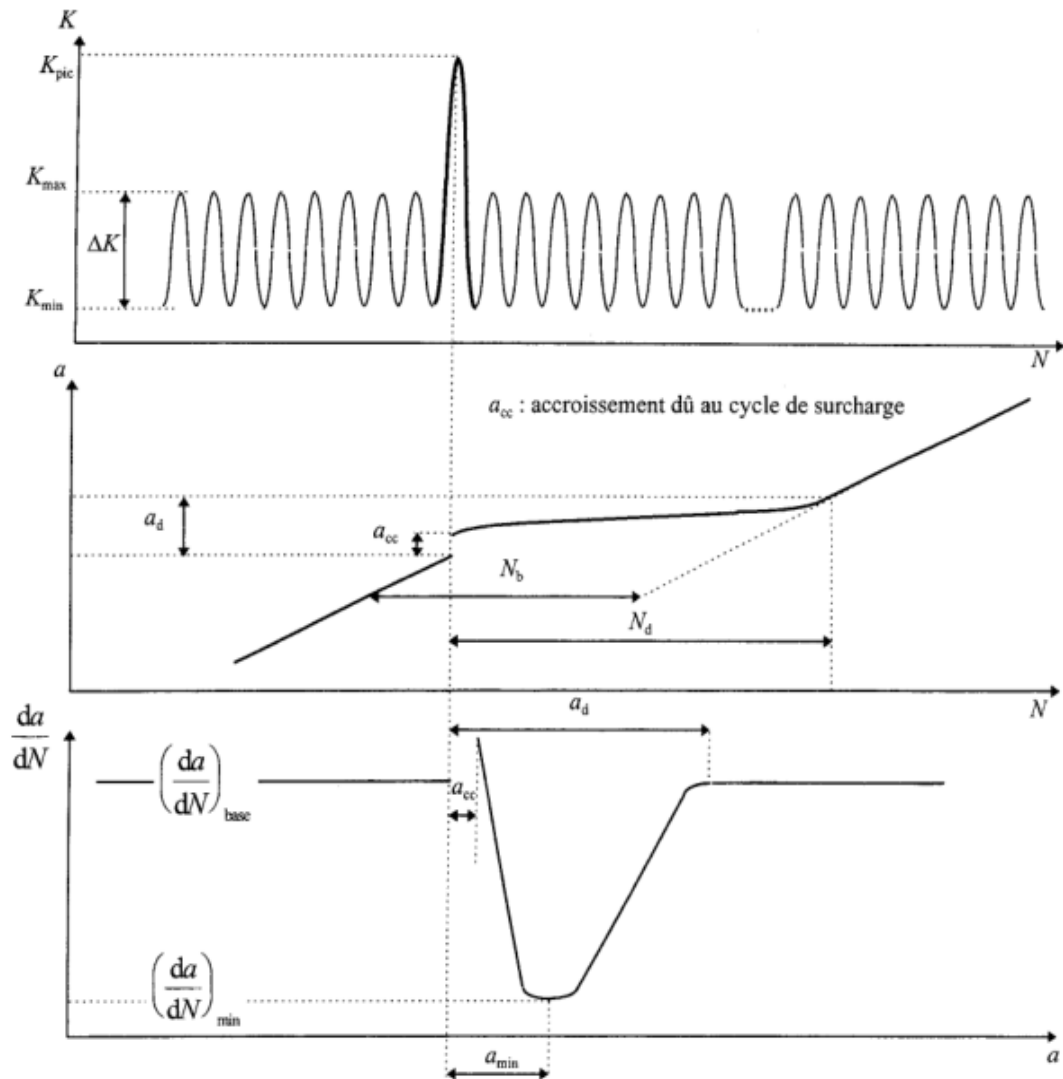


Figure. I-6: Définition des paramètres de retard. [6]

I. 13. Modélisation de la propagation avec surcharges

1. Modèle de Wheeler

L'un des modèles les plus simples permettant de modéliser le retard après application de surcharges est celui de Wheeler [14]. Ce modèle consiste à multiplier la vitesse de propagation après l'application de la surcharge par une fonction Φ . Le retard existe tant que la zone plastique de la fissuration reste à l'intérieur de celle due à la surcharge.

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{VAL} = \Phi \left(\frac{da}{dN}\right)_{CAL} \quad (1.1)$$

La fonction de retard est définie comme suit :

$$\Phi = \left(\frac{Z_{pi}}{\lambda}\right) = \left(\frac{Z_{pi}}{a_0 + Z_{psurch} - a_i}\right) \quad (1.2)$$

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

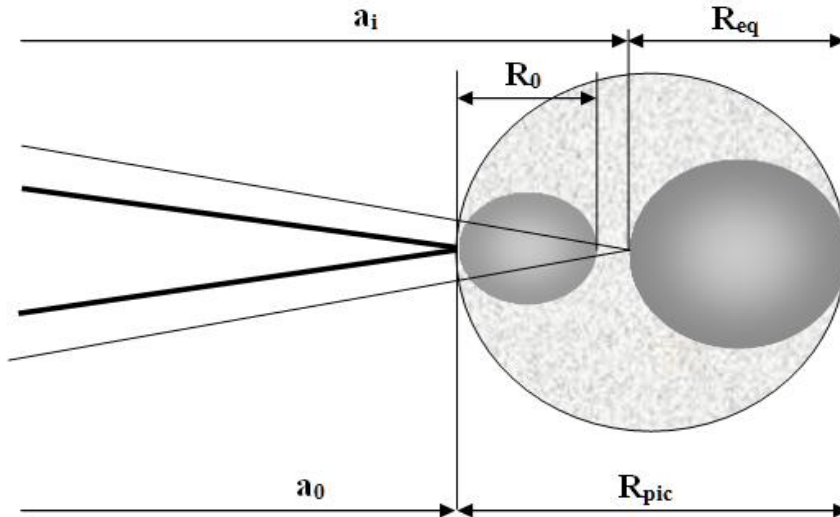


Figure I-7: Zone plastique selon le modèle de wheeler

2. Modèle de Willenborg et modèle généralisé

Ce modèle s'inspire de celui de Wheeler et considère une loi de type: [51]

$$\left(\frac{da}{dN}\right) = C(\Delta K_{eff})^m \quad (1.3)$$

$$\Delta K_{eff} = K_{max-eff} - K_{min-eff} \quad (1.4)$$

$$K_{max-eff} = K_{max} - K_r \text{ et } K_{min-eff} = K_{min} - K_r \quad (1.5)$$

Ces modèles rendent compte des effets d'interaction des zones plastifiées, leur emploi est limité aux chargements en présence de surcharge (retard) et ne tient pas compte de la présence des sous-charges (accélération). Afin de tenir compte des différents types de chargement Gallagher et Hugges [53] ont introduit dans le modèle de Willenborg un paramètre K_r tenant compte des effets de sous-charges et surcharges.

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

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

$$\left\{ \begin{array}{l} K_{\max(\text{eff})} = K_{\max} - K_r \\ K_{\min(\text{eff})} = K_{\min} - K_r \\ R_{\text{eff}} = K_{\min(\text{eff})}/K_{\max(\text{eff})} \end{array} \right. \quad (1.6)$$

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

$$K_r = \varphi \left(K_{\max(\text{ol})} \sqrt{1 - \frac{a-a(\text{ol})}{r_p(\text{ol})}} - K_{\max} \right) \quad (1.7)$$

Le facteur φ est exprimé par l'équation suivante.

$$\varphi = (1 - \Delta K_{\text{th}}/K_{\max})/(\text{SOLR} - 1) \quad (1.8)$$

et la zone plastique développée (figure I-8) par la surcharge, $r_p(\text{ol})$, est exprimé par :

$$r_p(\text{ol}) = \left(\frac{K_{\max(\text{ol})}}{\sigma_{0.2}} \right)^2 \times \left(\frac{1}{\alpha \cdot \pi} \right) \quad (1.9)$$

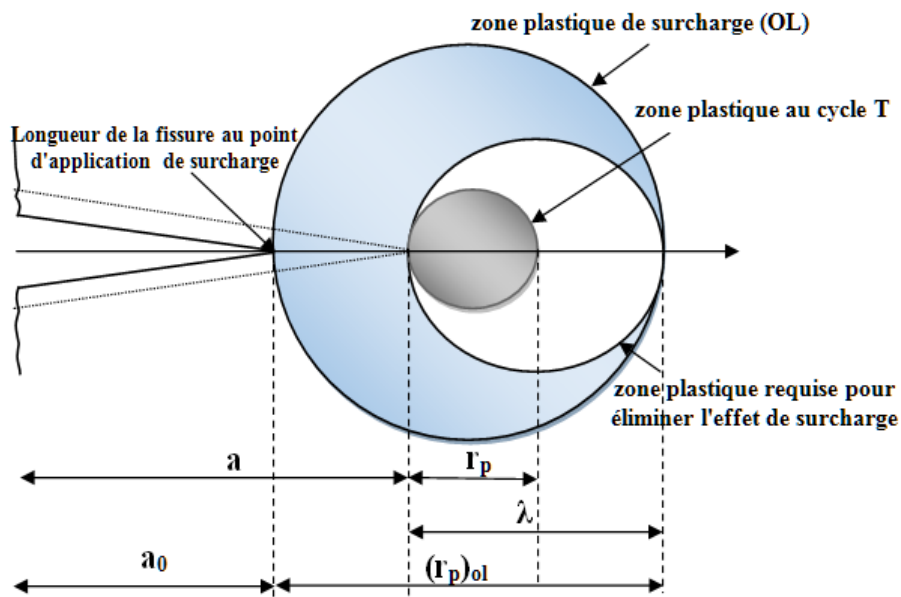


Figure I-8: Schématisation du modèle de Willenborg généralisé [53]

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).

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

Le modèle de Willenborg généralisé applique 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.

I. 14. Notion de proportionnalité et de phase entre les composantes d'un chargement

Un chargement est dit proportionnel lorsque le rapport des contraintes entre-elles reste constant. Un chargement uniaxial à direction fixe est généralement considéré comme étant proportionnel. Dans le cas contraire on parle de chargement non proportionnel. Les directions principales des contraintes ne sont généralement plus fixes mais tournent par rapport à la matière. La fixité des directions principales des contraintes n'est pas une condition suffisante pour assurer la proportionnalité des états de contraintes.

La notion de phase apparait lorsque plusieurs composantes de sollicitation sont présentes simultanément. Sur un élément de matière la notion de déphasage sera considérée sur les composantes de la matrice des contraintes, sur un composant mécanique elle sera mise en évidence entre les composantes des torseurs des actions mécaniques qui lui sont appliquées. Un exemple de cas de chargement combiné en flexion-torsion est présenté par la **figure I-9** [7].

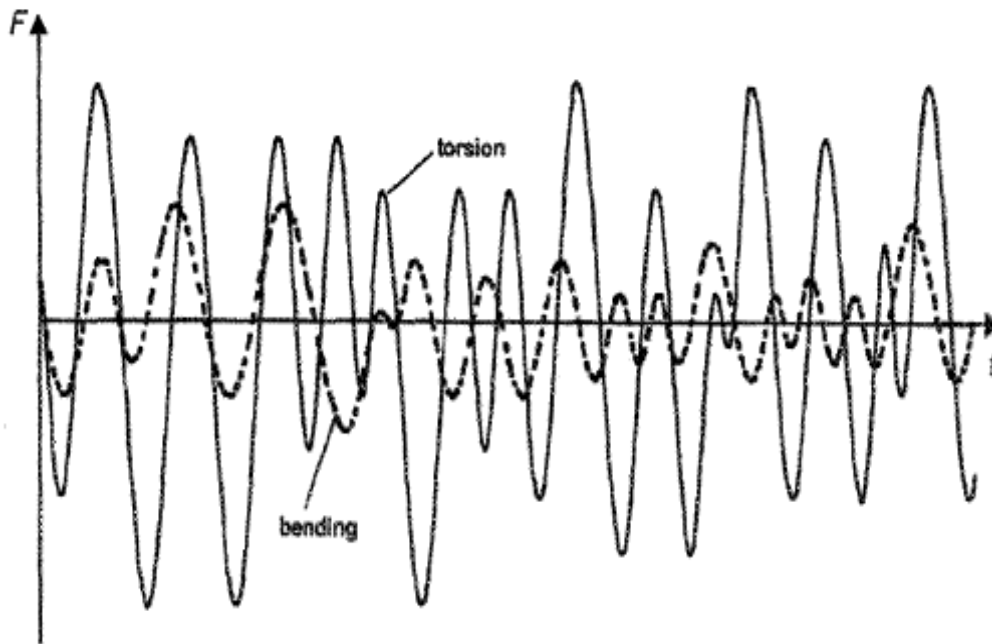


Figure I-9: Exemple de chargement combiné hors phase [54]

I. 15. Effets de retard pour des valeurs négatives du rapport de contrainte R

Il a été suggéré lors de travaux antérieurs que des surcharges négatives (sous-charges) dans un essai à amplitude constante ne provoquent pratiquement pas d'effet [17], [36], [55]. Cependant, une surcharge négative qui suit immédiatement une surcharge positive peut réduire de manière significative l'effet de retard qui normalement résulterait de la surcharge positive (**Figure I-10**). Si la surcharge négative précède la surcharge positive, la diminution du retard due à la surcharge est beaucoup plus petite ; d'où l'importance de la séquence des cycles de surcharge [17], [24], [26], [55], [56].

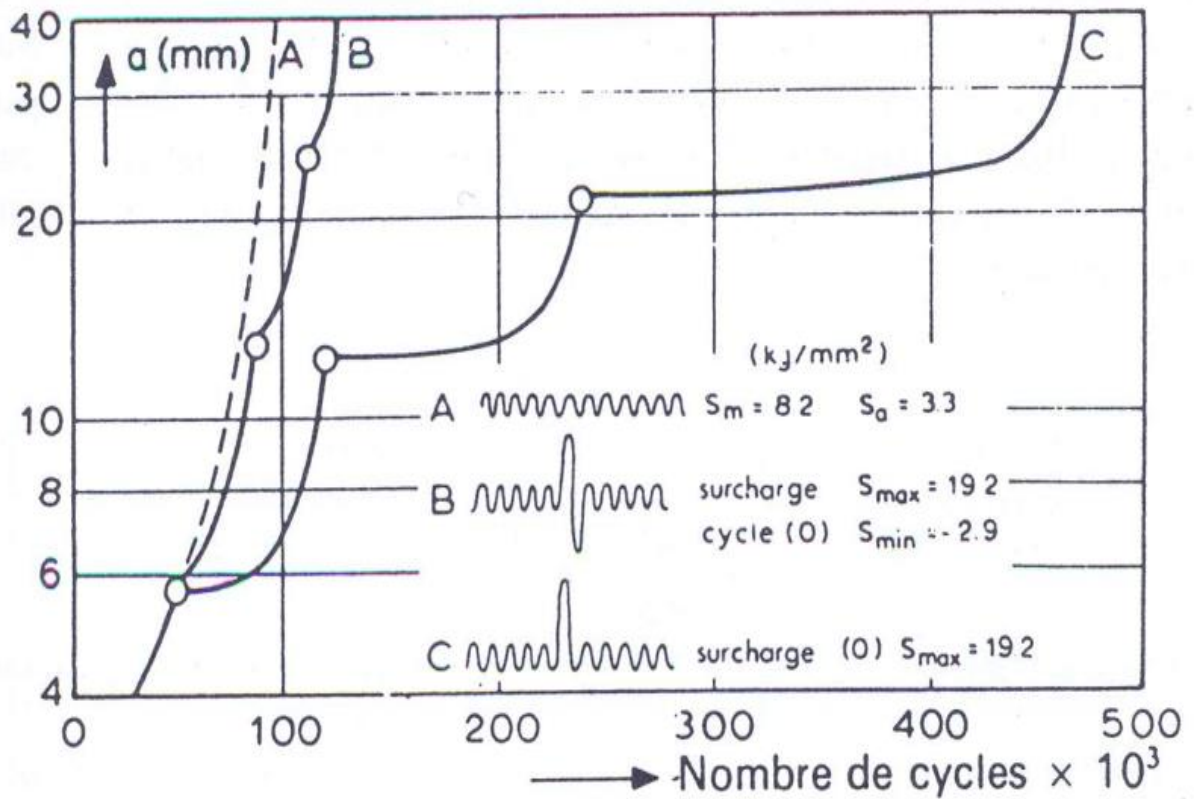


Figure I-10: Retard après surcharges dans l'alliage d'aluminium 2024-T3 [26]

Stephens et al., qui ont étudié de manière approfondie l'effet des surcharges de traction, compression-traction, traction-compression et compression, ont trouvé que le retard du taux de croissance des fissures pouvait être très fortement réduit dans les alliages d'aluminium en employant un cycle de fatigue de base avec un rapport de contraintes R négatif. Stephens et al., ont trouvé que plus le rapport R négatif était élevé, moins le retard est important (**Figure I-11**). Le concept de fermeture de fissure prédit avec succès les retards observés lors des surcharges, tandis que la durée du retard ne pouvait pas être déterminée uniquement à partir de la dimension des zones plastiques créées par la surcharge pour des cycles de base à rapport de contraintes R négatif.

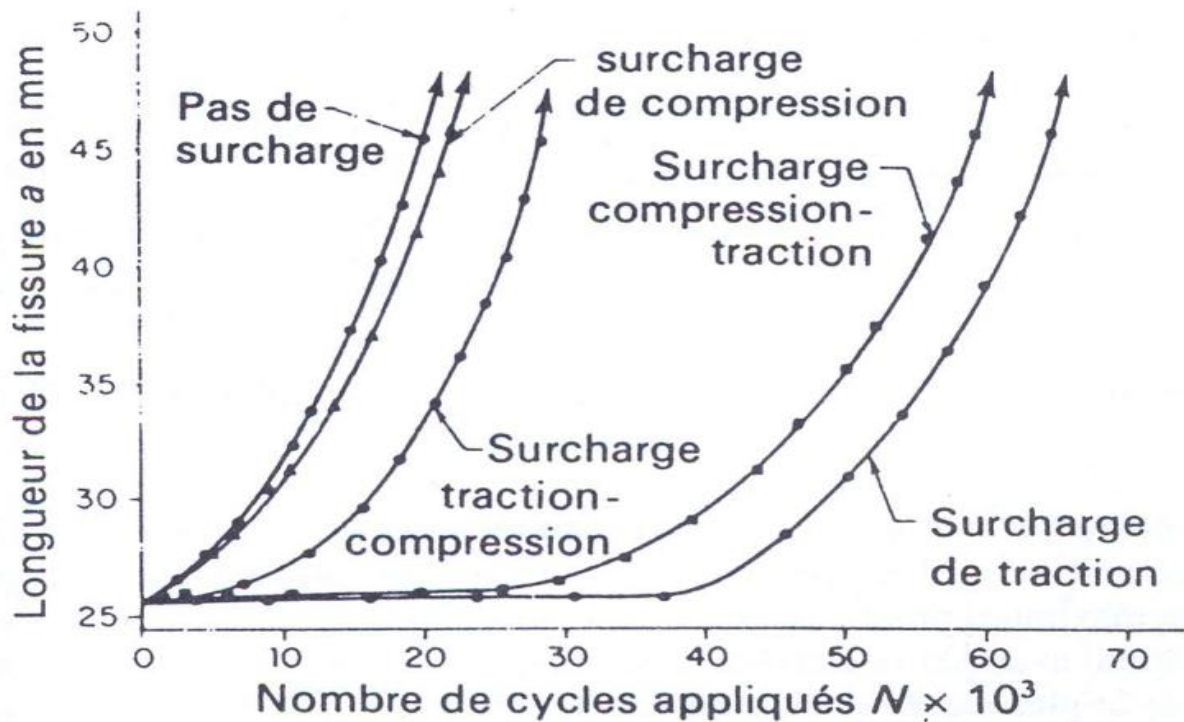
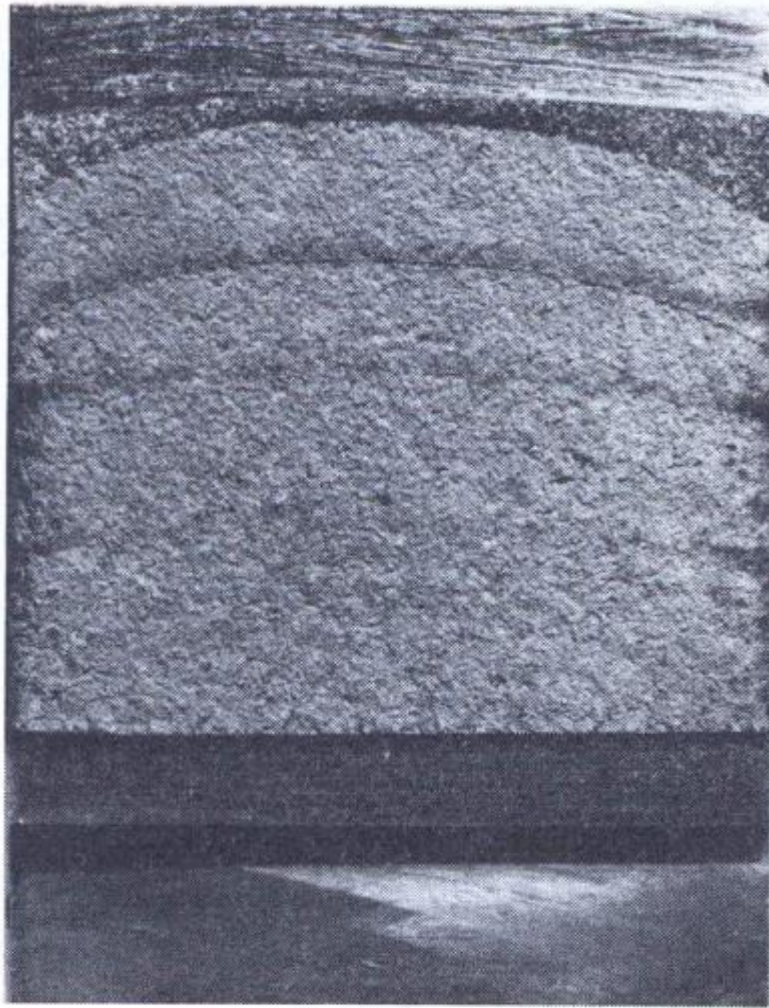


Figure I.11: Croissance des fissures suivant différents types de surcharge dans l'alliage 7075 T6 [57].

I. 16. Caractérisations fractographiques associées à une surcharge unique et à des séquences de chargement par blocs

La surface polie d'une éprouvette compacte (acier DUCOL W 30) surchargée à 4 valeurs différentes de a/W jusqu'à un K_{hmax} de $60MN m^{-3/2}$. Macroscopiquement, chaque cycle de surcharge peut facilement être identifié sur la surface de la cassure comme une bande sombre, à peine discernable à des taux de surcharge faibles, mais devenant mieux définie à des taux de surcharge plus élevés (**Figure. I.12**). On a observé que les lèvres de cisaillement sont réduites au moment de la surcharge, elles augmentent graduellement dans la région de retard et finalement retrouvent leur taille initiale (avant le surcharge) après une augmentation de longueur de fissure a [28].



*Figure I.12: Aspects du fond de fissure sur la surface de rupture par fatigue dans le
Ducole, provoqué par une surcharge de Kh_{max} de 40,50, 60, et 70 $MNm^{-3/2}$*

Le cycle de surcharge peut souvent être identifié par examen microscopique comme une zone d'arrachement à la surface de la cassure et peut être suivi par soit des stries, soit des matages, soit des cupules (**Figure I.13**). On pense qu'un processus de glissement en tête de fissure est responsable à la fois de la formation des bandes d'arrachement et des stries [58]. La largeur de la zone d'arrachement est substantiellement plus grande que celle qui serait prévue d'après la vitesse de fissuration macroscopique obtenue à partir des données de propagation à amplitude constante. Ce résultat est compatible avec le concept de fermeture des fissures [28]. Les zones d'arrachement suivies de stries sont identiques à faible ΔK et à faible taux de surcharge. A ΔK plus élevé et à des taux de surcharge plus élevés, les déformations en contrainte plane sont favorisées provoquant un matage plus

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

élevé dû au frottement des surfaces de contact (fermeture de la fissure) et pouvant peut-être promouvoir des modes de rupture (statique), et la coalescence des cupules.

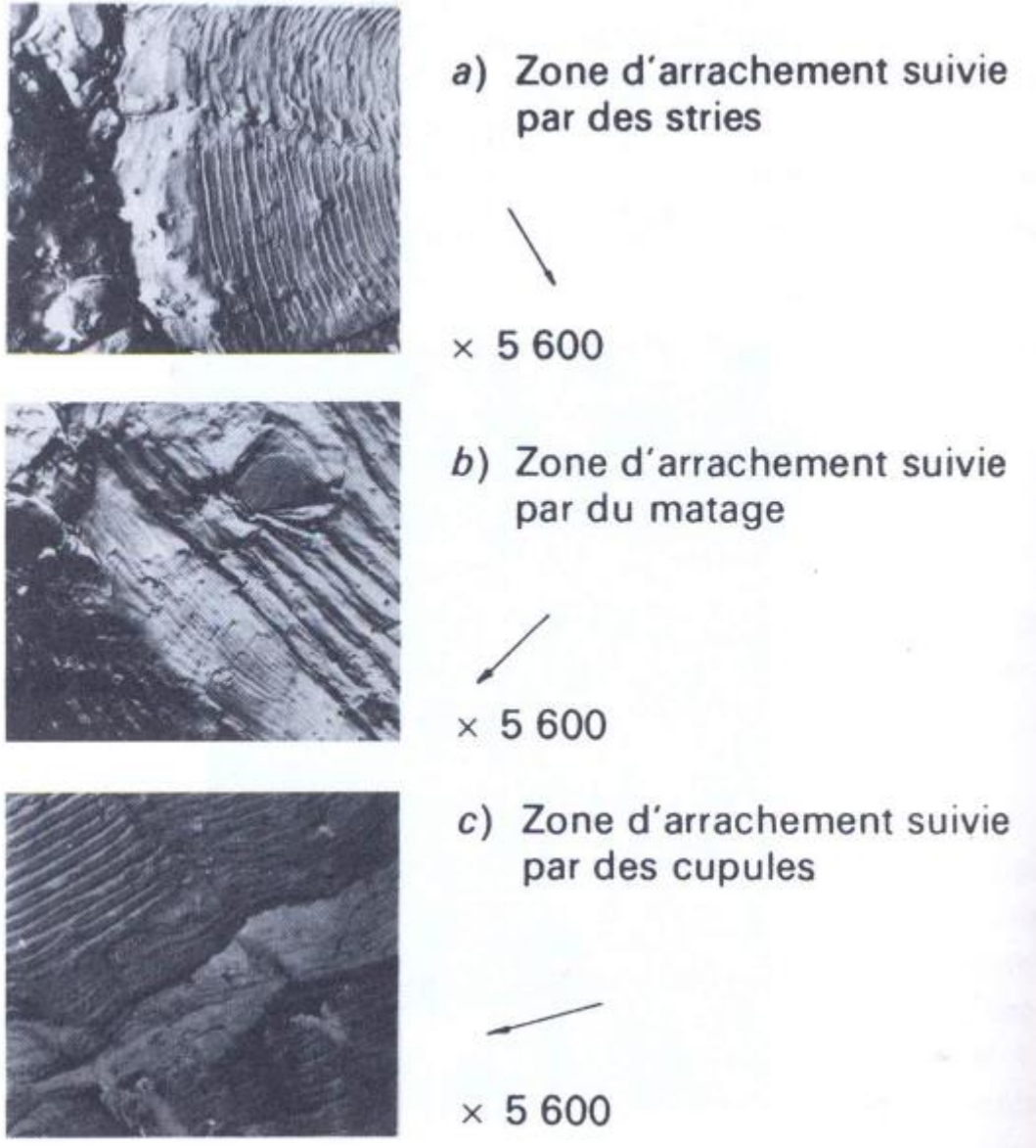


Figure I.13: surfaces de rupture par fatigue dans l'aluminium 2024-T3 montrant la zone d'arrachement due à une surcharge unique et suivie par (a) des stries, (b) du matage, (c) des cupules [28].

Dans une séquence de chargement par blocs d'amplitude bas-haut, le premier cycle à charge élevée peut produire une bande d'arrachement de dimension comparable à celle trouvée pour une surcharge unique. Les cycles suivants produisent un inter-strie

CHAPITRE I : GENERALITES SUR L'EFFET DE SURCHARGE SUR LA PROPAGATION DE FISSURE EN FATIGUE

relativement grand et qui décroît vers l'interstrie d'équilibre associé à un ΔK élevé (Figure I.14).



Figure I.14: Surface de rupture par fatigue due à une charge programmée comme indiqué dans l'encart. La strie large est due au cycle de charge B21-A1 suivi par les 3 autres stries dues au programme A [21]

Dans une séquence haut-bas, on pourrait s'attendre à ce que la diminution de charge produise immédiatement des matages dus à une fermeture plus élevée de la fissure. On observe des petites stries dans ces régions matées et l'écartement des stries augmente progressivement au fur et à mesure qu'on s'éloigne du point de transition, jusqu'à ce que la vitesse de fissuration correspondant au second bloc soit atteinte (Figure I.15).



Figure I.15: Surface de rupture par fatigue due à la charge programmée comme indiqué dans l'encart. La strie large due au cycle A4-B1 est précédée de 3 stries plus petites dues au spectre A.

CHAPITRE II

REPARATION DES STRUCTURES

II.1. Introduction

L'industrie aéronautique est particulièrement sensible aux problèmes de sécurité. Des procédures ont été mises en place afin de répondre à ces exigences. La maintenance n'échappe pas à cette règle générale et la figure II-1 présente les différentes étapes clés de la réparation.

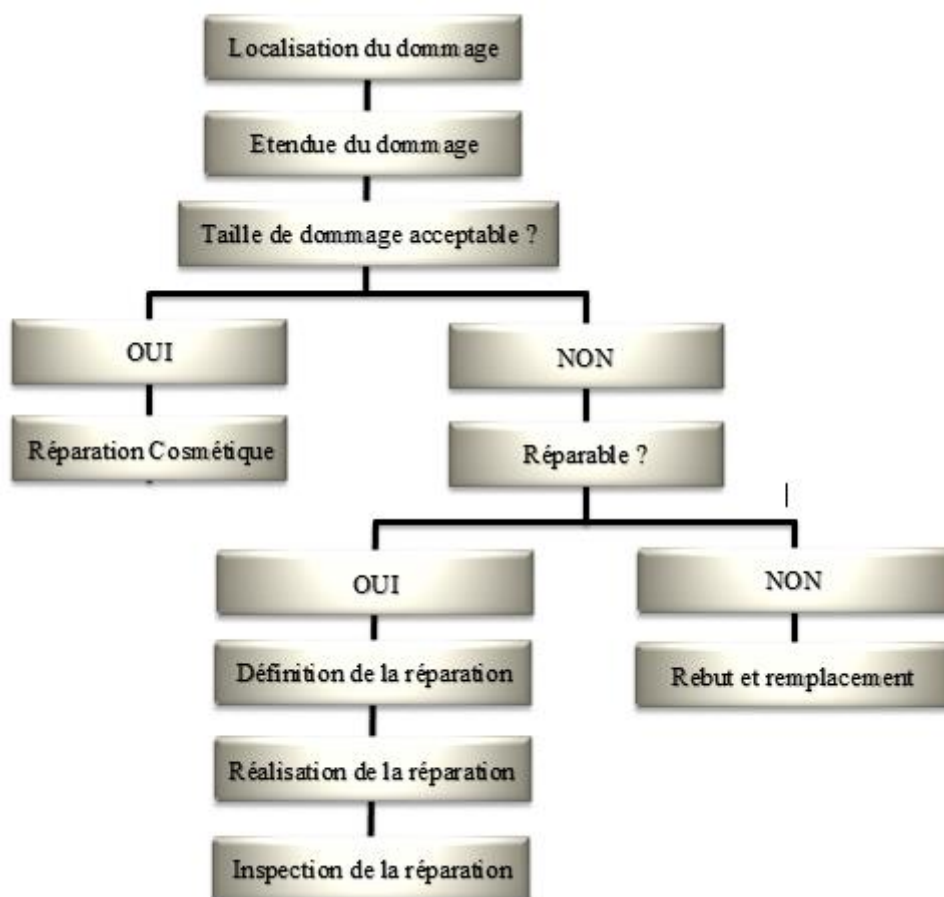


Figure II-1 : Processus de réparation [59]

Dans le domaine aéronautique, les composants des appareils souffrent de fissures qui sont causés par le dommage. L'estimation ou bien l'évaluation du niveau de ce dommage nous permet de choisir la procédure de réparation la plus adaptée afin de prolonger la durée de vie de ces composants. Si le niveau de dommages est trop important, les structures sont tout simplement changées. C'est une solution très couteuse. Pour éviter cette solution on utilise une autre solution basée sur des réparations pour diminuer ou arrêter le niveau de dommage dans le cas où les fissures apparaissent dans des zones moins critiques [60].

L'utilisation de composite pour la réparation des structures endommagées est une méthode rapide et économique sans interruption du service, elle peut réparer les alliages métalliques

des structures et offre la possibilité de réduire le poids et de conserver une bonne efficacité en termes de résistance et de rigidité [61].

Les réparations collées sont proposées pour pouvoir démontrer la capacité de charge sans réparation. Ainsi, les composants, qui pourraient être très utiles si l'efficacité de la réparation collée était prise en compte dans la conception, sont mis au rebut. Baker, a indiqué que La différence entre un défaut de conception et un défaut de traitement peut souvent être déterminée par un examen de la surface de rupture produite lors de la rupture de la liaison. Les défauts de conception sont généralement caractérisés par une rupture de l'adhésif avec un matériau adhésif présent sur les deux surfaces. [62]

Les joints qui se rompent par adhérence sont généralement beaucoup plus faibles que ceux pour lesquels la rupture se produit par cohésion, mais ils revêtent une importance capitale si la résistance de la liaison peut se dégrader avec le temps. Même si une structure sujette à une défaillance d'adhérence peut démontrer une résistance suffisante par un test statique, il existe une probabilité élevée que la même structure finisse par tomber en panne en service à mesure que les liaisons faibles se détériorent. [62]

Bien que l'exigence d'utilisation de processus validés dans la construction par collage soit importante, elle est essentielle pour les réparations par collage. Les réparations sont généralement effectuées dans des conditions environnementales défavorables en utilisant des méthodes d'application très différentes de celles utilisées en production. Le résultat est souvent un lien avec une résistance et une durabilité inférieures à celles des joints de production utilisant les mêmes matériaux. Toutefois, si les principes de base appropriés sont suivis, une résistance et une durabilité de réparation acceptables peuvent être obtenues dans des conditions de réparation. [63]

Plusieurs méthodes ont été utilisées pour la réparation des structures fissurées, ces méthodes peuvent être classées en trois familles principales :

- a) Plastification du fond et du voisinage de la fissure tel que la méthode de surcharge [64], empreinte de billes [65], grenailage [66], etc.
- b) Fermeture de fissure tel que l'injection de résines [67], ajout d'un patch composite [68], ou soudage de tôles [69], etc.
- c) Modification géométrique du fond de fissure tel que le meulage [70], perçage d'un trou expansé ou non [71], etc.

II.2. Plastification au voisinage de la fissure :

Cette méthode tend à renforcer, ou éliminer la singularité en pointe de fissure par le changement du comportement de la structure réparée à la pointe de la fissure et par conséquent l'augmentation de la durée de vie totale (durée de vie bénéfique) est due à la nouvelle phase de réamorçage d'une nouvelle fissure. Il y a trois techniques basées sur ce principe. [60]

1. Méthode de surcharge :

L'augmentation momentanée du niveau de charge au cours d'un essai de fissuration par fatigue à amplitude de chargement constante conduit à un retard à la propagation d'une fissure qui contribue à une augmentation de la durée de vie. C'est pour cette raison que ce phénomène a tant attiré l'attention des chercheurs dans le domaine de la fatigue [64]. En effet, de nombreuses études ont été effectuées pour quantifier différents paramètres susceptibles de caractériser le retard après l'application d'une ou de plusieurs surcharges. De même, divers modèles ont été proposés pour décrire le retard à la propagation.

2. Empreinte de billes

Dans le cas des fissures ouvrantes de part et d'autre du composant, il est possible de réaliser des empreintes de billes de type Brinell de part et d'autre du fond de la fissure. Cette technique a pour but d'introduire localement des contraintes résiduelles de compression qui s'opposent à l'ouverture de fissure et diminuent de fait la force motrice de propagation. [65]

3. Grenailage

Le grenailage est une technique largement utilisée comme traitement de surface pour améliorer les propriétés de fatigue des composants d'ingénierie. C'est particulièrement le cas dans l'industrie aéronautique où les composants structuraux fabriqués par des alliages d'aluminium à haute résistance sont grenailés de manière naturelle. La grenaille durcit et endure la surface, et développe également une grande contrainte de compression dans les couches de surface. Des travaux antérieurs ont montré que l'effet de grenailage sur les alliages d'aluminium influe sur le comportement à la fatigue [66].

Des tests de fatigue ont été réalisés par la machine de fatigue. Le comportement de fermeture de la fissure a été mesuré avec une jauge de contrainte de face arrière. Le degré de fermeture des fissures est quantifié en termes de fraction U. [66], [72].

II.3. FERMETURE DE FISSURE

Cette méthode tend à renforcer la structure endommagée par un nouveau matériau qui permet de fermer la fissure par injection de résines, ajout d'un patch composite ou soudage de tôles.

1. Méthode d'infiltration

Le principe de cette méthode est basé sur l'introduction d'objets étrangers dans une fissure pour la promotion de la fermeture prématurée des fissures et donc un retard de croissance de la fissure. L'Azote pressurisé est utile pour forcer les matériaux utilisés pour la fermeture de fissure [73]. La résine époxy a été choisie comme constituant prédominant des matériaux de fermeture en ce sens qu'une bonne adhérence pour l'amélioration de l'étirage de fermeture avec moins de mise à l'échelle des surfaces de fissures sous des actions répétées des charges transmises entre les surfaces de fissure. Le matériau de fermeture de la base de résine époxy contribue au retard de fissuration induit par l'infiltration et la résine époxy renforcée au carbure de silicium présente un meilleur retardement de l'efficacité avec une plus grande dureté. [74]

Nombre de chercheurs travaillent sur les paramètres qui influent sur l'efficacité de la méthode d'infiltration pour réparer les structures fissurées, parmi ces paramètres : [60]

- Le type de résine,
- La taille des particules de la poudre,
- La densité des particules de la poudre utilisée,
- La charge d'infiltration.

2. Collage d'un patch composite

Le concept d'utilisation des matériaux composites collés en tant que moyen à maintenir le vieillissement des structures aéronautiques a été institué en Australie il y a approximativement trente ans. Depuis ce temps, il a été appliqué avec succès dans de nombreuses situations exigeant de réparations. Ces applications n'ont pas été limitées en Australie. Le Canada, le

Royaume-Uni, les Etats-Unis, et la France ont également bénéficié de l'utilisation de cette technologie [75].

Plusieurs études numériques ont été effectuées sur des structures réparées afin d'analyser l'influence du patch composite sur la propagation de la fissure. Ces patches viennent se coller sur la zone endommagée afin de ponter des fissures existantes. De nombreux travaux ont été menés sur ce sujet [76], [77], [[78]. La **figure II-2**, représente le modèle géométrique de la plaque fissurée réparée par patch en composite.

