

RÉPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE



UNIVERSITÉ DE SIDI BEL ABBES  
FACULTÉ DE LA TECHNOLOGIE  
DÉPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE



---

---

THESE

---

---

*Pour l'obtention du diplôme de doctorat en science*

*Spécialité : Mécanique des matériaux et structures*

*Option : Mécanique des solides et des structures*

*Présentée par Monsieur : BACHIR BOUIADJRA BACHIR*

---

---

***Etude des effets de la plasticité sur le comportement  
mécanique des structures métalliques réparées et renforcées.***

---

---

Soutenue devant la commission d'examen :

***Président :***

- Serieur Boualem

*Professeur UDL de Sidi Bel Abbès*

***Examineurs :***

- Aid abdel krim

*Professeur Université de Mascara*

- Kaddouri Kacem

*Professeur UDL de Sidi Bel Abbès*

- Merdji Ali

*Maître de Conférence (A) Université de Mascara*

- Ouelâ el chikh El bahri

*Professeur Université de Mascara*

***Directeur de thèse:***

- Bachir Bouiadjra Bel Abbès

*Professeur UDL de Sidi Bel Abbès*

## **Remerciements**

Ce travail a été réalisé au laboratoire LMPM à l'université de Sidi Bel Abbes, je tiens à remercier le directeur Mr Serier Boualem ainsi que tous les membres de ce labo. Les essais expérimentaux ont été réalisés au département de génie mécanique à l'université du roi Saoud à Riyadh en Arabie Saoudite. Je remercie vivement Mrs Abdulmohsen Albedah et Fayçal benyahia pour leur contribution à l'achèvement de la partie expérimentale. Je remercie également les membres du jury Mrs : Boualem Serier, Bel Abbes Bachir Bouiadjra, Aid Abdel Krim, Kaddouri Kacem, El Bahri Ouldi Chikh et Merdji Ali pour avoir accepté d'examiner ce travail. En fin mes remerciements aux personnes qui ont contribué de près ou de loin à ce modeste travail.

## Résumé

Dans cette thèse, nous avons étudié le comportement des structures métalliques fissurées en alliages d'aluminium 2024T3 ET 7075T6 et réparées par le collage d'un patch en Carbone /époxyde. Des tests de fatigue, des observations au microscope électronique à balayage ainsi que des simulations numériques ont été réalisées pour quantifier les performances de la réparation. Les effets de plusieurs paramètres sur l'efficacité de la réparation ont été étudiés, parmi ces paramètres : les dimensions du patch, la forme du patch, le rapport de charge, l'orientation du patch ainsi que l'effet du décollement de l'adhésif. Deux types de chargements ont été testés sur les éprouvettes réparées et non réparées : chargement à amplitude constante et celui à amplitude variable avec deux blocs croissants et décroissants. Les résultats obtenus ont montré que le patch en composite augmente considérablement la durée de vie mais s'il est mal déposé ses avantages ont tendance à disparaître. Il a été montré aussi que la plasticité peut avoir effet négatif sur l'efficacité de la réparation.

## المخلص:

في هذه الأطروحة قمنا بدراسة حالة الهياكل المعدنية المتصدعة المتكونة من مزيج الألمنيوم 3T 2024 و 6T 7075 مدعمة عن طريق إصاق رقعة مركبة من الكربون إيبوكسيد تجارب الإجهاد الملاحظات المجهرية بواسطة مجهر المسح الإلكتروني المحاكاة الرقمية أجريت من أجل مراقبة أداء الإصلاح تأثيرات عدة عوامل تأثر في فعالية الإصلاح قمنا بدراستها من بين تلك العوامل أبعاد الرقعة المركبة و شكلها ونسبة الأحمال و اتجاه ألياف الرقعة و تأثير انقطاع اللاصقة هناك نوعان من الأحمال قمنا بتجريبيهما على العينات المدعمة و الغير المدعمة: تحميل السعة الثابت و تحميل السعة المتغير الذي يتكون من نوعين تحميل تصاعدي و تنازلي النتائج المتحصل عليها تثبت أن الرقعة المركبة ترفع بشكل واضح مدة الحياة لكنها تفقد فعاليتها إذا وضعت بشكل خاطئ و قد تبين أيضا أن المرونة يمكن أن يكون لها تأثير سلبي على الإصلاح



## Table des matières :

Introduction général.....	01
Chapitre 1.....	03
1-1Historique.....	03
1-2Introduction.....	05
1-3Généralités.....	06
1-4Loi d'endommagement et de propagation en fatigue.....	07
1-4-1Loi d'endommagement.....	07
1-4-2Loi de propagation d'une fissure.....	08
1-4-3Modèles de propagation d'une fissure de fatigue.....	09
1-4-3-1Introduction.....	09
1-4-3-2Modèles de prédiction de la durée de vie.....	10
a-Modèle de paris.....	10
b-Modèle de Walker.....	11
c-Modèle de Forman.....	11
d-Modèle de Collipriest.....	12
e-Modèle de McEvily.....	12
f-Modèle de Zheng.....	13
g-Modèle de Wang.....	13
h-Modèle de Dowling et Begley.....	14
1-4-4Modèle basé sur la fermeture de fissure.....	16
a-Modèle d'Elber.....	16
b-Modèle de Nasgro.....	19
1-5Paramètres affectant le comportement en fatigue.....	21
a-Effet de Bauchinger.....	22
b-Effet de Rochet.....	22
c-Durcissement-adoucissement cyclique.....	23
Chapitre2.....	25
2-1Introduction.....	25
2-2Historique sur le collage.....	28
2-3Avantages et désavantages du collage structural.....	30
2-4Différent type du collage.....	31
2-5Définition de l'adhérence.....	38
2-6Les tests de rupture.....	40
2-6Mécanisme d'adhésion directe.....	43
2-6-1La théorie mécanique.....	43
2-6-2La théorie électrique.....	43
2-6-3La théorie de la diffusion.....	44
2-6-4La théorie thermodynamique.....	44
2-6-5La théorie des couches de faible cohésion.....	44
2-6-6La théorie chimique.....	45
2-7La préparation des surfaces.....	45

a- Les traitements mécaniques.....	45
b- Les traitements chimiques.....	46
c- Les traitements énergétiques.....	48
2-8 Réparation de structures endommagées en composite.....	50
2-8-1 Réparations par boulonnage et rivetage.....	51
2-8-2 Réparations par remplissage de la zone endommagée .....	52
2-8-3 Réparations par collage des patches composites externes.....	54
Chapitre 3 Etude bibliographique sur la réparation des structures aéronautiques	56
Chapitre 4.....	71
4-Matériaux et technique expérimentale.....	71
4-1 Introduction.....	71
4-1-1 Matériaux.....	71
4-1-2 Préparation du composite.....	73
4-1-3 Choix de l'adhésif.....	74
4-1-4 Eprouvettes de l'essai de fatigue.....	75
4-1.5 Déroulement de l'essai de fatigue .....	77
4-1-6 Analyse microscopique.....	81
4-2 Simulation Numérique.....	81
Chapitre 5.....	85
5-1 Introduction.....	85
5-2 Comparaison entre plaque réparée et non réparées.....	85
5-3 Effet de la longueur initial de la fissure à la réparation.....	88
5-4 Effet de l'épaisseur du patche.....	90
5-5- Effet de la forme du patche.....	95
5-6 Effet de décollement de l'adhésif.....	100
5-7 Comparaison entre patch métallique et patch en composite.....	103
5-8 Durée de vie des structures réparée sous chargement à amplitude variable.....	107
5-8-1 Durée de vie pour des éprouvettes en aluminium 7075T6.....	107
5-8-2 durée de vie en alliage d'aluminium 2024T3.....	111
Chapitre 6.....	116
6.1 Observations par microscope optique.....	116
6.2 Analyses fractographiques à l'aide du microscope électronique à balayage (MEB).....	119
6.2.1 Eprouvettes non réparées sous chargement avec deux blocs ascendants (L-H).....	119
6.2.2 Eprouvettes réparées sous chargement avec deux blocs ascendants (L-H).....	126
6.2.3 Eprouvettes non réparées sous chargement avec deux blocs descendants (H-L).....	131
6.2.4 Eprouvettes réparées sous chargement avec deux blocs descendants (H-L).....	136
Chapitre 7.....	141

7-1Introduction.....	141
7.2Analyse du facteur d'intensité de contraintes.....	142
7.2.1 Effet de nombre des plis.....	142
7.2.2L'effets de décollement.....	143
7.2.3L'effet de la forme du patch.....	144
7.2.4L'effet de la hauteur du patch.....	145
7.2.5L'effet de la nature du patch.....	146
7.3Analyse de la distribution des contraintes adhésives.....	147
7.3.1L'effet de nombre des plis.....	147
7.3.2L'effet de la hauteur du patch.....	149
7.3.3L'effet de la forme du patch.....	151
7.3.3L'effet de la nature du patch.....	152
Conclusion.....	154

# Listes des figures :

## Chapitre1 :

Figure 1-1 : loi de propagation général

Figure 1-2 : Principe d'ouverture et de fermeture de la fissure

Figure 1-3 : Développement d'enveloppe de zones plastiques autour d'une fissure de fatigue en cour de propagation

Figure 1-4 : Fermeture induit par rugosité

Figure 1-5 : Fermeture induit par oxydation

Figure 1-6 : Effet de Bauchinger

Figure 1-7 : Effet de Rochet

Figure 1-8 : Adoucissement

Figure 1-9 : Durcissement

## Chapitre2 :

Figure 2-1 : zones de rupture d'un assemblage collé

Figure 2-2 : Représentation des modes de sollicitation pour un assemblage

Figure 2-3 Essais mécaniques les plus fréquemment employés pour les assemblages collés

Figure 2-4 : Réparation par boulonnage

Figure 2-5 : Réparation par Rivetage

Figure 2-6 : Remplissage avec un angle biseaute

Figure 2-7 : Remplissage avec une surface en escalier

Figure 2-8 : Réparation par patch composite biseaute avec une couche couverte

Figure 2-9 : Réparation d'un stratifié  $[45/0/-45/90]_s$  par patch composite interne

Figure 2-10 : Réparation par collage des patches externes

## Chapitre3 :

Figure 3.1 Comparaison du FIC entre plaque réparée et plaque non réparée

Figure 3-2 Comparaison des valeurs du FIC entre simple et double patche

Figure 3-3 Evolution du gain en épaisseur pour le double patche en fonction de son épaisseur

Figure 3-4 Comparaison des valeurs du FIC entre la forme rectangulaire et la forme en flèche du patche

Figure 3-5 Comparaison entre patche rectangulaire et trapézoïdal

Figure 3-6 Etendue de la zone plastique pour une fissure réparée pour différents taux d'absorption de l'humidité par le composite

Figure 3-7 Courbe de traction de l'Adeckit A140 en fonction de l'immersion dans l'eau

Figure 3-8 Intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour différents temps d'immersion de l'adhésif

Figure 3-9 Distribution des contraintes adhésives pour différents temps d'immersion

Figure 3-10 FIC en fonction de la largeur du décollement

Figure 3-11 FIC en fonction de la longueur du décollement

Figure 3-12 Variation du FIC pour des plaques chauffée et non chauffée (Effet des contraintes résiduelles)

Figure 3-13 Variation du FIC en fonction de la température de chauffage

Figure 3-14 Zones endommagées (en gris) dans la couche adhésive pour  $a=5$

Figure 3-15 Zones endommagées (en gris) dans la couche adhésive pour  $a=35$  mm

Figure 3-16 FIC en fonction du rapport de la zone endommagée

Figure 3-17 Contour de l'intégrale J

Figure 3-18 FIC en fonction de la longueur de la fissure pour une fissure réparée émanant d'un trou circulaire

Figure 3-19 Schéma de la technique du double adhésif

Figure 3-20 FIC en fonction de la longueur de fissure obtenus avec la technique du double adhésif

Chapitre 4 :

Figure 4-1 : Courbes de traction de l'Al 2024T3 et l'Al 7075T6

Figure 4-2 : La préparation du composite

Figure 4-3 : Eprouvette de fatigue

Figure 4-4 : différentes couches de réparation par patche

Figure 4-5 : schéma expérimental autour de la machine de fatigue

Figure 4-6 : Le montage de l'éprouvette réparée sur la machine de fatigue

Figure 4-7 : Signal du chargement utilisé

Figure 4-8 Chargement avec blocs croissants

Figure 4-9 Chargement avec blocs décroissants

Figure 4-10 : formes des patches

Figure 4-11 : Maillage typique de la structure réparée

Chapitre5 :

Figure 5-1 : Effet de la réparation par patch sur la durée de vie

Figure 5-2 : Effet de la réparation par patch sur rigidité

Figure 5-3 : photo de la zone plastique

Figure 5-4 : Effet de longueur initial de la fissure

Figure 5-5 : Effet du nombre des plis

Figure 5-6 : la vitesse de propagation de fissure pour un patch de 4 plis

Figure 5-7: la vitesse de propagation de fissure pour un patch de 6 plis

Figure 5-8: la vitesse de propagation de fissure pour un patch de 8 plis

Figure 5-9 : Durée de vie en fonction du nombre de plis

Figure 5-10 : les différentes formes du patch

Figure 5-11: Courbe de durées de vie de différentes formes de patches

Figure 5-12 : les formes triangulaires utilisées

Figure 5-13 : Effet de l'orientation du patche pour AL7075

Figure 5-14 : Effet de l'orientation du patch pour l'AL 2024T3

Figure 5-15 : schéma de la zone décollé

Figure 5-16 : l'effet du largeur du décollement

Figure 5-17 : Effet de la longueur du décollement

Figure 5-18 : comparaison entre patch en aluminium et patch en composite non vieilli

Figure 5-19 : comparaison entre patch en aluminium et patch en composite après l'immersion pendant 90 jours

Figure 5-20 : comparaison entre patch en aluminium et patch en composite après l'immersion pendant 120 jours

Figure 5-21 : Durée de vie des éprouvettes en aluminium 7075T6 sous chargement avec blocs croissants

Figure 5-22 Durée de vie des éprouvettes en aluminium 7075T6 sous chargement avec blocs décroissants

Figure 5-23 : Vitesse de propagation de fissures pour AL 7075T6 sous un chargement avec blocs croissants

Figure 5-24 : Vitesse de propagation de fissures pour AL 7075T6 sous un chargement avec blocs décroissants

Figure 5-25 : Durée de vie des éprouvettes en aluminium 2024T3 sous chargement avec blocs croissants

Figure 5-26 : Vitesse de propagation des fissures sous un chargement avec blocs croissants pour AL 2024T3

Figure 5-27 Durée de vie des éprouvettes en aluminium 2024T3 sous chargement avec blocs décroissants

Figure 5-28 : Effet de l'amplitude du second bloc sur la durée de vie en fatigue

Chapitre 6 :

Figure 6-1 Observation microscopique des éprouvettes rompues non réparées après chargement à amplitude variable

Figure 6-2 Observations microscopiques des éprouvettes rompues et réparées après chargement à amplitude variable

Figure 6-3 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x1

Figure 6-4 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x1

Figure 6-5 Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x20

Figure 6-6 Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x100

Figure 6-7 Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x500

Figure 6-8 Analyse fractographique à 10 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x20.

Figure 6-9 Analyse fractographique à 10 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x50

Figure 6-10 Analyse fractographique à 10 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqué à 1x100

Figure 6-11 Analyse fractographique à 35 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqués à 1x20

Figure 6-12 Analyse fractographique à 35 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloqués à 1x100

Figure 6-13 Analyse fractographique à 35 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloques à 1x 200

Figure 6-14 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 1

Figure 6-15 Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 20

Figure 6-16 Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 100

Figure 6-17 Analyse fractographique à 20 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 20

Figure 6-18 Analyse fractographique à 20 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 100

Figure 6-19 Analyse fractographique à 30 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 20

Figure 6-20 Analyse fractographique à 30 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 100

Figure 6-21 Analyse fractographique à 35 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 100

Figure 6-22 Analyse fractographique à 35 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H bloques à 1x 500

Figure 6-23 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 1

Figure 6-24 Analyse fractographique à 4 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 1

Figure 6-25 Analyse fractographique à 4 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 20

Figure 6-26 Analyse fractographique à 4 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 100

Figure 6-27 Analyse fractographique à 4 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 200

Figure 6-28 Analyse fractographique à 25 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 20

Figure 6-29 Analyse fractographique à 25 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 100

Figure 6-30 Analyse fractographique à 40 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 20



Figure 6-31 Analyse fractographique à 40 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L bloques à 1x 100

Figure 6-32 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 1

Figure 6-33 Analyse fractographique à 4 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 1

Figure 6-34 Analyse fractographique à 8 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 1

Figure 6-35 Analyse fractographique à 8 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 20

Figure 6-36 Analyse fractographique à 8 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 50

Figure 6-37 Analyse fractographique à 8 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 500

Figure 6-38 Analyse fractographique à 25 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 50

Figure 6-39 Analyse fractographique à 35 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L bloques à 1x 20

## Chapitre 7 :

Figure 7-1 : Effet du nombre de plis

Figure 7-2 : Effet du décollement de l'adhésif

Figure 7-3 : FIC pour patche triangulaire avec surface croissante et décroissante

Figure 7-4 : Effet de la hauteur du patche sur le FIC

Figure 7-5 : Effet de la nature du patch

Figure 7-6 : contraintes de cisaillement  $\tau_{xz}$  pour des différents nombres de plis

Figure 7-7 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour des différents nombres de plis

Figure 7-8 : contraintes de cisaillement  $\tau_{xz}$  pour des différentes hauteurs du patch

Figure 7-9 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour des différentes hauteurs du patche

Figure 7-10 : contraintes de cisaillement  $\tau_{xz}$  pour des différentes formes du patche

Figure 7-11 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour des différentes formes du patche

Figure 7-12 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour des différents types du patches



## **Introduction générale :**

Les structures aéronautiques sont soumises à des chargements cycliques de fatigue souvent avec des amplitudes assez importantes. Ce chargement cyclique est la cause essentielle des concentrations de contraintes pouvant conduire à l'amorçage et à la croissance des fissures de fatigue. L'utilisation des matériaux composites comme moyen de réparation ou de renfort des structures endommagées est une technique très prometteuse. Cette technique consiste à coller à l'aide d'un adhésif un patch en composite sur la zone endommagée de la structure. Ces méthodes de réparation par patch peuvent être accomplies plus rapidement, elles présentent une bonne résistance de fatigue et une faible densité, elles ne provoquent pas des zones de concentrations de contrainte. Tous ces avantages conduisent à une réduction du coût de la réparation ou du renfort. L'utilisation de la réparation par patch en composite est donc une option très intéressante pour augmenter la durée de vie des structures initialement endommagées. Les réparations par patchs composites effectuées par l'armée de l'air australienne ont permis d'avoir un retour de connaissances sur les réparations effectuées avec les matériaux composites. La plupart des défaillances de ces réparations sont notamment dues à l'apparition d'un pic de cisaillement dans la colle provoquée par le transfert des efforts du substrat vers le composite. Ces contraintes de cisaillement élevées conduisent à une rupture de l'adhésion ce qui conduit inévitablement au décollement de l'assemblage. L'analyse des performances de la réparation des structures aéronautiques par patch en composite ne peut pas être complète sans l'étude de l'effet du décollement de l'adhésif sur le comportement en fatigue de la structure réparée. Si le comportement en fatigue des alliages aéronautiques de l'aluminium de types 2024 T3 et 7075 T6 est très bien connu vu le nombre très important de recherches qui ont été réalisées pour étudier ce comportement, l'effet de la présence du patch de réparation sur la fatigue de ces alliages est très mal connu.

Ceci est dû à la l'interférence des effets de beaucoup de paramètres dont on peut citer: les paramètres classiques caractérisés par les propriétés géométriques, les propriétés du matériaux (alliage d'aluminium), le niveau et la nature du chargement cyclique, les propriétés des composites, l'orientation des fibres, la forme du patch, la nature de l'adhésif, les propriétés géométrique du patch (longueur, largeur et épaisseur) etc...Tous ces paramètres concourent à influencer négativement ou positivement l'efficacité de la réparation.

Dans ce travail, nous avons essayé de contribuer à une meilleur compréhension des effets de ces différents paramètres sur la durée de vie en fatigue des structures aéronautiques en Al 2024T3 et 7075 T6 réparées par patch en carbone/époxyde unidirectionnel. Des essais de fatigue ont été réalisés pour analyser la durée de vie en fatigue des éprouvettes en alliage d'aluminium entaillées et réparées par patch en composite. Des observations microscopiques à l'aide d'un microscope électronique à balayage ont été faites sur les surfaces de ruptures pour comprendre la nature de la rupture des éprouvettes réparées et non réparées. En fin, des simulations numériques ont été faites en utilisant la méthode des éléments finis pour calculer le facteur d'intensité de contraintes en tête de fissures réparées ainsi que pour déterminer la distribution des contraintes dans la couche adhésive.

## 1-1 Historique

À partir du début de la première révolution industrielle (fin XVIIIe - début XIXe), La fatigue des matériaux devient une problématique majeure [1,2]. On remarque à cette époque que la répétition d'un chargement sur une pièce engendre sa rupture alors que ce chargement appliqué une seule fois n'implique aucun endommagement visible.

Les premiers travaux sur la fatigue remontent à 1837 où Albert publie des résultats d'essais de fatigue menés sur des chaînes de convoyeur utilisées dans les mines. Par la suite, Rankine en 1842 travaille sur la fatigue des essieux utilisés dans le milieu ferroviaire et remarque l'influence des concentrations de contraintes. La même année, un accident ferroviaire à Versailles causé par la fatigue d'un essieu de locomotive coûte la vie à 60 passagers. En 1853, Morin propose le remplacement systématique des essieux de carrosse, c'est l'introduction d'une notion de durée de vie associée à une pièce. Avec le développement industriel et l'essor de technologies comme les pompes, moteurs, locomotives, les cas de rupture de pièce par fatigue sont de mieux en mieux connus et c'est en 1839 que Poncelet mentionne pour la première fois le mot fatigue lors d'une conférence pour décrire ce phénomène. Le mot fatigue est par la suite utilisé explicitement par Braithwaite en 1854.

À partir de 1858, August Wöhler met en place des essais de fatigue sur des essieux de locomotives. Il remarque alors que la rupture du matériau peut être induite par la répétition d'un chargement. Il introduit alors la notion de coefficient de sécurité, de dispersion et la notion de durée de vie en fatigue. Ces premiers résultats permettent alors de relier la charge appliquée à un essieu au nombre de cycles nécessaire pour courbe SN (Stress - Number of cycles) et par d'autres courbe de Wöhler.

En 1903, les premières observations métallurgiques menées par Ewing et Humfrey mettent en évidence les bandes de glissement. Ce sont les premières descriptions des mécanismes microstructuraux de la fatigue des matériaux.

Dans les années 1920, les travaux de Haigh et de McAdam sur la corrosion en fatigue sont publiés. À la même époque, Gough s'intéresse aux effets de l'état de surface sur la limite de fatigue.

La mise au point des jauges de déformations en 1939 est un fait majeur car il marque le début du développement des essais de fatigue à amplitude variable. De nombreux essais, notamment dans le domaine aéronautique pendant la Seconde Guerre mondiale, sont menés pour connaître l'histoire du chargement subi par les différentes pièces mécaniques.

Après la Seconde Guerre mondiale, la fatigue est toujours un phénomène important dans le milieu industriel et particulièrement dans le domaine aéronautique. En 1954, deux avions «De Havilland Comet» s'écrasent. Ces accidents conduisent à la mise au point d'essais de fatigue à échelle réelle reproduisant les conditions de pressions que subit le fuselage. En 1958, deux avions de l'United States Air Force s'écrasent à cause de rupture par fatigue des ailes.

Dans les années soixante, le développement des machines hydrauliques est l'occasion d'étudier la fatigue de manière plus élaborée, comme par exemple d'appliquer des histoires de chargement complexes, de s'intéresser à l'effet de la fréquence de sollicitation ou la propagation de fissures. On peut citer par exemple les premiers travaux de Paris en 1962 sur ce dernier point.

Depuis cette période, de nombreux travaux scientifiques ont été développés pour améliorer la compréhension de la fatigue des matériaux. On peut par exemple mentionner l'usage de nouvelles techniques telles que la micro tomographie aux rayons X ou des systèmes piézoélectriques. Ces systèmes piézoélectriques permettent de solliciter des échantillons à des fréquences ultrasoniques. Ils donnent alors facilement accès à des domaines de sollicitation à des nombres de cycles très grands. D'autres techniques telles que la thermographie infrarouge (IR) et la corrélation d'image numérique (CIN) sont également apparues. La technique de thermographie infrarouge donne accès à des champs de

température, en général considérés comme un indicateur de l'état d'avancement de la fatigue. Enfin la technique de corrélation d'images permet d'accéder à des champs cinématiques. Ce sont des techniques qui se révèlent pertinentes pour améliorer la connaissance du comportement des matériaux et des structures.

L'étude de la fatigue des matériaux a démarré avec la première révolution industrielle, de nombreux travaux ont été réalisés dans ce domaine. Malgré cela, il reste toujours des zones d'ombre dans la compréhension des mécanismes de fatigue comme par exemple l'existence d'une limite de fatigue et de l'effet de fréquence de sollicitation.

### **1-2 Introduction :**

Le terme fatigue généralement utilisée pour décrire la déformation et la rupture des matériaux sous chargement cyclique. L'endommagement des matériaux par fatigue provient du caractère cyclique des sollicitations qui leur sont appliquées.

Ce dommage peut conduire à la ruine du composant ou de la structure elle même lorsque son accumulation atteint une valeur critique qui est fonction des matériaux.

Cette notion d'endommagement par fatigue même si elle est très ancienne demeure aujourd'hui un domaine de préoccupation important en fatigue car sa modélisation reste parfois en décalage avec les observations expérimentales. Sans déformation plastique répétée, même de très faible amplitude, il n'y a pas de fatigue. La limite conventionnelle de fatigue à  $10^7$  cycles correspond à une amplitude de déformation cyclique de l'ordre de  $10^{-5}$ . Une déformation plastique d'une telle amplitude, appliquée une seule fois, ne provoque pas une évolution considérable de la microstructure des matériaux. Par contre sa répétition prolongée entraîne un endommagement cumulatif résultant du mouvement inversible des dislocations qui peut conduire au bout du compte à la rupture. L'objectif d'une loi d'endommagement en fatigue est de fournir un outil de prévision de durée de vie pour des structures soumises à des sollicitations

variables. Le dimensionnement d'une structure à la fatigue est plus difficile que pour les charges statiques, car les ruptures par fatigue dépendent fortement des contraintes locales.

### **1-3 Généralités :**

De nombreuses structures aéronautiques et maritimes et industrielles qui subissent au fil des jours l'action des charges variable et répétées présentent des dommages. Le cas des voilures les chasées les tabliers les barrages et les arbres sous un chargement répété sont des exemples vivant des phénomènes de fatigue.

Le phénomène de fatigue est lié à l'amorçage et à la propagation d'une fissure à partir d'un défaut au sein de la pièce, (situation favorable à une cohésion local du matériau du fait d'une forte concentration de contraintes).

On peut identifier deux grandes classes de comportement dus à la fatigue[3].

- ❖ La fatigue associée à un grand nombre de cycles : c'est la plus courantes, la rupture a lieu sans aucune déformation permanente et la déformation se produit dans les limites du domaine élastique.
- ❖ La fatigue plastique associée à un petit nombre de cycles (fatigue olygocyclique) : c'est celle qu'on rencontre dans le cas du fil de métal plié et déplié.

La contrainte est telle qu'elle provoque à chaque cycle, une déformation plastique, dans ce cas la durée de vie est beaucoup plus courte ( $N < 10^4$  cycle).

Ce phénomène de fatigue qui entraîne une détérioration progressive de la structure des matériaux puis leur rupture notamment quand les ouvrages sont soumis à des cycles complexes, a été observé dès le début de cycles, mais il n'a été développé que durant ces dernières années. La méthode la plus utilisée pour aborder la fatigue des structures est le relevé de la courbe de Wohler. Cependant



différents travaux entrepris à ce jour n'ont pas permis de mettre en évidence une limite d'endurance de ce matériau.

## **1-4Loi d'endommagement et de propagation en fatigue :**

### **1-4-1Loi d'endommagement :**

L'endommagement de fatigue correspond à la naissance et à la croissance de microfissure généralement intracristalines dans les métaux, sous l'effet de sollicitations cyclique, jusqu'à l'amorçage d'une fissure macroscopique.

Les lois classiques s'expriment en fonction de grandeurs définie sur un cycle :

-Amplitude de contrainte  $\Delta\sigma/2$  ou de déformation  $\Delta\varepsilon/2$

-valeur moyenne (sur un cycle) de contrainte  $\sigma_{moy}$  ou de déformation  $\varepsilon_{moy}$ .

-Rapport du minimum au maximum de la contrainte  $R\sigma=\sigma_{min}/\sigma_{max}$

Ou de la déformation  $R\varepsilon=\varepsilon_{min}/\varepsilon_{max}$ .

La loi de Palmgreen-miner suppose l'additivité de ces cycles, et l'existence d'une relation biunivoque entre le dommage élémentaire induit par un cycle et l'amplitude de chargement. La règle linéaire de cette loi définit les dommages par le facteur d'usage associé  $n_i/N_i$  ou  $n_i$  est le nombre de cycle effectués avec chargement donné pour lequel le nombre de cycles à rupture serait  $N_i$  l'évolution du dommage est donc linéaire :

$$D = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \quad (1-1)$$

Cette loi repose sur l'utilisation des courbes de Wohler, donnant une relation entre le nombre  $N_i$  et l'amplitude des cycles on peut alors écrire la loi de Miner par une fonction en fonction de l'amplitude de chargement

$$\frac{\delta D}{\delta N} = \frac{1}{f(\Delta\sigma)} \quad (1-2)$$

#### 1-4-2 Loi de propagation d'une fissure :

Les phénomènes liés à la propagation de la fissuration en fatigue sont très complexes. Les modèles proposés pour décrire cette propagation devrait tenir compte de tous les paramètres qui conditionnent cette propagation dans un matériau donné. Les paramètres sont classés en deux grandes catégories :

- ❖ Les paramètres intrinsèques dépendant du matériau lui-même, par exemple, module de Young limite d'élasticité, ténacité, .....
- ❖ Les paramètres extrinsèques dépendant des conditions d'utilisation, par exemple, la température la fréquence et la forme du signal .....

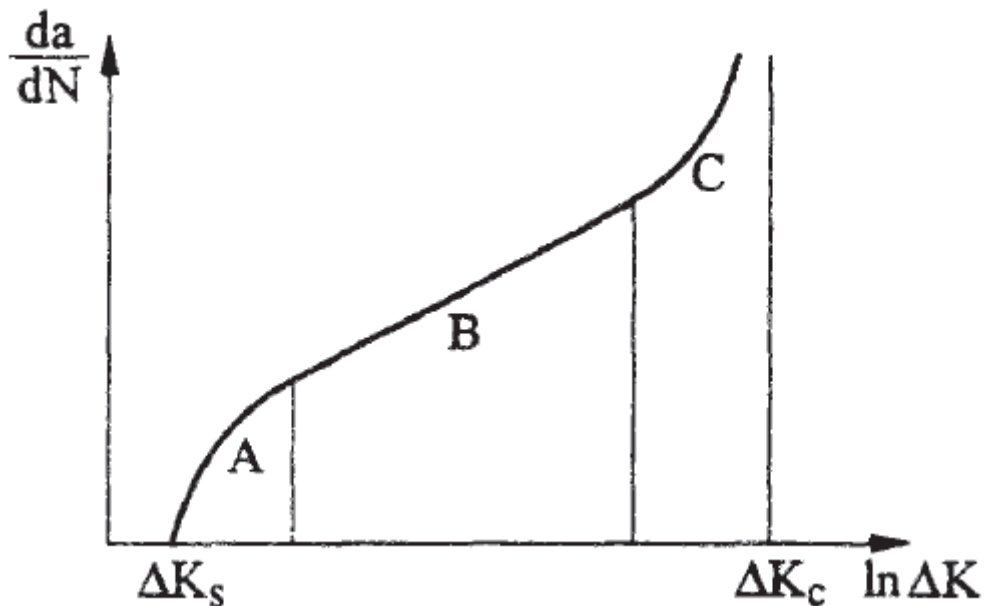
La diversité de ces paramètres a conduit les mécaniciens soucieux de prévoir la rupture des pièces mécaniques sollicitées en fatigue, à établir des lois basées le plus souvent sur des constatations expérimentales et décrivant, le plus correctement possible, l'effet de certaines paramètres jugés plus prépondérants que d'autre sur la vitesse de propagation des fissures.

Le modèle le plus utilisé en pratique est basé sur le facteur d'intensité de contraintes qui caractérise les effets de la variation de contrainte et de la géométrie de la pièce, compte tenue de l'extension de la fissure, la propagation d'une fissure sous l'effet de variation de contraintes provoque un accroissement du facteur d'intensité de contrainte ce qui implique un accroissement de la vitesse de la fissuration. Ce comportement des structures fissurées, liée à la répétition des charges, entraine la fatigue du matériau donc la résistance mécanique décroît avec l'augmentation du nombre des cycles de chargement. Pour des problèmes plan, ou la fissure est caractérisée par sa longueur 'a', la loi de propagation s'écrit donc sous la forme générale :

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta k, k_M, k_m, \Delta k_c, \Delta k_s, \dots \text{cst du matériau}) \quad (1-3)$$

Où  $\Delta k$  représente la variation du facteur  $k$  ( $\Delta k = k_M - k_m$ ),  $\Delta k_c$  est le facteur d'intensité critique à rupture, et  $\Delta k_s$  le facteur d'intensité seuil. Les expériences montrent trois stades de croissance de la fissure de fatigue :

Démarrage de la propagation à partir d'un seuil de  $\Delta k$  (stade A), croissance régulière de la fissure (stade B) et croissance brutale jusqu'à la rupture (stade C).



**Figure 1-1 : loi générale de propagation**

La loi de base largement utilisée pour décrire la propagation de fissure au stade B est la loi de Paris (1963).

### 1-4-3 Modèles de propagation d'une fissure de fatigue :

#### 1-4-3-1 Introduction :

Plusieurs modèles ont été proposés pour prédire de vie et la vitesse de fissuration " $da/dN$ " sous différentes conditions. Dans cette partie nous présentons

les modèles de prédiction de la durée de vie sous chargement à amplitude constante avec et sans effet du rapport de charge "R".

### **1-4-3-2 Modèles de prédiction de la durée de vie :**

L'estimation de la vitesse de propagation des fissures et la prédiction de la durée de vie résiduelle sont importantes pour la conception des structures sous l'effet du phénomène de fatigue plusieurs contribution ont été menées dans le but de développer des modèles de propagations pour des chargements à amplitude constantes. La majorité des modèles proposés ne tient pas compte de tous les paramètres et conditions, et la totalité de la courbe de propagation  $da/dN$  (figure1) les différent modèles proposées sont basées sur l'intégration de l'équation de la vitesse de propagation afin de prédire de la durée de vie en fatigue. L'application de ces modèles est limitée dans le cas d'un robuste ou l'algorithme d'intégration compliqué.

#### **a- Modèle de paris :**

La plus part des applications actuelles de concepts de la mécanique linéaire de la rupture élastique pour décrire le comportement de fissure sont associées à la région II (figure1). Le modèle de paris [5]

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta k)^m \quad (1-4)$$

Représente la première application de la mécanique de la rupture à la fatigue. L'utilisation de la loi de paris est limitée par son utilisation dans la région II (propagation stable) et ne peut décrire les régions (I) et (III). Cette loi ne prend pas en compte l'effet du rapport de charge "R" et dépend du matériau utilisé. La valeur du coefficient "m" pour les alliages légers est entre 2 et 4.

Pour décrire plus complètement la courbe de propagation à des vitesses très lentes et pour la zone de propagation rapide, certains auteurs ont intégré la

formulation des valeurs de  $k$  (seuil de propagation) et de  $k_c$  (valeur critique du facteur d'intensité de contrainte).

### **b- Modèle de Walker :**

La principale limite de la loi de Paris est son incapacité de prendre compte de la modification de Walker [6] afin d'améliorer le modèle de Paris en incluant l'effet du rapport de charge. Walker a proposé le paramètre  $\Delta k$ , qui est équivalent au facteur d'intensité de contrainte à  $R=0$  et qui provoque la même vitesse de propagation à  $k_{max}$  réel, et la combinaison du rapport  $R$ . Elle est exprimée par la relation suivante :

$$\Delta k' = \Delta k_{max} (1 - R)^{\gamma_w} \quad (1-5)$$

Où  $\Delta k_{max} = \Delta k / (1 - R)$  et l'équation 1-5 devient :

$$\Delta k' = \Delta k / (1 - R)^{1 - \gamma_w} \quad (1-6)$$

Par conséquent, la loi de Walker est représenté par :

$$\frac{da}{dN} = c_w \left[ \frac{\Delta k}{(1 - R)^{1 - \gamma_w}} \right]^{m_w} \quad (1-7)$$

Pour  $R=0$ , l'équation 1-7 est écrite sous la forme :

$$\frac{da}{dN} = c_w (\Delta k)^{m_w} \quad (1-8)$$

Les paramètres  $c_w$  et  $m_w$  sont respectivement équivalent aux paramètres  $c$  et  $m$  de loi de Paris.

Le modèle de Walker est une modification du modèle de Paris tenant compte de l'effet du rapport de charge ou un troisième paramètre a été introduit " $\gamma_w$ ".

### **c- Modèle de Forman :**

Forman [7] a amélioré le modèle de Walker en suggérant un nouveau modèle qui est capable de décrire la région III de la courbe de la vitesse de propagation et inclut l'effet de rapport de charge.

La loi de Forman est donnée par :

$$\frac{da}{dN} = \frac{c(\Delta k)^m}{(1-R)(k_c - k_{max})} \quad (1-9)$$

Où  $k_c$  est la ténacité du matériau fonction de l'épaisseur considérée.

Le modèle de Forman est capable de représenter le stade de la propagation stable (région II). Des modifications du modèle de Forman ont été proposées par Hartman et schijve [8] afin de tenir compte du facteur d'intensité de contrainte seuil  $\Delta k_{th}$  (région 1). Le modèle est modifié et représenté par l'équation 1-10.

$$\frac{da}{dN} = \frac{c(\Delta k - \Delta k_{th})^m}{(1-R)(k_c - \Delta k)} \quad (1-10)$$

L'inconvénient majeur du modèle est la stabilité et la dépendance de  $\Delta k_{th}$  au rapport de charge "R" ce qui été démontré par Dowling [9].

#### **d- Modèle de Collipriest :**

En 1972 Collipriest [10] a proposé une loi propagation de la fissure capable de décrire les trois régions (figure 1-1) incluant l'effet du rapport de charge. Le modèle décrit ci-dessus (équation 1-10) semble compliqué vu le nombre de paramètres pris en compte.

$$\frac{da}{dN} = c(k_c \Delta k)^{\frac{m}{2}} \exp\left[\ln\left(\frac{k_c}{\Delta k_{th}}\right)^{\frac{m}{2}} \operatorname{arctanh}\left(\frac{\ln\left[\frac{\Delta k^2}{(1-R)k_c \Delta k_{th}}\right]}{\ln\left[\frac{(1-R)k_c}{\Delta k_{th}}\right]}\right)\right] \quad (1-11)$$

#### **e- Modèle de McEvily :**

En 1974 McEvily [11] a proposé un modèle reliant la propagation de la fissure par cycle dans le mode de striation en fonction de l'ouverture de la fissure ou l'effet seuil ( $\Delta k_{th}$ ) est inclut (équation 1-12).

$$\frac{da}{dN} = \frac{8}{\pi E^2} (\Delta k^2 - \Delta k_{th}^2) \quad (1-12)$$

Une modification de ce modèle a été proposé afin de tenir compte de l'effet du rapport de charge "R" et de la zone de propagation instable.

$$\frac{da}{dN} = \frac{8}{\pi E^2} (\Delta k^2 - \Delta k_{th}^2) \left( 1 + \frac{\Delta k}{k_c - k_{max}} \right) \quad (1-13)$$

L'amplitude du facteur d'intensité de contrainte seuil  $\Delta k_{th}$  est exprimée par la relation 1-14.

$$\Delta k_{th} = \frac{1.2(\Delta k_{th0})}{1 + 0.2 \left( \frac{1+R}{1-R} \right)} \quad (1-14)$$

#### f- Modèle de Zheng :

Zheng and Manfred [12] ont élaboré un modèle de propagation en expliquant l'émoussement en point de la fissure contrairement aux travaux Lal et Weiss [13].

Le modèle décrit par l'équation (1-15) dépend de la résistance à la rupture  $\sigma_f$  et du coefficient de ductilité  $\varepsilon_f$  ainsi que du facteur d'intensité de contrainte seuil  $k_{th}$ .

$$\frac{da}{dN} = \frac{1}{2\pi E \sigma_f \varepsilon_f} (k_{max} - k_{th})^2 \quad (1-15)$$

#### g- Modèle de Wang :

Wang et al [14] ont proposé une théorie cumul de dommage ou ils considèrent le composant plastic de l'intégral J comme un facteur d'endommagement résultant d'une formulation simple de la propagation des fissures de fatigue. Ils ont montré que la vitesse de propagation de la fissure ne dépend pas seulement  $\Delta k$  mais elle dépend de la valeur moyenne de la résistance à la rupture et de l'amplitude du facteur d'intensité de contrainte effective dans la région II et III. Le modèle ainsi développé est donné par l'équation 1-16

$$\frac{da}{dN} = \alpha \frac{k_{max}^4}{\sigma_m y^2} \left[ \frac{1}{1-\xi^2} - \frac{1}{1-(R\xi)^2} \right] \left[ \frac{1}{(1-\xi)^{1/2}} - \frac{1}{(1-(R\xi)^2)^{1/2}} \right]^2 \quad (1-16)$$

$$\text{Ou } \xi^2 = \frac{k_{max}^2}{2k_{eff}}$$

$$k_{max} = \sigma_y \sqrt{\sigma_a}$$

A : constante dépendant du matériau

$\sigma_y$  : résistance local à la rupture

$\sigma_{my}$  : résistance local moyenne à la rupture

### **h- Modèle de Dowling et Begley**

Les modèles décrit précédemment, de la propagation des fissures de fatigue ont le facteur de fatigue et le facteur d'intensité de contrainte  $\Delta k$  comme paramètre commun de caractérisation de la rupture reste toujours valable.

Dans certaines situation discutées de la propagation de la fissure de fatigue ou le paramètre  $\Delta k$  n'est pas plus valide, Dowling et Begley [15] ont suggéré d'employer l'intégral de contour  $\Delta J$  comme paramètre de rupture. Ils ont adapté les vitesses de propagation de la fissure de fatigues selon une loi puissance en employant  $\Delta J$  dont l'expression donnée par l'équation 1-17.



$$\frac{da}{dN} = c_{BD} \Delta J^{m_{DB}} \quad (1-17)$$

Cette loi est semblable à celle de Paris [5] qui décrit bien la région II et ne tenant pas de l'effet du rapport de charge R certain modèles ne tiennent pas explicitement des propriétés des matériaux. Ces propriétés ont été prises dans le modèle de propagation développé par Duggan [16]. La vitesse de propagation dépend du module d'élasticité, la ténacité et la ductilité.

$$\frac{da}{dN} = \left(\frac{\pi}{32}\right)^{\frac{1}{2\eta}} \frac{1}{\eta} \left[ \frac{2}{\varepsilon_1 E (k_{ic} - k_{max})} \left(1 - \frac{k}{k_{ic}}\right) \right]^{\frac{1}{\eta}} k^{\frac{2}{\eta}} \quad (1-18)$$

Adib et Baptista [17] ont développé une nouvelle relation exponentielle (équation 1-18), appelé modèle  $\alpha\beta$ , dans le but de fournir une meilleure description de la vitesse de fissuration.

$$\frac{da}{dN} = A e^{\beta/\Delta k} \quad (1-19)$$

Ou  $A=e^\alpha$ .

Un paramètre  $\gamma$  est introduit afin de relier les paramètres  $\alpha, \beta$  et l'amplitude du facteur d'intensité de contraintes  $\Delta k$ .

$$\gamma = \ln \left( \frac{da}{dN} \right) \Delta k = \alpha \Delta k + \beta \quad (1-20)$$

$\alpha, \beta$  représente respectivement l'ordonnée et la pente des courbes  $\gamma=f(\Delta k)$ .

Le modèle développé, a été appliqué sur les résultats expérimentaux de la propagation des fissures de fatigue du Titanium.

Le résultat obtenu, a montré que la trajectoire du modèle  $\alpha\beta$  suit exactement les résultats expérimentaux comparativement par rapport au modèle de Paris [5] pour les mêmes résultats expérimentaux. Récemment le modèle exponentiel en

terme de vitesse de fissuration développé par Adib et Baptista [17] a été validé sur le comportement en fatigue de l'alliage d'aluminium 2524T3 [18] donnant de meilleures performances comparativement aux modèles d'Elber [19] et Kujawski[20,21].

#### 1-4-4 Modèle basé sur la fermeture de fissure :

##### a-Modèle d'Elber :

Elber [19,22] a suggéré qu'une fissure de fatigue peut se fermer sous une charge de traction appliquée à une distance de la zone de contraintes résiduelles de compression laissées dans le sillage de la pointe de la fissure. La figure 2 illustre le concept de fermeture de fissure induit par plasticité (figure 1-3). La zone plastique développée au niveau de la pointe de la fissure (figure 1-3).

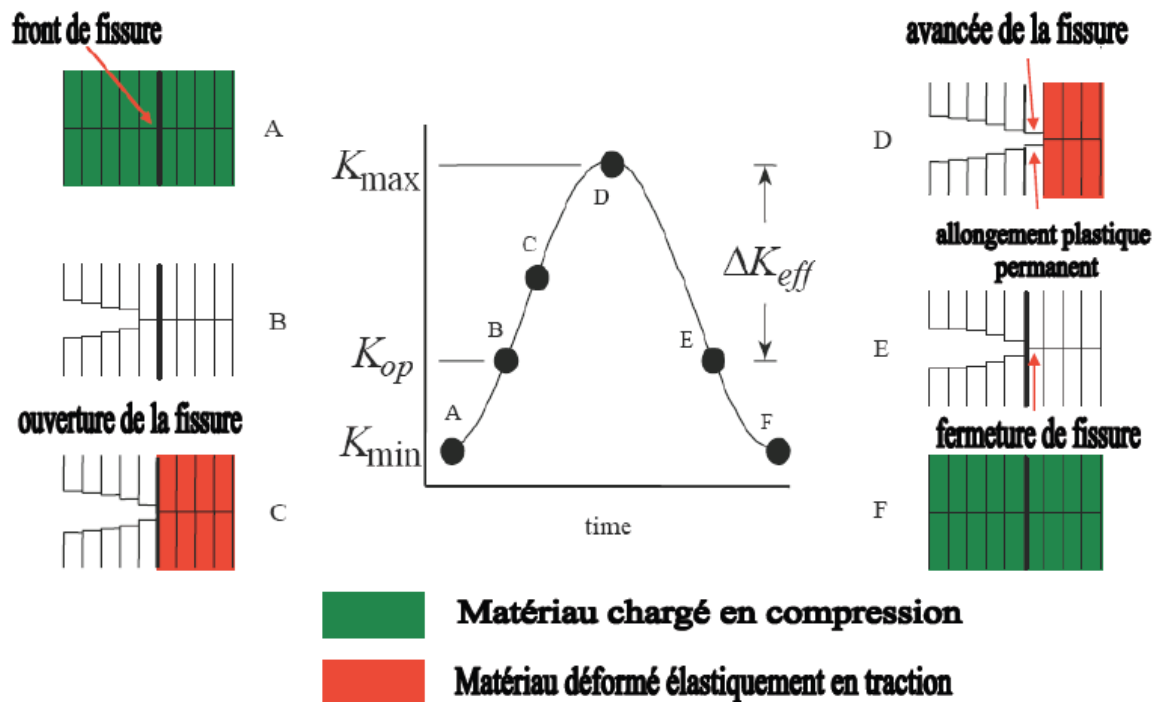


Figure 1-2 : Principe d'ouverture et de fermeture de la fissure

La vitesse de fissuration est exprimé par :

$$\frac{da}{dN} = c\Delta k_{eff}^m \quad (1-21)$$

C et m sont des paramètres expérimentaux du modèle d'Elber.