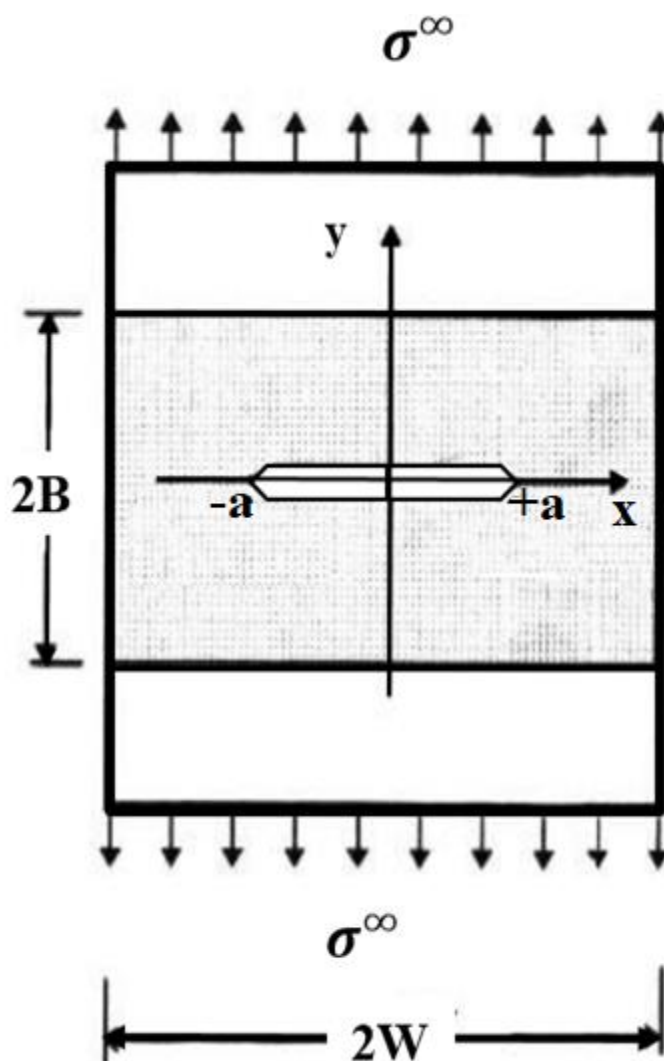


Figure II- 2: Géométrie du modèle étudié [76].

II.4. Modification géométrique du fond de fissure

Cette technique de réparation est basée sur le principe de modification de la géométrie du fond de fissure par enlèvement de matière. Elle est divisée en trois techniques.

1. Technique du meulage

Cette technique de réparation est basée sur le principe d'élimination des fissures par enlèvement de matière. La figure II-3, représente le principe de cette technique. Elle permet ainsi d'éliminer la singularité créée par le front de la fissure. C'est une technique simple qui nécessite un matériel moins encombrant et moins coûteux (une meule). Le meulage peut engendrer de bons résultats en termes de durée de vie bénéfique moyennant quelques précautions élémentaires au niveau de sa mise-en-œuvre. Cependant, cette technique peut fragiliser la structure du fait de la diminution localisée de la section. Ce qui nécessite une vérification par les calculs de la tenue mécanique de telles structures après réparation

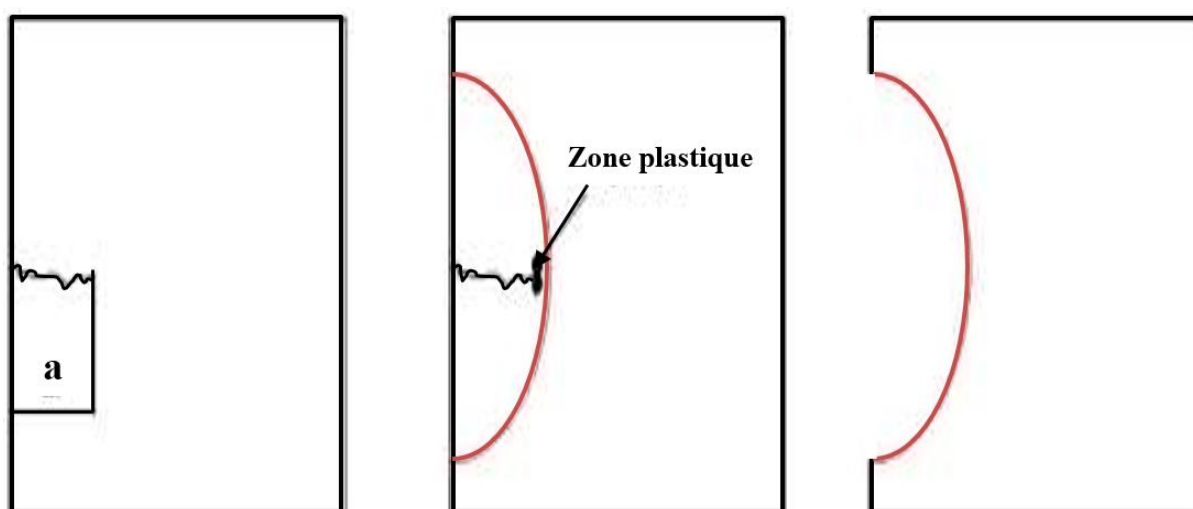


Figure II- 3 : Schéma de principe du meulage.

Elle est souvent recommandée dans le cas des réparations des fissures dans des structures épaisses (appareils à pression, rails,...), [70]., [79]., [80]., [81]. Elle est aussi utilisée comme technique de parachèvement dans le cas des joints soudés en vue de permettre l'extension de leur durée de vie.

2. Technique de perçage d'un trou

Le perçage d'un trou au fond d'une fissure permet un arrêt temporaire de la propagation de la fissure. Cette méthode est basée sur la modification géométrique au fond de la fissure. Le perçage est effectué en fond de fissure comme le montre le schéma de la figure II-4. C'est une méthode ancienne et largement répandue pour la réparation des composants mécaniques fissurés [82]. Elle est effectuée dans le but d'en augmenter la durée de vie ce qui entraîne une réduction du facteur local de concentration de contrainte K_t ; ce qui a pour conséquence la

réduction de la contrainte maximale. Cette technique apporte différents avantages : elle est simple à réaliser, reproductible et utilisable pour des structures qui ne sont accessibles que d'un seul côté. Elle permet de garder la structure en service en attendant un éventuel changement de la pièce endommagée.

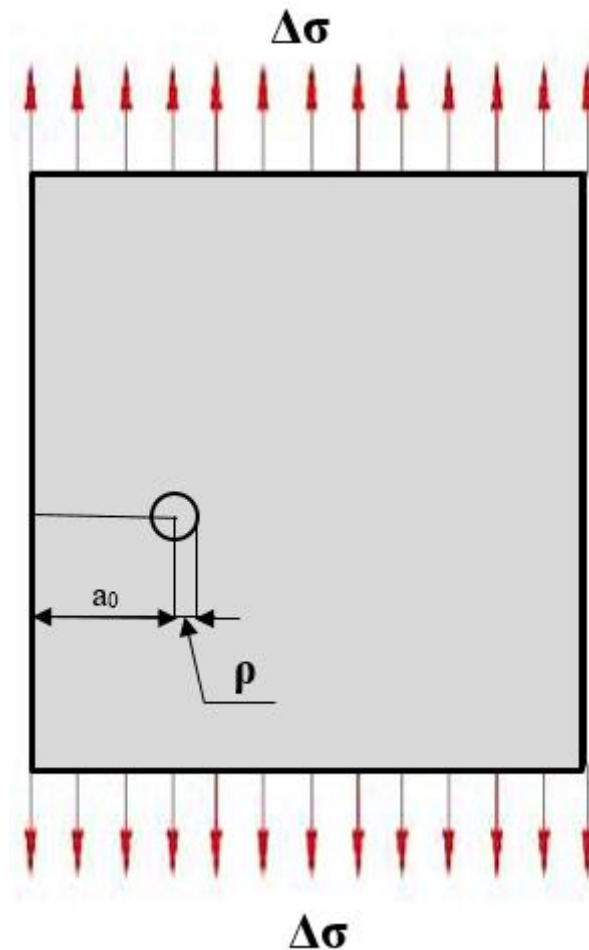


Figure II. 4 : perçage en fond de fissure

Où :

a_0 : longueur initiale de la fissure de fatigue

ρ : Rayon du trou percé

$a_0 + \rho$: longueur de la fissure après perçage

D'autres chercheurs, [83] a proposé cinq configurations de réparations de fissure par perçage (Figure. II-5) : (a) trou débouchant, (b) trou en fond d'entaille, (c) trou avec entaille à faces inclinées symétriques, (d) trou avec entaille à faces inclinées asymétriques, (e) trou et entaille inclinée,

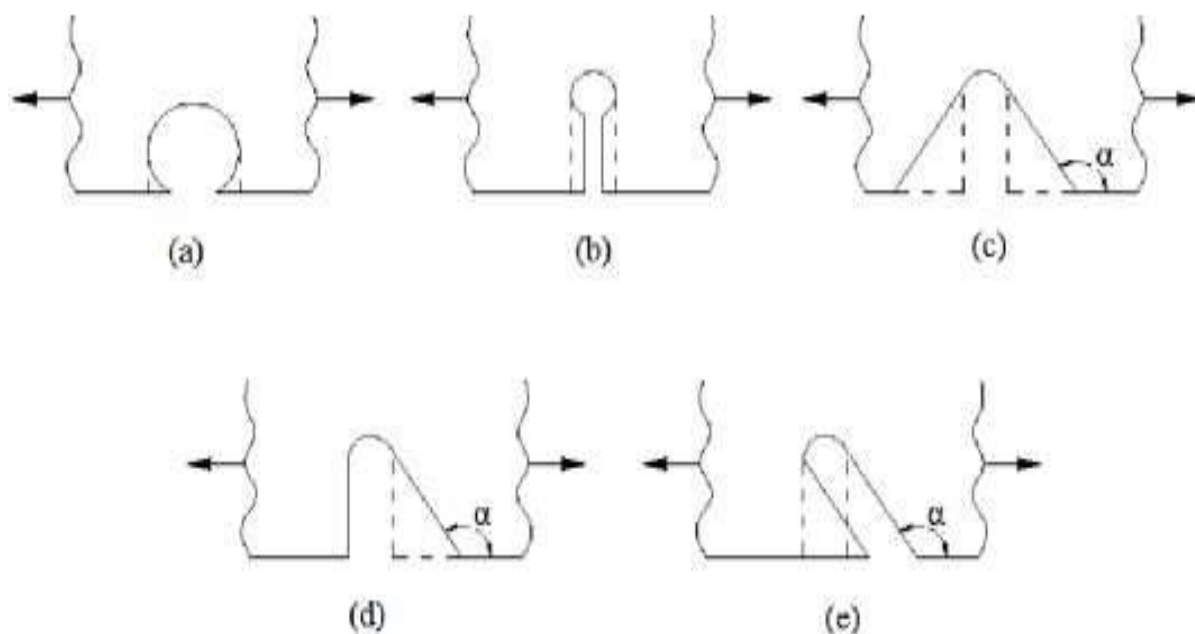


Figure II-5 : Configurations équivalentes d'entailles [83]

3. Méthode du perçage avec expansion (Cold Working)

L'utilisation de l'expansion de trou est adoptée comme un processus de réparation des structures pour augmenter la durée de vie des composants endommagés. Cette technique est obtenue par le passage à travers le trou d'un corps (mandrin ou bille) de diamètre D supérieur à celui du trou initial d_0 ($D > d_0$) [84]. La figure II.6 représente la technique d'expansion [60]. Les paramètres influant sur le retard de propagation des fissures sont le degré d'expansion et la géométrie de la structure. Le degré d'expansion est défini en pourcentage (DE %), par : La fissure de fatigue peut être arrêtée ou retardée par une diminution de la netteté de l'entaille et par des contraintes de compression résiduelles à la pointe de fissure.

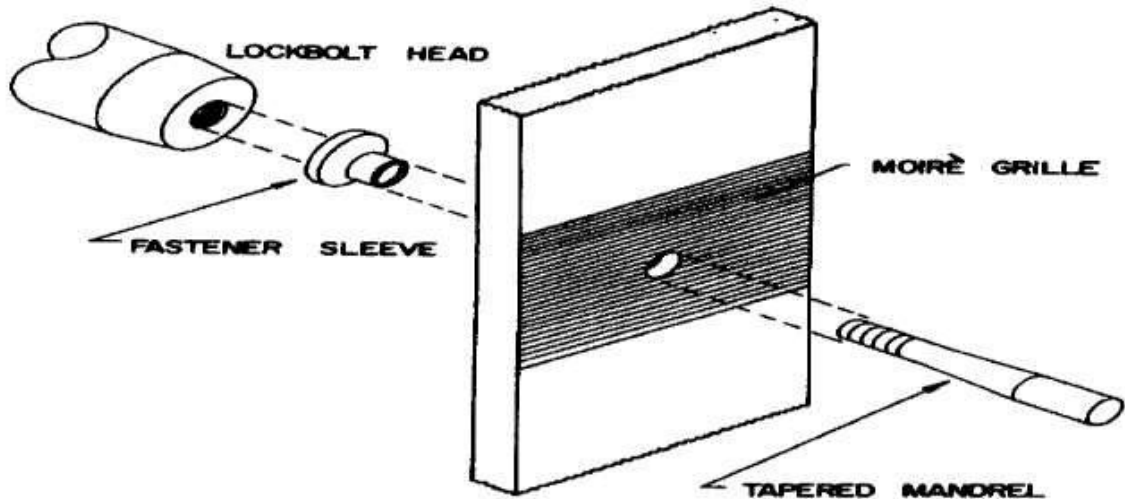


Figure II. 6 : Processus de l'expansion [85].

La figure II-7, explique le phénomène d'expansion. On remarque que les contraintes résiduelles au bord peuvent être de compression ou de traction après le perçage du trou. Quand le mandrin est enfoncé dans le trou, les contraintes au bord sont de traction et peuvent atteindre la limite d'élasticité du matériau. Lorsque le mandrin quitte le trou expansé, pour respecter les conditions d'équilibre, la zone déformée génère des contraintes résiduelles de compression au bord du trou. La taille de la zone plastifiée dépend du degré d'expansion. Les contraintes normales radiales sont nulles au bord puis deviennent négatives (compression) en s'éloignant de celui-ci. Les contraintes circonférentielles sont de compression du bord jusqu'à une distance (r_{x0}) puis deviennent de traction. De plus, le contact de la bille ou du mandrin sur le trou peut améliorer l'état de surface, ce qui a un effet bénéfique sur l'amélioration de la durée de vie.

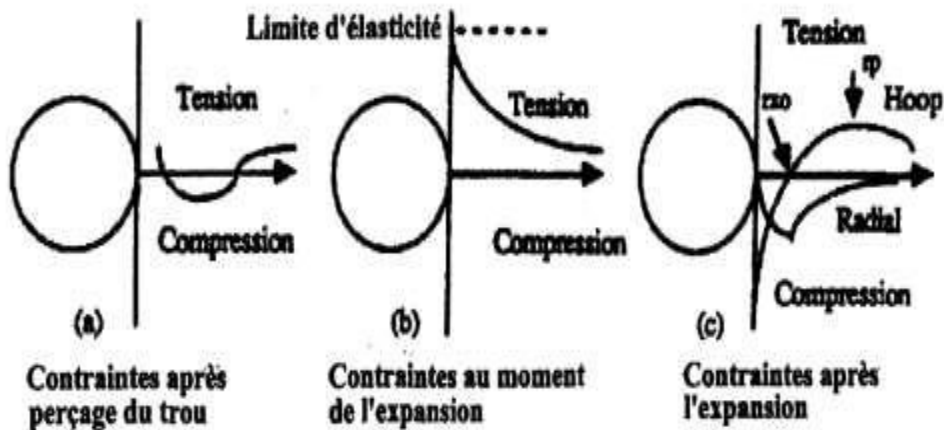


Figure II-7: Phénomène du processus de l'expansion du perçage [86].

Le processus d'expansion de travail à froid a été réalisé en forçant une bille en acier dur de 6mm à l'intérieur d'un trou pré-percé (les diamètres initiaux du trou sont : 5.9- 5.8- 5.75- 5.6 et 5.5mm pour l'alliage d'aluminium et 5.8- 5.75mm pour l'acier). Ce processus est illustré dans [87].

II.5. Technologie d'application de réparation

Les principes de base du collage pour la réparation sous maintenance au niveau du dépôt ou sur le terrain sont essentiellement les mêmes que pour la production. L'importance des contrôles de procédure n'est pas diminuée simplement parce que la liaison adhésive est destinée à la réparation. Les procédures de préparation de la surface et de gestion de la qualité sont généralement des adaptations des processus de production. La mise en œuvre réussie d'une réparation collée nécessite la gestion d'un certain nombre de facteurs qui, s'ils étaient mal mis en œuvre, en résulteraient : la formation d'un lien inadéquat avec une réduction conséquente de la performance de la réparation. Les facteurs qui influencent fortement la force de liaison sont les suivants : [63]

- Sélection des matériaux.
- Préparation de surface.
- Réparez le chauffage pour un durcissement à température élevée.
- Réparer la pressurisation.
- La manière dont la qualité des réparations est gérée.

1. Sélection de matériel

Les raisons techniques du choix des matériaux de réparation contiennent les mêmes matériaux que ceux utilisés pour la fabrication du composant, car c'est sur ces matériaux que la structure a été certifiée. Cependant, la sélection automatique des mêmes matériaux n'est pas toujours justifiée. De nombreux matériaux composites et adhésifs nécessitent des pressions et des températures très élevées pour obtenir un durcissement adéquat avec une teneur en vide acceptable. Les méthodes de chauffage et de pressurisation en production sont généralement basées sur des autoclaves et permettent d'atteindre facilement des pressions positives élevées et des températures relativement uniformes. À moins que le composant ne puisse être retiré de l'avion, les réparations sont généralement effectuées à l'aide de méthodes localisées de chauffage et de pression. Celles-ci ne peuvent invariablement pas produire les mêmes conditions que dans la production. Par conséquent, si un matériau a des exigences de durcissement spécifiques qui ne peuvent pas être atteintes sur le terrain, ce matériau ne doit

pas être sélectionné à des fins de réparation, même s'il s'agissait du matériau utilisé pour obtenir la certification. [63]

2. Préparation de surface

La plupart des ruptures de liaison adhésives peuvent être attribuées à des processus médiocres au cours de la fabrication, le manque de qualité de la préparation de la surface étant la cause la plus fréquente de la rupture de la liaison. La meilleure conception de joint ne sera pas durable si la préparation de la surface est inadéquate. [88]

Pour une préparation de surface efficace, la surface doit être :

- Sans contamination : ce qui consiste à éliminer la contamination de la surface qui empêcherait les réactions chimiques avec la surface de collage.
- Suffisamment actif chimiquement pour permettre la formation de liaisons chimiques entre l'adhésif et les adhérents.
 - Résistant à la dégradation de l'environnement en service, notamment par hydratation.

Les exigences relatives à une préparation de surface adéquate dictent la séquence dans laquelle le processus de préparation de surface doit être effectué. Il y a trois étapes de base :

- Éliminer la contamination de surface par dégraissage au solvant,
- Exposez une surface chimiquement active fraîche (généralement par attaque chimique ou abrasion de surface),
- Modifiez chimiquement la surface pour produire une interface résistante à l'hydratation.

3. Condition de réparation

Dans une dégradation structurale significative, la préparation de la surface est nécessaire pour une compatibilité du patch et la structure à réparer, et une bonne adhérence du patch afin d'améliorer la résistance et la durabilité. [59]. Pour l'essentiel, l'une des décisions suivantes est requise :

- 1) Aucune action de réparation n'est requise,
- 2) Une réparation cosmétique ou d'étanchéité est nécessaire pour corriger les dégâts matériels,
- 3) Une réparation structurelle est nécessaire (si possible), car la résistance a été réduite en deçà de la limite de conception ou a le potentiel de l'être dans les années suivantes,
- 4) La réparation n'est pas économique et le composant doit être remplacé.

En règle générale, le schéma de réparation utilisé pour la restauration structurelle doit être le plus simple et le moins intrusif possible pour la structure, ce qui permet de rétablir les capacités structurelles au niveau requis. La réparation doit pouvoir être implémentée dans l'environnement de réparation, sans compromettre les autres fonctions du composant ou de la structure, telles que le dégagement sur les pièces mobiles, l'aérodynamique et l'équilibre (surfaces de contrôle).

Des exigences supplémentaires importantes sont que la mise en œuvre de la réparation doit :

- Exiger un temps mort minimum de l'aéronef,
- Matériau disponible et facilement stockable,
- Enlevez le moins de matériel sonore possible,
- Minimisation de la dégradation ou des dommages causés à la région environnante,
- Ne demandez que des procédures ou des outils simples. [89]

4. Niveaux de réparation

- Une considération majeure dans le choix des réparations est le niveau auquel la réparation peut être effectuée. Les activités de réparation sur les avions militaires sont effectuées à l'un des niveaux suivants [90]
- Niveau de terrain : Placez-vous directement sur l'aéronef dans une situation où le personnel qualifié et / ou les installations adéquates ne sont pas disponibles. De telles activités seront généralement limitées aux réparations moins importantes d'une structure non primaire ou à des réparations non critiques d'une structure primaire. Toutefois, la réparation des dommages causés par les dommages au combat (ABDR) de la structure primaire peut être entreprise très rapidement pour rendre l'appareil opérationnel ou le ramener à la base. Etant donné que les réparations des barrages de combat seront remplacées ultérieurement par des réparations permanentes, elles doivent causer un minimum de dommages aux aéronefs. ABDR peut fortement influencer sur la disponibilité des avions et peut donc s'avérer un facteur décisif dans les moments de conflit. [91]
- Niveau dépôt : dans une situation où le personnel et les installations sont disponibles (dans certains cas, jusqu'à la capacité de l'usine). Toutefois, si le composant est trop grand ou difficile à retirer de l'aéronef, des réparations sont effectuées directement sur l'aéronef. [92]

II.6. Procédures de réparation

Les réparations peuvent être grossièrement divisées en procédures sans patch pour les dommages mineurs et procédures de patch (ou de renforcement) pour restaurer la capacité structurelle. La réparation des correctifs rétablit le chemin de charge affaibli ou enlevé par des dommages ou des fissures. Idéalement sans modifier de manière significative la répartition de charge initiale. Des renforts ou des doubleurs sont utilisés pour remplacer la résistance ou la rigidité perdue (par exemple après un traumatisme dû à la corrosion), pour corriger des erreurs de conception ou pour améliorer les performances.

L'approche de réparation des correctifs recommandée dans le MEV du fabricant OEM est généralement basée sur l'utilisation de plaques de métal boulonnées ou rivetées, généralement en alliage similaire au matériau de base - souvent d'une épaisseur inférieure à jauge. [93]

La réparation non ponctuelle de types de corrosion tels que les piqûres ou l'exfoliation dans une structure en alliage d'aluminium d'avions, implique généralement l'élimination des dommages visibles par meulage, généralement suivie d'une coupure de confiance supplémentaire permettant de supprimer toute la corrosion. La région est ensuite traitée, préparée et peinte. En cas de corrosion sévère, l'épaisseur du panneau peut être réduite en dessous de l'épaisseur autorisée (selon le MRU) et doit être renforcée pour le rendre en état de navigabilité.

Pour réparer une fissure de manière simple, il faut arrêter de percer le fond de la fissure. Il ne s'agit là que d'une mesure temporaire et relativement peu efficace, car il est difficile de trouver le fond de la fissure. Même si la pointe est retrouvée, la fissure reprend très peu de temps après l'arrêt du forage en raison de la concentration élevée de contraintes associée au fût de la fissure.

Une approche bien supérieure consiste à arrêter le forage, puis à agrandir le trou foré, généralement avec un manchon spécial pour développer des contraintes de compression favorables qui réduisent ou empêchent l'ouverture de fissures. Bien que cette approche soit souvent très efficace pour arrêter la croissance des fissures, elle n'est pas tolérante aux dommages, car lorsque la fissure finira par croître à travers la zone de compression, la croissance est libre et rapide. [93]

II.7. La réparation des structures endommagées par matériaux composites

Actuellement des techniques de réparation des structures endommagées sont développées afin de réduire la vitesse de propagation de la fissure, augmenter la durée de vie de la structure. Les techniques les plus utilisées sont les assemblages d'une plaque en composite par collage ou rivetage sur la région fissurée. [94]

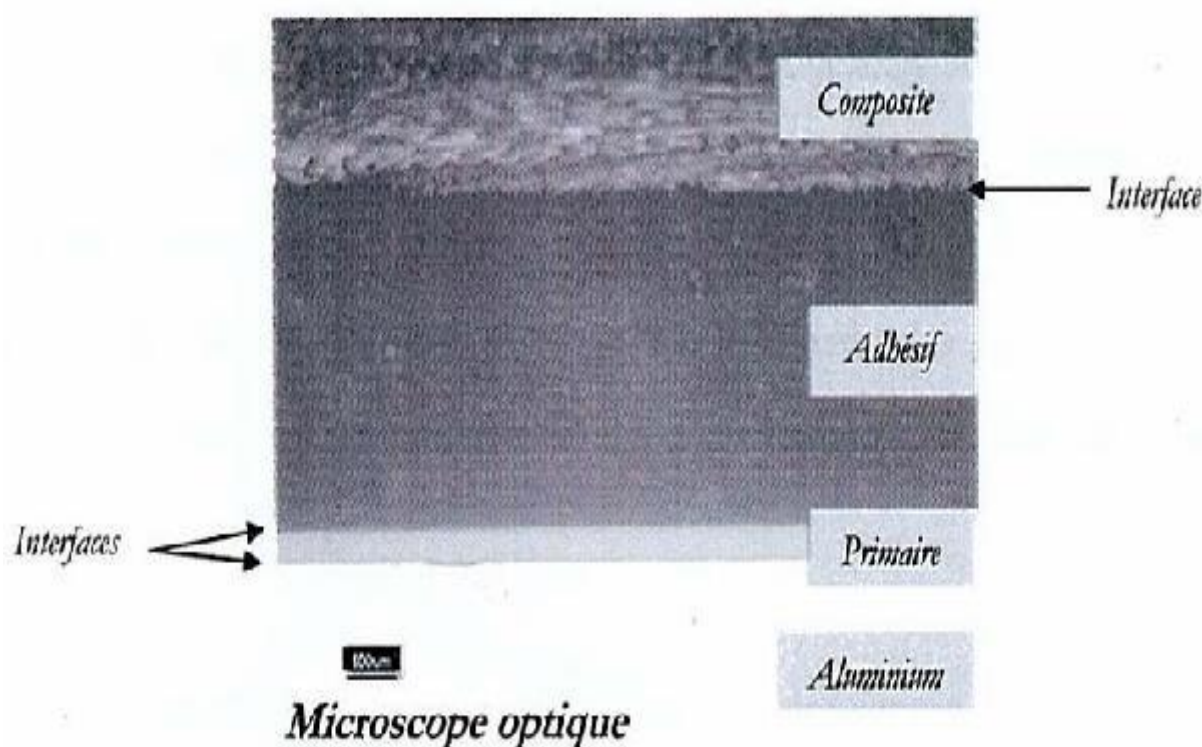


Figure II- 8: Vue en coupe d'un assemblage structural [94]

1. La réparation par patch composite collé

Pour la réparation, on applique d'abord une couche mince de résine époxyde sur toute la zone à réparer. Il est important que la première couche de résine pénètre dans toutes les fissures et les moindres interstices. On chauffe légèrement avec un sèche-cheveux pour rendre la résine aussi liquide que de l'eau pour qu'elle pénètre plus facilement. Ensuite on dépose la pièce rapportée (patch) sur la zone à réparer.

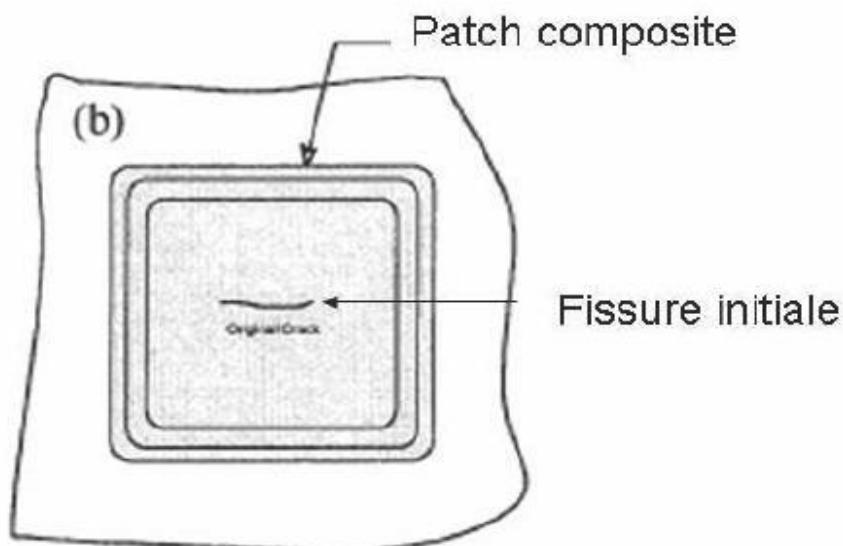


Figure II- 9: La réparation par patch composite collé [95]

Cependant, comparées aux correctifs collés, elles sont moins efficaces et plus sujettes aux problèmes pour les raisons décrites dans cette section.

Dans les assemblages mécaniques, en référence à la **figure II-10**, les charges sont transférées entre les éléments d'assemblage, principalement par compression sur les faces internes des trous de fixation, ce qui entraîne des concentrations de contraintes locales élevées. Un composant plus petit de la charge est transmis par cisaillement sur les faces extérieures des éléments par friction, en fonction du niveau de contrainte exercé sur la surface du joint par la pression exercée sur la fixation. Le joint mécanique est généralement assez compatible ou flexible pour plusieurs raisons, notamment :

- (a) La nécessité d'une distance de bord finie (généralement 2 à 3 fois (le diamètre du trou) pour les fixations) donne une longue zone sans fixations recouvrant l'interstice (simulant la fissure).
- (b) Les tolérances des grands trous, comme on peut s'y attendre lors d'une réparation, permettent le mouvement et la rotation des fixations [96]
- (c) Les contraintes élevées au niveau des fixations et des trous de fixation entraînent des déplacements locaux importants.
- (d) Le composant de cisaillement par frottement peut se détendre sous une charge cyclique ou en raison de l'effet lubrifiant des composés déplaçant l'eau et d'autres fluides de l'aéronef.

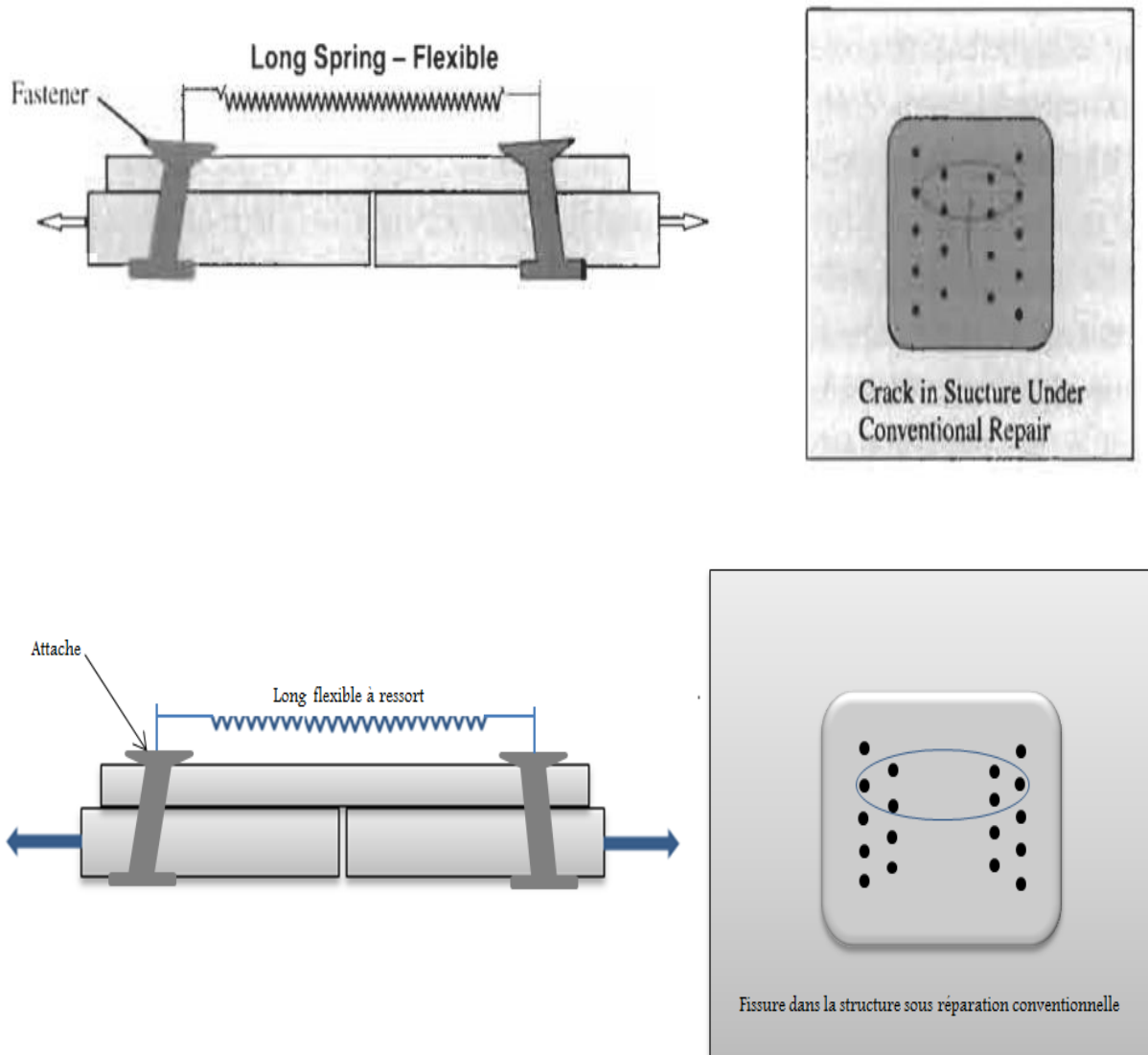


Figure II- 10: Schéma d'un joint représentant une région du patch recouvrant la fissure. [96].

Ce joint peut être relativement flexible en raison des fortes contraintes locales, de la grande longueur nécessaire pour laisser une distance de rive raisonnable aux attaches et de la tendance des attaches à tourner ou à se déplacer pour respecter les tolérances.

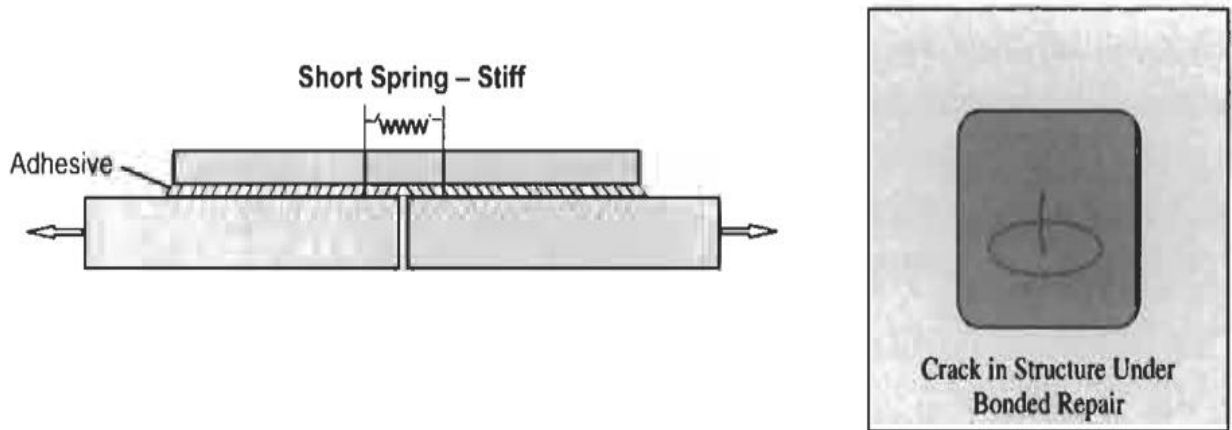


Figure II-11: Schéma d'un joint collé représentant une section à travers la région réparée. [96].

Ceci est relativement rigide car la charge est répartie sur toute la surface du joint, sa portée est très courte et il n'y a pas de tolérance à prendre en compte pour permettre un déplacement.

2. Réparation par patch riveté

La figure II-12, montre une réparation sur un fuselage qui contenait une fissure par patch riveté. Le nombre de rivets est très important, mais a permis d'aboutir à des réparations fiables et opérationnelles.

Aujourd'hui, les solutions rivetées sont très utilisées, pour des raisons essentiellement historiques et interviennent sur tous types de pièces. La solution de réparation par patches peut être employée sur les structures métalliques et composites. En revanche il est à noter que ces réparations représentent un surpoids important et leur réalisation est fastidieuse.

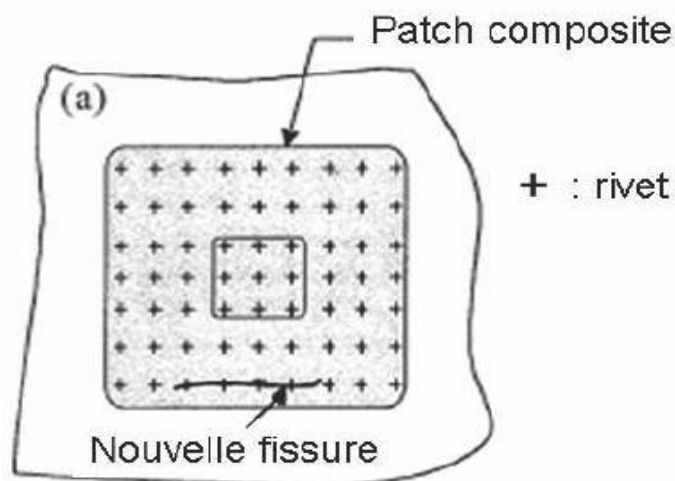


Figure II- 12: Réparation par patch composite riveté [95]

II.8. Quelques applications du patch dans le secteur aéronautique

En aéronautique, la technique de la réparation des fissures par patch composite est devenue une solution pratique, fiable et bénéfique. Parmi les compagnies qui ont adapté cette méthode nous avons « RAAF » (La compagnie aérienne Australienne). Le Tableau II-1 est un résumé des principaux travaux de réparation par patch effectué par celle-ci [97].

Tableau II-1 : Exemples de réparation par patch effectués par la RAAF [62] [96].

<i>Avion</i>	Type de dommages	Commentaire
<i>Hercules</i>	Corrosion	Plus de 400 réparations depuis 1975
<i>Macchi</i>	Fatigue	Durée de vie au moins doublée
<i>Mirage</i>	Fatigue	Plus de 180 réparations depuis 1979
<i>Nomad</i>	Corrosion	Plus de 105000 heures de vols simulées
<i>F111</i>	Corrosion	En service depuis 1980

II.9. RUPTURE DES STRUCTURES REPAREES

Les principaux résultats des études menées par les différents chercheurs sur les effets de réparation par patchs composites

1. Effets de la réparation par patch

L'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode I dans une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch a été étudiée par plusieurs chercheurs ([98] ;[99];[100];[101]). Ils ont montré que le patch composite a fortement réduit le facteur d'intensité de contrainte. Cette diminution est due aux transferts de charges au patch composite.