Le facteur d'intensité de contrainte peut être exprimé par la fonction U(R) :

$$\Delta k_{eff} = U(R)\Delta k \quad (1-22)$$

Avec :

$$U(R) = \frac{k_{max} - k_{ouv}}{k_{max} - k_{min}} \quad (1-23)$$

La fonction U(R) a fait l'objet de plusieurs études. Elber [19] fut le premier à déterminer la fonction U(R) pour l'alliage d'aluminium 2024T351 dans un état de contrainte plane :

$$U(R) = 0.5 + 0.4R \quad 0.1 \leq R \ll 0.7 \quad (1-24)$$

Benguediab[21] a montré que dans le cas de l'alliage d'aluminium 2024T351, le rapport de charge  $k_{op}/k_{max}$  ne devient constant que lorsque  $k_{max}$  dépasse une valeur critique de  $15\text{Mpa (m)}^{1/2}$ . La fonction U(R) déterminée en déformation plane, et sous la forme suivante :

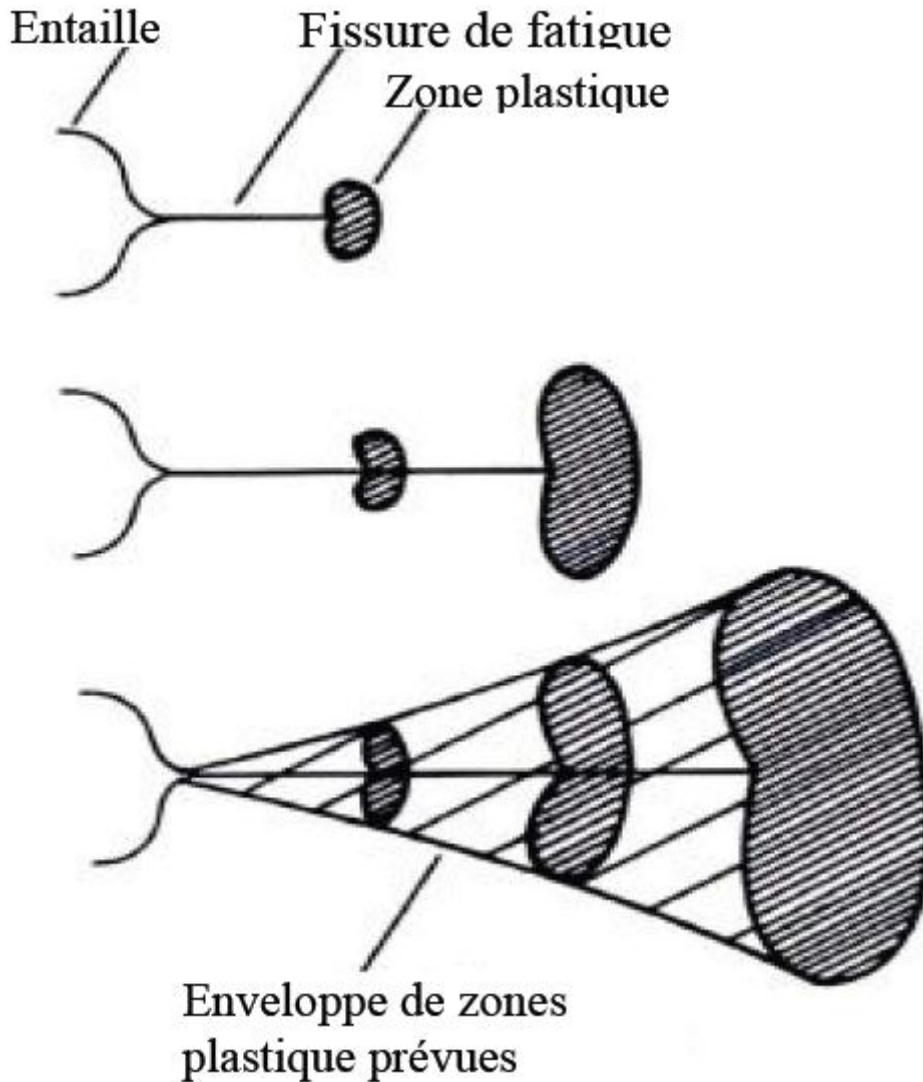
$$U(R) = 0.35 + 0.081R + 0.6R^2 \quad R \geq 0.1 \quad (1-25)$$

D'autres modèles de fermetures de fissures basés sur le modèle d'Elber ont été développés pour différents type d'alliages d'aluminium [23,24]. A titre d'exemple cité le modèle de Katcher et Kaplan [23] (équation 1-26) pour l'alliage 2219T851, le modèle de Kumar et Garg [25] (équation 1-27) pour l'alliage 6061T6 et le modèle Chand et Garg [26] (équation 1-28).

$$U = 0.68 + 0.91R \quad 0.08 < R < 0.3 \quad (1-26)$$

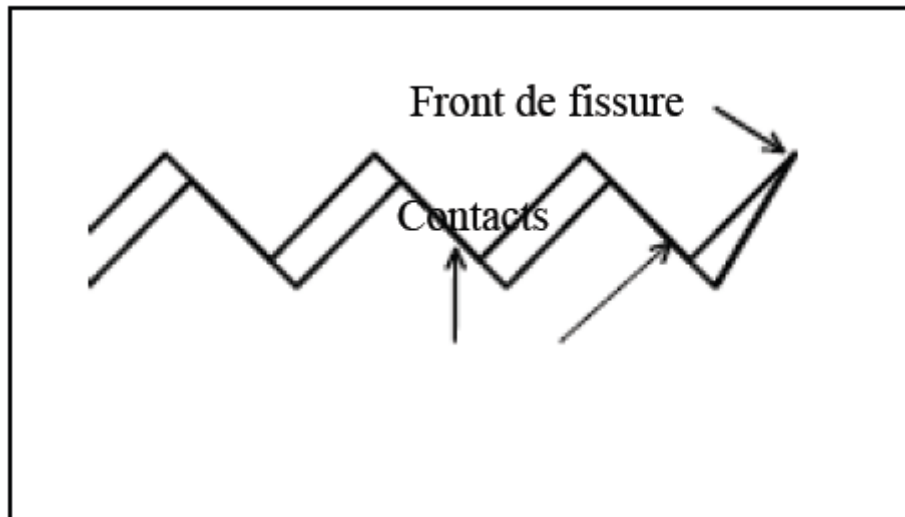
$$U = 0.69 + 0.5R + 0.21R^2 \quad 0.2 < R < 0.3 \quad (1-27)$$

$$U = \frac{k_{max}}{1000} \frac{(8.8R+60)}{8.8} + 1.3R + 0.2 \quad (1-28)$$

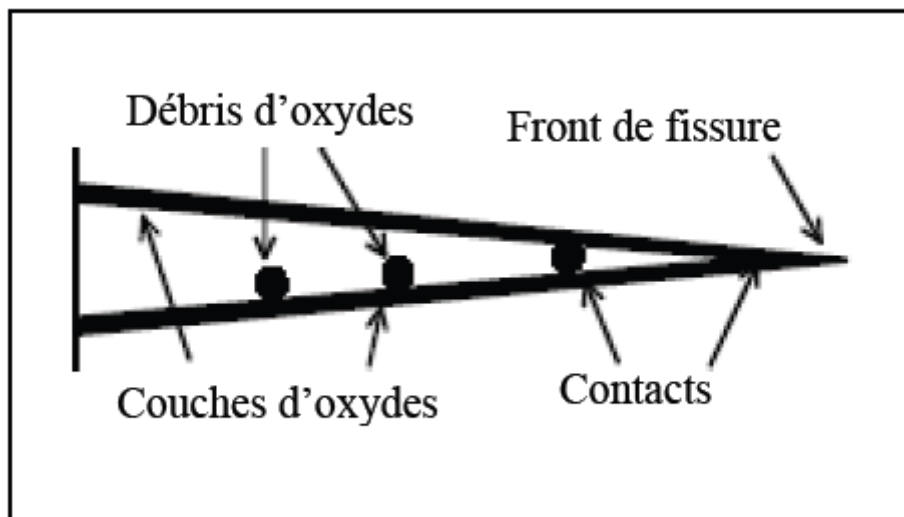


**Figure 1-3 : Développement d'enveloppe de zones plastiques autour d'une fissure de fatigue en cour de propagation**

D'autres mécanismes peuvent participer à la fermeture de la fissure induit par rugosité (figure 1-4) et la fermeture induit par oxydation (figure 1-5).



**Figure 1-4 : Fermeture induit par rugosité**



**Figure 1-5 : Fermeture induit par oxydation**

### **b-Modèle de Nasgro :**

Le modèle de Nasgro utilisée dans la prédiction de la vitesse de fissuration de fatigue a été développé par Forman et Mettu [27] le modèle de Nasgro prédit la vitesse pour les trois domaines est sous la forme :

$$\frac{da}{dN} = c \left[ \left( \frac{1-f}{1-R} \right) \Delta k \right]^n \frac{(1 - \frac{\Delta k_{th}}{\Delta k})^p}{(1 - \frac{\Delta k_{max}}{\Delta k_{crit}})^q} \quad (1-29)$$

C,m,p,q sont des paramètres empirique

$K_{max}$ ,  $k_{crit}$  sont respectivement le facteur d'intensité de contrainte et le facteur d'intensité de contrainte critique.

f représente la contribution de la fermeture de la fissure :

$$f = \frac{k_{op}}{k_{max}} = \begin{cases} \max(R, A_0 + A_1 R + A_2 R^2 + A_3 R^3) & R \geq 0 \\ A_0 + A_1 R & -2 \leq R \leq 0 \\ A_0 + 2A_1 & R < -2 \end{cases} \quad (1-30)$$

Les coefficients  $A_i$  sont données par :

$$A_i = \begin{cases} A_0 = (0.825 - 0.34\alpha + 0.05\alpha^2) \left[ \cos\left(\frac{\pi}{2} \frac{\sigma_{max}}{\sigma_0}\right) \right]^{\frac{1}{\alpha}} \\ A_1 = (0.415 - 0.071\alpha) \sigma_{max} / \sigma_0 \\ A_2 = 1 - A_0 - A_1 - A_3 \\ A_3 = 2A_0 + A_1 - 1 \end{cases} \quad (1-31)$$

$\alpha$  : Rapport de contrainte / déformation plane

$\sigma_{max}/\sigma_0$  : Rapport de la contrainte maximal appliquée sur la contrainte d'écoulement.

$\Delta k_{th}$  : Amplitude du facteur d'intensité de contrainte seuil donnée par :

$$\Delta k_{th} = \Delta k_0 \left( \frac{a}{a+a_0} \right)^{\frac{1}{2}} / \left( \frac{1-f}{(1-A_0)(1-R)} \right)^{(1+c_{th}R)} \quad (1-32)$$

$\Delta k_0$  : amplitude du facteur d'intensité de contrainte seuil à R=0

a : longueur de la fissure

$a_0$  : longueur de la fissure initiale

$c_{th}$  : coefficient seuil

Les valeurs de  $\Delta k$  et  $c_{th}$  sont donnée par la base de données matérielle

L'effet de l'épaisseur est inclut dans le modèle et dépend rapport  $k_{crit}/k_{ic}$  donnée par :

$$\frac{k_{crit}}{k_{ic}} = 1 + B_k e^{-(A_k \frac{t}{t_0})^2} \quad (1-33)$$

$k_{ic}$  : ténacité du matériau

$A_k, B_k$  : paramètres d'ajustement

$t$  : Epaisseur

$t_0$  : Epaisseur de référence (condition de déformation plane)

La condition de déformation plan définie par :

$$t_0 = 2.5(k_{ic}/\sigma_e)^2 \quad (1-34)$$

On remarque que ce modèle décrit tous les domaines de propagation et tient compte des caractéristiques du matériau : la ténacité, la limite élastique et des paramètres de chargement : rapport de charge et l'effet de fermeture de fissure. L'évaluation de la durée de vie en fatigue par ce modèle demande des procédures numériques lourdes pour l'évaluation de tous les paramètres et l'intégration numérique. Afin de balayer ces inconvénients, un nouveau modèle très simple a été élaboré par Mohanty et al [28,29] nommé modèle exponentiel reliant la longueur de la fissure au nombre de cycles et dépend des paramètres du matériau.

### **1-5 Paramètres affectant le comportement en fatigue :**

**a- Effet de Bauginger :**

Il ne s'observe que dans les essais traction\compression [30]. La traction écouit le matériau dans le sens traction (augmentation de la limite d'élasticité) mais l'adouci dans le sens de la compression donc on a déplacement du centre du domaine élastique.

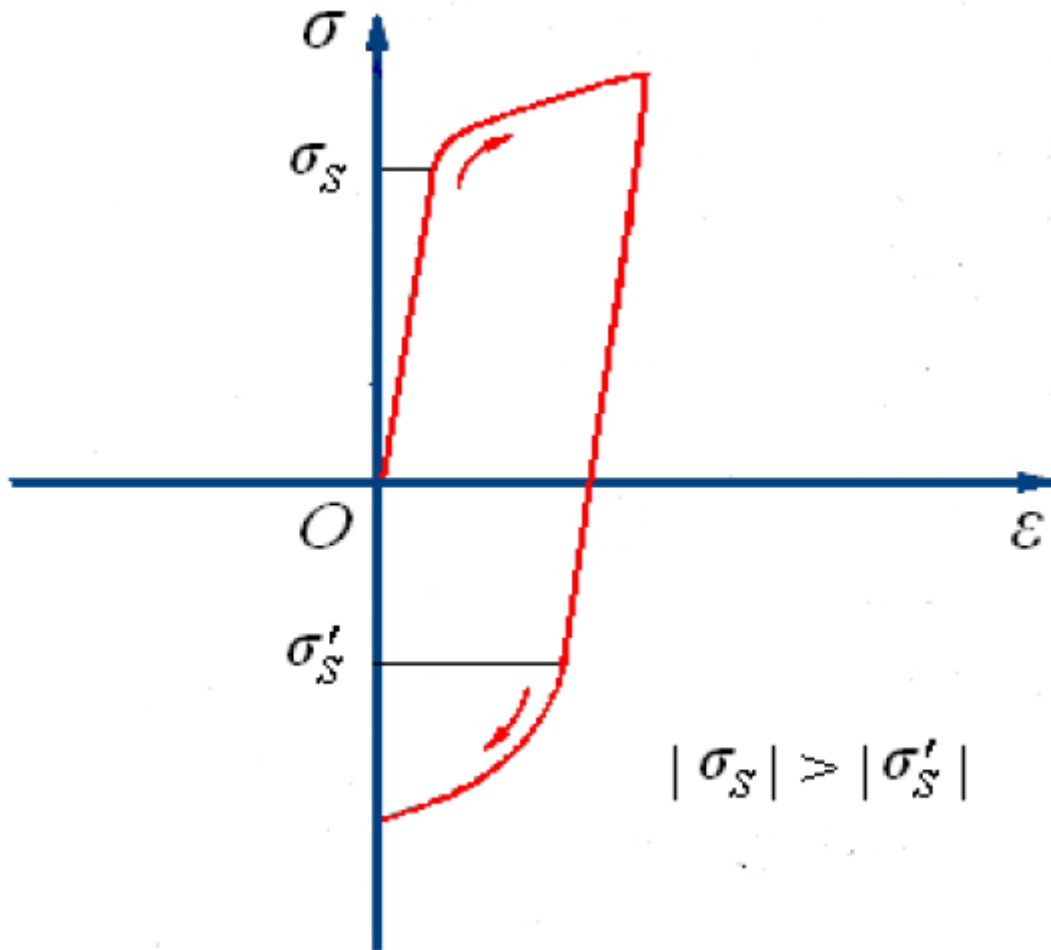


Figure 1-6 : Effet de Bauginger

**b- Effet de Rochet :**

En appel l'augmentation progressive de la déformation à chaque cycle, même en régime stabilisé effet de Rochet (adoucissement de matériaux figure 1-7) [30].



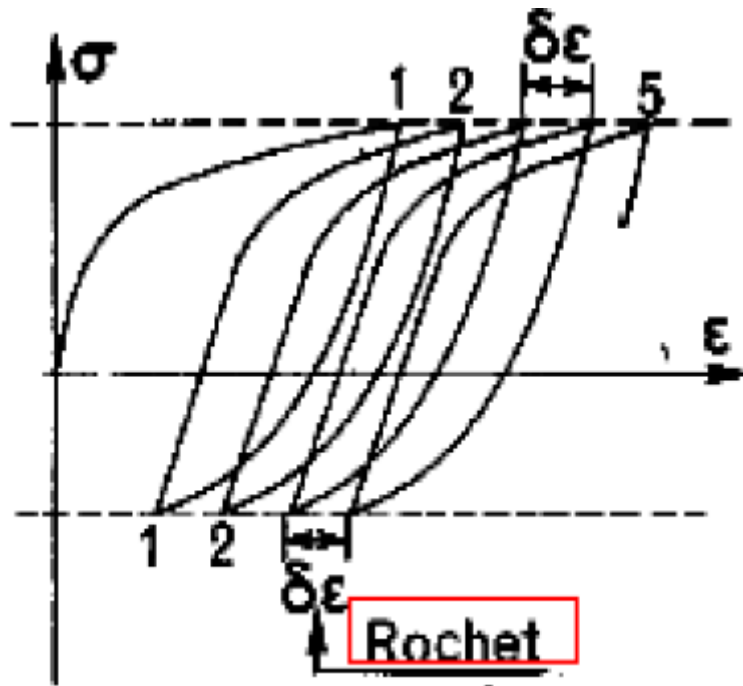


Figure 1-7 : Effet de Rochet

**c- Durcissement-adoucissement cyclique :**

L'étude du comportement sous sollicitation cyclique induit l'examen de l'évolution de l'amplitude de contrainte au cours des cycles en fonction de l'amplitude de déformation imposée. Il est souvent possible de distinguer deux stades de consolidation cyclique un stade d'évolution rapide de l'amplitude de contrainte reste constante ou quasi-constante [30]. L'adoucissement se manifeste lorsque l'amplitude de contrainte  $\Delta\sigma$  diminue au cours de cycle successif à déformation imposée, ou lorsque la déformation  $\Delta\epsilon$  augmente à contrainte imposée.

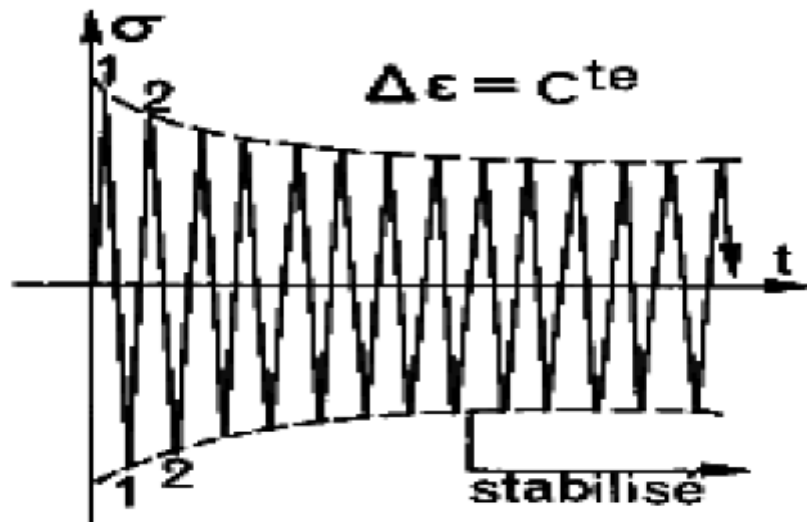


Figure 1-8 : Adoucissement

Le durcissement (figure 1-9) se manifeste lorsque l'amplitude de contrainte  $\Delta \sigma$  augmente au cours de cyclique successifs à déformation imposée, ou lorsque la déformation  $\Delta \epsilon$  diminue à contrainte imposée.

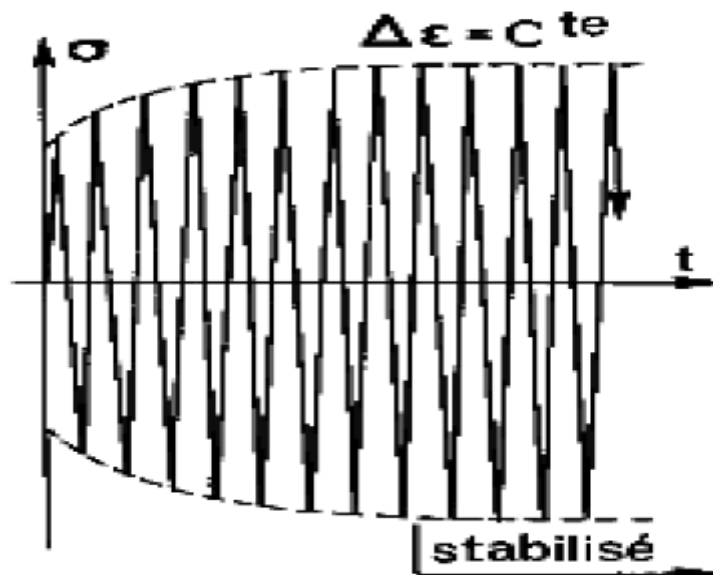


Figure 1-9 : Durcissement

## **2-1 Introduction :**

Depuis longtemps, l'homme réalise des assemblages par collage pour créer des objets utilitaires ou décoratifs. Au cours de l'histoire, l'adhésif a subi diverses transformations jusqu'à la conception aujourd'hui de résines synthétiques, qui sont largement employées dans de nombreux processus de fabrication.

Ces résines offrent, entre autres, la possibilité de rassembler des matériaux qui jusqu'alors ne pouvaient pas être collés.

A partir du milieu du vingtième siècle, les avancées dans le domaine des sciences des matériaux et la constante nécessité de disposer de structures plus performantes, plus légères, plus résistantes et plus fiables, ont motivé le développement de nouvelles méthodes d'assemblage structural.

L'assemblage par collage semble être une technique prometteuse avec des avantages comme la réduction du poids, la possibilité d'unir différents matériaux, une bonne résistance à la fatigue, l'atténuation du choc et la facilité pour rassembler les formes les plus complexes.

Les collages sont de plus en plus employés dans l'industrie, aussi bien pour les liaisons entre pièces métalliques qu'entre pièces composites.

Les assemblages collés sont parfois plus intéressants que les méthodes classiques car les concentrations de contraintes dues aux trous et les éléments de liaison, comme rivets et vis, n'y sont pas présentes.

Les tensions sur les extrémités sont aussi réduites car la colle remplit tout l'espace entre les deux éléments rassemblés, ce qui favorise la répartition des efforts.

Dans l'industrie aérospatiale, l'utilisation de plaques de matériaux composites collées à structures métalliques, afin de renforcer ou de réparer ces structures, est déjà reconnue comme une technique efficace.

Dans l'industrie automobile, quatre à cinq kilogrammes de colle interviennent actuellement dans l'assemblage des différents éléments d'une voiture de tourisme et il faut s'attendre à voir croître cette masse de colle.

L'utilisation d'adhésifs présente pourtant quelques inconvénients comme la faible résistance à la température et l'absorption de l'eau.

Les composants collés peuvent aussi présenter des défauts qui réduisent la qualité de l'assemblage comme les porosités et les espaces vides.

Une bonne qualité d'adhésion est garantie par les essais avec lesquels on est capable de déterminer les caractéristiques mécaniques de l'assemblage ou bien de détecter les défauts à l'intérieur de la couche de colle.

Il existe deux types d'essais : les premiers provoquent la rupture de l'éprouvette, les deuxièmes sont des contrôles non destructifs.

Les essais destructifs les plus fréquemment utilisés consistent à mesurer la force nécessaire pour faire propager une fissure dans l'interface collée.

Selon le mode de sollicitation, on peut envisager divers types d'essais destructifs.

Les plus utilisés sont les essais DBC (Double Cantilever Beam), ENF (End Notched Flexure) et MMF (Mixte Mode Flexure).

Parmi les tests non destructifs, les principaux mis en œuvre en vue de détecter des défauts de collage sont les méthodes ultrasonores, l'interférométrie holographique et la thermographie infrarouge.

Les mécanismes d'adhésion, de même que les mécanismes de vieillissement dans les collages, restent encore mal connus. Le manque d'outils numériques fiables et efficaces pour la prédiction de la capacité de charge de ce type d'assemblage limite encore son application.

Pour essayer de comprendre ces mécanismes, il existe beaucoup de modèles qui permettent d'expliquer certains des comportements observés, mais nous sommes encore loin de voir paraître une théorie unifiées de l'adhésion et du collage.

La rupture d'un joint collé est le résultat de l'évolution et de l'interaction de plusieurs processus complexes de dégradation dans la couche de colle.

Ces processus commencent par l'énucléation et l'augmentation de microcavités, qui amènent progressivement à la perte de l'adhésion et au développement de fissures macroscopiques.

La simulation de ces mécanismes de dégradation a été analysée à partir de deux approches différentes.

La première est basée sur des méthodes qui utilisent directement la mécanique élastique linéaire de la rupture.

La position et la longueur de la fissure initiale doivent ici être définies.

Dans ce cadre, on part du postulat suivant:

Le matériau est uniformément élastique, même à la tête de la fissure ou des tensions infinies sont analytiquement obtenues.

Cette approche n'est jamais complète pour des vrais matériaux dans lesquels il y a toujours une zone en état de progressif endommagement localisée à la tête de la fissure.

Notamment pour des joints collés, cette zone doit être considérée comme longue, et son influence sur le comportement général de la structure ne peut pas être négligée.

Plus grande est la zone, plus stable est la propagation de la fissure.

La deuxième approche s'appuie sur les formulations basées sur l'endommagement.

Ces méthodes sont très intéressantes pour des calculs pratiques car les efforts de rupture peuvent être obtenus sans utilisation d'un critère de fracture.

En outre, dans une description avec endommagement, le comportement de la fracture est d'une certaine façon contenu dans le modèle constitutif, dans la mesure où un domaine formé par un matériau complètement endommagé constitue une fente.

Les modèles d'interface, qui peuvent être considérés comme une généralisation du concept de fissure fictive de Hillerborg, sont aussi dans cette catégorie.

La principale idée dans les modèles d'interface est que le processus de dégradation, qui apparaît dans les structures formées par assemblage d'éléments individuels, peut être décrit à une échelle intermédiaire:

La méso-échelle. Cette approche, qui a été développée principalement pour la simulation de la dégradation des matériaux composites, considère que la séparation entre les plis se développe à l'intérieur d'une couche mince de matériel fibreux : les interfaces inter-laminaires. Largement traitées dans la littérature, les interfaces sont définies comme des surfaces d'épaisseur nulle, capables d'assurer la continuité des efforts et des déplacements entre les éléments adjacents.

L'introduction de ces composants microscopiques permet la simulation effective de l'amorçage et de la propagation de la fissure.

La difficulté, en utilisant ce type de modèle, est justement l'identification des paramètres de l'interface.

Une interface isolée n'existe pas physiquement et ne peut pas être testée.

La réalisation d'essais sur une couche de colle, par exemple, peut donner les caractéristiques physiques de cette colle, mais ces caractéristiques ne sont pas les paramètres utilisés dans un modèle d'interface.

L'interface ne peut pas être décrite en dehors du cadre de l'assemblage étudié.

Les paramètres d'interface sont valables uniquement pour la colle, le matériau et les traitements de surface pour lesquels ils ont été identifiés.

Les essais sur les structures collées sont donc indispensables.

## **2-2 Historique sur le collage :**

Le collage est l'une des premières techniques d'assemblage d'une structure utilisée par l'homme.

Ce dernier s'est en effet servi très tôt des produits d'origine végétale, animale et minérale tels que la gomme arabique, le latex, les farines de céréales, le goudron etc... pour concevoir de la colle.

Dès la plus haute antiquité, la cire d'abeille fut par exemple utilisée pour les sceaux.

Cette technique permettait de fermer un pli et de graver, par moulage, une signature attestant l'identité de l'expéditeur.

Au début du XXe siècle, d'autres techniques d'application de colles naturelles se développent comme l'emballage et l'étiquetage.

Jusqu'alors, les industriels restaient toujours dépendants plus ou moins directement des produits naturels.

Cette situation change brutalement avec la fabrication des résines synthétiques et le développement de la chimie des macromolécules.

La notion de colle structurale apparaît dans les années 1940.

Les études entreprises sur les collages caoutchouc-métal et bois-métal et la mise au point des polyuréthanes et des colles phénoliques impulsent le développement des techniques de collage métal-métal.

Ces colles, qui permettent une très grande résistance, commencent à être utilisées dans la construction des avions.

Les résines époxy (permettant d'effectuer des collages sous faible pression) et les polymères silicones (utilisés soit pour coller, soit pour jouer un simple rôle de joints d'étanchéité et/ou de dilatation thermique) sont découverts à la même époque.

C'est après la Deuxième Guerre mondiale que le collage empirique devient véritablement une science.

Les laboratoires de recherche et de développement commencent à étudier les lois du collage, le vieillissement et la durée de vie des assemblages collés.

Diverses théories et modèles sont proposés pour comprendre les mécanismes du collage, pour déterminer les principaux paramètres actifs ainsi que leurs importances respectives selon les conditions de réalisation de l'assemblage souhaité.

Les domaines d'application sont des lors de plus en plus vastes, ils ne sont plus cantonnés à l'aérospatial et à l'industrie.

Les médecins et dentistes sont en effet intéressés par ces techniques de collages. Des colles biocompatibles ont été mises au point pour résoudre des problèmes de fixation en chirurgie et en odontologie.

Par exemple, en orthopédie dento-faciale, les verrous sont collés sur la face externes des dents pour modifier la denture en cas de malocclusion et d'esthétisme ingrat.

### **2-3 Avantages et désavantages du collage structural :**

L'assemblage par collage présente de nombreux avantages par rapport aux techniques traditionnelles employées en aéronautique comme le rivetage ou le soudage. Elle est tout d'abord très rapide à mettre en œuvre, d'autant plus que son application est souvent automatisée.

Elle s'adapte lorsqu'il faut assembler des matériaux différents, fragiles ou minces. L'assemblage entre les matériaux est continu ce qui permet de répartir uniformément les efforts et d'éviter les concentrations de contraintes.

Il en résulte une résistance mécanique supérieure à celle produite par le rivetage par exemple. Elle ne nécessite pas d'échauffement local important, comme pour le soudage, et ainsi ne modifie pas les propriétés des matériaux à assembler.

Le gain de poids est importants, les adhésifs absorbent une partie des vibrations et apportent une isolation aussi bien thermique, phonique qu'électrique.

Répartition homogène des contraintes : Les techniques d'assemblage qui font intervenir des connecteurs traditionnels de type rivets, vis,..., modifient, voire détruisent les substrats et induisent des concentrations de contraintes locales qui sont préjudiciables pour la tenue des pièces dans le temps.

L'assemblage par collage forme un joint qui assure généralement une bonne continuité des efforts et une meilleure répartition des contraintes.



Gain de poids : La suppression des pièces d'assemblage traditionnelles permet également un abaissement de poids non négligeable.

Dans le domaine aéronautique par exemple, les assemblages collés permettent d'alléger de 20% le poids des avions.

Assemblage de matériaux très minces : Il permet d'assembler des matériaux minces, qui ne pourraient pas être assemblés par rivets ou vis par exemple ou des matériaux de nature trop différentes (impossibles à souder) tels que l'aluminium sur le titane, métaux sur les plastiques,...

Atténuation des vibrations : Cette méthode d'assemblage a des propriétés antivibratoires donc insonorisantes si l'épaisseur du joint est suffisante (par exemple, collage de raidisseurs de capot et de portes en construction automobile).

Design : Du point de vue esthétique, l'assemblage est peu visible et on peut obtenir des pièces à l'aspect lisse, sans sur épaisseurs.

Mais cette technique connaît aussi des désavantages :

- les surfaces doivent être parfaitement propres,
- les traitements de surfaces mécaniques ou chimiques sont souvent nécessaires pour, respectivement, modifier la rugosité pour augmenter les surfaces de contact et augmenter les énergies libres de surface,
- le manque de moyens fiables de contrôle non-destructif.

#### **2-4 Différents types du collage :**

Il existe une multitude de colle, et la technique du collage n'est pas récente, puisque l'on colle depuis l'antiquité.

Depuis les « colles » ancestrales : bitumes, cires etc.

Jusqu'aux colles les plus modernes : de plus en plus impliquées dans les procédés industriels, le monde du collage est en constante évolution.

---

Il est possible de classer les colles selon de nombreux critères en fonction par exemple de :

Leur origine : « naturelle » ou « synthétique ».

Leur usage : colle à bois, colles de freinage.

Leur composition : vinylique, acrylique.

Leur méthode de prise.

Nous proposerons une vision plus transversale et simplificatrice :

Une colle sera chaude ou froide, réactive ou non réactive.

La colle sera dite chaude si de manière extemporanée à sa dépose sur le premier support, un conditionnement thermique a permis de l'amener à sa fluidité optimum afin d'assurer un bon pouvoir mouillant gage d'une bonne adhésion.

Il en est ainsi des résines thermo fusibles « Hotmelt » mais aussi des gélatines etc.

La colle sera froide si son usage ne réclame pas d'opération de réchauffement particulier pour sa dépose.

Etant entendu que toutes les colles correctement conditionnées se conservent et s'utilisent à la température ambiante.

Il en est ainsi des colles blanches en solutions ou dispersions, des cyanoacrylates des polyuréthanes etc.

La prise de la colle (cohésion) se fait totalement ou partiellement par le biais de réactions chimiques vraies, que l'on nomme réaction de polymérisation et/ou de réticulation.

Les interactions entre les molécules de résines sont fortes. La cohésion du joint est élevée.

La tenue du collage l'est aussi, l'évolution est le plus souvent irréversible.

La prise de la colle se manifeste par le rapprochement des molécules de résine l'une de l'autre, leur interpénétration physique et l'apparition de forces d'attraction faibles.

Les interactions entre les molécules de résine sont faibles, La cohésion du joint est faible à modeste, Le collage est souvent réversible.

### **a-Colles à séchage par évaporation :**

#### **Technologie utilisée**

Ces colles sont constituées de polymères dissous dans un solvant (Poly chloroprène, Polyuréthane) ou dispersés dans l'eau (colle blanche vinylique).

(Composition à base d'acétate de polyvinyle, de cellulose, de caséine, d'alcool polyvinylique ou de poly vinylpyrrolidone).

#### **Procédé de collage**

Le procédé de collage est obtenu par évaporation de solvant ou d'eau ou par coalescence d'un polymère en dispersion à base d'eau : lorsque l'eau ou le solvant est évaporé, les molécules de polymère se rapprochent de plus en plus jusqu'à former un film de colle continu.

#### **Applications**

Selon la composition chimique de la colle, l'adhérence à différents matériaux se fera à un degré plus ou moins important. Ces colles sont généralement utilisées pour des supports à base de cellulose (papier, carton et bois) ou pour des applications ménagères.

### **b-Colles thermoplastique :**

#### **Technologie utilisée**

Ces colles sans solvant sont fabriquées à base de matériaux thermoplastiques. Un matériau thermoplastique est un polymère qui se liquéfie sous l'effet de la chaleur et qui se solidifie en refroidissant

### **Procédé de collage**

La colle thermoplastique est chauffée et appliquée à l'état liquide à l'aide d'un pistolet à colle ou d'une buse de collage. La prise se fait en quelques secondes par refroidissement.

### **Applications**

Les colles thermoplastiques sont utilisées dans les emballages, la reliure, l'industrie textile et de la chaussure, les meubles, l'automobile et la fabrication de composants électroniques.

### **C-Colles contact :**

#### **Technologie utilisée**

Ces colles sont constituées de caoutchouc naturel et de poly chloropropène (Néoprène).

### **Procédé de collage**

Ces colles doivent être appliquées sur les deux surfaces à joindre. Laisser les sécher un certain temps avant de les appliquer l'une contre l'autre. Une fois les deux surfaces jointes, la prise est très rapide, et il n'est donc généralement pas nécessaire d'appliquer une pression prolongée. Des serres jointes sont donc inutiles.

### **Applications**

Les colles de contact sont utilisées dans l'industrie du meuble et de la chaussure.

### **D-Colles auto-adhésives (PSA) :**

#### **Technologie utilisée**

Le terme auto-adhésif est couramment utilisé pour désigner une catégorie bien précise de colles à base de matériaux élastomères tels que les copolymères en bloc de styrène qui, à l'état sec, conservent leurs propriétés adhésives à température ambiante ou à basse température.

**Procédé de collage**

Ces colles forment une zone d'adhérence lorsqu'une pression est appliquée afin de lier la colle au support.

**Applications**

Les colles auto-adhésives sont conçues pour des applications permanentes ou temporaires et certaines PSA haute performance à application permanente présentent des valeurs d'adhérence élevées. Elles sont utilisées, entre autres, pour les rubans auto-adhésifs, les étiquettes, les blocs note, les garnitures d'automobiles.

**E-Colles polyuréthane :****Technologie utilisée**

Les colles polyuréthane sont basées sur la chimie des Polyisocyanates et Polyéther / Polyols polyentériques.

Elles existent en structure mono ou bi-composants.

**Procédé de collage**

Les colles mono composant (PU1K) réagissent à l'humidité de l'air et peuvent être appliquées à température ambiante (PUR) ou à température élevée comme pour les colles thermoplastiques (HMPUR). Les colles bi-composantes (PU2K) doivent être mélangées selon des proportions précises avant utilisation.

**Applications**

Ces colles sont utilisées dans l'assemblage industriel, les emballages souples et le collage des pare-brise.

**F-Colles à basse de résine époxy :****Technologie utilisée**

Les colles époxy représentent une part importante dans la catégorie des colles appelées "colles structurelles". Comme pour les colles polyuréthane, elles sont disponibles en structure mono ou bi-composants.

**Procédé de collage**

Les colles époxy mono-composantes doivent être durcies à température élevée alors que les colles époxy bi-composantes offrent une adhérence à température ambiante. Elles peuvent être rendues souples ou rigides, transparentes ou opaques/colorées, à prise rapide ou à prise extrêmement lente.

### **Applications**

Ces colles hautes performance sont utilisées dans diverses applications, comme les transports, les clubs de golf, les skis, les snowboards, ou des applications ménagères - nécessitant des zones d'adhésion de forte résistance.

### **G-Colles anaérobiques :**

#### **Technologie utilisée**

Les colles anaérobies basées sur la chimie des diacrylates sont des colles mono-composantes qui durcissent rapidement pour former une surface d'adhésion résistante entre deux surfaces ne pouvant présenter aucune inclusion d'air.

#### **Procédé de collage**

L'oxygène est un inhibiteur pour les colles anaérobies. En présence d'oxygène dans l'air, le produit ne réagit pas et reste à l'état liquide. Les deux conditions suivantes sont nécessaires pour un durcissement correct :

- Contact avec une surface métallique.
- Absence d'oxygène ou d'air.

### **Applications**

Ces colles sont recommandées pour une utilisation sur des surfaces métalliques, pour le freinage d'écrous et de boulons.

### **H-Colles cyanoacrylates :**

#### **Technologie utilisée**

Les colles au cyanoacrylate sont des colles acrylate mono-composant souvent appelées "Super glues".

#### **Procédé de collage**

Les colles au cyanoacrylate durcissent instantanément lorsqu'elles sont en contact avec des surfaces de jointement par une réaction avec l'humidité de surface (polymérisation anionique).

### **Applications**

Ces colles sont utilisées dans les colles industrielles et domestiques, dans les colles vétérinaires et dans les applications médicales.

### **I-colles à base polymères silylés :**

#### **Technologie utilisée**

Les mastics et les colles silylés durcis-sables à l'humidité sont le résultat des développements récents des dernières années. Les colles et les mastics en silane modifié basés sur les SMP (polymère en silane modifié) sont conçus comme des structures mono-composantes.

#### **Procédé de collage**

Les colles SMP doivent être appliquées entre 5°C et 30°C et la prise demande 10 à 30 minutes par réaction avec l'humidité de l'air.

### **Applications**

De par leur structure chimique, ces types de polymères offrent une bonne résistance aux intempéries et au vieillissement ainsi qu'une capacité d'adhésion sur quasiment tous les supports, sans avoir recours à des primaires. Ces colles se distinguent surtout dans les cas où des joints de construction élastiques sont nécessaires.

### **J-colles silicone :**

#### **Technologie utilisée**

Les colles à la silicone sont basées sur la chimie des poly-siloxanes, ce qui offre une grande souplesse même à des températures peu élevées et qui présentent une bonne résistance à l'humidité et à la température. Elles existent en structure mono ou bi-composants.

#### **Procédé de collage**

Les deux types de structure durcissent par polycondensation amorcée par l'humidité pour les structures mono-composant et par réaction d'un ester d'acide silicique avec du poly-siloxanes pour les structures bi-composants.

### **Applications**

Les colles à la silicone offrent des joints résistants à l'humidité sur des supports en verre et en céramique et sont, par conséquent, principalement utilisées pour les joints d'étanchéité dans les installations sanitaires.

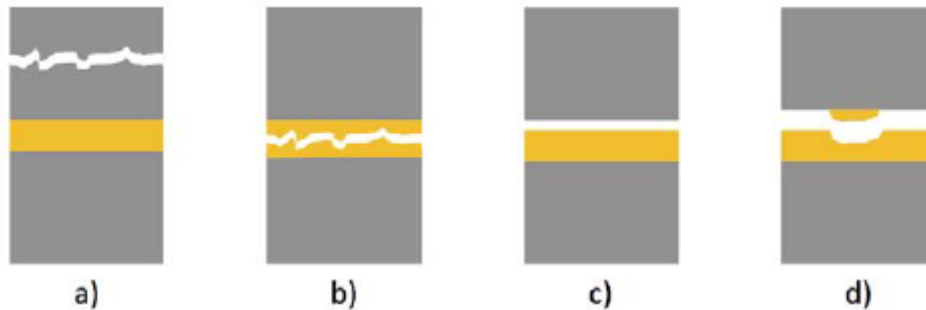
### **2-5 Définition de l'adhérence :**

L'adhérence constitue une propriété de l'assemblage collé. Dans le cas d'une rupture inter faciale, elle peut être assimilée à l'énergie nécessaire pour séparer les deux parties d'un assemblage. Elle tient compte du travail à fournir pour rompre les liaisons inter faciales, du travail nécessaire pour déformer les substrats et l'adhésif ainsi que de l'énergie dissipée au cours du travail mécanique. L'une des grandeurs physiques retenue pour traduire l'adhérence est le taux de restitution d'énergie, noté  $G$  en hommage au physicien Gibbs. Selon Roche [31], plusieurs facteurs sont susceptibles d'affecter l'adhérence. Ces facteurs concernent les propriétés physico-chimiques du substrat (nature chimique, rugosité, etc) ainsi que de la couche générée à sa surface à la suite de traitements (nature chimique, rugosité, épaisseur...), et de l'adhésif polymère (nature chimique de la résine, du durcisseur, viscosité...). Les conditions de mise en œuvre de la résine ainsi que les conditions d'essai et de vieillissement de l'assemblage sont également à prendre en compte.

Un assemblage collé est constitué de trois zones : le substrat, l'adhésif et l'interface substrat/adhésif. La détermination de l'adhérence passe obligatoirement par la rupture de l'assemblage, une rupture qui doit être nécessairement localisée à cette interface. Dans le cas contraire, c'est la cohésion du substrat ou de l'adhésif qui est mesurée. Néanmoins, la rupture dans l'un des matériaux peut renseigner sur le niveau d'adhérence, à condition que la



résistance de l'assemblage soit égale à la résistance propre de l'élément le moins résistant de l'assemblage. La Figure 2-1 représente les quatre types de rupture qu'il est possible de rencontrer.



**Figure 2-1 : zones de rupture d'un assemblage collé**

- a) Rupture cohésive du substrat    b) Rupture cohésive de l'adhésif**  
**c) Rupture interrassiale    d) Rupture mixte**

Lorsque le substrat est plus fragile que l'adhésif et que l'interface entre les deux est forte alors la rupture a lieu dans le substrat, (Figure 2-1a). La rupture est alors qualifiée de cohésive dans le substrat. D'un point de vue technologie, elle constitue le cas de figure idéal, à condition toutefois, que la sollicitation du test mécanique soit comparable pour le substrat, l'adhésif et l'interface.

A l'inverse, quand l'adhésif constitue la zone de faiblesse, mais que l'interface avec le substrat reste forte, la rupture est cohésive dans l'adhésif. La rupture dans ce dernier est également considérée comme représentative d'un « bon » collage. L'énergie mesurée dans cette configuration ne dérive pas forcément des propriétés intrinsèques de l'adhésif.

Bien que théoriquement l'énergie de rupture doit être constante quand la fracture est localisée au sein de l'adhésif, Cognard [32] a démontré qu'elle peut s'accroître avec le traitement de surface. Il relie cette augmentation à la transmission dans l'adhésif de la force appliquée au substrat, qui est fonction de la densité de points d'ancrage à l'interface et de la quantité de chaînes qu'ils entraînent lorsqu'ils sont contraints.

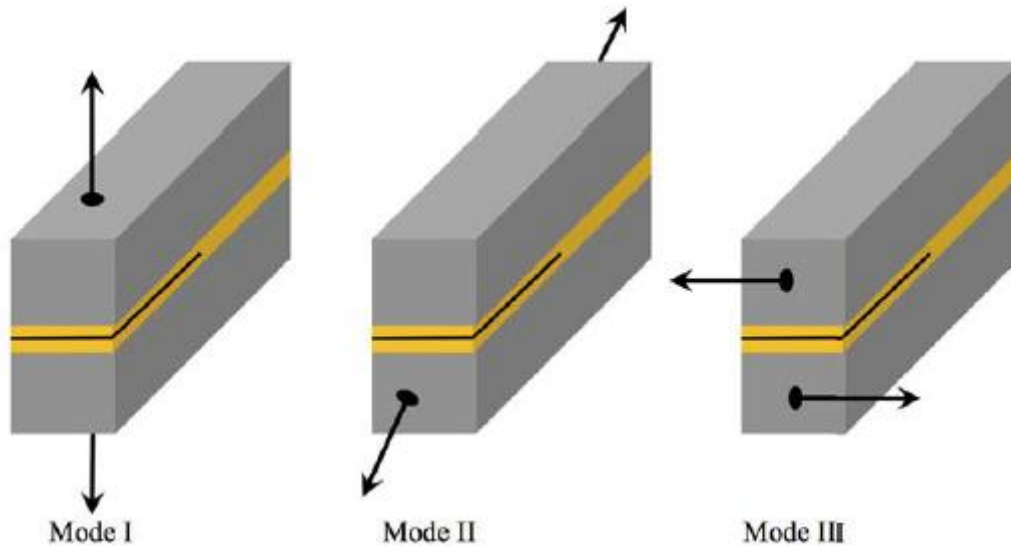
La Figure 2-1c représente l'unique configuration dans laquelle l'adhérence peut être mesurée. Il s'agit de la rupture inter faciale, ou adhésive. L'interface substrat/adhésif devient la zone vulnérable de l'assemblage. Pourtant, il n'est pas évident que ce type de rupture soit le reflet d'un mauvais collage. En effet, plusieurs facteurs sont susceptibles de déplacer la zone de la fracture sans nécessairement changer la résistance à la rupture.

Ces facteurs comprennent la rugosité, la composition de l'adhésif ainsi que la vitesse de sollicitation. Sener et Delannay [33], lors d'un essai de pelage sur un assemblage acier/époxyde, ont constaté le passage d'une rupture inter faciale, aux basses vitesses, à une rupture cohésive avec l'accélération de la sollicitation. Enfin, la rupture peut se manifester simultanément dans l'adhésif (ou le substrat) et à l'interface substrat/adhésif, comme décrit sur la Figure 2-1d. La rupture est dite mixte.

### **2-6 Les tests de rupture :**

De multiples éléments influent sur l'adhérence d'un joint collé. Les caractéristiques physico-chimiques superficielles des adhésifs, les propriétés rhéologiques et le protocole de réticulation des adhésifs, ainsi que les conditions de sollicitation de l'assemblage sont autant de paramètres qui peuvent gouverner l'énergie de rupture des assemblages et sont propres à chaque essai mécanique. Cette variété de facteurs amène donc à un large panel de tests mécaniques destructifs. Allen [34] n'a recensé pas moins de 300 essais d'adhérence différents. Les plus couramment utilisés sont en général normalisés et font l'objet de nombreux travaux [31, 32, 35].

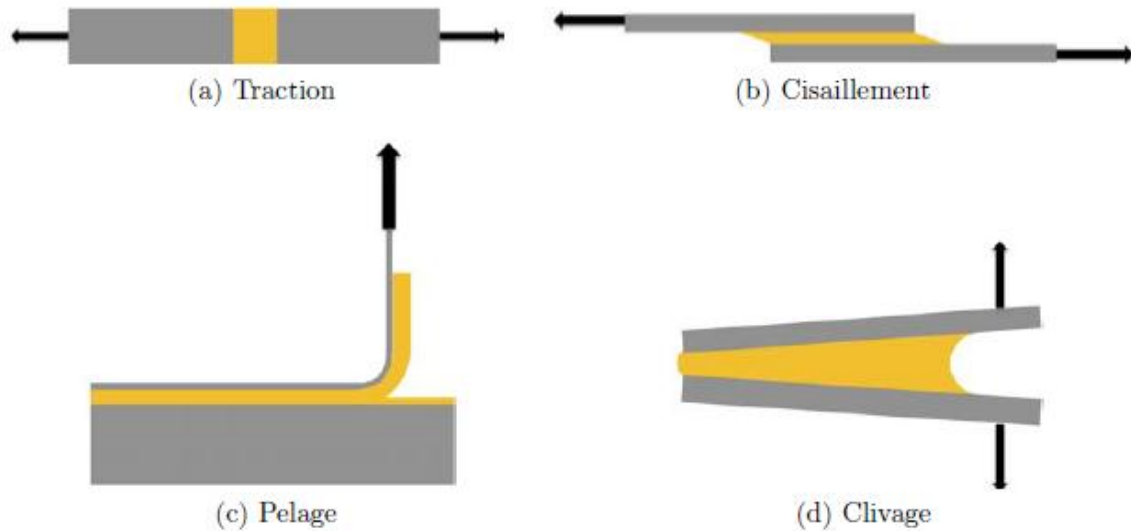
Malgré cette diversité, ces essais mécaniques peuvent être classés suivant trois grandes classes selon le mode de sollicitation qu'ils privilégient. Ces différents modes de sollicitation sont exposés dans la Figure 2-2.



**Figure 2-2 : Représentation des modes de sollicitation pour un assemblage**

Dans le mode I, également appelé mode d'ouverture, les contraintes sont perpendiculaires au front de fissure ainsi qu'à l'interface. En ce qui concerne le mode II, ou mode de glissement droit, les contraintes restent perpendiculaires au front de fissure tandis qu'elles deviennent parallèles à l'interface. Enfin, pour le mode III, ou mode de glissement vis, les contraintes sont parallèles au front de fissure et à l'interface.

Le choix du mode de sollicitation est fonction des matériaux, du type d'information recherché et surtout de la représentativité du comportement vis-à-vis d'une configuration en service [36]. Par exemple, certains tests seront réservés à la caractérisation substrat/adhésif spécifique, alors que d'autres se focaliseront plutôt sur les conditions d'utilisation. Parmi les 300 essais d'adhérence inventoriés par Allen, la Figure 2-3 regroupe ceux qui sont le plus fréquemment employés.



**Figure 2-3 Essais mécaniques les plus fréquemment employés pour les assemblages collés**

Le test en traction (Figure 2-3a) s'adresse surtout aux matériaux rigides. La sollicitation principale s'effectue suivant le premier mode.

Une expérience de cisaillement (Figure 2-3b) sollicite l'assemblage majoritairement suivant le mode II. L'influence du mode I ne doit pas être ignorée, puisqu'elle peut agir sur la rupture sous certaines conditions. Sa simplicité de mise en œuvre, ainsi qu'une résistance supérieure de l'assemblage lorsqu'il est sollicité en mode II et III, en font le test le plus employé et représentatif des conditions réelles d'utilisation. Il s'adresse essentiellement aux matériaux rigides.

L'essai de pelage (Figure 2-3c) doit posséder au moins un substrat de flexible. Il consiste à arracher une fine couche d'adhésif. La force de pelage pourrait être assimilée à la mesure directe de l'énergie de rupture. A nuancer cependant, puisqu'elle varie avec l'angle de pelage. Il convient alors de considérer la déformation de la partie pelée [37]. La sollicitation prépondérante est également le mode d'ouverture I. Cet essai constitue une méthode de choix quant à l'évaluation de l'adhérence des matériaux tels que les rubans adhésifs.

Le clivage (Figure 2-3d) consiste à propager une fissure au sein du joint collé dans le cas d'une adhérence entre deux substrats rigides. La sollicitation peut se

faire soit en imposant une charge constante : le Double Cantilever Beam (DCB), soit en imposant un déplacement constant : clivage en coin ou Wedge Test.

L'ensemble de ces tests permettent d'évaluer l'adhérence d'un assemblage collé. Néanmoins, le clivage en coin paraît être la technique la mieux adaptée, car il permet de suivre le niveau d'adhérence en fonction du temps.

### **2-6 Mécanisme d'adhésion directe :**

En physique l'adhésion est l'ensemble des phénomènes physico-chimique qui se produisent lorsque l'on met en contact intime deux matériaux, dans le but de créer une résistance mécanique à la séparation. L'adhésion intervient dans des multiples domaines. Elle est soit directe, soit Médée par un matériau intermédiaire L'adhésion directe entre matériaux est rare. Elle a lieu uniquement pour des matériaux très lisse et extrêmement propres (mica ou silicium par exemple), que l'on provient à mettre en contact intimes c'est-à-dire à des distances de l'ordre de la taille atomique (nanomètre) les différents mécanismes qui donnent lieu à une adhésion directe entre matériaux sont :

#### **2-6-1 La théorie mécanique :**

La théorie de l'ancrage mécanique, initiée par Mac Bain dès 1926, est la plus ancienne des théories de l'adhésion. Ce modèle considère que l'origine de l'adhésion provient d'un ancrage physique du revêtement dans les aspérités présentes à la surface du substrat. Il en résulte un accrochage mécanique entre les deux surfaces. Ce mécanisme n'est donc applicable que lorsqu'il existe un contact intime entre les deux matériaux et que le revêtement (la colle, la peinture...) mouille bien la surface du substrat afin de pouvoir pénétrer les anfractuosités de sa surface. Mais l'adhésion sur des surfaces parfaitement lisses suppose d'autres théories.

#### **2-6-2 La théorie électrique :**

La théorie électrique a été développée par Deryagin. À la surface des couches d'oxydes à caractère ionique, les hétérogénéités chimiques et les défauts de surface aboutissent à la formation de charges électrostatiques. Le système

revêtement/substrat est alors assimilé à un condensateur plan dont les armatures seraient les deux couches électriques formées au contact des deux surfaces.

### **2-6-3 La théorie de la diffusion :**

La théorie de la diffusion a été proposée par Voyuskii. Elle s'applique aux matériaux polymères compatibles (c'est-à-dire lorsqu'au moins un monomère est soluble dans l'autre monomère), en particulier à l'auto adhésion, lors du contact de deux matériaux de même nature, comme le caoutchouc. Dans cette théorie, l'adhésion résulte de l'inter diffusion des molécules ou des chaînes d'un des pré-polymères dans l'autre. L'interface entre les deux matériaux disparaît au profit d'une interphase, dont les propriétés physico-chimiques varient continûment, depuis les propriétés du premier matériau jusqu'à celles du second. Cette adhésion est contrôlée par les phénomènes de diffusion, c'est pourquoi elle implique la compatibilité des matériaux.

### **2-6-4 La théorie thermodynamique :**

Cette théorie, aussi appelée théorie du mouillage, a été initiée par Sharpe et Schonhorn. Selon cette théorie, l'adhésion est attribuée aux forces intermoléculaires (liaisons chimiques de type Van der Waals), existant à l'interface. Ces liaisons intermoléculaires sont faibles et non dirigées. Elles ont un champ d'action de l'ordre des distances intermoléculaires. De ce fait, pour qu'elles s'établissent, il est nécessaire de créer un bon contact entre les deux surfaces.

### **2-6-5 La théorie des couches de faible cohésion :**

Bikerman a constaté la présence de couches de faible cohésion lors de l'analyse des zones de rupture des joints collés, mais cette théorie est souvent appelée théorie de l'adhésion par abus de langage. Les forces inter faciales sont toujours plus fortes que la force de cohésion d'une des nombreuses couches composant l'assemblage. Il s'ensuit que la rupture aura toujours lieu dans la couche dont la

force de cohésion est la plus faible, appelée couche de faible cohésion. La composition de cette couche peut varier. Les causes de cette variation sont nombreuses.

### **2-6-6 La théorie chimique :**

La théorie chimique a été proposée par Buchan et Rae. L'adhésion est basée ici sur la formation de liaisons chimiques iono-covalentes. Ces liaisons sont parmi les plus fortes (jusqu'à  $1000 \text{ kJ.mol}^{-1}$ ): elles assurent aux assemblages collés une résistance à la rupture importante et une meilleure durabilité, contrairement aux liaisons type Van der Waals. La distance d'interaction entre atomes (0,15 à 0,24 nm) impose ainsi un contact intime entre les deux matériaux et donc, là encore, un bon mouillage.

### **2-7 La préparation des surfaces :**

La préparation des surfaces est une phase essentielle dans l'assemblage par collage. Elle a pour premier objectif d'éliminer les contaminants et les couches superficielles de faible cohésion (agents de démoulage des matières plastiques, composés de faible masse moléculaire ayant migré à la surface des polymères, oxydes fragiles, résidus de corrosion...). Des traitements plus poussés peuvent permettre de modifier la chimie de surface afin d'augmenter la tension superficielle ou de favoriser la création de liaisons chimiques avec l'adhésif.

L'adhésif doit être appliqué peu de temps après le nettoyage afin d'éviter la recontamination de la surface. Différentes méthodes de traitement peuvent être utilisées :

#### **a- Les traitements mécaniques :**

Leur principal objectif est de supprimer les couches de faible cohésion et d'augmenter la rugosité de surface. Diverses méthodes sont couramment mises en œuvre : le ponçage avec des toiles abrasives, le sablage, le grenailage. A l'issue du traitement, un nettoyage des objets est toujours nécessaire pour éliminer les restes de grenaille ou d'abrasif. .

**b- Les traitements chimiques :**

Ce sont les traitements les plus utilisés à l'heure actuelle pour la préparation de surface. Par contre, ils sont soumis aux critiques notamment sur le plan environnemental. Des solutions sont cependant développées pour répondre aux nouvelles exigences réglementaires. Les traitements chimiques ont trois fonctions principales : le dégraissage, le décapage et la conversion. Les chaînes de production permettent de cumuler aisément les différents traitements de surface : le passage de cuve à cuve ou l'utilisation de tunnels entraîne moins de manipulation et diminue les risques de contaminations inter-opératoires. Le cumul de fonctionnalités peut se faire avec plusieurs bains en série ou avec un seul bain polyfonctionnel.

**Le dégraissage :**

Le dégraissage est à la base de tous les traitements de surface. Son objectif est d'éliminer les matières grasses et également les poussières et autres agents formant une couche intermédiaire de faible cohésion. Il existe deux grands types de dégraissage chimique : le dégraissage solvant et le dégraissage alcalin.

-Le principe du dégraissage solvant réside dans la capacité du solvant à solubiliser les corps gras sans altération du corps dissout ou du solvant lui-même. Quatre grandes catégories de solvants peuvent être utilisées : les solvants oxygénés (peu utilisés mais présentent des avantages environnementaux), les solvants hydrocarbonés (très inflammables), les solvants chlorés (efficace, ininflammable mais avec un impact sur l'environnement), et les solvants fluorés (gamme et propriétés larges). En règle générale, le choix du solvant doit tenir compte des critères suivants : le pouvoir solvant, le point d'ébullition, la concentration seuil pour la sécurité et l'inertie vis à vis des matériaux à nettoyer.

-Le dégraissage alcalin en phase aqueuse est basé sur deux actions principales : la saponification des matières grasses saponifiables et la mise en émulsion des corps gras et particules solides restantes. Les pièces à dégraisser sont immergées dans un bain contenant la « lessive » adéquate, constituée de 60 à 90 % de



matière minérale et de 10 à 40 % de matière organique. Dans la plupart des cas, le dégraissage alcalin est constitué de plusieurs bains : deux dégraissages alcalins et au moins deux rinçages. Les temps de trempage sont assez longs (5 à 30 minutes). Le rinçage qui suit un dégraissage alcalin est une opération primordiale car il permet d'éliminer les tensioactifs qui nuisent à l'adhésion.

**Le décapage :** L'objectif du décapage est d'éliminer les composés indésirables intimement liés à la surface : oxydes, peintures, vernis, revêtements métalliques... Les décapages mécaniques sont souvent préférés à la solution chimique pour des pièces à géométrie simple car ils sont plus rapides et plus sélectifs. Par contre pour des pièces à géométrie complexe la solution chimique reste la référence. Les polluants les plus communs sur les métaux sont les oxydes et les hydroxydes. Le principe du décapage chimique réside dans la dissolution et l'éclatement de ces oxydes.

Les produits de base sont constitués principalement d'acides ou de bases enrichis de composés destinés à optimiser leur action. Le décapage peut se faire par aspersion ou par immersion (procédé le plus couramment utilisé). Le rinçage est une étape très importante car il garantit l'absence de composés de faible cohésion qui sont à l'origine de décollements ou de piquûres. Il est réalisé en cascade pour augmenter son efficacité et réduire la consommation d'eau. Le décapage chimique est peu utilisé pour les matières plastiques. Pour ces dernières, on a principalement recouru aux voies physiques (sablage, ponçage,...).

### **Les conversions :**

L'opération de conversion est l'étape ultime de la préparation de surface avant collage. Toutes les surfaces ne nécessitent pas cette opération et parfois un simple dégraissage peut suffire. La conversion consiste à créer une nouvelle surface sur un substrat soit en modifiant localement la surface existante, soit en déposant une couche se superposant à la surface d'origine. Les conversions chimiques concernent principalement les métaux. Les plus utilisées sont : la

phosphatation, la chromatisations, l'oxydation anodique, la métallisation et le dépôt de primaires. Le traitement de conversion a pour fonction première de protéger le métal de la corrosion et d'augmenter la durabilité de l'interface et de l'adhésion. Il peut également favoriser l'accroche de l'adhésif en augmentant la rugosité et la réactivité de la surface.

### **c- Les traitements énergétiques :**

#### **La fluoration :**

La fluoration est utilisée sur les matières plastiques afin d'augmenter leur énergie superficielle et les rendre aptes au collage. Le procédé de fluoration consiste à exposer un matériau polymère, pendant un temps assez court (~ 3 min), à un gaz de fluor dilué dans un gaz inerte, dans un réacteur sous vide à température ambiante. Cette opération permet de remplacer des atomes d'hydrogène par des atomes de fluor sans attaquer la chaîne polymérique. La fluoration de la structure conduit à une polarisation très forte des molécules du polymère et donc à une amélioration de la mouillabilité. Ce procédé n'est pas encore applicable aux matières métalliques et céramiques.

#### **Les traitements par plasma froid :**

Un plasma est un gaz électriquement neutre dont les espèces sont excitées et/ou ionisées, ce qui lui confère une réactivité élevée. Dans un plasma froid, contenant des espèces ionisées, seuls les électrons sont portés à haute température, les autres particules (ions, radicaux, molécules) restant à température ambiante. Ce procédé est particulièrement adapté au traitement de matériaux thermosensibles tels que les polymères. Les principales actions du plasma froid sont : la désorption des produits en surface, le nettoyage de la surface, l'érosion du matériau, le greffage de fonctions chimiques et le dépôt d'un matériau en couches minces.

Un exemple de plasma froid couramment utilisé dans l'industrie est le traitement corona. Le plasma est obtenu par l'application d'une décharge contrôlée dans l'air à pression atmosphérique. Ce procédé permet de traiter le matériau

directement sur la ligne de production. Cette technologie est utilisée depuis plus d'une trentaine d'années pour augmenter la mouillabilité et l'adhésion des polymères. Néanmoins, elle ne permet de traiter que des pièces en deux dimensions. Le traitement en enceinte fermée et avec une atmosphère contrôlée permet de traiter des pièces de forme plus complexe et d'apporter un plus grand nombre de fonctionnalités à la surface.

### **Le flammage :**

Ce traitement consiste à exposer la surface d'un matériau polymère à une flamme oxydante générée par la combustion d'un hydrocarbure. L'oxydation thermique qui en résulte permet l'introduction de fonctions polaires dans les molécules de la surface du matériau. Cela a pour effet d'une part d'augmenter l'énergie de surface et donc la mouillabilité et d'autre part de créer des fonctions chimiques en surface pouvant interagir avec les fonctions présentes dans l'adhésif. Ce traitement permet également de brûler les contaminations organiques résiduelles telles que les huiles et les graisses pour lesquelles le dégraissage serait resté inefficace. Le flammage est un procédé simple à mettre en œuvre. Il est appliqué industriellement à des matériaux suffisamment épais et avec des géométries relativement simples.

### **Les traitements laser :**

Les traitements laser peuvent être utilisés pour le nettoyage et la préparation de surface en vue d'améliorer l'adhésion. Le décapage laser permet d'éliminer totalement ou de manière sélective une couche superficielle recouvrant différents matériaux sans altérer le substrat. Selon la densité d'énergie et le taux de répétition appliqués sur la surface, l'irradiation laser peut également permettre d'obtenir, aussi bien sur les matériaux métalliques que sur les polymères, une rugosité très fine qui favorisera l'ancrage mécanique de l'adhésif. Dans le cas des polymères, lorsqu'on travaille à des densités d'énergie inférieures au seuil d'ablation du matériau, il y a formation de fonctions polaires

sur la surface qui conduisent à une amélioration des propriétés d'adhésion du matériau.

### **2-8 Réparation de structures endommagées en composite :**

Le développement des matériaux composites dans les industries de pointe au cours de ces dernières décennies touche désormais des domaines de plus en plus nombreux : aéronautique, spatial, automobile, ferroviaire, construction civile, électronique, sport et loisirs, médical .....

La grande diversité des types de renforts, de résines et de procédés de transformation associés montre que les matériaux composites, qu'ils soient structuraux ou fonctionnels, sont en pleine expansion. Leur succès est dû aux nombreux avantages qu'ils offrent par rapport aux matériaux traditionnels : légèreté, bonne tenue à la fatigue, bonne résistance à la corrosion, possibilité d'obtenir des formes complexes et d'intégrer des fonctions. Ces matériaux comportent cependant des particularités qui limitent leurs utilisations. Dans l'aéronautique, par exemple, la sensibilité des composites au perçage de trous, aux chocs, au vieillissement, la mauvaise tenue à la foudre sont quelques inconvénients qui expliquent une certaine réticence vis-à-vis de ces matériaux. Pour faciliter leur utilisation, il est donc nécessaire de mieux cerner leur comportement, d'améliorer les méthodes de calcul associées tout en réduisant le coût de réalisation des pièces en composites. La cadence de fabrication doit également être améliorée pour pouvoir atteindre le marché de l'automobile.

Les composites dits à « haute performance » utilisent des fibres très résistantes et très rigides comme le bore et le carbone. Ainsi, le type carbone/époxyde est utilisé actuellement pour une grande variété de pièces dans les avions et hélicoptères, les satellites, les automobiles haut de gamme, les trains, les voiliers multicoques etc. Dans le domaine aéronautique, le carbone/époxyde est maintenant employé pour les structures primaires comme par exemple : les caissons de voilure, l'empennage, le fuselage, les ailerons, les volets, les dérivés.

Comme toutes les structures mécaniques, les structures composites peuvent être soumises à des chocs et à des impacts à basses vitesses qui sont souvent de nature accidentelle. Les endommagements engendrés peuvent alors se propager jusqu'à provoquer la rupture prématurée de la pièce; ce qui peut s'avérer très dangereux. Mais dans de nombreuses applications, le coût élevé des structures stratifiées complexes ne permet pas l'échange systématique des éléments endommagés. On peut alors envisager la réparation comme une bonne alternative économique et mécanique.

La réparation des structures composites peut être considérée comme étant un problème d'assemblage. Les méthodes classiques utilisées pour l'assemblage des structures mécaniques sont classées en deux catégories : mécanique (boulonnage, rivetage...) et physico-chimique (soudage, collage...). Ces différentes technologies engendrent des chargements spécifiques dans le matériau composite : compression dans le plan de la stratification (matage pour un boulonnage ou un rivetage), compression hors plan (pré charge d'un boulon), cisaillement hors plan (collage).

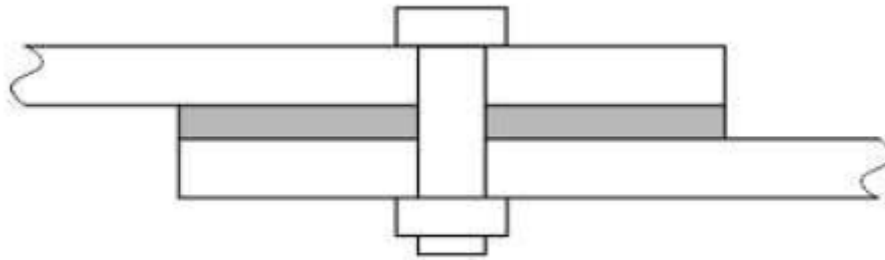
### **2-8-1 Réparations par boulonnage et rivetage :**

Aujourd'hui, la plupart des assemblages mécaniques aéronautiques constituent de boulons ou de rivets comporte un mastic à l'interface (Figure 2-4 & Figure 2-5) pour assurer l'étanchéité et éviter les problèmes de corrosion [38]. Par ailleurs, les avionneurs cherchent à donner au mastic une fonctionnalité structurale et ainsi réduire le nombre de fixations.

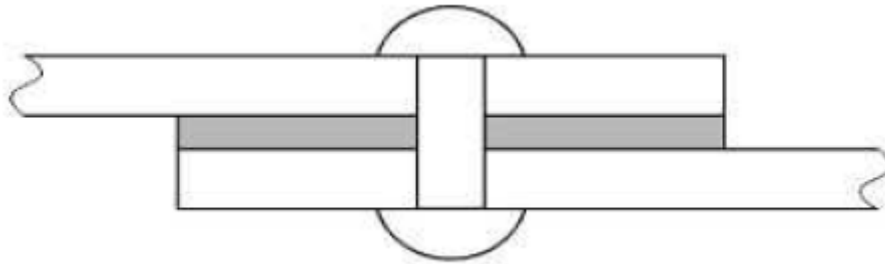
Le dimensionnement de ce type d'assemblage mixte doit s'appuyer sur des modèles de comportement qui permettent d'optimiser les paramètres de conception (dimensions, propriétés de l'adhésif, couple de serrage, ...) optimaux en termes de résistance ou de raideur.

La difficulté réside alors dans la détermination du taux de transfert de charge entre le boulon ou le rivet et le joint de colle.

Cette réparation est très rapide mais elle nécessite le perçage de trous. Cette opération peut introduire des endommagements ou/et de fortes concentrations de contraintes. En outre, une masse supplémentaire est ajoutée à cause du recouvrement et du boulon ou du rivet. Cette méthode est donc utilisée comme une réparation temporaire.



**Figure 2-4 : Réparation par boulonnage**



**Figure 2-5 : Réparation par Rivetage**

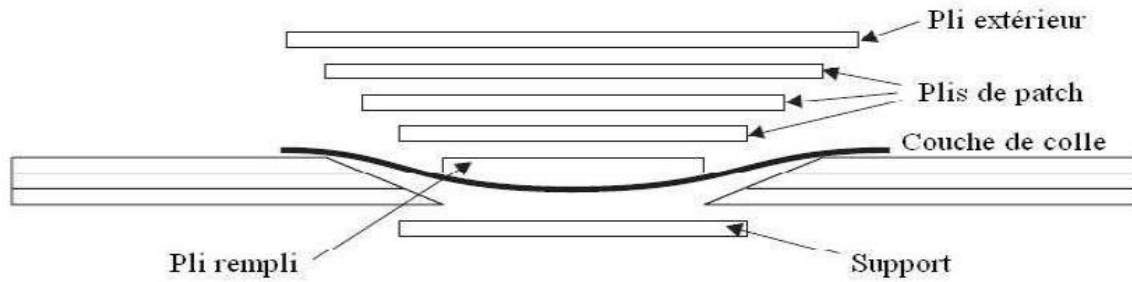
### **2-8-2 Réparations par remplissage de la zone endommagée :**

La réparation par remplissage de la zone endommagée demande dans un premier temps une préparation de la partie endommagée en réalisant un angle biseauté de 2 à 3° (Figure 2-6) ou une surface en escalier sur le pourtour (Figure 2-7) afin de garantir une bonne adhésion.

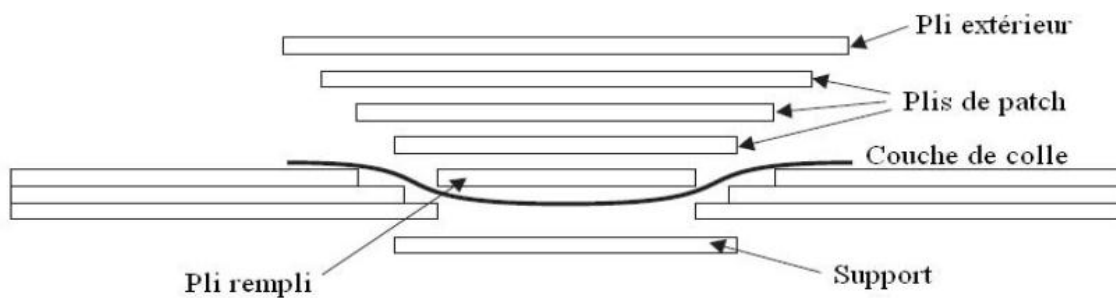
Ensuite, la partie éliminée est remplie par des prés imprégné set déposés couche par couche.

Finalement un cycle de cuisson doit être appliqué afin de polymériser l'ensemble. Cette méthode, utilisée souvent dans l'industrie, produit de bonnes performances mécaniques et permet de reproduire la forme initiale. En revanche,

le processus de réparation est long et difficile. Une bonne technique de réalisation est la clé de la réussite de la réparation.



**Figure 2-6 : Remplissage avec un angle biseaute**

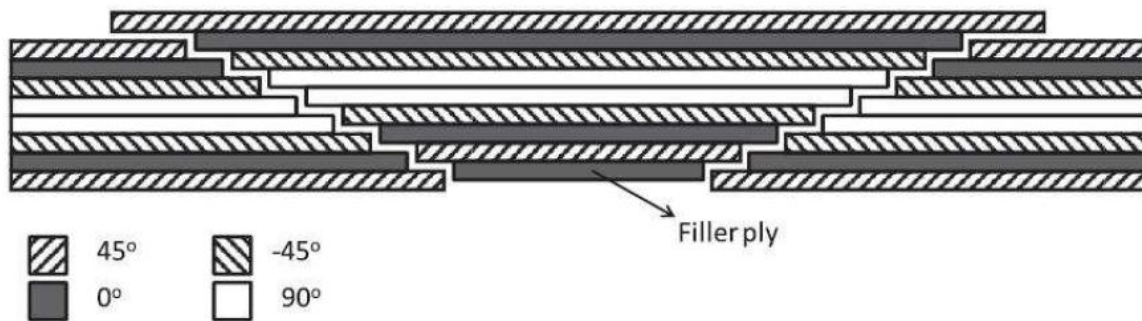


**Figure 2-7 : Remplissage avec une surface en escalier**

Grabovac. I et D. Whittaker [40] ont utilisé cette méthode pour réparer des grands bateaux métalliques. Ils ont préparé la zone endommagée en escalier et reconstruit la partie éliminée par des composites plis par pli. On peut citer aussi les travaux de Breitzman T. et al. [41] et ceux de Ridha M. et al. [42]. Les premiers ont étudié le comportement mécanique en traction d'un composite réparé par des patches biseautés (Figure 2-8) dans l'objectif d'optimiser les paramètres de réparation. Les deuxièmes se sont intéressés à la modélisation numérique d'un stratifié  $[45/0/-45/90]$  réparé par un patch en escalier (Figure 2-9).



**Figure 2-8 : Réparation par patch composite biseaute avec une couche couverte**

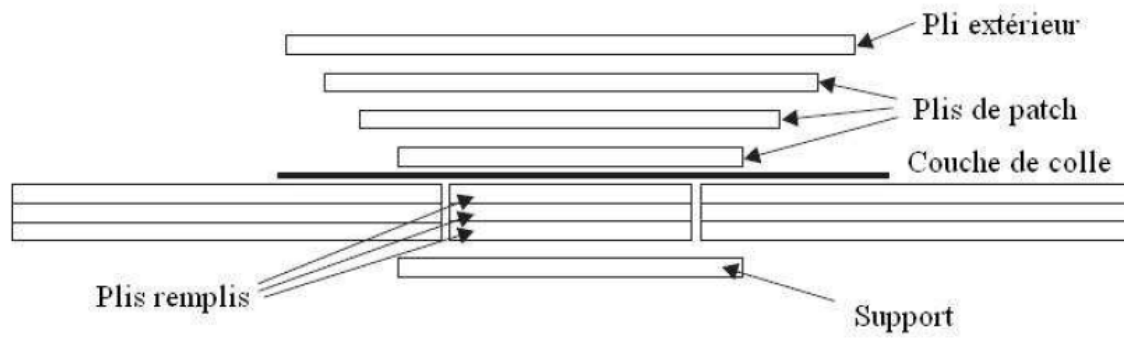


**Figure 2-9 : Réparation d'un stratifié [45/0/-45/90]s par patch composite interne**

### **2-8-3 Réparations par collage des patches composites externes :**

La réparation par patches déjà polymérisé (dits dur) externes consiste à insérer (ou non) un bouchon dans la zone nettoyée, puis à coller le patch externe (Figure 2-10) [39]. Cette réparation est relativement rapide et facile à réaliser, puisque le nettoyage de la zone endommagée est très localisé. La transmission des charges passe essentiellement par le joint collé entre la pièce à réparer et les patches externes. Actuellement les industries aéronautiques s'intéressent beaucoup à cette solution. La performance et la fiabilité de ce type de réparation dépendent non seulement des paramètres des patches, mais aussi du comportement mécanique de l'adhésif utilisé. La conception et l'optimisation de ce type de réparation reposent sur une meilleure compréhension du comportement de ce type d'assemblage.

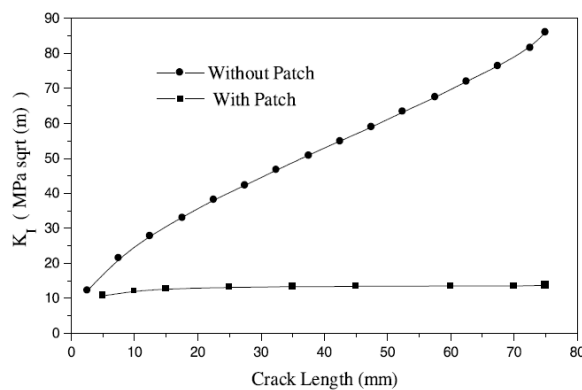




**Figure 2-10 : Réparation par collage des patchs externes**

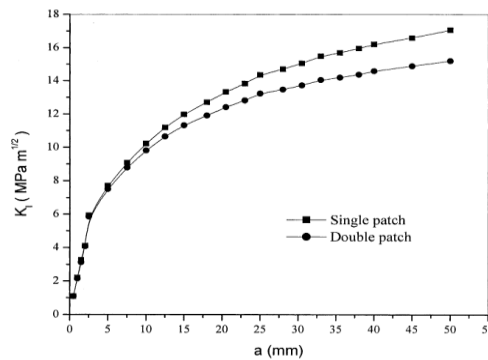
### Chapitre 3 : Etude bibliographique sur la réparation des structures aéronautiques : Contribution du laboratoire LMPM

Les patches en matériaux composites sont classiquement utilisés dans l'aéronautique pour la réparation des structures métalliques présentant des dommages de type fissures, impacts ou des anomalies diverses. Une alternative à la réparation de ces structures consiste à les renforcer préventivement, afin de retarder l'apparition ou la propagation de fissures. Il existe plusieurs alternatives pour prolonger la durée de vie de telles structures ; elles dépendent du niveau de ces dommages. L'étude des performances des patches en matériaux composites a attiré une attention toute particulière au sein de notre laboratoire (LMPM). Ce laboratoire est devenu l'un des pionniers au monde dans l'analyse du comportement des structures réparées par patche en composites. La première recherche de notre laboratoire consacrée à l'analyse de la réparation des plaques en aluminium par un patch en composite a été publiée en 2002 par Bachir Bouiadjra et al. [43]. Ces auteurs ont montré que le facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure réparée par patche, suit une allure asymptotique lorsque la longueur de fissure augmente. Il a été également montré que le taux de réduction du FIC par la présence du patche peut atteindre une valeur de 60% (figure 3.1)

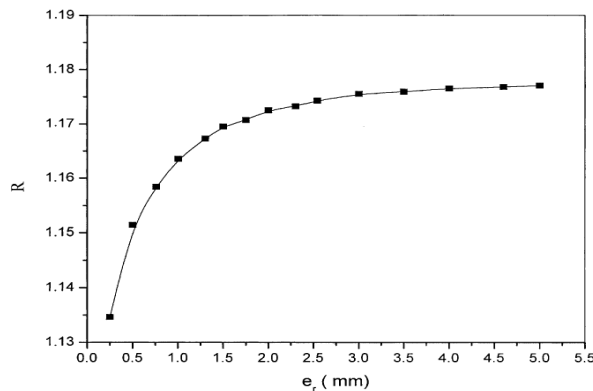


**Figure 3.1 Comparaison du FIC entre plaque réparée et plaque non réparée [43]**

Depuis la publication de cet article en 2002, les travaux des membres du laboratoire LMPM relatifs à la réparation des structures aéronautiques par patche en composites se sont fortement accrus. Ainsi, les effets des différents paramètres de réparation sur la variation du FIC ont été mis en évidence [44-50]. Ces travaux ont montré la nécessité d'optimiser les différents paramètres, particulièrement les propriétés de l'adhésif, afin d'assurer un FIC faible et éviter l'augmentation des contraintes dans l'adhésif ; celles-ci peuvent conduire à la rupture de l'adhésion. Belhouari et al. [51] ont mené une étude comparative entre le simple et le double patche symétrique. Il a été montré dans cette étude que l'utilisation d'un double patche peut augmenter l'efficacité de la réparation (figure 3-2) et le gain en épaisseur par l'utilisation du double patche s'avère considérable (figure 3-3).

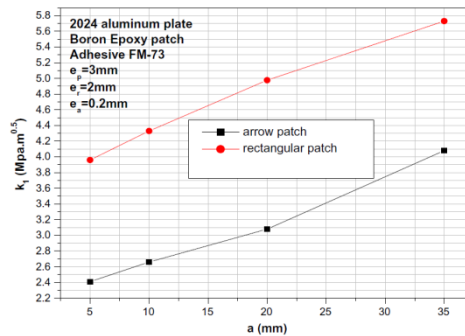


**Figure 3-2 Comparaison des valeurs du FIC entre simple et double patche [51]**



**Figure 3-3 Evolution du gain en épaisseur pour le double patche en fonction de son épaisseur [51]**

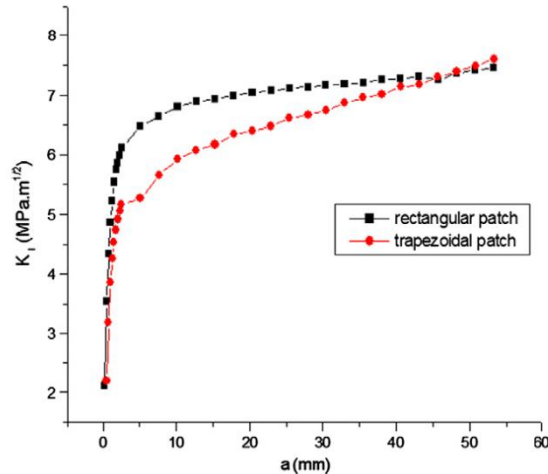
L'effet de la forme du patch a fait l'objet de plusieurs travaux réalisés par les membres du laboratoire LMPM [52-62]. Mhamdia et al. [63] ont montré que la forme en flèche du patch peut être la forme la plus optimale. En effet, cette forme tend à réduire le FIC jusqu'à atteindre des valeurs proches du seuil de propagation (Figure 3-4).



**Figure 3-4 Comparaison des valeurs du FIC entre la forme rectangulaire et la forme en flèche du patch [63]**

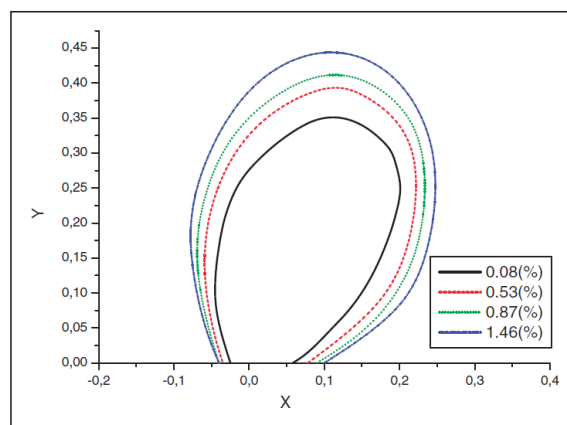
Bachir Bouiadja et al. [64] ont réalisé une comparaison entre les patches rectangulaire et trapézoïdal (figure 3-5). Leurs résultats ont montré plusieurs avantages du patch trapézoïdal quand la longueur de la fissure varie entre 5 et 20 mm. Ces avantages du patch trapézoïdal peuvent être résumés comme suit :

- Réduction du FIC ; ce qui améliore la durée de vie en fatigue de la structure réparée.
- Réduction de la masse du patch améliorant ainsi le coût de la réparation.
- Réduction des contraintes dans l'adhésif, ce qui augmente la durabilité de la réparation.



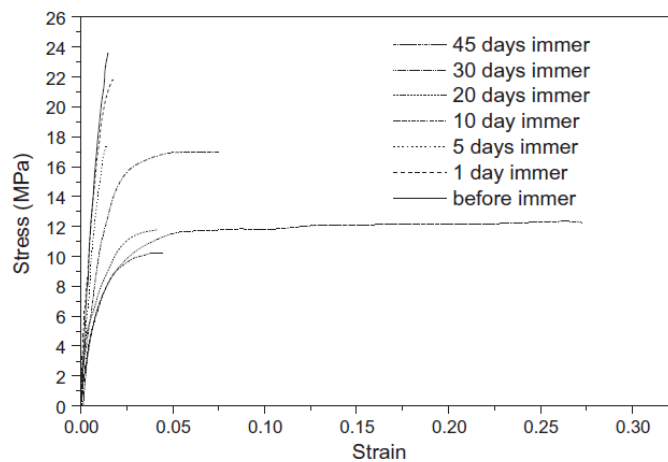
**Figure 3-5 Comparaison entre patche rectangulaire et trapézoïdal [64]**

Les effets du vieillissement hygrothermique du composite et de l'adhésif sur les performances de la réparation ont été étudiés dans plusieurs travaux réalisés dans notre laboratoire [65-70]. Aminallah et al. [71] ont analysé les effets du vieillissement du composite et de l'adhésif sur l'étendue de la zone plastique autour d'une fissure réparée par patche en composite. Il a été montré dans cette étude que l'étendue de la zone plastique diminue en présence du patche mais cette réduction de la zone plastique est négativement affectée par l'absorption de l'humidité par le composite (figure 3-6).



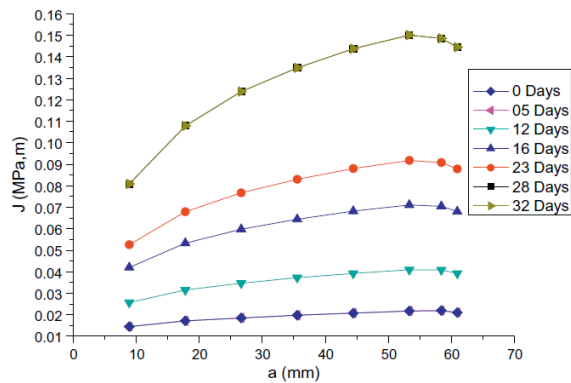
**Figure 3-6 Etendue de la zone plastique pour une fissure réparée pour différents taux d'absorption de l'humidité par le composite [71]**

Ouddad et al. [72] ont réalisé une étude sur les effets du vieillissement hydrique de l'adhésif sur l'efficacité de la réparation. Ils ont réalisé des essais de traction sur l'adhésif Adeckit A140 à base d'époxyde après immersion dans de l'eau distillée. Il a été montré que l'immersion dans l'eau réduit la résistance de l'adhésif et augmente sa ductilité (figure 3-7). La rigidité de l'adhésif diminue de manière significative avec le temps d'immersion ; alors que la déformation plastique augmente dramatiquement avec le temps d'immersion.

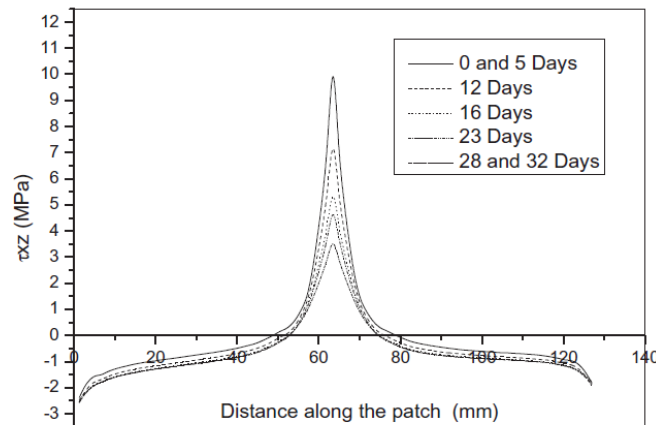


**Figure 3-7 Courbe de traction de l'Adeckit A140 en fonction de l'immersion dans l'eau [72]**

Les courbes de traction ont été introduites dans le modèle en éléments finis de la plaque réparée. Il a été obtenu que l'efficacité de la réparation diminue lorsque l'absorption de l'humidité augmente (figure 3-8). Cependant, les contraintes adhésives diminuent lorsque le temps d'immersion augmente (Figure 3-9).



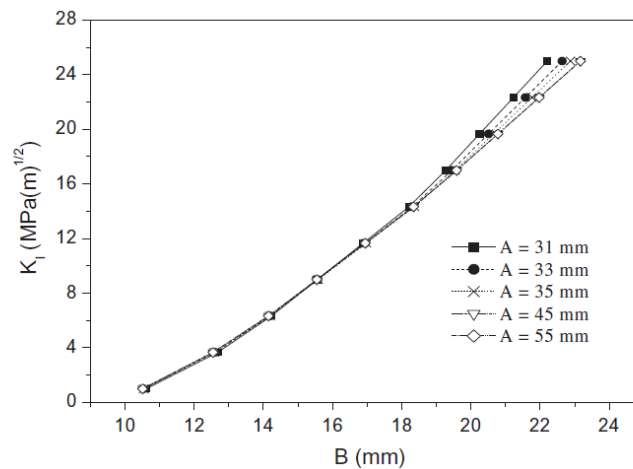
**Figure 3-8 Intégrale J en fonction de la longueur de la fissure pour différents temps d'immersion de l'adhésif [72]**



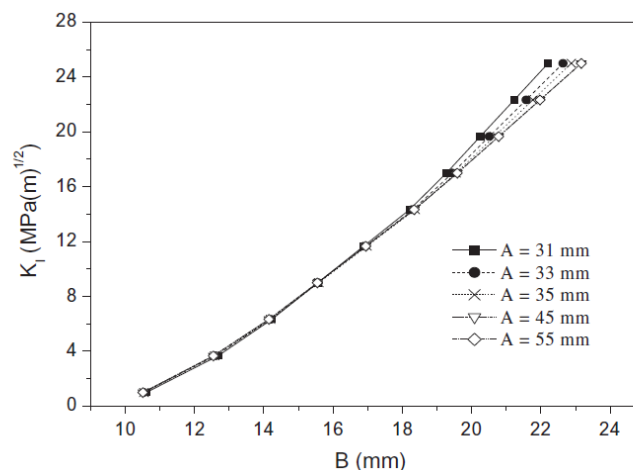
**Figure 3-9 Distribution des contraintes adhésives pour différents temps d'immersion [72]**

Le décollement de l'adhésif lors du chargement en fatigue présente le plus grand problème pour assurer une réparation efficace et durable. La rupture de l'adhésion peut conduire à des résultats fatals pour la structure réparée. La présence d'un patche non adhérent à la structure de l'avion augmente le poids de cette structure sans aucun bénéfice. De plus, il peut aggraver l'endommagement de cette structure [73-80]. Les membres de notre laboratoire se sont intéressés au problème du décollement de la couche adhésive dans les structures réparées par patches en composite dans plusieurs travaux [81-90]. Bachir Bouiadjra et al. [91] ont étudié les effets du décollement de l'adhésif sur la variation de

l'intégrale J pour une fissure réparée. Leurs résultats ont montré que la largeur du décollement a un effet très important sur la réparation (3-10). En effet, une propagation du décollement perpendiculaire à la fissure augmente considérablement l'intégrale J, ce qui a pour effet d'atténuer l'efficacité de la réparation. Alors que la longueur du décollement n'a aucun effet sur l'intégrale J c'est-à-dire qu'une propagation du décollement parallèlement à la fissure n'a pas un effet sensible sur l'efficacité de la réparation (Figure 3-11).



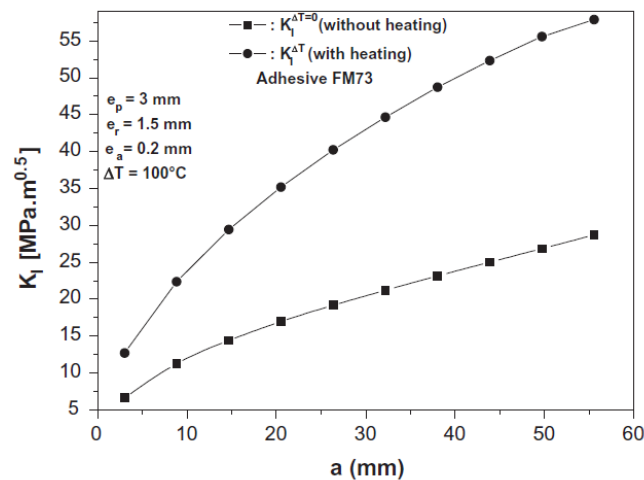
**Figure 3-10 FIC en fonction de la largeur du décollement [91]**



**Figure 3-11 FIC en fonction de la longueur du décollement [91]**

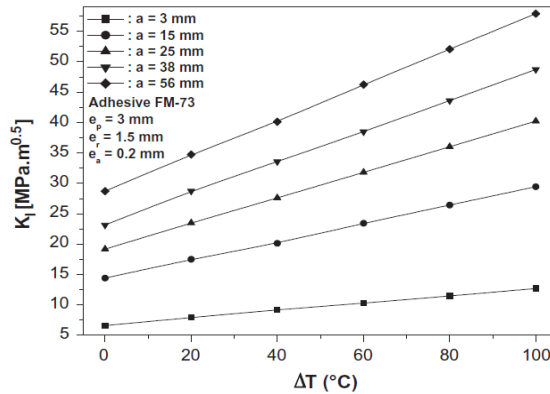


Parmi les problèmes majeurs rencontrés par les concepteurs des patches de réparation des structures aéronautiques on compte la présence des contraintes résiduelles après chauffage de la partie réparée de la structure pour la polymérisation du film adhésif. Ces contraintes ont tendance à réduire l'efficacité de la réparation du moment où leur présence contribue à l'augmentation de la sollicitation des structures réparées [92-102]. Plusieurs travaux sur les effets des contraintes résiduelles ont été publiés par les membres du laboratoire LMPM [103- 111]. Albedah et al. [112] ont étudié l'effet des contraintes résiduelles dues au chauffage de l'adhésif sur la variation du facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure réparées. Leurs résultats montrent que le facteur d'intensité de contraintes augmente considérablement sous l'effet de contraintes résiduelles (Figure 3-12). La durée de vie en fatigue sera réduite par ces contraintes.



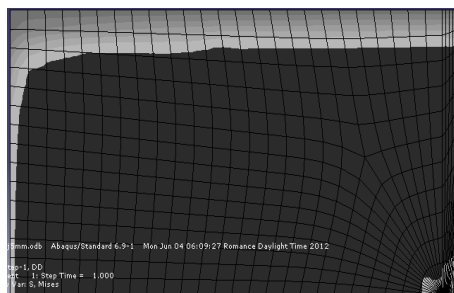
**Figure 3-12 Variation du FIC pour des plaques chauffée et non chauffée (Effet des contraintes résiduelles) [112]**

Les résultats de Albedah et al. [112] ont également montré que le facteur d'intensité de contraintes thermiques varie linéairement avec la température de chauffage (figure 3-13).

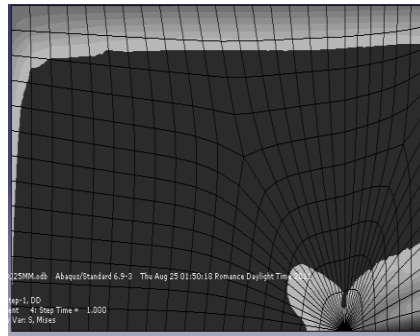


**Figure 3-13 Variation du FIC en fonction de la température de chauffage [112]**

Parmi les travaux innovants des membres du LMPM dans le domaine de la réparation des structures aéronautiques par patches en composites, on recense l'amélioration du modèle d'endommagement des adhésifs appelé modèle de la zone endommagée et son application pour les patches en composites [113-114]. Fari Bouanani et al. [114] ont appliqué ce modèle sur un patche rectangulaire, les résultats obtenus dans cette étude ont montré que l'endommagement de l'adhésif s'initie à partir de deux zones : l'arrête libre de la surface de recouvrement ainsi que la région recouvrant le front de fissure (figures 3-14 et 3-15). Si l'étendue de la zone endommagée au niveau de l'arrête reste pratiquement constant durant la propagation de la fissure, la taille de la seconde zone évolue avec la longueur de la fissure.



**Figure 3-14 Zones endommagées (en gris) dans la couche adhésive pour a=5 mm [114]**



**Figure 3-15 Zones endommagées (en gris) dans la couche adhésive pour a=35 mm [114]**

Dans leur étude sur l'endommagement de l'adhésif, Fari bouanani et al. [114] ont introduit un rapport de la zone endommagée qui relie la surface endommagée de l'adhésif à la surface totale de recouvrement :

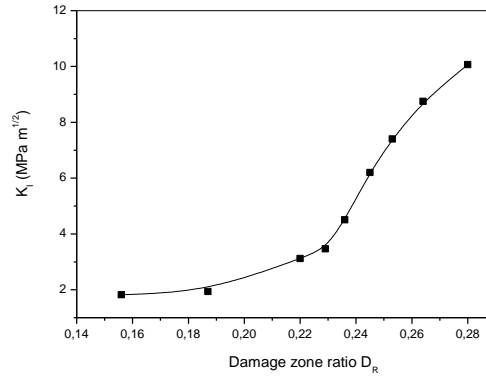
$$R = \frac{A}{L.W}$$

où A: est la somme des surfaces endommagées dans la couche adhésive

L: Longueur du recouvrement

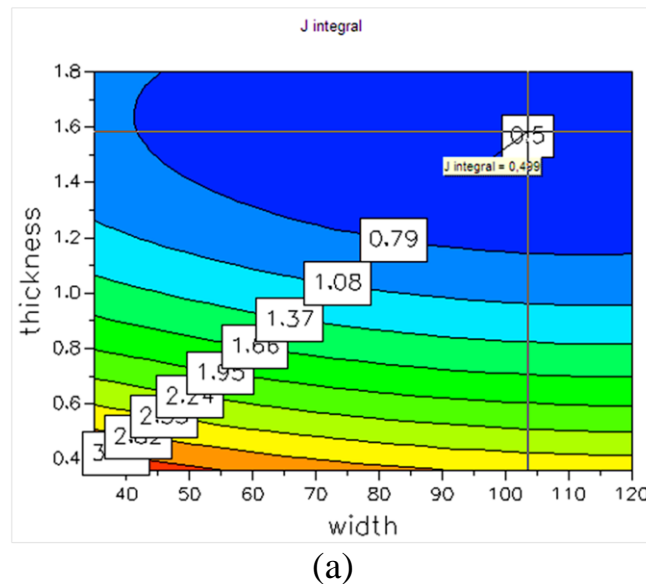
W: Largeur du recouvrement

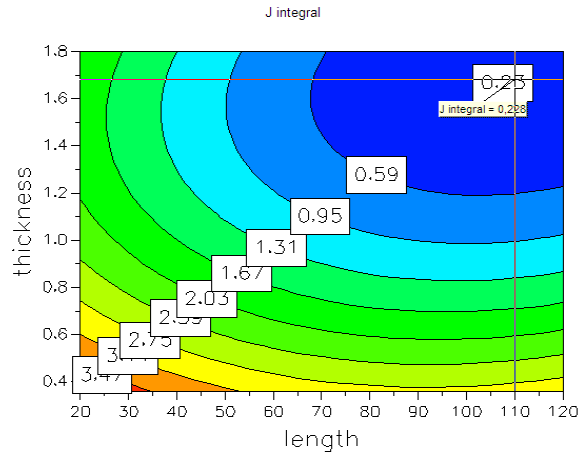
Il a été montré que pour l'adhésif FM 73, la rupture totale de l'adhésion se produit lorsque le rapport R atteint le taux de 22.4%. Les calculs de Fari Bouanani et al. [115] ont également montré que si le rapport R est inférieur à 0.2 son effet sur le FIC en tête de fissure est négligeable. Cet effet devient très important lorsque le rapport de la zone endommagée dépasse la valeur 0.22 (Figure 3-16).



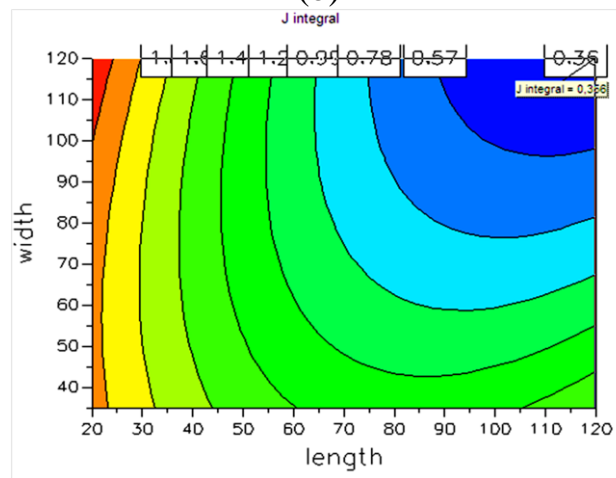
**Figure 3-16 FIC en fonction du rapport de la zone endommagée [114]**

Parmi les travaux intéressants des membres du laboratoire dans le domaine de la réparation des structures aéronautiques, nous pouvons citer celui de Fekih et al. [116]. Ces auteurs ont utilisé la méthode des plans d'expériences pour optimiser les paramètres géométriques de la réparation. Cette étude a permis d'obtenir des contours 2D en variant deux paramètres parmi ces trois (longueur du patche, sa largeur et son épaisseur) et en laissant le troisième constant (figure 3-17).





(b)



(c)

**Figure 3-17 Contour de l'intégrale J [115]**

- a) longueur constante**
- b) largeur constante**
- c) épaisseur Constante**

Ces contours 2D ont permis, par minimisation de l'intégrale J, d'obtenir les valeurs optimales de la longueur, largeur et épaisseur du patche (tableau 3-1).