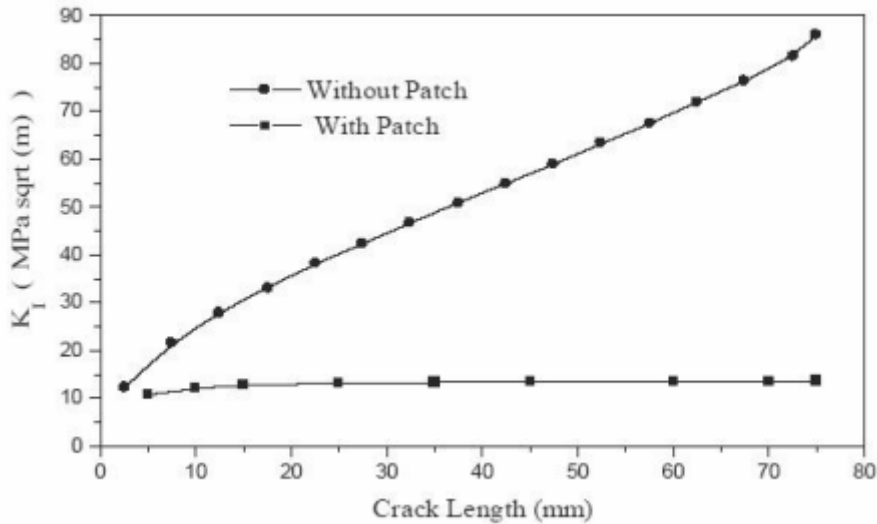


Figure II-13 : Facteur d'intensité de contrainte en mode I pour une plaque en alliage d'aluminium non réparée et réparée par Graphite/Epoxy [98]

La réparation par patch composite offre une amélioration significative de la résistance à la rupture à travers l'évaluation du facteur d'intensité de contrainte.

Des études numériques ont été consacrées à l'étude de l'effet du double patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte ([102]; [103]; [104], [105]). L'utilisation d'un double patch symétrique augmente considérablement les performances de réparation par patch de la structure endommagée [106].

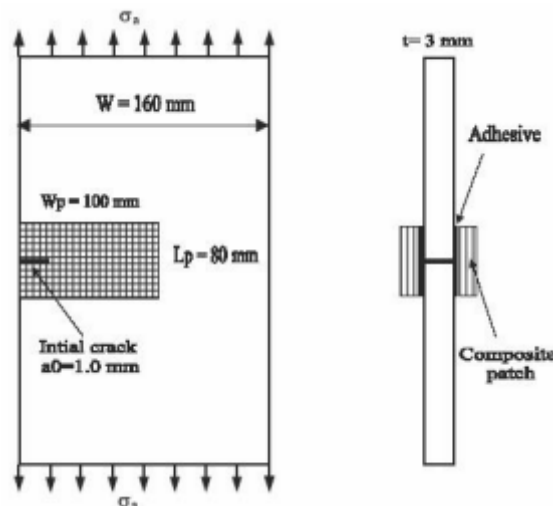


Figure II-14 : Plaque réparée par double composite patch [105]

Il est noté que l'utilisation d'un double patch symétrique augmente considérablement les performances de réparation par patch de la structure endommagée [106]. Les résultats ont

montré que le facteur d'intensité de contrainte s'est stabilisé à partir d'une longueur de 2 mm entre la simple et la double réparation par patch.

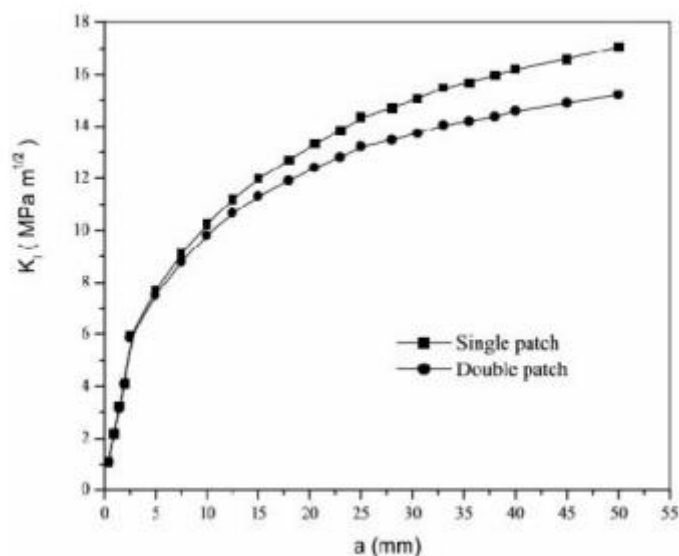


Figure II-15: Effet de réparation par double patch [102]

La réparation par patch composite double présente de meilleures performances de résistance à la rupture par rapport au patch composite simple et beaucoup plus par rapport à la structure non réparée.

La réparation par double réparation par patch permet d'augmenter la résistance et réduire le facteur d'intensité de contrainte. Le taux de réduction varie de 10 à 30%

2. Effet de la géométrie du patch

Les paramètres géométriques du patch composite jouent un rôle primordial sur l'efficacité de réparation par patch. Plusieurs études ont été menées sur l'effet de la géométrie du patch qui détermine les propriétés mécaniques de la structure réparée :

BELOUFA a montré l'effet de la hauteur du patch sur la variation du facteur d'intensité de contrainte (FIC) qui augmente linéairement de 65% avec l'augmentation de la longueur de la fissure [107].

BACHIR BOUIDJRA, OUINAS et MALEKI ont constaté que l'augmentation de l'épaisseur du patch de 50 à 75% fait réduire le facteur d'intensité de contrainte de 30 à 50%. [98] ; [108] ; [109].

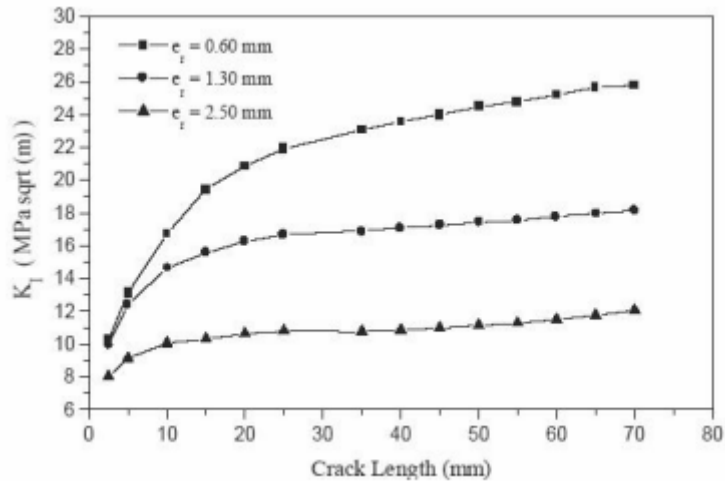


Figure II-16: Effet de l'épaisseur du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte en mode [98].

3. Effets de la forme du patch

De même, la forme du patch jouer un rôle non négligeable où la forme circulaire et elliptique présente une efficacité meilleure par rapport à d'autres forme. La forme rectangulaire (carrée) reste la plus appliquée sur le plan expérimental et industriel.

L'étude numérique menée par MHAMDIA, montre une faible variation du facteur d'intensité de contrainte entre une plaque réparée par patch elliptique et patch circulaire. [110]

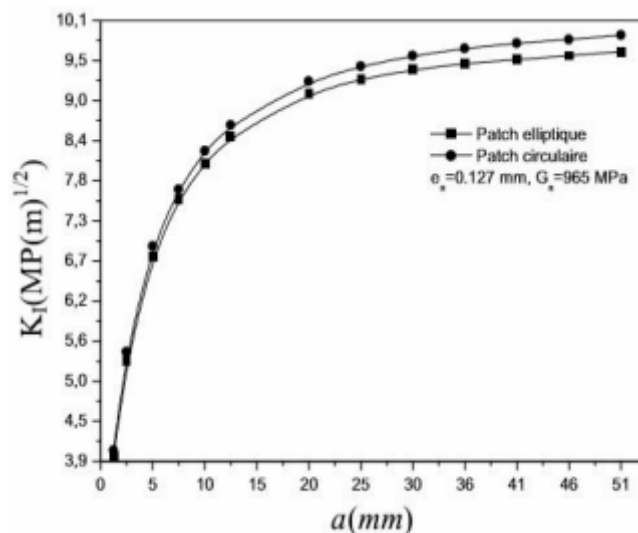


Figure II-17: Influence de la forme du patch sur le FIC [110]

4. Effets du matériau du patch

Le matériau du patch composite choisi, présente un paramètre important pour l'amélioration du comportement en rupture et fatigue d'une structure endommagée.

Khodja et Maouel a mis en évidence l'effet de la nature du matériau du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contraintes (FIC) d'une plaque fissurée en alliage d'aluminium 2024 T3. La plaque a été réparée par différents patches à savoir le Boron/Epoxy, Glass/Epoxy et le Carbon/Epoxy de forme rectangulaire [111].

BESSEGHIER et AL montré que la forme elliptique et circulaire offre de meilleures performances de résistance à la rupture caractérisé par le paramètre d'efficacité "R" de patch comparativement aux formes octogonal, carrée et rectangulaire [112].

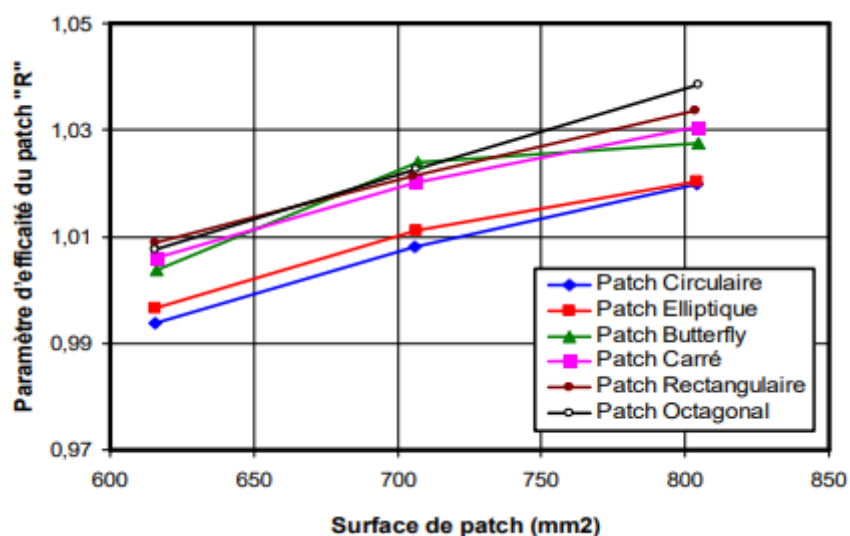


Figure II-18 : Effet de la géométrie sur l'évolution du paramètre d'efficacité du patch [112]

L'étude comparative par MHAMDIA et al, entre deux types de géométrie de patch en Boron/Epoxy collé sur une plaque M(T) fissuré en alliage 2024 T3 montre que le patch sous forme de double flèche présente de meilleurs performance par rapport au patch rectangulaire) [110].

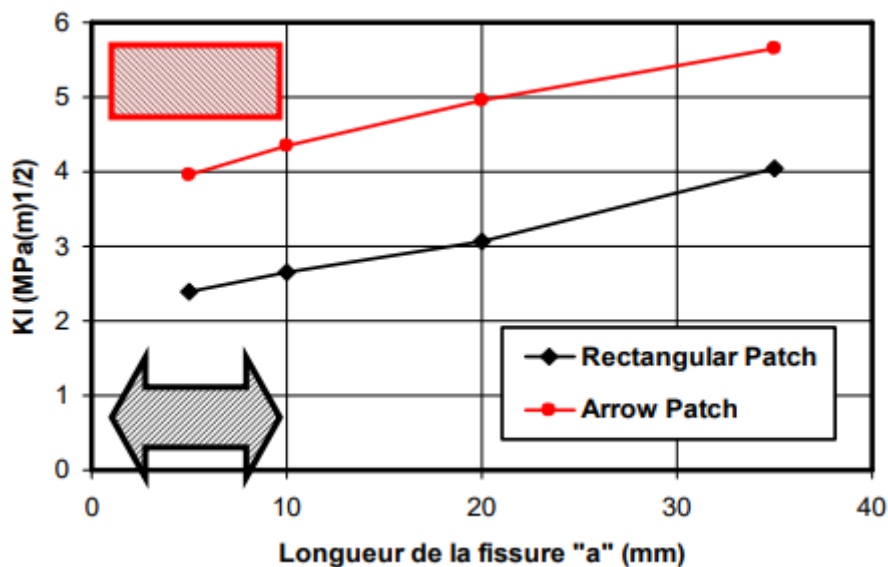


Figure 2-17 : Effet de la forme du patch sur l'évolution du facteur d'intensité de contrainte [110].

La réduction du facteur d'intensité de contrainte dépend fortement de la nature du matériau du patch. Le Boron/Epoxy présente de meilleure performance de résistance à la rupture comparativement par rapport à d'autres types de patch composite.

5. Influence des paramètres de l'adhésif

Le rôle important de l'adhésive impose un choix judicieux de sa nature et de son épaisseur dans le but d'assurer un bon transfert de charges.

Afin d'avoir un bon transfert de charges du matériau réparé au patch composite, il est nécessaire d'optimiser l'épaisseur et faire un bon choix sur la nature de l'adhésive appliquée.

Bachir Bouiadjra et al, ont étudié numériquement l'effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC d'une plaque réparée par patch où ils ont montré l'effet bénéfique de la réduction de l'épaisseur de l'adhésive [98].

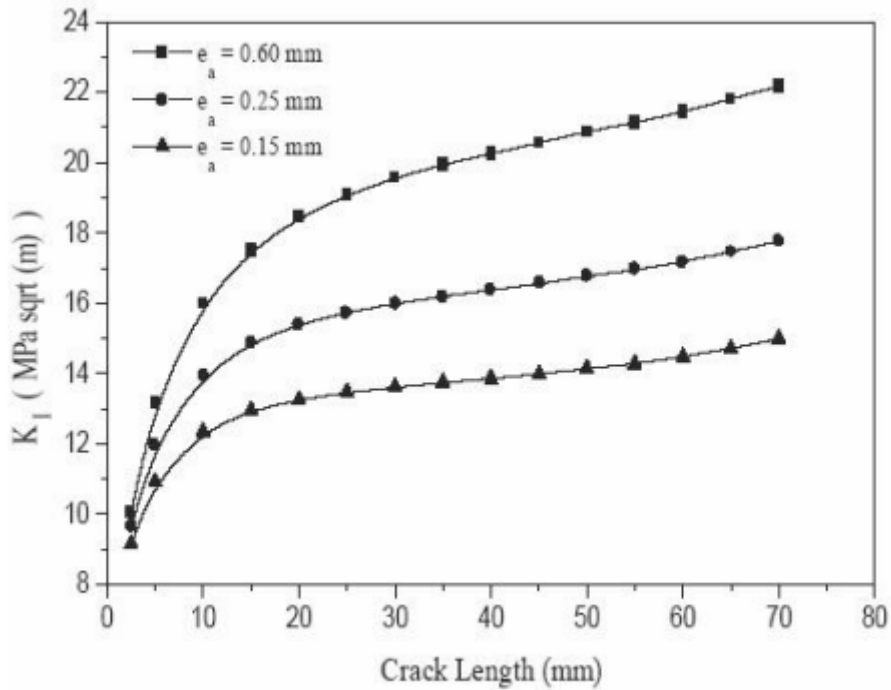


Figure II-19: Effet de l'épaisseur de l'adhésive sur l'évolution du FIC [98].

De même, l'étude menée par AMIRI et al, a montré que l'évolution du facteur d'intensité de contrainte "K" dépend aussi de l'épaisseur de l'adhésive et du module de cisaillement. De même l'effet du type d'adhésive caractérisé par le module de cisaillement a été mis en évidence sur la variation du FIC où le meilleur transfert est assuré pour un module de cisaillement important [113].

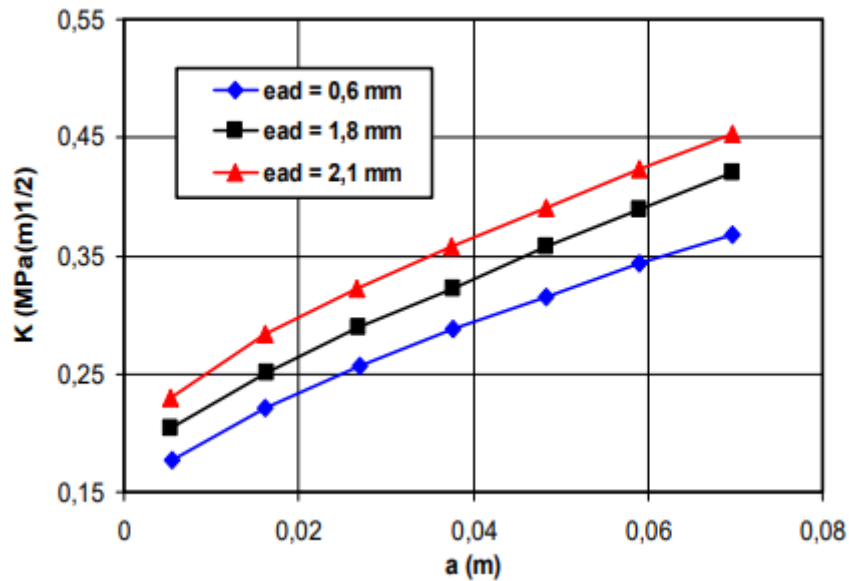


Figure II-20: Effet de l'épaisseur de l'adhésif sur le FIC [113].

Des études numériques [114] ont montré que la limite de rupture d'une structure réparée par patch a été augmentée par réduction de l'épaisseur de l'adhésive. Ce résultat est confirmé par Zhang et al. [115] dans le cas d'éprouvettes réparées soumises à des charges en traction ou en flexion.

II.10. EFFET DE LA REPARATION PAR PATCH COMPOSITE SUR LE COMPORTEMENT EN FATIGUE

1. Effets de la réparation par patch sous chargement constant

L'amélioration de la durée de vie d'une plaque en aluminium fissurée avec et sans réparation par patch sous chargement constant a été étudiée par plusieurs chercheurs don :

ERROUANE et al, menée une étude numérique par sur l'évolution de la propagation des fissures sous des sollicitations de fatigue d'une plaque en aluminium réparée par patch en Carbon/Epoxy [116].

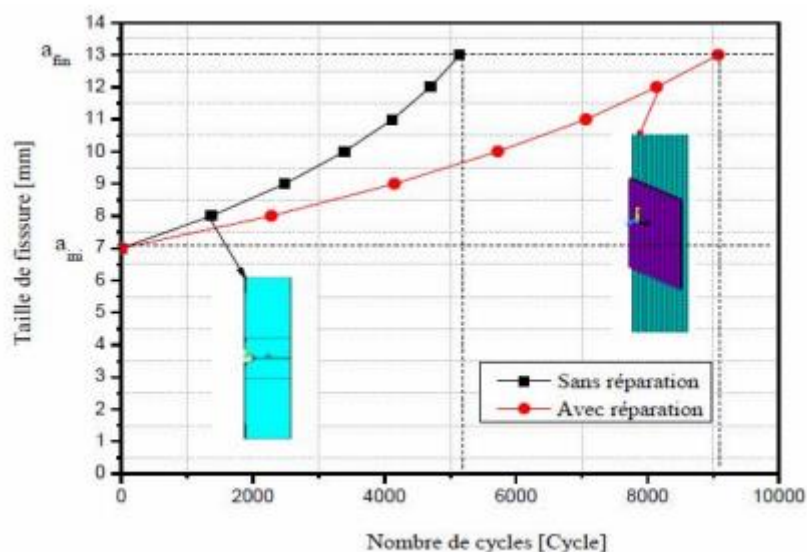


Figure II-21 : Effet du patch sur la durée de vie en fatigue [116]

L'étude par Sabelkin et al ont étudié Le Comportement en fatigue d'un panneau fissuré en aluminium 2024-T3 réparé par patch en Boron/Epoxy en trois plis unidirectionnels. L'étude présente la variation de la longueur de la fissure par rapport au nombre de cycles pour les panneaux réparés et non réparés avec et sans renforts

Ils ont montré que la durée de vie des panneaux réparés est améliorée par rapport à ceux non réparés où l'on note une augmentation importante sur la durée de vie pour les panneaux réparés et renforcés [117].

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

En chargement cyclique, le rapport de charge joue un rôle important sur l'évolution de la fissuration par fatigue des structures saines ou réparées. Benachour et al. [118] ont étudié le comportement en fissuration par fatigue d'une plaque M(T) en alliage d'aluminium 2024 T 351 réparée par patch de forme rectangulaire en Graphite/Epoxy. L'étude a montré que la durée de vie a été augmentée pour la plaque réparée comparativement à la plaque non réparée où le gain de réparation est de 2.12 fois pour un rapport de charge de 0.5 (**figure II-22(a)**). L'augmentation du rapport de charge R de 0 à 0.5 a fait augmenter la durée de vie résiduelle en fatigue par le fait de la diminution de la contrainte moyenne pour une contrainte maximale constante. La **figure II-22(b)** montre conjointement l'effet de la réparation par patch et du rapport de charge sur la vitesse de fissuration.

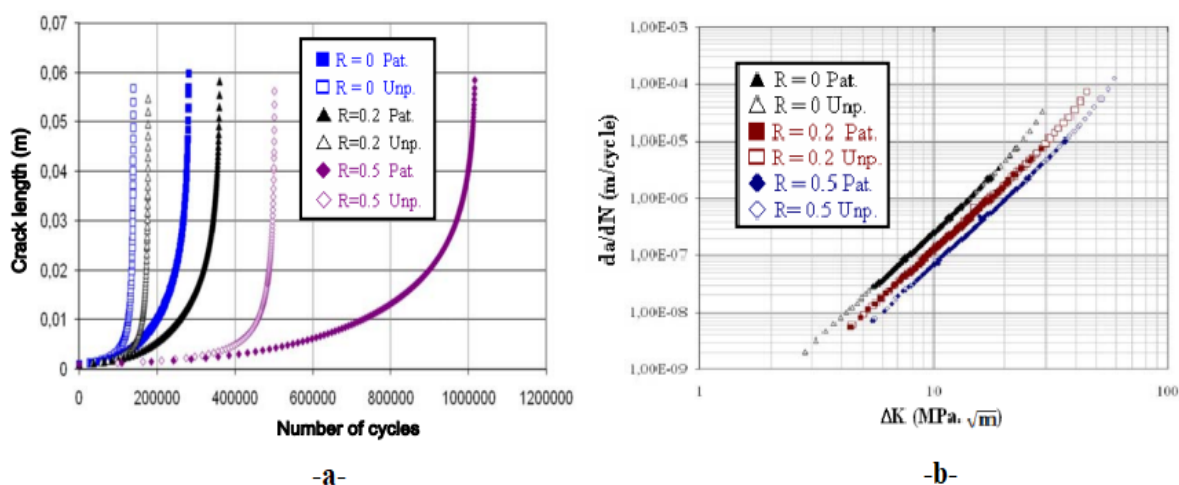


Figure II-22 : Effet du rapport de charge sur (-a-) la durée de vie ; (-b-) la vitesse de fissuration [118]

3. Effet du chargement variable sur le comportement en fatigue :

L'introduction d'une surcharge ou d'une sous-charge dans un essai de fatigue à charge constante conduit à un ralentissement ou une accélération de propagation d'une fissure en fatigue. L'effet de retard dû à la surcharge est connu depuis les années cinquante, et a fait l'objet de nombreuses études. JONES a étudié la propagation d'une fissure en fatigue après

l'application d'une surcharge dans une plaque en Ti-6Al-4V[12]. Il a montré qu'après la surcharge de 20 % il n'y a aucun effet, à 50% nous avons un retard mais pas d'arrêt et avec une surcharge de 70 et 100% on a un arrêt immédiat et une propagation retardée. L'investigation menée par BATHIAS et VANCON [23] sur la croissance des fissures en fatigue pour les alliages d'aluminium 2024 et 2618, taux de croissance des fissures en fatigue a été retardé après l'application d'un ou plusieurs surcharges. Dans cette étude ils ont montré que les processus de retard de fissure en fatigue après l'application des surcharges résultent une déformation plastique à l'extrémité de la fissure. Le diamètre de la zone plastique et les relations de retard dépendent de ténacité du matériau. Les causes du retard ont été imputées à divers phénomènes qui se produisent au cours de l'apparition de la surcharge, telle que la génération des contraintes résiduelles, la déformation plastique et la fissure induite par la plasticité qui en résulte fermeture, et durcissement au travail [119]; [120] ; [121]

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

L'effet du chargement variable sur la fissuration par fatigue des matériaux réparés par patch a été peu investigué sur les différents plans (numérique, expérimentale et analytique).

L'étude expérimentale qui a été menée par Albedah et al, a montré qu'une amélioration de la durée de vie en fatigue d'une l'éprouvette réparée sous le bloc à augmentation en amplitude. De même, cette étude a mis en évidence l'effet significatif de la réparation par patch et la réduction du rapport de charge sur la vitesse de fissuration sans présence de retard dû à la variation des blocs de chargement (H-L) [123].

Dans une étude récente, l'effet des taux surcharges sur la fissuration par fatigue des alliages 2027 T351 et 7075 T6 a été étudié par Khan et al. [122]. Le taux de retard augmente par l'augmentation du taux de surcharge. Il est très significatif pour les plaques réparées. Ils ont montré que la durée de vie dépend du temps de l'application de la surcharge (avant ou après réparation). Pour un même taux de surcharge (ORL=1.7) le taux de retard est 15 et 30 fois respectivement pour l'alliage 2024 T351 et 7075 T6 (figure II-23).

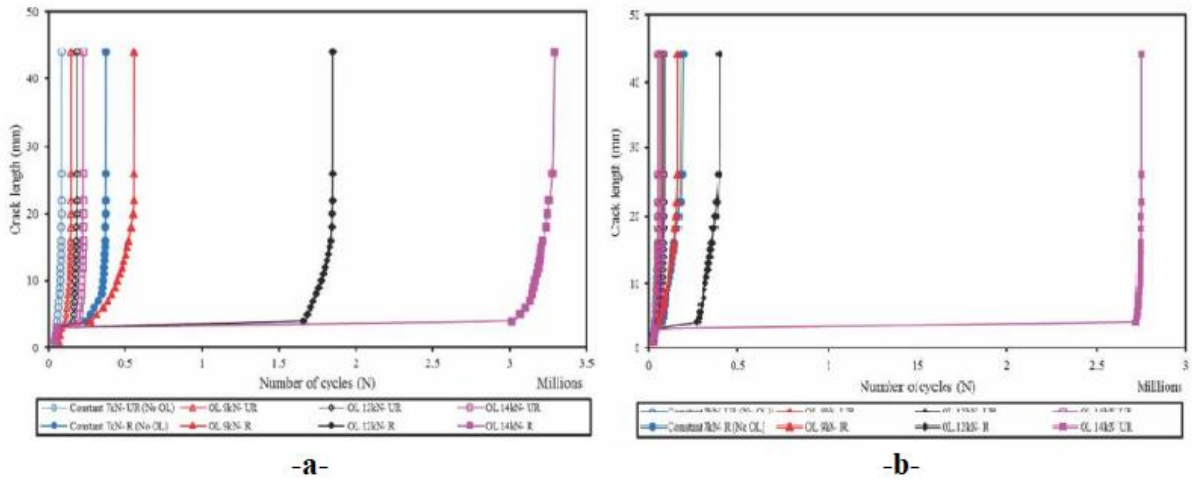


Figure II-23: Effet combiné de la réparation par patch et de l'application de surcharge (surcharge appliqué avant réparation) (a) 2024 T351 (b) 7075 T6 [122]

CHAPITRE III

Méthodologie

III.1. Introduction :

L'objectif de cette thèse est de caractériser numériquement et expérimentalement les effets des surcharges sur l'efficacité de la réparation des plaques fissurées en alliage aluminium réparées par patch en composite. Dans l'approche expérimentale, des essais de fatigue ont été réalisés sur des éprouvettes entaillées pour deux alliages d'aluminium ; le **Al 2024 T3** et le **Al7075 T6**, après l'application d'une surcharge. Dans la partie numérique nous avons modélisé par la méthode des éléments finis la plaque d'aluminium avec le patch en composite et l'adhésif. Nous avons supposé un comportement élasto-plastique de l'alliage d'aluminium et de l'adhésif. Nous avons intégré, dans le code de calcul, la loi de la zone endommagée pour prédire l'endommagement dans l'adhésif. L'étude numérique nous a permis de déterminer les effets de la surcharge sur la zone endommagée dans l'adhésif, sur l'étendue de la zone autour de la fissure ainsi que sur la variation de l'intégrale J autour de la fissure après sa réparation.

III.2. Méthode expérimentale

III.2.1 Matériaux

Trois matériaux essentiels entrent dans la procédure de réparation : les matériaux utilisés sont les alliages d'aluminium pour fabriquer les éprouvettes réparée et non réparée, le composite carbone/époxyde qui est le matériau réparant et l'adhésif Araldite 2015 qui assemble l'aluminium et le composite . Deux types d'alliages d'Al ont été utilisés : le **Al 2024T3** et le **AL 7075T6**. L'aluminium **2024T3** thermiquement traité à la température de 351°C et laminé à froid est relativement plus ductile. Il résiste bien à la fatigue traction-traction. L'aluminium **7075T6**, est thermiquement traité à la température de 671°C et artificiellement vieilli. Il résiste bien à la fatigue en compression. Les compositions chimiques des alliages d'aluminium **7075T6**, et **2024T3**, données par le fournisseur sont présentées dans le **tableau III-1**. Les courbes de traction obtenues pour les deux alliages sont représentées sur la **figure III-1**.

Tableau III-1 : Les compositions chimiques d'Al2024T3 et Al7075T6

	%									
	Al	Cr	Cu	Fe	Mg	Mn	Si	Ti	Zn	autres
2024T3	90.7-94.7	Max 0.1	3.8-4.9	Max 0.5	1.2-1.8	0.3-0.9	Max 0.5	Max 0.15	Max 0.25	Max 0.15
7075T6	87.1-91.4	0.18-0.28	1.2-2	Max 0.5	2.1-2.9	Max 0.3	Max 0.4	Max 0.2	5.1-6.1	Max 0.15

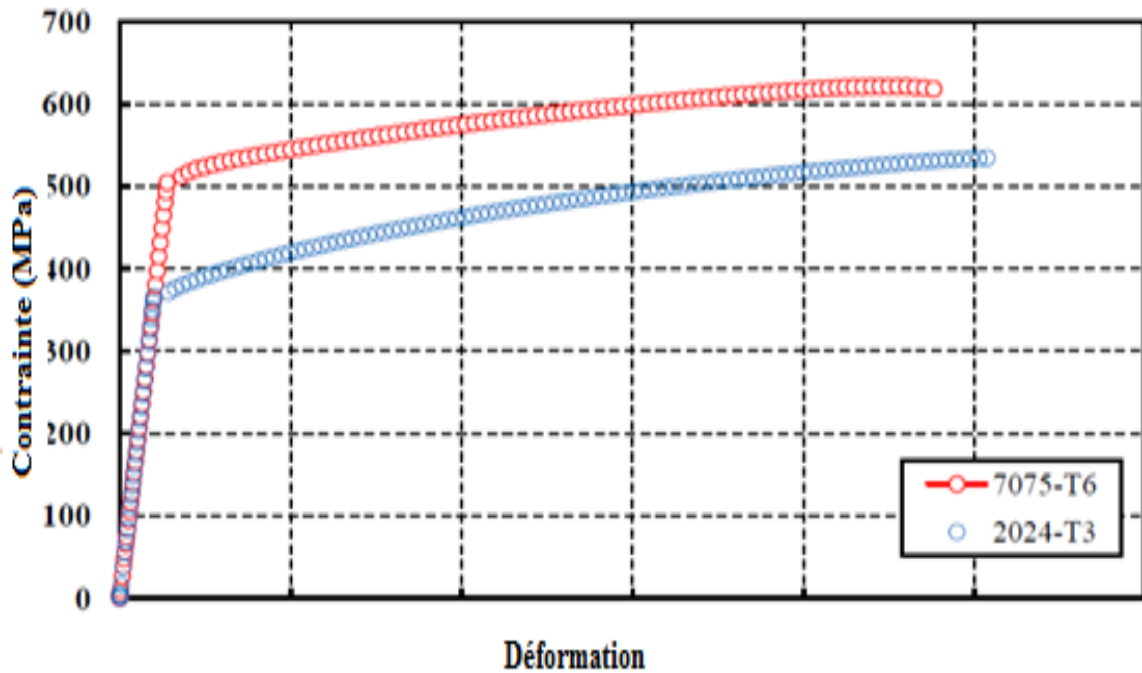


Figure III.1 : Courbes contraintes-déformations pour les deux alliages d'aluminium

Des plaques en Al 2024 T3 et Al 7075 T6, avec une entaille en V, ont été découpées à l'aide d'une machine à découpe par jet d'eau pour la réalisation des essais de fatigue.

Du carbone époxyde pré-imprégné a été fourni sous forme de rouleau. Le composite en carbone à fibre unidirectionnelle contient environ 65%, en volume de fibres. Le composite stratifié a été fabriqué en différentes couches. Nous avons utilisé 8 couches unidirectionnelles (Figure III-2). Ce choix a été dicté par le fait que les plaques sont soumises à des essais de fatigue uni-axiaux, la direction des fibres doit être parallèle à la direction du chargement pour avoir une efficacité maximale de la réparation.

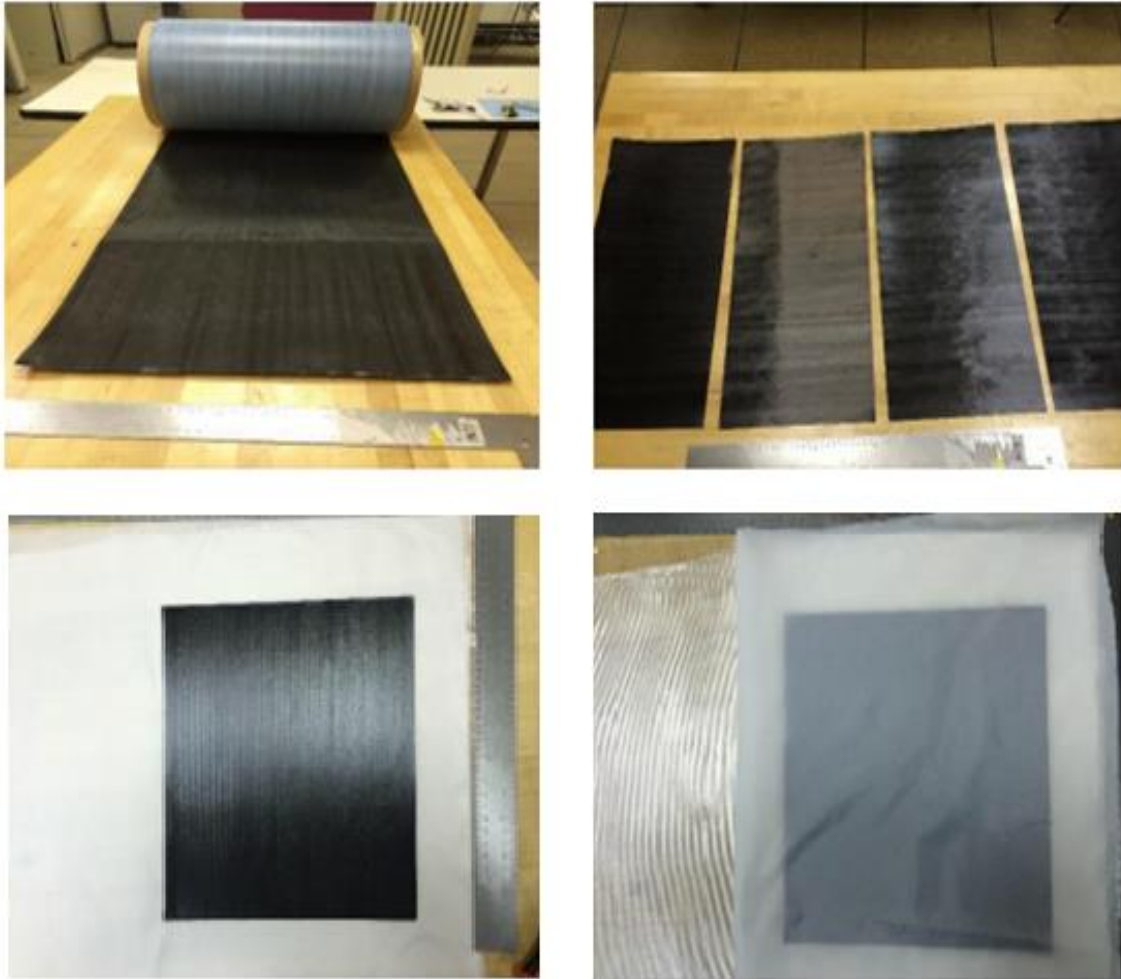


Figure III-2: Images sur la préparation du patch en composite

L'adhésif utilisé est l'Araldite 2015 époxy. C'est un adhésif bi-composant avec la résine époxyde plus le durcisseur utilisé à température ambiante. Les propriétés mécaniques de cet adhésif (données par le fournisseur) sont :

Module de Young $E=2.52\text{Gpa}$;

Coefficient de Poisson $\nu=0.36$;

Limite élastique $\sigma_e=25\text{Mpa}$.

Les surfaces collées ont été réparées d'après la méthode spécifiée par Dell. L'éprouvette a été nettoyée par de l'acétone après avoir reçu un léger pré-polissage.

Le **tableau III-2** Résume les propriétés élastiques des différents matériaux utilisés :

Chapitre III : Méthodologie

Tableau III-2 : Propriétés élastiques des matériaux utilisés

Propriétés	Matériaux			
	Al 7075T6	Al 2024T3	Carbone/Epoxy	Araldite
Module de Young Longitudinal(GPa)	71.7	72.4	130	2.52
Module de Young Transversal(GPa)	71.7	72.4	9	2.52
Coefficient de Poisson Longitudinal	0.33	0.33	0.33	0.36
Coefficient de Poisson Transversal	0.33	0.33	0.53	0.36
Dureté	39.1	29.5	-	-
Dilatation jusqu'à la rupture	10	18	-	-
Module de cisaillement (GPa)	28	26.9	-	0.954
Limite élastique(MPa)	503	370	-	-

III. 2.2. Essai de fatigue

1. Eprouvettes de l'essai de fatigue

Les éprouvettes de fatigue ont été fabriquées avec une entaille en V, en utilisant un découpage par jet d'eau. La base et la hauteur de l'entaille sont égales à 6mm avec un angle de 60°. Des tests de fatigue ont été menés sur les éprouvettes avant réparation pour obtenir une pré-fissure de 3mm. Le patch en carbone/époxyde unidirectionnel a été déposé pour la réparation de la fissure. Le patch a été collé sur la zone fissurée en utilisant l'araldite 2015, époxyde (**Figure III-2**).