Tableau 3-1 Valeurs optimales des dimensions du patche selon Fekih et al. [115]

	<b>Longueur (mm)</b>	<b>Largeur (mm)</b>	<b>Epaisseur (mm)</b>	<b>J optimum (mJ/mm<sup>2</sup>)</b>
<b>(a)</b>	70	104,21	1,58	0,5
<b>(b)</b>	<b>110,44</b>	<b>77,5</b>	<b>1,69</b>	<b>0,23</b>
<b>(c)</b>	119,91	120	1,08	0,36

Au-delà des calculs numériques qui ont fait l'objet de la plupart des travaux des membres du laboratoire LMPM, des tentatives d'extraire des formules analytiques pour le FIC en tête de fissure réparées ont été faites. Ainsi, Albedah et al. [116] ont modifié le modèle analytique de Kujawski [117] relatif aux fissures émanant de trous circulaires de réparations :

$$K_u = Q_f \frac{K_t \sigma}{2} \left[ \left(1 + 2 \frac{a}{\rho}\right)^{-1/2} + \left(1 + 2 \frac{a}{\rho}\right)^{-3/2} \right] \sqrt{\pi a} \quad (3-2)$$

$K_u$  : FIC pour une fissure non réparée

Q: facteur de forme

a= longueur de la fissure

$K_t$ = Facteur de concentration de contraintes

$\rho$  :Rayon d'entaille

$\sigma$  :contraintes appliquée

L'introduction des paramètres de réparations a donné le modèle suivant :

$$K = w\left(\frac{a}{2\pi\lambda}\right) \cdot K_u \quad (3-3)$$

avec

$$w\left(\frac{a}{\pi\lambda}\right) = \sqrt{\left(1 + 2.23 \frac{a}{\pi\lambda}\right) / \left(1 + 4.77 \frac{a}{\pi\lambda} + 7 \left(\frac{a}{\pi\lambda}\right)^2\right)} \quad (3-4)$$

$$\pi\lambda = \sqrt{E_P \cdot e_P / \beta (1 + E_P \cdot e_P / E_R \cdot e_R)}$$

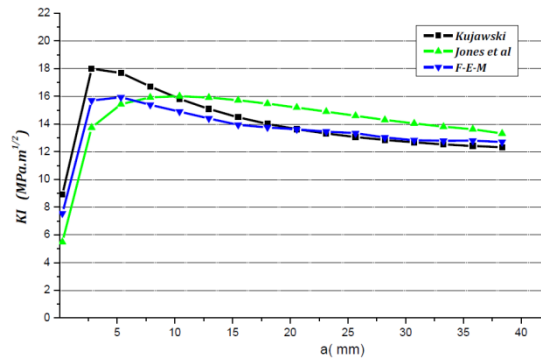
$$\beta = \frac{(e_A / G_A + e_R / 3 \cdot G_R + e_P / 3 \cdot G_P)}{(e_A / G_A + 3 \cdot e_R / 8 \cdot G_R + 3 \cdot e_P / 8 \cdot G_P)^2}$$

où

E: module de Young, G: module de cisaillement e: épaisseur

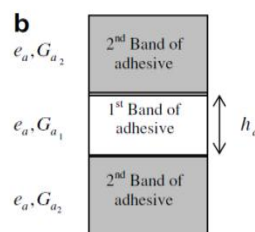
Les indices P, R et A représentent respectivement la plaque réparée, le patche de réparation et l'adhésif.

Les résultats obtenus ont montré une très grande concordance entre la formule analytique développée et le calcul par éléments finis (Figure 3-18)



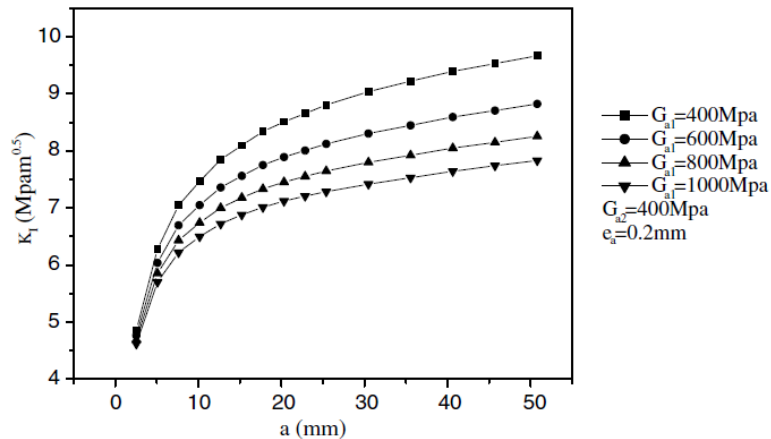
**Figure 3-18 FIC en fonction de la longueur de la fissure pour une fissure réparée émanant d'un trou circulaire [116]**

Les travaux menés ont permis de proposer des solutions pouvant améliorer la technique de réparation. Ainsi, Fekirini et al. [117] ont proposé la technique du double adhésif pour augmenter l'efficacité de la réparation. Cette technique consiste à appliquer un adhésif de module de cisaillement élevé sur la région fissurée pour maximiser le transfert de charge et un autre adhésif de module de cisaillement faible au-delà de la région fissurée pour assurer une bonne adhésion (Figure 3-19)



**Figure 3-19 Schéma de la technique du double adhésif [117]**

Les résultats de Fekirini et al. [117] ont montré que le FIC d'intensité de contraintes en tête de fissure réparée est très affecté par l'application de deux adhésifs ayant des modules de cisaillements différents. La réduction du FIC par cette technique peut atteindre 40%, ce qui peut avoir un effet très bénéfique sur l'amélioration de la durée de vie en fatigue des structures réparées (figure 3-20).



**Figure 3-20 FIC en fonction de la longueur de fissure obtenus avec la technique du double adhésif**



## **4-1 Matériaux et techniques expérimentales :**

L'objectif de cette thèse est de caractériser expérimentalement et numériquement la propagation des fissures de fatigue dans les plaques en alliages d'aluminium réparées par le collage de patche en composite. La première phase de l'étude se propose de déterminer expérimentalement la durée de vie en fatigue des structures en alliage d'aluminium réparées par patche en composite. Les effets de plusieurs paramètres sur l'efficacité de la réparation ont été analysés on peut citer : les effets de l'épaisseur du patche, de la forme du patche, de la longueur initiale de la fissure à la rupture, du décollement de l'adhésif et du rapport de charge. Deux cas de chargements ont été appliqués durant les tests de fatigue : chargement avec amplitude constante et chargement avec amplitude variable avec séquence de deux blocs croissants et décroissants. Des essais de traction ont été menés pour caractériser les alliages d'aluminium ainsi que pour déterminer la rigidité des plaques réparées. Des observations microscopiques sur microscope optique et sur microscope électronique à balayage ont été réalisées sur les surfaces de rupture pour examiner la nature de la rupture des éprouvettes réparées et non réparées.

### **4-1.1 Matériaux :**

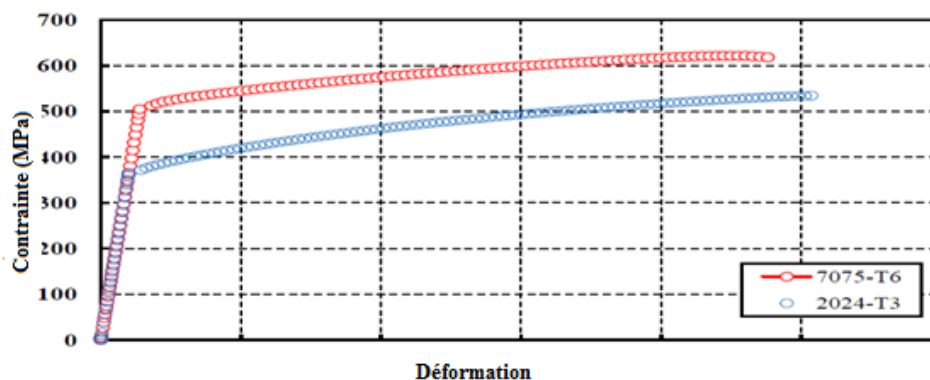
Trois matériaux essentiels entrent dans la procédure de réparation ; ce sont les alliages d'aluminium constituant des éprouvettes réparées et non réparées, le composite carbone/époxyde, matériau réparant (patche) et l'adhésif Araldite 2015 qui assemble l'aluminium de la structure à réparer. L'aluminium 2024T3 est thermiquement traité à la température de 351°C et laminé à froid. Il est relativement mou et 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 4-1.

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

**Tableau4-1 : compositions chimiques de : Al2024T3 et Al7075T6**

Des échantillons de 2 mm d'épaisseur ont été découpés dans des plaques en aluminium 7075T6 et 2024T3 avec pièces rectangulaires en forme Dog-bones selon les normes ASTM E8. Les éprouvettes ont été utilisées dans des essais de traction uni axiale pour caractériser les deux matériaux. Des jauges de déformation ont été collées sur les éprouvettes pendant la durée de chargement. Des tests de traction quasi-statique ont été réalisés sur les éprouvettes en aluminium : 7075T6 et 2024T3 à la température ambiante dans une machine universelle de type INSTRON C984. Les courbes de traction obtenues pour les deux alliages sont présentées sur la figure 4-1.



**Figure 4-1 : Courbes de traction de l'Al 2024T3 et l'Al 7075T6**

A partir de ces deux figures on peut déduire les propriétés suivantes :

-Pour l'Al 2024T3  $E=72.4\text{GPa}$   $\sigma_e=370\text{MPa}$

-Pour l'Al 7075T6  $E=71.7\text{GPa}$   $\sigma_e=503\text{MPa}$

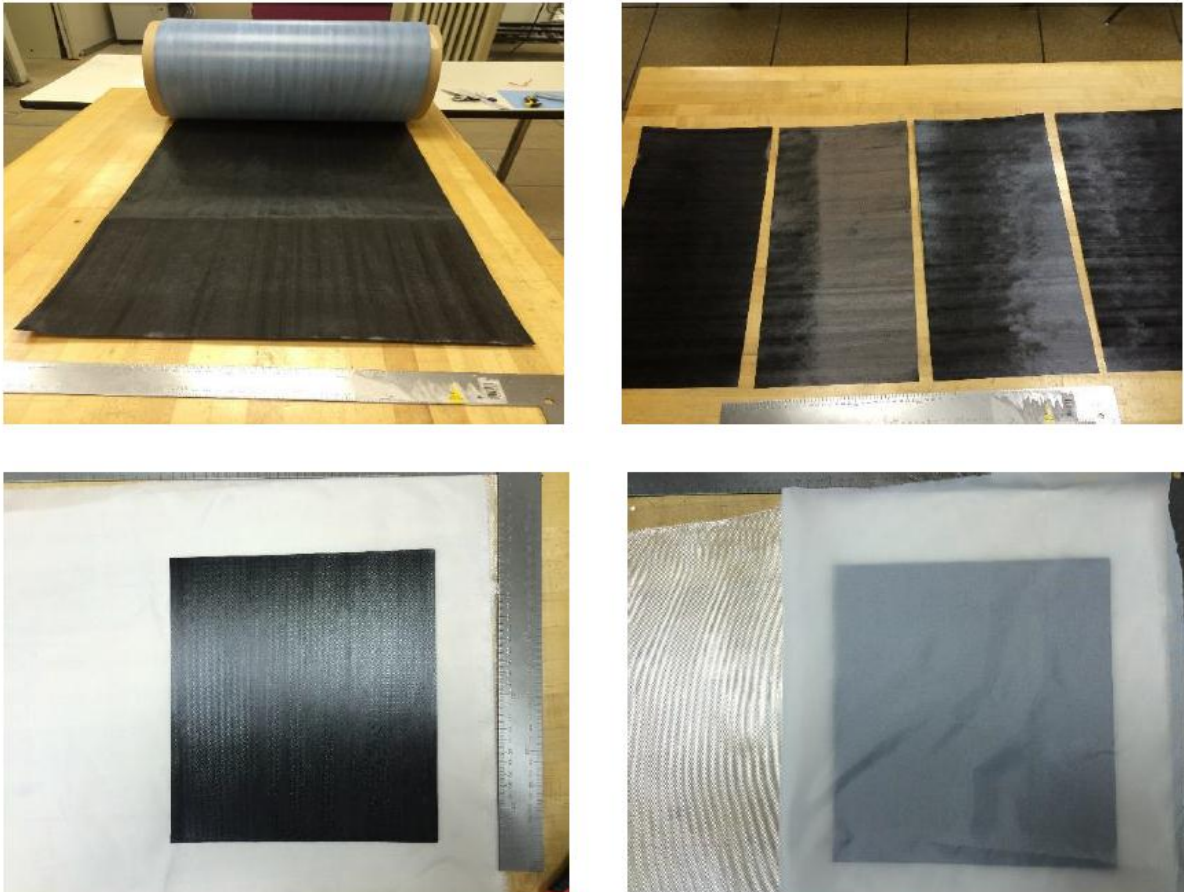
Ces propriétés concordent avec celles données par le fournisseur, représentées sur le tableau 4-2.

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	28	26.9	-	0.954
Limite élastique	503	370	-	-

**Tableau4-2 : caractéristiques mécaniques des matériaux utilisés**

#### 4-1.2 Préparation du composite :

Du carbone époxy pré-imprégné a été fourni sous forme de rouleau. Le composite en carbone à fibre unidirectionnelle contient environ 65% en volume de fibre. Le composite stratifié a été fabriqué en multicouches unidirectionnelles avec l'orientation des fibres désirée pour chaque couche. Les différentes couches ont été sandwichées dans une matrice tissée en polymère thermoplastique, bordée par des feuilles de téflon pour absorber l'excès de résines. Un revêtement très fin a été utilisé pour obtenir une bonne finition de la surface du composite (figure 4-2). Ensuite, l'ensemble est maintenu à une pression de 6MPa à une température de 120°C. La plaque préparée en composite est ensuite décomposée suivant les formes et dimension dérivées.



**Figure 4-2 : préparation du composite**

#### **4-1.3 Choix de l'adhésif :**

L'adhésif utilisé est l'araldite 2015 époxy. C'est un adhésif bi-composant avec la résine époxyde plus un durcisseur ; les propriétés obtenues de cet adhésif sont :

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

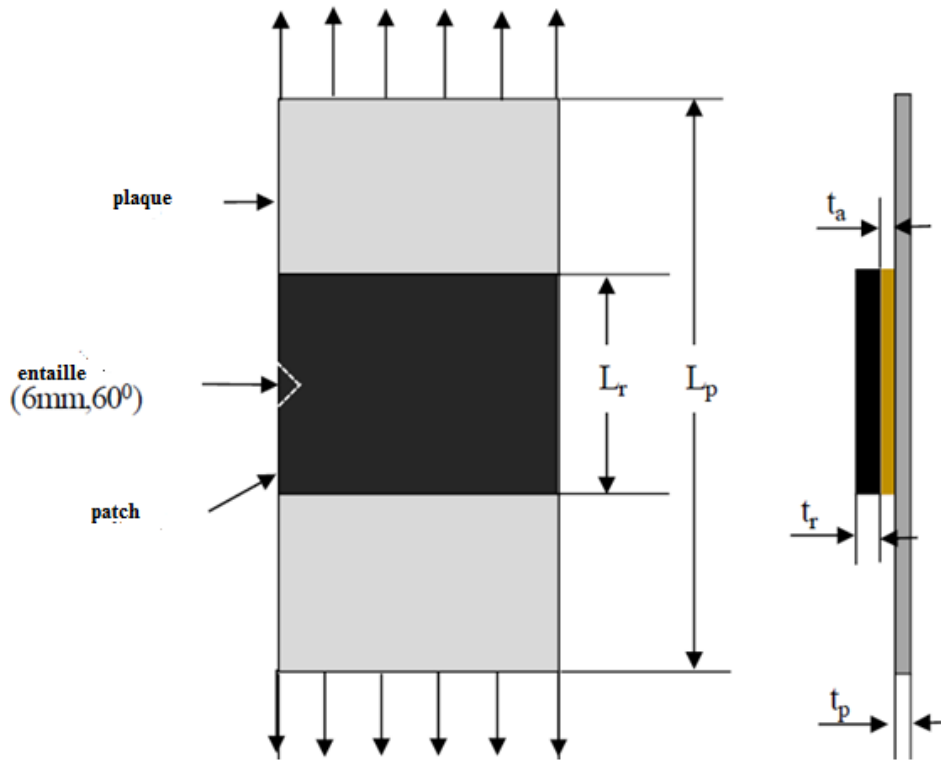
Coefficient de Poisson  $\nu=0.36$

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

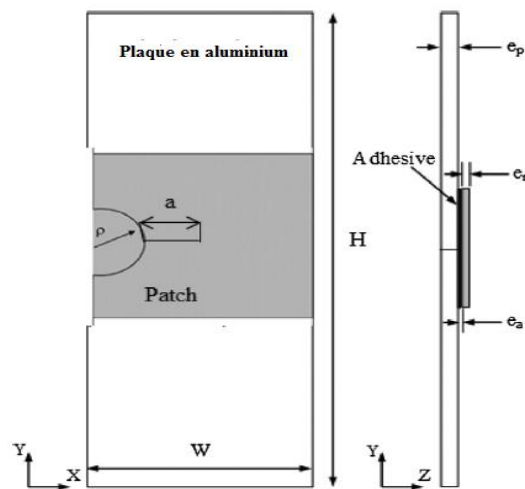
Les surfaces collées ont été préparées d'après la méthode spécifiée par Bell [118]. L'éprouvette pré-fissurée a été réparée par collage de patche composite en utilisant l'adhésif bi-composant Araldite 2015. L'éprouvette a été nettoyée par de l'acétone après avoir reçu un léger pré-polissage. L'Araldite 2015 est un adhésif structural de type époxyde à deux composants (résine + durcisseur), utilisé à température ambiante ; il donne un assemblage collé très résistant ; il peut être utilisé pour des plaques ayant des épaisseurs allant jusqu'à 10mm d'épaisseur.

#### **4-1.4 Eprouvettes d'essai de fatigue :**

Chaque éprouvette a été fabriquée 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 saines jusqu'à obtenir une pré-fissure de 3 mm avant la réparation. Le patche en carbone/époxyde unidirectionnel a été déposé pour la réparation de la fissure. Le patche a été collé sur la zone fissurée en utilisant l'araldite 2015 époxyde (figure 4-3 et 4-4).



a)

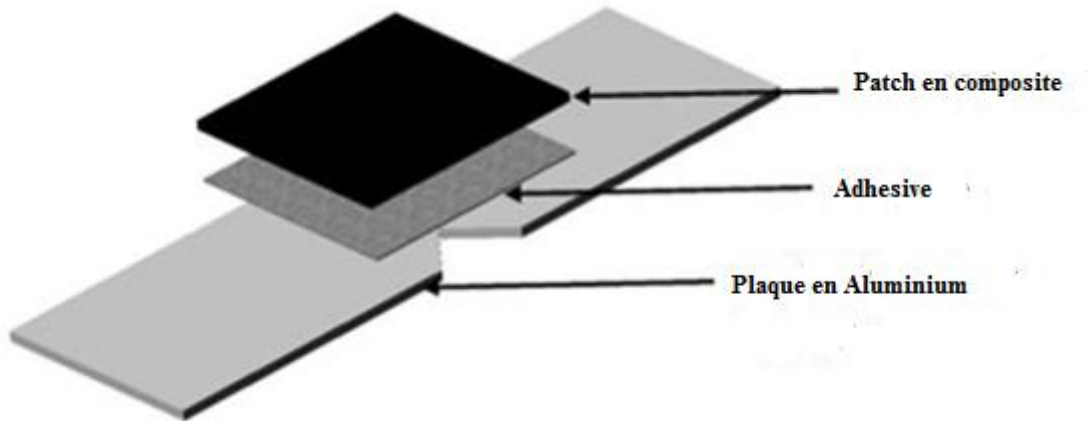


b)

**Figure 4-3 : Eprouvette de fatigue**

**a) plaque avec entaille en V**

**b) Plaque avec entaille semi-circulaire latérale**



**Figure 4-4 : différentes couches de réparation par patche**

Le patche en composite a été déposé de manière à analyser les effets des différents paramètres sur la propagation de la fissure réparée. Tous les patches utilisés sont unidirectionnels  $[0]^n$  (n est le nombre de plis) avec les fibres dirigées suivant la direction du chargement. Différentes formes et épaisseurs de patchs ont été examinées.

Nous avons vérifié que le taux de rigidité du patche est inférieur à 1.5. Ce taux est

$$\text{égale à : } S = \frac{E_r e_r}{E_p e_p}$$

E : Module de Young

e : épaisseur

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

#### **4-1.5 Déroulement de l'essai de fatigue :**

##### **a) Chargement à amplitude constante**

Des essais de fatigue ont été menés sur une machine servo-hydraulique Instron, type 8801 de capacité 100KN. La figure 4-5 montre le schéma expérimental autour de la machine de fatigue ; la figure 4-6 montre le montage de l'éprouvette réparée sur la

machine de fatigue. Tous les tests de fatigue ont été menés à température ambiante en utilisant un signal sinusoïdal avec une fréquence de 20 Hz (figure 4-7).

Des éprouvettes, SENT (réparées et non réparées) ainsi que des éprouvettes avec entaille semi-circulaire latérale ont été chargées cycliquement avec un rapport de charge de 0.1 et une amplitude de charge maximale :  $F_{max}=7KN$  dans le cas du chargement à amplitude constante. Dans le cas du chargement à amplitude variable nous avons utilisé deux rapports de charge  $R=0.1$  et  $R=0$ . Afin de vérifier la reproductibilité de nos résultats, chaque test de fatigue a été refait 3 fois ; le nombre de cycles a été mesuré directement sur la machine et la longueur de fissure a été enregistrée par une caméra numérique à haute résolution. Pour analyser l'effet du décollement, nous avons appliqué sur la région fissurée, une bande d'anti-adhésif en téflon de 0.1 mm d'épaisseur. La longueur et la largeur de cette bande ont été variées pour évaluer les effets des dimensions du décollement.

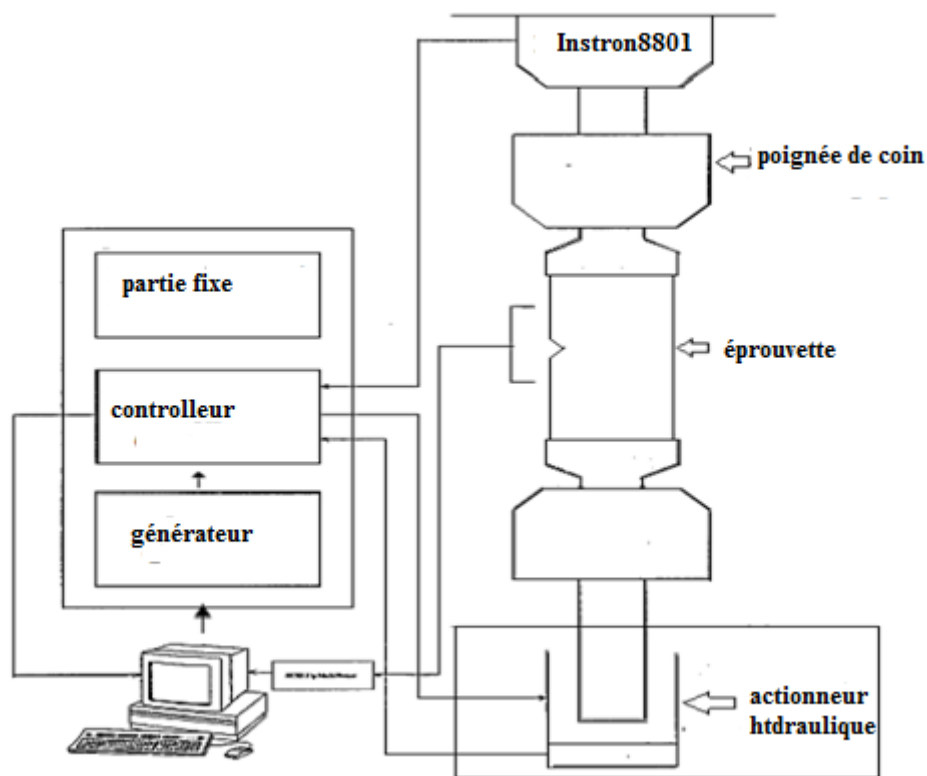


Figure 4-5 : schéma expérimental autour de la machine de fatigue





Figure 4-6 : montage de l'éprouvette réparée sur la machine de fatigue

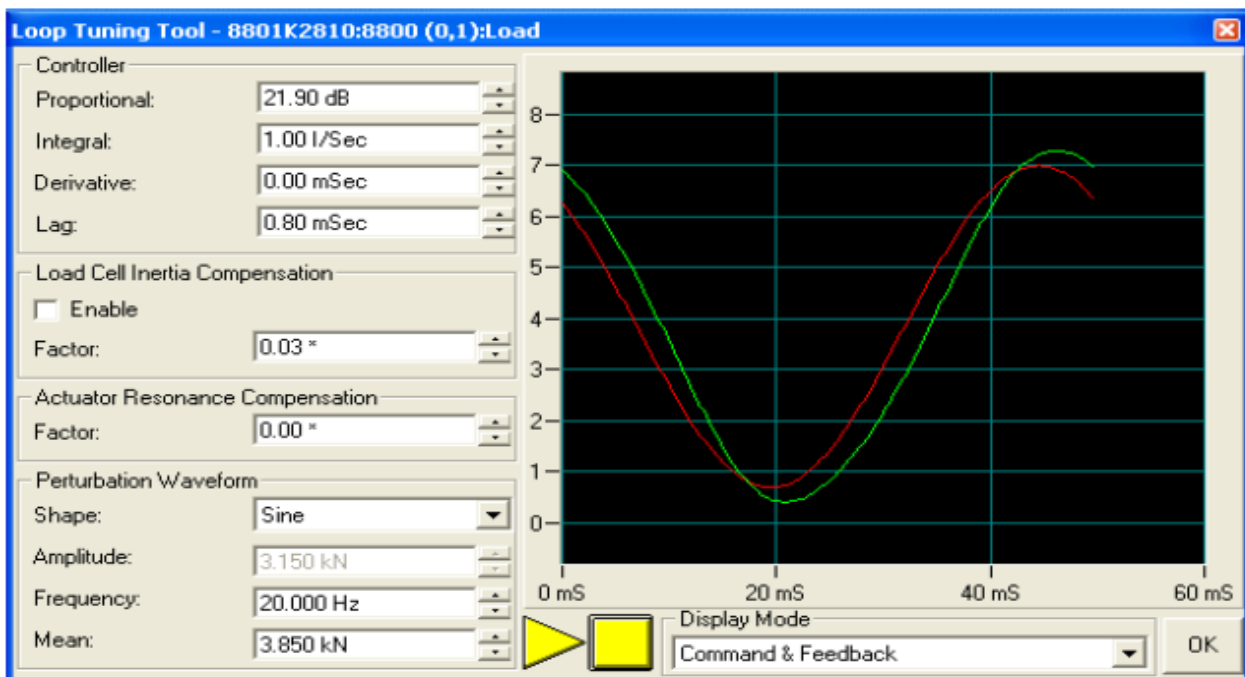


Figure 4-7 : Signal du chargement utilisé

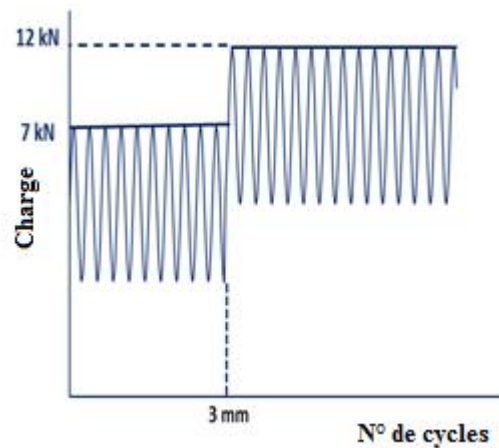
#### b) Chargement à amplitude variable

Nous avons réalisé des tests de fatigue avec deux blocs de chargements croissants et décroissants sur des éprouvettes en alliage d'aluminium 2024T3 et 7075T6. Le choix de ces deux matériaux peut être expliqué par le fait que l'alliage 2024T3 est plus ductile que le 7075T6. Les amplitudes de chargement sont :

-Séquence de blocs croissants (L-H) (Figure 4-8) :

B1  $F_{max}=7\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$

B2  $F_{max}=12\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$

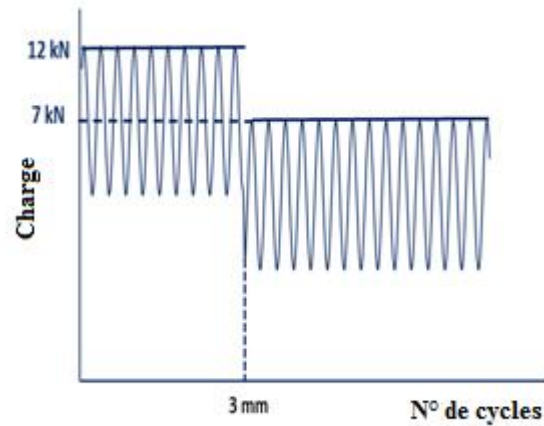


**Figure 4-8 Chargement avec blocs croissants**

-Séquence de blocs décroissants (H-L) (Figure 4-9) :

B1  $F_{max}=12\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$

B2  $F_{max}=7\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$



**Figure 4-9 Chargement avec blocs décroissants**

#### **4-1.6 Analyse microscopique :**

Deux analyses microscopiques ont été utilisées pour étudier les faciès de rupture des éprouvettes réparées et non réparées.

-Dans un premier temps, nous avons analysé les faciès de rupture avec microscope optique à haut résolution avec une amplification de 4 fois afin d'examiner avec une échelle relativement grande les faciès de rupture. Les images obtenues sont de l'ordre de 50 mm, ce qui est impossible avec un microscope électronique à balayage (MEB).

-Dans un second temps, nous avons étudié les faciès de rupture avec microscope électronique à balayage (MEB) de type de Joel JSM-6610LV, dans le but d'analyser les stries de rupture de fatigue pour des éprouvettes réparé et non réparée. Les échantillons ont été découpés directement après la rupture en réduisant leur hauteur afin de les placer facilement dans la couche à vide du MEB. Ces échantillons sont ensuite montés sur un porte-échantillon du MEB en utilisant un ruban de carbone après nettoyage à l'acétone.

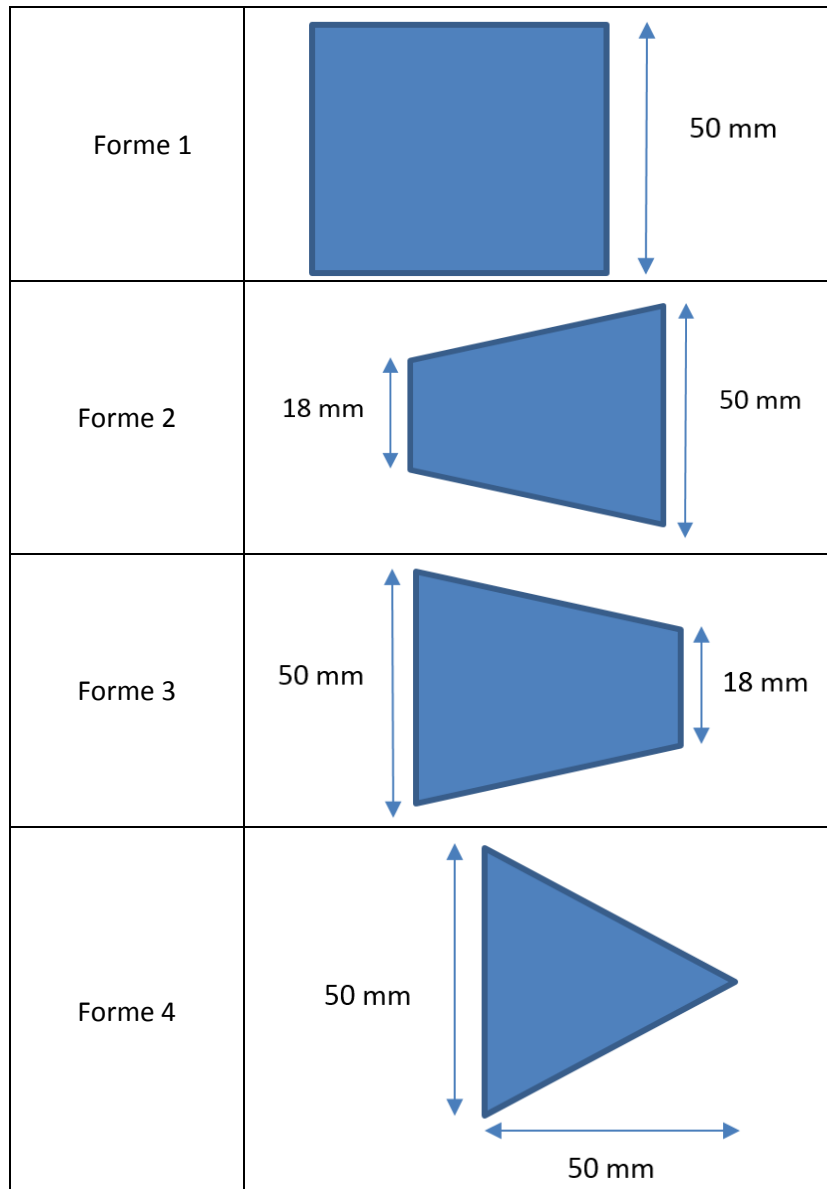
#### **4-2 Simulation numérique**

Notre étude entre dans ce contexte et porte sur une analyse numérique par la

méthode des éléments finis tridimensionnels, de la réparation par patche en composite d'une structure métallique fissurée. Une approche locale de la mécanique linéaire de la rupture, fondée sur le facteur d'intensité de contrainte est utilisée pour décrire le comportement d'une fissure réparée et sollicitée en mode d'ouverture. L'influence de la taille de la fissure, de l'épaisseur de la plaque, du patche et de l'adhésif ainsi que son module de cisaillement sont mises en évidence sur les variations du facteur d'intensité de contrainte en pointe de fissure réparée par simple et double patch, avec et sans décollement.

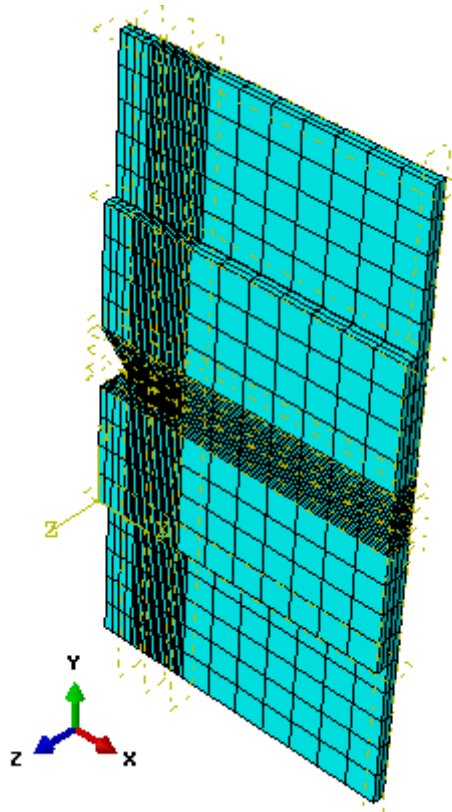
Le modèle géométrique de la plaque réparée par patches en composite est représenté sur la figure 4-10. La plaque en aluminium 2024 T3 est caractérisée par sa hauteur  $H_p = 100$  mm, sa largeur  $w_p = 50$  mm et son épaisseur  $e = 2$  mm ; avec une entaille semi-circulaire latérale de rayon 5 mm ou une entaille en V. Cette plaque présente une fissure émanant de l'entaille de longueur  $a$ , réparée par un patche en Carbone - époxyde de dimensions :  $H_r = 50$  mm,  $w_r = 50$  mm et  $e_r = 1.6$  mm. Dans ce cas, les plis du composite sont orientés suivant la longueur de la plaque et dans une direction parallèle au chargement. Le patche étant collé à la plaque par un adhésif de type Araldite 2015 d'épaisseur  $e_a = 0,15$  mm. L'ensemble (plaque+ patch et adhésif) sont soumis à un chargement mécanique d'amplitude 70 MPa. Les propriétés mécaniques de la plaque, du patche et de l'adhésif sont illustrées sur le tableau III.1.

Pour analyser l'influence de la forme du patche, nous avons utilisé quatre formes : rectangulaire, triangulaire, trapézoïdale et trapézoïdale inversée (figure 4-10).

**Figure 4-10 : formes des patches**

La structure étant modélisée par des éléments briques iso-paramétriques à huit nœuds en utilisant le code de calcul par éléments finis Abaqus. Le maillage de l'éprouvette utilisée dans le modèle 3D en éléments finis est représenté sur la figure 4-11. La forme rectangulaire du patche composite est identifiable sur cette figure. Un maillage régulier est effectué pour toute la structure. Ce maillage reste le même pendant tout le calcul afin d'éviter toute influence du maillage sur les résultats. Le collage parfait est créé entre la plaque et le patche composite en fusionnant les

nœuds des éléments. Le fait de fusionner les nœuds a pour conséquence d'avoir le même maillage pour la structure et pour le patche composite. La fissure entraîne une singularité géométrique provoquant une concentration de contrainte. Par conséquent, un maillage raffiné est effectué autour de la fissure.



**Figure 4-11 : Maillage typique de la structure réparée**

### **5-1 Introduction :**

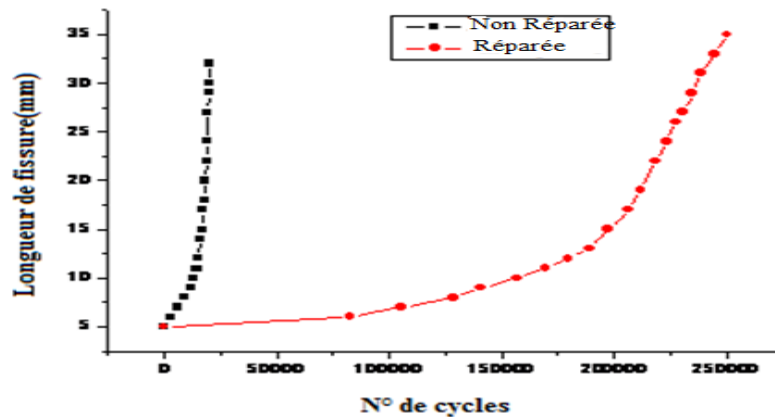
Le but essentiel de la réparation des structures aéronautiques par patche en composite est d'augmenter la durée de vie résiduelle en fatigue des structures de l'avion qui ont subi un endommagement ou une fissuration par effet de fatigue. Les endommagements par fatigue et corrosion peuvent être aussi réparés par cette technique. L'absorption des contraintes par le patche en composite à travers la couche d'adhésif permet de réduire les contraintes de fatigue dans la structure endommagée de l'avion. Cette réduction permet d'améliorer la durée de vie de la structure aéronautique. Toutefois, le nombre important de paramètres qui influent sur la performance de la réparation rend la tâche de conception des patches de réparation très difficile car l'utilisation de tous ces paramètres simultanément ne facilite pas une prédiction précise de la durée de vie en fatigue des structures réparées.

Le but de ce chapitre est d'analyser la durée de vie en fatigue d'une éprouvette entaillée en alliage d'aluminium 2024T3 ou en alliage d'aluminium 7075T6 réparée par des plaques en carbone/époxyde unidirectionnelles. Nous avons analysé les effets de plusieurs paramètres sur la durée de vie en fatigue dont la longueur initiale de la fissure à la réparation, l'épaisseur du patch, la taille du décollement de l'adhésif, la forme du patche etc. En outre, une comparaison entre la performance des patches composites et des patches métalliques a été réalisée. Les effets de tous ces paramètres ont été étudiés sous un chargement à amplitude constante. Nous avons terminé notre analyse de la durée de vie en fatigue par l'étude de l'effet du chargement à amplitude variable avec deux blocs à amplitude constante. Deux configurations ont été étudiées : blocs croissants et blocs décroissants.

### **5-2 Comparaison entre plaque réparée et plaque non réparée :**

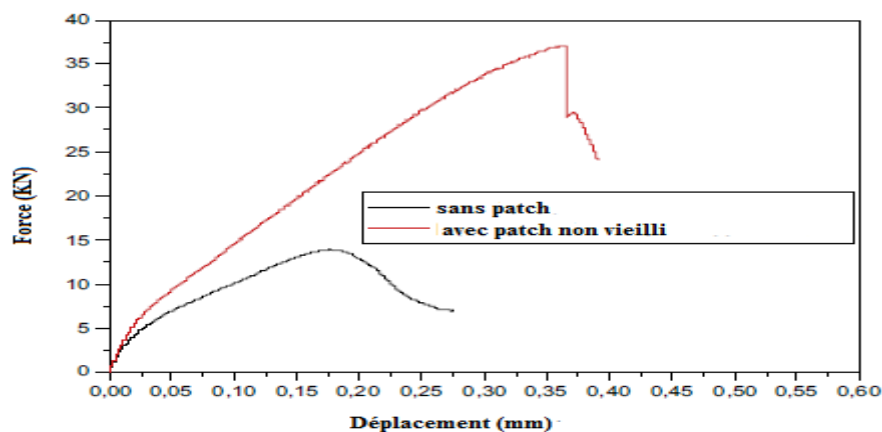
Pour analyser les performances de la réparation des structures aéronautiques par patche en composite, il est nécessaire de comparer les courbes de durée de vie en fatigue des structures réparées et non réparées. Pour cela, nous avons réalisé des essais de fatigue sur des éprouvettes avec des entailles semi-circulaires latérales en alliage d'aluminium 7075T6 sous un chargement à amplitude constante avec :  $F_{max}=7KN$  est un rapport de charge  $R=0.1$ . La figure 5-1 présente les courbes de la durée de vie en fatigue des éprouvettes réparées et non réparées. On remarque clairement que le patche en composite améliore la durée de vie en fatigue de manière significative. En effet, la durée de vie en fatigue passe d'environ 25000 cycles à 250000 cycles soit une amélioration de 10 fois cette durée de vie. Cette amélioration est assez importante ; elle permet d'allonger le temps d'utilisation de la partie fissurée de l'avion. Dans la littérature, on trouve des rapports différents concernent l'amélioration de la durée de vie [73-79]. En effet, des auteurs parlent d'une amélioration de 3 fois, d'autres de 5 fois et même de 100 fois. Les différences sont dues essentiellement aux paramètres de la réparation (nature du composite, forme du patche nombre et orientation des plis etc.). Mais de notre point de vue, le paramètre le plus influent sur la réparation est le décollement de l'adhésif. Si ce décollement s'initie et se propage rapidement, la durée de vie de la structure réparée chute de manière significative.





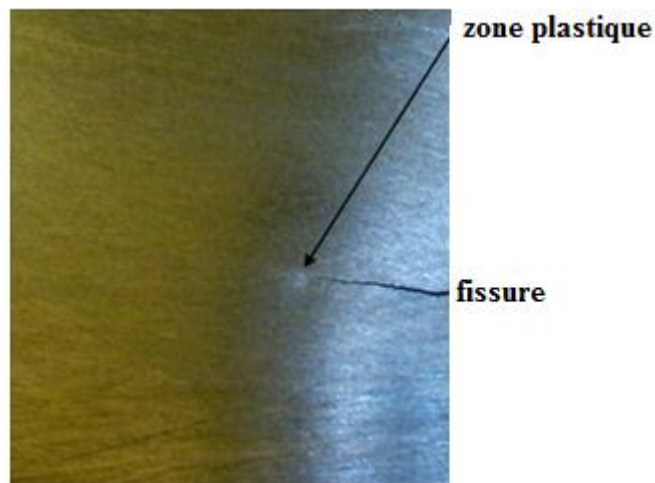
**Figure 5-1 : Effet de la réparation par patche sur la durée de vie**

Afin d'expliquer le fonctionnement du patche en composite nous avons réalisé des essais de traction monotone sur des éprouvettes réparée et non réparée. Les courbes de traction sont présentées sur la figure 5-2. Dans cette figure, on peut vérifier que la rigidité de la structure réparée est beaucoup plus importante que celle de l'éprouvette non réparée. Le patche permet d'augmenter la rigidité de la structure endommagée ce qui entraîne une augmentation de la durée de vie en fatigue. L'augmentation de la rigidité par le patche se fait par le transfert des contraintes de la plaque fissurée vers le patche à travers la couche adhésive. La relaxation des contraintes dans la plaque fissurée entraîne automatiquement une amélioration de sa durée de vie en fatigue.



**Figure 5-2 : Effet de la réparation par patche sur la rigidité**

Durant le test de fatigue de l'éprouvette réparée, nous avons pris une photo avec une caméra à haute résolution sur la face non réparée de la plaque (figure 5-3). On remarque sur cette photo une zone blanche sous forme de papillon autour de la tête de fissure. Cette zone est la zone plastifiée autour de la fissure. On peut clairement voir que cette zone plastique est largement inférieure à la longueur de la fissure ( $r_p \ll a$ ). Ceci nous permet de confirmer que la propagation de la fissure pour ces conditions de géométrie et de chargement est quasi-fragile. Cette condition nous permet par la suite d'utiliser les concepts de la mécanique linéaire de la rupture dans notre étude numérique.



**Figure 5-3 : photo de la zone plastique**

### **5-3 Effet de la longueur initiale de la fissure à la réparation :**

Une des questions les plus importantes qui peut se poser pour les utilisateurs de patches en composite est de savoir à quelle longueur de la fissure doit-on réparer ? Pour répondre à cette question nous avons réalisé des séries de tests de fatigue sur des éprouvettes SENT en alliage d'aluminium 7075T6 sous chargement à amplitude constante ( $F_{max}=7kN$ ,  $R=0.1$ ) en variant la longueur

initiale de la fissure à la réparation. Les résultats de ces essais de fatigue sont présentés sur la figure 5-4; les longueurs initiales de la fissure, prises: sont  $a=3, 5, 10$  et  $15\text{mm}$  pour une largeur de l'éprouvette de  $50\text{mm}$ . Les rapports  $a/w$  sont donc :  $0.06, 0.1, 0.2$  et  $0.3$ .

On remarque, en analysant la figure 5-4 que, lorsque la longueur initiale de la fissure augmente, la durée de vie en fatigue chute dramatiquement les performances de la réparation sont largement réduites lorsque la longueur initiale de la fissure augmente. A titre quantitatif, pour une longueur initiale de la fissure de  $15\text{mm}$  (soit  $a/w=0.3$ ), la durée de vie de l'éprouvette passe de  $25000$  cycles pour le cas non réparée à environ de  $35000$  cycles pour une éprouvette réparée. L'amélioration de la durée de vie, dans ce cas, ne dépasse pas le taux de  $1.4$ . Ce taux augmente à  $3.2$  pour une longueur initiale de  $10\text{mm}$  ( $a/w=0.2$ ). Le taux d'amélioration de la durée de vie pour la réparation augmente de manière significative lorsqu'on répare a  $5\text{mm}$  ( $a/w=0.1$ ) il atteint la valeur  $6$ . La durée de vie est améliorée de  $10$  fois pour une longueur initiale de  $3\text{mm}$  ( $a/w=0.06$ ). D'après ces résultats, on peut donc conclure que la fissure doit être réparée dès qu'elle est détectée. Il est donc impératif de ne pas laisser la fissure se propager sans réparation afin d'augmenter au maximum l'efficacité de cette réparation.

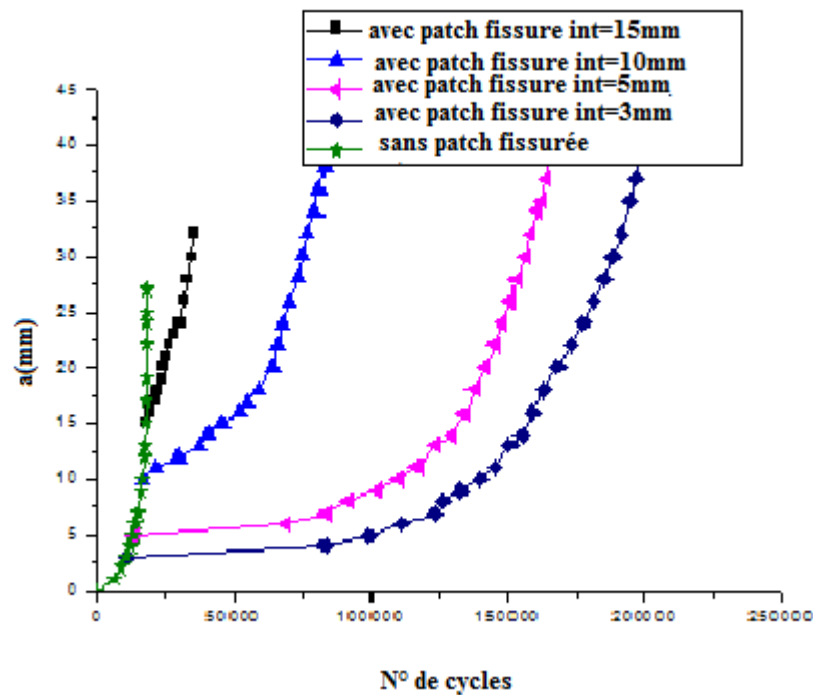


Figure 5-4 : Effet de longueur initiale de la fissure

#### 5-4 Effet de l'épaisseur du patche :

Plusieurs chercheurs [43,44, 62,63] ont montré que l'épaisseur du patch est un paramètre très important pour la réparation des structure aéronautiques. Ce paramètre caractérise la rigidité du composite qui sera collé sur la structure fissurée. Cette rigidité peut être déterminée par la relation suivante :

$$S_r = E_r \cdot e_r$$

Ou  $E_r$  : est le module de Young longitudinal du composite unidirectionnel,

$e_r$  : est l'épaisseur du patche.

La rigidité de la plaque réparée est :

$$S_p = E_p \cdot e_p$$

Avec  $E_p$  : le module de Young de la plaque,

$e_p$  : l'épaisseur de la plaque.

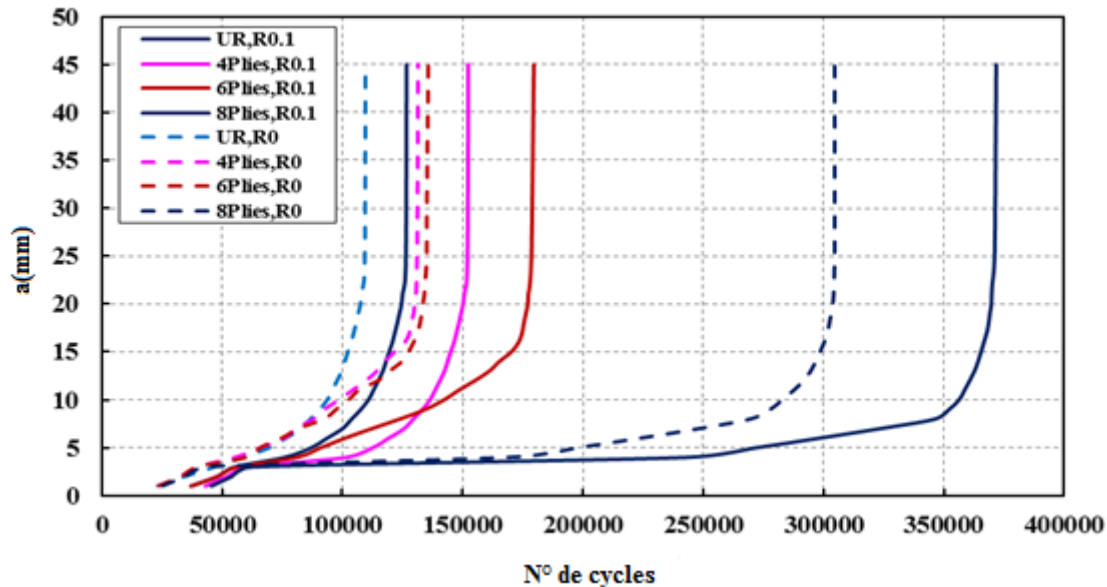
Il a été montré que le rapport de rigidité :

$\frac{E_r \cdot e_r}{E_p \cdot e_p}$  a un effet capital sur la performance de réparation.

Dans cette partie nous avons analysé l'effet de l'épaisseur du patche sur la durée de vie en fatigue des éprouvettes avec entaille en V en aluminium 2024T3 sous chargement à amplitude constante :  $F_{max}=7kN$  avec deux rapports de charge  $R=0$  et  $R=0.1$ . Pour varier l'épaisseur du patche, nous avons pris trois nombres de plis différents pour le composite unidirectionnel en carbone/époxyde. Les nombres sont : 4, 6, 8 plis. Sachant que l'épaisseur d'une couche est de : 0.18mm, les épaisseurs des différents patches est alors de : 0.72, 1.08 et 1.44 mm. La figure 5-5, présente les courbes de durée de vie pour différentes épaisseurs et pour les deux rapports de charge  $R=0.1$  et  $R=0$ . Concernent l'effet du rapport de charge, on peut clairement voir sur la figure 5-5 que pour un rapport de charge de 0.1, la durée de vie de fatigue est plus importante comparée au cas où le rapport de charge =0. Cette tendance est valable pour les deux configurations : éprouvettes réparée et non réparée et quelle que soit l'épaisseur du patche pour les éprouvettes réparées. L'amplitude du chargement étant plus importante pour un rapport de charge  $R=0$  ( $\Delta F=7kN$ ) alors pour  $R=0$  on a ( $\Delta F=6.3 kN$ ) ; cette différence d'amplitude de la charge appliquée explique la réduction de la durée de vie pour un rapport de charge de 0, comparée au cas  $R=0.1$ .

Concernent l'effet intrinsèque de l'épaisseur du patche, on remarque sur la figure 5-5 que l'augmentation du nombre de plis (épaisseur du patche) améliore la durée de vie en fatigue de la structure réparée. Le patche avec 8 plis donne une durée de vie maximale. La Figure 5-5 montre également que les patches

avec 4 et 6 plis sont peu efficaces. Il est donc recommandé de bien choisir le nombre de plis pour la réparation afin d'éviter une perte de temps et de matière par une réparation non efficace.



**Figure 5-5 : Effet du nombre de plis**

Les variations des vitesses de propagation de la fissure  $da/dN$  en fonction de la longueur de fissure pour les différentes épaisseurs sont présentées dans les figures 5-6, 5-7, 5-8. Les résultats obtenus à partir de tests de fatigue ont été tracés sur des échelles logarithmiques afin de bien observer l'évolution de la vitesse de propagation. Nous avons réalisé le lissage des données avec une régression linéaire pour comparer les propagations de la fissure avec la loi de Paris. On peut voir que la vitesse de propagation de la fissure est plus élevée pour les éprouvettes non réparées comparées aux éprouvettes réparées (figure 5-6, 5-7 et 5-8). On voit sur les différentes figures, que pour les faibles longueurs de fissure, le patche à 8 plis présente de faibles vitesses de propagation comparé au patche à 4 et 6 plis mais la propagation de la fissure s'accélère au fur et à mesure que la longueur de la fissure croît quel que soit le nombre de plis ou le rapport de charge. On remarque qu'une approche linéaire de la propagation de la

fissure peut être adoptée pour les différentes épaisseurs du patche. La loi de Paris  $da/dN=c.(\Delta K)^n$  ne peut pas être appliquée dans ce cas car le facteur d'intensité de contraintes suit une comportement asymptotique lorsque la longueur de la fissure augmente.

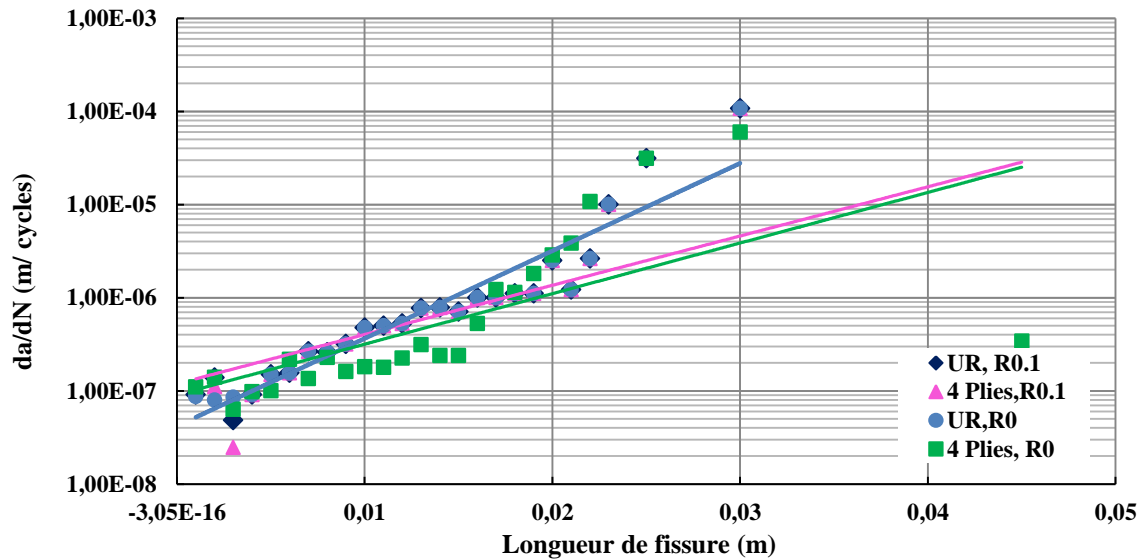


Figure 5-6: Vitesse de propagation de fissure d'un patche de 4 plis

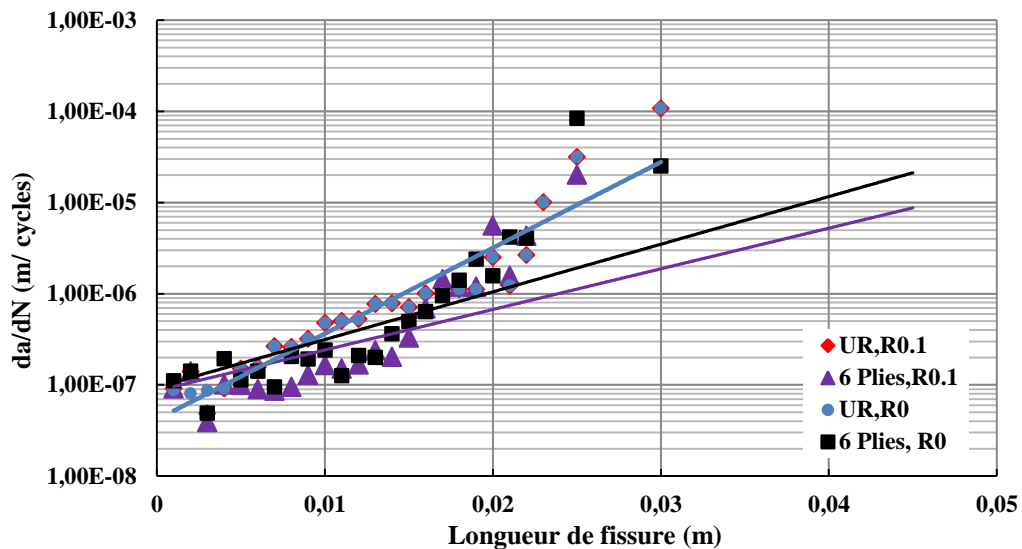
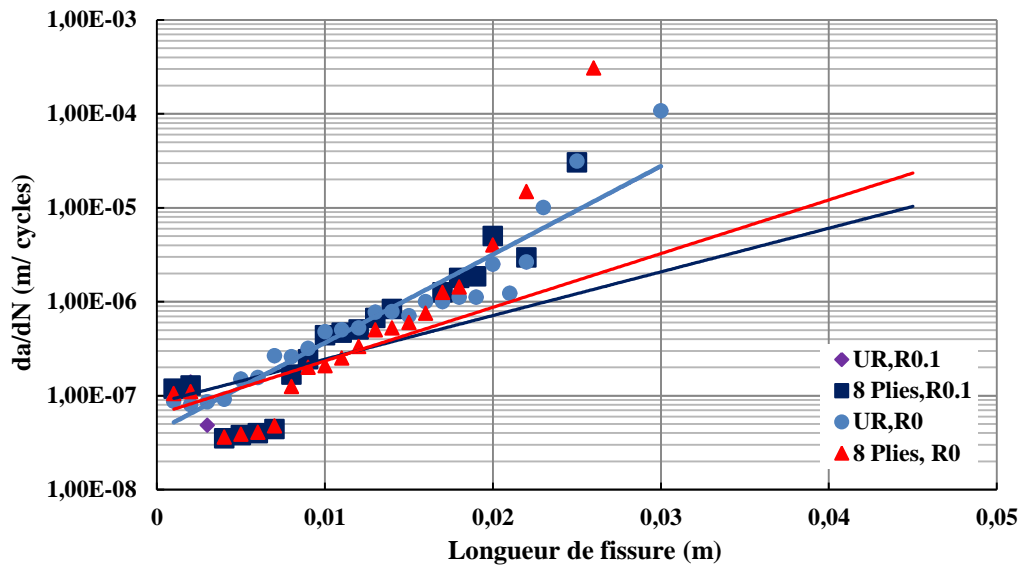


Figure 5-7: Vitesse de propagation de fissure d'un patche de 6 plis



**Figure 5-8: Vitesse de propagation de fissure d'un patche de 8 plis**

Afin de mieux illustrer l'effet de l'épaisseur du patch, nous avons présenté sur la figure 5-9 la variation de la durée de vie en fatigue (nombre de cycles à la rupture) en fonction du nombre de plis pour les deux rapports de charge  $R=0.1$  et  $R=0$ . On remarque que la durée de vie en fatigue (nombre de cycles à la rupture) varie légèrement entre la plaque non réparée et les plaques réparées avec 4 et 6 plis ; la différence dans la durée de vie entre ces cas est assez faible. Cette durée de vie augmente de manière significative pour un nombre de plis égal à 8. On conclut que le nombre de plis ne doit pas être très faible car si la rigidité du patche est inférieure à celle de l'aluminium, les rôles seront inversés, le composite devient un matériau réparé et l'aluminium un matériau réparant. Alors qu'une augmentation exagérée du nombre de plis entraîne un surpoids sur les structures réparées augmentant ainsi l'effet de la flexion.



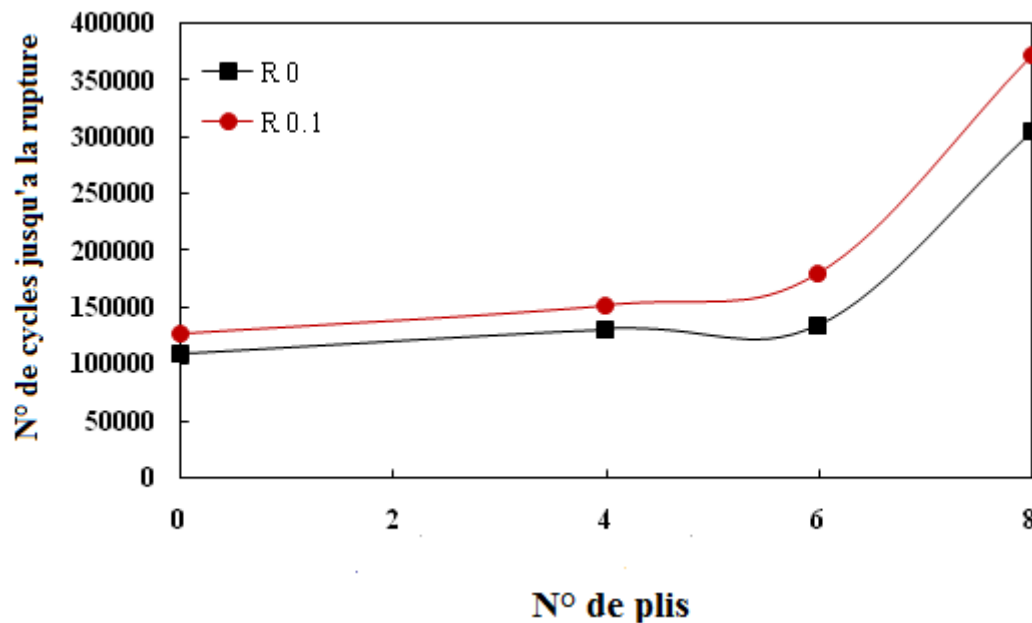
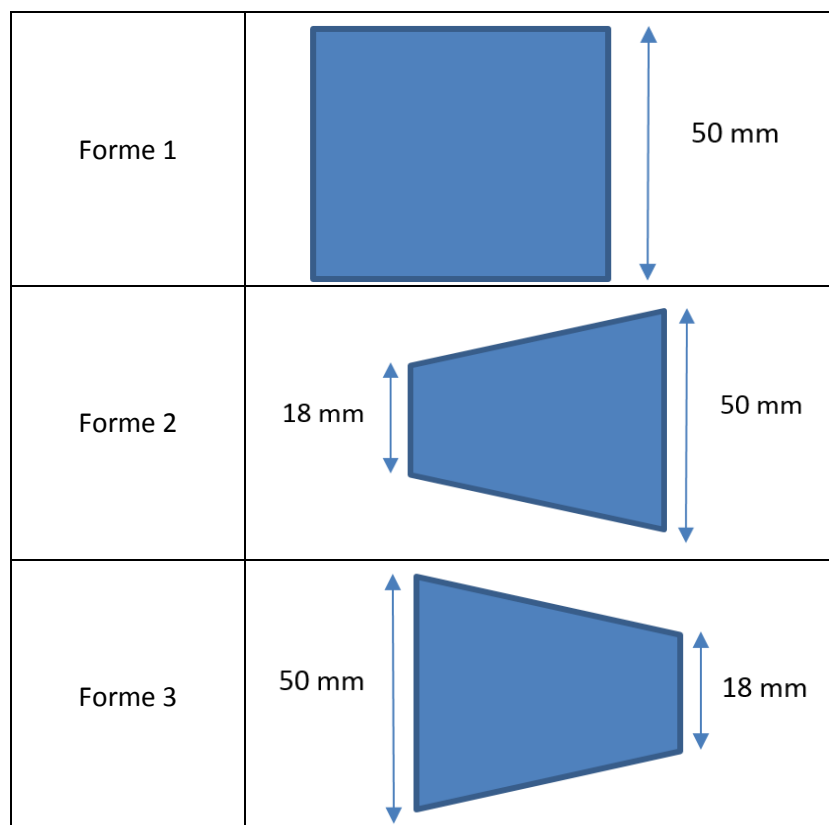


Figure 5-9 : Durée de vie en fonction du nombre de plis

#### 5-5- Effet de la forme du patche :

La fonction d'un patche en composite est le transfert de charge de la structure réparée ou renforcée à travers la couche adhésive, ce qui entraîne une réduction des contraintes cycliques dans la partie réparée. Parmi les moyens les plus efficaces pour améliorer les performances de la réparation est la recherche d'une forme optimale de ce patche. Le carbone/époxyde est un composite moins cher et disponible. De plus, avec la résine époxyde, il est possible de fabriquer des formes variables de ce composite. Si la réparation est demandée dans des zones délicates, les fibres de carbone sont plus efficaces par rapport à la fibre de bore. Afin d'analyser, l'effet de la forme du patche sur l'efficacité de la réparation, nous avons fabriqué 4 formes de patches : rectangulaire, trapézoïdale, trapézoïdale inversée et triangulaire. Des essais de fatigue sous chargement à amplitude constante ( $F_{max}=7\text{KN}$ ,  $R=0.1$ ) ont été réalisés sur des éprouvettes entaillées en aluminium 7075T6 réparées par différentes formes de patches en carbone/époxyde.

La figure 5-11, présente les courbes de durée de vie en fatigue pour différentes formes de patches. On remarque que la forme rectangulaire du patche donne la plus longue durée de vie en fatigue et la forme triangulaire donne la plus courte durée de vie. Pour les deux formes, le nombre de cycles à la rupture est deux fois plus grand pour la forme rectangulaire comparée à la forme triangulaire. Les angles aigus de la forme triangulaire peuvent faciliter le décollement dans la couche adhésive. De plus, il est important de noter que la forme rectangulaire présente une surface importante de recouvrement des plis. La forme trapézoïdale donne une durée de vie intermédiaire entre les formes rectangulaires et triangulaires. Cependant, si on colle la petite base du trapèze sur la région de l'amorçage de la fissure, la durée de vie peut être légèrement améliorée. Avec cette configuration du trapèze, le transfert des contraintes entre la plaque et le patche est amélioré au fur et à mesure que la fissure se propage.



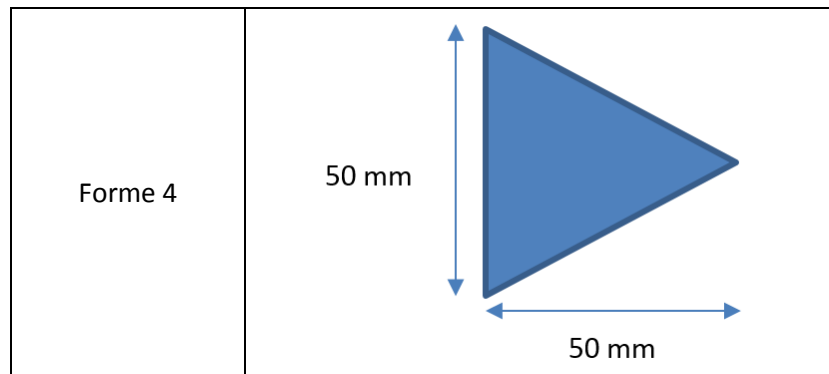


Figure 5-10 : les différentes formes de patche

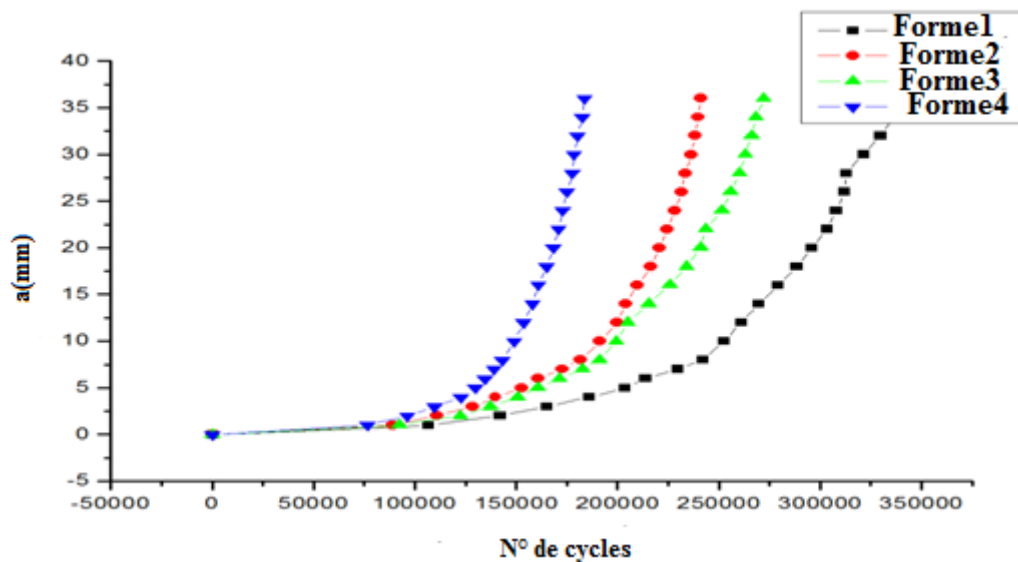
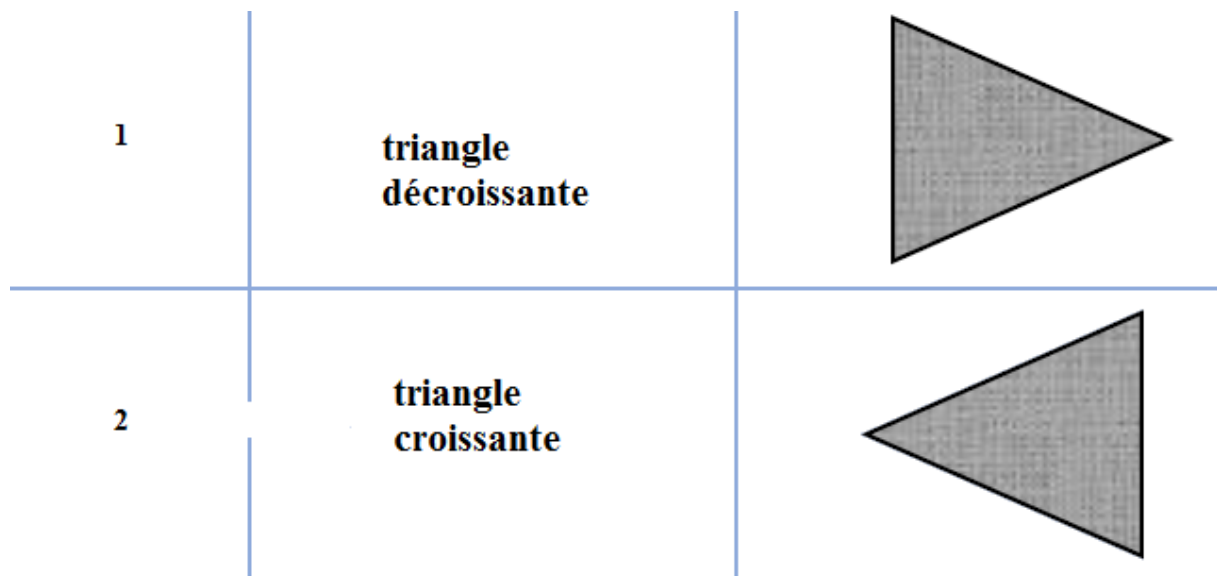


Figure 5-11: Courbe de durées de vie de différentes formes de patches

Afin de mieux illustrer l'effet d'inversion de la forme et son effet sur l'efficacité de la réparation, nous avons considéré la forme triangulaire du patche avec la base du triangle collée sur le côté de l'initiation de la fissure qu'on appelle forme triangulaire avec surface décroissante et la forme l'inversée appelée forme triangulaire avec surface croissante (figure 5-12). Nous avons collé ces deux formes de patchs sur des plaques avec entaille en V en aluminium 2024T3 et 7075T6. Des tests de fatigue sur chargement à amplitude constante ( $F_{max}=7\text{KN}$  et  $R=0.1$ ) ont été effectués sur les éprouvettes réparées.



**Figure 5-12 : les formes triangulaires utilisées**

La figure 5-13 présente les courbes de durée de vie en fatigue pour les deux formes triangulaires du patche (surface croissante et décroissante) comparée au cas de l'éprouvette non réparée en alliage de l'aluminium 7075T6. Les résultats de la figure 5-13 montrent une différence notable entre la durée de vie en fatigue de la structure réparée par patche triangulaire avec surface croissante et décroissante. En effet, l'éprouvette réparée avec un patche triangulaire avec surface décroissante présente une durée de vie double par rapport au patche avec surface croissante. En outre, la courbe de durée de vie du patche avec surface croissante est très proche de celle de l'éprouvette non réparée. Ce comportement peut être expliqué par le fait que la présence de l'angle vif du patche au-dessus de la fissure réduit considérablement le transfert de charge entre la plaque d'aluminium et le patche en composite entraînant aussi une réduction de la durée de vie. Les mêmes essais ont été effectués sur des plaques en alliage d'aluminium 2024T3. Les résultats obtenus sont présentés sur la figure 5-14, ces résultats sont très surprenants. En effet, la durée de vie en fatigue d'éprouvette réparée par patche triangulaire avec surface croissante est inférieure à celle de l'éprouvette non réparée. Les tests ont été refaits 6 fois et le comportement est

toujours confirmé pour l'alliage 2024T3. S'il est vraiment très difficile d'expliquer le phénomène, on ne peut que confirmer les conclusions du Pionnier de la réparation par patche en composite Alain Baker [92] qui a écrit qu'un patche mal implémentée peut conduire à des résultats néfastes par rapport à une structure non réparée.

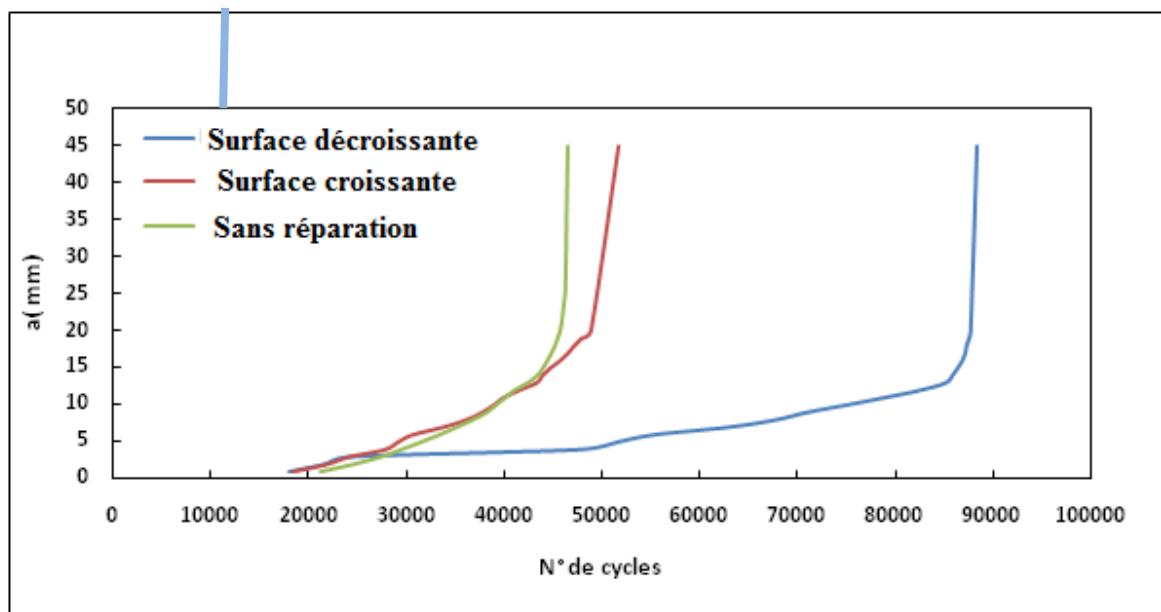


Figure 5-13 : Effet de l'orientation du patche pour AL7075

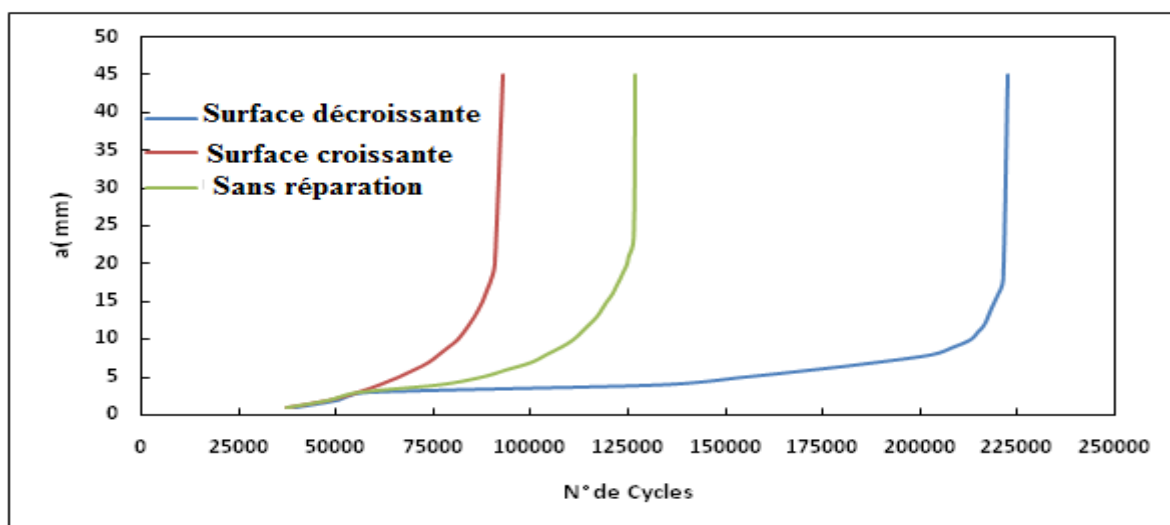


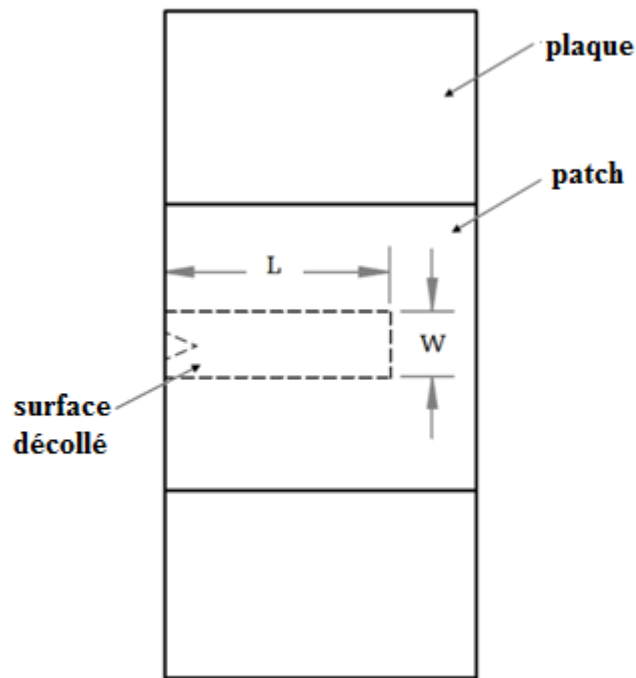
Figure 5-14 : Effet de l'orientation du patch pour l'AL 2024T3

### **5-6 Effet du décollement de l'adhésif :**

Le décollement partiel de la couche adhésive est l'un des dangereux mécanismes d'endommagement dans les structures réparées par patche en composite. La perte de l'efficacité du patche par un décollement partiel peut avoir lieu pour différentes causes telles que :

- une préparation insuffisante de la surface collée (nettoyage) ;
- des conditions d'applications inappropriées (température, temps de chauffage, pression etc.) ;
- Niveaux de contraintes élevés (résiduelles, chargement, impact etc.).

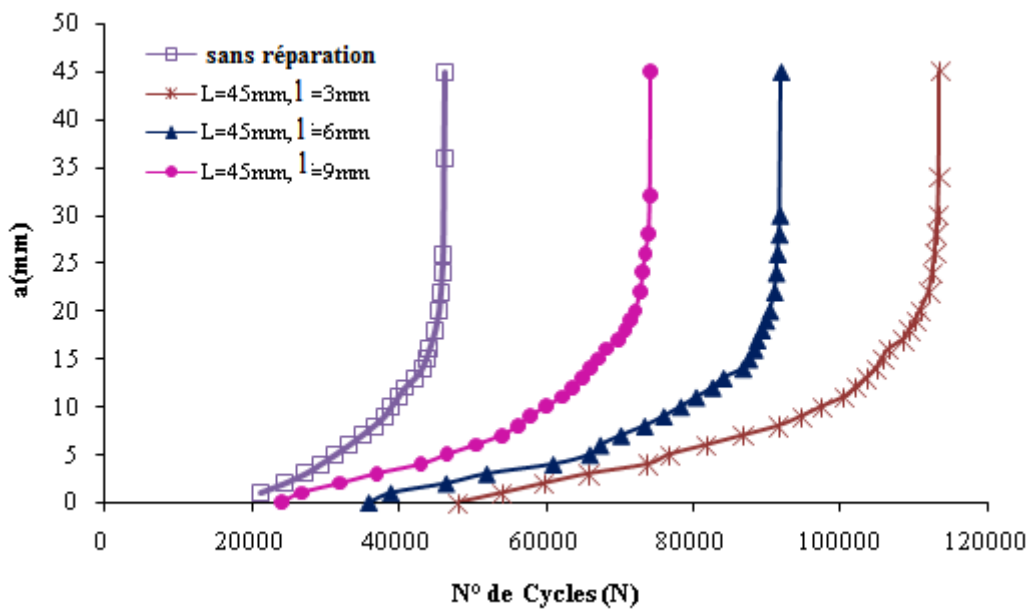
L'objectif de cette partie de l'étude est de quantifier expérimentalement l'effet du décollement partiel de la couche adhésive sur la performance du patche de réparation. A cet effet, nous avons conduit des essais de fatigue sur des éprouvettes d'aluminium 2024T3 entaillées (entaille en V) avec un collage imparfait d'un patche en composite. Nous avons introduit un défaut dans l'adhésif de manière à prédire la performance de réparation pour de possibles imperfections dans l'adhésif entre le patche et la plaque réparée. Nous avons utilisé une bande de 0.1 mm en téflon (anti-collant) sur la région fissurée pour éviter l'adhésion au niveau de la région fissurée de la plaque. Le décollement est alors localisé à partir de l'entaille avec différentes longueur et largeur. Les tests de fatigue avec amplitude constante ont été conduits sur des éprouvettes avec décollements partiels (figure 5-15).



**Figure 5-15 : schéma de la zone décollée**

La figure 5-16 présentent les courbes de durée de vie en fatigue de l'éprouvette réparée avec différentes largeurs de décollements (3, 6 et 9 mm) pour une longueur totale de décollement (la longueur du décollement est égale à la largeur du ligament de l'éprouvette). A partir de cette figure, on peut noter que l'augmentation de la largeur de décollement conduit à une chute de la durée de vie en fatigue de la plaque réparée. A titre d'exemple, la durée de vie d'une plaque réparée avec une largeur de décollement de 9mm est à peu près identique à celle d'une plaque non réparée. Ce qui veut dire que la propagation du décollement dans le sens de la hauteur de la plaque peut conduire à une disparition complète de l'efficacité du patche de réparation. Ces résultats sont en bonne concordance avec ceux de Bachir Bouiadjra et al. [91]. Ces auteurs ont montré numériquement que la propagation du décollement perpendiculairement à la fissure à un effet négatif sur la performance de la rupture. A titre de comparaison, la durée de vie d'une éprouvette réparée chute de 113500 à 91000

cycles quand la largeur du décollement augmente de 3mm à 6mm. La différence relative est de l'ordre de 20%. Cette différence est à peu près la même lorsque la largeur du décollement varie de 6 à 9mm. On peut donc déduire que la réduction de la durée de vie en fatigue varie linéairement avec l'augmentation de la largeur du décollement.



**Figure 5-16 : Effet de la largeur du décollement**

Dans le but d'illustrer l'effet de la longueur du décollement sur l'efficacité de la réparation, nous avons présenté, sur la figure 5-17, les courbes de durée de vie des éprouvettes réparées pour différentes longueurs du décollement (15, 30 et 45mm). La largeur du décollement a été fixée à 6mm. Les résultats présentés sur cette figure montrent clairement que l'effet de la longueur du décollement est moins important comparé à l'effet de la largeur. Ceci confirme les résultats obtenus par Bachir Bouiadjra et al. [115] qui montrent que la propagation du décollement parallèlement à la fissure n'a pas un effet sensible sur la performance de la réparation. D'après la figure 5-17, nous pouvons remarquer



que la durée de vie en fatigue est réduite de 8.5% uniquement lorsque la longueur du décollement varie de 15 à 30mm. Cette réduction est de l'ordre de 4% lorsque la longueur du décollement varie entre 30 et 45mm. En conclusion, nous recommandons que le décollement de la couche adhésive doive être pris en considération dans la conception des patches de réparation et ce décollement doit être évalué lors des inspections des patches de réparations.

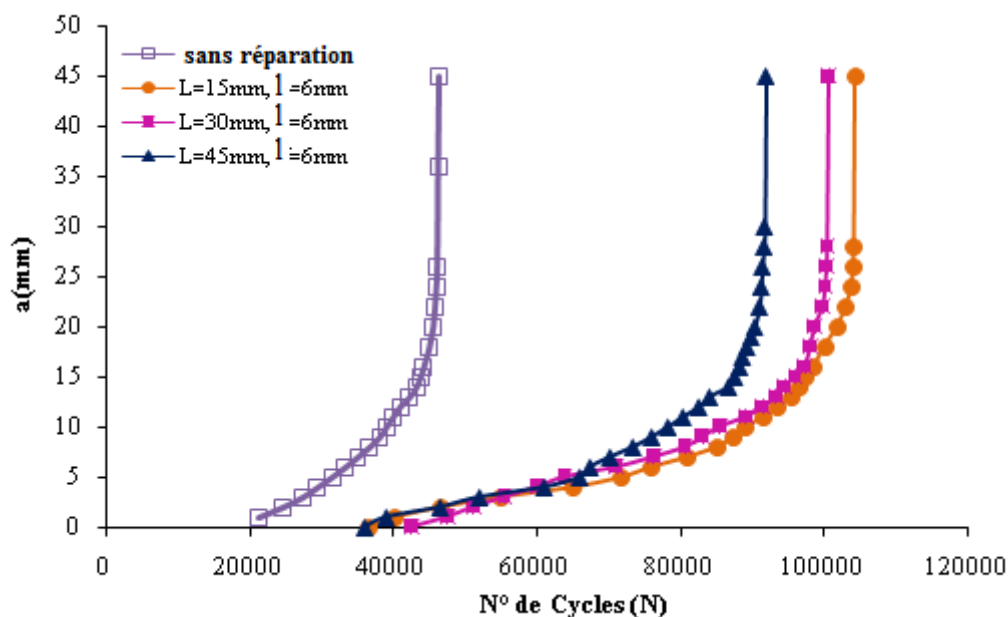


Figure 5-17 : Effet de la longueur du décollement

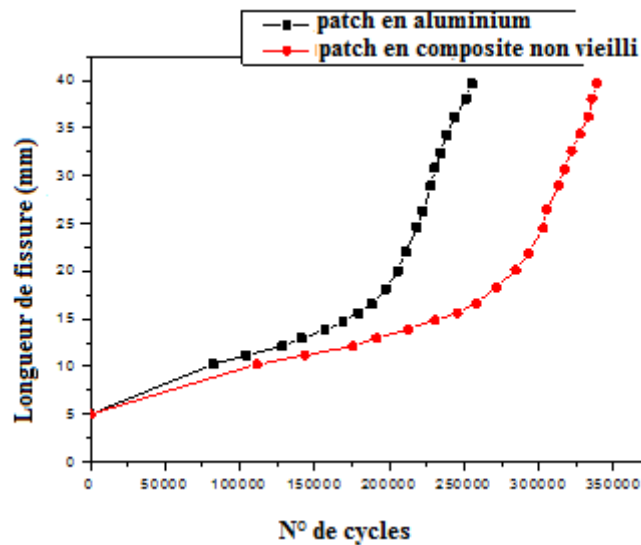
### 5-7 Comparaison entre patche métallique et patche en composite :

Les matériaux composites offrent plusieurs avantages par rapport à un matériau métallique. Le principal avantage des matériaux composites est leur rapport rigidité/poids élevé qui favorise leur utilisation. Un patch mince avec un poids minimal et un effet négligeable sur l'aérodynamique de l'avion. Les matériaux composites ont une résistance à la fatigue très élevée. Cette propriété peut aider à minimiser le risque de décollement du patch même pour des niveaux de contraintes élevés. Les faibles densités des matériaux composites constituent un avantage très important car la minimisation du poids est le 1<sup>er</sup> challenge dans les

structures aéronautiques. De plus, les matériaux composites ont une excellente formabilité, ce qui facilite la fabrication des contours complexes utiles pour les patches de réparation. L'inconvénient principal des matériaux composites, particulièrement ceux à matrice organique est leur mauvaise résistance aux effets de l'environnement extérieur, particulièrement, l'humidité, la température, les produits chimiques etc.

Dans cette partie, les performances des patches métalliques en Al 7075T6 sont comparées à celles du patche en carbone/époxyde non vieilli et vieilli par immersion dans l'eau distillée. Des tests de fatigue sont réalisés sur des éprouvettes en alliage d'aluminium 7075T6, réparés par le même matériau et d'autres réparés par du carbone époxyde non vieilli et vieilli par immersion dans l'eau distillée pendant 90 jours et 120 jours. Le chargement utilisé est à amplitude constante avec :  $F_{max}=7KN$  et  $R=0.1$ , il faut bien rappeler que toute l'éprouvette réparée a été immergée dans l'eau distillée.

La figure 5-18 présente les courbes de durée de vie pour des éprouvettes réparées par patche en aluminium 7075T6 et par le carbone/époxyde non vieilli. L'utilisation d'un patche non vieilli augmente la durée de vie en fatigue de 50% par rapport au patche en aluminium. La rigidité élevée du composite permet un niveau de transfert de contraintes assez élevé entre le patche et la plaque à travers la couche adhésive. En outre, l'utilisation de composite unidirectionnel comme patche ( $0^\circ$  pour tous les plis) est la configuration optimale pour réparer les fissures avec propagation en pur mode 1.



**Figure 5-18 : comparaison entre patche en aluminium et patche en composite non vieilli**

Dans la figure 5-19 nous avons comparé les courbes de durée de vie d'un patche métallique et d'un patche en composite vieilli après immersion pendant 90 jours dans l'eau distillée. On remarque sur cette figure que l'absorption de l'eau réduit sensiblement la durée de vie de l'éprouvette réparée, ce qui réduit l'efficacité de la réparation à un niveau comparable à celui du patche en aluminium avec une différence de seulement 10%. L'avantage du patche en composite par rapport au patche métallique disparaît complètement après 120 jours d'immersion dans l'eau distillée. Les deux patches donnent la même durée de vie en fatigue. Les résultats précédents peuvent être expliqués par le fait que la rigidité du composite est négativement affectée par l'absorption de l'eau. En effet, la présence de poches d'humidité à l'intérieur du composite, particulièrement dans la matrice et l'interface fibre-matrice engendre des contraintes internes qui fragilisent le matériau et réduisent le transfert de contraintes entre le patche et la plaque réparée. On peut donc conclure que cet effet du vieillissement du composite peut constituer un casse-tête terrible par les concepteurs de patches de réparation ; car si on ne connaît pas le comportement du composite à long terme,

on ne peut pas prédire avec exactitude la durée de vie en fatigue des structures réparées. Il est donc recommandé de prendre un coefficient de sécurité tenant compte du vieillissement du matériau composite.

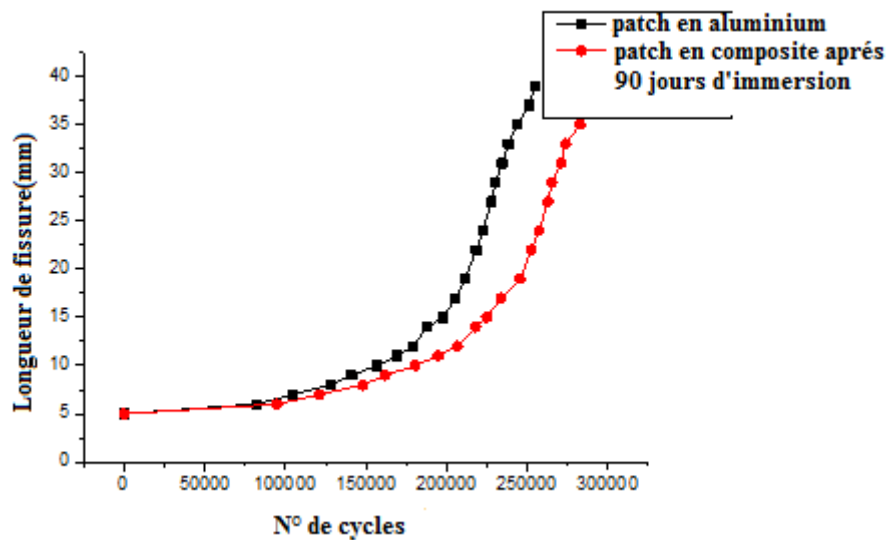


Figure 5-19 : comparaison entre patche en aluminium et patche en composite après immersion pendant 90 jours

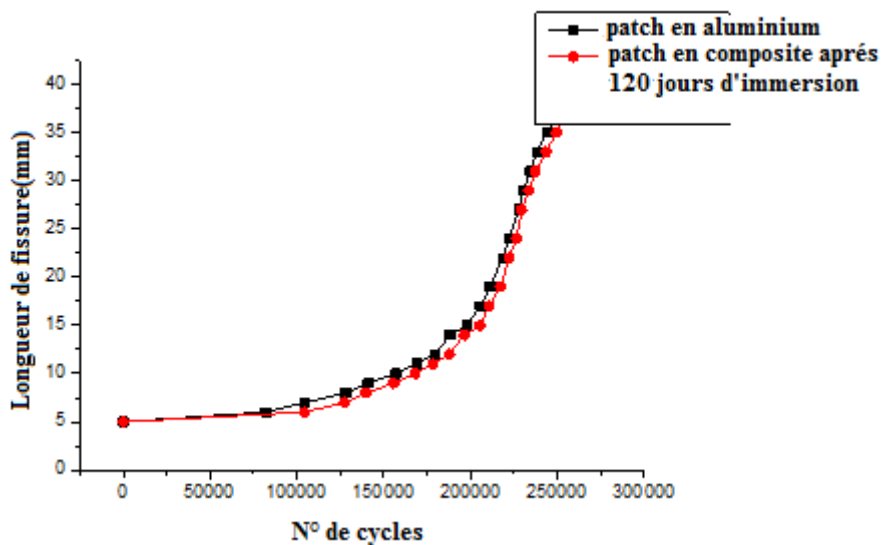


Figure 5-20 : Comparaison entre patche en aluminium et patche en composite après immersion pendant 120 jours

## **5-8 Durées de vie des structures réparées sous chargement à amplitude variable :**

Plusieurs structures utilisant les assemblages collés sont soumises à des chargements de fatigue avec amplitude variable. Il a été bien établi dans la littérature que l'endommagement par fatigue des structures métalliques dépend de l'historique du chargement. La prédiction de la durée de vie doit tenir compte des effets de la variation de l'amplitude au cours du chargement. Si l'effet du chargement à amplitude variable sur les structures en alliage d'aluminium est bien connu, cet effet sur les assemblages collés, particulièrement les patches de réparation est très mal connu. Dans cette partie, nous avons réalisé des tests de fatigue avec deux blocs de chargements croissants et décroissants sur des éprouvettes en alliage d'aluminium 2024T3 et 7075T6. Le choix de ces deux matériaux peut être expliqué par le fait que l'alliage 2024T3 est plus ductile que le 7075T6. Les amplitudes de chargement sont :

-Séquence de blocs croissants (L-H) :B1  $F_{max}=7\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$

B2  $F_{max}=12\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$

-Séquence de blocs décroissants (H-L) :B1  $F_{max}=12\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$

B2  $F_{max}=7\text{KN}$ ,  $R=0$ ,  $R=0.1$

### **5-8-1 Durée de vie pour des éprouvettes en aluminium 7075T6 :**

#### **a) Blocs croissants**

La figure 5-21 présente les courbes de durées de vie des éprouvettes en aluminium 7075T6 réparée et non réparée mises à des séquences de blocs croissants (L-H) avec deux rapports de charge  $R=0$  et  $R=0.1$ . Les résultats de cette figure montrent clairement l'amélioration de la durée de vie par le patche

n'est pas assez importante pour cette séquence de chargement (L-H), la différence des nombres de cycles à la rupture entre les éprouvettes réparées et non réparées est de l'ordre de 5000 cycles pour  $R=0$  et 10160 pour  $R=0.1$ . L'augmentation de la charge appliquée durant le second bloc avec 12 KN compense l'augmentation de la rigidité offerte par le patche en composite, ce qui réduit l'efficacité de la réparation. On remarque également que le rapport de charge a un effet considérable sur l'efficacité de la réparation. La durée de vie en fatigue est considérablement réduite quand le rapport de charge diminue. La différence relative de la durée de vie entre les cas  $R=0.1$  et  $R=0$  est de l'ordre de 9%. Ce comportement peut être expliqué par le fait que pour  $R=0$  la différence à la contrainte maximale et la contrainte minimale qui est nulle ( $\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$ ) est très élevée entraînant une propagation plus rapide de la fissure. Baker et al. [92] ont montré que les contraintes de pelage dans les couches adhésives chutent avec l'augmentation du rapport de charge  $R$ .