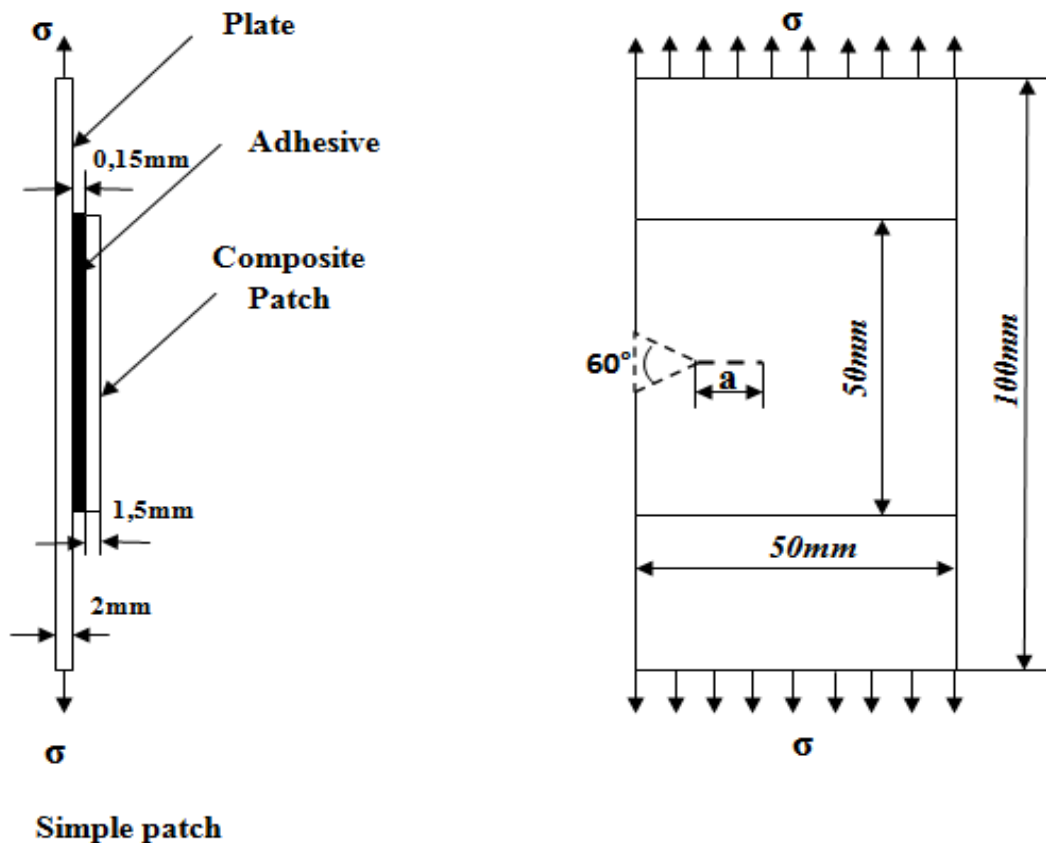


Figure III-2 Modèle géométrique de la plaque réparée

Nous avons vérifié que le taux de rigidité du patch est inférieur à 1.5 [98]. Ce taux est égal à

$$S = \frac{E_r e_r}{E_p e_p} \quad (\text{III-1})$$

E : Module de Young ;

e : épaisseur ;

r : représente le patch (réparé) et p la plaque (plate).

2. Déroulement de l'essai de fatigue

Des tests de fatigue ont été réalisés à une amplitude constante (une contrainte maximale de 70MPa et un rapport de contrainte de 0,1) sur des plaques d'aluminium réparée et non réparée. Une seule surcharge de magnitude 140MPa (ce qui représente deux fois la contrainte maximale du chargement d'amplitude constante) a été appliquée dans un cycle lorsque la longueur de la fissure a atteint 3mm. Après l'application de la surcharge, la charge d'amplitude constante a été poursuivie jusqu'à ce qu'à la rupture totale de l'éprouvette. Une machine de

Chapitre III : Méthodologie

fatigue Instron d'une capacité de 100kN a été utilisée pour effectuer les essais de fatigue, et la propagation des fissures a été suivie à l'aide d'une caméra numérique pour les trois cas de chargement énumérés ci-dessous (**Figure III-3**) :

- **CAL** : chargement d'amplitude constante sur les éprouvettes non réparées,
- **CAL + OL** : chargement d'amplitude constante avec une seule surcharge sur les éprouvettes non réparées,

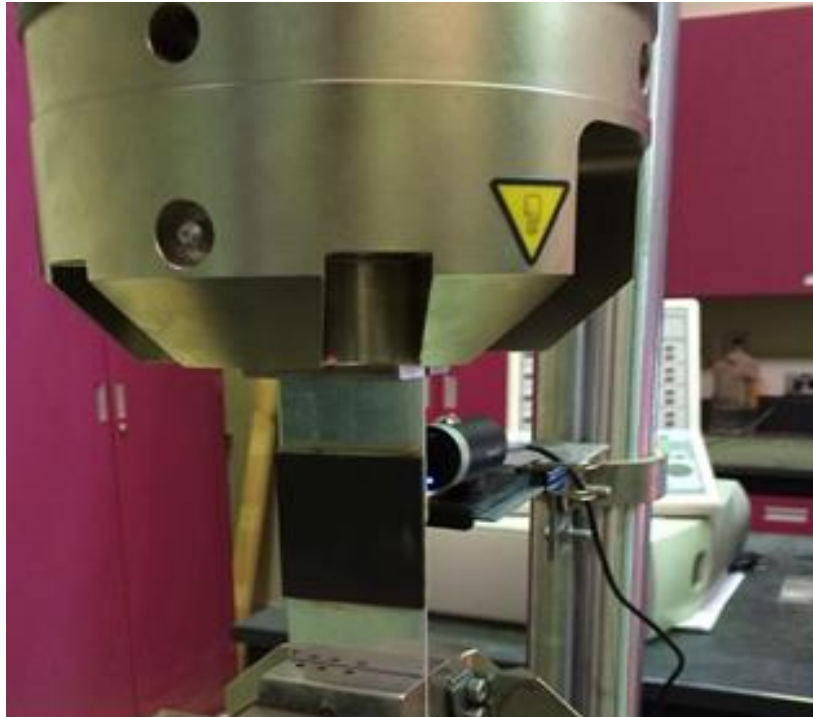
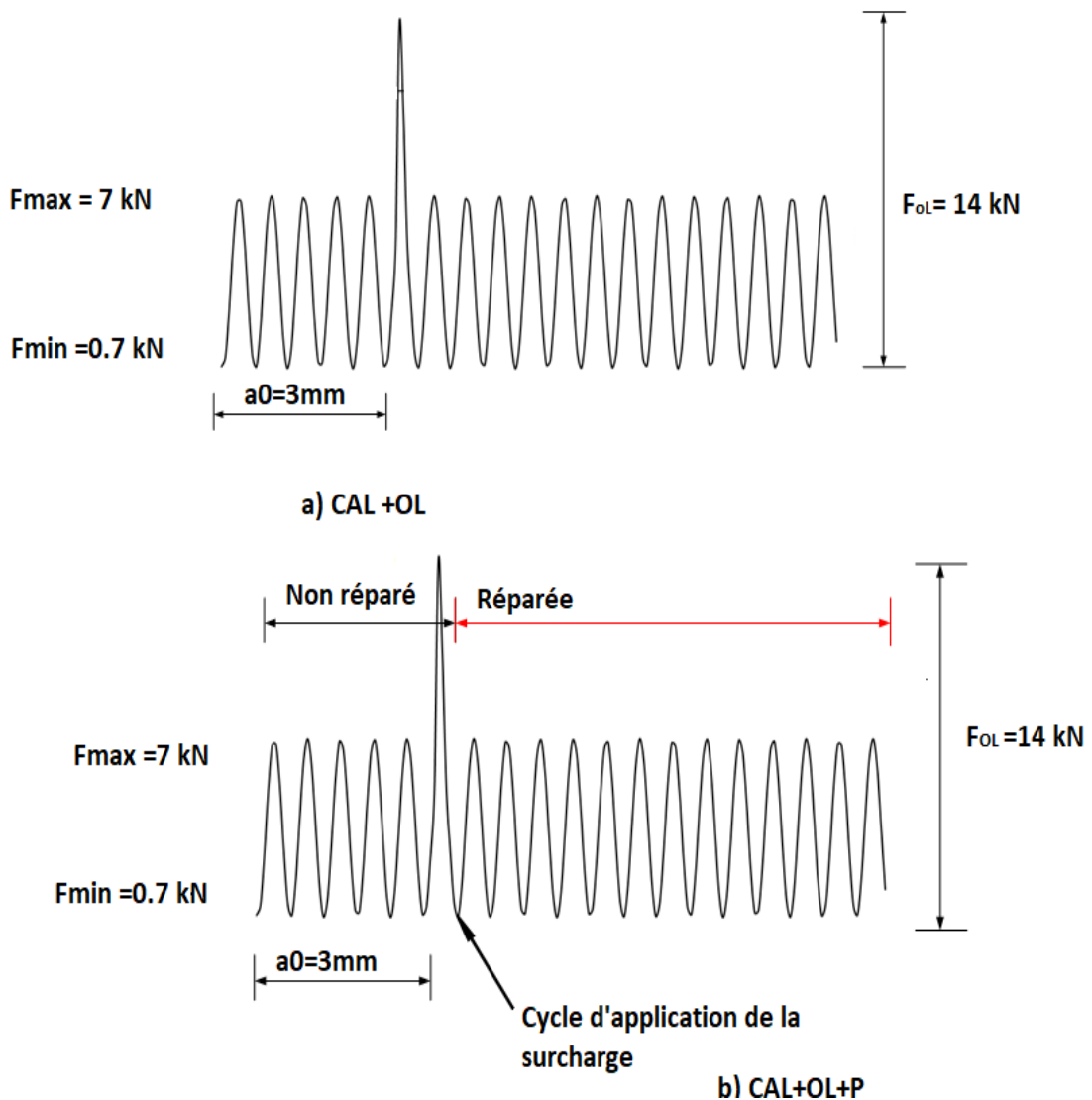


Figure III.3: Photo de l'éprouvette réparée montée sur la machine de fatigue

- **CAL + OL + P**: chargement d'amplitude constante avec une seule surcharge sur les éprouvettes réparées.

La **figure III-4**, montre l'évolution du chargement de fatigue pour les trois cas précédents. Les courbes des durées de vie en fatigue $a = f(N)$, (longueur de fissure en fonction du nombre de cycles), ont été déduites des essais de fatigue, et les nombres de cycles de rupture pour chaque cas de chargement ont été extraits de ces courbes.



3. Observation des surfaces de ruptures

Des observations des faciès de rupture des éprouvettes rompues après fatigue ont été réalisées sur un microscope électronique à balayage (MEB) pour analyser le mode de rupture (ductile ou fragile). Cette analyse nous permettra de justifier le choix de l'approche numérique utilisée (linéaire ou non-linéaire).

III.3. Approche numérique

Nous avons utilisé la méthode des éléments finis tridimensionnelle avec le code **Abaqus** pour déterminer l'évolution de l'endommagement de la couche adhésive ainsi que l'évolution de la zone plastique autour du front de fissure réparée par patch en composite. Le critère d'endommagement de l'adhésif a été implémenté dans le code Abacus à partir de la théorie de la zone endommagée qui sera décrite ultérieurement.

III.3.1 Modèle éléments finis de la plaque réparée

Le modèle géométrique utilisé dans la partie numérique est celui représenté dans la **figure III.1**. Ce modèle consiste en une plaque en aluminium (2024 T3 ou 7075 T6) avec une entaille latérale en V. Sur cette plaque est collé un patch rectangulaire en carbone /époxyde qui couvre toute la largeur de la plaque. Le collage se fait à l'aide de l'adhésif Araldite 2015 de type époxyde. Les dimensions de la plaque en aluminium sont : 100x50x2 mm avec une tenaille en V, dont la hauteur et la base sont de 6mm, l'angle est de 60°. Les dimensions du patch sont : 50x50x1.5mm. L'épaisseur de l'adhésif est 0.15mm. L'alliage d'aluminium et l'adhésif sont considérés comme élasto-plastiques et le carbone époxyde est considéré comme élastique orthotrope. Les courbes contraintes-déformations des deux alliages d'aluminium sont données dans la **figure III.6**, et les propriétés élastiques des différents matériaux sont présentées dans le **tableau III.2**. La plaque est soumise à un chargement à amplitude constante avec une contrainte maximale de 70MPa et un rapport de charge de 0.1, avec une simple surcharge appliquée à une longueur de fissure de 0.3mm. Trois valeurs de l'amplitude de la surcharge ont été choisies (90, 120 et 140MPa).

Le code de calcul **Abaqus** a été utilisé pour réaliser l'objectif principal de cette étude. Le modèle éléments finis consiste en trois sous-couches qui modélisent respectivement la plaque fissurée, l'adhésif et le patch en composite. La plaque, l'adhésif et le composite sont maillés séparément avec des éléments broques à 20 nœuds avec exactement le même maillage sur les surfaces de contact. Pour avoir une précision des calculs au front de la fissure, nous avons raffiné le maillage autour de ce front. Le nombre d'éléments utilisés dans cette étude est de 17 028 : 12 216 éléments dans la plaque d'aluminium, 3208 éléments pour le patch en composite et 1604 éléments pour la couche adhésive. La **figure III-7**, présente le modèle éléments-finis pour la structure globale et au niveau de la région de la fissure.

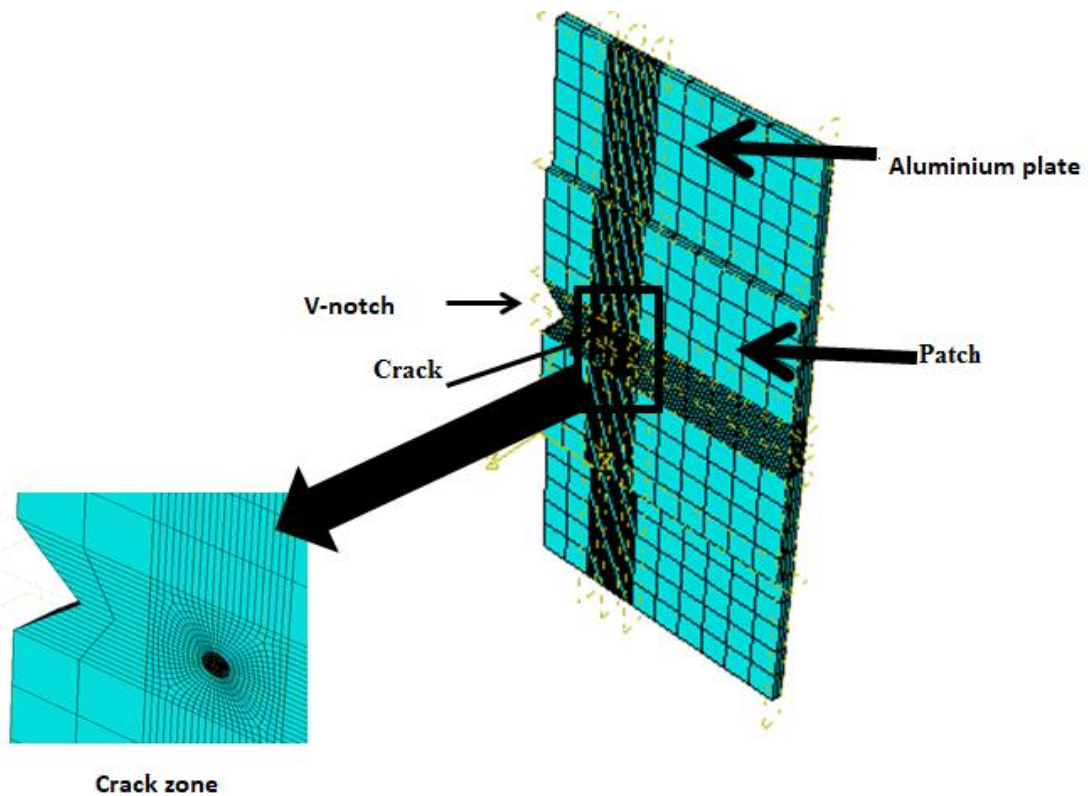


Figure III-6 : Modèle éléments finis pour la structure globale et au niveau de la fissure.

Pour tenir compte de la non-linéarité des matériaux dans le modèle des éléments finis, nous avons utilisé le critère de Von-Mises associé à la théorie de la plasticité incrémentale. Les équations éléments finis non linéaires ont été résolues à l'aide de la méthode itérative de Newton – Raphson avec un nombre limité d'étapes de 100, et une taille d'incrément comprise entre 10, 5 et 1, et l'intégrale J. Le long du front incurvé de la fissure a été calculé en utilisant l'approche de domaine intégrale.

III.3.2. Théorie de la zone endommagée

La principale hypothèse de la théorie de la zone endommagée est que la rupture des joints collés se produit après que la zone endommagée se développe. Sous de faibles charges, l'endommagement se localise dans les bords libres parce que le matériau est soumis localement à des contraintes supérieures à la contrainte ultime du matériau. Sous des charges moyennes, les zones endommagées devront croître en taille, et comme la charge à la rupture est atteinte, la zone d'endommagement va croître jusqu'à une taille critique donnant naissance à la rupture du joint. Un critère de rupture est appliqué pour identifier la zone critique

lorsqu'elle dépasse un certain seuil. L'adhésif utilisé dans l'analyse est un adhésif ductile qui devrait subir des charges ultimes. Par conséquent, le critère utilisé pour une rupture de la couche adhésive est de type cohésif et il est équivalent au critère de Von Mises.

$$\varepsilon_{equiv} = \frac{1}{\sqrt{2(1+\nu)}} \times \sqrt{(\varepsilon_{p1} - \varepsilon_{p2})^2 + (\varepsilon_{p2} - \varepsilon_{p3})^2 + (\varepsilon_{p3} - \varepsilon_{p1})^2} \quad (III-2)$$

Dont ε_{equiv} : la déformation équivalente, ε_{pi} : déformation plastique dans les différentes directions et ν : coefficient de Poisson.

Ce critère est satisfait lorsque la déformation principale maximale dans le matériau atteint la déformation principale ultime. La zone endommagée correspond aux points dans la couche adhésive où la déformation ultime est dépassée. Pour l'adhésif Araldite 2015, la zone endommagée a été définie comme une surface dans laquelle les déformations dépassent la déformation ultime qui est de 7,87% [124], **figure III-5**.

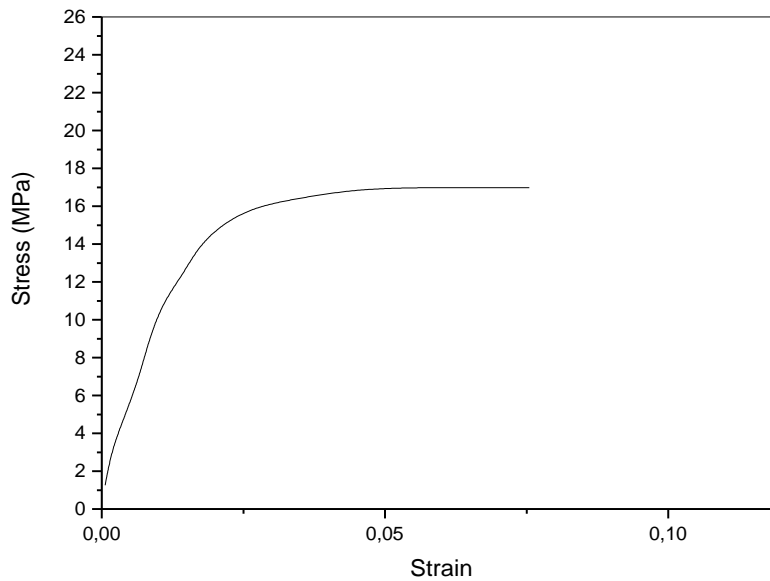


Figure III-7: Courbe contraintes-déformations de l'araldite 201, époxyde adhésif [124]

Selon la théorie de la zone endommagée, nous supposons que le décollement a lieu lorsque la zone endommagée atteint une certaine valeur de référence et qui peut être définie soit par déformation ultime ou bien par contrainte ultime. Le raisonnement par les déformations est plus approprié puisque l'adhésif présente une non-linéarité significative. Il existe deux modes de rupture pour les joints collés : rupture interfaciale et cohésive. Dans le mode interfacial, la charge de rupture du joint de colle dépend de la tension inter-

Chapitre III : Méthodologie

faciale entre l'adhésif et le substrat à coller [124]. Cependant, l'adhésif s'affaiblit quand la rupture de type cohésive se produit dans les joints de colle et il est recommandé d'utiliser le critère de la zone endommagée pour ce mode de rupture. Nous pouvons aussi prédire l'endommagement des joints d'adhésifs en calculant le rapport de la zone endommagée qui est défini comme suit:

$$D_R = \frac{\sum A_i}{l.w} \quad (\text{III-3})$$

D_R : rapport de la zone endommagée ;

A_i : la surface sur laquelle la déformation équivalente supérieur à 7,87% ;

l : la longueur d'adhésif ;

w : la largeur de l'adhésif.

Il a été montré que l'adhésif Araldite 2015, se décolle complètement lorsque la valeur du taux D_R atteint 0,2474 [124].

CHAPITRE VI

RESULTATS EXPERIMENTAUX

VI. 1. Introduction

La propagation des fissures de fatigue est fortement liée à l'activité plastique en pointe de fissure et aux effets de fermeture possibles. L'application de la surcharge de traction diminue la vitesse de la fissure [125]- [126]. La surcharge génère une grande zone de plasticité en fond de fissure qui est supérieure à la taille de la zone de plasticité cyclique. Cette nouvelle zone de plasticité est soumise à une forte pression exercée par les autres parties de la structure ; ce qui génère des contraintes de compression résiduelles au front de fissure et augmente l'effet de fermeture de fissure. Plusieurs chercheurs ont rapporté que les grandes déformations causées par l'application d'une surcharge génèrent une déchirure ductile, qui provoque l'émoussement du fond de fissure. Lors de la propagation de la condition de chargement initiale, l'émoussement entraîne une décohésion des joints de grains et est détectable sur une courte distance vers le bas à partir du point d'application de la surcharge [127]- [128]. Le bout de fissure émoussé est généralement visible à l'aide d'une loupe binoculaire ou d'un microscope électronique à balayage (**MEB**).

La réparation de structures métalliques endommagées par un patch composite est une méthode prometteuse, notamment dans le domaine de l'aéronautique. Cette technique est basée sur le collage d'une plaque en matériau composite avec la partie endommagée de la structure métallique, cette dernière étant généralement soumise à un chargement de fatigue. Le patch composite absorbe une partie des contraintes de la structure endommagée à travers la couche adhésive [129]- [130]. Ce transfert de charge améliore la résistance à la fatigue des structures réparées. Le patch est appliqué in situ ce qui évite de démonter la structure endommagée. Parmi les avantages de cette technique on peut citer:

- La réduction de l'intensité des contraintes autour de la fissure qui augmente la durée de vie en fatigue de la structure fissurée,
- Le patch restaure la rigidité de la structure endommagée,
- Le patch renforce les pièces sous-conçues conduisant à une réduction des concentrations de contraintes.

Les matériaux composites sont utilisés comme matériaux de réparation principalement en raison de leurs propriétés mécaniques élevées. Les avantages de ces matériaux peuvent être énumérés comme suit:

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

- Grande rigidité qui permet l'utilisation de patches non-épais, le poids du patch sera donc réduit,
- Très grande résistance à la fatigue, le risque de défaillance du patch est donc minime,
- Les composites ont une très bonne formabilité, ce qui donne la possibilité de fabriquer des contours complexes à faible coût,

Etant fabriqués avec des matrices polymères thermodurcissables, le collage de ces matériaux est plus simple que les métaux.

Peu d'études dans la littérature ont rapporté les effets combinés de la surcharge de fatigue et de la réparation par patch composite. Mohammed et coll.[122] ont analysé expérimentalement les performances de la technique BCR lors du chargement de fatigue des plaques **Al 2024 T3** et **Al 7075 T6** soumises à une surcharge. Leurs résultats montrent que le moment entre l'application de surcharge et le dépôt de patch a un effet significatif sur la résistance à la fatigue du panneau réparé. Dans ce chapitre, l'effet d'une seule surcharge sur les performances du BCR sera analysé expérimentalement.

La mesure de la durée de vie en fatigue est un moyen très efficace pour estimer l'efficacité de la réparation des structures aéronautiques par un patch en composite. Cette mesure se fait par le suivi de la propagation de la fissure de fatigue avec la correspondance entre la longueur du défaut et le nombre de cycles de la charge appliquée. Dans ce chapitre nous allons présenter les courbes de durée de vie en fatigue pour les éprouvettes réparées et non-réparées en **Al 2024T3** et **Al 7075T6**. Quatre cas de chargement ont été testés :

- **CAL** : chargement à amplitude constante avec une contrainte maximale de 70MPa (charge de 7kN) et un rapport de charge de 0.1 jusqu'à la rupture totale. Ce cas correspond à une éprouvette non-réparée,
- **CAL+OL** : chargement à amplitude constante avec un cycle de surcharge d'amplitude 140MPa (14kN), appliquée à une longueur de fissure de 3 mm pour des éprouvettes non-réparées,
- **CAL+OL+P** : Eprouvette réparée avec un chargement à amplitude constante (70MPa) et une surcharge de 140MPa, appliquée à une longueur de la fissure de 3 mm. Le patch en composite est collé juste après l'application de la surcharge,

- **CAL+P+OL** : Epreuve réparée avec un chargement à amplitude constante (70MPa) et une surcharge de 140MPa, appliquée à une longueur de la fissure de 3 mm. Le patch en composite est collé juste avant l'application de la surcharge.

Pour une bonne compréhension du comportement en fatigue des éprouvettes réparées, nous avons analysé les faciès de rupture avec un microscope électronique à balayage (**MEB**).

VI.2. Courbes de durée de vie en fatigue

VI.2.1. Alliage Al 2024 T3

La **figure IV-1** présente les courbes de résistance à la fatigue ($a = f(N)$) pour les différents cas de chargement: **CAL** (plaque non réparée), **CAL + OL** (plaque non réparée) et **CAL + OL + P** (plaque réparée). D'après la **figure IV-1** une surcharge augmente considérablement la durée de vie en fatigue d'une structure soumise à une charge de fatigue. En effet, une surcharge de 140MPa a augmenté la durée de vie en fatigue de la plaque d'aluminium non réparée de 84600 à 227740 cycles (**Figure IV-2**), et le taux d'amélioration de la durée de vie en fatigue était d'environ 269%. Ce phénomène représente l'effet de retard dû aux surcharges. La surcharge ralentit la propagation de la fissure: la vitesse de propagation de la fissure diminue progressivement avant d'augmenter à nouveau, jusqu'à ce que sa valeur nominale soit observée sous un chargement d'amplitude constante. Ce comportement augmente la résistance à la fatigue de la plaque d'aluminium. En raison du ralentissement de la propagation des fissures provoqué par la surcharge, le nombre de cycles nécessaires pour atteindre une longueur de fissure donnée était supérieur au nombre de cycles nécessaires pour atteindre cette longueur sous un chargement à amplitude constante.

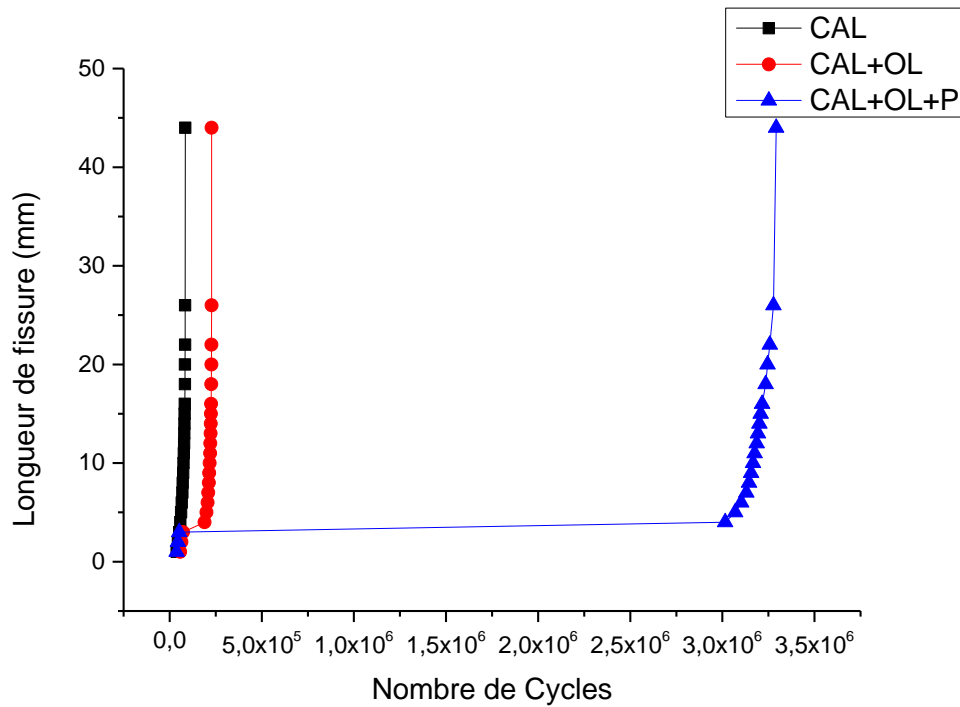


Figure IV-1: Courbes de durée de vie en fatigue pour l'Al2024T3

Pour la plaque réparée par le patch composite, le retard dû à la surcharge est beaucoup plus élevé (**Figure IV-1**). Le nombre de cycles de rupture est ici d'environ 3,292 millions de cycles (**Figure IV-2**) ; ce qui correspond à une durée de vie en fatigue pratiquement infinie. Un arrêt complet de la fissure pendant environ plus de 3 millions de cycles peut être observé pour la plaque réparée. On peut expliquer ce comportement par la superposition de deux effets de retard: le premier dû à l'application de la surcharge et le second dû au collage du patch composite. Séparément, chaque effet (surcharge et patch) ralentit la vitesse de propagation de la fissure: le premier (surcharge) se produit en raison de la plasticité créée autour du fond de fissure, et le second (patch) se produit en raison des contraintes transférées de la plaque d'aluminium au composite à travers la couche adhésive. Le collage du patch composite après l'application d'une surcharge entraînera le transfert d'une partie des contraintes de traction de la plaque d'aluminium au composite, ce qui prolonge les effets de l'émoussement des fissures ou celui des contraintes de compression résiduelles créées par la plasticité due à la surcharge. Cette extension entraînera vraisemblablement une réduction significative de la propagation des fissures.

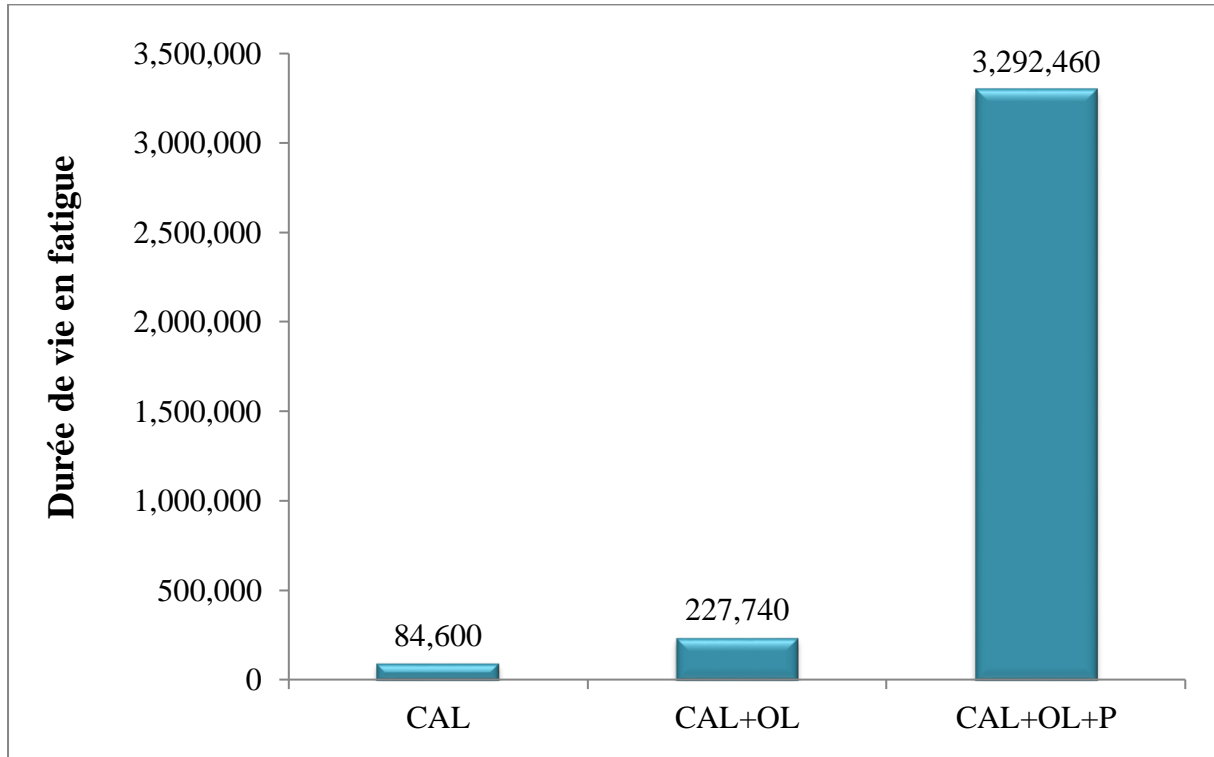


Figure IV-2: Nombres de Cycle à la rupture pour chaque cas de chargement (AI 2024 T3)

La **figure IV-3**, présente les courbes de la vitesse de propagation de la fissures de fatigue ($da/dN = f(a)$) pour les cas: **CAL**, **CAL + OL** et **CAL + OL + P**. On peut voir que pour le cas où la réparation de fissure est effectuée après l'application de la surcharge (**CAL+OL+ P**), la vitesse de propagation de la fissure (da/dN) diminue considérablement et devient pratiquement nulle au point de la surcharge et de l'application du patch, ce qui explique le quasi-arrêt de la propagation de la fissure dans ce cas. Cela signifie que si le collage par patch est effectué après la surcharge, les deux effets de retard sont ajoutés et la durée de vie en fatigue est par conséquent fortement améliorée. L'application de la surcharge ajoutée au patch a un effet énorme sur l'extension de la durée de vie en fatigue. Par conséquent, il est recommandé par les auteurs de réparer l'éprouvette fissurée par un patch composite après application d'une surcharge qui peut donner une amélioration de la durée de vie en fatigue d'environ 38,9 fois par rapport à l'éprouvette non réparée.

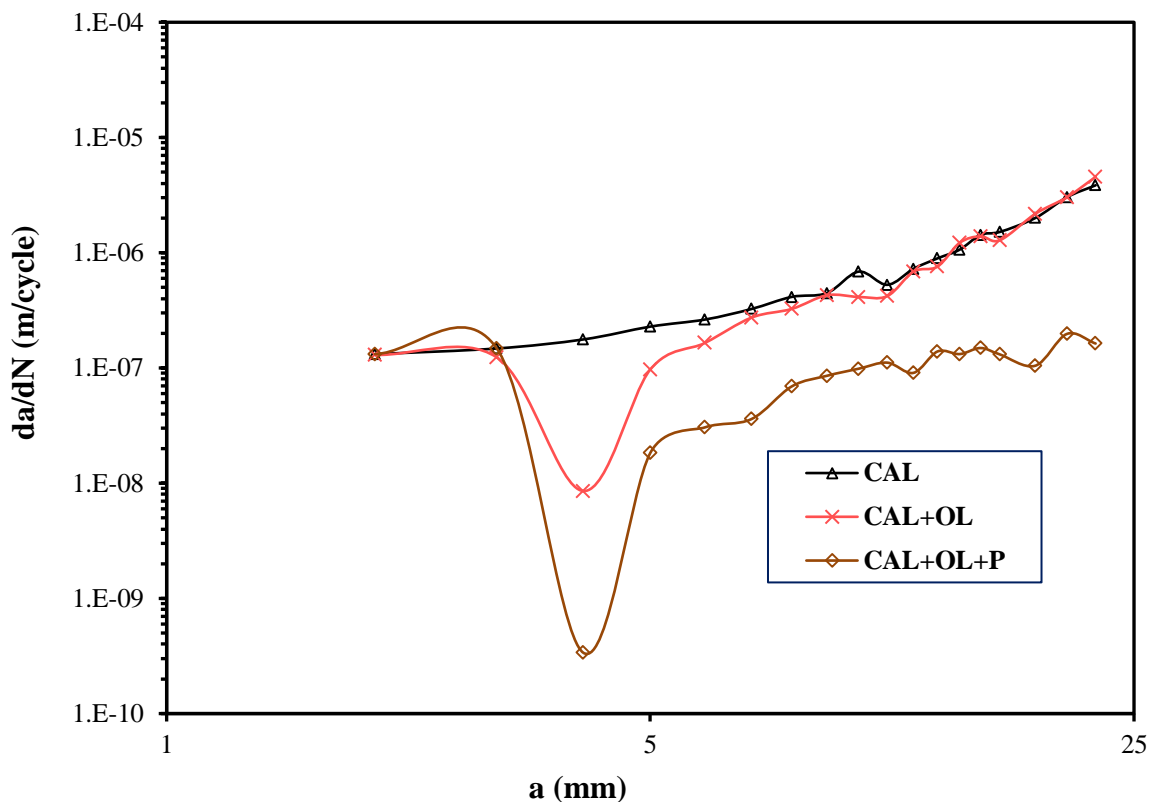


Figure IV-3: Vitesse de propagation de la fissure

VI.2.2. Alliage Al 7075 T6

Afin d'analyser la propagation de la fissure avec l'application de la surcharge et avec la présence du patch composite pour les éprouvettes en **Al 7075 T6**, nous avons mesuré l'évolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles de chargement jusqu'à rupture pour différents scénarios: **CAL** jusqu'a la rupture, **CAL + OL + CAL** jusqu'a la rupture, **CAL + OL + P + CAL** jusqu'a la rupture et **CAL + P + OL + CAL** jusqu'à la rupture. Ces mesures ont permis de tracer les courbes de résistance à la fatigue ($a = f(N)$) à partir desquelles nous avons dérivé les courbes de la vitesse de propagation ($da / dN = f(a)$) pour les différents cas de chargements.

La **figure IV-4** présente les courbes de résistance à la fatigue pour différents cas de chargement: **CAL**, **CAL + OL**, **CAL + P + OL** et **CAL + OL + P**. On peut remarquer que le cas où le patch est collé après la surcharge, on a une durée de vie en fatigue proche de 3 millions de cycles, c'est pratiquement une durée de vie en fatigue infinie indiquant que l'effet

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

de retard combiné (surcharge + patch) dans ce cas est très important. En revanche, l'effet de retard est pratiquement négligeable dans les cas de surcharge sans patch (**CAL + OL**) et de surcharge après collage du patch (**CAL + P + OL**) comme le montre la figure 5. Pour mieux élucider les résultats de la **figure IV-5**, nous présentons dans le tableau 2, les détails du nombre de cycles jusqu'à la défaillance et le nombre de cycles de ralentissement pour chaque scénario de chargement par rapport au cas de référence (**CAL**). On peut voir dans le tableau 2 que la résistance à la fatigue est multipliée par 1,50 lors de l'application d'une surcharge de 14kN (14MPa) à une longueur de fissure de 3 mm. Cette augmentation est de 7,43 fois lorsque le patch est lié juste avant la surcharge. L'amélioration de la résistance à la fatigue passe à 65,67 fois lorsque le patch est collé après l'application de surcharge.