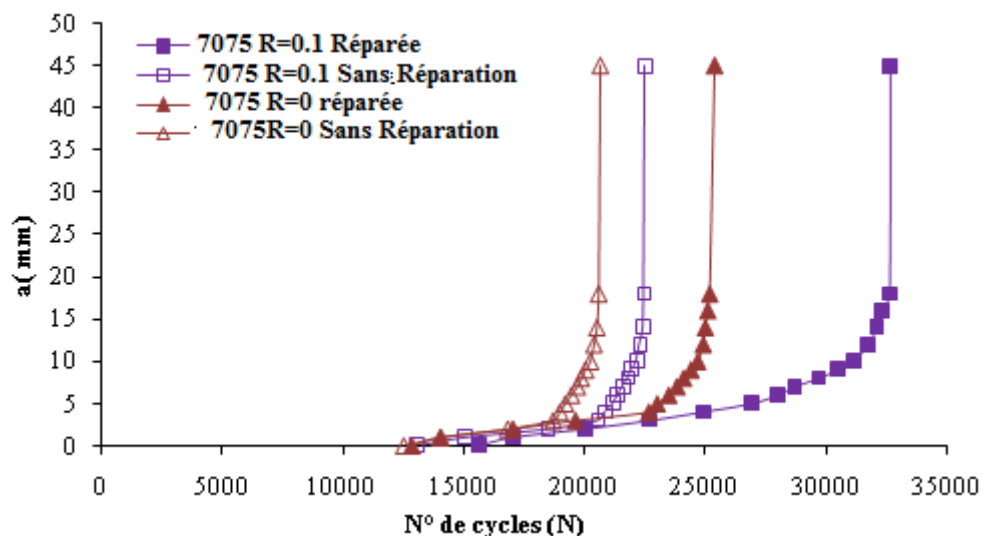
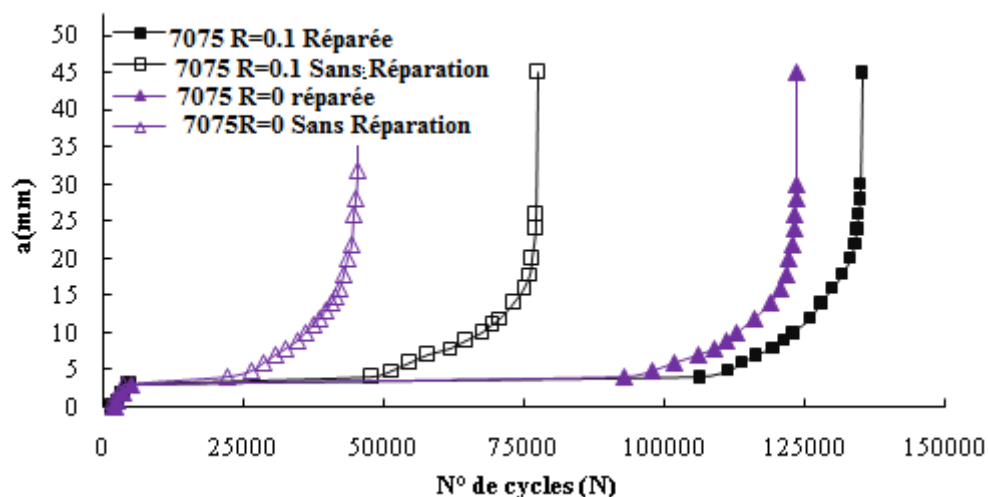


Figure 5-21 : Durée de vie des éprouvettes en aluminium 7075T6 sous chargement avec blocs croissants

### b) Blocs décroissants

Figure 5-22 présente les performances du patche de réparation et l'effet du rapport de charge pour des éprouvettes en aluminium 7075T6 réparée et non réparée soumises à une séquence de blocs décroissants (H-L). On remarque que les éprouvettes soumises à une séquence de blocs décroissants ont des durées très élevées quel que soit le cas: réparée ou non réparée. On remarque une faible différence dans la durée de vie entre les structures réparées et non réparées. Dans le cas du chargement à amplitude variable, l'effet du patch est peu sensible mais, le phénomène qui influe le plus sur la durée de vie en fatigue est la présence de zone plastifiée estimée autour de la tête de fissure. En effet, la charge élevée du premier bloc ( $F_{max}=12KN$ ) induit une plastification importante autour de la tête de fissure. La réduction de la charge dans le second bloc réduit la vitesse de propagation du fait de l'écroutissage local, dû à la présence de la zone plastique. La fissure a du mal à se propager en présence de la zone écroutie par plastification autour de sa tête. Ce phénomène est connu sous le nom de phénomène de retard ; il peut être créé par l'effet d'une surcharge lors du chargement par fatigue.



**Figure 5-22 Durée de vie des éprouvettes en aluminium 7075T6 sous chargement avec blocs décroissants**

Pour une meilleure explication de ce phénomène de retard, nous avons présenté sur les figures 5-23 et 5-24 respectivement les vitesses de propagation de fissure pour le cas des blocs croissants (L-H) et celui des blocs décroissants (H-L) en fonction de la longueur de la fissure pour des éprouvettes réparée et non réparée et pour les deux rapports de charge  $R=0.1$  et  $R=0$ . La figure 5-23, montre que les dispersions des résultats sont très grandes pour les blocs de chargement croissants, et la vitesse de la propagation de fissure  $da/dN$  est plus uniforme quand la longueur de fissure augmente. De plus, la fissure se propage plus rapidement pour une structure non réparée quel que soit le rapport de charge. Toutefois, pour des blocs de chargement décroissants (H-L) (figure 5-24), la variation de la vitesse de propagation est plus uniforme et le rapport de charge  $da/dN$  augmente linéairement avec la longueur de la fissure. La différence des vitesses de propagation  $da/dN$  entre les éprouvettes réparées et non réparées n'est pas assez importante. Ceci est dû principalement à l'effet de retard généré par la plasticité autour de la tête de la fissure. Le phénomène de retard sera approfondi par l'analyse fractographique présentée dans le prochain chapitre de cette thèse.

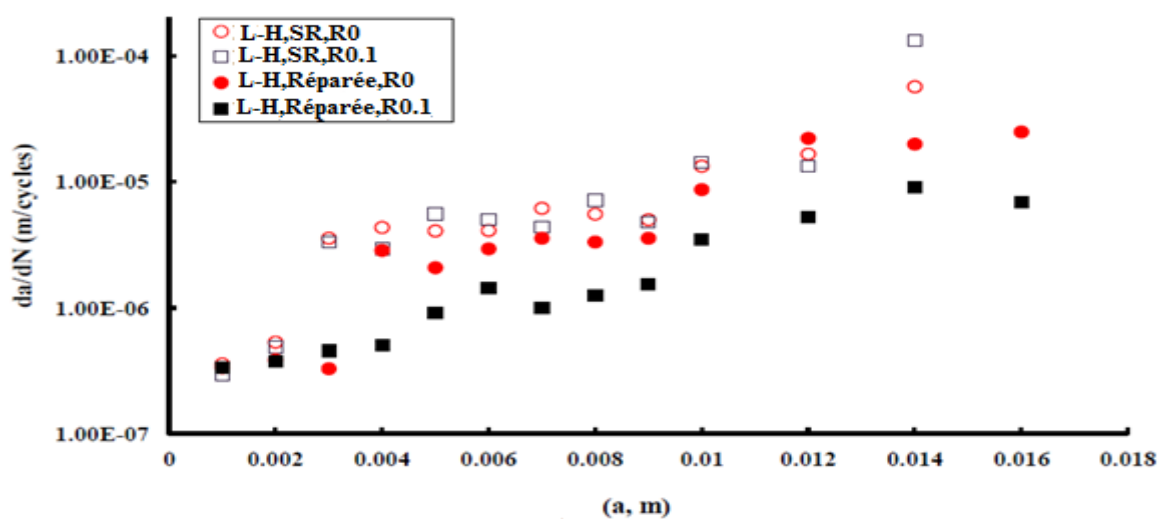
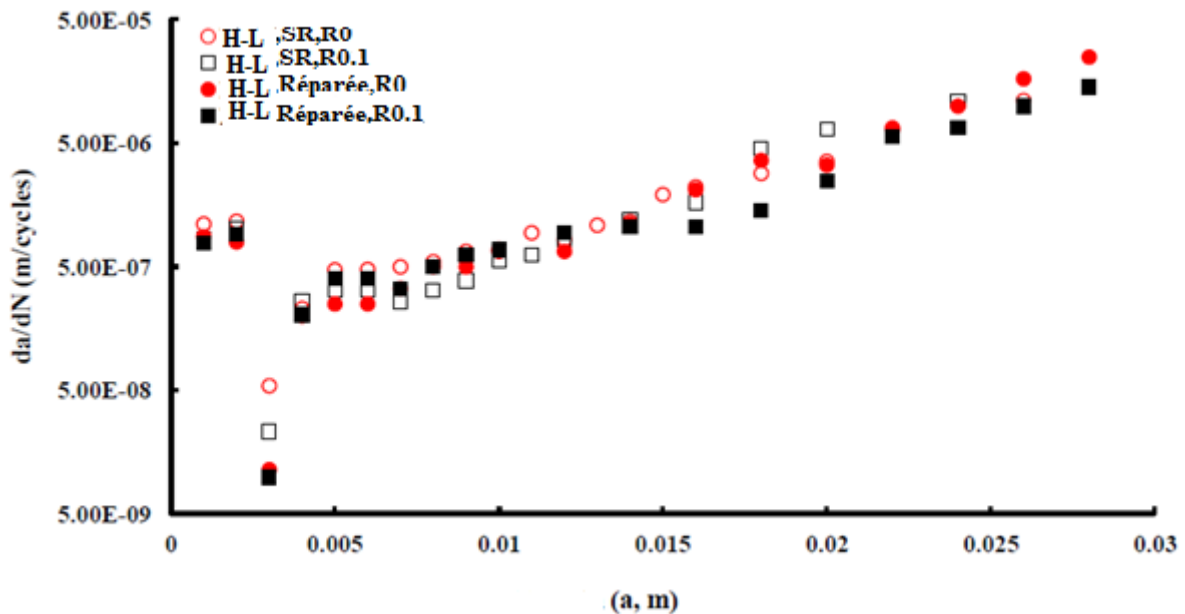


Figure 5-23 : Vitesse de propagation de fissures pour AL 7075T6 sous un chargement avec blocs croissants





**Figure 5-24 : Vitesse de propagation de fissures pour AL 7075T6 sous un chargement avec blocs décroissants**

### **5-8-2 durée de vie en alliage d'aluminium 2024T3 :**

#### **a-Chargement avec blocs croissants :**

La figure 5-25, présente les courbes de durées de vie des éprouvettes en aluminium 2024T3, soumises à une séquence de chargement composé par deux blocs croissants (L-H) pour les deux rapports de charge  $R=0$  et  $R=0.1$ . Nous avons testé des éprouvettes réparées et non réparées. On remarque d'après les résultats de la figure 5-25, que la présence du patche améliore la durée de vie pour les deux rapports de charge  $R=0$  et  $R=0.1$ , les taux d'augmentation du nombre de cycles à la rupture due à la présence du patche de réparation est de 17% pour  $R=0$  et de 21% pour  $R=0.1$ . Le taux est relativement faible mais il est supérieur au rapport observé pour l'aluminium 7075T6, l'alliage 2024T3 résiste mieux à l'effort de traction. Il a été montré que la présence du patche fait augmenter la durée de vie de 16 fois pour des éprouvettes SENT (entaille semi-circulaire latérale) sous chargement à amplitude constante avec  $F_{max}=7\text{KN}$  et

$R=0.1$ . L'augmentation du chargement en fatigue de 7KN à 12KN (L-H) a un effet négatif sur l'efficacité de la réparation. Cette augmentation du chargement au cours du test de fatigue accélère la propagation de la fissure, ce qui a pour effet de réduire le transfert de charge entre la plaque fissurée et le patche en composite à travers la couche adhésive. En outre, l'augmentation de l'amplitude du chargement favorise le décollement de la couche adhésive, ce qui peut réduire considérablement la durée de vie en fatigue de la structure réparée. La présence d'entaille en V augmente aussi la vitesse de propagation, réduisant donc l'efficacité de la réparation. D'autre part, on remarque aussi que la réduction du rapport de charge augmente la durée de vie en fatigue ; cela est concordant avec les résultats obtenus pour l'alliage 7075T6.

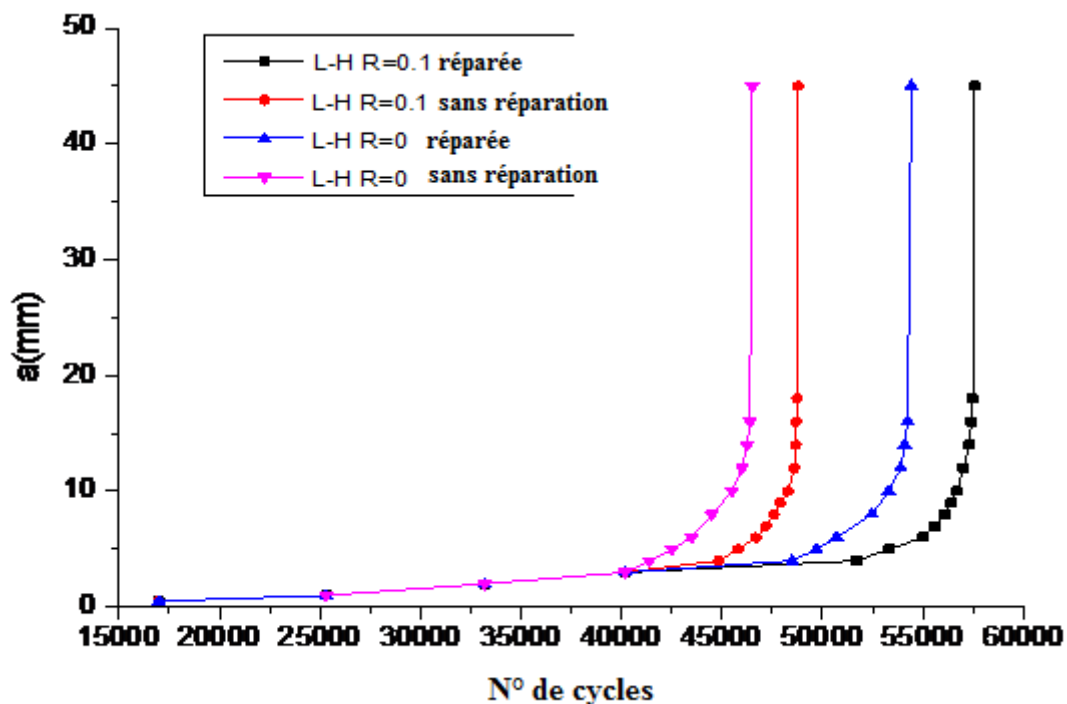
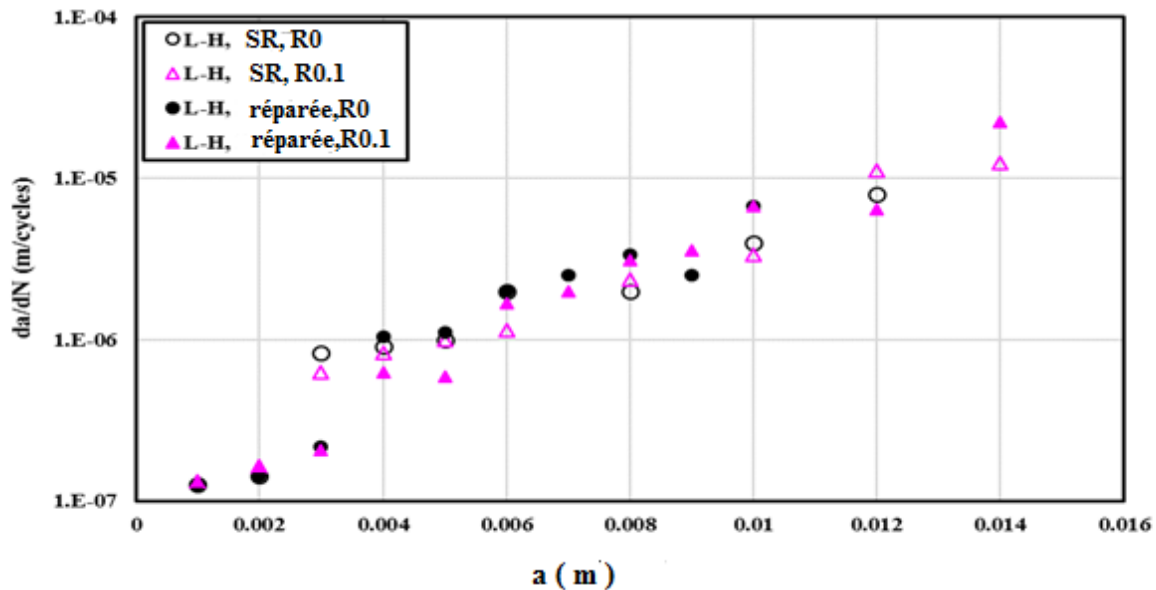


Figure 5-25 : Durée de vie des éprouvettes en aluminium 2024T3 sous chargement avec blocs croissants

La figure 5-26 présente la vitesse de propagation de la fissure pour des éprouvettes réparées et non réparées et pour les deux rapports de charges ( $R=0$

et  $R=0.1$ ). Cette figure montre qu'avant l'application du patche ( $a \leq 3\text{mm}$ ) la vitesse de propagation de la fissure est très faible ne dépassent pas  $3.10^{-7}$  m/cycle. Cette vitesse augmente avec l'amplitude du chargement et la longueur de la fissure.

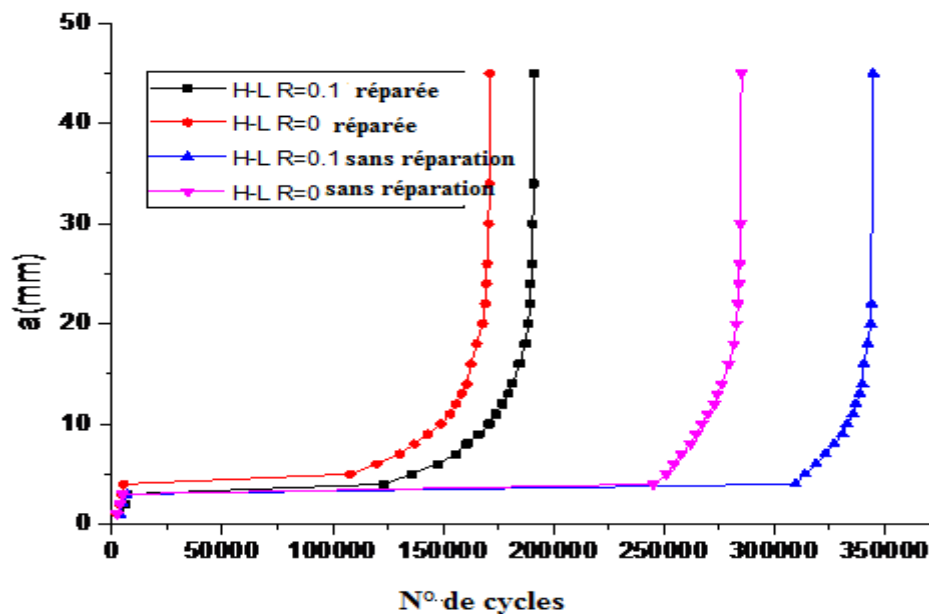


**Figure 5-26 : Vitesse de propagation des fissures sous un chargement avec blocs croissants pour AL 2024T3**

### b) Chargement avec blocs décroissants

La figure 5-27 présente la durée de vie en fatigue pour des éprouvettes réparées et non réparées en alliage d'aluminium 2024T3 sous séquence de blocs de chargement décroissants pour les deux rapports de charge  $R=0.1$  et  $R=0$ . On remarque que quel que soit le rapport de charge, la durée de vie de l'éprouvette non réparée est supérieure à la durée de vie de l'éprouvette réparée. Ces résultats paraissent non logiques, mais ils peuvent être expliqués par le fait qu'une grande zone plastique se développe autour de la tête de la fissure après le premier bloc de chargement ( $F_{max}=12\text{KN}$ ). L'alliage d'aluminium 2024T3 est assez ductile, les déformations plastiques dans ces matériaux sont assez importantes. Dans le

cas des éprouvettes non réparées, les niveaux de contraintes sont assez élevés, ce qui engendre des zones plastiques de tailles plus importantes. Par contre, dans le cas des éprouvettes réparées, le patche atténue les niveaux de contraintes, ce qui réduit l'étendue de la zone plastique pour des éprouvettes réparées. Cette réduction conduit à une atténuation de l'effet de retard, due à la plasticité dans le cas des éprouvettes réparées. On peut dire qu'en présence du phénomène de retard dû à une surcharge, l'effet du patche peut s'inverser dans le cas de l'alliage d'aluminium 2024T3. En effet, le patche tend à réduire l'effet de retard et par voie de conséquence, conduire à une réduction de la durée de vie en fatigue. Ce phénomène nécessite une étude plus approfondie sur l'interférence entre les effets des surcharges et celui du patche en composite pour l'alliage d'aluminium 2024T3.



**Figure 5-27** Durée de vie des éprouvettes en aluminium 2024T3 sous chargement avec blocs décroissants

Pour une meilleure illustration de ce phénomène, nous avons changé l'amplitude du chargement du 1<sup>er</sup> bloc par les valeurs suivantes: F1=11KN, F1=10KN et F1=9KN. Le second bloc est maintenu à 7KN. Les durées de vie en fatigue sont

présentées sur la figure 5-28. On remarque que la réduction de l'amplitude du chargement du 1<sup>er</sup> bloc engendre une diminution de la durée de vie. A titre d'exemple pour  $F_1=11\text{KN}$ , le nombre de cycles à la rupture est de l'ordre de 120000 cycles alors que ce nombre est diminué de 75000 cycles pour  $F_1=9\text{KN}$ . Ces résultats paraissent anormaux, mais ils peuvent être expliqués par le fait qu'en réduisant l'amplitude du chargement du 1<sup>er</sup> bloc, on réduit également l'étendue de la zone plastique autour de la fissure. L'effet de retard sera atténué et la durée de vie en fatigue sera en conséquence réduite.

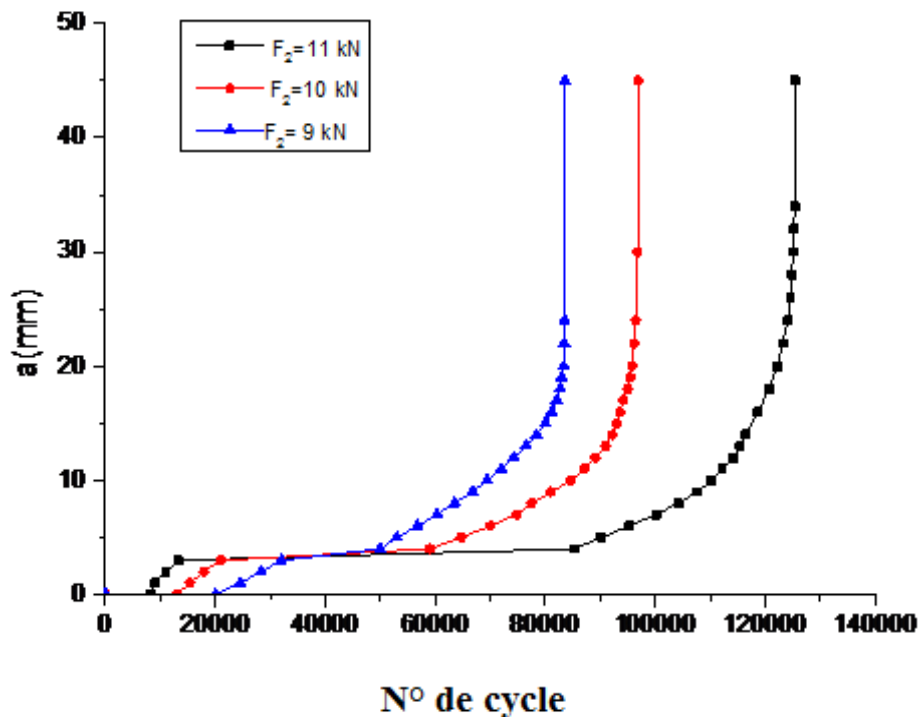


Figure 5-28 : Effet de l'amplitude du second bloc sur la durée de vie en fatigue

## Chapitre 6 Analyses fractographiques

Dans ce chapitre de la thèse, nous allons présenter les résultats des observations microscopiques des surfaces de rupture prises par microscope optique et par microscope électronique à balayage (MEB) sur des éprouvettes rompues réparées et non réparées afin d'examiner la nature de la rupture de ces éprouvettes. En raison du nombre important de tests de fatigue réalisés, nous nous sommes limités aux éprouvettes en alliages d'aluminium 7075 T6 soumises à des chargements avec amplitude variable afin d'analyser l'effet de la plasticité (effet de retard) sur la propagation des fissures de fatigue, réparées par patche en composite.

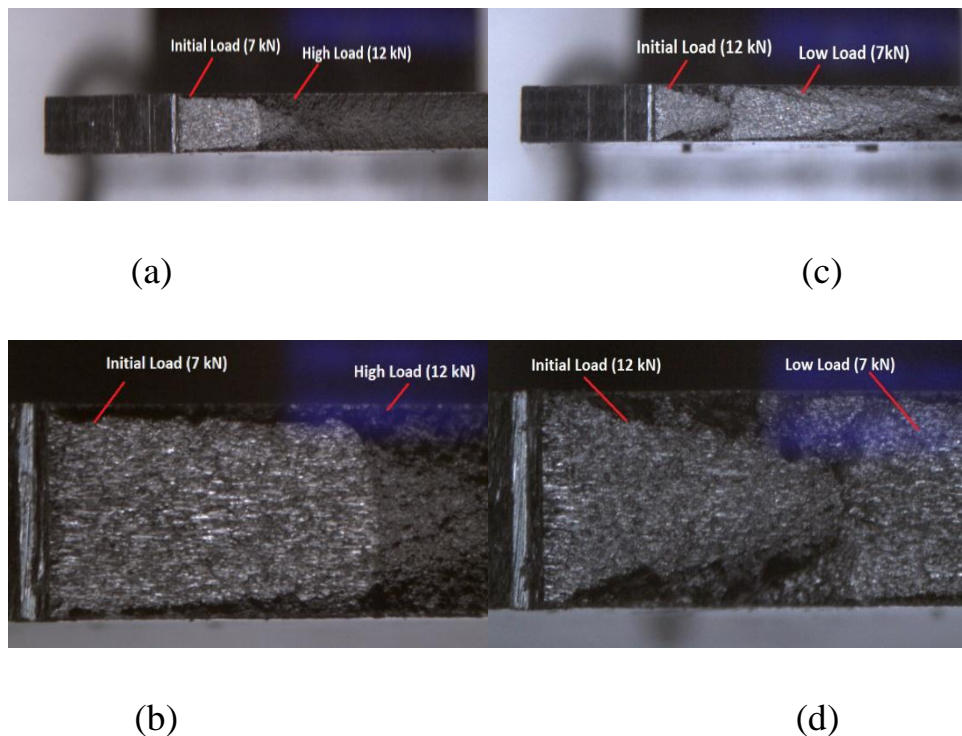
### 6.1 Observations par microscope optique

Les surfaces de rupture ont été observées à l'aide d'un microscope optique muni de caméra stéréoscopique avec de agrandissement 1x1 et 1x4. Les observations ont été faites sur des éprouvettes en alliage Al 7075 T6, réparées et non réparées après rupture finale sous chargement à amplitude variable avec des séquences de deux blocs ascendants et descendants.

La figure 6-1 présente des images de la surface de rupture des éprouvettes non réparées et rompues après chargement sous des blocs ascendants (L-H) et descendants (H-L) avec deux agrandissements 1x1 et 1x4. On remarque sur cette figure que pour un chargement avec blocs ascendants, la propagation de la fissure se fait d'une manière quasi-élastique jusqu'à une longueur de 1 mm du fait de l'absence de fibres noires indiquant la présence de déformations plastiques. Après la variation de l'amplitude du chargement de 7 à 12 kN (second bloc), l'effet de la plasticité devient plus important du fait de l'augmentation de la charge appliquée (12 kN soit 120 MPa) (figures 6-1-a et 6-1-b).

Pour un chargement avec blocs descendants (figures 6-1-c et 6-1-d), on remarque que l'effet de la plasticité est important dès le début de la propagation

de la fissure. Cet effet est maximal pour une longueur de la fissure égale à 3 mm. Cette plasticité entraîne un écrouissage local autour de la tête de la fissure. La réduction de la charge à 7 kN va augmenter la résistance à la propagation de la fissure du fait de la présence de cette zone écrouie autour de la fissure. Cette résistance retarde la propagation de la fissure.



**Figure 6-1 Observation microscopique des éprouvettes rompues non réparées après chargement à amplitude variable**

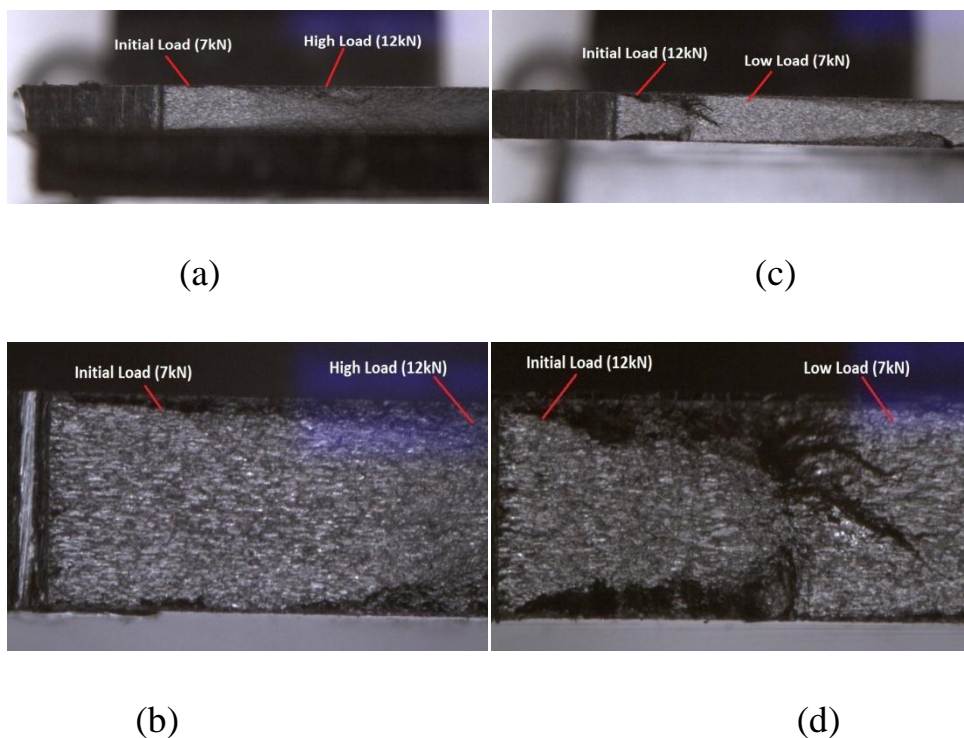
**(a) Blocs croissants 1 x; (b) Blocs croissants 4x; (c) Blocs décroissants 1 x; (d) Blocs décroissants 4x**

Le même comportement est observé pour des éprouvettes réparées (Figures 6-2). L'effet de la plasticité est pratiquement inexistant pour un chargement avec blocs croissants jusqu'à  $a = 3\text{ mm}$  (Figures 6-2-a et 6-2-b). Au-delà de cette



longueur de fissure, l'effet de la plasticité est sensible mais moins important que des éprouvettes non réparées. En effet, la présence du patche réduit l'intensité des contraintes autour de la fissure, provoquant une réduction des déformations plastiques autour de cette fissure.

Concernant le chargement avec blocs descendants des éprouvettes réparées (figures 6-1-c et 6-1-d), l'effet de la plasticité est maximal pour une longueur de fissure de 3 mm. Cet effet est sensiblement réduit après cette longueur, où l'amplitude de la charge est descendue de 12 kN à 7 kN. En comparant ce cas avec celui des éprouvettes réparées, l'effet de la plasticité est moins important pour des éprouvettes réparées du fait de la présence du patche en composite qui absorbe les contraintes de la plaque fissurée à travers la couche adhésive réduisant ainsi les déformations plastiques autour du fond de fissure.



**Figure 6-2 Observations microscopiques des éprouvettes rompues et réparées après chargement à amplitude variable**

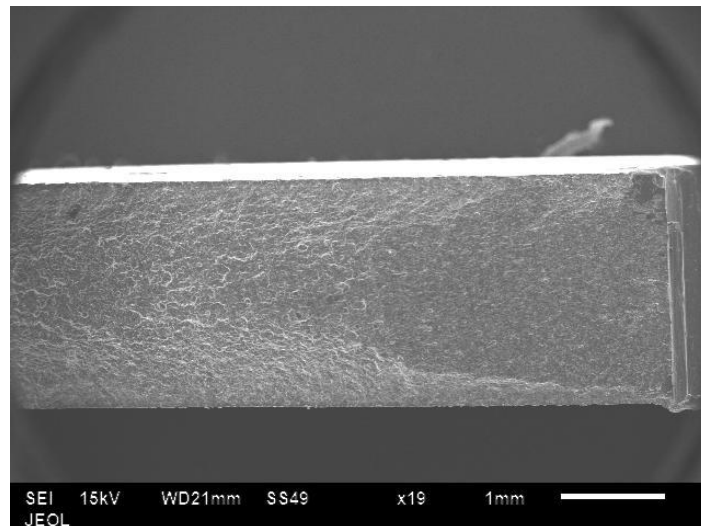


(a) Blocs croissants 1 x; (b) Blocs croissants 4x; (c) Blocs décroissants 1 x;(d) Blocs décroissants 4x

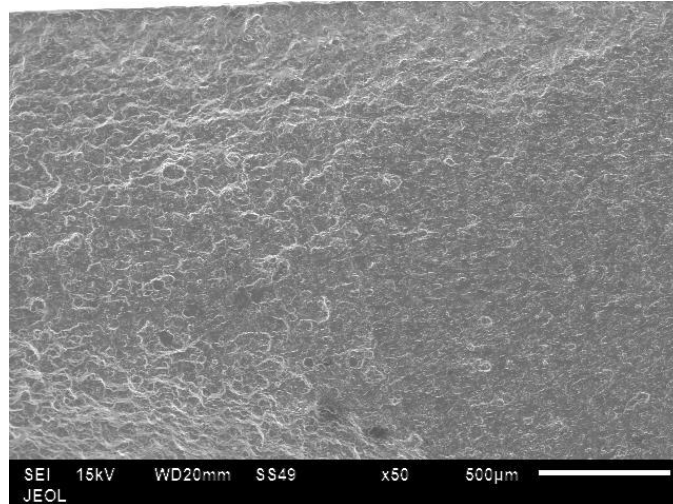
## 6.2 Analyses fractographiques à l'aide du microscope électronique à balayage (MEB)

### 6.2.1 Eprouvettes non réparées sous chargement avec deux blocs ascendants (L-H)

Sur la figure 6-3, nous avons présenté une image prise au MEB de la surface de rupture d'une éprouvette non réparée après rupture totale à une position proche du fond de l'entaille. L'éprouvette a été soumise à un chargement sous blocs croissants (L-H). L'agrandissement était de 1x1. On voit clairement sur la figure que la rupture est fragile par clivage ; la faible valeur du chargement : 7kN donnant une contrainte de 70 MPa soit 26% de la limite élastique conduit nécessairement à une propagation élastique de la fissure. En augmentant l'agrandissement à 1x2, il se confirme que pour le 1<sup>er</sup> bloc de chargement, la fissure de fatigue se propage de manière fragile (figure 6-4).

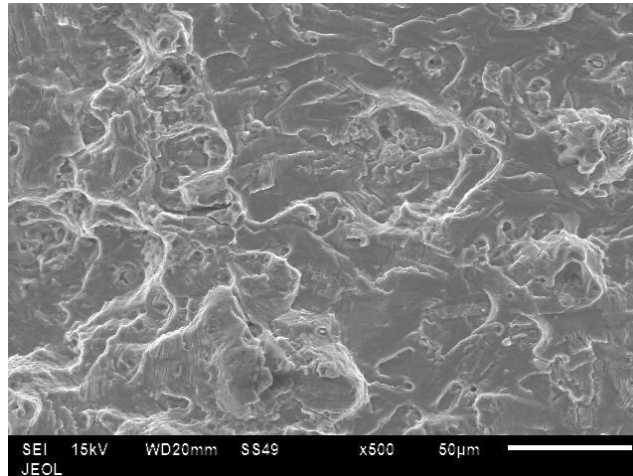


**Figure 6- 3 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloque à 1x1**

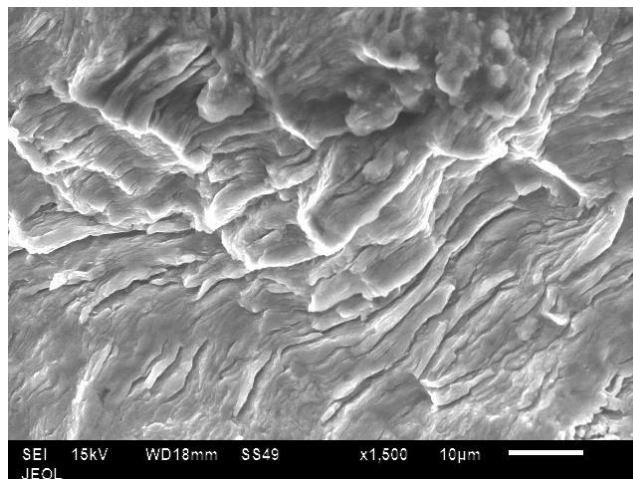


**Figure 6- 4 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloc à 1x2**

En s'éloignant du fond de l'entaille à une distance de 3 mm, cette longueur est la longueur de transition, entre les deux blocs de chargement, nous avons pris une observation au MEB de la surface de rupture avec un agrandissement de 1x20 (figure 6-5). On remarque que pour cette distance la rupture est principalement fragile par clivage, on soupçonne aussi l'existence d'une rupture inter-granulaire mais on ne peut pas l'affirmer car avant l'observation au MEB, nous n'avons pas appliqué les produits permettant de desceller les joints de grain. En outre, pour les alliages aluminium-zinc-cuivre, les précipités peuvent être de grandes dimensions, ce qui ne facilite pas l'observation de la rupture inter-granulaire. La rupture par clivage se produit par décohérence entre les plans cristallins, tandis que la rupture inter-granulaire se fait par décohérence entre les joints de grains. En augmentant l'agrandissement à 1x100 (figure 6-6), il se confirme la domination de la rupture par clivage pour cette distance du fond de l'entaille (3mm) et pour ce cas de chargement (blocs ascendants L-H).

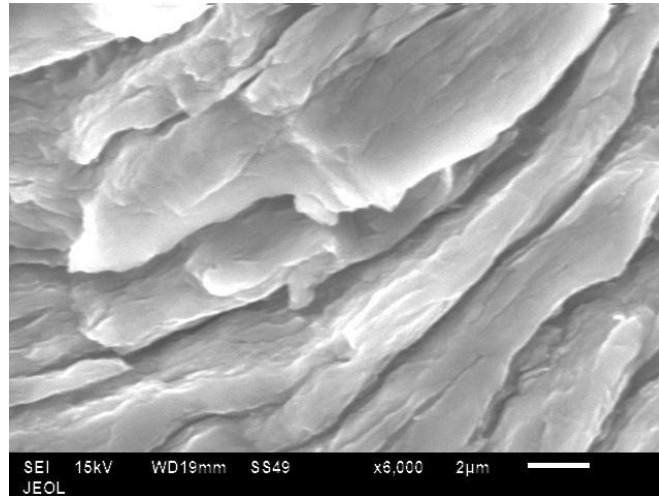


**Figure 6-5** Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloc à 1x20



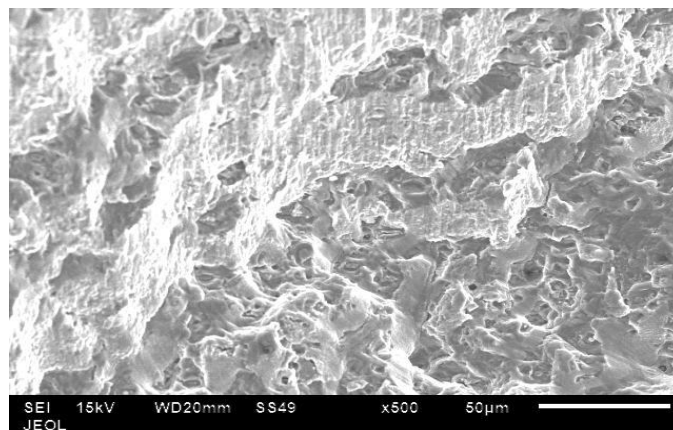
**Figure 6-6** Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloc à 1x100

Pour un agrandissement de 1x500, on remarque que les stries de fatigue sont régulières, ce qui montre une propagation stable de la fissure avec prédominance du mode I (mode ouverture) de propagation (figure 6-7). De plus, on remarque que la largeur moyenne des stries est de 4  $\mu\text{m}$  soit une vitesse de propagation de l'ordre de  $4 \cdot 10^{-3}$  mm/cycles.



**Figure 6-7 Analyse fractographique à 3 mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloc à 1x500**

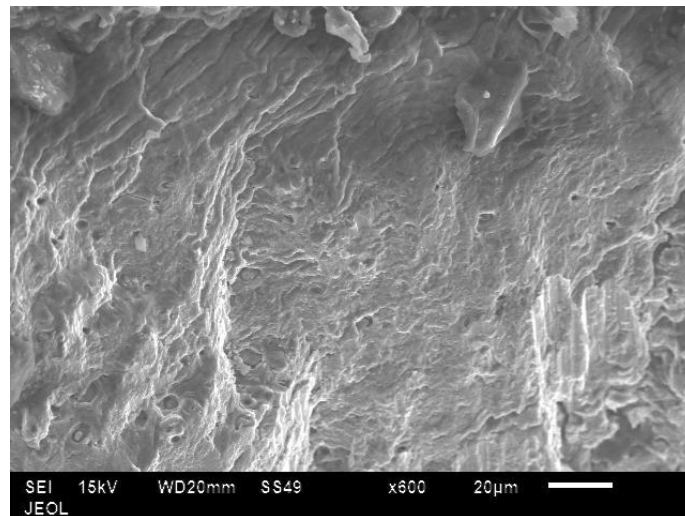
Nous avons réalisé des observations au MEB à une distance encore plus éloignée du fond de l'entaille (10mm) avec des agrandissements de 1x20, 1x50 et 1x 100, montrées sur les figures 6-8, 6-9 et 6-10, respectivement. Pour un agrandissement de 1x20, on voit sur la figure 6-8 que la nature de la rupture est mixte : fragile par clivage et ductile par formation de cupules. On remarque la présence de quelques zones de formation de cupules mais globalement la rupture reste fragile.



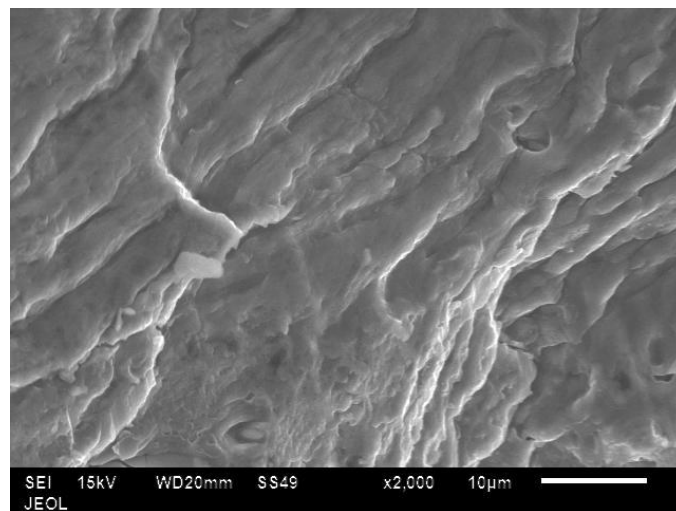
**Figure 6-8 Analyse fractographique à 10mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloc à 1x20.**

La figure 6-9 confirme les observations de la figure précédente. En augmentant l'agrandissement à 1x100, on est amené à affirmer qu'à une distance de 10mm, la rupture est essentiellement fragile avec quelques zones de rupture ductile (figure 6-10).

Les augmentations de la charge dans le second bloc et de la longueur de la fissure ont contribué simultanément à l'apparition de déformations plastiques.



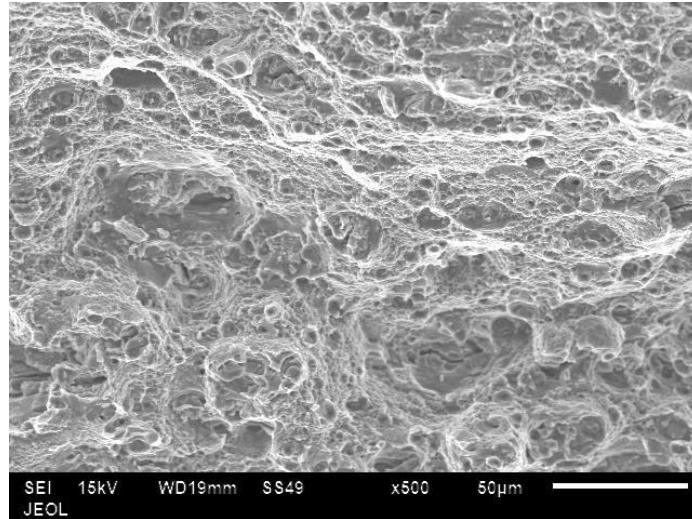
**Figure 6-9 Analyse fractographique à 10mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloc à 1x 50**



**Figure 6-10 Analyse fractographique à 10mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H bloc à 1x 100**

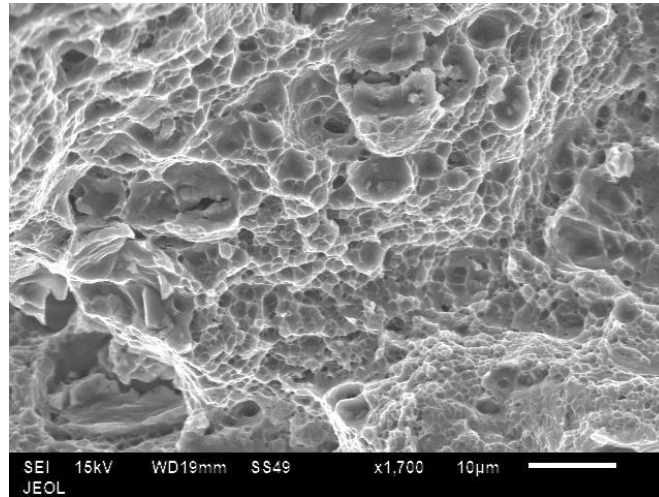


A 35mm du fond de l'entaille, nous avons réalisé des analyses fractographiques avec différents agrandissements. La figure 6-11 montre la surface de rupture à cette distance pour un agrandissement de 1x20. On remarque une rupture mixte : ductile par cupules et fragile par clivage. Pour cette distance, la rupture ductile est dominante compte tenu du nombre important de cupules formées.



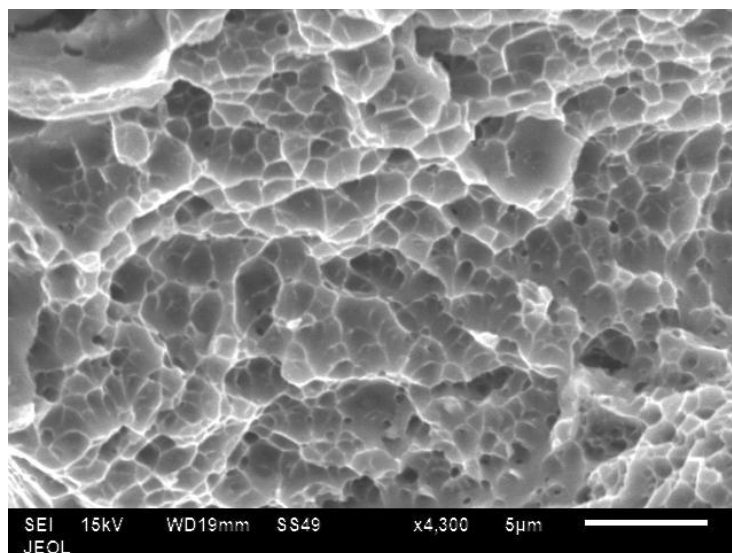
**Figure 6-11 Analyse fractographique à 35mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H blocs à 1x 20**

Pour des agrandissements de 1x100 (figure 6-12) et 1x200 (6-13), il se confirme que la rupture pour un chargement avec bloc ascendant à 35mm est principalement de nature ductile. La charge relativement élevée pendant le second bloc (120MPa soit 40% de la limite élastique) ainsi que la taille importante de la fissure (35mm), sont les causes principales de l'augmentation des déformations plastiques autour de la tête de la fissure.



**Figure 6-12 Analyse fractographique à 35mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H blocs à 1x 100**

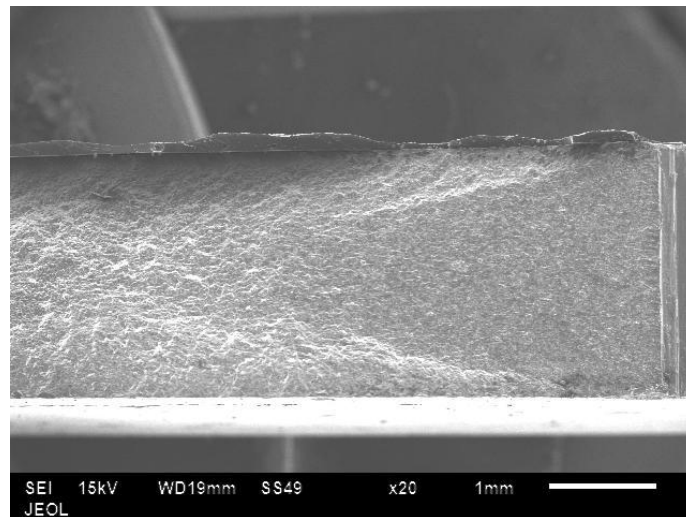
On voit que la surface apparaît constellée de "demi-bulles" appelées cupules. Ces cupules proviennent de cavités qui se sont développées dans le matériau, souvent après une déformation de l'ordre de plusieurs pourcents. Au fond des cupules, il arrive de trouver des particules ayant servi de germination à ces cavités. Les cupules peuvent être ou non de taille homogène.



**Figure 6-13 Analyse fractographique à 35mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous L-H blocs à 1x 200**

### 6.2.2 Eprouvettes réparées sous chargement avec deux blocs ascendants (L-H)

Nous avons effectué également des observations au MEB sur des éprouvettes réparées après rupture totale sous chargement avec blocs ascendants (L-H). Différentes positions de la surface de rupture ont été observées avec différents agrandissements. La figure 6-14 présente la surface de rupture près du fond de l'entaille avec un agrandissement de 1x1. On remarque que la rupture est essentiellement fragile par clivage. Le chargement et la longueur de la fissure étant faible, la fissure se propage de manière quasi-élastique.

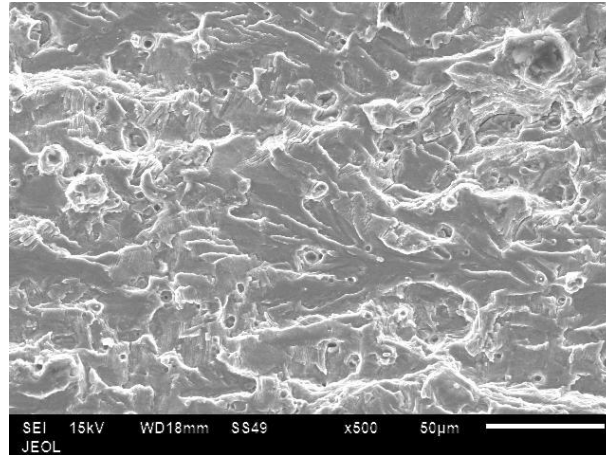


**Figure 6-14 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 1**

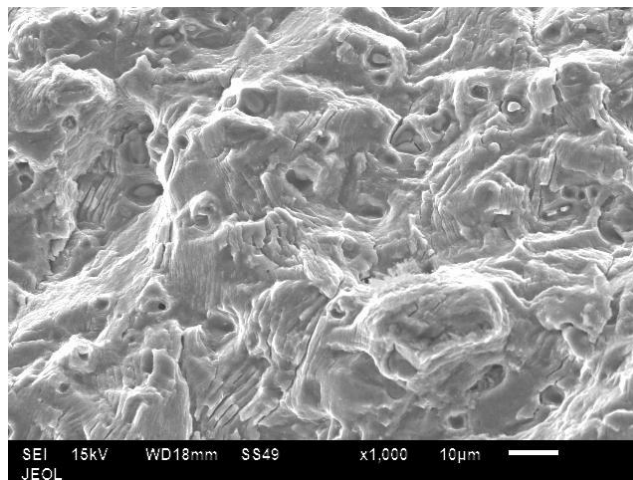
La figure 6-15, présente la surface de rupture à 3 mm du fond de l'entaille après chargement avec blocs croissants d'une éprouvette réparée avec un agrandissement de 1x20. Cette figure montre que la rupture est fragile par clivage. En comparant cette figure avec le cas d'une éprouvette non réparée, on remarque que la propagation, sous un champ de déformations élastiques, est plus marquée dans le cas d'une éprouvette réparée car la présence de zones de clivages est plus importante lors de l'observation d'une éprouvette réparée. Ce comportement est dû à la relaxation des contraintes par le patch en composite.