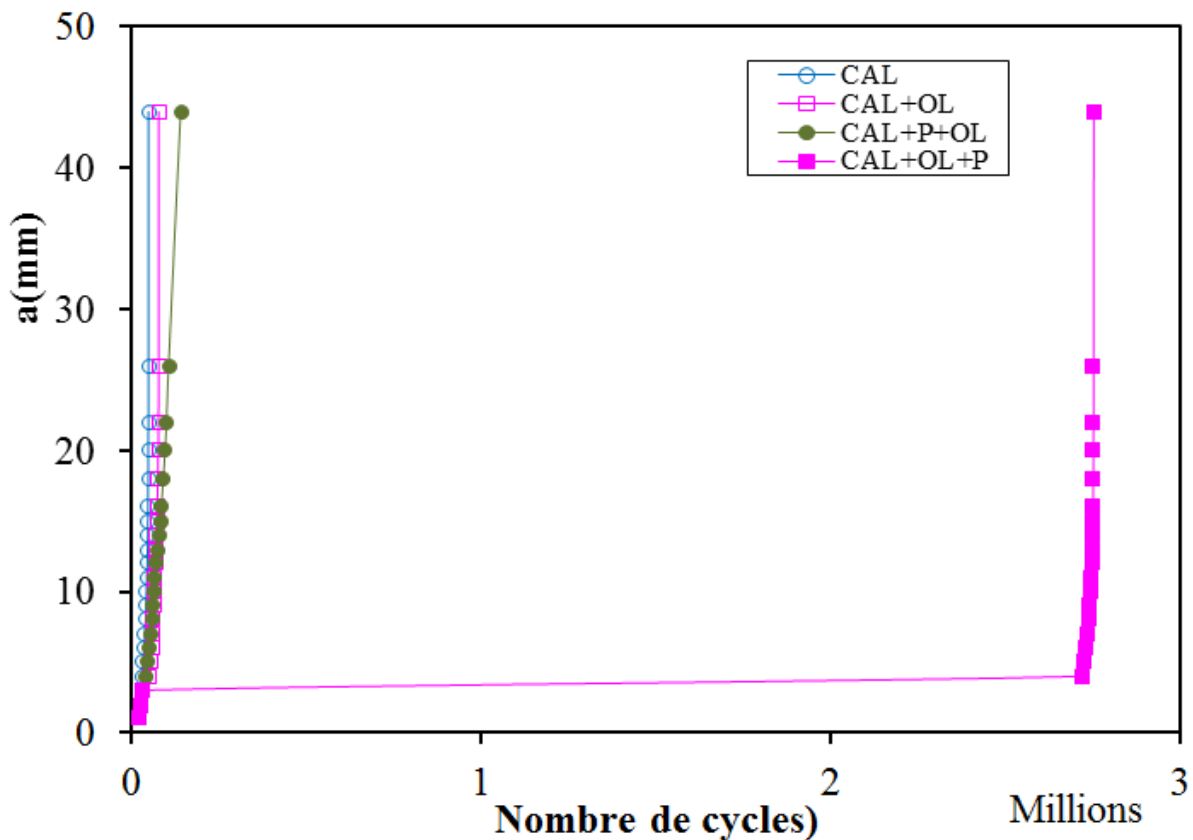


Figure IV-4: Courbes de durée de vie en fatigue pour le Al 7075 T6

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

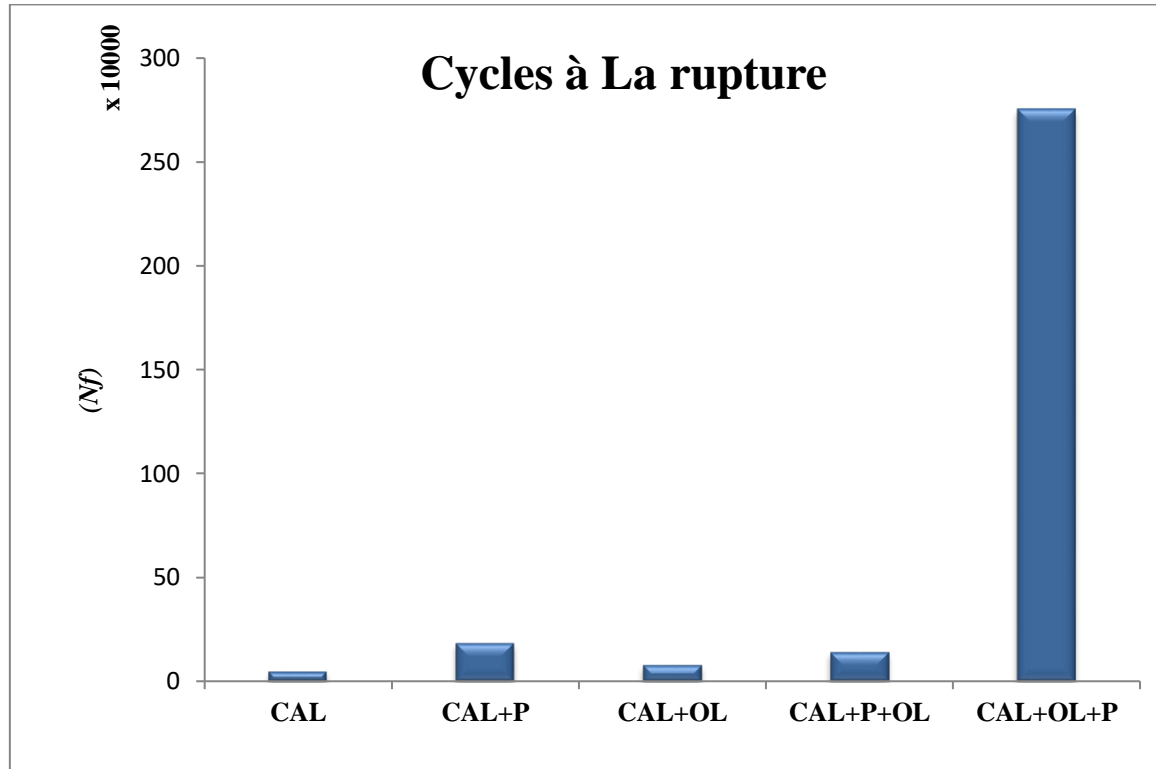


Figure IV-5: Nombres de Cycles à la rupture pour chaque cas de chargement (Al 7075 T6)

Table IV-1 : Amélioration de la durée de vie en fatigue

Configuration	Cycles de Retard	Nombre de Cycles à La rupture	Amélioration de la durée de vie par rapport à la CAL	Amélioration de la durée de vie en % (%)
CAL	-	50140	-	-
CAL+P	33960	185480	3.70	269.92
CAL+OL	20940	79360	1.58	58.28
CAL+P+OL	141820	372700	7.43	643.32
CAL+OL+P	2720380	3292460	65.67	6466.53

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

Afin d'analyser la propagation de la fissure avec l'application de la surcharge et avec la présence du patch composite pour les éprouvettes en **Al 7075 T6**, nous avons mesuré l'évolution de la longueur de la fissure en fonction du nombre de cycles de chargement jusqu'à rupture pour différents scénarios: **CAL** jusqu'à la rupture, **CAL + OL + CAL** jusqu'à la rupture, **CAL + OL + P + CAL** jusqu'à la rupture et **CAL + P + OL + CAL** jusqu'à la rupture. Ces mesures ont permis de tracer les courbes de résistance à la fatigue ($a = f(N)$) à partir desquelles nous avons dérivé les courbes de la vitesse de propagation ($da / dN = f(a)$) pour les différents cas de chargements.

Nous avons dérivé des courbes de durée de vie les valeurs de la vitesse de propagation de la fissure (da / dN) et nous avons tracé les courbes générées en fonction de la longueur de la fissure pour différents scénarios d'application de surcharge. La **figure IV-6** présente la variation du rapport (da / dN) en fonction de la longueur de fissure pour les cas suivants: chargement d'amplitude constante (**CAL**), surcharge sans réparation (**CAL + OL**) et surcharge avant patch bonding (**CAL + OL + P**). On voit clairement que la vitesse de propagation de la fissure (da / dN) est plus élevée pour un chargement à amplitude constante (**CAL**) sans présence de surcharge ou de patch. On note également qu'au moment de l'application de la surcharge, le taux de propagation des fissures diminue pour les cas de surcharge sans patch (**CAL + OL**) et de surcharge avant patch (**CAL + P + OL**), la diminution de da / dN est plus importante dans le cas combinant le patch et la surcharge. Cependant, on remarque que la différence dans la vitesse de propagation entre le cas d'une surcharge après réparation (**CAL+P+OL**) et une surcharge sans réparation (**CAL+OL**) n'est pas très significative. Ces résultats expliquent la faible différence de résistance à la fatigue entre ces deux cas. Cette légère différence de durée de vie en fatigue peut s'expliquer par le fait que le patch réduit la taille de la zone plastique produite par la surcharge ce qui atténue l'effet de cette surcharge. L'atténuation des contraintes par le patch entraîne cette réduction de la zone plastique. On voit également sur la **figure IV-6** qu'il y a une brève accélération de la fissure après l'application de la surcharge qui précède le retard dans les deux cas; **CAL + OL** et **CAL + P + OL**, confirmant la conclusion de Bichler et Rippan [131].

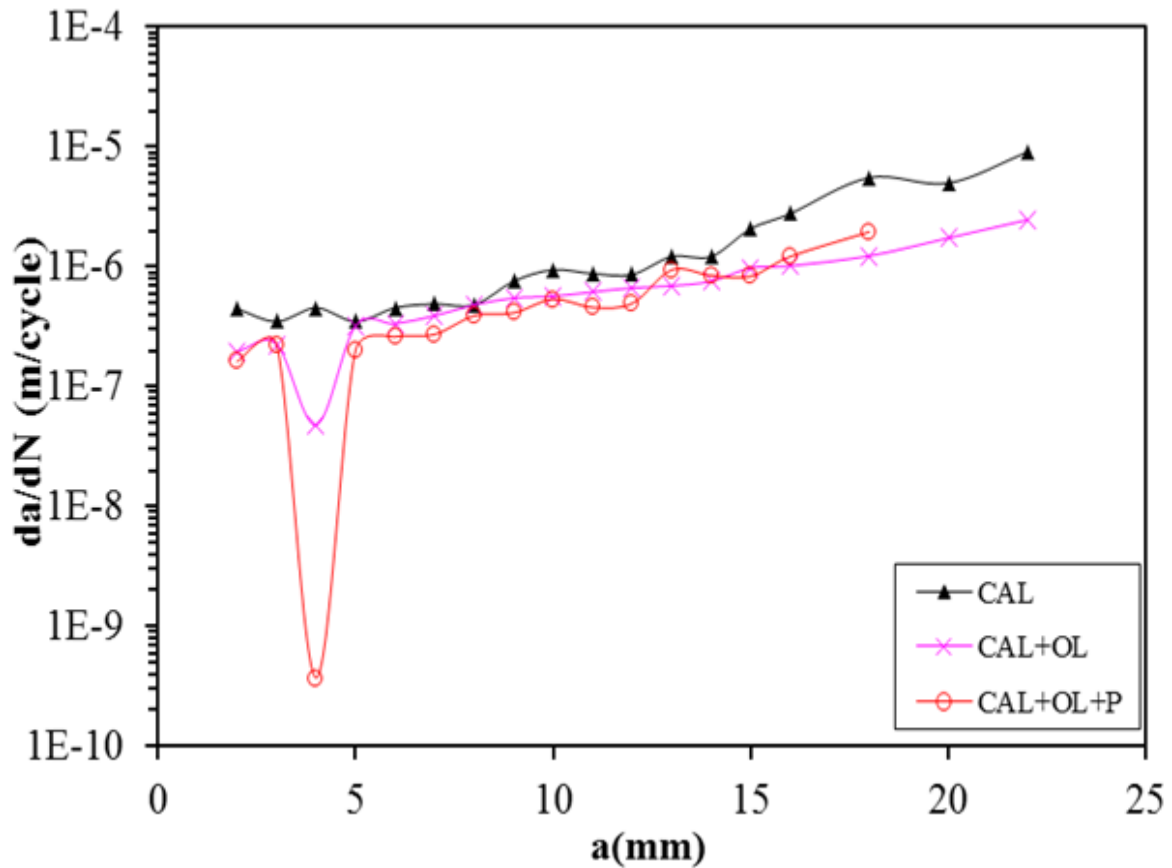


Figure IV-6: Vitesse de propagation de la fissure pour CAL, CAL+OL et CAL+P+O (Al7075T6)

La **figure IV-7**, présente la variation de la vitesse da/dN en fonction de la longueur de fissure pour les cas suivants: **CAL**, **CAL + OL** et **CAL + OL + P**. Il est clair que le collage du patch après l'application de la surcharge conduit à une baisse considérable de la vitesse de propagation de la fissure. Le rapport da / dN diminue de 10^{-7} m / cycle à 5×10^{-10} m / cycle donnant un taux de réduction de 1400 fois. Cette réduction de la vitesse de propagation de la fissure provoque un quasi-arrêt de la fissure pendant environ $2,7 \cdot 10^6$ cycles. On peut confirmer que pour ce cas (surcharge avant le collage du patch) il y a un effet combiné positif entre les deux effets de retard (patch et surcharge). En effet, l'application de la surcharge provoque une zone plastique assez importante conduisant à une fermeture des lèvres de la fissure et un émoussement de son front induisant un retard de la vitesse de propagation de la fissure. Par ailleurs, le collage du patch après l'application de la surcharge réduit les contraintes autour du front de fissure en pontant une partie du chargement de fatigue, provoquant l'absorption de ces contraintes par le patch composite à travers la couche adhésive. l'addition des deux effets de retard conduit à un arrêt de la propagation des fissures

pendant un très grand nombre de cycles ce qui donne une durée de vie en fatigue pratiquement infinie.

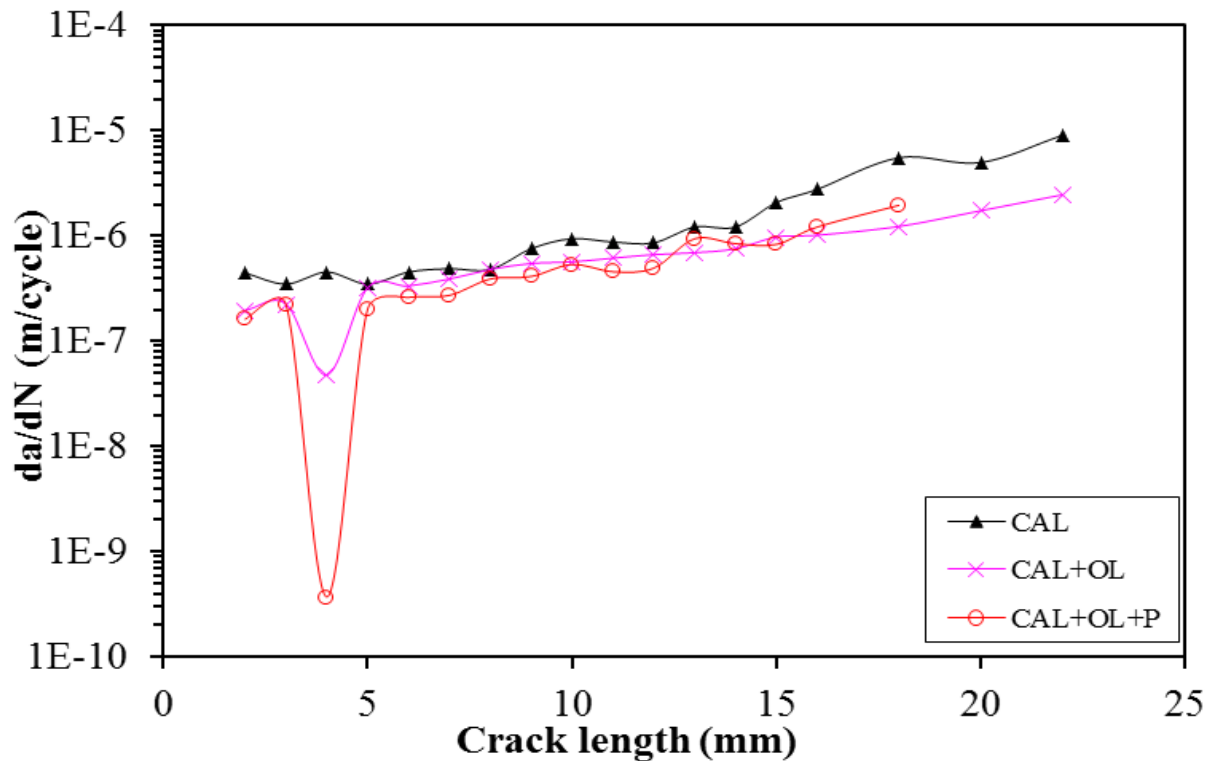


Figure IV-7: Vitesse de propagation de la fissure pour CAL, CAL+OL et CAL+OL+P (Al 7075 T6)

On peut en conclure que l'étude de la surcharge en conjonction avec une réparation par patch en composite a révélé des phénomènes assez complexes qu'il faut expliquer. Pour cette raison, nous avons opté pour une analyse fractographique pour expliquer les effets combinés patch/surcharge sur la propagation des fissures de fatigue.

VI.3. Analyse fractographique

VI.3.1. Alliage 2024 T3

Nous avons examiné les images **MEB** facies de rupture pour les différents cas de chargement afin de déterminer les comportements en fatigue observés dans les figures précédentes. La région de l'application de surcharge a été observée au microscope pour mettre en évidence les effets du chargement sur le mode de rupture. La **figure IV-8**, affiche une image au **MEB** au niveau de la région de l'application de la surcharge dans une éprouvette non réparée totalement rompue soumise à une charge d'amplitude constante et à une seule surcharge avec

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

un agrandissement de 27 fois. D'après la **figure IV-8**, la surcharge crée une zone endommagée significative sur toute l'épaisseur de l'échantillon, et la largeur maximale de cette zone (environ 500 μ m) est située sur les bords de l'échantillon. L'existence de cette zone endommagée indique que le front de fissure est devenu émoussé après l'application de la surcharge en raison de la forte déformation plastique induite par la surcharge. En raison de cet émoussement, le front de fissure a temporairement perdu sa forme nette, ce qui a réduit la vitesse de la propagation de la fissure.

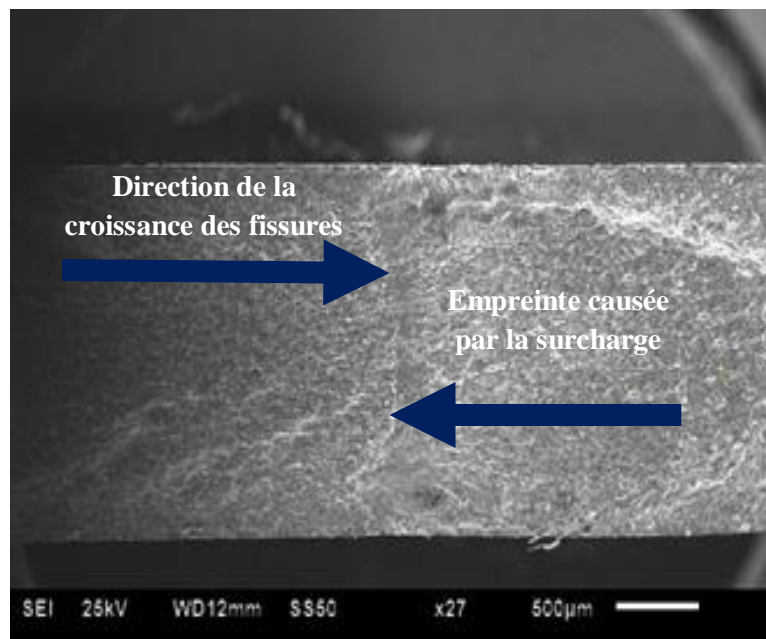


Figure IV-8: Image au MEB des facies de rupture au niveau de l'application de la surcharge pour une éprouvette non-réparée (Alliage Al 2024 T3)

La **figure IV-9**, présente une image du MEB de la surface de rupture au niveau de la zone de surcharge pour une éprouvette réparée. Le patch en composite avec la surcharge appliquée ont causé une grande zone endommagée, qui a été divisée en plusieurs parties. La profondeur de cette zone était plus importante par rapport à celle des éprouvettes non réparées, et la largeur de cette zone dépasse le 1mm au bord de l'éprouvette. Le patch en composite a considérablement réduit les contraintes autour du front de fissure après l'application de la surcharge, ce qui a entraîné une résistance plus élevée du matériau à la propagation des fissures. Cette résistance a stoppé la fissure pendant plus de 3 millions de cycles de chargement. Dans ce cas, l'émoussement de la fissure a duré plus longtemps en raison des faibles contraintes agissant sur le front de fissure après l'application de la surcharge. Ces faibles contraintes sont dues au patch en composite, qui absorbe une partie de ces contraintes

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

à travers la couche adhésive. Le front de fissure met beaucoup plus de temps à retrouver sa forme d'origine (forme acérée), et la propagation de la fissure se poursuit après de nombreux cycles de fatigue. On peut donc confirmer que le collage d'un patch en composite après l'application d'une surcharge peut se traduire par une durée de vie en fatigue infinie des structures métalliques réparées.

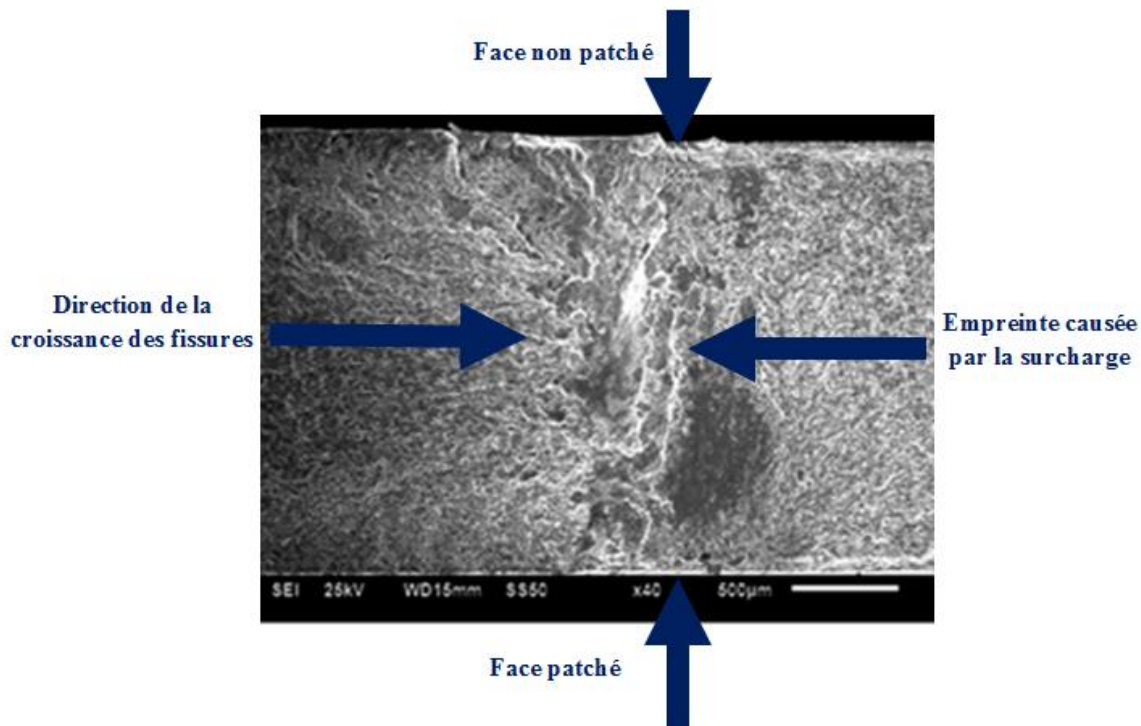


Figure IV-9: Image au MEB des facies de rupture au niveau de l'application de la surcharge pour une éprouvette -réparée (Alliage Al2024 T3)

Pour plus d'explications, nous avons fait des observations au **MEB** avec une haute résolution des surfaces de rupture avant et après l'application de la surcharge (**Figure IV-10** et **IV-11**), pour une éprouvette réparée totalement rompue. On peut observer sur la figure IV-9, qu'avant l'application de la surcharge, la rupture est fragile, elle est trans-granulaire avec présence de stries de fatigue. Alors qu'après l'application de la surcharge (**Figure IV.11**), on remarque la formation de plusieurs cavités, ce qui confirme la plasticité formée par l'application de la surcharge. À 7mm de l'application de surcharge (**Figure IV.12**), on observe une rupture mixte: fragile + ductile, la rupture fragile par pseudo-clivage est dominante. À ce point, l'effet de la surcharge a disparu et la fissure s'est propagée normalement sous un chargement d'amplitude constante. À 37mm de l'application de la surcharge (**Figure IV-13**), on remarque

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

une rupture ductile par croissance des cavités. Ce comportement est dû à la grande taille de la fissure. En effet, pour les fissures longues, la taille de la zone plastique autour du front de fissure est élevée et la rupture devient ductile car l'alliage d'aluminium **2024 T3** est connu pour sa ductilité élevée.

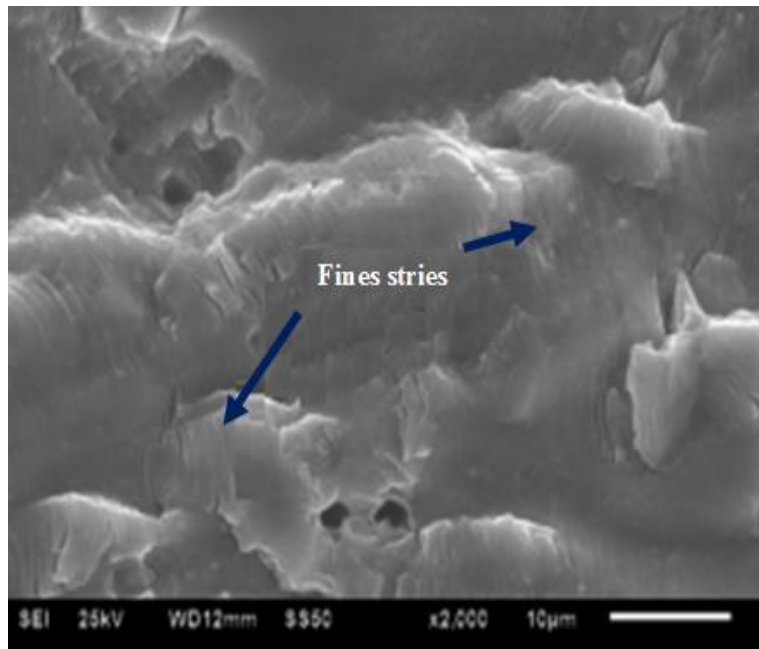


Figure IV-10: Images au MEB des faciès de rupture (très grand agrandissement x2000) juste avant l'application de la surcharge pour une éprouvette réparée (Al 2024 T3)

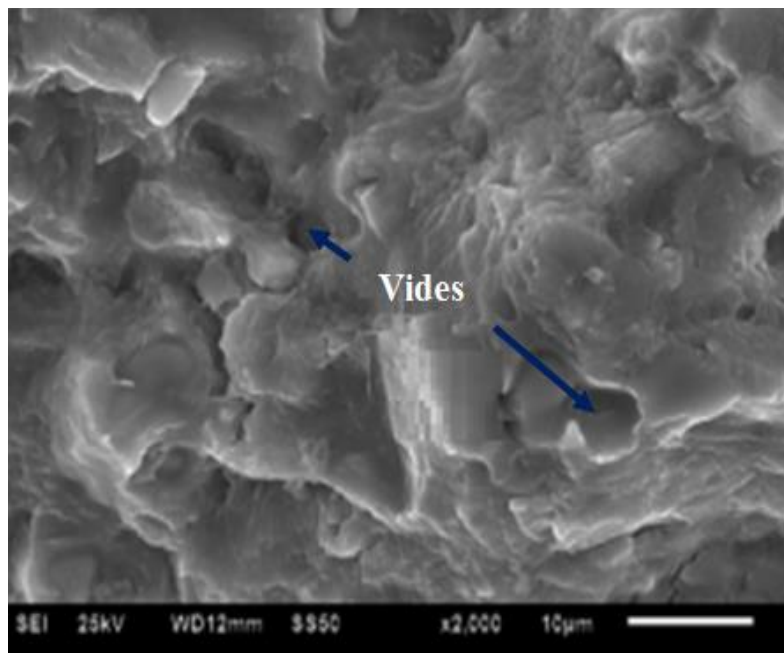


Figure IV-11: Images au MEB des faciès de rupture (agrandissement élevé x2000) juste après l'application de la surcharge pour une éprouvette réparée (Al 2024 T3)

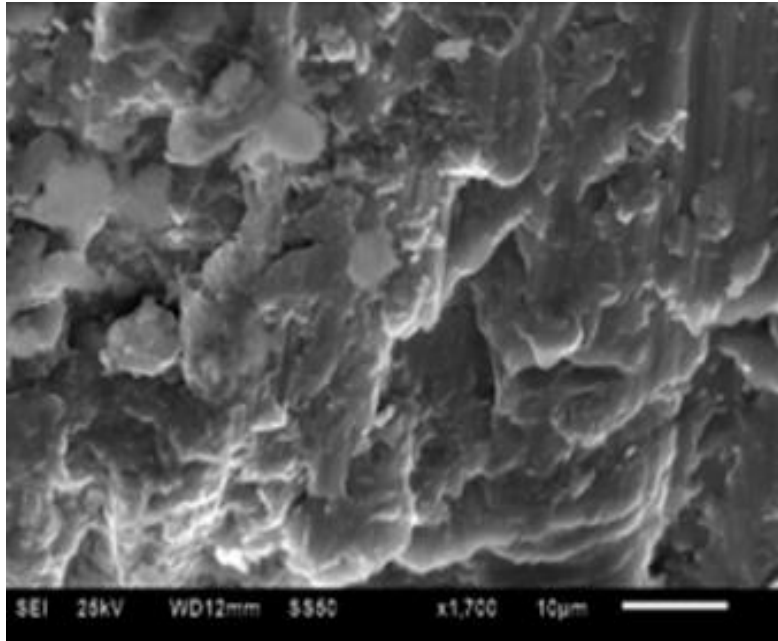


Figure IV-12: Image du MEB des faciès de rupture à 7mm de l'application de la surcharge (agrandissement 1700 ×) pour une éprouvette réparée (Alliage Al 2024 T3)

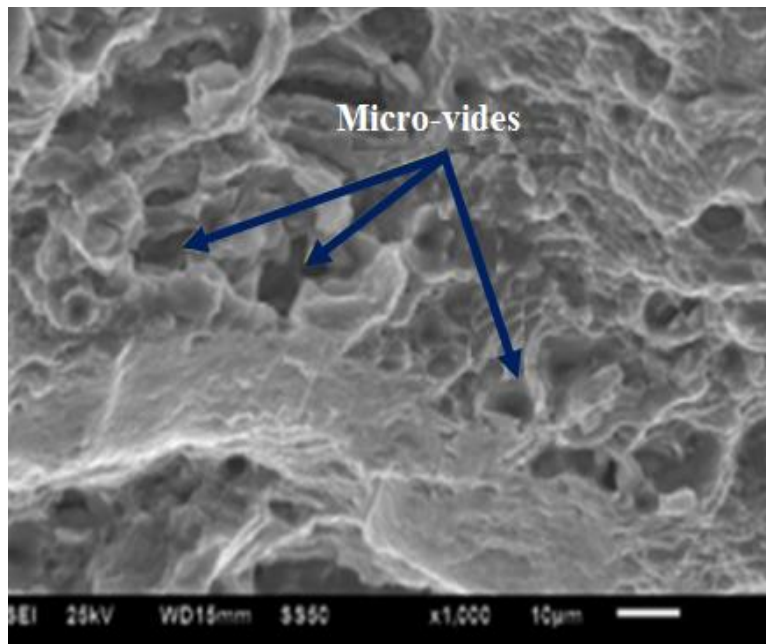


Figure IV-13: Image du MEB des faciès de rupture à 37mm de l'application de la surcharge (agrandissement 1700 x) pour une éprouvette réparée (Alliage Al 2024 T3)

VI.3.2 Alliage Al 7075T6

Dans ce paragraphe, l'analyse de la surface de rupture des éprouvettes rompues en **AL 7075 T6**, à l'aide des observations au **MEB** sera présentée pour les deux cas de chargement :

- surcharge après réparation (**CAL + P + OL**)
- surcharge avant réparation (**CAL + OL + P**).

a) Cas de chargement **CAL+P+OL**

La **figure IV-13**, présente une image du **MEB**, avec un faible grossissement de la surface de rupture au niveau de la région de surcharge où le collage du patch a eu lieu avant l'application de surcharge. Il est évident que la marque de surcharge n'est pas clairement visible sur cette image. Ceci confirme que la présence du patch en composite atténue significativement l'effet de surcharge. La présence du patch réduit la contrainte autour du front de fissure et par conséquent la plasticité due à l'application de surcharge est réduite. La **figure IV-14**, montre une rupture fragile avec une vitesse élevée de la propagation de la fissure ce qui nous permet de confirmer que pour cet alliage (**Al 7075 T6**), l'application de surcharge après réparation peut conduire au décollement du patch ce qui réduit nécessairement la durée de vie en fatigue et l'efficacité de la réparation. Ceci explique la faible performance de la réparation par patch soumise à une surcharge importante.

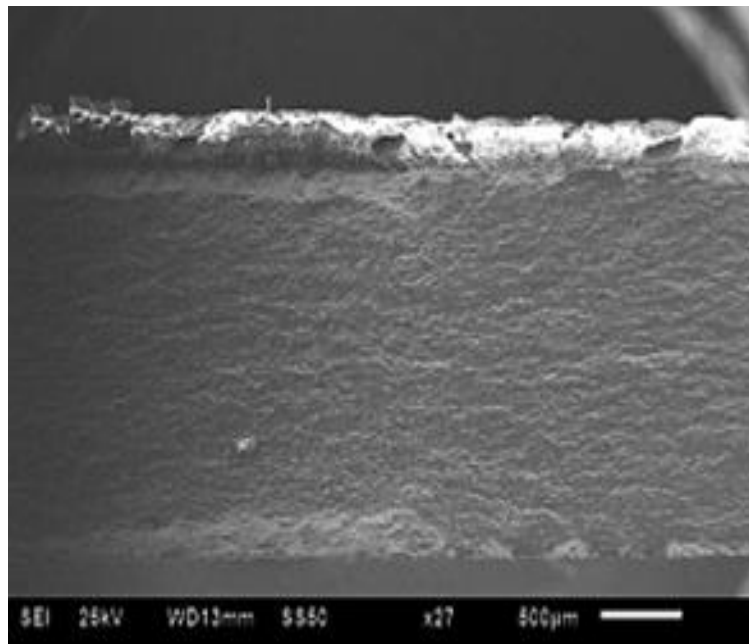


Figure IV-13: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un faible agrandissement cas : **CAL+P+OL (Al 7075 T6)**

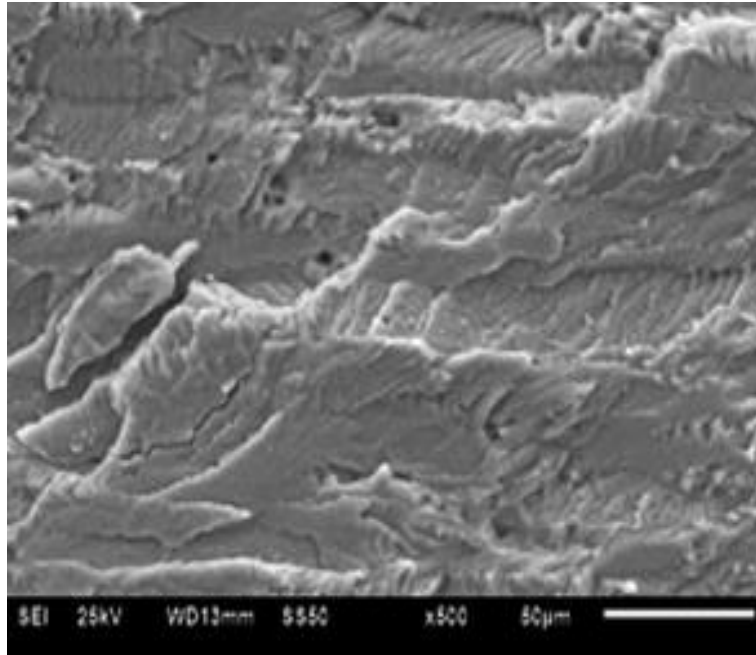


Figure IV-14: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un agrandissement élevé cas : CAL+P+OL (Al 7075 T6)

La **figure IV-15**, présente une image prise au **MEB** de la surface de rupture juste après l'application de surcharge avec un agrandissement élevé, (x600). Nous pouvons voir que la rupture dans ce cas, est principalement fragile. Des stries de fatigue sont observables sur cette image. L'effet de surcharge disparaît rapidement du fait de la présence du patch composite. De plus, les indices de compression sont également observables et expliqués par le moment de flexion auxiliaire créé par un patch composite sur une seule face. En effet, lorsqu'un patch composite simple-face est collé sur une plaque, l'axe neutre de cette plaque est décalé et l'application d'une charge axiale crée un moment de flexion qui peut réduire considérablement l'efficacité de la réparation.

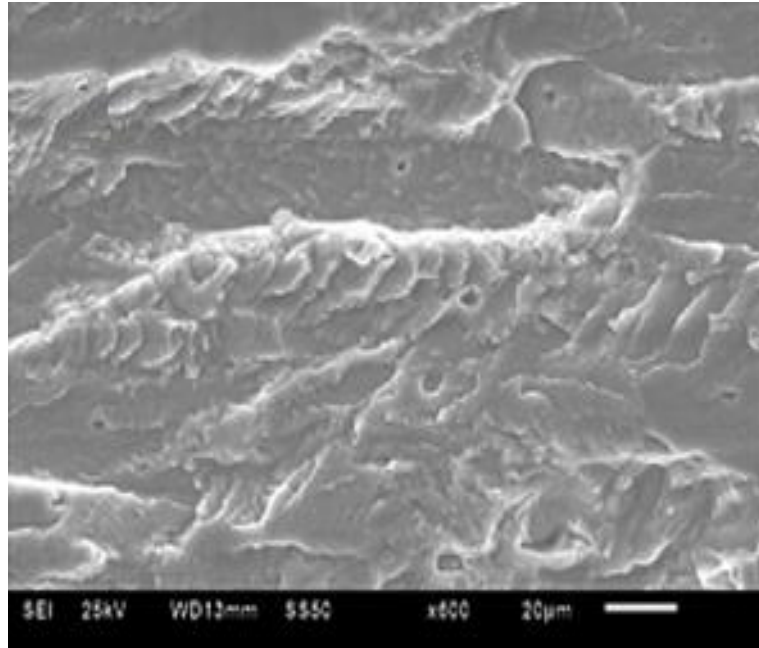


Figure IV-15: Image au MEB des faciès de rupture juste après l'application de la surcharge avec un agrandissement élevé : cas, CAL+P+OL (Al 7075 T6)

Dans la **figure IV-16**, nous présentons une image prise au **MEB**, au niveau de la zone de rupture totale avec un agrandissement élevé (x500). Une nette dominance de la rupture ductile est observée à travers les multiples microcavités détectables sur cette figure. Cependant, on observe également quelques microfissures qui peuvent s'expliquer par la haute résistance de l'alliage d'aluminium **7075 T6**.