En augmentant l'agrandissement à 1x100, on confirme que pour cette distance, la rupture est fragile (figure 6-16).



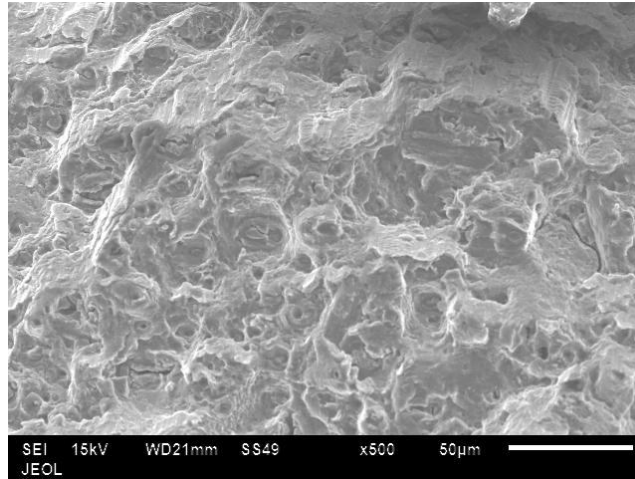
**Figure 6-15** Analyse fractographique à 3mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 20



**Figure 6-16** Analyse fractographique à 3mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 100

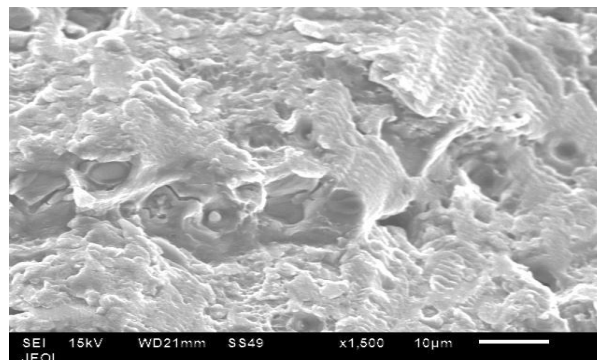
Les observations prises à 20mm de l'entaille sur la surface de rupture d'une éprouvette réparée après chargement sous blocs ascendants (L-H) avec un agrandissement de 1x20 montrent que la rupture est principalement fragile par clivage alors qu'elle serait normalement ductile compte tenu de la charge élevée

du second bloc et de la taille importante de la fissure. Cette figure illustre clairement l'effet de la présence du patche en composite qui, en réduisant les contraintes, va stabiliser les déformations dans la plaque réparée. Cette figure montre aussi le comportement asymptotique du facteur d'intensité de contraintes mis en évidence par plusieurs chercheurs [ 43-50 ].



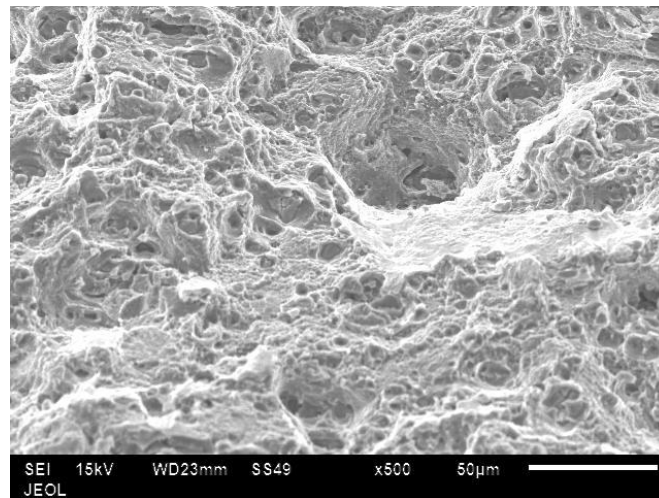
**Figure 6-17 Analyse fractographique à 20 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 20**

Pour un agrandissement de 1x100 à 20mm de l'entaille, il se confirme la prédominance de la rupture par clivage avec germination de cavités dans quelques zones où débutera la rupture ductile (figure 6-18)

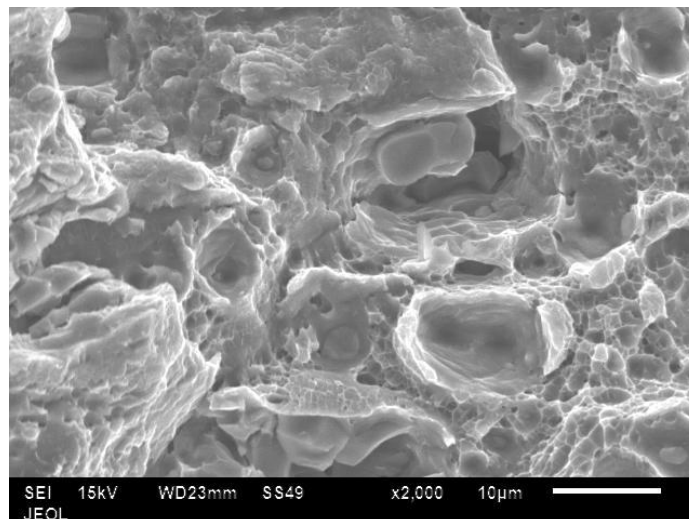


**Figure 6-18 Analyse fractographique à 20 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 100**

En s'éloignant légèrement du fond de l'entaille, il a été réalisé des observations à 30mm avec différents agrandissements. Pour un agrandissement de 1x20 (figure 6-19), on remarque qu'il y'a une rupture équilibrée entre la déchirure ductile et le clivage. En augmentant l'agrandissement à 1x100 (figure 6-20), on peut clairement voir la présence des deux types de ruptures (ductile et fragile) de manière pratiquement équilibrée.

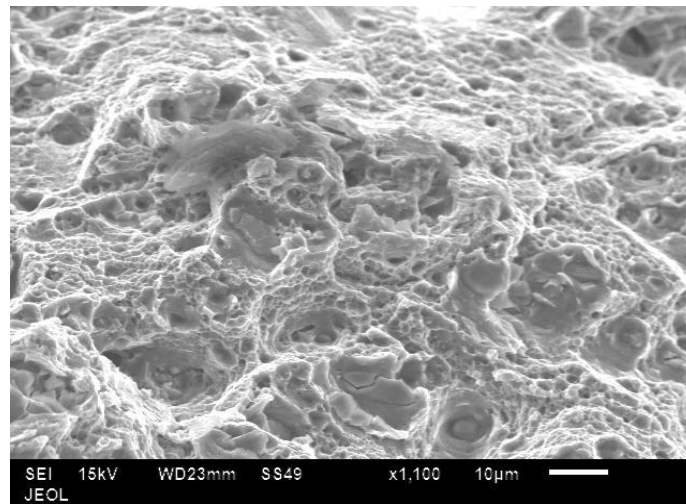


**Figure 6-19** Analyse fractographique à 30mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 20

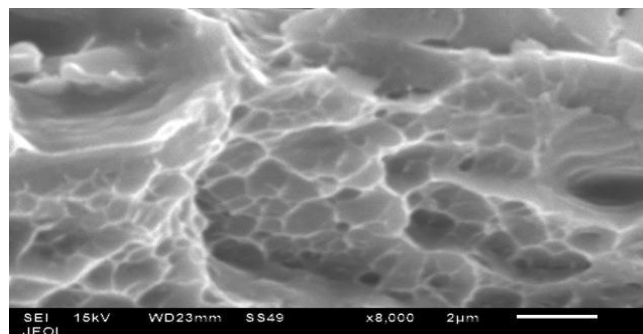


**Figure 6-20** Analyse fractographique à 30mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 100

A 35mm du fond d'entaille (figures 6-21 et 6-22), on observe que la rupture par cupule est dominante mais il existe toujours des zones de rupture fragile par clivage. Ce comportement montre clairement le rôle joué par le patche en composite. Cette technique influe non seulement sur la durée de vie en fatigue mais aussi sur la rupture du matériau même pour des longueurs très grandes des fissures. La présence du patche réduit l'effet de la plasticité dans la structure réparée sous chargement avec blocs croissants. On analysera cet effet pour des blocs décroissants dans les paragraphes suivants.



**Figure 6-21** Analyse fractographique à 35mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 100



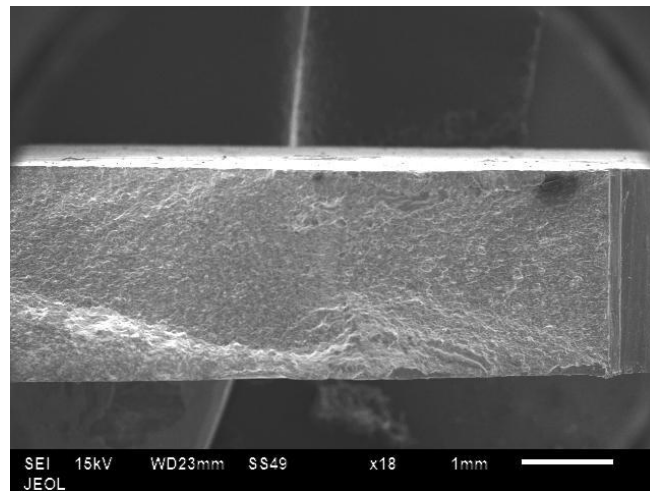
**Figure 6-22** Analyse fractographique à 35mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous L-H blocs à 1x 500



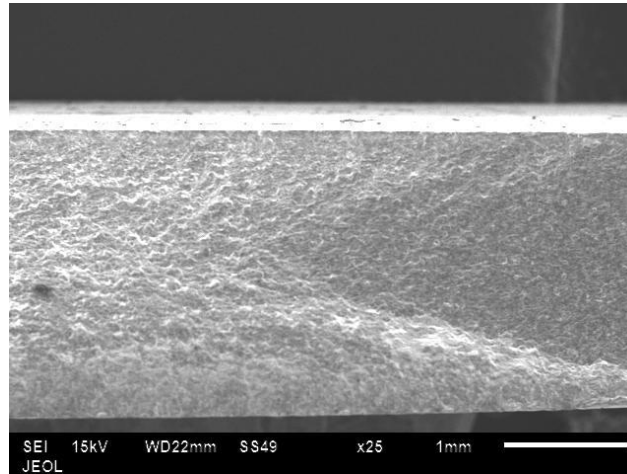
### 6.2.3 Eprouvettes non réparées sous chargement avec deux blocs descendants (H-L)

Dans cette partie, des observations prises au MEB ont été réalisées sur les surfaces de ruptures des éprouvettes non réparées et rompues après chargement sous blocs descendants (H-L) avec des amplitudes de chargement de 12 kN (120 MPa) pour le premier bloc et 7 kN (70 MPa) pour le second bloc. Les observations ont été faites à différentes positions de la surface de rupture et avec différents agrandissements.

Sur la figure 6-23, nous présentons en image la surface de rupture près de l'entaille avec un agrandissement de 1x1. Cette image montre que la rupture se fait principalement par déchirure ductile particulièrement au centre de l'éprouvette. Ce comportement est confirmé par l'image montrée sur la figure 6-24 où nous avons présentés la surface de rupture à 4mm de l'entaille avec un agrandissement de 1x1. La charge élevée du second bloc conduit à des déformations plastiques importantes. Ces déformations plastiques conduisent à la formation de cavités.

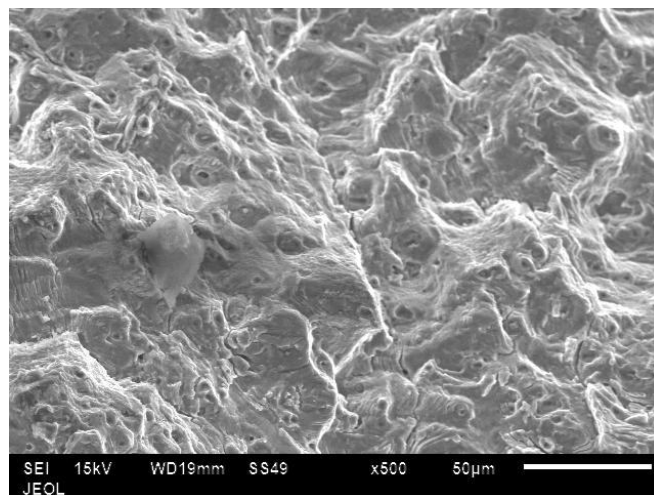


**Figure 6-23** Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 1

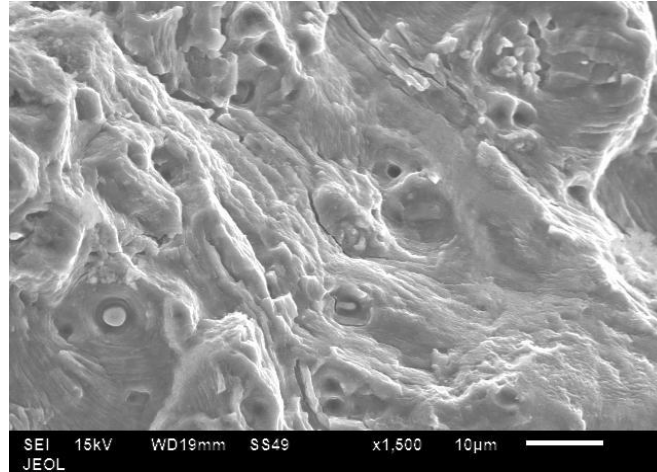


**Figure 6-24 Analyse fractographique à 4mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 1**

Les cupules sont visibles de manière assez claire sur les figures 6-25 et 6-26, où les agrandissements sont 1x20 et 1x100. En plus de la déchirure ductile, on remarque quelques zones de rupture fragile par clivage. La réduction de la charge pour une longueur de la fissure de 3mm conduit à la transition de la rupture ductile vers la rupture fragile d'où la présence de ces zones de rupture par clivage.

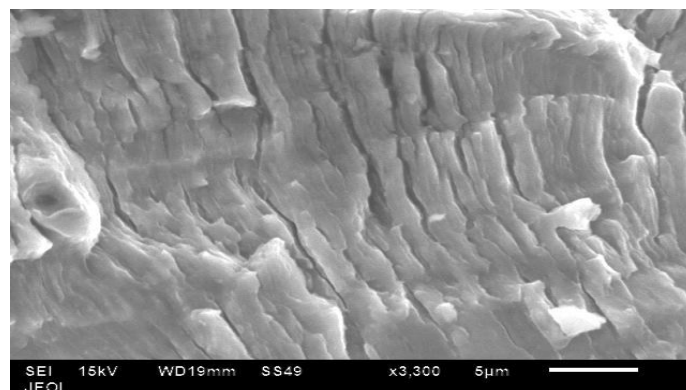


**Figure 6-25 Analyse fractographique à 4mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 20**



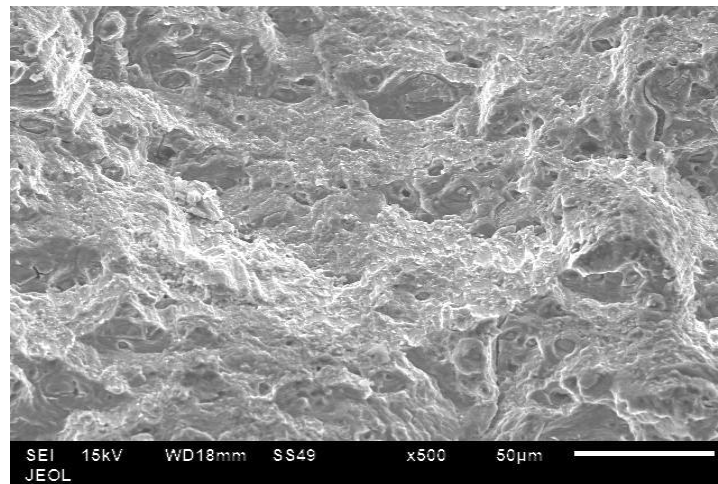
**Figure 6-26 Analyse fractographique à 4mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 100**

La figure 6-27, présente la surface de rupture à une distance de 4 mm avec un agrandissement de 1x200. On remarque des stries de fatigue régulières, ce qui montre une propagation stable de la fissure avec un incrément de 2  $\mu\text{m}$  par strie. La vitesse de propagation moyenne est de l'ordre de  $2.10^{+3}$  mm/cycle. Cette vitesse est deux fois moins inférieure au cas des éprouvettes non réparées sous chargement avec blocs ascendants, ce qui montre et explique le phénomène de retard de la propagation de la fissure de fatigue lors du chargement sous blocs descendants (H-L).

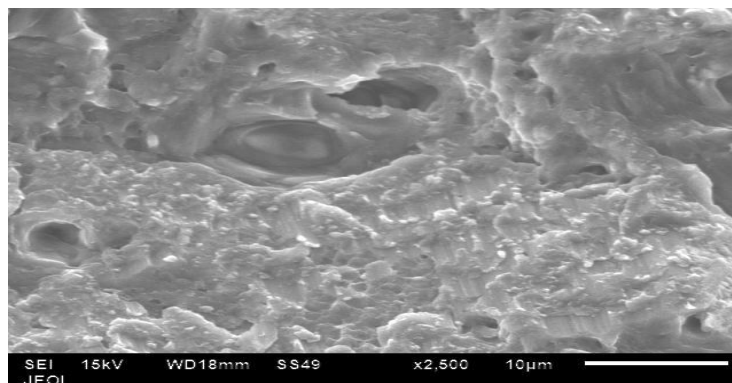


**Figure 6-27 Analyse fractographique à 4mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 200**

La figure 6-28 présente les faciès de rupture à 25mm du fond de l'entaille pour un agrandissement de 1x20. On remarque la présence d'une transition entre la rupture ductile et la rupture fragile. La réduction de la charge cyclique à 7 kN explique cette transition de la nature de la rupture. La figure 6-29 confirme cette rupture transitoire et le ralentissement de la propagation de la fissure. Ce ralentissement est la conséquence du cumul de deux facteurs : zone plastique dans le premier bloc et réduction de la charge dans le second bloc de chargement.



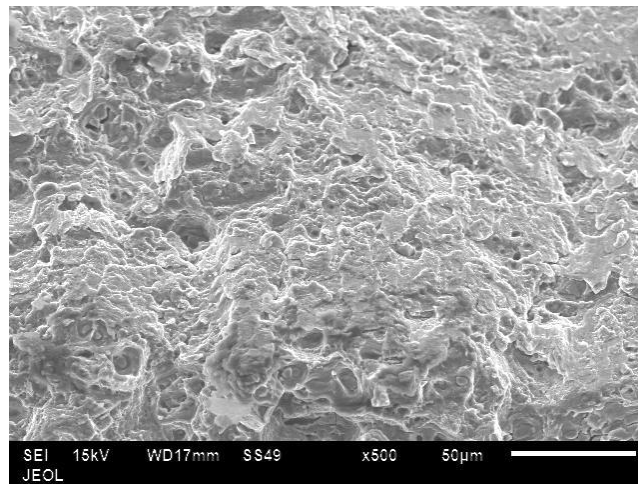
**Figure 6-28 Analyse fractographique à 25mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 20**



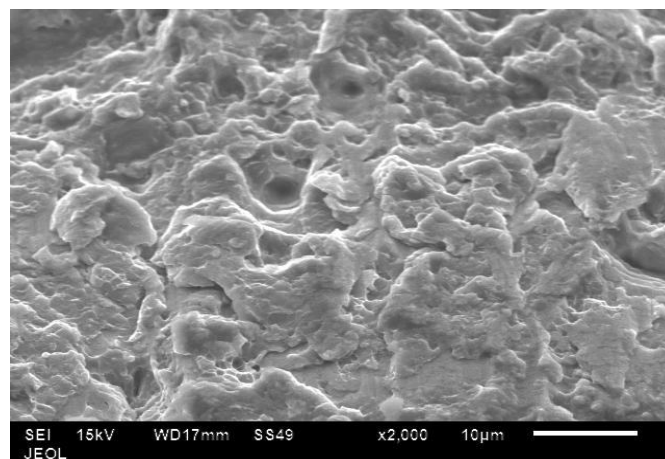
**Figure 6-29 Analyse fractographique à 25mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 100**



Les observations prises à une distance de 40mm du fond de l'entaille pour des agrandissements de 1x20 et 1x100 (figures 6-30 et 6-31 respectivement) illustrent qu'à cette distance, la transition est presque terminée et le mode de rupture est essentiellement fragile par clivage. On peut donc dire qu'après avoir complètement vaincu l'effet de la zone écrouie produite lors du 1<sup>er</sup> bloc de chargement, la fissure se propage de manière stable et quasi-élastique.



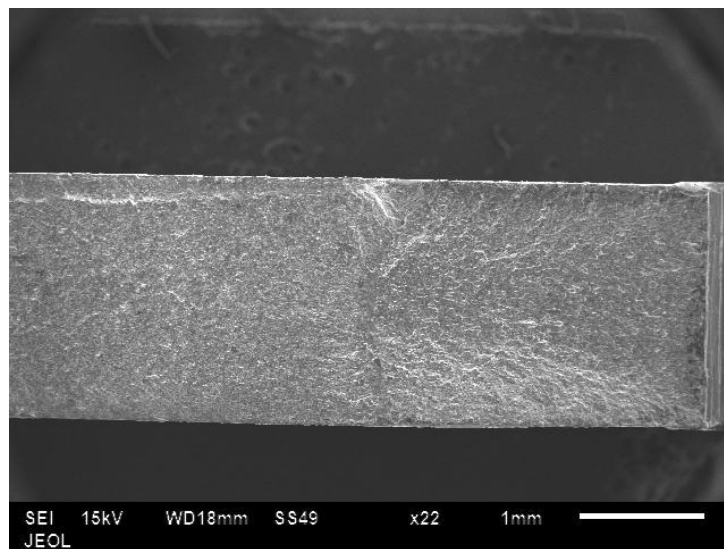
**Figure 6-30** Analyse fractographique à 40mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 20



**Figure 6-31** Analyse fractographique à 40mm de l'entaille pour une éprouvette non réparée sous H-L blocs à 1x 100

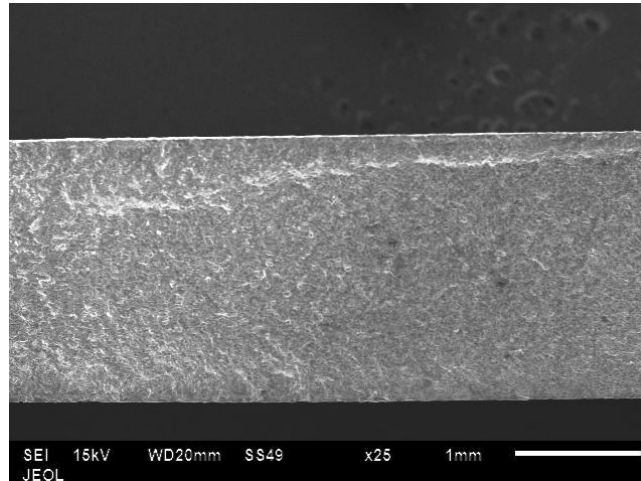
#### 6.2.4 Eprouvettes réparées sous chargement avec deux blocs descendants (H-L)

Nous avons analysé dans cette partie, les surfaces de ruptures des éprouvettes réparées sous chargements avec blocs descendants à différentes positions du fond de l'entaille et pour différents agrandissements sur le MEB. La figure 6-32 présente une image de la surface de rupture près du fond de l'entaille avec un agrandissement de 1x1. On remarque la présence de cupules sur la surface rompue, ce qui signifie que lors du 1<sup>er</sup> bloc de chargement, la rupture se fait d'une manière ductile.



**Figure 6-32 Analyse fractographique près de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 1**

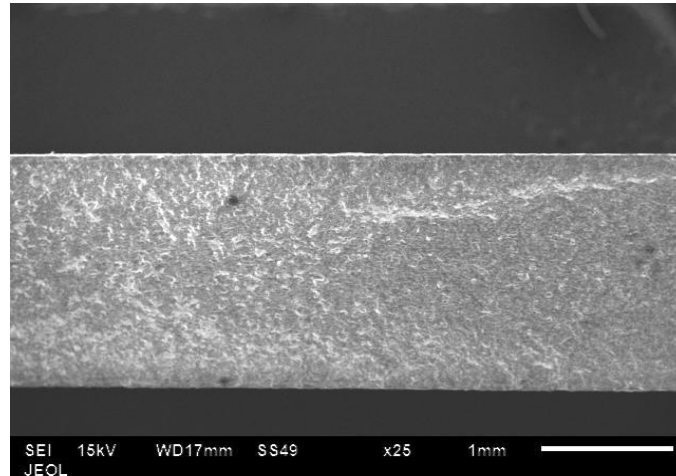
A 4mm de l'entaille, l'observation prise au MEB avec un agrandissement de 1x1 montre qu'effectivement la rupture est principalement ductile provoquant une zone écrouie autour de la fissure. Mais l'étendue de la zone écrouie est réduite par la présence du patche de composite. L'effet de retard est donc atténué par la présence du patche (figure 6-33).



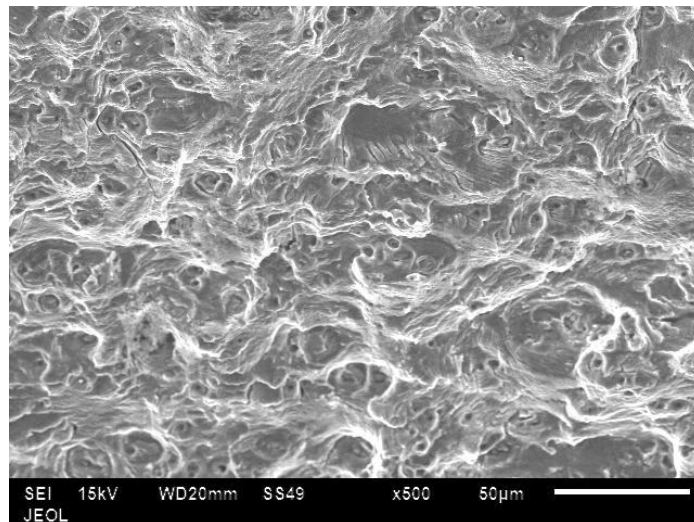
**Figure 6-33 Analyse fractographique à 4 mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 1**

Les mêmes conclusions peuvent être émises en analysant la figure 6-34 où a été présentée la surface de rupture à 8mm du fond de l'entaille pour le même agrandissement. On voit donc une domination de la déchirure ductile du fait de la présence de déformations plastiques importantes lors du 1<sup>er</sup> bloc de chargement. Cependant, en augmentant l'agrandissement à 1x20 (figure 6-35), on peut remarquer qu'en plus de la rupture ductile, il existe de nombreuses zones où la rupture est fragile par clivage. On peut même affirmer qu'il y'a un équilibre entre les deux types de ruptures.

La réduction du chargement ainsi que la présence du patche de réparation ont contribué à la réduction de l'effet de la plasticité.



**Figure 6-34** Analyse fractographique à 8mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 1

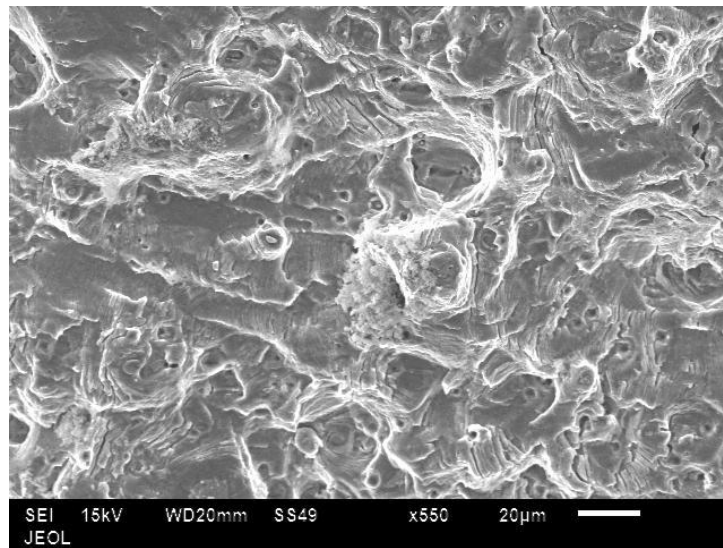


**Figure 6-35** Analyse fractographique à 8mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 20

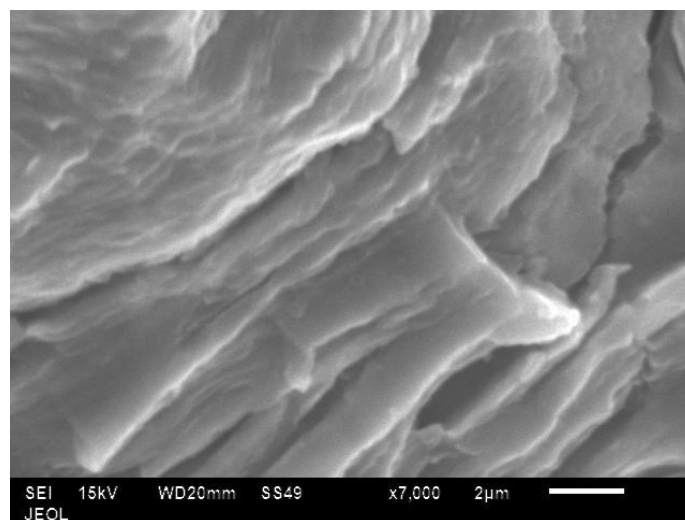
L'augmentation de l'agrandissement à 1x100 (figure 6-36) confirme les observations précédentes. Cependant, pour un agrandissement de 1x500, les stries de fatigue paraissent instables. La largeur moyenne des stries est inférieure à  $2\mu\text{m}$  d'où une propagation lente de la fissure (figure 7-37). On peut donc conclure que dans le cas de l'alliage 7075 T6 l'effet du patche est plus marqué



que l'effet de retard, ce qui se traduit par une amélioration de la durée de vie des structures réparées soumises à un chargement sous blocs descendants. Ce cas n'a pas été observé pour l'aluminium 2024 T3 où la ductilité est plus importante. C'est pourquoi, pour cet alliage, l'effet de retard était plus important que l'effet du patche montrant ainsi des durées de vie plus importantes pour des éprouvettes non réparées.

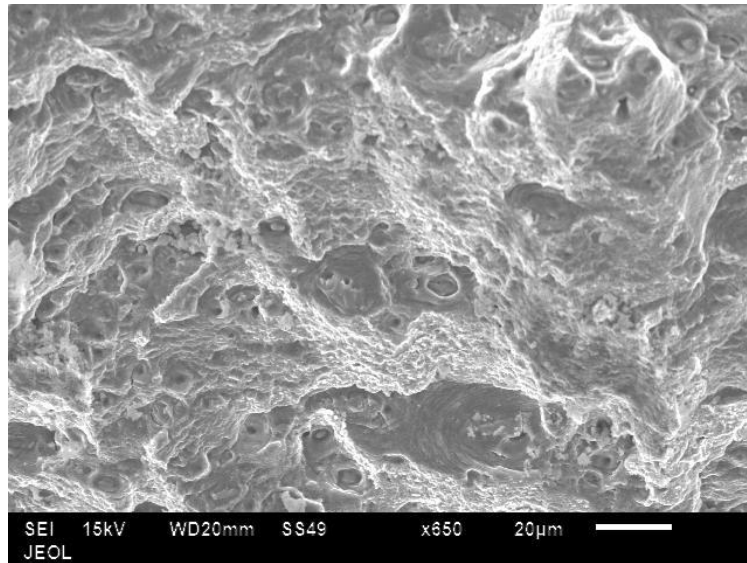


**Figure 6-36 Analyse fractographique à 8mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 50**

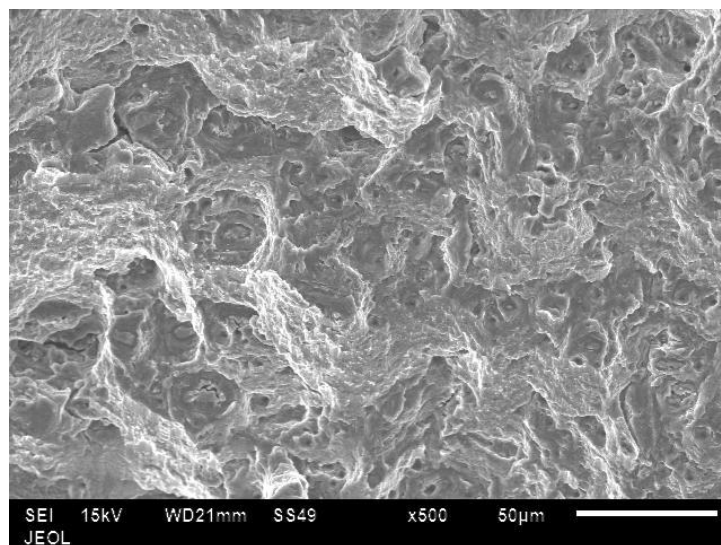


**Figure 6-37 Analyse fractographique à 8mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 500**

Les observations prises à 25 mm et 35 mm de l'entaille (figures 38 et 39 respectivement) montrent que la rupture dans ces positions est mixte : ductile + fragile ; c'est-à-dire que la transition entre les deux types de ruptures n'a pas pris fin même pour la longueur de 35mm de la fissure. La présence du patche a certainement retardé cette transition.



**Figure 6-38** Analyse fractographique à 25mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 50



**Figure 6-39** Analyse fractographique à 35mm de l'entaille pour une éprouvette réparée sous H-L blocs à 1x 20

### **7-1Introduction :**

La méthode des éléments finis est largement utilisée pour l'analyse des problèmes d'ingénierie, non seulement en raison de son aptitude à résoudre une variété de problèmes physiques formulés en termes d'équations aux dérivées partielles, mais aussi en raison de sa capacité à gérer des géométries complexes et des conditions aux limites. Pour une analyse par éléments finis, le domaine physique est subdivisé en éléments de forme géométrique simple afin de discrétiser la géométrie du domaine en respectant scrupuleusement les frontières internes et externes.

Ainsi, le maillage qui en résulte est utilisé pour représenter l'espace de l'approximation de la solution du problème. Cependant, la création d'un maillage satisfaisant conforme aux frontières et aux arêtes vives du domaine nécessite encore un apport significatif de temps humain lors du processus d'analyse globale. En effet, les algorithmes de génération automatique de maillage sont très bien maîtrisés pour la plupart des problèmes en 2D, mais peuvent être peu fiables pour certaines géométries 3D, ce qui entraîne des éléments de mauvaise qualité ou déformés dans certaines régions, qui peuvent conduire à des erreurs importantes de la solution. Un nombre important d'interventions et de savoir-faire de la part de l'utilisateur sont parfois nécessaires pour pallier à ces problèmes.

De plus, dans la plupart des applications industrielles, le modèle de conception CAO approprié est celui qui produit la précision désirée pour le problème à résoudre. En pratique, cela n'est réalisable que par des modifications itératives du modèle CAO par l'insertion, la suppression ou la modification de certaines caractéristiques de forme et de la géométrie de la pièce qui sont importantes ou bien qui sont sans attributs pertinents pour la simulation à effectuer. Par conséquent, la génération d'un maillage unique pour le domaine de calcul ne suffit pas pour de multiples analyses en éléments finis. En effet, chaque étape de la simulation du modèle CAO modifié exige d'effectuer une nouvelle étape du

processus de génération de maillage (remaillage) à plusieurs reprises. Ce processus est nécessaire pour un grand nombre de situations où la forme du modèle et de la topologie peuvent changer (telles que l'optimisation de forme, propagation de fissures, mouvement de frontières libres, etc.). Par ailleurs, au-delà de la lourde tâche de remaillage, le transfert de champ lors de processus de remaillage dans le cas des problèmes à frontière mobile, entraîne une dégradation de la solution, due à une diffusion numérique après chaque transfert de champ d'approximation.

Dans ce chapitre, il est question de présenter quelques résultats numériques concernant la réparation du patche en composite sur le modèle géométrique étudié expérimentalement. Le but est d'analyser l'écart entre l'approche numérique pour le calcul du facteur d'intensité de contraintes en têtes de fissure réparée et les résultats expérimentaux de la durée de vie en fatigue des plaques réparées

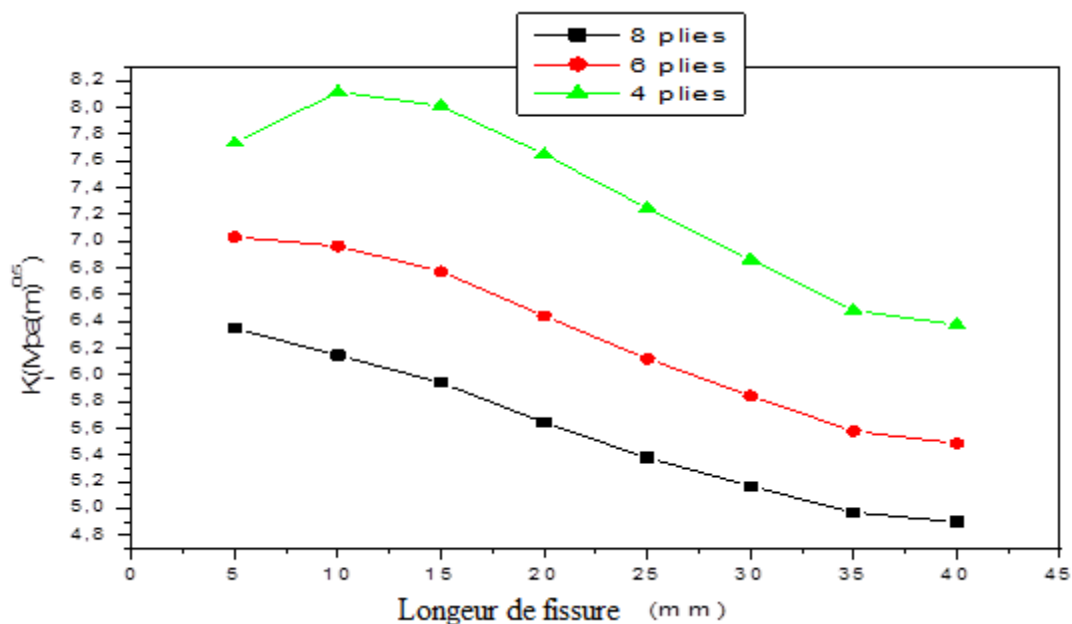
## **7.2 Analyse du facteur d'intensité de contraintes :**

### **7.2.1 Effet du nombre de plis :**

Nous avons commencé notre étude par l'analyse de l'effet du nombre de plis du composite unidirectionnel sur la variation du facteur d'intensité de contraintes en tête de fissure. Nous avons tracé sur la figure 7-1, la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure pour différents nombres des plis du patche. Les nombres de plis choisis sont : 4, 6 et 8. Cette étude peut être valide pour les deux alliages d'aluminium le 2024 et le 7075T6 car ces deux alliages présentent les mêmes propriétés élastiques. Le chargement appliqué est de 70 MPa. Ce chargement est identique à celui appliqué dans l'expérimentale. On remarque d'après la figure 7-1 que le nombre de plis influe considérablement sur la variation du FIC. A titre indicatif, pour une longueur de fissure de 20mm, la variation du FIC entre le patche de 4 plis et celui de 8 plis est de l'ordre de 28.28%. Ce comportement peut être dû au fait, que plus le



patche est épais, plus le transfert de contraintes à travers la couche adhésive est important. Cependant, on remarque que le taux de réduction du FIC du patche est moins important lorsque le nombre de plis augmente. L'optimisation du nombre de plis du patche est donc nécessaire pour assurer un bon transfert de contraintes. Les résultats expérimentaux ont montré également le même comportement mais la différence de la durée de vie entre 8 plis et 6 plis est très grande, dépassant les 150%, alors que cette différence n'est que de 25% entre les cas de : 4 et 6 plis. On peut conclure que la variation du FIC (résultats numériques) en fonction du nombre de plis est linéaire alors que la variation de la durée de vie (résultats expérimentaux) en fonction du nombre de plis peut être considérée comme exponentielle.



**Figure 7-1 : Effet du nombre de plis**

### 7.2.2 Effets du décollement :

La figure 7-2 illustre les variations du facteur d'intensité de contrainte en tête de fissure en fonction de la longueur de fissure pour différentes largeurs de décollement. Nous observons que l'augmentation de la largeur du décollement influe sur la variation du FIC. Ce paramètre influe sur le transfert de contraintes vers le patche en composite. La valeur de FIC décroît avec l'augmentation de la

largeur du décollement. Les contraintes générées autour de la fissure sont fortement absorbées par le patch non décollé. L'augmentation du FIC est de l'ordre de 32% pour un décollement de largeur égale à 9mm. Les résultats expérimentaux ont montré un effet plus accentué de la largeur du décollement. La durée de vie est réduite de 4 fois entre une structure sans décollement et celle avec décollement de largeur 9 mm. Cependant, les deux approches numérique et expérimentale, montrent que la durée de vie en fatigue et le facteur d'intensité de contraintes varient linéairement en fonction de la largeur du décollement.

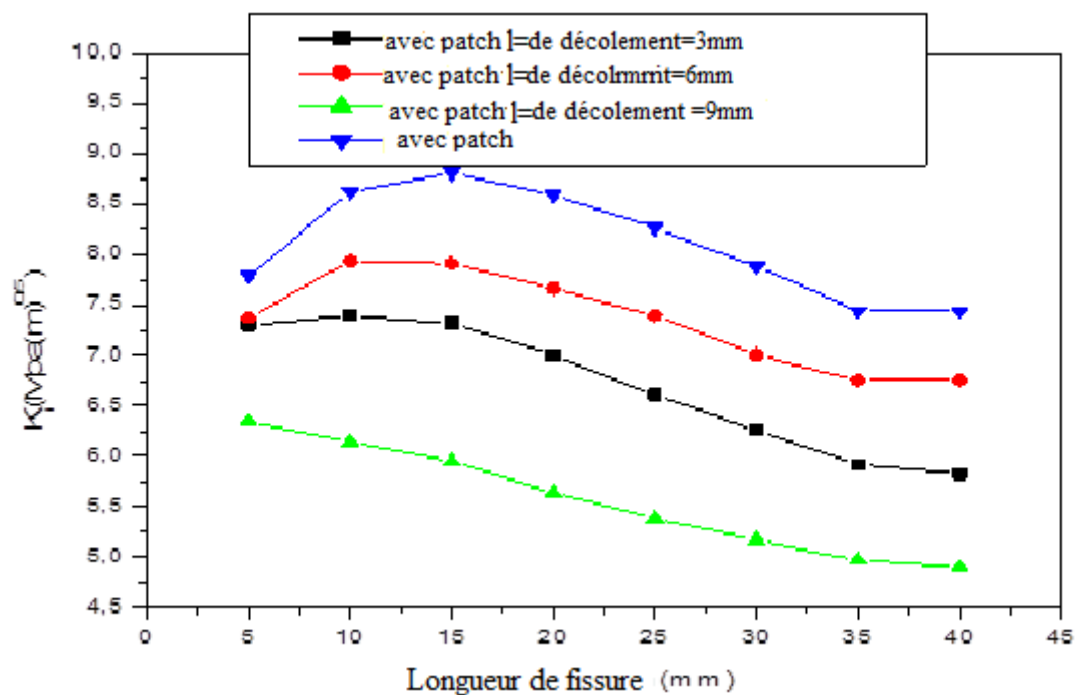
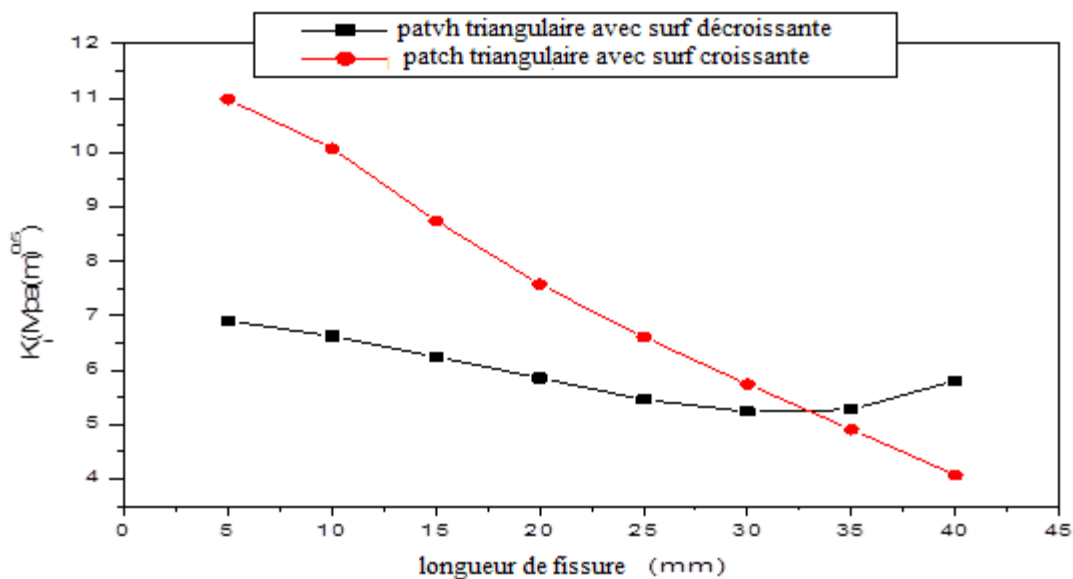


Figure 7-2 : Effet du décollement de l'adhésif

### 7.2.3 Effet de la forme du patch :

La figure 7-3 présente la variation du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de fissure pour deux configurations de la forme triangulaire du patch : avec surface croissante et décroissante. On peut observer à partir des résultats de la figure 7-3 que le FIC du patch triangulaire croissant est supérieur à celui de l'autre forme (patch triangulaire avec surface

décroissante). Cette supériorité est valable pour les longueurs de fissures inférieures à 35mm. Cette différence est due au fait que surface initiale de transmission de contrainte est plus importante pour une forme triangulaire avec forme décroissante. Ces résultats sont en bon accord avec les résultats expérimentaux. Par ailleurs, nous avons vu dans le chapitre 5 que l'effet de l'orientation du patche triangulaire varie entre les alliages d'aluminium 204T3 et 7075T6, alors que numériquement, en appliquant les concepts de la mécanique linéaire de la rupture, on aura les mêmes résultats pour les deux alliages. Cette différence entre les approches numérique et expérimentale peut être due à la présence de plasticité, particulièrement pour des tailles importantes de la fissure ou à des adhésions, métal - composite, différentes pour les deux alliages d'aluminium.

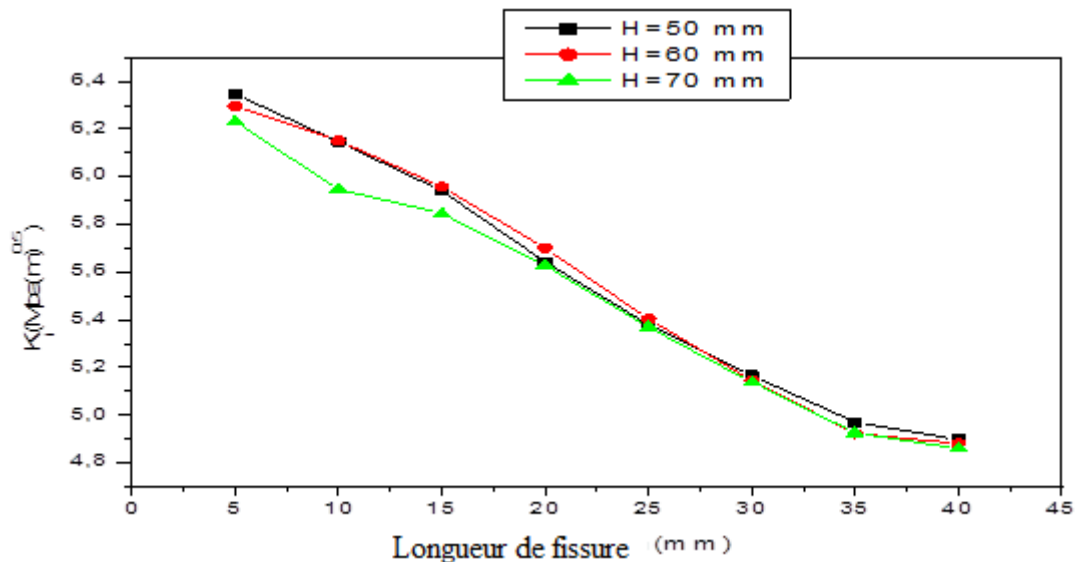


**Figure 7-3 : FIC pour patche triangulaire avec surface croissante et décroissante**

#### 7.2.4 Effet de la hauteur du patche :

La hauteur du patch joue un rôle essentiel dans l'exécution de la réparation parce que le chargement est appliqué dans le sens de la hauteur (direction y).

Cependant, les résultats montrent qu'il n'y a aucun effet bénéfique de l'augmentation de la hauteur de la pièce. Trois hauteurs différentes 50, 60 et 70mm ont été comparées dans cette étude pour faire la correspondance avec les résultats expérimentaux. Le facteur d'intensité de contrainte pour les trois hauteurs ne varie pratiquement pas comme le montre la figure 7-4. Mais les résultats expérimentaux montrent que la durée de vie augmente avec l'augmentation de la hauteur du patche. La nette différence entre les résultats expérimentaux et numériques est due au phénomène de décollement qui peut être important lorsque la hauteur du patche diminue.



**Figure 7-4 : Effet de la hauteur du patche sur le FIC**

### 7.2.5 Effet de la nature du patche :

La nature du patche est un paramètre déterminant sur le comportement de la réparation. La figure 7-5 présente les variations du facteur d'intensité de contrainte en fonction de la longueur de la fissure réparée pour différents types de patches (patche en aluminium, patche en composite non vieilli et patche en composite vieilli (après 90 jours d'immersion)). On remarque d'après la figure 7-5 que le patche en composite donne des valeurs inférieures du FIC par rapport à la plaque réparée par patche métallique. On remarque aussi que l'absorption d'eau par le patche en composite réduit son efficacité. Ces résultats sont en

concordance avec ceux de Rezgani et al. [66]. Ces auteurs ont montré que le taux d'absorption d'eau a un effet significatif sur la variation du FIC. Nos résultats expérimentaux confirment cette tendance.