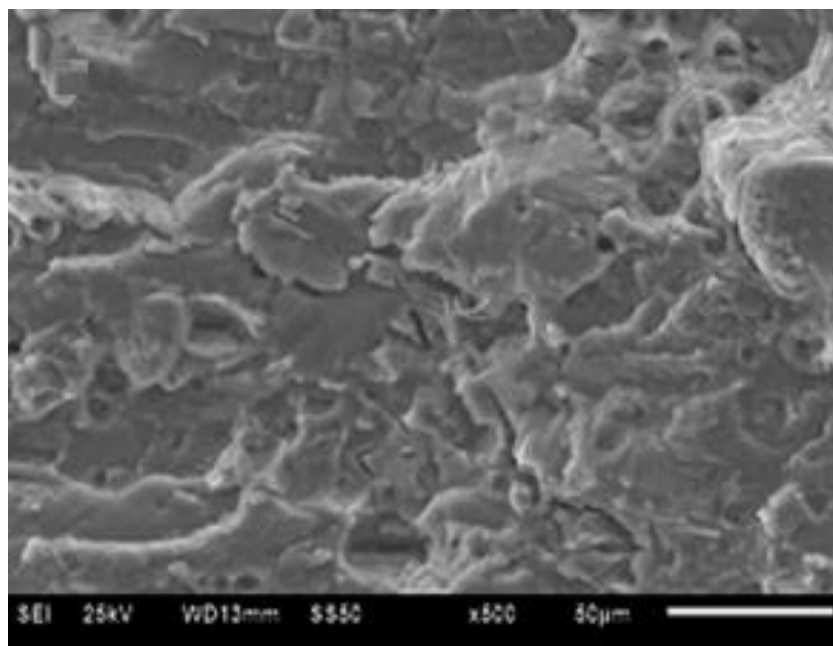


Figure IV-16: Image au MEB des faciès de rupture juste au niveau de la zone de rupture totale avec un agrandissement élevé : cas, CAL+P+OL (Al 7075 T6)

b) cas de chargement CAL +OL+P

Dans ce paragraphe, nous analysons la surface de rupture (au **MEB**) d'une éprouvette totalement rompue dans le cas où la surcharge s'effectue avant l'application du patch composite. Ce cas de chargement a donné une durée de vie en fatigue pratiquement infinie. L'analyse fractographique peut expliquer certains comportements complexes de la propagation de la fissure de fatigue dans ce cas de chargement.

La **figure IV-17**, présente une image du **MEB**, de la surface de rupture d'une éprouvette totalement rompue près de la zone de surcharge avec un faible grossissement (x25). Nous pouvons clairement voir que la zone endommagée créée par l'application de surcharge est plus large au voisinage du bord réparé. Cela signifie que le collage du patch après la surcharge n'agit pas négativement sur l'effet de retard dû à cette surcharge. Au contraire, il y a un fort effet cumulatif entre le patch et la surcharge conduisant à une durée de vie en fatigue presque infinie. On peut également remarquer sur la figure l'existence d'une rupture fibreuse de l'alliage d'aluminium **7075 T6**, pour ce cas de chargement. En effet, les fibres d'aluminium se sont détachées de ce matériau lors du chargement de fatigue. En augmentant le grossissement à 700x (**Figure IV-18**), on voit clairement ces fibres dont le diamètre n'est pas constant. Ce mode de rupture est normal pour l'alliage **Al 7075 T6**, car il présente une structure plus fibreuse que d'autres alliages comme l' **Al 2024T3**. La présence de particules intermétalliques réparties aléatoirement sur toute la surface de l'alliage est clairement observée. De plus, dans cet alliage, il y a présence de petits précipités dans les joints de grains. La fracture fibreuse est un comportement extrême qui peut être dû à la coalescence des cavités ou au cisaillement rapide [132]. Ce cisaillement peut s'expliquer par la perte de la capacité d'écrouissage avant la coalescence des cavités [132]. Maccagno et Knott [133], ont observé un cisaillement rapide dans l'acier dans diverses conditions de chargement en mode mixte. On peut expliquer la rupture fibreuse dans notre cas par le fait que lors de l'arrêt de la propagation de la fissure, l'éprouvette est soumise à un moment de flexion intense dû au déplacement de l'axe neutre après le collage du patch. Ce moment de flexion conduit à un mode de rupture mixte (mode I+II) et par conséquent le niveau des contraintes de cisaillement sera fortement augmenté.

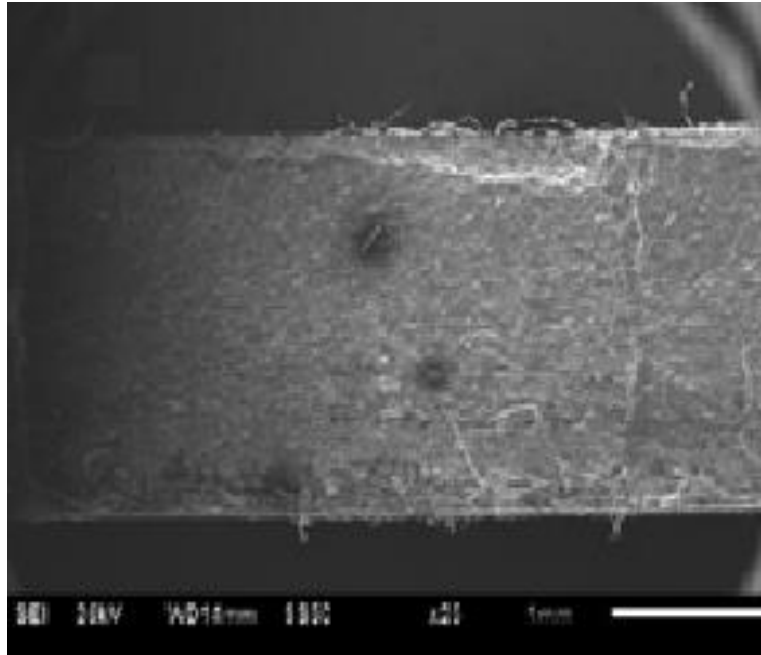


Figure IV-17: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un faible agrandissement cas : CAL+OL+P (AL 7075 T6)

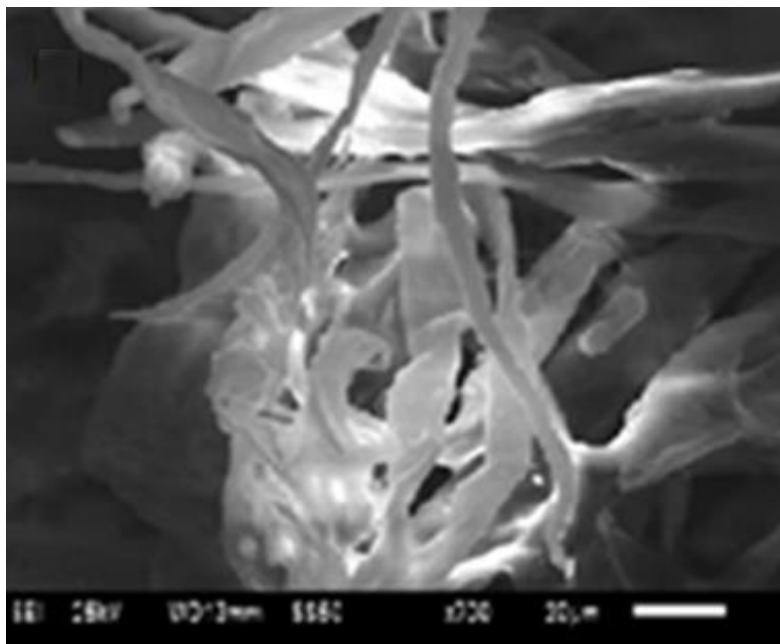


Figure IV-18: Image au MEB des faciès de rupture au niveau de la zone de l'application de la surcharge avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (AL 7075 T6)

La **figure IV-19**, montre une image au **MEB**, de la surface de rupture à 16 mm de l'entaille (13 mm de la zone de surcharge), près du bord libre de l'éprouvette, (côté non réparé). Les photos du MEB, ont été prises avec un fort grossissement de 200 fois. On peut noter que la fracture fibreuse à cette position est toujours présente car au côté non réparé, les contraintes

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

de cisaillement dues au moment de flexion restent relativement importantes. Cependant, près du côté réparé et à 16 mm de l'entaille (**Figure IV-20**), on peut voir une disparition complète de la fracture fibreuse alors que des stries de fatigue sont observables. En effet, la présence du patch composite réduit l'intensité des contraintes de cisaillement partiellement absorbées par la couche adhésive.

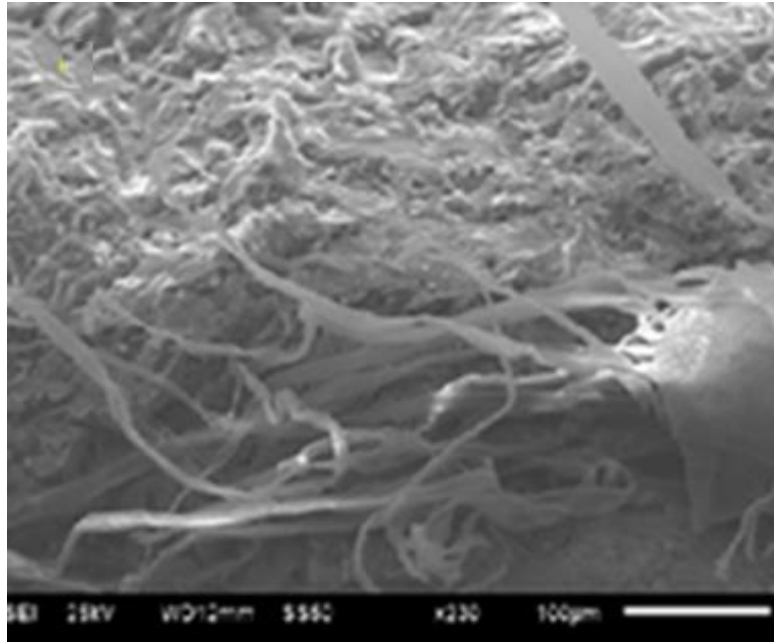


Figure IV-19: Image au MEB des faciès de rupture à 13 mm de l'application de la surcharge au niveau du côté non réparé avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (Al7075 T6)

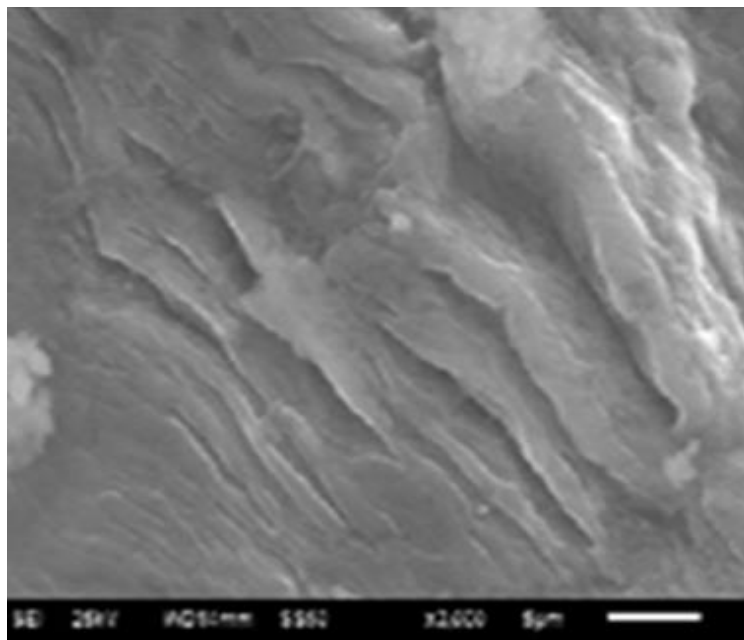


Figure IV-20: Image au MEB des faciès de rupture à 13 mm de l'application de la surcharge au niveau du côté réparé avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (Al 7075 T6)

La **figure IV-21**, présente les faciès de rupture avant la rupture totale près du côté non réparé de l'éprouvette. On peut voir sur cette figure l'absence de fracture fibreuse. La rupture dans ce cas est de type mixte (ductile + fragile) et les indices de compression générés par le moment de flexion auxiliaire sont visibles sur la **figure IV-21**.

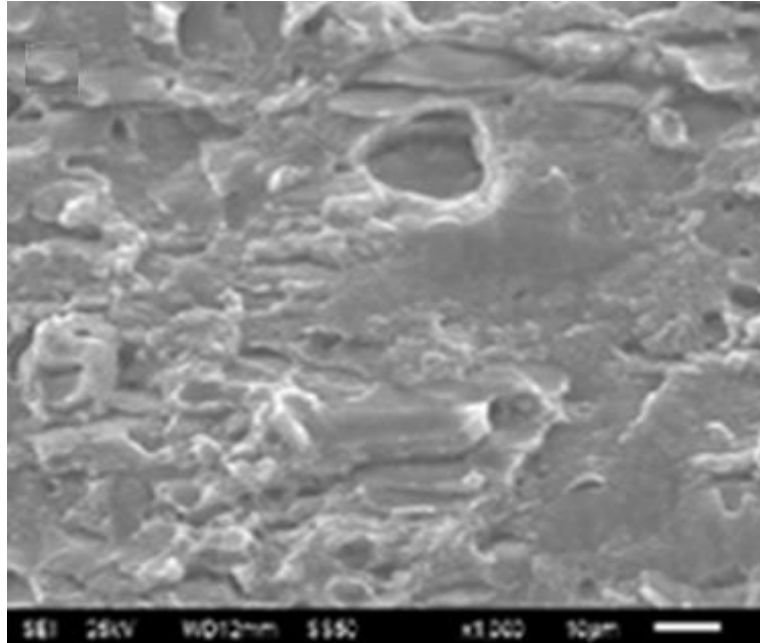


Figure IV-21 : Image au MEB des faciès de rupture juste au niveau de la zone de rupture totale avec un agrandissement élevé : cas, CAL+OL+P (Al 7075 T6)

IV.4. Comparaison de la durée de vie en fatigue entre des plaques en 2024T 3 et 70775 T6

IV.4.1. Plaques non réparées

La **figure IV-22**, montre la durée de vie en fatigue de deux éprouvettes non réparées, l'une en alliage **Al 2024 T3** et l'autre en **Al 7075 T6**, soumises à un chargement à amplitude constante (CAL) jusqu'à rupture totale. On peut clairement voir que l'alliage **Al 2024T3**, a une meilleure résistance à la fatigue en traction que le **Al 7075 T6**. L'alliage **Al 2024 T3**, a une durée de vie en fatigue plus longue en raison de sa plus grande ductilité qui lui confère une bonne résistance à la propagation des fissures. Selon la figure 3, la différence relative de la durée de vie en fatigue entre les deux alliages est d'environ 34% pour les spécimens non réparés.

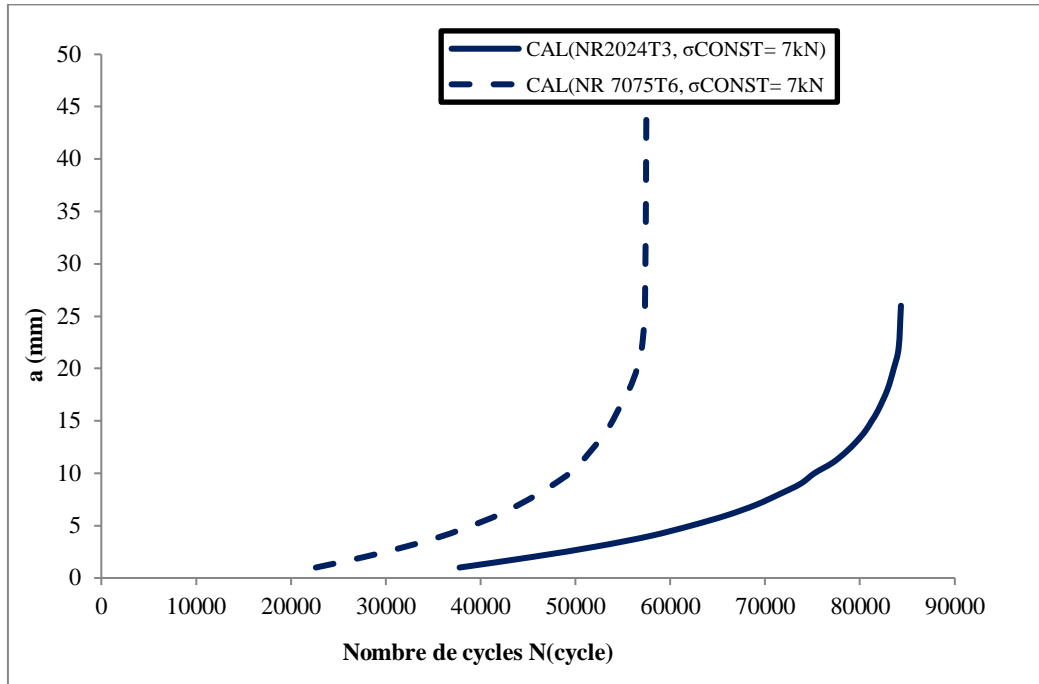


Figure IV-22 : Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques non réparées sans surcharge

La **figure IV-23**, montre les courbes de durée de vie en fatigue d'éprouvettes non réparées avec une charge d'amplitude constante et une surcharge appliquée à une longueur de fissure de 3mm (**CAL+OL**), avec une amplitude de surcharge de 9kN (90MPa), pour les deux alliages d'aluminium. Les résultats de cette figure montrent clairement l'amélioration de la durée de vie en fatigue par la surcharge pour l'alliage **Al 2024 T3**, la durée de vie pour le **Al 7075 T6** est restée pratiquement inchangée. Pour cette magnitude de surcharge (90 MPa), l'effet de retardement dû à la surcharge n'est perceptible que pour **Al 2024 T3**. Pour le **Al 7075 T6**, l'ampleur de la surcharge n'est dans ce cas pas suffisante pour créer une zone plastique capable de réduire la vitesse de propagation du front de fissure.

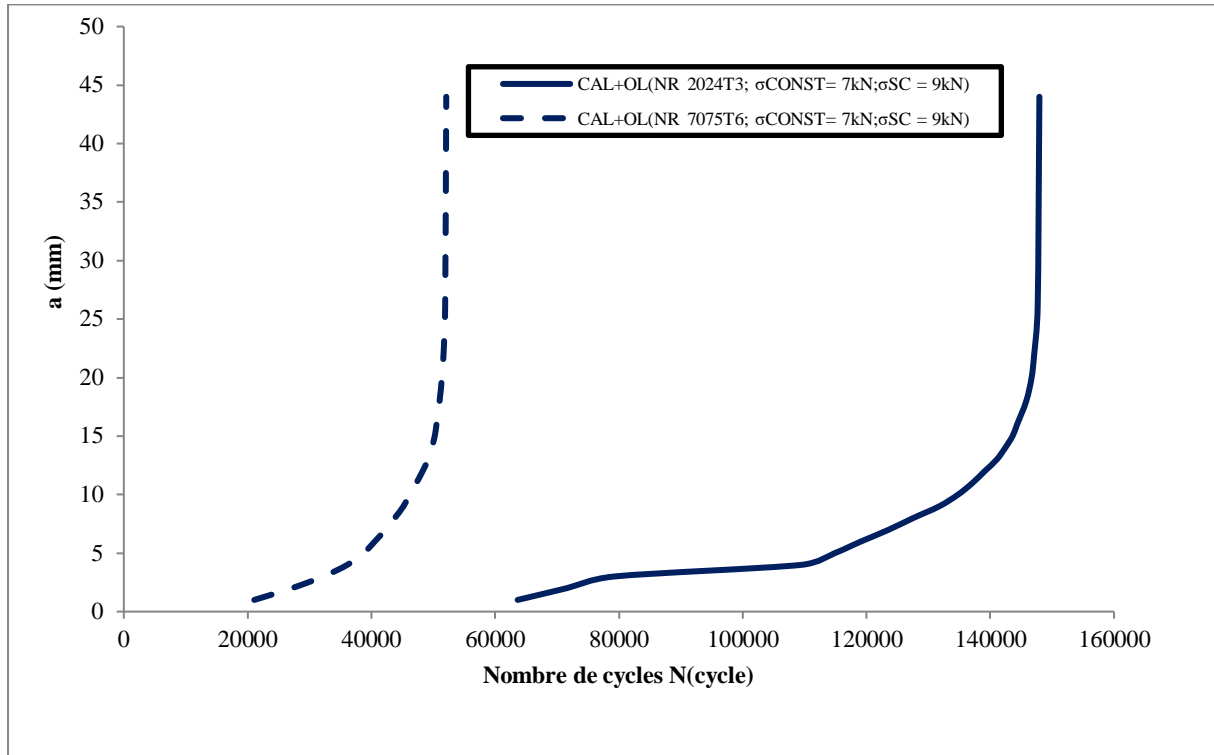


Figure IV-23: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques non réparées avec surcharge de 9 kN

En augmentant l'amplitude de la surcharge à 14kN (140MPa), l'effet retard dû à la surcharge est plus net pour les deux alliages d'aluminium (**Figure IV-24**). L'amélioration de la durée de vie en fatigue pour les deux alliages peut être remarquée ; ce qui s'explique par la plastification suffisante créée autour du front de la fissure, qui conduit soit à un effet de fermeture des lèvres de cette fissure, soit à un émoussement de son front. Les deux phénomènes conduisent à un arrêt momentané de la propagation de la fissure.

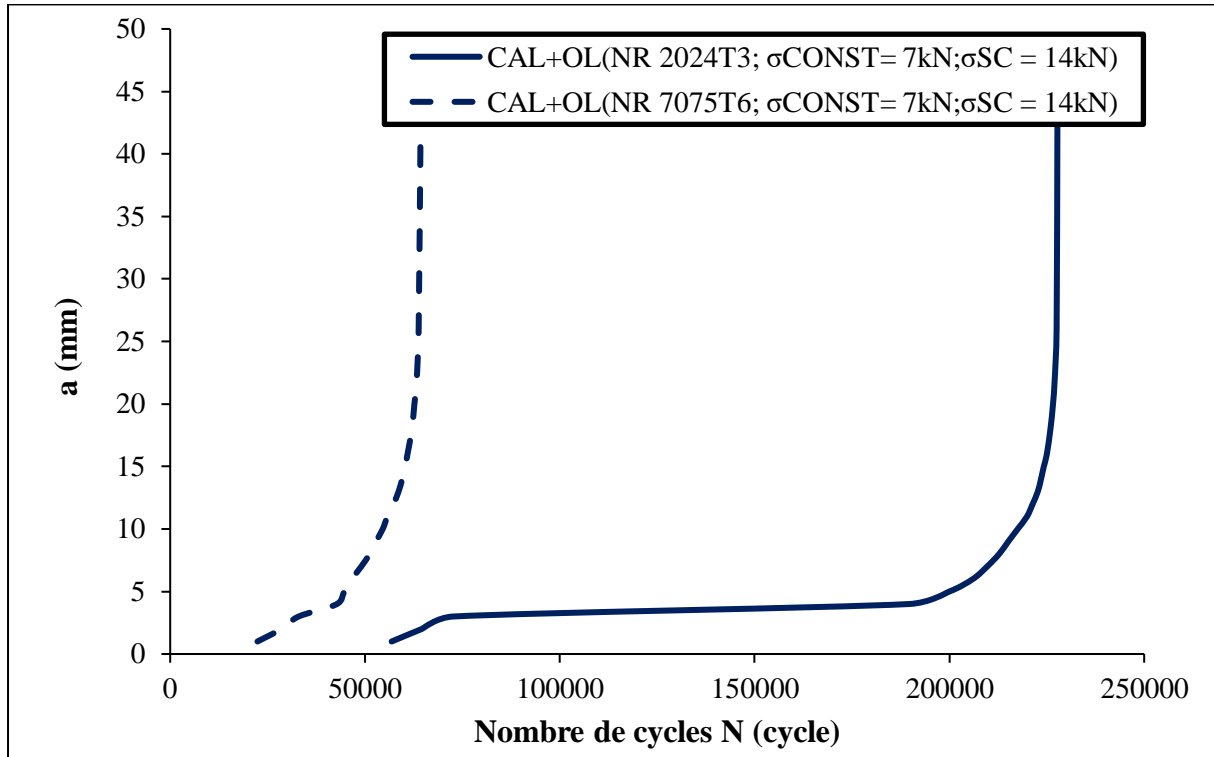


Figure IV-24: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques non réparées avec surcharge de 14kN

IV.4.2 Plaques réparées

La **figure IV-25**, montre les courbes de durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées pour les deux alliages d'aluminium. Les éprouvettes ont été soumises à un chargement de fatigue d'amplitude constante (**CAL+P**). On constate que quelle que soit la nature de l'alliage d'aluminium, la présence du patch composite améliore nettement la durée de vie de la plaque réparée. En effet, pour le **Al 2024 T3** la durée de vie en fatigue est passée de 85 000 cycles (éprouvettes non réparées) à 380 000 cycles après réparation, la durée de vie a été multipliée par 3,3 pour cet alliage. Pour l'alliage **Al 7075 T6**, la durée de vie après réparation a également été multipliée par 3,3, passant de 57 000 cycles à 157 000 cycles. On peut donc confirmer que la réparation par patch composite améliore significativement la durée de vie en fatigue pour les deux alliages en transférant les contraintes de la plaque réparée au patch composite à travers la couche adhésive.

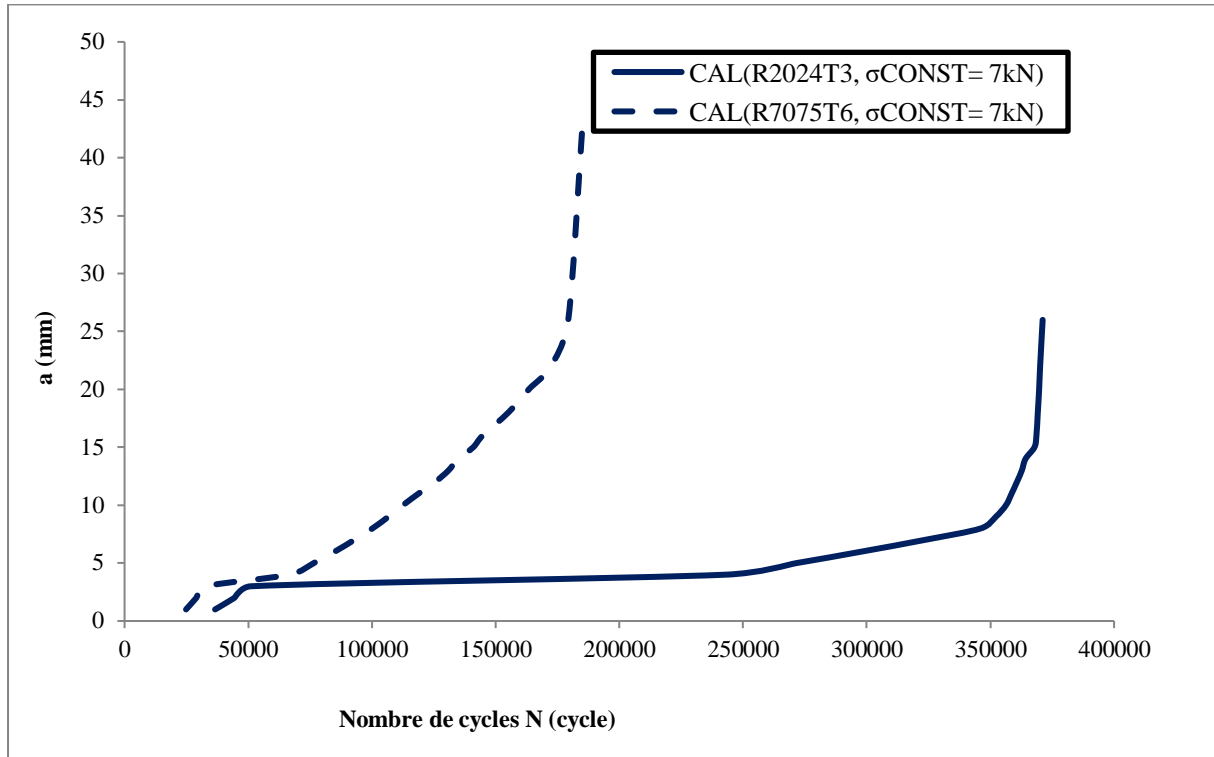


Figure IV-25: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques réparées sans surcharge

Dans le cas des plaques réparées, outre l'amplitude de la surcharge, nous nous sommes intéressés à l'effet du moment de l'application de cette surcharge par rapport à celui du collage du patch. Deux configurations ont été choisies : surcharge avant collage du patch (**OL+P**) et surcharge après collage du patch (**P+OL**).

La **figure IV-26**, montre les courbes de durée de vie en fatigue des échantillons d'**Al 2024T3** et d'**Al 7075T6**, réparés et soumis à une charge d'amplitude constante plus une surcharge d'amplitude 90MPa (9kN), appliquée juste après le collage patch (**P+OL**). On peut voir que la combinaison des deux effets de retard (patch et surcharge) a amélioré de manière significative la durée de vie en fatigue de l'alliage **AL 2024 T3**, augmentant sa durée de vie en fatigue de 150 000 cycles (cas de surcharge sans réparation) à 480 000 cycles. Il est clair que l'effet de retard dû au patch de réparation est plus important que celui de la surcharge seule, surtout lorsque l'amplitude de la surcharge n'est pas assez élevée. En ce qui concerne le second alliage (**Al 7075 T6**), on constate également une amélioration de la durée de vie en fatigue uniquement due à l'effet de la réparation par patch car pour cette amplitude (90MPa), il a été montré que l'effet de la surcharge est pratiquement négligeable. Lorsque la surcharge

CHAPITRE VI: RESULTATS EXPERIMENTAUX

est appliquée avant le collage du patch (**OL+P**), comme le montre la **figure IV-27**, on voit clairement que la durée de vie en fatigue augmente pour les deux alliages d'aluminium (**Al 2024 T3** et **Al 7075 T6**), c'est-à-dire que la réparation est plus efficace si le patch est déposé après l'application de la surcharge. Cette efficacité est vérifiée pour les deux alliages d'aluminium. On remarque également que pour cette amplitude de surcharge, le **2024 T3** est plus efficace puisque la durée de vie en fatigue de cet alliage est trois fois supérieure à celle de l'alliage **Al 7075 T6**. Mais cette comparaison n'est pas très objective puisqu'il a été montré qu'une surcharge de 9kN, n'a pas d'effet significatif sur l'**Al 7075 T6**. Il est donc important d'augmenter la magnitude de la surcharge pour pouvoir faire une comparaison objective.

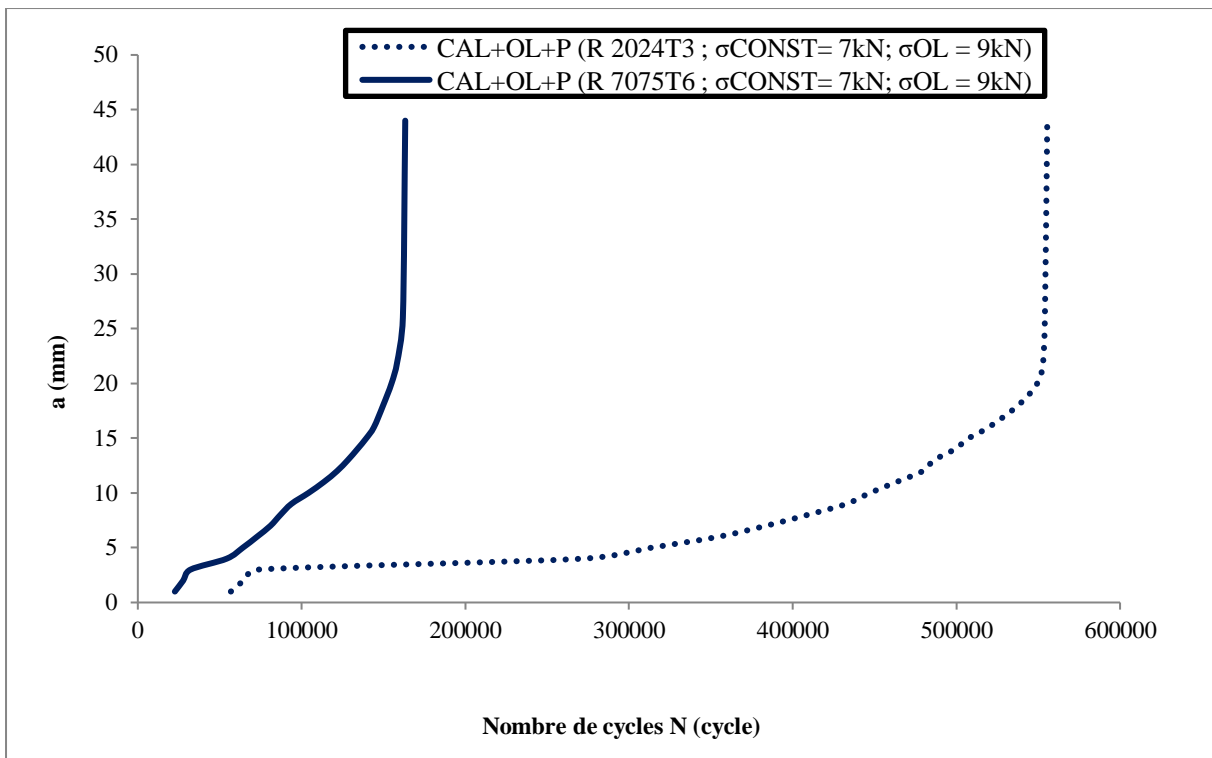


Figure IV-26: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques réparées avec surcharge de 9kN

La **figure IV-27**, montre la durée de vie en fatigue des deux alliages d'aluminium pour une surcharge de 140MPa, appliquée après le collage du patch (**P+OL**). On constate une nette amélioration de la durée de vie en fatigue pour l'alliage **Al 2024 T3**, mais l'amélioration pour le second alliage (**Al 7075 T6**), est moins consistante. Le nombre de cycles jusqu'à la rupture enregistré pour le **Al 2024 T3**, est de l'ordre de 1.800.000 cycles alors que ce nombre est de l'ordre de 400.000 cycles pour l'alliage **Al 7075 T6**, c'est-à-dire que la durée de vie en fatigue

du **2024 T3** est 4,5 fois supérieure à celle du **7075 T6**. L'application du patch pour ce dernier alliage réduit l'effet retard de la surcharge puisque le patch est appliqué avant cette surcharge.

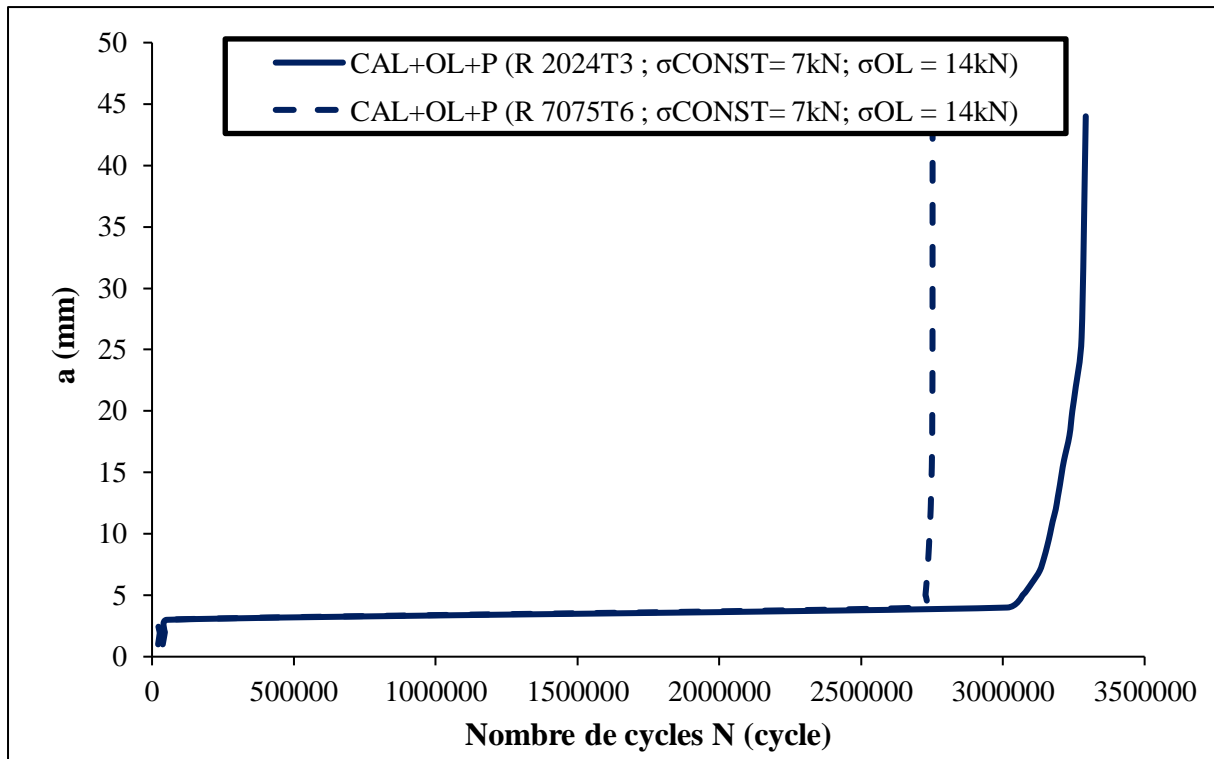


Figure IV-27: Comparaison des durées de vie en fatigue pour les deux alliages d'Al : cas de plaques réparées avec surcharge de 14kN

Lorsque nous inversons le moment de l'application de la surcharge (avant le patch **OL+P**) comme le montre la **Figure IV-27**, nous constatons un changement radical dans le comportement en fatigue des deux alliages pour une magnitude de surcharge (140MPa). En effet, la durée de vie en fatigue des deux alliages devient presque infinie à l'approche des 3 millions de cycles. La différence de durée de vie en fatigue entre les deux alliages n'est pas très significative ce qui montre que l'application du patch après la surcharge lui confère une efficacité maximale. Ce comportement s'explique par le fait qu'en appliquant le patch juste après la surcharge, il y a une addition des deux effets retardateurs qui leur donne une complémentarité. L'arrêt de la propagation de la fissure par la surcharge sera prolongé par le patch en composite puisque que ce dernier réduit les contraintes autour de la fissure. La complémentarité entre les deux effets de retardement permettra une très longue durée de vie de la plaque réparée. Nous avons trouvé utile de faire des observations **MEB** des surfaces de ruptures des plaques totalement rompues afin d'expliquer ce comportement complexe.