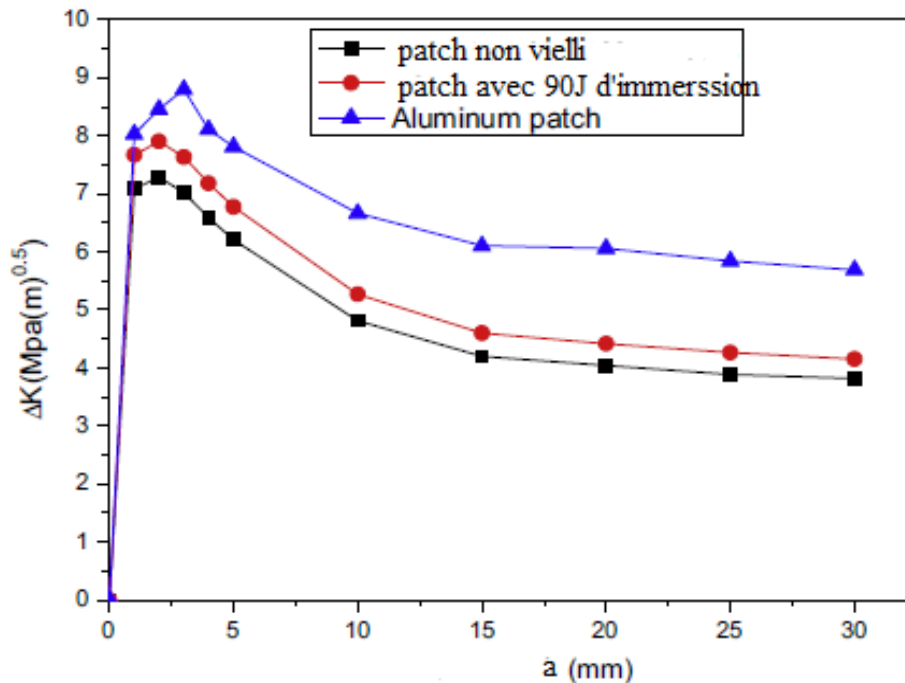


Figure 7-5 : Effet de la nature du patch

### 7.3 Analyse de la distribution des contraintes adhésives :

La durabilité de la réparation peut être estimée par les contraintes de cisaillement de l'adhésif. En effet, le risque de rupture de l'adhésion est plus faible quand les contraintes de cisaillement dans la couche adhésive sont faibles. Dans cette partie du travail, nous avons analysé la distribution des contraintes adhésives afin d'estimer la durabilité de la réparation. La distribution des contraintes a été évaluée sur la longueur de la couche adhésive. Ces contraintes ont été évaluées le long d'une ligne adjacente à la tête de la fissure, sur les plans xz et yz.

#### 7.3.1 Effet du nombre des plis :

La figure 7-6 présente la distribution des contraintes adhésives dans le plan (x,y) ( $\tau_{xz}$ ). Dans le cas d'un patche en composite sous un chargement en traction uniaxiale d'amplitude 70 MPa pour une longueur de fissure de 20 mm. On remarque que les contraintes  $\tau_{xz}$  dans la couche adhésive sont assez faibles, leur intensité maximale en valeur absolue ne dépasse pas 4.5MPa. Cette valeur de la contrainte représente 1/5<sup>ème</sup> de la contrainte de rupture en cisaillement de l'adhésif qui est de l'ordre de 25MPa.

D'autre part, on peut noter que la contrainte maximale est enregistrée dans la région de l'adhésif qui couvre les lèvres de la fissure. Le risque de décollement est donc important au niveau de la région fissurée. La zone entourant la tête de la fissure étant la plus sollicitée, elle transmet le maximum de contraintes vers la couche adhésive et vers le patche en composite. On remarque également que les contraintes maximales dans le patche sont enregistrées pour un nombre de plis égal à 4. Le risque de décollement suivant le plan xz, augmente avec la réduction du nombre de plis.

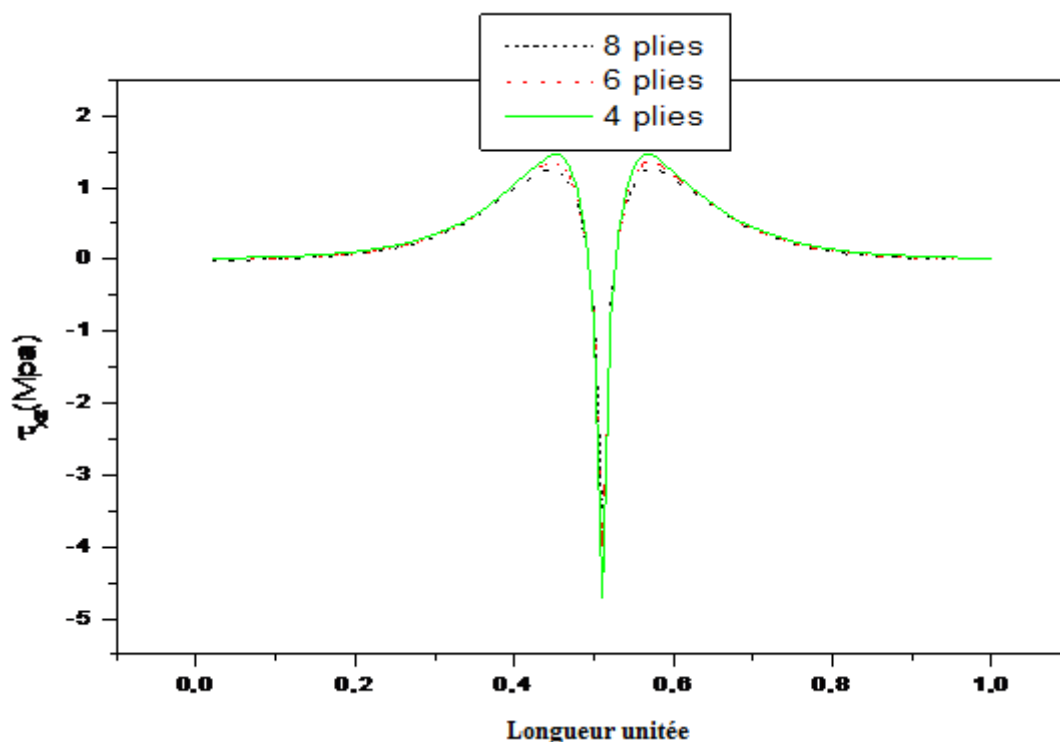


Figure 7-6 : contraintes de cisaillement  $\tau_{xz}$  pour différents nombres de plis

La figure 7-7 présente la distribution des contraintes adhésives  $\tau_{yz}$  pour le cas d'une plaque avec un chargement de 70MPa et pour une longueur de fissure  $a=20\text{mm}$ . On peut donc clairement voir que les contraintes adhésives  $\tau_{yz}$  sont plus élevées par rapport à celles dans le plan (xz) ( $\tau_{xz}$ ). Leur valeur maximale ne dépasse pas 6Mpa. Cependant, on remarque que les contraintes  $\tau_{yz}$  sont relativement faibles au niveau de la zone de la couche adhésive couvrant les lèvres de la fissure. La contrainte maximale est enregistrée au niveau de l'arrêt libre entre le patche et la plaque réparée.

On remarque également que l'augmentation du nombre de plis entraîne une augmentation des contraintes  $\tau_{yz}$ . On peut donc affirmer que l'augmentation de l'épaisseur du patche favorise un possible décollement suivant le plan yz mais les contraintes dans la couche adhésive restent largement inférieures à la contrainte de rupture de l'adhésif

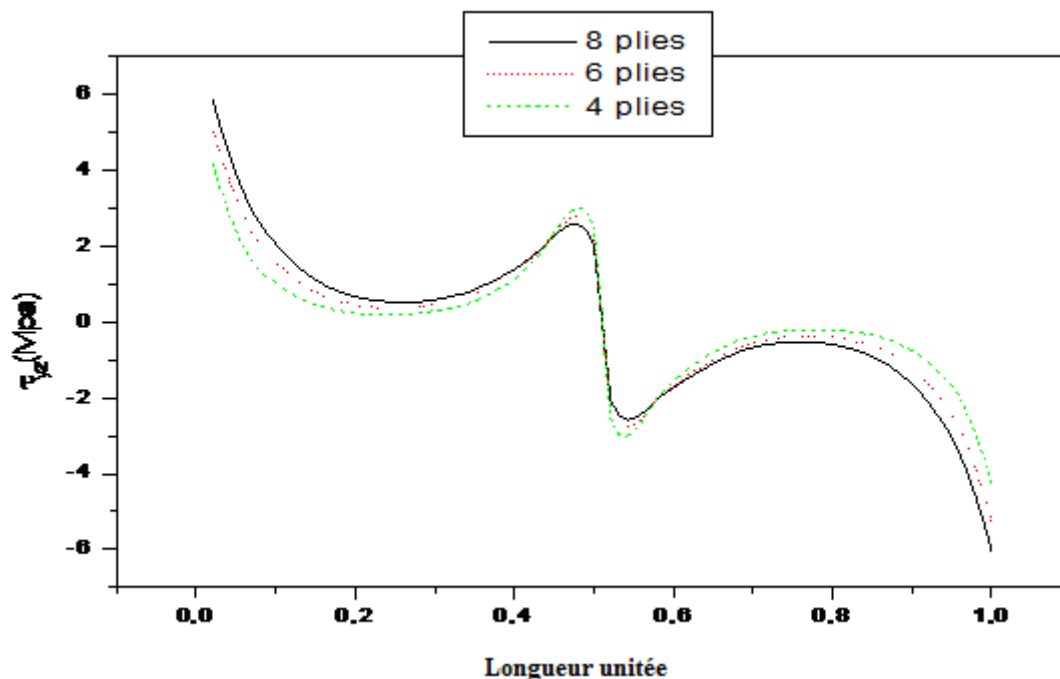
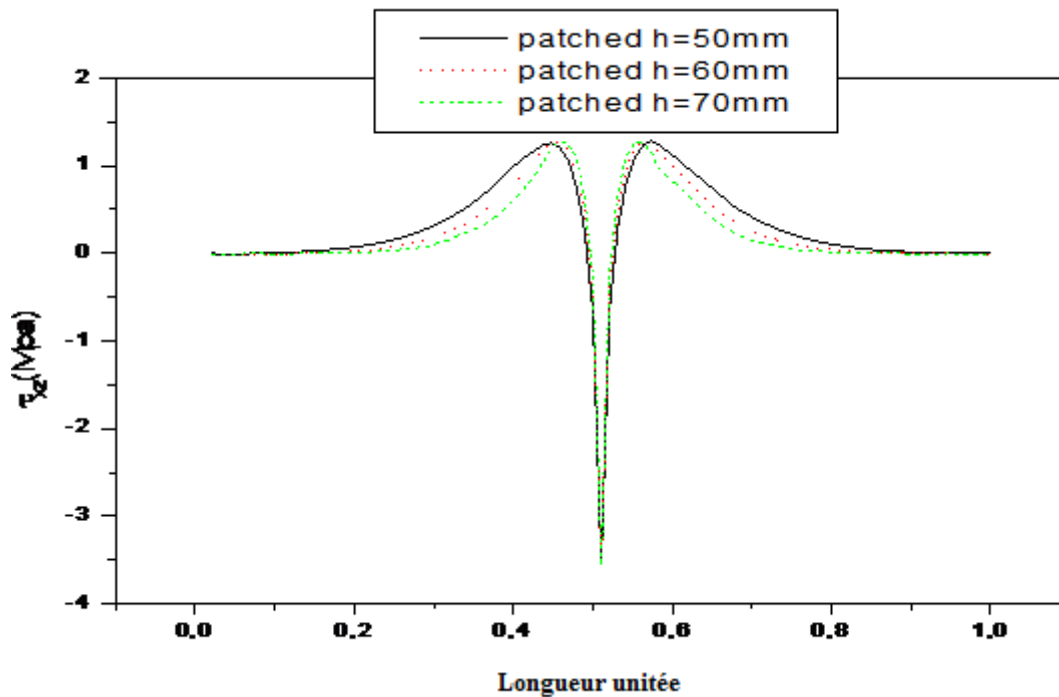


Figure 7-7 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour différents nombres de plis

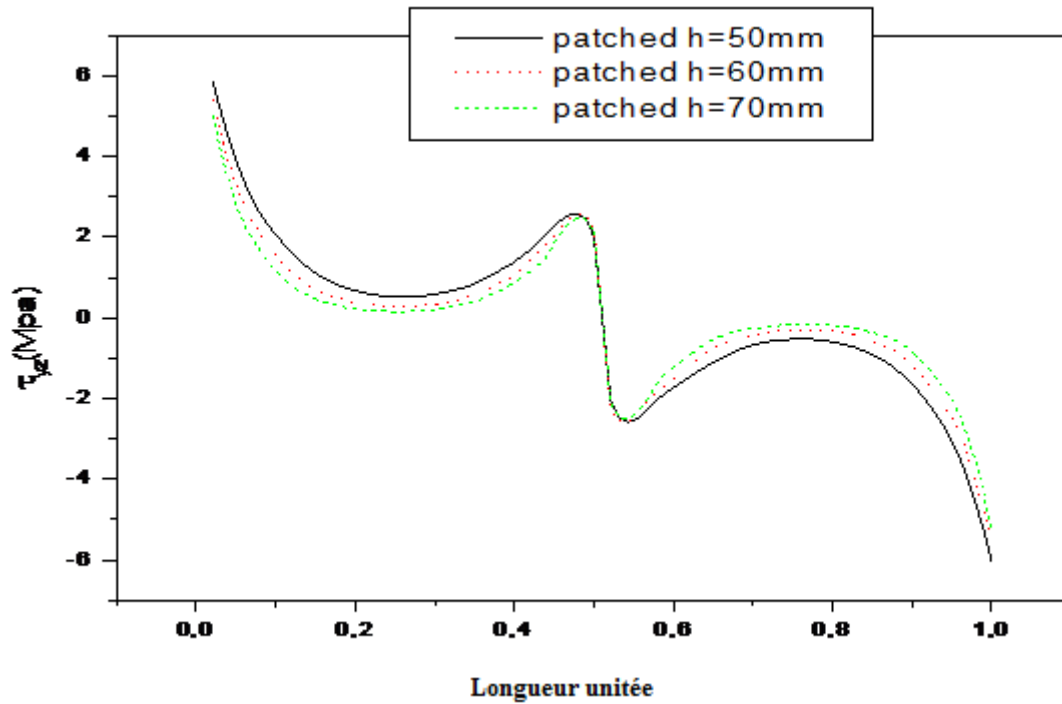
### 7.3.2 Effet de la hauteur du patche :

Les répartitions des contraintes adhésives près de la pointe de la fissure dans les plans xz et yz sont représentées sur les figures 7-8 et 7-9 pour différentes hauteurs de patche. On peut voir que la variation de la hauteur du patche n'a pas un effet significatif sur la distribution des contraintes adhésives alors que les résultats expérimentaux ont montré que l'effet de la hauteur du patche sur la durée de vie en fatigue est très important.



**Figure 7-8 : contraintes de cisaillement  $\tau_{xz}$  pour différentes hauteurs du patche**





**Figure 7-9 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour différentes hauteurs du patche**

### 7.3.3 Effet de la forme du patche :

Les figures 7-10 et 7-11 présentent les distributions des contraintes de cisaillement le long de la couche adhésive dans les plans xz et yz pour différentes formes de patche. Le plan xz présente des contraintes de cisaillement élevées dans la zone fissurée (le ligament). Par contre, les contraintes sont maximales sur les bords de la couche adhésive dans le plan de cisaillement yz.

Les figures 7-10 et 7-11 montrent que la forme triangulaire avec surface décroissante du patche triangulaire présente des contraintes plus élevées, montrant ainsi que cette forme conduit à un transfert de contraintes plus élevées donc à une durée de vie meilleure de la structure réparée. Ces résultats sont en concordance avec les résultats expérimentaux.

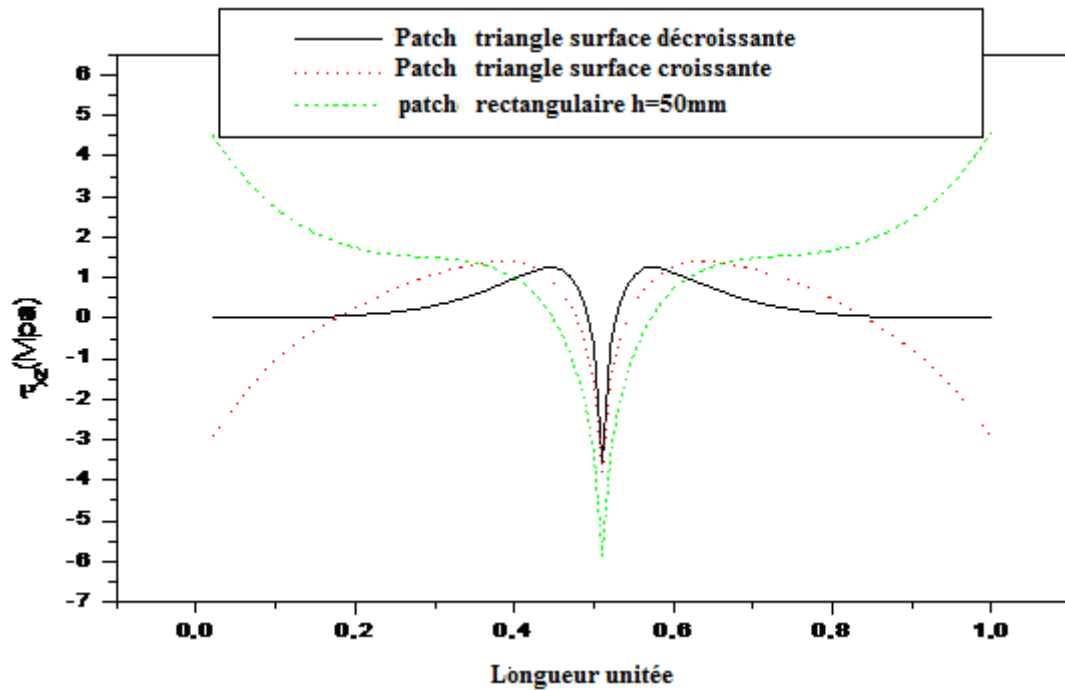


Figure 7-10 : contraintes de cisaillement  $\tau_{xz}$  pour différentes formes du patche

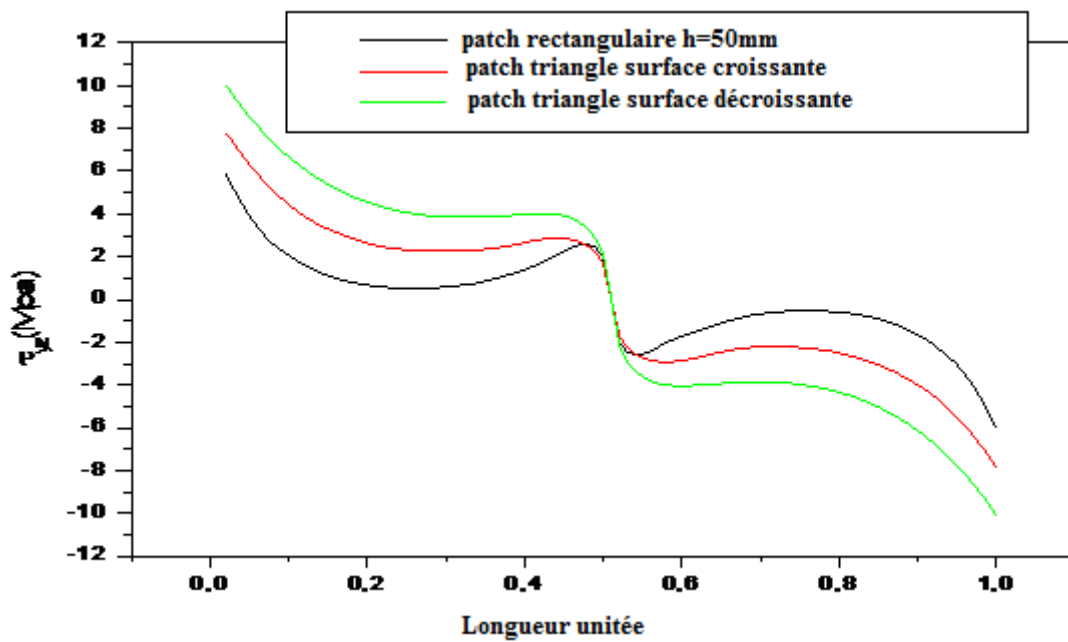
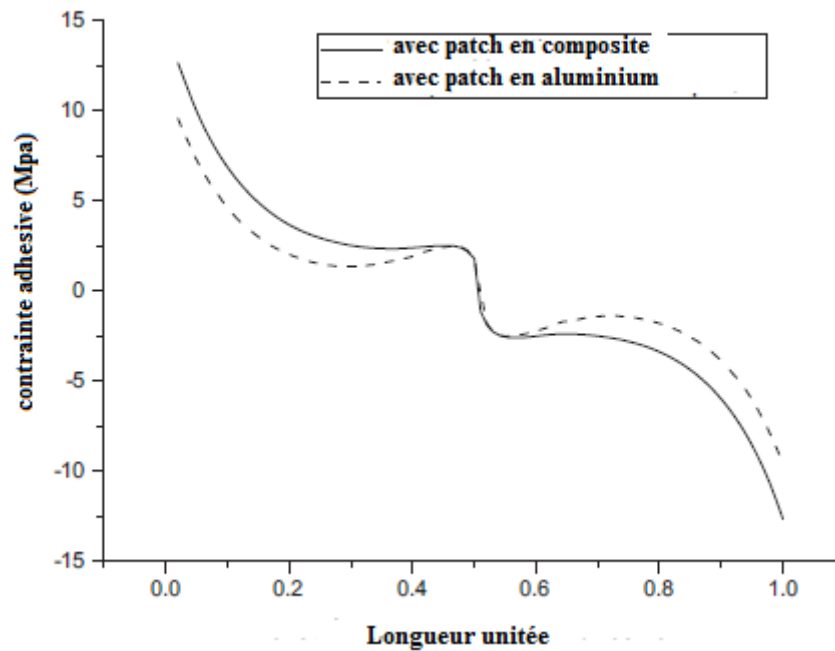


Figure 7-11 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour différentes formes du patche

7.3-4 Effet de la nature du patche



**Figure 7-12 : contraintes de cisaillement  $\tau_{yz}$  pour différents types de patches**

La figure 7-12, présente la distribution des contraintes adhésives pour un patche en aluminium et un patche en composite. On remarque que le niveau de contraintes est plus important pour le cas d'un patche en composite. Le composite étant plus rigide, il absorbe plus de contraintes, ce qui explique que l'intensité des contraintes adhésives pour un patche en composite est plus élevée par rapport au patche métallique. Les résultats expérimentaux sont conformes à ces résultats numériques mais le vieillissement du composite peut entraîner la perte de sa rigidité réduisant ainsi son efficacité.

## 1. Conclusions

Les résultats présentés dans cette thèse montrent les potentialités de la réparation par patch en composite. La durée de vie en fatigue des structures aéronautiques peuvent être améliorée d'une manière très significative par la présence d'un patch en composite car le patch peut rétablir une grande partie de la rigidité de la structure perdue par endommagement, fissuration ou corrosion. La fonction essentiel d'un patch de réparation est de réduire l'intensité de contraintes en tête de fissures réparées, ce qui réduit le taux de propagation de la fissure sous des chargements cycliques de fatigue entraînant une augmentation de la durée de vie résiduelle de la structure.

Il a été montré dans cette thèse que la longueur initiale de la fissure à la réparation a un effet crucial sur l'efficacité de cette réparation. Tout retard dans les délais de réparation conduit à une nette régression de la durée de vie de la structure réparée. La comparaison entre le patch métallique et le patch en composite a montré un net avantage pour le patch en composite, cependant, la dégradation des propriétés du composite par absorption de l'humidité ou par tout autre type de vieillissement diminue les performances du composite par rapport au métal.

La présence d'un décollement de l'adhésif réduit considérablement la durée de vie en fatigue de la structure réparée. Cette réduction est d'autant plus importante lorsque les dimensions du décollement sont importantes. Les propriétés géométriques du patch ont des effets significatifs sur l'efficacité de la réparation. La forme, la longueur et la largeur du patch déterminent directement la surface de recouvrement entre la plaque fissurée et le patch de réparation. L'augmentation de cette surface conduit à une meilleure efficacité de la réparation. L'épaisseur du patch caractérise sa rigidité, un patch plus rigide

absorbe plus de contraintes et conduit donc à une durée de vie plus longue de la structure réparée.

La nature du chargement et son intensité ont un effet direct sur la durée de vie en fatigue. Il a été montré qu'un chargement avec blocs croissants accélère la propagation de la fissure même pour des éprouvettes réparées. L'efficacité de la réparation est réduite avec ce type de chargement. Pour un chargement avec blocs décroissants, un effet de retard a été remarqué lorsque on réduit l'amplitude du chargement. Cet effet de retard est dû à la plasticité autour de la tête de fissure qui retarde la propagation de la fissure sous une amplitude de chargement moins importante. Pour l'alliage de l'aluminium le plus ductile (Al 2024 T3). L'effet de retard est atténué par la présence du patch en composite provoquant l'inversion du rôle de ce patch. En effet, la durée de vie en fatigue est plus importante avec patch lorsqu'on est en présence du phénomène de retard de la propagation de la fissure dans l'alliage 2024 T3.

## **2. Recommandations**

D'après nos résultats, nous pouvons donner les recommandations suivantes aux concepteurs des patches de réparation :

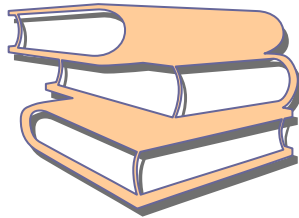
- La fissure doit être réparée dès sa détection
- Dans la prédiction de la durée de vie des structures réparées, il faut tenir compte des effets du vieillissement du composite et de l'adhésif. Un coefficient de sécurité doit être introduit pour quantifier ses effets.
- Les dimensions du patch doivent être optimisées de manière à réduire le facteur d'intensité de contraintes sans augmenter les contraintes dans la couche adhésive
- Des précautions doivent être prises lors de la conception du patch pour que les contraintes dans la couche adhésive ne dépassent pas les valeurs tolérées.
- Un coefficient de sécurité doit être introduit pour contenir les effets de variations des amplitudes de chargement.

## **3. Perspectives**

Dans nos travaux futurs, nous espérons continuer cette étude en analysant plus profondément les points suivants :

- Etude des performances de la réparation sous chargement cyclique aléatoire
- Les effets du vieillissement du composite et de l'adhésif seront plus détaillés, le vieillissement se fera dans une enceinte climatique
- L'étude du décollement sera plus réaliste. En effet, le décollement sera suivi par un appareil à ultrason.

# REFERENCES BIBLIOGRAPHIES



[1] Schütz, W. (1996). A history of fatigue. *Engineering Fracture Mechanics*,54(2):263 – 300.

[2] Schijve, J. (2003). Fatigue of structures and materials in the 20<sup>th</sup> century and the state of the art. *International Journal of Fatigue*, 25(8):679 – 702.

[3] A. Bazergui, T. Bui-cuok, A. Biron, G. Muntyre, C. Laberge

[4] Miller, K.J., and Zachariah, K.P. (1977) : Cumulative Damage Laws for Fatigue Crack Initiation and Stage I Propagation, *Journal of Strain Analysis*, Vol.12, No.4.

[5] R.C. Dimitriu, H.K.D.H. Bhadeshia (2010), Fatigue crack growth rate model for metallic alloys. *Materials and Design* 31, pp 2134–2139.

[6] Walker, EK., 1970. “The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7076-T6 aluminum. In: *Effect of environment and complex load history on fatigue life*”, ASTM STP 462. Philadelphia: American Society for Testing and Materials, pp.1–14.

[7] Forman, R. G., 1972. “Study of fatigue crack initiation from flaws using fracture mechanics theory”. *Engineering Fracture Mechanics*.4(2), pp. 333–345.

- [8] Hartman, A. and J. Schijve, 1970. "The Effects of Environment and Load Frequency on the crack propagation law for macro fatigue crack growth in aluminum alloys". *Engineering Fracture Mechanics*, 1(4), pp. 615-631.
- [9] Dowling, Norman E., 1993. "Mechanical Behavior of Materials": *Engineering Methods for Deformation Fracture and Fatigue*, Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey.
- [10] Collipriest, J. E. Jr., 1972. "An Experimentalist's View of the Surface Flaw Problem. Physical Problems and Computational Solutions", J. L. Swedlow, Ed., American Society of Mechanical Engineers, New York pp. 43-62.
- [11] McEvily, A. J., 1974. "Phenomenological and microstructural aspects of fatigue". Third International Conference on the Strength of Metals and Alloys, Cambridge, England; published by The Institute and The Iron and Steel Institutes, Publication, W36, pp. 204-213.
- [12] Zheng, Xiulin, A. Manfred, 1983. "Fatigue Crack Propagation in Steels". *Engineering Fracture Mechanics*, 18(3), pp. 965-973.
- [13] Lal, D. N. and V. Weiss, 1978. "A notch analysis of fracture approach to fatigue crack propagation", *Metallurgical Transactions*, 9A, pp. 413-425.
- [14] Wang, Wei and Cheng Thomas, 1994. "Fatigue Crack Growth Rate of Metal by Plastic Energy Damage Accumulation Theory". *Journal of Engineering Mechanics*, 120(4), pp. 776-795.
- [15] Dowling, N. E. and J. A. Begley, 1976. "Fatigue crack growth during gross plasticity and the J integral: Mechanics of crack growth", ASTM STP 590, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, PA, pp. 82-105.
- [16] T.V. Duggan, 1977. "A theory for fatigue crack propagation". *Engineering fracture Mechanics*, 9, 735-747.



- [17] A.M.L. Adib, C.A.R.P. Baptista. “An exponential equation of fatigue crack growth in titanium”. *Materials Science and Engineering A*, 452- 453, pp.321-325.
- [18] C.A.R.P. Baptista, A.M.L. Adib, M.A.S. Torres, V.A. Pastoukhov. “Describing fatigue crack growth and load ratio effects in Al 2524 T3 alloy with an enhanced exponential model”. *Mechanics of Materials* 51 (2012) 66–73.
- [19] Elber, W., 1970. “Fatigue crack closure under cyclic tension”. *Engineering Fracture Mechanics*, 2, pp. 37-45.
- [20] D. Kujawski. “Correlation of long and physically short-crack growth in aluminum alloys”, *International Journal of Fatigue*, 68(12): 1357-1369, 2001.
- [21] D. Kujawski, S. Dinda. “Correlation and prediction of fatigue crack growth for different R-ratios using  $K_{max}$  and  $K_{+}$  parameters. *Eng. Fract.Mech.* 71, 1779–1790, 2004.
- [22] Elber, W., 1971. “The significant of fatigue crack closure” . In: *Damage tolerance in aircraft structures*, ASTM STP 486. Philadelphia, PA: American Society for Testing and Materials, pp. 230-242.
- [23] M. Benguediab. “Etude de la propagation des fissures de fatigue sous spectres de chargement réduits”, Thèse de Doctorat d’Etat, Université de Poitiers, 1989.
- [24] S. Chand, S. B. L. Garg. “Crack propagation under constant amplitude loading”. *Engng Fracture Mech.* 21, 1-30, 1985.
- [25] M. Katcher, M. Kaplan. “Effect of R-factor and crack closure on fatigue crack growth for aluminium and titanium alloys”. *ASTM STP 559*, 264-282, 1974.
- [26] V. Bachmann, D. Munz. “Crack closure in fatigue of titanium alloy”. *Int.J. Fracture* 11, 713-716, 1975.

- [27] R.G Forman, S.R Mettu. "Behavior of surface and corner cracks subjected to tensile and bending loads in Ti-6Al-4V alloy". Fracture Mechanics 22nd Symposium, Vol. 1, ASTM STP 1131, H.A. Saxena and D.L. McDowell, eds., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1992.
- [28] J.R. Mohanty, B.B. Verma, P.K. Ray. "Prediction of fatigue crack growth and residual life using an exponential model: Part I (constant amplitude loading)". International Journal of Fatigue 31 (2009) 418– 424.
- [29] J.R. Mohanty, B.B. Verma. "Determination of fatigue crack growth rate from experimental data: a new approach". Int. J. Microstructure and Materials Properties, Vol. 5, No. 1, 2010
- [30] R.G. Forman, V.E. Hearney and R.M. Engle, "Numerical analysis of crack propagation in cyclic loaded structures ", Journal of Basic Engineering, Trans of ASME, Vol. 89, pp. 459-463, 1967.
- [31] AA Roche. Le vide, les couches minces, vol. 257, page 197, 1991.
- [32] Jacques Cognard. Journal of Adhesion, vol. 57, page 31,1996.
- [33] Sener and Delannay. On the transition between adhesive and cohesive modes of debonding during peeling of thin plates bonded with an epoxide adhesive. International Journal of Adhesion and Adhesives, vol. 21, no 4, pages 339–348, 2001.
- [34] K. W. Allen. Adhesion measurement of films and coatings. Polymer International, vol. 39, no 1, page 77–77, 1996.
- [35] Patrice Couvrat. Le collage structural moderne : théorie et pratique. Tec & Doc-Lavoisier, Paris, 1992.
- [36] R. D. Adams. Adhesion, London, vol. 15, page 1, 1991.
- [37] A. J. Kinloch. Adhesion and adhesives : Science and technology. Springer, 1987.

[38].Paroissien E., Contribution aux assemblages hybrides (boulonnes/colles)-Application aux jonctions aeronautiques. These de doctorat, Universite Toulouse III, 2006.

[39].Cheng P.C. Etude et optimisation de la reparation des composites stratifies par collage des patches externes. These de doctorat, Universite de Bourgogne, 2010.

[40].Grabovac I., Whittaker D., Application of bonded composites in the repair of ships structures - A 15-year service experience. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 40, 2009, pg. 1381-1398.

[41].Breitzman T., Iarve E., Cook B., Schoepner G., Lipton R. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 40, 2009, pg. 1921-1930.

[42].Ridha M., Tan V., Tay T. Traction-separation laws for progressive failure of bonded scarf repair of composite panel. Composite Structures, 93, 2011, pg. 1239-1245.

[43] B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari and B. Serier. Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bonded composite patch in mode I and mixed mode Composite Structures, Volume 56, Issue 4, June 2002, Pages 401-406

[44] B.BACHIR BOUIADJRA, M.BELHOUARI and N.RANGANATHAN  
“ Evaluation of Stress Intensity factors for patched Cracks with Bonded Composite Repairs in Mode I and Mixed Mode ”, Proc. ECF14, Vol I, pp 169 –176, Cracovie, Pologne, 2002

[45] F. Benyahia, A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra , M. Belhouari, A Comparison Study of Bonded Composite Repairs of through-Wall Cracks in Pipes Subjected to Traction, Bending Moment and Internal Pressure, Advanced Materials Research Vol. 1105 (2015) pp 381-385

**[46] . F. Benyahia , L. Aminallah , A. Albedah , B. Bachir Bouiadjra , T. Achour , Experimental and numerical analysis of bonded composite patch repair in aluminum alloy 7075 T6, Materials and Design 73 (2015) 67–73**

**[47] Bachir Bachir Bouiadjra, Fayçal Benyahia, Abdulmohsen Albedah, Bel Abbes Bachir Bouiadjra, S. M.A khan, Comparison between composite and metallic patches for repairing aircraft structures of aluminum alloy 7075 T6, International Journal of fatigue, 2015**

**[48] F. Benyahia, A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra Stress intensity factor for repaired circumferential cracks in pipe with bonded composite wrap, journal of pressure vessel technology; Journal of Pressure Vessel Technology, August 2014 , 136: 041201-1**

**[49] A. Albedah, R. Mhamdia, F. Benyahia, B. Bachir bouiadjra, and B. Serier, Analysis of thermal residual stresses distribution in circular and elliptical bonded composite repair of metallic cracked structures, Key engineering materials, 2014,577-578, pp. 681-684**

**[50] Belhouari, M., Fekih, S.M., Madani, K., Amiri, A., Bachir Bouiadjra, B. , Experiments method design applied to optimization of patch repairs for cracked plates , Key engineering materials, 2014, 577-578**

**[51] M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra, A. Megueni and K. Kaddouri. Comparison of double and single bonded repairs to symmetric composite structures: a numerical analysis Composite Structures, Volume 65, Issue 1, July 2004, Pages 47-53**

**[52] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, B. Serier, M. Benguediab, SIF for Inclined Cracks Repaired with Double and Single Composite Patch, Mechanics of Advanced Materials and Structures, 1537-6532, Volume 14, 2007, pp: 303 – 308**

- [53] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier, Fracture energy for repaired cracks with bonded composite patch having two adhesive bands in aircraft structures, *Computational Materials Science*, Volume 40, 2007, pp: 20-26
- [54] D. Ouinas, M. Sahnoune, N. Benderdouche, B. Bachir Bouiadjra, Stress intensity factor analysis for notched cracked structure repaired by composite patching *Materials & Design*, Volume 30, 2009, pp: 2302-2308
- [55] M. Bezzerrouki, A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra, W. Ouddad, F. Benyahia, Computation of the stress intensity factor for repaired cracks with bonded composite wrap in pipes under traction effect, *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, July 2013; vol. 26, 6: pp. 831-844.
- [56] B. Bachir Bouiadjra, T. Achour, M. Berrahou, D. Ouinas, X. Feugas Numerical estimation of the mass gain between double symmetric and single bonded composite repairs in aircraft structures *Materials & Design*, Volume 31, Issue 6, June 2010, Pages 3073-3077
- [57] D.Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, T. Achour, N. Benderdouche Influence of disbond on notch crack behaviour in single bonded lap joints Original Research Article. *Materials & Design*, Volume 31, Issue 9, October 2010, Pages 4356-4362
- [58] D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, B. Achour, N. Benderdouche, Modelling of a cracked aluminium plate repaired with composite octagonal patch in mode I and mixed mode, *Materials & Design*, Volume 30, 2009, pp: 590-595.
- [59] K. Kaddouri, D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, FE analysis of the behaviour of octagonal bonded composite repair in aircraft structures,

**Computational Materials Science, Volume 43, 2008, Pages 1109-1111**

**[60] Sohail M. A. Khana,, F. Benyahia, B. Bachir Bouiadjra,, A. Albedah, Analysis and Repair of Crack Growth Emanating from V-Notch under Stepped Variable Fatigue Loading, Procedia Engineering 74 ( 2014 ) 151 – 156**

**[61] W. Oudad, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, S. Touzain, X. Feaugas, Analysis of the plastic zone size ahead of repaired cracks with bonded composite patch of metallic aircraft structures, Computational Materials Science, Volume 46, 2009, pp 950-954.**

**[62] T. Achour, B. Bachir Bouiadjra and B. Serier Numerical analysis of the performances of the bonded composite patch for reducing stress concentration and repairing cracks at notch Computational Materials Science, Volume 28, Issue 1, July 2003, Pages 41-48.**

**[63] Mhamdia Rachid, B. Serier, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, Numerical analysis of the patch shape effects on the performances of bonded composite repair in aircraft structures , Composites Part B: Engineering, 2012,43:391-397**

**[64] B. Bachir Bouiadjra, M. Fari Bouanani, A. Albedah, F. Benyahia, M. Es-Saheb, Comparison between rectangular and trapezoidal bonded composite repairs in aircraft structures: A numerical analysis , Materials & Design, 32, 2011, s 3161-3166**

**[65] A. Megueni, A. Tounsi, B. Bachir Bouiadjra and B. Serier The effect of a bonded hygrothermal aged composite patch on the stress intensity factor for repairing cracked metallic structures Composite Structures, Volume 62, Issue 2, November 2003, Pages 171-176.**

- [66] L. Rezgani, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, K. Madani, B. Serier, and X. Feaugas Effect of composite hygrothermal aging on the SIF variation in bonded composite repair of aircraft structures. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, December 2010; vol. 29, 24: pp. 3631-3636
- [67] F. Benyahia, M. Fari Bouanani, A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra, Effect of water absorption on the adhesive damage in bonded composite repair of aircraft structures, *Materials & design*, Volume 57, 2014, Pages 435-441
- [68] A. Hebbar, D. Ouinas, A. Lousdad, B. Bachir Bouiadjra, Erosive Wear Modeling of Polymeric Composite Materials, *Journal of reinforced plastics and composites*, 29, 2010, 1893-1899
- [69] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, B. Serier, M. Belhouari and M. Benguediab, Energy Release Rate for Repaired Inclined Cracks with Bonded Composite Patch Having Two Adhesive Bands in Aircraft Structures, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Volume 27, 2008, pp:1135-1145
- [70] D. Ouinas, B.B. Bouiadjra, B. Serier, M. Said Bekkouche, Comparison of the effectiveness of boron/epoxy and graphite/epoxy patches for repaired cracks emanating from a semicircular notch edge, *Composite Structures*, Volume 80, 2007, pp: 514-522
- [71] L. Aminallah, L. Rezgani, B. Bachir Bouiadjra, K. Madani, A. Albedah and F. Benyahia, Effects of the composite and adhesive aging on the plasticity in bonded composite repair, *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 30(2011) 1245–1250

**[72] W. Oudad, K. Madani, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, S. Cohendoz, S. Touzain, X. Feaugas, Effect of humidity absorption by the adhesive on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures, Composites: Part B 43 (2012) 3419–3424**

**[73] P. Papanikos, K.I. Tserpes, Sp. Pantelakis, Initiation and progression of composite patch debonding in adhesively repaired cracked metallic sheets, Composite Structures 81 (2007) 303–311**

**[74] P. Poole, Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure, Volume 1, 2002, Pages 415-441**

**[75] Wei Xu, Yueguang Wei Strength and interface failure mechanism of adhesives joints**

**International Journal of Adhesion and adhesives, 34, 2012, p: 80-92**

**[76] Kujawski D: Estimations of stress intensity factor for small Cracks et Notches; Fatigue of Engineering Materials and Structures; 1991; 14:953-965.**

**[77] Jones R., Peng D.: A simple method for computing the stress intensity factors for cracks at notches; Engineering Failure Analysis; 2002, 9:683-702.**

**[78] Fett T and Munz D: stress intensity factors and weight Functions; Southampton; Computational Mechanics Publications; 1997.**

**[79] Wang CH, Rose LRF: A Crack Bridging Model for Bonded Plates Subject to Tension and Bending; International Journal of Solids and Structures; 1985; 36; 1985-2014**

**[80] Creager M., Paris P.C., Elastic field equation for blunt cracks with reference to stress-corrosion cracking, Int.JFract.Mech., 1967,3:247-252.**



- [81] Ouinas D, Bouiadjra BB, Serier B. The effects of disbands on the stress intensity factor of aluminium panels repaired using composite materials. *Compos Struct* 78 (2007)278–84.
- [82] D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, T. Achour, N. Benderdouche, Influence of disbond on notch crack behaviour in single bonded lap joints, *Materials & Design*, 31 (2010) 4356-4362.
- [83] B. Bachir Bouiadjra, D. Ouinas, B. Serier, N. Benderdouche Disbond effects on bonded boron/epoxy composite repair to aluminium plates, *Computational Materials Science*, 42 (2008) 220-227.
- [84] D. Ouinas, B. Bachir Bouiadjra, S. Himouri, N. Benderdouche, Progressive edge cracked aluminium plate repaired with adhesively bonded composite patch under full width disbond, *Composites Part B: Engineering*, 43 (2012) 805-811.
- [85] A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra, W. Ouddad, M. Es-saheb and F. Binyahia, Elastic plastic analysis of bonded composite repair in cracked aircraft structures, *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 30(2011) 66–72,
- [86] W. Oudad, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, S. Touzain, X. Feaugas, Analysis of the plastic zone size ahead of repaired cracks with bonded composite patch of metallic aircraft structures, *Computational Materials Science*, 6, (2009) 950-954
- [87] A. Albedah , Sohail M.A. Khan a, F. Benyahia , B. Bachir Bouiadjra, Experimental analysis of the fatigue life of repaired cracked plate in aluminum alloy 7075 with bonded composite patch, *Engineering Fracture Mechanics* , 2015, In press

- [88] A. Megueni, B. Bachir Bouiadjra and M. Belhouari. Disbond effect on the stress intensity factor for repairing cracks with bonded composite patch *Computational Materials Science*, Volume 29, Issue 4, April 2004, Pages 407-413
- [89] A Amiri, B Bachir Bouiadjra, B Serier, M Belhouari, Analysis of the Disbond Effect on the Stress Intensity Factor Variation for Repaired Cracks with Bonded Composite Patch, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications* Volume 220, 2006 pp : 91-93
- [90] B. Bachir Bouiadjra, L. Rezgani, D. Ouinas, M. Belhouari, A. Ziadi, Numerical analysis of the notch effect and the behaviour of notch crack in adhesively bonded composite laminates, *Computational Materials Science*, Volume 38, 2007, pp: 759-764
- [91] B. Bachir Bouiadjra, W. Oudad, A. Albedah, F. Benyahia, M. Belhouari, Effects of the adhesive disband on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures, *Materials and Design* 37 (2012) 89–95
- [92] Alan Baker, Daniel Bitton, John Wang, Development of a proof test for through-life monitoring of bond integrity in adhesively bonded repairs to aircraft structure, *International Journal of Adhesion & Adhesives* 36 (2012) 65–76
- [93] Ananth Ram Mahanth Kasavajhala, Linxia Gu, Fracture analysis of Kevlar-49/epoxy and e-glass/epoxy doublers for reinforcement of cracked aluminum plate, *Composite Structures* 93 (2011) 2090–2095

**[94] Dinghe Li, Guanghui Qing, Yanhong Liu, A three-dimensional semi-analytical model for the composite laminated plates with a stepped lap repair, Composite Structures 93 (2011) 1673–1682**

**[95] Linxia Gu, Ananth Ram Mahanth Kasavajhala, Shijia Zhao, Finite element analysis of cracks in aging aircraft structures with bonded composite-patch repairs, Composites: Part B 42 (2011) 505–510**

**[96] H. Hosseini-Toudeshky M.A. Ghaffari, B. Mohammadi, Fatigue propagation of induced cracks by stiffeners in repaired panels with composite patches, Procedia Engineering 10 (2011) 3285–3290**

**[97] Deheeger A, Mathias JD, Grédiac M. A closed-form solution for the thermal stress distribution in rectangular metal/composites bonded joints. Int J Adhes Adhes 2009;29:515–24.**

**[98] Wang CH, Rose LRF, Callinan R, Baker AA. Thermal stresses in plate with a circular reinforcement. Int J Solids Struct 2000;37:4577–99.**

**model, International Journal of Mechanical Sciences, 53(2012) 606-616**

**[99] Alan A. Baker, A Proposed Approach for Certification of Bonded composite repair to Flight-Critical Airframe Structure, Applied Composite Materials, 18 (2011) 337-369**

**[100] John G. Bakuckas and Bud Westerman, Fatigue and Residual Strength Performance of bonded repair to Metallic Fuselage, ICAF 2011 Structural Integrity: Influence of Efficiency and Green Imperatives, Part 8, (2011) 735-752**

**[101] G.C. Tsai, S.B. Shen, Fatigue analysis of cracked thick aluminum plate bonded with composite patches, Compos Struct, 64 (2004). 79–90**

**[102] 46] C. Okfar, N. Singh, U.E. Enemuoh, S.V. Rao, Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels, Compos Struct, 71 (2005),. 258–270**

**[103] Aminallah L, Achour T, Bachir Bouiadjra B, Serier B, Amrouche A, Feaugas X, et al. Analysis of the distribution of thermal residual stresses in bonded composite repair of metallic aircraft structures. Comput Mater Sci 2009;46:1023–7.**

**[104] R. Mhamdia, B. Bachir Bouadjra, B. Serier, W. Ouddad, X. Feaugas and S. Touzain, Stress intensity factor for repaired crack with bonded composite patch under thermo-mechanical loading, Journal of Reinforced Plastics and Composites 30 (2011) ) 416–424**

**[105] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, B. Serier, M. Belhouari and M. Benguediab, Energy Release Rate for Repaired Inclined Cracks with Bonded Composite Patch Having Two Adhesive Bands in Aircraft Structures, Journal of REINFORCED PLASTICS AND COMPOSITES, 27 (2008) 1135–12**

**[106] A. Albedah, R. Mhamdia, F. Benyahia, B. Bachir bouiadjra, and B. Serier, Analysis of thermal residual stresses distribution in circular and elliptical bonded composite repair of metallic cracked structures, Key engineering materials, 2014,577-578, pp. 681-684**

**[107] . R. Mhamdia, B. Bachir Bouiadjra, B. SErier, Stress intensity factor for repaired crack with bonded composite patch under thermo-mechanical loading, Journal of reinforced plastic and composites, 30, 2022,416-424**

**[108] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, M. Belhouari, B. Serier, B. Benguediab, and D. Ouinas, SIF for Double- and Single-sided Composite**

**Repair in Mode I and Mixed Mode, Journal of reinforced plastics and composites 30, 2010, 416-424**

**[109] F. benyahia , A, Albedah, , B. Bachir Bouiadjra, Elliptical and circular bonded composite repair under mechanical and thermal loading in aircraft structures, Materials research, 2014**

**[110] M. Bezzerrouki, B. Bachir Bouiadjra, D. Ouinas, SIF for cracks repaired with single composite patch having two adhesive bands and double symmetric one in aircraft structures, Computational Materials Science, Volume 44, 2008, pp: 542-546.**

**[111] B. Bachir Bouiadjra, H. Fekirini, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier, Fracture energy for repaired cracks with bonded composite patch having two adhesive bands in aircraft structures, Computational Materials Science, Volume 40, 2007, pp: 20-26**

**[112] A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra, L. Aminallah, . Es-Saheb, F. Benyahia, Numerical analysis of the effect of thermal residual stresses on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures, Composites: Part B 4 2 (2011) 511–516**

**[113] F. Benyahia, A. Albedah, B. Bachir Bouiadjra, Analysis of the adhesive damage for different patch shapes in bonded composite repair of aircraft structures, Materials & Design, Volume 54, February 2014, Pages 18-24**

**[114] M. Fari Bouanani, F. Benyahia, A. Albedah, A. Aid, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, T. Achour, Analysis of the adhesive failure in bonded composite repair of aircraft structures using modified damage zone theory, Materials & Design, Volume 50, September 2013, Pages 433-439**

- [115] S.M. Fekih, A. Albedah, F. Benyahia, M. Belhouari, B. Bachir Bouiadjra, A. Miloudi, Optimisation of the sizes of bonded composite repair in aircraft structures, *Materials and Design* 41 (2012) 171–176
- [116] .. A. Albedah, F. Benyahia, H. Dinar, B. Bachir Bouiadjra, Analytical formulation of the stress intensity factor for crack emanating from central holes and repaired with bonded composite patch in aircraft structures, *Composites Part B: Engineering*, Volume 45, Issue 1, February 2013, Pages 852-857
- [117] H. Fekirini, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier, Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive bands in aircraft structures, *Composite Structures*, Volume 82, 2008, pp: 84-89.
- [118] Specification BP. Surface preparation of materials for adhesive bonding. BPS FW 1972;4352.