IV.5. Conclusion

Les résultats obtenus de ce chapitre montrent que le collage du patch composite et l'application d'une surcharge, chacun séparément, provoquent un retard dans la propagation de la fissure, ce qui entraîne une augmentation de la durée de vie en fatigue. L'augmentation de l'amplitude de la surcharge améliore la durée de vie en fatigue. La combinaison des deux effets de retardement (pièce et surcharge) a un effet bénéfique sur la durée de vie en fatigue des plaques réparées, mais cet effet dépend essentiellement du moment de l'application de la surcharge par rapport au collage de la pièce. Si la surcharge précède le collage de la pièce, l'effet combiné sur la durée de vie en fatigue est moins important car le patch atténue le retard de la propagation de la fissure, causé par l'application de la surcharge. Cependant, lorsque l'application de la surcharge suit le collage du patch, l'effet combiné sur la durée de vie en fatigue est énorme. Une durée de vie en fatigue quasi-infinie a été enregistrée dans ce cas de chargement pour les deux alliages d'aluminium.

CHAPITRE V

RESULTATS NUMERIQUES

V.1 Introduction

Dans la partie numérique de cette étude, Trois paramètres ont été calculés par la méthode des éléments finis. Le premier paramètre est le contour de la zone plastique autour du front de fissure (pour expliquer les phénomènes observés expérimentalement), le second paramètre est l'intégrale J autour du front de fissure pour analyser le comportement de la fissure après surcharge et le troisième paramètre est l'endommagement de la couche adhésive (pour évaluer les effets d'un éventuel décollement de l'adhésif sur les performances de réparation). Les calculs ont été faits pour les deux alliages d'aluminium : le **Al 2024 T3** et le **Al 7075 T6** (la géométrie et les propriétés des matériaux utilisés sont données dans le chapitre III).

V.2. Alliages Al 2024 T3

Des calculs par éléments finis ont été faits pour déterminer l'étendue de la zone plastique et l'intégrale J autour du fond de fissure pour une contrainte appliquée de 140 MPa (amplitude de la surcharge). La zone plastique a été calculée pour des plaques en **Al 2024 T3** non réparées et réparées. Dans la plaque réparée, nous avons calculé la zone plastique pour les deux faces de la plaque (Faces réparées et non réparées), car nous avons analysé le cas d'un simple patch.

V.2.1. Analyse de la variation de la zone plastique autour du front de fissure

La **figure V-1**, montre la variation du rayon de la zone plastique (R_p) en fonction de la longueur de fissure (a) pour les plaques réparées et non réparées soumises à une contrainte appliquée de 140MPa. Pour la plaque d'aluminium réparée, la variation de R_p est présentée pour la face réparée de la plaque. Selon la **figure V-2**, le rayon de la zone plastique augmente avec la propagation de la fissure dans les deux cas. Pour la plaque non réparée, le rayon de la zone plastique est nettement supérieur à la longueur de la fissure, quelle que soit la valeur de cette longueur. Ce résultat indique qu'une contrainte appliquée de 140MPa donne une grande zone plastique pour ce type d'échantillon (plaque à entaille en V).

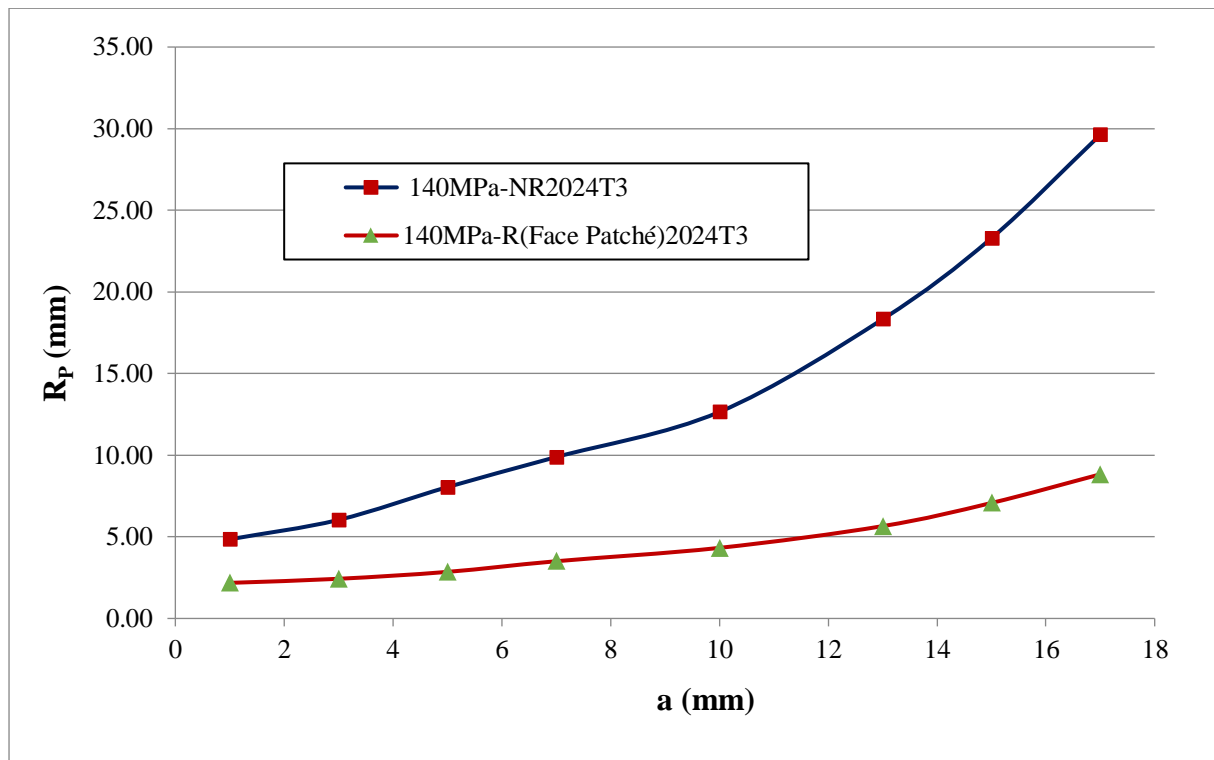


Figure V-1: Variation du rayon de la zone plastique en fonction de la longueur de la fissure

Pour les plaques réparée et non-réparée de la plaque en **Al 2024 T3** (Chargement 140MPa). L'application de la surcharge pourrait ainsi conduire à une plasticité élevée pouvant provoquer un émoussement du front de la fissure. De plus, à partir de la **figure V-1**, nous pouvons voir que pour la plaque réparée (face patchée), le rayon de la zone plastique en fond de fissure représente environ la moitié de la taille de la fissure quelle que soit cette taille. La zone plastique est importante même lorsque le patch composite existe. Par conséquent, l'application du concept de la mécanique non linéaire de la rupture est nécessaire pour analyser l'effet de surcharge avec et sans le patch composite. L'effet du patch composite est évident sur la **figure V-2**. En comparant les valeurs du rayon de la zone plastique entre les fissures réparée et non réparée, le patch en composite réduit considérablement l'étendue de la zone plastique autour du fond de fissure. Cette réduction est d'environ 2,8 fois lorsque la longueur de la fissure est de 5 mm et 3,5 fois lorsque la fissure atteint une longueur de 15 mm. L'effet du patch devient plus significative au fur et à mesure que la fissure se propage car l'augmentation de la longueur de la fissure génère des contraintes plus élevées autour du fond de fissure, et par conséquent, le transfert des contraintes vers le patch augmente également.

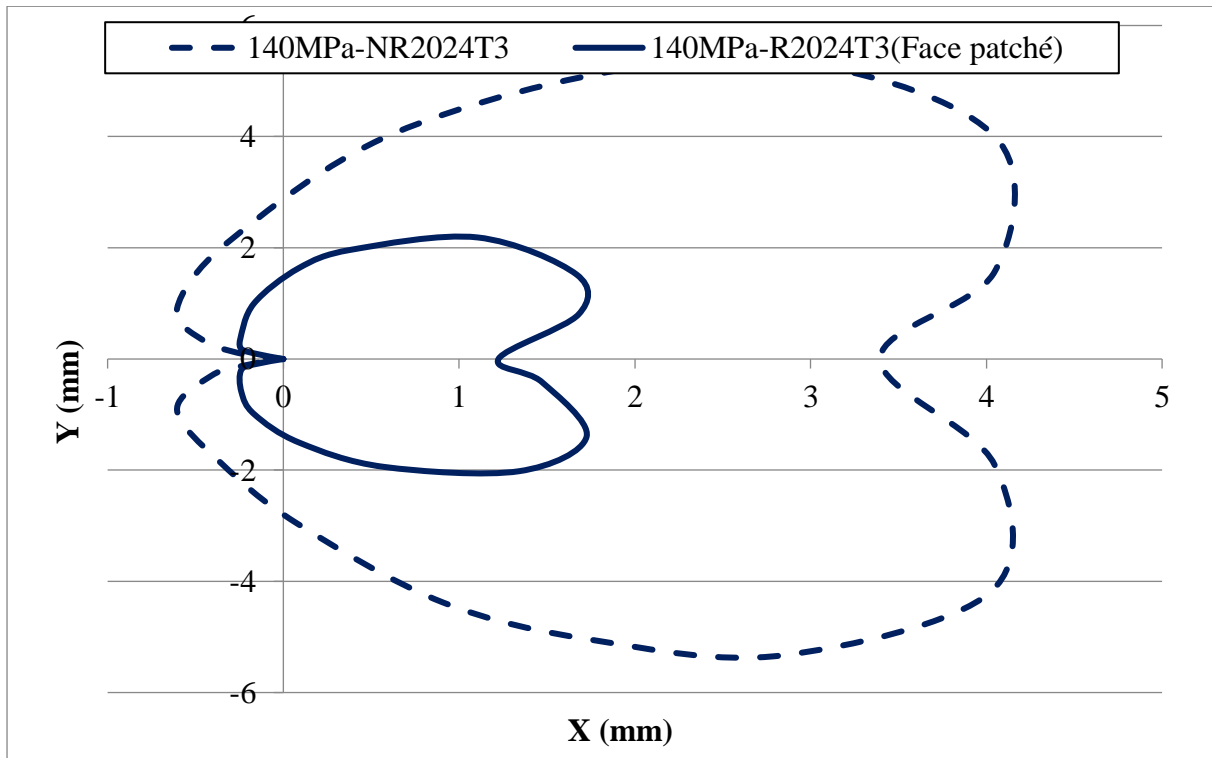


Figure V-2 : Contour de la zone plastique pour $a= 3\text{mm}$ des plaques réparée et non réparée de la plaque d'Al 2024 T3 (Chargement 140MPa)

La **figure V-3**, montre la variation du rayon de la zone plastique autour d'une fissure réparée pour les deux faces (réparée et non réparée) de la plaque en alliage d'aluminium **Al 2024 T3** avec une contrainte appliquée de 140MPa qui correspond à l'amplitude de la surcharge. Nous pouvons observer une différence considérable dans les valeurs du rayon de la zone plastique entre les deux faces de la plaque. Les valeurs R_p sont plus élevées sur la face non réparée, et la différence devient plus significative à mesure que la taille de la fissure augmente. Le patch devient moins efficace lorsqu'on se déplace à travers l'épaisseur de la plaque d'aluminium du côté réparé vers le côté non patché.

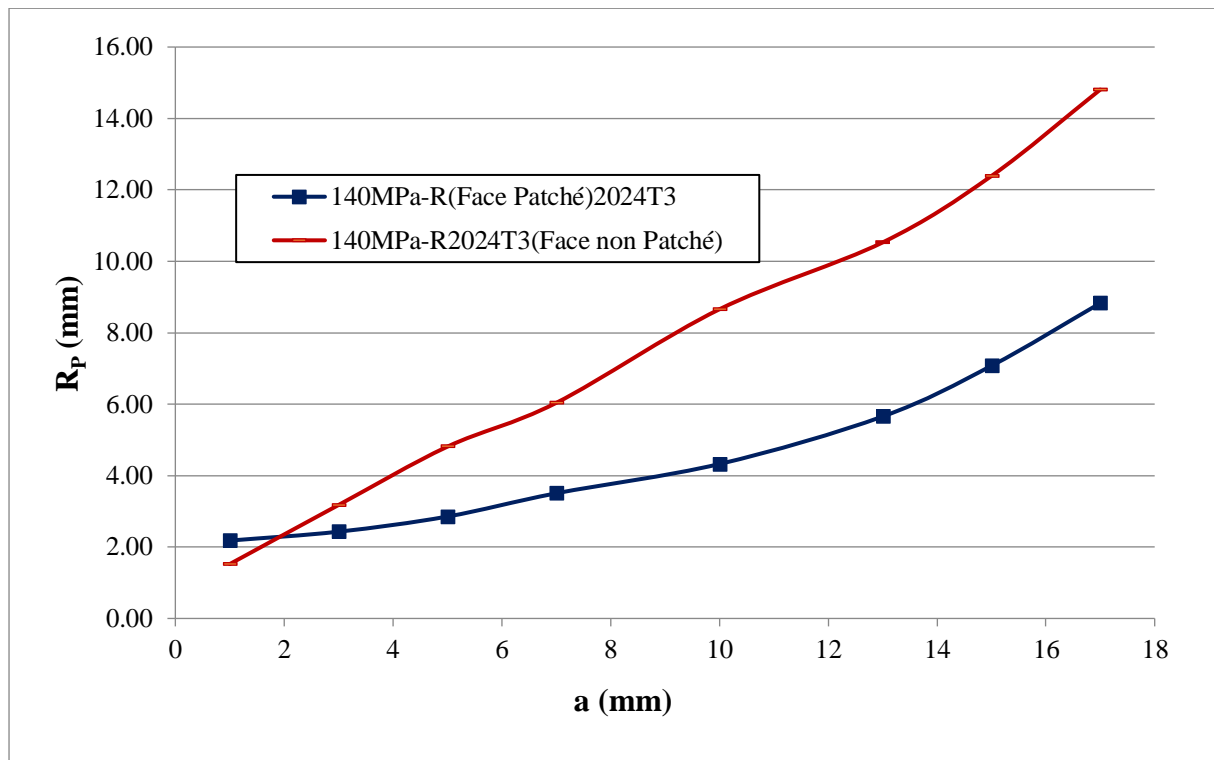


Figure V-3 : Variation du rayon de la zone plastique pour une plaque réparée (chargement 140MPa)

La **figure V-4**, confirme les conclusions précédentes. Cette figure montre le contour de la zone plastique sur les deux faces de la plaque d'aluminium réparée pour une longueur de fissure de 3mm et une charge appliquée de 140MPa. En effet, l'étendue de la zone plastique est plus large dans la face non réparée quelle que soit la position autour de la tête de la fissure. Ce comportement provoque une asymétrie de la plasticité entre les deux faces extrêmes de la plaque d'aluminium réparée. Cette asymétrie se produit du fait du collage du patch composite sur un côté de la plaque d'aluminium. Le patch unilatéral entraîne le décalage de l'axe neutre de la plaque d'aluminium, ce qui génère un moment de flexion auxiliaire sur la plaque. Ce moment augmente les contraintes dans la plaque réparée, en particulier au niveau de la face non patchée, ce qui augmente également la taille de la zone plastique au niveau de la face non réparée. L'utilisation d'un double patch symétrique éliminera le moment de flexion auxiliaire et par conséquent l'asymétrie de la zone plastique entre les deux faces extrêmes de la plaque sera aussi éliminée.

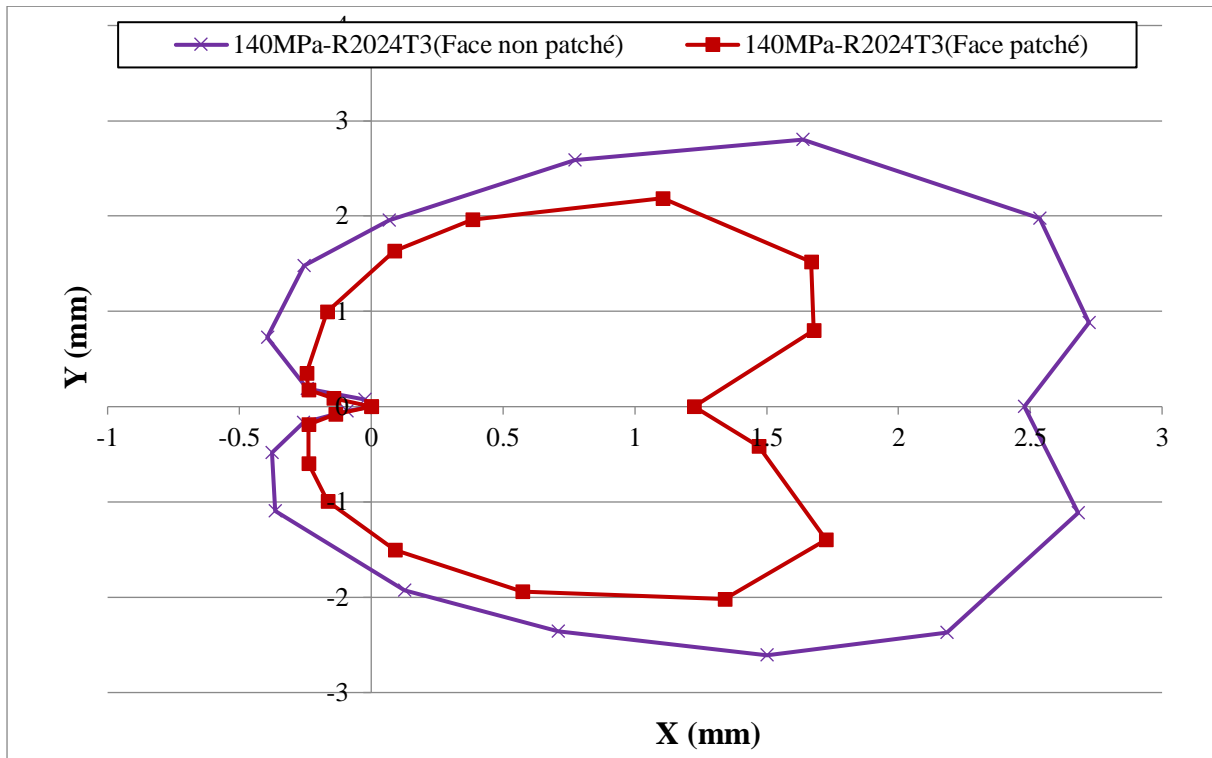


Figure V-4: Etendue de la zone plastique pour une plaque réparée (chargement 140MPa)

Pour analyser les effets l'amplitude de la surcharge sur l'étendue de la zone plastique, nous avons présenté sur la **figure V-5** l'étendue de la zone plastique autour d'une fissure réparée de longueur 3mm avec différentes amplitudes de chargement (70, 90, 120 et 140MPa). On remarque sur cette figure que la zone plastique autour de la fissure augmente considérablement lorsque le chargement augmente. En effet, le rayon de la zone plastique est de l'ordre de 0.1mm pour une contrainte appliquée de 70MPa. Ce rayon devient 0.22mm pour une contrainte de 90MPa. La valeur du rayon R_p est de l'ordre de 1 mm pour une contrainte de 120MPa et 1.25 pour une contrainte de 140MPa. On peut donc affirmer que pour une plaque réparée, l'étendue de la zone plastique reste faible par rapport à la longueur de la fissure lorsque le chargement est faible. Le rapport R_p/a est égal à : 0.03 (3%), pour une contrainte appliquée de 70MPa et 7.3%, pour une contrainte de 90MPa. La plasticité est donc moins importante lorsque la contrainte est faible pour une plaque réparée. Dans ce cas les concepts de la mécanique linéaire de la rupture sont applicables. Cependant, lorsque le chargement augmente, l'étendue de la zone plastique devient plus significative, le rapport R_p/a est de l'ordre de 33 %, pour un chargement de 120MPa et 42% pour une contrainte appliquée de 140MPa. Dans ce cas il est impératif d'appliquer les concepts de la mécanique élasto-plastique de la rupture. On peut donc confirmer que les effets des surcharges sur des plaques

réparées en **AL 2024 T3**, seront sensibles que lorsque l'amplitude de celles-ci est importante. Comme il a été observé expérimentalement, le timing de l'application de la surcharge par rapport à celui du collage est très important. Si le patch est collé avant la surcharge, l'effet de celle-ci (la surcharge) sera atténué. A l'inverse, si le patch est collé après la surcharge, son effet sera additionné à celui de la surcharge et on aura une durée de vie en fatigue pratiquement infinie.

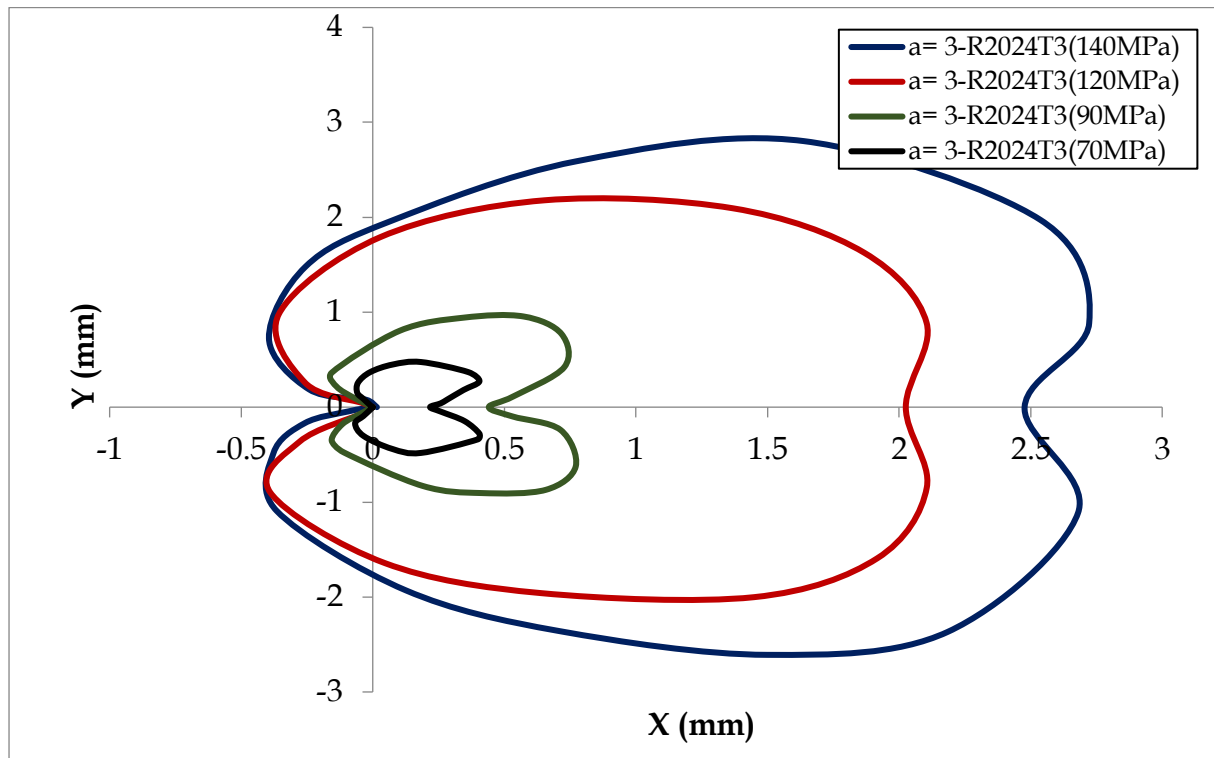


Figure V-5 : Etendue de la zone plastique pour une plaque réparée en Al 2024 T3 pour différentes contraintes appliquées ($a=3$ mm)

V.2.2 Endommagement de la couche adhésive

La théorie de la zone endommagée des joints collés a été utilisée pour évaluer l'endommagement de l'adhésif dans notre étude. Les **figures V-6** et **V-7** présentent les zones endommagées dans la couche adhésive pour des charges appliquées de 70 et 140MPa, respectivement, et la longueur de fissure pour ces deux figures est de 3 mm. La zone adhésive endommagée est représentée en gris. D'après la **figure V-6**, la zone endommagée dans la couche adhésive pour la charge de 70MPa, n'est pas significative, et le dommage dans l'adhésif est situé sur la zone recouvrant la fissure. Le risque de rupture totale de l'adhésif pour cette amplitude de charge et cette taille de fissure est inexistant. Cependant, pour 140MPa (**Figure V-7**), il y a trois zones endommagées dans l'adhésif : la première zone est au-dessus

CHAPITRE V : RESULTATS NUMERIQUES

de la zone de fissure, et les deux autres sont situées sur les bords libres du patch composite, qui ont des tailles faibles, mais présentent un risque de propagation particulièrement lorsque la longueur de la fissure augmente. Ce comportement peut s'expliquer par le fait que ces régions sont des zones de concentrations de contraintes pour la couche adhésive. La majorité des auteurs [134]-[135], n'ont pris en compte dans leurs études que la zone endommagée au niveau de la fissure, négligeant la deuxième région. Nos résultats montrent une fois de plus l'efficacité de la théorie de la zone endommagée pour prédire le risque de rupture de l'adhésif. La taille de la zone endommagée de l'adhésif au-dessus de la fissure est plus grande que celle de la charge de 70MPa, car les contraintes transférées à travers la couche adhésive augmentent avec la contrainte appliquée. Malgré cette augmentation de la zone endommagée de l'adhésif pour 140MPa, la taille de cette zone est faible par rapport à la surface de recouvrement total de l'adhésif, ce qui réduit le risque de rupture totale de l'adhérence même après l'application de la surcharge. Cette observation a été vérifiée expérimentalement car nous n'avons pas observé la rupture de l'adhésion après application de la surcharge et le collage de patch en composite. Dans une étude expérimentale, Poule [135], a observé que la zone de rupture de l'adhésif au niveau du front de fissure a une forme semi-elliptique. Cette observation est en accord avec nos résultats numériques puisque si l'on ajoute le vide créé par l'entaille à la zone endommagée de l'adhésif on peut confirmer que cette zone a une forme approximativement semi-elliptique ce qui renforce la fiabilité de la théorie utilisée.

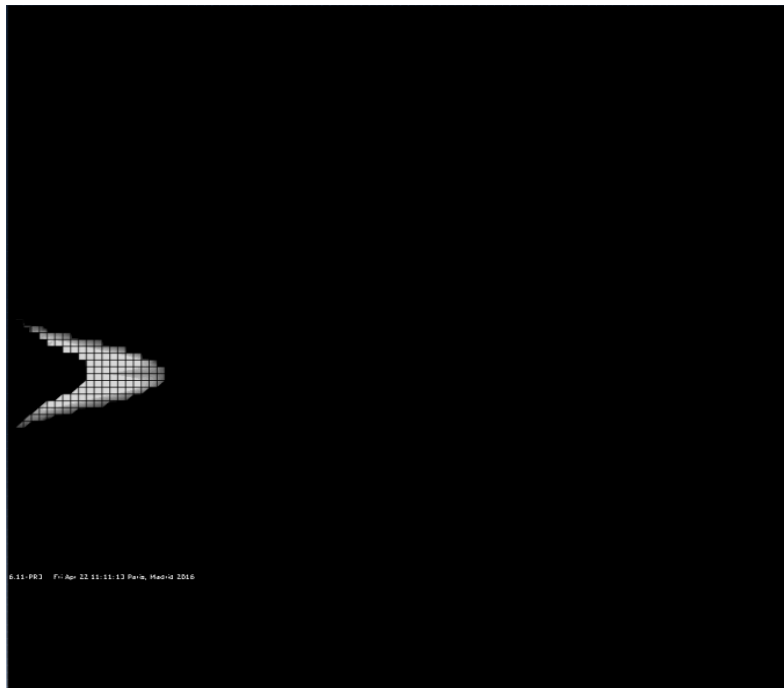


Figure V-6 : Zone endommagée (en gris) pour une contrainte de 70MPa et $a= 3$ mm (Al 2024 T3)

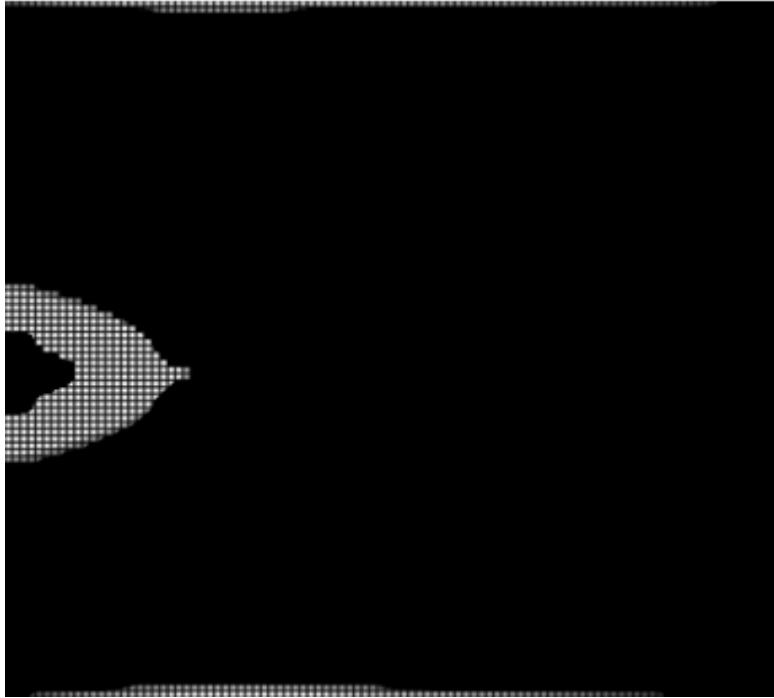


Figure V-7 : Zone endommagée (en gris) pour une contrainte de 140MPa et $a= 3 \text{ mm}$ (Al 2024 T3)

La **figure V-8**, montre la variation du rapport de la zone endommagée de l'adhésif (D_R) en fonction de la longueur de la fissure pour une charge appliquée de 140MPa. On peut facilement observer à partir de cette figure que la valeur du rapport D_R est d'environ 0,035 (la zone endommagée représente 3,5%, de la surface totale de recouvrement). Ce rapport est très faible par rapport au rapport critique, qui correspond à 0,242 (le ratio critique est sept fois plus élevé). Ceci nous permet de conclure que le risque de décollement de la couche adhésive est faible même après l'application de la surcharge.

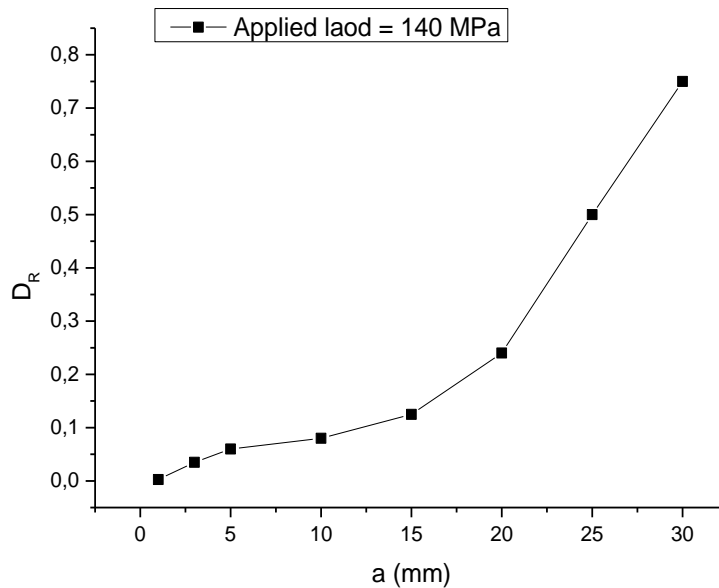


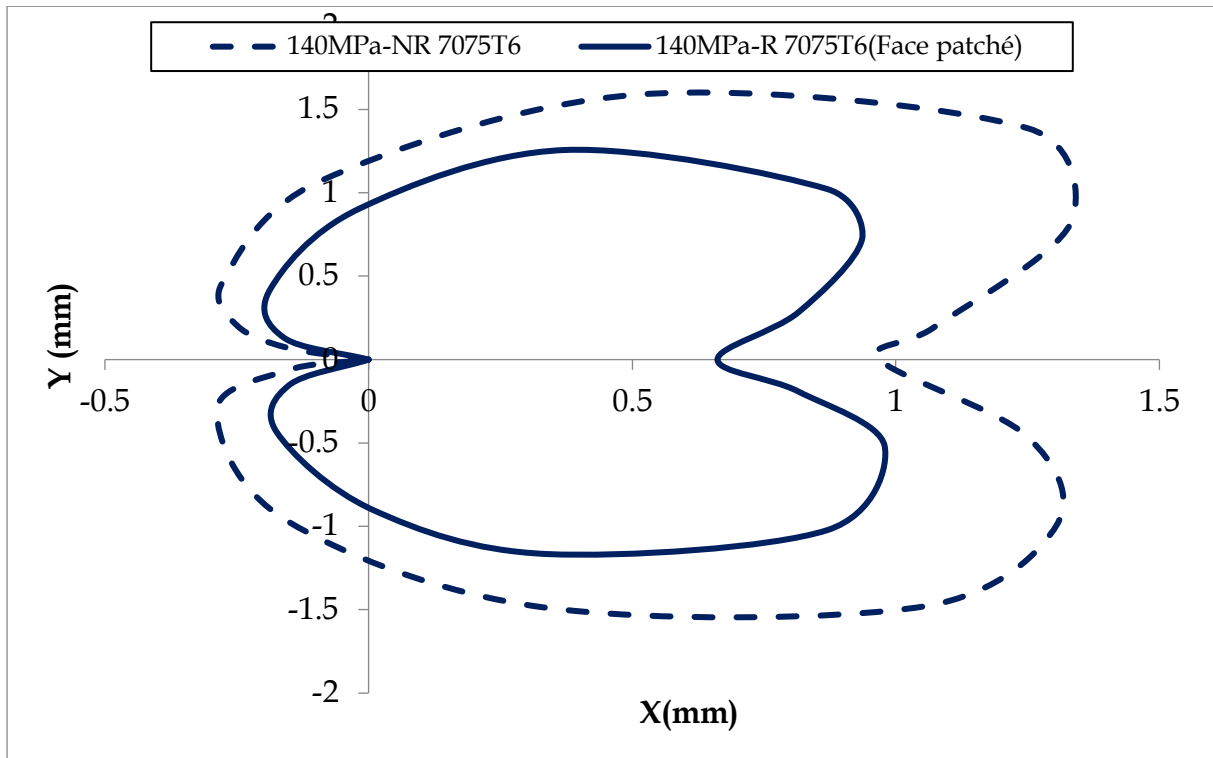
Figure V-8 : Variation du rapport D_R en fonction de la longueur de la fissure pur un chargement de 140MPa (Al 2024 T3)

V.3. Alliages Al 7075 T6

La même étude sera faite pour le second alliage d'aluminium le **Al7075 T6** qui est moins ductile que le **Al 2024 T3**. La plasticité dans le **Al 7075 T6** est moins importante.

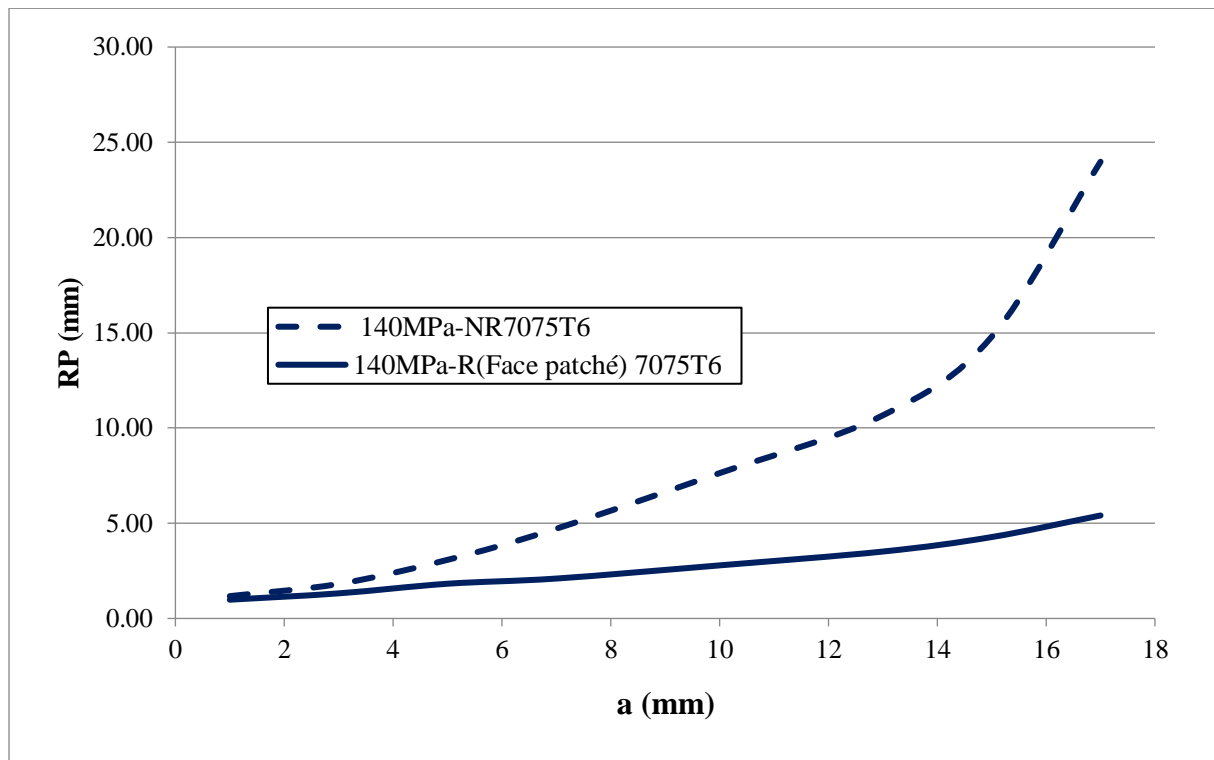
V.3.1. Analyse de la variation de la zone plastique autour du front de fissure

La **figure V-9**, présente l'étendue de la zone plastique pour des éprouvettes réparée et non réparée avec un chargement de 140MPa. La longueur de la fissure est égale à 3mm. On remarque que la zone plastique n'est pas assez importante pour cet alliage d'aluminium, le rayon de cette ne dépasse pas 0.5 mm, pour une éprouvette alors qu'il est inférieur à 0.35 mm, pour une éprouvette réparée. Ce rayon était de 1.7 mm, pour une éprouvette non-réparée en **Al 2024 T3** et de 0.6mm, pour une éprouvette réparée de cet alliage. Le **Al 7075 T6**, étant moins ductile, la plasticité dans cet alliage est donc moins significative. De plus, on remarque que le collage du patch en composite n'a pas influencé d'une manière significative la plasticité autour de la fissure. Il n'y a pas une grande différence dans l'étendue de la zone plastique entre des plaques réparée et non-réparée pour cette longueur de la fissure ($a=3\text{mm}$).



*Figure V-9: Zone plastique des plaques réparée et non-réparée pour $a=3\text{mm}$ et une contraintes appliquée de 140MPa (Alliage **Al 7075 T6**)*

La **figure V-10**, présente la variation du rayon de la zone plastique en fonction de la longueur de la fissure pour des plaques réparée et non-réparées en **Al 7075 T6**, soumises à un chargement de 140MPa . Pour la plaque réparée, nous avons pris la face patchée. On peut clairement voir sur cette figure que l'effet du patch sur la plasticité pour l'alliage **Al 7075 T6**, est faible lorsque la longueur de la fissure ne dépasse pas 5mm . Au-delà de cette longueur, la différence dans le rayon plastique entre les plaques réparée et non réparée devient plus sensible car l'atténuation des contraintes par le patch est de plus en plus importante lorsque la fissure se propage. La variation du rayon R_p , en fonction de la longueur de la fissure est pratiquement stable pour une éprouvette réparée alors qu'elle est exponentielle pour une plaque non-réparée.



*Figure V-10: Variation de R_p en fonction de la longueur de la fissure des plaques réparée et non-réparée pour $a=3\text{mm}$ et une contrainte appliquée de 140MPa (Alliage **Al 7075 T6**)*

La **figure V-11**, présente l'étendue de la zone plastique d'une éprouvette réparée en **Al 7075 T6**, pour les deux faces (patchée et non-patchée), avec une longueur de fissure de 3 mm et un chargement de 14MPa. On remarque clairement que la face patchée présente une zone plastique moins importante. Ceci est dû à l'absorption des contraintes par le patch en composite mais la différence entre les deux faces n'est pas assez grande car pour ce cas la longueur de la fissure est relativement faible (3 mm), et l'alliage étudié (**Al 7075 T6**), n'est pas très ductile.

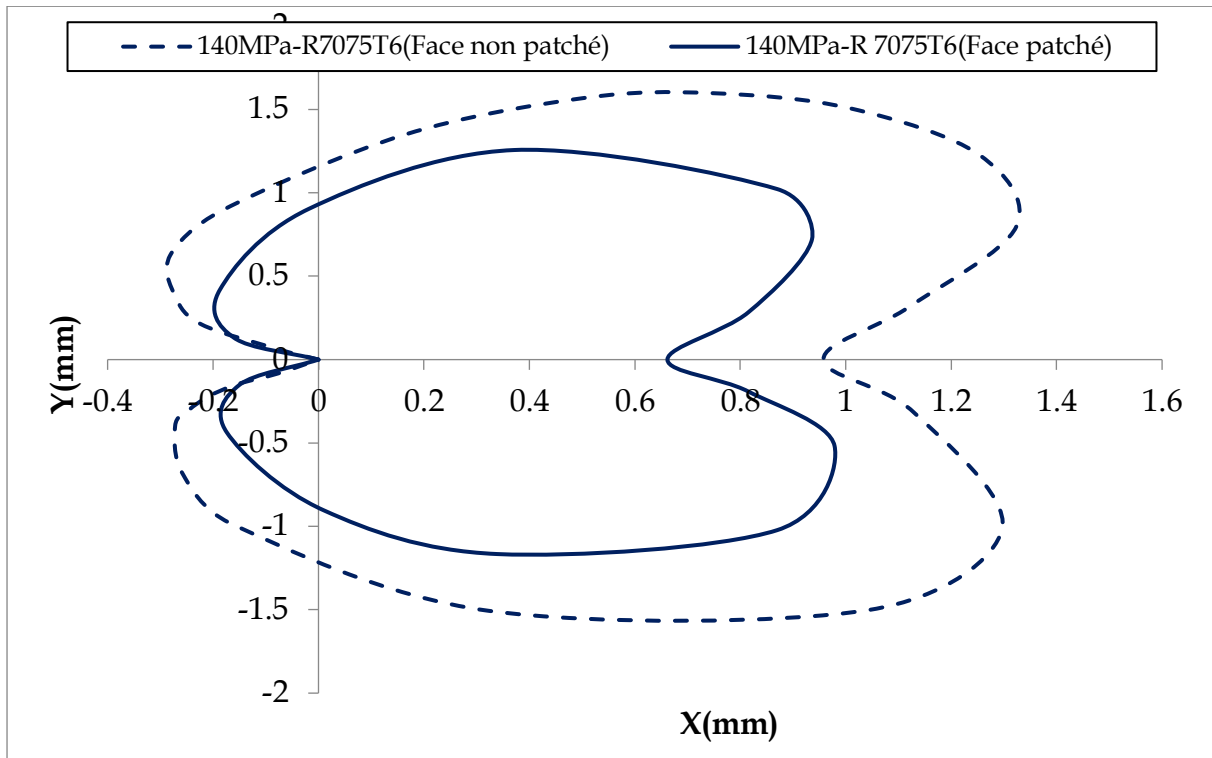


Figure V-11 : Zone plastique pour une plaque réparée, $a=3\text{mm}$, $\sigma= 140\text{MPa}$ (Alliage Al 7075 T6)

Dans la **figure V-12**, nous avons présenté la variation du rayon R_p pour une éprouvette réparée dans les deux faces de la plaque (patchée et non patchée), avec une longueur de la fissure de 3mm et une contrainte appliquée de 140MPa. La plaque est en **Al 7075 T6**. On remarque que la différence entre le R_p des deux faces n'est pas assez grande mais cette différence augmente au fur et à mesure que la fissure se propage. Le moment de flexion auxiliaire dû au déplacement de l'axe neutre de la plaque accentue la différence du rayon de la zone plastique entre les deux faces de la plaque (patchée et non-patchée).

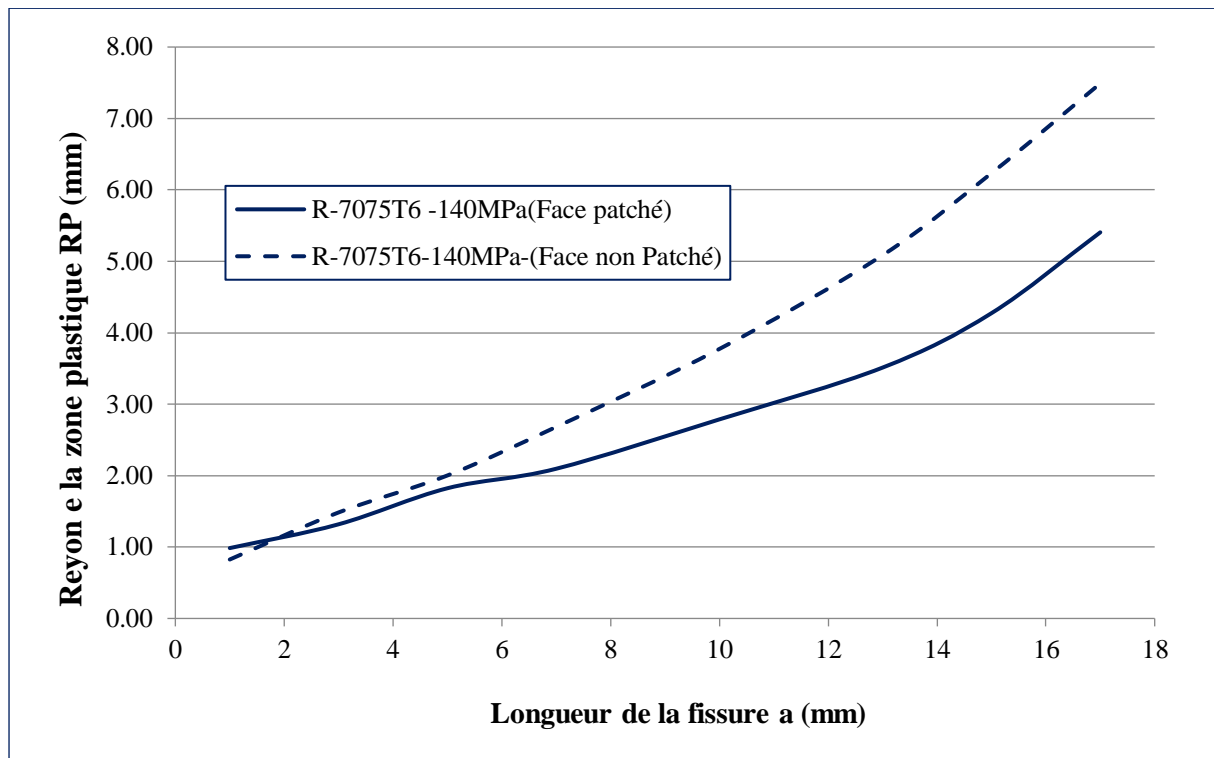


Figure V-12 : Rayon de la zone plastique d'une plaque réparée, $a=3\text{mm}$, $\sigma=140\text{MPa}$ (Alliage Al 7075 T6)

V.3.2 Endommagement de la couche adhésive

En utilisant la théorie de la zone endommagée pour les assemblages collés, nous avons calculé la zone endommagée dans la couche adhésive pour des plaques réparées en alliages **Al7075T6**. La **figure V-13**, présente l'étendue de cette zone pour une longueur de la fissure de 3mm et un chargement de 70MPa, (correspondant aux contraintes maximales du chargement à amplitude constante. Il est clair que la zone endommagée de l'adhésif pour cet alliage est très faible par rapport à l'alliage **20254 T3**. En effet, les contraintes transférées par la couche adhésive dans le cas de l'**Al 7075 T6**, sont moins importantes et la réparation est donc moins efficace.

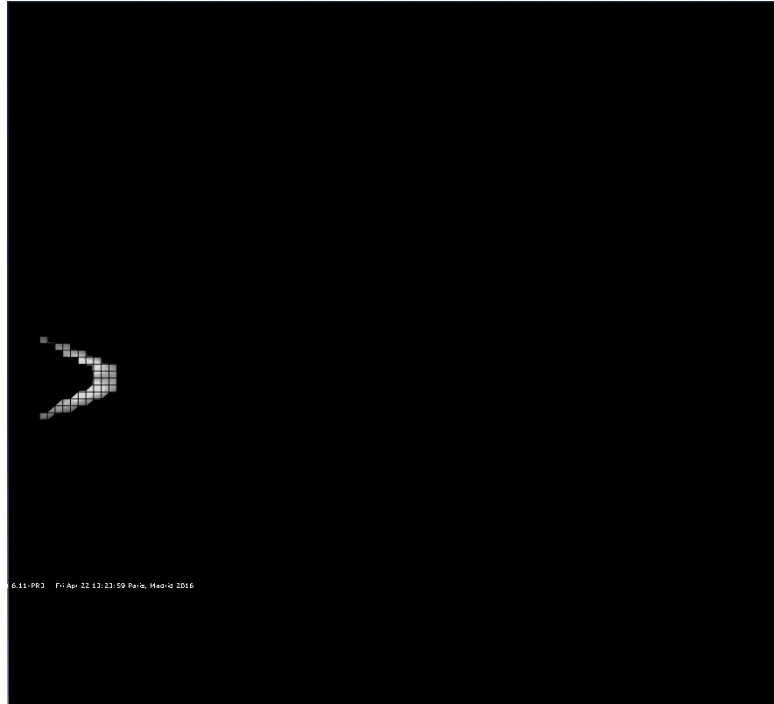


Figure V-13 : Zone endommagée de l'adhésif (en gris) pour une contrainte de 70MPa et $a=3\text{mm}$ (Al7075 T6)

La **figure V-14**, présente l'étendue de la zone endommagée de l'adhésif pour une contrainte de 140MPa, (celle de la surcharge) et une longueur de la fissure de 3mm. On remarque que la surface de cette zone a augmenté par rapport au cas de la figure précédente mais reste faible pour créer un décollement total de la couche adhésive. On peut donc conclure que la surcharge ne conduit pas à un risque majeur de décohésion de la couche adhésive.



Figure V-14 : Zone endommagée de l'adhésif (en gris) pour une contrainte de 140MPa et $a=3\text{mm}$ (Al7075 T6)

V. 4. Conclusion

Nous avons montré dans ce chapitre que l'application d'une surcharge de fatigue augmente la zone plastique autour de la pointe de fissure pour les deux alliages d'aluminium. Cette augmentation est plus marquée pour le **Al 2024 T3**, qui présente une ductilité plus importante. Le patch en composite réduit cette zone plastique créée par la surcharge mais il fait augmenter la durée de vie en fatigue puisqu'il réduit le champ de contraintes autour de la pointe de fissure. L'endommagement de la couche adhésive est plus sensible lorsque la contrainte appliquée augmente. Cet endommagement est pratiquement indépendant du matériau réparé.

CONCLUSION GENERAL

Conclusion Générale

Cette thèse a été menée pour analyser les effets des surcharges de fatigue sur l'efficacité de la réparation des structures fissurées par un patch en composite. L'étude comporte un volet expérimental et un autre numérique. L'objectif de la partie numérique est l'explication des phénomènes observés dans l'approche expérimentale de l'étude. Les différents résultats obtenus nous permettent de déduire les conclusions suivantes :

- Lorsque une structure métallique soumise à un chargement de fatigue à amplitude constante subit une surcharge pendant un cycle, sa durée de vie en fatigue augmente, c'est le phénomène de retard dû à la surcharge.
- Le collage d'un patch en composite sur une structure métallique soumise à un chargement de fatigue améliore sa durée de vie en fatigue ; c'est le phénomène de retard dû à l'application du patch en composite.
- Les effets de l'interaction entre les deux phénomènes de retards (du patch et de la surcharge) sur la durée de vie en fatigue dépendent essentiellement du timing entre l'application de la surcharge et le collage du patch.
- Si le patch est collé avant la surcharge les deux effets de retard s'opposent car l'application du patch réduit les contraintes dans la plaques entraînant une réduction de l'effet de retard dû à la surcharge.
- Si le patch est appliqué après la surcharge, les deux phénomènes de retard s'additionnent et la structure réparée aura une durée de vie pratiquement infinie.
- Les observations au MEB ont montré une trace très profonde sur l'éprouvette en alliage Al 2024 T3 lorsque le patch est collé après la surcharge. Cette trace est la conséquence d'un émoussement assez important du front de fissure après surcharge + patch.
- Nous avons observé un phénomène de rupture assez rare dans le cas des éprouvettes en Al 7075 T6 lorsque le patch en composite est collé après la surcharge. C'est le phénomène de la rupture fibreuse qui se manifeste par une décohésion des précipités dans cet alliage à cause de la forte intensité des contraintes de cisaillement dans ce cas de chargement (CAL+OL+P).

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

CHAPITRE I : Généralités sur l'effet de surcharge sur la propagation de fissure en fatigue

- [1] Abdelatif IMAD "Mécanismes du retard induit par l'application d'une surcharge au cours de la propagation d'une fissure en fatigue" - (1989)- P01
- [2] Xavier DECOOPMAN "Influence des conditions de chargement sur le retard à la propagation d'une fissure de fatigue après l'application d'une surcharge.",1999-P13-20
- [3] NICHOLS RW, Brit, Welding Journal, 15, 1968, p21
- [4] HAI06] HAIBACH E. Betriebsfestigkeit - Verfahren und Daten zur Bauteilberechnung. Berlin : Springer, 2006 - ISBN 3-540-29363-9.
- [5] NICHOLS RW, "Pressure vessel Engineering Technology, Elsevier".
- [6] Aboulghit El Malki Alaoui "Influence du chargement sur la propagation en fatigue de fissures courtes dans un acier de construction navale", 2008, P22
- [7] Tikri Bianzeubé " Etude de l'influence de surcharges sur le comportement en fatigue d'aciers soudés par points "
- [8] SERIARI Fatima Zohra" Etude du comportement en rupture par fatigue des structures réparées par patch sous chargement variable"
- [9] SKORUPA M. Load Interaction Effects during Fatigue Crack Growth under Variable Amplitude Loading - A Literature Review. Part I: Empirical Trends. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures 21, 1998, p. 987-100.
- [10] BROLL M. Charakterisierung des Rißausbreitungsverhaltens unter betriebsnaher Beanspruchung. Thèse, Universität der Bundeswehr München : 2006.
- [11] JONAS O. et WEI R.P., International Journal of Fracture, 7, 1971, p.116.
- [12] Jones R.E., "Fatigue crack growth retardation after single Cycle peak overload in Ti 6Al- 4V titanium alloy", Eng. Fract. Mech., 5, p. 585-604, 1973.
- [13] HUDSON C.M. et HARDRATH MF ? "Investigation of the Effects Of Variable

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Amplitude loadings on Fatigue Crack Propagation Patterns”, NASA Report TND 1803, August 1963.
- [14] Wheeler O.E. (1972). “Spectrum Loading and Crack Growth“. Transaction of the ASME, Journal of Basic Engineering, pp. 181-186.
- [15] ELBER W., “Fatigue Crack Closure Under Cyclic Tension”, Eng. Frac. Mech., 2, 1970, P.37.
- [16] PROBST E.P. et HILBERRY B.M., “ Fatigue Crack Delay and Arrest Due to Single Peak Tensile Overloads”, Amer. Inst. Aero Eng., Paper No. 73-325, 1973.
- [17] SCHIJVE J , Advances in, Aeronautical Sciences, Pergamon, 1962,P387 Engineering, 34, 1962, P314
- [18] CORBLY D.M. et PACKMAN P.F., “On the Influence of Single and Multiple Peak Overloads on Fatigue Crack Propagation in 7075-T6511 Aluminium”, Eng. Frac. Mech., 5, 1973, p.479.
- [19] VARGAS L.G. et STEPHENS R.I., “ Sub-cristal Crack Growth Under Overloading in Cold-Rolled Steel”, Proc. Third Int. Conf. on Fracture, Munich 4, 1973
- [20] J.P. Bernard and col, ASTM STP 595, p. 78-, 1976
- [21] McMILLAN J.C. et PELLOUX RMN, Fatigue Crack Propagation under Program and Random Loads", Fatigue Crack Propagation , ASTM STP, 415, 1967, P.505
- [22] *MEDJDOUB Zahia." Analyse des effets de réparation des fissures par patch sur la fissuration par fatigue des alliages d'aluminium de la série 7000 sous chargements variables",p14-16,2019*
- [23] C. Bathias et J.-P. Bailon. « La fatigue des matériaux et des structure » Chapitre 12, 1980, P.471-502
- [24] McMILAN J.C. et HERTZBERG R.W., Electron Fractography, ASTM STP, 436,1968,P89
- [25] HUDSON C.M. et RAJU K.N., « Investigation of Fatigue Crack Growth Under Simple Variable Amplitude Loading”, NASA Report TND 5702, March 1970.
- [26] SCHIJVE J et BROEK D, Aircraft Engineering, 34, 1962, P314
- [27] M. ELBERt r97r, ASTM-STp+86, 23o_242

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [28] VON EUW E.F.J. HERTZBERG R.W. et ROBERTS R "Delay effects in Fatigue Crack Propagation", Stress Analysis and Growth of Cracks, ASTM STP 513,1972, p230.
- [29] LANKFORD J. et DAVISON D.L., "The Effects of Overloads upon Fatigue Crack Tip Opening/ closing Loads in Aluminium Aloys" Advances in Research (ICF 5), ed. FRANCOIS D., Pergamon Press, vol 2, 1981,P.899.
- [30] CHRISTIENSEN R.H., Metal Fatigue, McGraw-Hill, 1959.
- [31] FLECK N. A., "Fatigue Crack Growth During Periodic Underloads And Overloads", Acta. Met., vol.33, 1985, P.1339.
- [32] SURESH S. "Microméchanisms of Fatigue Crack Growth Retardation Following Overloads", Eng. Frac. Mech., 18, 1983, p.577.
- [33] VECCHIO K.S., HERTZBERG R.W. et JACCARD R., « On the Overload Induced Fatigue Crack Propagation Behaviour in Aluminium and Steel Alloys » Fatigue of Engineering Materiels and Structures, vol.7, 1984, p.181.
- [34] SCHIJVE J., "Fatigue Crack Growth Under Variable Amplitude Loading", University of Delft Report VTH-181, April 1974.
- [35] J.P. Bernard P.J., LINDLEY T.C. et RICHARDS C.E., "The Effect Of Single Overloads On Fatigue Crack Growth In Steels", Metal Sci. Journal, 11, 1977, P.390.
- [36] SCHIJVE J et De RUK P., "The Effect of ground to Air Cycles on the Fatigue Crack Propagation in 2024-T3, Alclad Sheet Materiel", NLR-TRM 2148, 1965
- [37] [Ima89]: A. Imad, Mécanisme du retard induit par l'application d'une surcharge au cours de la propagation d'une fissure de fatigue, U.S.T.L., Lille, 1989.
- [38] [Des96]: J.R. Desforges Programmation en fatigue des fissures courtes dans les alliages d'aluminium, ENSMA Poitiers, 1996.
- [39] [Tsu96]: H. Tsukuda, H. Ogiyama and T. Shiraishi, transient fatigue crack growth behaviour following single overloads at high stress ratio, fatigue and fracture of engineering Materials and structures, Vol.19N°7, p.879-891, 1996
- [40] [Ran85]: N. Ranganathan, Contribution au développement d'une approche énergétique à la propagation d'une fissure de fatigue, thèse de docteur ès sciences physiques de l'université de Poitiers, 1985.
- [41] V. Docquet and S. Taheri. Effets d'un pré-écrouissage ou d'un sur écrouissage cyclique sur la durée de vie en fatigue de divers aciers, a contrainte ou

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- déformation imposée. Revue Francaise de Mécanique, 2000.
- [42] [Dec99]: X. Decoopman Influence des conditions de chargement sur le retard à la propagation d'une fissure de fatigue après l'application d'une surcharge, HEI Lille 1999.
- [43] F. Adiwijayanto, Etude comparative des mécanismes de fissuration par fatigue des alliages d'aluminium 809C T851 et 2024 T351, école nationale supérieur de mécanique et d'aérotechnique, 1994.
- [44] O. ONI, Contribution a l'étude des fissures courtes se propageant en fatigue dans les aciers, Université de technologie de Compiègne 1986.
- [45] Ahmed BiA "Modélisation De La Propagation D'une Fissure De Fatigue Apres Application Des Chargements A Amplitudes Variables", 1986 p08
- [46] Hadrien BIDOUCARD "Etude De L'effet De Surcharges Sur La Tenue En Fatigue A Grande Duree De Vie D'un Acier Ferrito-Bainitique Sous Chargement D'amplitude Variable"; 2009 - (18-20 p)
- [47] K.J. Miller. The two thresholds of fatigue behaviour. *Fat. Fract. Engng. Mater. Struct.*,16(9) :931–939, 1993.
- [48] O. Duber, B. Kunkler, U. Krupp, H.J. Christ, and C.P. Fritzen. Experimental characterization and two-dimensional simulation of short-crack propagation in an austenitic-ferritic duplex steel. *Int. J. Fatigue.*, 28 :983–992, 2006.
- [49] S.Suresh. *Fatigue of materials*. Cambridge University Press, 1998. (700 p.).
- [50] M. Kang, Y. Aono, and H. Noguchi. Effect of prestrain on and prediction of fatigue limit on carbon steel. *Int. J. Fatigue.*, 29(9-11) :1855–1862, 2007.
- [51] J.R. RICE, G.F. ROSENGREN "Déformation de déformation plane à proximité d'un fond de fissure dans un matériau de faible puissance durcissant". *J. Mécanique Solide physique*, vol. 16, pages. 1-12, (1968).
- [52] Willenborg J., Engle R.M., Wood H.A. (1971). "A crack growth retardation model using an effective stress concept". Report#AFFDL-TR71-1, Air Force Flight Dynamic Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, USA,1971.
- [53] Gallagher J.P., Hughes T.F. (1974). "Influence of yield strength on overload affected by fatigue crack growth behavior in 4340 steel". AFFDL-TR-74-27. Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, OH.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [54] [YOU01] YOUSEFI F., M. WITT et H. ZENNER, Fatigue strength of welded joints under multiaxial loading: experiments and calculations, Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, Vol. 24, pp. 339-355, 2001.
- [55] HSU T.M. et LASSITER L.W., "Effects of Compressive Overloads Fatigue Crack Growth", AIAA Paper No.74.365,1974.
- [56] PORTER T.R., Eng. Frac. Mech., 4, 1972, P717
- [57] STEPHENS R.L., McBURNEY GW et OLIPHANT L.J. of Frac., 10, 1974, p587.
- [58] PELLOUX RMN, "Crack Propagation by Alternating Shear", Eng. Frac. Mech., 1, 1970, P697
- [59] Falzon B. G., "Garteur AG-28: Impact Damage and Repair of Composite Structures", Imperial College of London, TP-155, 2006
- [60] D_GM_BALTACH_Abdelghani.pdf" «CONTRIBUTION À L'ÉTUDE DES FISSURES DE FATIGUE RÉPARÉES PAR PATCH EN COMPOSITE ». 2017, P50-64
- [61] Riccio A. , Ricchiuto R., Di Caprio F., Sellitto A., Raimondo A., (2017), "Numerical investigation of constitutive material models on bonded joints in scarf repaired composite laminates", Engineering Fracture Mechanics, 15, 91-106.
- [62] Baker, A., and Jones, R. Bonded repair of aircraft structures. Martinus Nijhoff Publishers, 1988.
- [63] **Alan Baker, Francis Rose, Rhys Jones**« Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure” VOLUME 1, 2002. Ch 24.p 727-757
- [64] K.Y. RAYMOND, S.S. Kuldeep, Innovative laser heating methodology study for crack growth retardation in aircraft structures, International Journal of Fatigue. v. 27, Issue 3, p.245-253, 2005.
- [65] P.K. RAY, B.B. VERMA, P.K. MOHANTHY. Spot heating induced fatigue crack growth retardation, Pressure Vessels and Piping, v.79, p. 373-376, 2002
- [66] P.S. SONG, C.C. WEN. Crack closure and crack growth behaviour in shot peened fatigued specimen. Engineering Fracture Mechanics. v.63, Issue 3, p. 295-304,1999.
- [67] P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN. Effect of artificial closure materials on

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- crack growth retardation. *Engineering Fracture Mechanics*, v.73, Issue 1, p. 22-41, 2006.
- [68] S. NABOULSI, S. MALL. Nonlinear analysis of bonded composite patch repair of cracked aluminum panels. *Composite Structures*, v.41, Issues 3-4, p. 303-313, 1998.
- [69] L.S. ETUBE, F.P. BRENNAN, W.D. DOVER. A new method for predicting stress intensity factors in cracked welded tubular joints, *International Journal of Fatigue*. v. 22, Issue 6, p. 447-456, 2000.
- [70] J.E. RODRIGUEZ-SANCHEZ, W.D. DOVER, F.P. BRENNAN. Application of short repairs for fatigue life extension. *International Journal of Fatigue*. v.26, Issue 4, Pages 413-420, 2004.
- [71] R. GHFIRI. Etude du retard à l'amorçage et à la propagation d'une fissure de fatigue après perçage d'un trou avec et sans expansion, Thèse de doctorat, Université des Sciences et Technologies de Lille, France, 2000.
- [72] Mutoh, Y., Fair, G. H., Noble, B., & Waterhouse, R. B.. "The effect of residual stresses induced by shot - peening on fatigue crack propagation in two high strength aluminium alloys." *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures* 10.4 (1987): 261-272.
- [73] P.S. SONG, S. HWANG, C.S. SHIN, Effect of artificial closure materials on crack growth retardation, *Engineering Fracture Mechanical*; 60(1): 47-58, 1998.15.
- [74] Kikukawa, M., M. Jono, and Y. Kondo. "Fatigue crack propagation under repeated two-step loadings above and below threshold condition." *J. Soc. Mater. Sci. Japan* 27 (1978): 1068-1102.
- [75] A. Baker, Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure, *Compos. Struct.* 47(1) (1999) 431-443.
- [76] R.J. Callinan, L.R.F. Rose, C.H. Wang, Three dimensional stress analysis of crack patching, in: *Proceedings of international Conference on Fracture, ICF-9* (1997) 2151-2158.
- [77] T. F. Christian, D. O. Hammond, J. B. Cochran, Composite material repairs to metallic airframe components, *J. Aircraft.* 29(3) (1992) 470-476.
- [78] B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Serier, Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode, *Compos. Struct.* 56(4) (2002) 401-406.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [79] H. WU, N. BENSEDDIQ, A. IMAD. Fracture toughness prediction of a valve body: Numerical analysis. *Engineering Failure Analysis*, In Press, 2009.
- [80] K. J.KIRKHOPE, R.BELL, L.CARON, R.I.BASU, K.T.MA. Weld detail fatigue life improvement techniques. Part 1: review. *Marine Structures*. v.12, Issue 6, p.447-474, 1999.
- [81] J.L. DESIR, Examples of repair welding of heavy machinery subject to breakage due to low frequency alternating stresses. *Engineering Failure Analysis*, v.8, Issue 5, p. 423-437, 2001.
- [82] J. MATHAR. Determination of Initial Stresses by Measuring the Deformation Around Drilled holes, *Arch Eisenhüttenwesen*, 6, p. 277-281 et *Trans. ASME*, V56 (4), p.249, 1934.
- [83] J Rodriguez, J. E., F. P. Brennan, and W. D. Dover. "Minimization of stress concentration factors in fatigue crack repairs." *International journal of fatigue* 20.10 (1998): 719-725.
- [84] A. Amrouche et G. Mesmacque, Cold expansion effect on the initiation and the propagation of the fatigue crack, *International Journal of Fatigue*, 2003, V25, PP 949 954.
- [85] Chandawanich, Nopporn, and William N. Sharpe. "An experimental study of fatigue crack initiation and growth from coldworked holes." *Engineering Fracture Mechanics* 11.4 (1979): 609-620.
- [86] R. HERMANN Three-dimensional stress distribution around cold expanded holes in aluminium alloys, *Engineering Fracture Mechanics*, 48(6): 819-835, 1994.
- [87] Aid, Abdelkrim, et al. "Finite Element Simulation of Fatigue Damage Accumulation for Repaired Component by Cold Expansion Method." *Multiphysics Modelling and Simulation for Systems Design and Monitoring*. Springer International Publishing, 2015. 433-441.
- [88] Grabovac, I., Bartholomeusz, R.A. and Baker, A.A. (1993). Carbon fibre composite reinforcement of a ship superstructure - project overview, *Composites*, 24(6) pp. 501-509.

CHAPITRE II : Réparation des structures aéronautique

- [89] Cheng P.C. Etude et optimisation de la réparation des composites stratifiés par collage des patchs externes. Thèse de doctorat, Université de Bourgogne, 2010.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [90] BENKHEIRA Ameer. "Analyse par éléments finis de la réparation des composites stratifiés endommagés par collage de patches" 2019. p 54-55
- [91] [54] M.A. Bruneaux, «Durabilité des assemblages collés : modélisation mécanique et physico chimique», Thèse de Doctorat, Ecole Nationale des Ponts et Chaussées, 2004.
- [92] [55] O. Mario, « Etude du vieillissement des assemblages structuraux acier/aluminium : influence de l'environnement sur le dimensionnement », Thèse Ecole des Mines de Paris, 2007.
- [93] B. Hilaire ,«Etude du vieillissement thermique d'une résine polyimide thermostable, l'IP 960», Thèse de Doctorat de l'E.N.S.A.M., Paris, 1991.
- [94] Foulc M.P., Alcorta J. (2008). "Durabilité des assemblages par colles", Note Scientifique & Technique de Synthèse, Directions des applications militaires - CEA, 05/08/2008, France
- [95] Baker, A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites - an overview of australian work. *Composite Structures* 2 (1984), 153–181.
- [96] Avram, J. Fatigue response of thin stiffened aluminum cracked panels repaired with bonded composite patches. PhD thesis, Air Force Institute of Technology, 2001
- [97] Mathias J.D. (2005). "Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques". Université Blaise Pascal Clermont-Ferrand II.
- [98] Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Ranganathan N. (2002). "Evaluation of the stress intensity factors for patched cracks with bonded composite repairs in mode I and mixed mode". ECF14, 8 - 13 September, 2002 Vol. 3, Cracow, Poland.
- [99] Ricci Fabrizio, Francesco Franco, Nicola Montefusco (2008). Bonded composite patch repairs on cracked aluminum plates: theory, modelling and experiments" University of Naples "Federico II", Department of Aerospace Engineering Italy.
- [100] Boulenouar A., Aminallah M., Benamara N. (2013). "Computation of the SIF for repaired semi-circular surface cracks in finite-thickness plates with bonded composite patch". *Journal of Materials, Processes and Environment*, Vol.1. N° 2, pp121-127.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [101] Saeed K. (2017). "Adhesive effect on the performance of the repair efficiency of bonded aluminum alloy". Proceedings of 93rd the IIER International Conference, Los Angeles, USA, 20th-21st January 2017,
- [102] Bachir Bouiadjra B., Belhouari M., Serier B., Ouinas D. (2005). "Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: A numerical analysis". Proceeding of ICF11, 1 October, Turin.
- [103] Mhamdia R., Bachir Bouiadjra B., Serier Z., Belhouari M. (2012). "The patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures". Proceedings of the 2012 International Conference on Industrial Engineering and Operations Management Istanbul, Turkey, July 3 – 6, 2012
- [104] Bezzerrouki M., Bachir Bouiadjra B., Ouinas D. (2008). "SIF for cracks repaired with single composite patch having two adhesive bands and double symmetric one in aircraft structures". Computational Materials Science, 44(2), , pp 542-546.
- [105] Benachour M., Benachour N., Benguediab M., Seriari F.Z. (2014) "Prediction of fatigue crack growth of repaired al-alloy structures with double sides". Physics Procedia, 55, pp 83-89.
- [106] Bachir Bouiadjra B., Achour T., Berrahou M., Ouinas D., Feugas X. (2010) "Numerical estimation of the mass gain between double symmetric and single bonded composite repairs in aircraft structures". Materials & Design, Vol. 31(6), pp 3073-3077.
- [107] Beloufa H.I., Ouinas D. (2015). "Effet de la géométrie du patch sur la réduction du facteur d'intensité de contrainte en mode I et en mode mixte d'une fissure tridimensionnelle. 22ème Congrès Français de Mécanique, Lyon, 24 au 28 Août 2015.
- [108] Ouinas D., Hebbar A., Vina Olay J. (2015). "Fracture mechanics modelling of cracked aluminium panel repaired with bonded composite circular patch". Journal of Applied Sciences, 6: 2088-2095.
- [109] Malek H.N., Chakherlou T.N. (2017) "Investigation of the effect of bonded composite patch on the mixed-mode fracture strength and stress intensity factors for an edge crack in aluminum alloy 2024-T3 plates". Journal of Reinforced Plastics & Composites. Vol. 36(15), pp 1074- 1091.
- [110] Mhamdia R., Bachir Bouiadjra B., Serier Z., Belhouari M. (2012). "The patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures". Proceedings of the 2012 International Conference on Industrial Engineering and Operations Management Istanbul, Turkey, July 3 – 6, 2012

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [111] Khodja N., Maoue N. (2013) "Analyse élastoplastique de la réparation d'une fissure émanant d'un trou". U.D.L.Sidi Bel Abbés. Mémoire de Master, Université Sidi Bel Abbes, (2013).
- [112] Besseghier E., Djebli A., Bendouba M., Aid A. (2017). "Effect of patch shape on the repair efficiency of a cracked aluminum panel". *Journal of Materials And Engineering Structures* 4, pp 225–233.
- [113] Amiri A., Zouambi L., Kadouri K. (2009). "Analyse et calcul du facteur d'intensité de contraintes dans une plaque métallique fissurée et réparée par collage" 9ème Congrès de Mécanique, FS Semlalia, Marrakech, 21-24 Avril 2009.
- [114] Liao L.J., Huang C., Sawa T. (2013). "Effect of adhesive thickness, adhesive type and scarf angle on the mechanical properties of scarf adhesive joints". Vol. 50(25-26), pp 4333-4340.
- [115] Zhang Y., Takaishi K.T., Noda N.A., Lan X. (2011). "Effect of Adhesive Thickness on the Intensity of Singular Strength for the Adhesive Joint (Comparison between Bending and Tension)". *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series A*, Vol. 77(784), pp 2076- 2086.
- [116] Errouane L., Deghoul N., Sereir Z., Bennegadi., Hadjazi K, Khaldi (2016). "Etude de la résistance à la fissuration des plaques en l'aluminium réparées par des patches en composites" 3ème International Conference On Energy, Materials, Applied Energetics and Pollution (ICEMAEP'2016) Constantine, Algeria, October 30-31.
- [117] Sabelkin V., Mall S., Avram J.B. (2006). "Fatigue crack growth analysis of stiffened cracked panel repaired with bonded composite patch". *Engineering Fracture Mechanics* 73, pp 1553-1567.
- [118] Benachour M., Benachour N., Seriari F.Z., Benguediab M. (2012). "Effect of patch repair on fatigue behavior" 18th International Conference Engineering Mechanics 2012 pp. 103-108.
- [119] Carlson, R.L., Kardomateas, G.A., Bates, P.R., 1991. The effects of overloads in fatigue crack growth. *Int. J. Fatigue* 13 (6), 453–460.
- [120] Sunder, R., Andronik, A., Biakov, A., Eremin, A., Panin, S., Savkin, A., 2015. "Combined action of crack closure and residual stress under periodic overloads" *International Journal of Fatigue* (2015) Vol 82 pp 667/675.
- [121] Lee S.Y., Liaw P.K., Choo H., Rogge R.B. (2011). "A study on fatigue crack growth behaviour subjected to a single tensile overload. Part I. An overload-

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

induced transient crack growth micromechanism”. *Acta Mater.* 59, 485–494.

- [122] 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.
- [123] Albedah A., Khan Sohail M.A., Benyahia F., Bachir Bouiadjra B. (2015) “Experimental analysis of the fatigue life of repaired cracked plate in aluminum alloy 7075 with bonded composite patch” *Engineering Fracture Mechanics* 145, pp 210–220.

Chapitre III : Méthodologie

- [124] Ban C-S, Lee Y-H, Choi J-H, Kweon J-H (2008) Strength prediction of adhesive joints using the modified damage zone theory. *Compos Struct* 86:96–100

Chapitre VI : Résultats expérimentaux

- [125] Huang, Xiaoping, Moan Torgeir, and Weicheng Cui. "An engineering model of fatigue crack growth under variable amplitude loading." *International Journal of Fatigue* 30.1 (2008): 2-10.
- [126] A.H. Noroozi, G. Glinka, S. Lambert. Prediction of fatigue crack growth under constant amplitude loading and a single overload based on elasto-plastic crack tip stresses and strains, *Engineering Fracture Mechanics* 75 (2008) 188–206
- [127] L.P. Borrego, F.V. Antunes, J.D. Costa, J.M. Ferreira. Numerical simulation of plasticity induced crack closure under overloads and high–low blocks, *Engineering Fracture Mechanics* 95 (2012) 57–71
- [128] C. E. Celik, O. Vardar and V. Kalenderoglu. Comparison of retardation behaviour of 2024-T3 and 7075-T6 Al alloys, *Fatigue Fracture Engineering Mater Struct* 27, (2004); 713–722
- [129] Verma. B.B, Ashok Kumar and Ray. P.K. Fatigue crack growth delay following overload, *Trans. Indian Inst. met.* 53, (2000): 591-595
- [130] Alan Baker, Nik Rajic, Claire Davis. Towards a practical structural health monitoring technology for patched cracks in aircraft structure, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40 (2009), 1340-1352
- [131] Ch. Bichler, R. Pippan, Effect of single overloads in ductile metals: A reconsideration, *Engineering Fracture Mechanics*, 74 (2007) 1344-1359

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [132] Knott, J. F., Micromechanisms of librous crack extension in engineering alloys, *Metal sci.*, 14 (1980) 327
- [133] Maccagno. T. M. and Knott. J. F. The mixed mode I/II fracture behaviour of lightly tempered HY 130 steel at room temperature. *Engineering Fracture Mechanics*, 41(1992) 805

Chapitre V: RESULTATS NUMERIQUE

- [134] Alderliesten RC (2009) Damage tolerance of bonded aircraft structures. *Int J Fatigue* 31:1024–1030
- [135] Poole P (2002) Graphite/epoxy patching efcieny studies. In: Baker A, Rose F, Jones R (eds) *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure*, 1 edn, vol 1. pp 415–441